

# 基于 STM32 的多传感器四旋翼姿态控制系统设计\*

任剑秋, 钟小勇, 张小红

(江西理工大学 理学院, 江西 赣州 341000)

**摘要:** 针对四旋翼无人机姿态传感器易受干扰, 导致姿态输出误差大的问题, 设计了一种基于 STM32 的多传感器四旋翼姿态控制系统。系统使用 MPU6050 等传感器实时采集四旋翼姿态数据, 通过四元数互补滤波算法进行姿态解算, 利用串级 PID 控制, 以 PWM 方式驱动电机。在设计控制系统的软硬件基础上, 完成了四旋翼的实物制作与飞行测试。结果表明: 该系统能够灵活地控制四旋翼无人机的姿态, 实现四旋翼无人机稳定飞行。

**关键词:** 四旋翼无人机; 姿态控制; STM32; 传感器; 互补滤波; 串级 PID

中图分类号: TP273

文献标识码: A

DOI: 10.16157/j.issn.0258-7998.201024

中文引用格式: 任剑秋, 钟小勇, 张小红. 基于 STM32 的多传感器四旋翼姿态控制系统设计[J]. 电子技术应用, 2021, 47(5): 97-101, 107.

英文引用格式: Ren Jianqiu, Zhong Xiaoyong, Zhang Xiaohong. Design of multi-sensor quadrotor attitude control system based on STM32[J]. Application of Electronic Technique, 2021, 47(5): 97-101, 107.

## Design of multi-sensor quadrotor attitude control system based on STM32

Ren Jianqiu, Zhong Xiaoyong, Zhang Xiaohong

(School of Science, Jiangxi University of Science and Technology, Ganzhou 341000, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the attitude sensor of the quadrotor was susceptible to interference, resulting in large attitude output errors, a multi-sensor quadrotor attitude control system based on STM32 was designed. The system used sensors such as MPU6050 to collect the attitude data of the quadrotor in real time, calculated the attitude through the quaternion complementary filtering algorithm, and used the cascade PID control to drive the motors in PWM mode. Based on the design of the software and hardware of the system, the physical production and flight test of the quadrotor were completed. The results show that the system can flexibly control the attitude of the quadrotor UAV and realize the stable flight of the quadrotor UAV.

**Key words:** quadrotor UAV; attitude control; STM32; sensor; complementary filtering; cascade PID

### 0 引言

四旋翼是一种典型的多输入输出、非线性、强耦合的欠驱动系统<sup>[1]</sup>, 控制系统复杂, 但其结构紧凑、灵活性和机动性好<sup>[2]</sup>, 在军事和民用领域都有广泛的应用前景。在四旋翼控制系统中, 飞行的姿态控制尤为重要, 直接影响无人机的控制精度和飞行效果<sup>[3]</sup>。四旋翼机载姿态传感器受到环境如固有的振动、噪声、磁场等客观因素影响以及传感器自身工艺的限制, 可能导致传感器测量的姿态信息与实际姿态有较大偏差<sup>[4-5]</sup>, 要实现稳定飞行, 并非易事。为此, 本文结合模块化设计的思想, 采用多传感器数据融合, 设计一种基于 STM32 的多传感器四旋翼姿态控制系统。

### 1 四旋翼结构及飞行原理

#### 1.1 四旋翼无人机结构

根据飞行器定义的机头方向不同, 无人机可分为十

字型和 X 型两种模式<sup>[6]</sup>。十字型布于钢丝绳周围的无人机的机头方向指向某个旋翼, 而 X 型无人机的机头方向指向两个旋翼中线。考虑到今后加装摄像头等传感器, 为了不遮挡视线, 本文采用 X 型无人机模式。X 型无人机 4 个电机独立分布于机臂四个顶点, 如图 1 所示, 安装在电机上的四个螺旋桨为无人机提供升力。四个旋

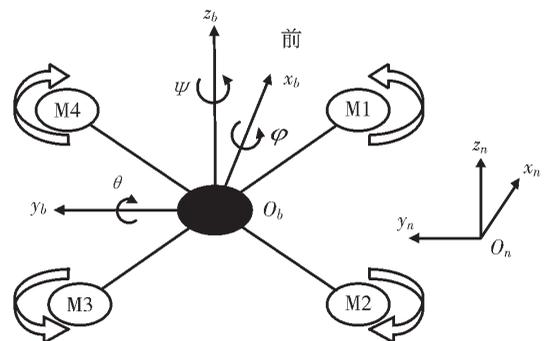


图 1 四旋翼结构模型

\* 基金项目: 国家自然科学基金(51665019, 61763017); 江西省研究生创新专项资金项目(YC2019-S325)

翼按照旋转方向不同,有正反桨之分,同一对角线上的旋翼旋转方向相同,其中电机 1、3 逆时针旋转为反桨,电机 2、4 顺时针旋转为正桨。正反桨的设计使飞行器的陀螺效应和空气扭矩效应相互抵消,从而保证四旋翼的平稳飞行<sup>[7]</sup>。

### 1.2 四旋翼无人机运动姿态

四旋翼无人机通过四个电机转速的改变来控制四个旋翼产生的升力,进而控制无人机的运动。无人机运动可以分解为俯仰、横滚、偏航、垂直四种基本的运动。通过对无人机这四个基本运动的控制,可以实现无人机在地理坐标系中升降、前后、左右、偏航等运动。同时提高(降低)电机 2、3 的转速,降低(提高)电机 1、4 的转速,使旋翼产生的转矩不平衡,可以实现飞行器的俯(仰)姿态,进而控制无人机前后运动。同理,同时提高(降低)电机 1、2 的转速,降低(提高)电机 3、4 的转速,可以实现飞行器的横滚姿态,进而控制无人机左右运动。同时提高(降低)电机 1、3 的转速,降低(提高)电机 2、4 的转速,使旋翼产生的反扭矩不平衡,可以实现飞行器的偏航姿态,进而控制无人机顺(逆)时针的偏航运动。同时提高(降低)电机 1、2、3、4 的转速,可以控制无人机上升(下降)运动,当旋翼产生的总升力刚好抵消无人机重力时,无人机完成悬停动作。

## 2 系统硬件设计

四旋翼无人机控制系统包括主控制器,姿态及位置多种传感器,驱动、遥控、通信、电源等模块。主控制器通过采集传感器的实时数据信息,进行姿态解算,得到无人机的姿态及位置信息,并根据遥控器指令,结合相关算法控制无人机的姿态。控制系统硬件如图 2 所示。

### 2.1 主控芯片

本设计采用的 ARM Cortex M4 内核的 32 位 STM32-

F407ZET6 芯片作为主控芯片。该系列芯片具有 168 MHz 最大频率、PWM 高速定时器、全双工 I<sup>2</sup>C、高速 USART、高速 SPI 等性能特点,能够满足四旋翼无人机数据处理及控制要求。

### 2.2 驱动模块

四旋翼无人机对电机的转速要求较高,控制系统采用无刷直流电机。主控制器经过电子调速器驱动直流电机,通过控制 PWM 波占空比调节电机转速。电机选用朗宇 X2212-13,980 kV 无刷直流电机,其响应速度快、调速范围大,可靠性高。电调选用好盈天行者 30 A 直流电调,能够持续稳定提供 30 A 输出电流,可对无刷电机进行快速调节。针对以上选用的电机和电调,配套使用直径为 10 mm、螺距为 4.5 mm 的正反桨为无人机提供升力。

### 2.3 通信模块

通信模块选用 ATK-WLDBG 无线调试器,调试器分为地面端与飞控端,两者间采用 2.4 G 无线通信。在地面端以 921 600 波特率向上位机发送数据,实现无线仿真调试及数据传递;在飞控端通过 UART 与主控制器相连。另外,在飞控端备用了一个 4P 的 SWD 接口,支持 MDK 编辑器,无线程序烧录。

### 2.4 遥控模块

本设计选用天地飞 7 通道遥控器 WFT07。遥控器发送用户指令,通过 2.4 G 无线技术发射各通道 PWM 信号。机载接收器接收到信号后,发送到主控制器定时器通道。主控系统利用定时器的输入捕获功能得到遥控器的期望指令数据。

### 2.5 姿态传感器

姿态传感器采用 MPU6050 采集无人机的角速度与加速度原始信息。MPU6050 集成 3 轴陀螺仪,3 轴 MEMS 加速度计,其测量范围可根据器件寄存器的数据位进行设置。在本控制系统中,加速度量程设为  $\pm 16 g$ ,角速度量程设为  $\pm 2 000 ^\circ/s$ 。为了确定偏航角及误差修正、补偿,MPU6050 通过 I<sup>2</sup>C 接口(数据线 SDA\_ES、时钟线 SCL\_ES)与磁传感器 HMC5883L 相连,组成 9 轴传感器,具体电路如图 3 所示。主控芯片同样通过 I<sup>2</sup>C 接口(数据线 SDA、时钟线 SCL)与 MPU6050 相连接,并以 100 Hz 频率采集姿态传感器数据。

### 2.6 位置传感器

选用压力传感器 SPL06-001 来测量四旋翼无人机的飞行高度,测压范围为 300~1 200 hPa,工作温度范围为  $-40 ^\circ C \sim 85 ^\circ C$ ,最高采样率可达 300 Hz,分辨力为 5 cm。相对传统的传感器而言,其气压精度和灵敏度更高。SPL06-001 芯片通过 SPI 总线与主控芯片相连,具体电路如图 4 所示。

水平位置传感器采用 SE-100 GPS 传感器采集无人机室外的经纬度信息,其定位精度最高可以达到 0.5 m,测速精度为 0.1 m/s,更新频率为 18 Hz,主控芯片通过 UART 以 9 600 波特率采集传感器数据。

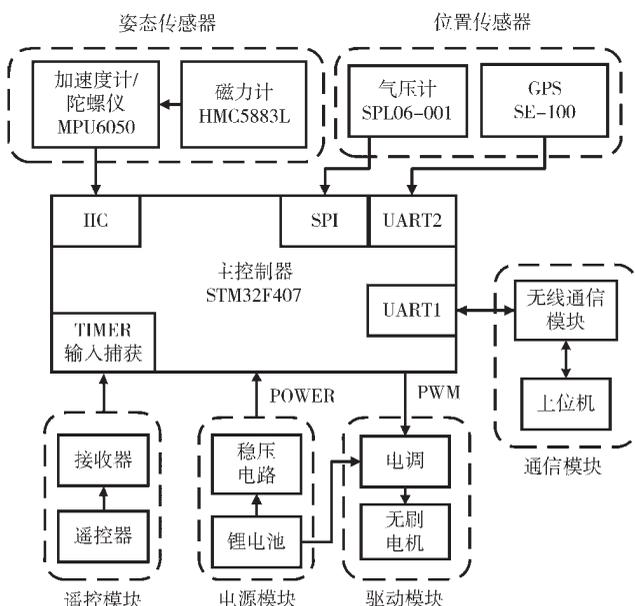


图 2 控制系统硬件示意图

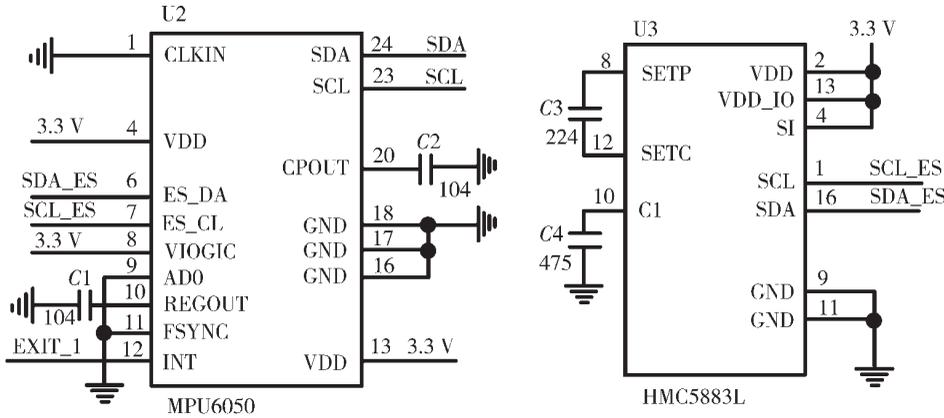


图3 姿态传感器应用电路

以正常工作,并可以根据遥控指令实现无人机的稳定飞行控制。系统上电后完成各模块的初始化,定时器设置5ms的控制周期,每次中断任务请求读取传感器模块的数据,经过处理得到无人机的实时姿态数据,同时读取遥控器的指令,将其作为期望数据传入PID控制器,输出4路PWM信号控制四旋翼4个电机的转速,从而实现对无人机的飞行控制。软件控制流程如图6所示。

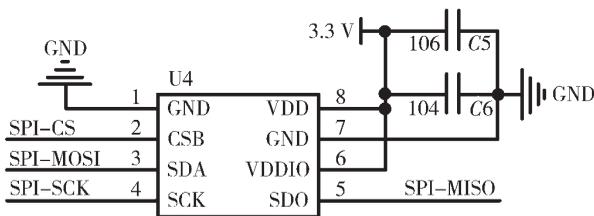


图4 压力传感器应用电路

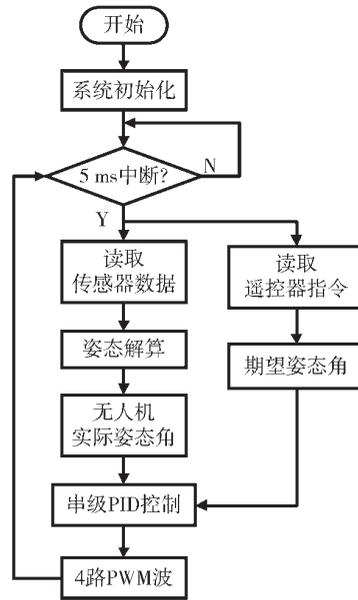


图6 软件控制流程图

### 2.7 电源模块

电源选用格式4000mA、25C、3S锂电池为无人机供电。锂电池除了为电调供电,同时作为输入电压经MP2359芯片稳压至5V,再经AMS1117降压至3.3V,供给主控芯片、各个传感器及模块电源。相对于由电调供应5V电压方式,此供电稳压效果更好,具体电路如图5所示。为了调试、下载方便,5V电源也可采用USB供电。另外,为了避免电量引起事故,控制系统还设计了电压检测及报警电路。当锂电池电压低于某个数值时,控制系统报警示意并启动相关的安全措施。

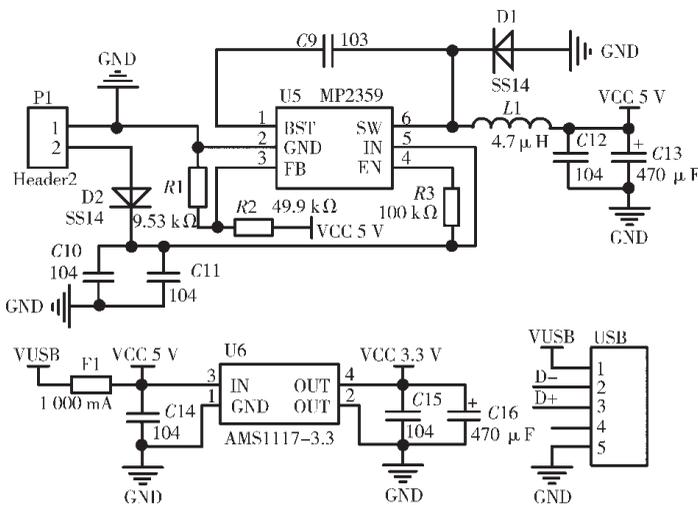
### 3 系统软件设计

本文采用C语言编程,确保通电后各个功能模块可

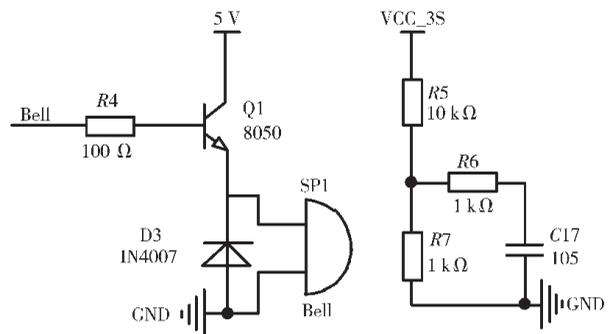
### 3.1 姿态解算

#### 3.1.1 欧拉角与四元数

根据姿态传感器测量的角速度值、加速度值解算出无人机的实际姿态角,将其作为反馈量用于控制无人机的飞行。本文将传感器得到的原始数据通过四元数方程解算姿态角度,避免使用欧拉角可能出现的万向节死



(a) 电源电路



(b) 报警电路

图5 电源及报警电路

锁,同时还能避免大量的三角函数运算,这样可减少计算量。

本文采用的地理坐标系( $n$ 系)为北西天;载体坐标系( $b$ 系)为前左上,即机体 $x$ 轴指向前方, $y$ 轴指向左方, $z$ 轴指向上方,参见图1。在研究物体转动和位置的变化中,常用俯仰角 $\theta$ 、横滚角 $\varphi$ 、航向角 $\Psi$ 来表示确定向量的转动位置。无人机各轴的角度变化用欧拉角表示,需要依次绕三个轴进行旋转才能求出复合后的旋转矩阵,本文采用 $z$ 、 $y$ 、 $x$ 的旋转顺序。用欧拉角来表示无人机从载体坐标系 $b$ 旋转到地理坐标系 $n$ 的旋转矩阵公式为<sup>[8]</sup>:

$$R_b^n = \begin{bmatrix} c\theta c\Psi & s\varphi s\theta c\Psi - c\varphi s\Psi & c\varphi s\theta c\Psi + s\varphi s\Psi \\ c\theta s\Psi & s\varphi s\theta s\Psi + c\varphi c\Psi & c\varphi s\theta s\Psi - s\varphi c\Psi \\ -s\theta & s\varphi c\theta & c\varphi c\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $c$ 、 $s$ 分别表示 $\cos$ 和 $\sin$ 函数。

通常四元数矢量方程式可表示为: $Q(q_0, q_1, q_2, q_3) = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k}$ ,使用四元数来描述旋转矩阵公式为<sup>[9]</sup>:

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

令 $R_b^n = C_b^n$ ,即可根据传感器解算的四元数换算成无人机欧拉角,换算表达式为:

$$\begin{cases} \varphi = \arctan \left[ \frac{2(q_2q_3 + q_0q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \right] \\ \theta = \arcsin \left[ -2(q_1q_3 - q_0q_2) \right] \\ \Psi = \arctan \left[ \frac{2(q_1q_2 + q_0q_3)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \right] \end{cases} \quad (3)$$

### 3.1.2 互补滤波

对于MPU6050来说,陀螺仪在 $b$ 系中积分得到的角度不受加速度的影响,但是随着时间的增加,积分漂移和温度漂移带来的误差会比较大。加速度计对无人机的加速度比较敏感,但取瞬时值计算倾角误差比较大,应合理应用补偿算法校正误差<sup>[10]</sup>。本文使用加速度计数据,通过互补滤波法对陀螺仪数据进行处理,以获得较高精度的校正结果。

互补滤波主要以陀螺仪测得数据为主,通过加速度计测量值来弥补误差。互补滤波法姿态解算的具体步骤如下:

(1)静止状态下加速度计测得的地理系加速度值应为 $[0 \ 0 \ g]^T$ ,归一化处理后,转换到载体系,理想重力分量应为:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (4)$$

(2)将加速度计测量的加速度数据归一化。

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x / \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \\ a_y / \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \\ a_z / \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} \end{bmatrix} \quad (5)$$

(3)加速度计归一化后的值与重力向量叉乘,得到三轴的误差向量。

$$\begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_y V_z - a_z V_y \\ a_z V_x - a_x V_z \\ a_x V_y - a_y V_x \end{bmatrix} \quad (6)$$

(4)得到三轴的误差向量后,分别使用PI控制器,对陀螺仪测量的角速度进行补偿。

$$\begin{cases} eInt = eInt + [e_x \ e_y \ e_z]^T \cdot t_s \\ \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + k_p \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} + k_i eInt \end{cases} \quad (7)$$

其中, $eInt$ 为积分项, $t_s$ 为传感器采样周期, $k_p$ 为比例系数, $k_i$ 为积分系数, $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ 为陀螺仪测量的三轴角速度, $\omega_x'$ 、 $\omega_y'$ 、 $\omega_z'$ 为补偿后的三轴角速度。

(5)用补偿后的角速度值,使用一阶毕卡法更新四元数,四元数更新表达式如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} + \frac{1}{2} t_s \begin{bmatrix} 8 & -\omega_x' & -\omega_y' & -\omega_z' \\ \omega_x' & 0 & -\omega_x' & -\omega_y' \\ \omega_y' & -\omega_z' & 0 & -\omega_x' \\ \omega_z' & \omega_y' & -\omega_x' & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

在初始时刻给定一个四元数初值,即可通过陀螺仪测得的角速度不断更新四元数。

(6)将更新后的四元数进行归一化处理,按照式(3)计算实际的姿态角度。

### 3.2 串级PID姿态控制

PID算法在控制工程实践中应用广泛,并且不需要精确的物理模型<sup>[11-12]</sup>。本文选用串级PID控制策略,以提高无人机飞行过程中的干扰能力和适应性。串级PID分为内、外两环,外环为角度PID环,内环为角速度PID环。外环输入为遥控器给定的期望角度与姿态解算的实际角度偏差,通过外环PID后,将输出的期望角速度与传感器反馈的实际角速度偏差作为内环输入,最终转换为PWM波信号控制电机转速。姿态控制系统流程图如图7所示。

### 4 实验结果与分析

本文设计的X型四旋翼无人机实物图如图8所示。无人机姿态控制中串级PID参数的合适与否直接决定了无人机是否能够稳定飞行。对无人机的俯仰、横滚

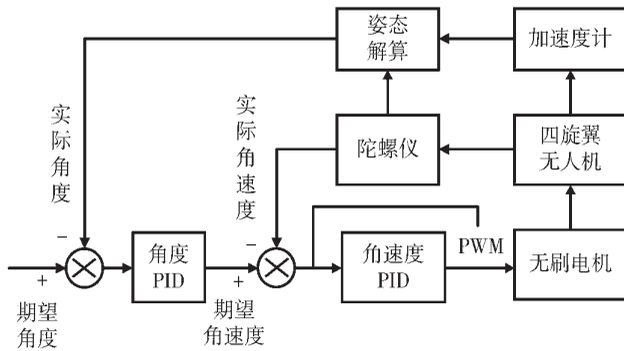


图7 姿态串级PID控制流程图



图8 四旋翼无人机实物图

以及航向三个姿态通道分别进行PID参数的整定,三个通道整定的PID参数如表1所示。

表1 三个姿态通道的PID参数

	俯仰	横滚	航向
外环P	2.49	2.49	0
外环I	0	0	0
外环D	0.715	0.715	0
内环P	1.561	1.561	-8
内环I	0.01	0.01	-0.9
内环D	0.419	0.419	-3

为了检验控制系统的效果,遥控器分别给定横滚和俯仰两个通道的期望角度值,主控芯片通过通信模块将姿态数据发送到上位机,并在上位机上进行波形显示。图9和图10分别是横滚角和俯仰角实际角度跟随期望角度的变化情况。从图9和图10可以看出,无人机实际角度可以快速、稳定地追踪到期望角度,并且在没有给定期望角度即默认为 $0^{\circ}$ 时,无人机姿态的实际角度可以稳定在 $0^{\circ}$ 。实验验证了四旋翼无人机姿态控制系统的有效性以及无人机飞行的稳定性。

## 5 结论

四旋翼无人机在飞行过程中姿态传感器容易受到复杂气流、磁场干扰、桨叶震动等因素影响,姿态控制的不精准会造成无人机机体抖动、漂移甚至失控等问题,

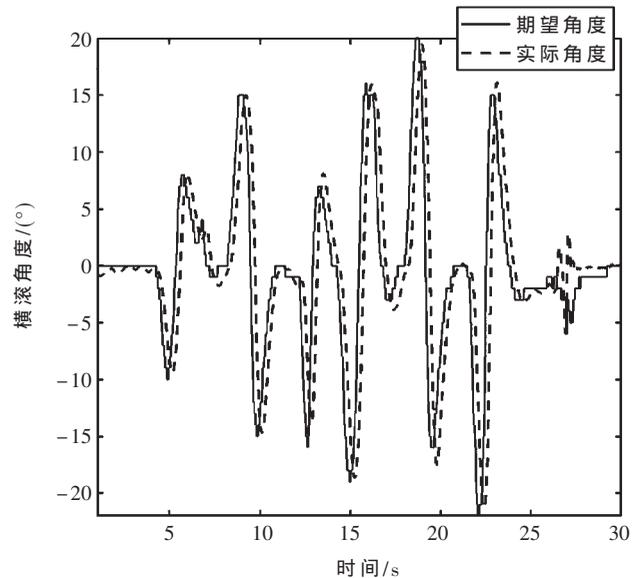


图9 横滚角度变化

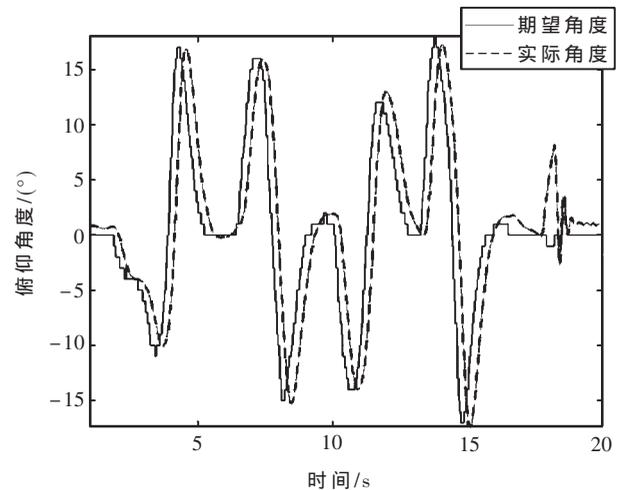


图10 俯仰角度变化

为此本文设计了一种基于STM32的多传感器四旋翼无人机控制系统。实际飞行试验表明,该系统可快速灵活地控制四旋翼姿态,并实现四旋翼稳定飞行。同时,也为集成其他传感器模块,实现导航、循迹、跟踪等功能奠定了基础。

## 参考文献

- [1] 卢艳军,陈雨获,李元龙.四旋翼飞行器姿态解算算法试验研究[J].电光与控制,2019,26(11):45-50.
- [2] 潘春荣,许化.基于STM32的X型四旋翼无人机设计[J].工程设计学报,2017,24(2):196-203.
- [3] 曹鲁成,何晋,李珂,等.基于AVR单片机的四旋翼飞行器的设计[J].现代电子技术,2019,42(24):108-111,115.
- [4] 陈龙胜,宁晓明.四旋翼无人机预设性能非线性PI串级姿态控制[J].应用科学学报,2019,37(1):137-150.
- [5] 朱训辉,宋彦国,王焕瑾.多旋翼无人机飞行控制自动调

(下转第107页)

所示,测试波形如图 11、图 12 所示。RTLlinux 中断响应时间平均不大于 40 μs。VxWorks 不大于 10 μs。

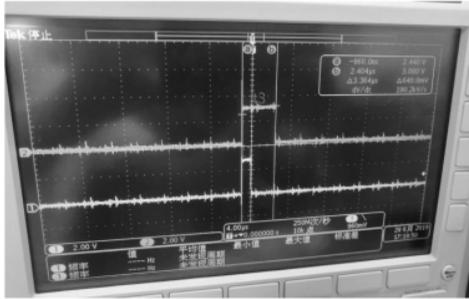


图 11 内核层中断响应时间波形图

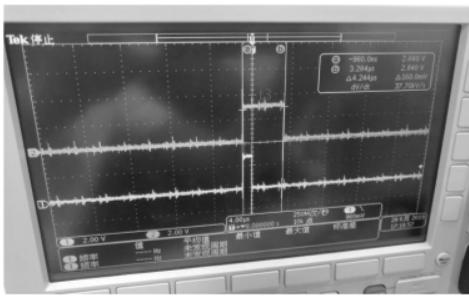


图 12 内核层加 80%CPU 负载中断响应时间波形图

经测试结果表明系统完全可以达到实时性要求。

### 5 结论

针对目前捷联惯性导航系统信号处理平台国产化的迫切需求,本次设计开发使用国产 CPU+FPGA 架构搭建硬件平台,设计采用 100%的国产化元器件实现了捷联惯性导航系统信号处理平台的设计和开发,经过适配软件和系统测试产品性能稳定,经测试结果表明系统完全可以达到实时性要求,具有全天候、自主、隐蔽等优点,短时定位定向精度高<sup>[12]</sup>,拓展了我国国产化综合处理平台的设计思路,具有较高的推广和应用价值。

(上接第 101 页)

参技术[J].南京航空航天大学学报,2017,49(2):239-244.

[6] KALANTARI A, SPENKO M. Modeling and performance assessment of the HyTAQ, a hybrid terrestrial/aerial quadrotor[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2014, 30(5): 1278-1285.

[7] LÖTTTERS J C, SCHIPPER J, VELTINK P, et al. Procedure for in-use calibration of triaxial accelerometers in medical applications[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 1998, 68(1-3): 221-228.

[8] ISLAM S, LIU P X, EL SADDIK A. Robust control of four-rotor unmanned aerial vehicle with disturbance uncertainty[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2014, 62(3): 1563-1571.

[9] DE MARINA H G, PEREDA F J, GIRON-SIERRA J M, et al.

### 参考文献

[1] 李鑫,员智凯.浅议后现代战争理论与我国军事技术变革发展趋势[J].西北工业大学学报(社会科学版),2010,40(1):98-102.

[2] 陶敏.地面车辆定位定向系统关键技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2007.

[3] 魏敬和,林军.深度学习算法、硬件技术及其在未来军事上的应用[J].电子与封装,2019,19(12):1-6,22.

[4] 张红良.陆用高精度激光陀螺捷联惯性导航系统误差参数估计方法研究[D].长沙:国防科学技术大学,2010.

[5] 丁文娟.捷联惯性/里程计/伪卫星车载组合导航系统研究[D].西安:西北工业大学,2006.

[6] 龙芯中科技术有限公司安全事业部.龙芯芯片技术白皮书[Z].2017.

[7] 刘沛文,虞亚君.基于 FPGA 的 16 位宽加载电路的 8 位宽载方法[J].电子与封装,2020,20(10):44-48.

[8] 曹正州,张艳飞,何小飞,等.用于 FPGA 的自动阻抗匹配电路设计[J].电子与封装,2020,20(5):46-50.

[9] 朱正国.基于 1553B 通信协议的总线模块设计与实现[D].西安:西安电子科技大学,2013.

[10] 韦东山.嵌入式 Linux 应用开发完全手册[M].北京:人民邮电出版社,2008.

[11] 赵宇.基于实时扩展的射频仿真系统实时控制的实现[D].南京:南京航空航天大学,2006.

[12] 陈哲.捷联惯导系统原理[M].北京:宇航出版社,1986.

(收稿日期:2020-10-10)

### 作者简介:

张禹(1993-),男,本科,工程师,主要研究方向:数字信号处理、DSP、FPGA 应用等方面的硬件开发和研究。

钱宏文(1975-),男,本科,研究员级高级工程师,主要研究方向:集成电路应用和微系统领域设计。



扫码下载电子文档

UAV attitude estimation using unscented Kalman filter and TRIAD[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2011, 59(11): 4465-4474.

[10] 秦永元.惯性导航[M].北京:科学出版社,2014.

[11] 杨晓,王国柱.基于 PID 控制理论的改进粒子群优化算法[J].控制工程,2019,26(8):1497-1502.

[12] 刘春,傅丽娟,谢皓,等.基于 PID+Kalman 的姿态角算法研究[J].仪表技术与传感器,2018(2):157-161.

(收稿日期:2020-10-21)

### 作者简介:

任剑秋(1995-),男,硕士研究生,主要研究方向:嵌入式系统。

钟小勇(1964-),通信作者,男,硕士,教授级高级工程师,主要研究方向:无损检测、嵌入式系统及应用等,E-mail:zhongxy52@163.com。



扫码下载电子文档

## 版权声明

经作者授权，本论文版权和信息网络传播权归属于《电子技术应用》杂志，凡未经本刊书面同意任何机构、组织和个人不得擅自复印、汇编、翻译和进行信息网络传播。未经本刊书面同意，禁止一切互联网论文资源平台非法上传、收录本论文。

截至目前，本论文已经授权被中国期刊全文数据库（CNKI）、万方数据知识服务平台、中文科技期刊数据库（维普网）、DOAJ、美国《乌利希期刊指南》、JST 日本科技技术振兴机构数据库等数据库全文收录。

对于违反上述禁止行为并违法使用本论文的机构、组织和个人，本刊将采取一切必要法律行动来维护正当权益。

特此声明！

《电子技术应用》编辑部

中国电子信息产业集团有限公司第六研究所