

引用格式:刘青文,郭剑东,浦黄忠,等.基于梯度下降法的四旋翼无人机姿态估计系统[J].电光与控制,2018,25(5):17-21. LIU Q W, GUO J D, PU H Z, et al. Attitude estimation system of quad-rotor UAVs based on gradient descent algorithm[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(5):17-21.

基于梯度下降法的四旋翼无人机姿态估计系统

刘青文^a, 郭剑东^b, 浦黄忠^b, 甄子洋^a

(南京航空航天大学, a. 自动化学院; b. 无人机研究院, 南京 210001)

摘要: 为解决四旋翼无人机在飞行时实时姿态测量的问题,提高姿态估计精度,设计了一种基于STM32的梯度下降姿态估计系统。该系统以STM32F427微处理器为主控制器,MPU6000和LSM303D作为姿态传感器,实现了对姿态传感器数据采集以及姿态解算。系统对加速度计、磁罗盘进行预处理,利用梯度下降滤波的方法估计误差四元数,从而修正陀螺仪积分误差,实现了姿态角的精确估计。最后,通过搭建的飞行实验平台,与Pixhawk飞控进行姿态角比较分析,实验结果表明:采用梯度下降法姿态估计系统能够稳定有效地估计无人机的姿态,满足四旋翼无人机的飞行要求。

关键词: 四旋翼无人机; 姿态估计; STM32; 梯度下降法; 四元数

中图分类号: TN967.2 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.05.004

Attitude Estimation System of Quad-rotor UAVs Based on Gradient Descent Algorithm

LIU Qing-wen^a, GUO Jian-dong^b, PU Huang-zhong^b, ZHEN Zi-yang^a

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, a. College of Automation Engineering;

b. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing 210001, China)

Abstract: In order to solve the problem of real-time attitude measurement of quad-rotor UAVs in flight and improve the accuracy of attitude estimation, a gradient-descent attitude estimation system based on STM32 is designed. The system takes STM32F427 microprocessor as the main controller, MPU6000 and LSM303D as the attitude sensor, and realizes data acquisition of the attitude sensor and attitude calculation. The accelerometer and magnetometer are pre-processed by the system, and the error quaternion is estimated by using the method of gradient descent filtering, and thus the integral error of the gyroscope is corrected and the accurate estimation of the attitude angle is realized. Finally, a comparison is made with the attitude angle of Pixhawk flight control system by using the established flight experiment platform. The experimental results show that the attitude estimation system using the gradient descent method can estimate the attitude of UAVs effectively and stably, which can meet the flight requirements of quad-rotor UAVs.

Key words: quad-rotor UAV; attitude estimation; STM32; gradient descent algorithm; quaternion

0 引言

近年来,随着无人机市场的火热,四旋翼无人机由于体积小、结构简单、操纵方便等优点吸引着越来越多科研人员的关注^[1]。无人机姿态解算是实现其自主飞行的前提条件,决定着无人机飞行的稳定性与位置的精确性^[2],因此姿态解算是无人机研究的热点领

域。得益于微机电系统(MEMS)的飞速发展^[3],四旋翼无人机的姿态解算系统普遍采用低成本、重量轻,便于集成、携带的航姿参考系统(AHRS),它主要由三轴陀螺仪、三轴加速度计和三轴磁罗盘组成,既可以应用于小型无人机^[4],又可以应用于车辆自动驾驶^[5]。然而传感器本身具有严重的时变漂移^[6],陀螺仪瞬态性能良好,但会随着时间累积误差,加速度计虽没有积分误差,但处于高动态时^[4],会受到附加平动或转动加速度干扰,磁罗盘易受到周围环境磁场的干扰,因此,单独采用陀螺仪或者加速度计和磁罗盘都无法独立给出精度高的姿态估计^[7],所以需要采用适当的姿态解算

收稿日期:2017-06-19

修回日期:2018-02-25

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金(56XAA17075)

作者简介:刘青文(1990—),男,江苏盐城人,硕士,研究方向为无人机设计与控制。

算法对传感器数据进行误差补偿。

目前对姿态解算系统的研究常用的算法有卡尔曼滤波、互补滤波、梯度下降法等^[6]。卡尔曼滤波应用比较广泛,但建立稳定可靠的姿态方程、确定合适的量测噪声以及过程噪声协方差矩阵都比较困难^[3];互补滤波由于对无人机姿态估计需要重构的缺陷,且其精度低,姿态漂移严重,不适用于动态环境^[8-9];本文设计了一种以 STM32F427 为主控制器,MPU6000 和 LSM303D 为姿态传感器的姿态估计系统。系统采用四元数法对姿态进行描述,利用梯度下降法有效提高了四旋翼无人机姿态解算的精度。

1 硬件设计

本文姿态估计系统选择意法半导体(ST)公司的基于 Cortex-M4 内核的 32 位微控制器 STM32F427VIT6 为主控制器,其主频高达 180 MHz,且带有单周期乘法和硬件除法,满足系统对数据运算速度的要求。航姿参考系统(AHRS)选用两款高精度的姿态传感器(内部均集成高精度的 ADC),分别为 MPU6000 和 LSM303D,构成了一个低成本、高精度的九轴姿态估计系统。姿态估计系统如图 1 所示。

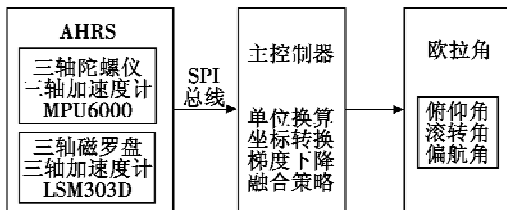


图 1 姿态估计系统框图

Fig. 1 Block diagram of attitude estimation system

主控制器通过 SPI 总线(速率为 22.5 MHz)读取姿态传感器数据,然后进行单位换算、坐标转换、梯度下降法解算姿态误差和融合陀螺仪角速度积分解算出

$$R_e^b = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \theta \sin \phi \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \theta \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \sin \psi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}.$$

由于欧拉角在表示姿态时会出现“奇异点”现象,故不能实现全姿态解析。四元数在姿态描述方面成功避免了“奇异点”现象,且计算量小,实时性高,满足飞行控制的要求。四元数描述的一般形式为^[10]

$$q = q_1 + q_2 i + q_3 j + q_4 k \quad (1)$$

忽略地球运动对四旋翼无人机的影响,四元数矩阵表达式的微分方程为^[11]

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \otimes \omega^b \quad (2)$$

欧拉角。姿态估计系统实物如图 2 所示。

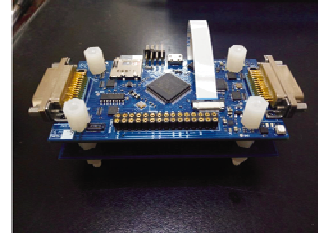


图 2 姿态估计系统实物

Fig. 2 The attitude estimation system

2 四旋翼无人机姿态解算

本文设计的算法步骤如下:首先,利用陀螺仪输出的角速度和四元数微分方程计算出角速度微分四元数;然后,对测得的加速度计和磁罗盘数据进行预处理,根据加速度计和磁罗盘的误差函数及其导数,得出姿态传感器的梯度公式,再利用梯度下降法消除四元数误差,得到精确的姿态四元数;最后,将陀螺仪角速度积分得到的四元数融合梯度下降法求出的姿态四元数,从而实现了姿态数据的补偿修正,提高了姿态解算精度。在姿态解算过程中只有普通的乘法和加法运算^[9],这大大减轻了姿态解算的计算压力,提高了姿态解算的速度。

2.1 四元数姿态描述

在对四旋翼无人机姿态描述前,必须先建立合适的坐标系。无人机姿态描述中常用的两种坐标系分别为机体坐标系 b 和地理坐标系 e 。通常取机体的重心为机体坐标系原点, X, Y, Z 轴分别与机体的纵轴、横轴和竖轴相互重合,定义无人机绕机体坐标系的 Z 轴转动为偏航角 ψ ;绕 X 轴转动为滚转角 ϕ ,绕 Y 轴转动为俯仰角 θ 。在忽略地球自转的情况下,可将地面坐标系看成惯性坐标系,则两个坐标系的转换可由转换矩阵表示为^[4]

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^b & -\omega_y^b & -\omega_z^b \\ \omega_x^b & 0 & \omega_z^b & \omega_y^b \\ \omega_y^b & -\omega_z^b & 0 & \omega_x^b \\ \omega_z^b & \omega_y^b & -\omega_x^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $\omega_x^b, \omega_y^b, \omega_z^b$ 分别为机体坐标系沿各个轴向的角速度分量。在已知四元数初始条件下,利用陀螺仪测量的三轴角速度就可以更新四元数值^[12],最终实现姿态值的更新。地理坐标系和机体坐标系之间的转换可以

用变换矩阵表示,其四元数表达形式为^[13]

$$\mathbf{C}_c^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2q_1q_2 - 2q_0q_3 & 2q_1q_3 + 2q_0q_2 \\ 2q_1q_2 + 2q_0q_3 & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2q_2q_3 - 2q_0q_1 \\ 2q_1q_3 - 2q_0q_2 & 2q_2q_3 + 2q_0q_1 & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

结合三角函数变换矩阵和四元数变换矩阵得出四旋翼无人机的姿态角四元数表达形式为^[14]

$$\begin{cases} \psi = \arctan\left(\frac{2(q_0q_3 + q_1q_2)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}\right) \\ \theta = \arcsin(2(q_0q_2 - q_1q_3)) \\ \phi = \arctan\left(\frac{2(q_2q_3 + q_0q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \end{cases} \quad (5)$$

2.2 基于梯度下降法的四元数估计

梯度下降法是沿梯度下降的方向求解表达式的最小值,其迭代表达式为

$$x_{n+1} = x_n - \delta \nabla F(x_n) \quad (6)$$

可知梯度下降法属于一阶收敛。式中: $\nabla F(x_n)$ 是在 x_n 处的梯度;负号表示梯度的负方向(即当前最快下降收敛速度); δ 为梯度方向上的步长,误差函数取函数 $\nabla F(x_n)$ 的方向,即 $\nabla F(x_n) / \|\nabla F(x_n)\|$ 。当误差函数无限接近于 0 时,可以认为式(6)达到了稳定解,梯度法计算完成。具体到本文中,误差函数为多元向量函数,自变量为四元数向量。算法初始化前设定经过量化后的陀螺仪、加速度计以及磁罗盘输出分别为 $\boldsymbol{\omega}^b = [0 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]$, $\mathbf{a}^b = [0 \ a_x \ a_y \ a_z]$, $\mathbf{m}^b = [0$

$$\mathbf{J}_g(\hat{q}, \hat{\rho}) = \begin{bmatrix} -2\rho_x q_2 & 2\rho_x q_3 & -4\rho_x q_2 - 2\rho_x q_0 & -4\rho_x q_3 + 2\rho_x q_1 \\ -2\rho_x q_3 + 2\rho_x q_1 & 2\rho_x q_2 + 2\rho_x q_0 & 2\rho_x q_1 + 2\rho_x q_3 & -2\rho_x q_0 + 2\rho_x q_2 \\ 2\rho_x q_2 & 2\rho_x q_3 - 4\rho_x q_1 & 2\rho_x q_0 - 4\rho_x q_2 & 2\rho_x q_1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

故磁罗盘的梯度公式为

$$\nabla \mathbf{f}_m = \mathbf{J}_\rho^T(\hat{q}, \hat{\rho}) * \mathbf{f}_\rho(\hat{q}, \hat{\rho}, \hat{m}) \quad (12)$$

根据式(6),设经过梯度下降法预处理加速度计和磁罗盘后计算的姿态四元数为 $q_{\nabla,t}$,则

$$q_{\nabla,t} = q_{\nabla,t-1} - \mu_t \frac{\nabla \mathbf{f}}{\|\nabla \mathbf{f}\|} \quad (13)$$

式中: $\nabla \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \mathbf{J}_g(\hat{q}) \\ \mathbf{J}_\rho(\hat{q}, \hat{\rho}) \end{bmatrix}^T * \begin{bmatrix} \mathbf{f}_g(\hat{q}, \hat{a}) \\ \mathbf{f}_\rho(\hat{q}, \hat{\rho}, \hat{m}) \end{bmatrix}$; μ_t 为步长。当

$\nabla \mathbf{f} / \|\nabla \mathbf{f}\|$ 无限接近于 0 时,式(13)达到稳定解,其解即为求得的精确的姿态四元数,步长的测量值定义为

$$\mu_t = \eta \|\dot{q}_{\omega,t}\| \Delta t \quad \eta > 1 \quad (14)$$

式中: Δt 表示采样时间; η 表示加速度计和磁罗盘的测量噪声。

2.2.2 融合策略

设式(2)求解的陀螺仪角速度姿态四元数为

$$q_{\omega,t} = \hat{q}_{\text{est},t-1} + \dot{q}_{\omega,t} \Delta t \quad (15)$$

$m_x \ m_y \ m_z$],当地重力矢量和磁场矢量分别表示为 $\mathbf{g}^e = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$, $\boldsymbol{\rho}^e = [0 \ \rho_x \ 0 \ \rho_z]$ 。

2.2.1 加速度计、磁罗盘预处理

仅利用陀螺仪角速度积分获得的四元数随着时间增加,误差逐渐增大。为减少误差,可以利用四元数表征的误差函数等于 0 实现。由文献[15]可得加速度计表征的四元数矩阵误差函数为

$$\mathbf{f}_g(\hat{q}, \hat{a}) = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) - a_x \\ 2(q_0q_1 + q_2q_3) - a_y \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) - a_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

上式为重力加速度在惯性坐标系中的值通过四元数法旋转到机体坐标系中的值,再减去当前加速度计的测量值。为使误差函数等于 0,对式(7)进行四元数偏导,得到的导数即为雅克比矩阵^[15],即

$$\mathbf{J}_g(\hat{q}) = \begin{bmatrix} -2q_2 & 2q_3 & -2q_0 & 2q_1 \\ 2q_1 & 2q_0 & 2q_3 & 2q_2 \\ 0 & -4q_1 & -4q_2 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

因此加速度计的梯度公式可表达为

$$\nabla \mathbf{f}_g(\hat{q}, \hat{a}) = \mathbf{J}_g^T(\hat{q}) * \mathbf{f}_g(\hat{q}, \hat{a}) \quad (9)$$

同理可得磁罗盘的误差函数及其雅克比矩阵分别为

$$\mathbf{f}_\rho(\hat{q}, \hat{\rho}, \hat{m}) = \begin{bmatrix} 2\rho_x(0.5 - q_2^2 - q_3^2) + 2\rho_x(q_1q_3 - q_0q_2) - m_x \\ 2\rho_x(q_1q_2 - q_0q_3) + 2\rho_x(q_0q_1 - q_2q_3) - m_y \\ 2\rho_x(q_0q_2 + q_1q_3) + 2\rho_x(0.5 - q_1^2 - q_2^2) - m_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

加速度计以及磁罗盘预处理后的姿态四元数为 $q_{\nabla,t}$,目标姿态四元数为 $q_{\text{est},t}$,则融合策略为

$$q_{\text{est},t} = \alpha q_{\nabla,t} + (1 - \alpha) q_{\omega,t} \quad 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (16)$$

式中,等式右边由两部分组成,前者适用于高速运动,后者适用于低速运动^[15],因此 α 是一个动态值。文献[15]给出了一种 α 的定义,即

$$(1 - \alpha)\beta = \alpha \frac{\mu_t}{\Delta t} \quad (17)$$

式中, β 为四元数微分方程求解的姿态算法的发散速度,也是陀螺仪的测量误差,可通过查询传感器手册获得。

由于梯度下降法收敛速度与运动速度有关,因此用于高速运动时 α 必须尽可能大(过大容易导致静态性能差)。此时 $\mu_t / \Delta t$ 比较大,且 β 很小,故

$$\alpha \approx \frac{\beta \Delta t}{\mu_t} \approx 0 \quad (18)$$

将式(13)、式(15)、式(18)代入式(16)并简化得出最终的梯度下降法的姿态融合公式为

$$q_{\text{est},t} = \hat{q}_{\text{est},t-1} + \left(\dot{q}_{\omega,t} - \beta \frac{\nabla \mathbf{f}}{\|\nabla \mathbf{f}\|} \right) \Delta t \quad (19)$$

综上所述,本文的算法步骤如下:

- 1) 初始化,姿态传感器和陀螺仪输入参数单位规范化,确定 β 值;
- 2) 根据陀螺仪角速度利用其四元数微分方程求得角速度微分四元数;
- 3) 根据加速度测得值求出其误差函数及其导数;
- 4) 根据磁罗盘测得值求出其误差函数及其导数;
- 5) 利用步骤 3), 4) 中的误差函数及其导数表征梯度公式,再利用梯度下降法求出姿态四元数 $q_{\nabla,t}$;
- 6) 将步骤 2) 中角速度微分四元数和步骤 5) 中姿态四元数利用融合策略推导出最终梯度下降法的姿态融合公式;
- 7) 将步骤 6) 中解算的四元数结合式 (5) 更新出最新姿态角;
- 8) 重复以上步骤,不断更新姿态角。

3 实验结果与分析

为验证本文算法,搭建四旋翼无人机飞行平台,并通过静态与动态两组实验分析姿态估计系统的有效性。实验中本文实物系统 MPU6000 采样频率为 1000 Hz;陀螺仪角速度测量范围为 ± 1000 ($^{\circ}$)/s,加速度计的测量范围为 $\pm 4g$,磁罗盘的测量范围为 ± 4 Gauss;数传频率为 433 MHz;梯度下降法计算周期为 1 ms;经过测试从传感器数据采集到完成一次梯度下降解算用时 980 μs 左右。

3.1 静态分析

静态分析即地面状态对姿态估计系统数据进行分析,以俯仰角为例,数据采集频率为 10 Hz。图 3a 为系统水平放置时俯仰角的输出值,图 3b 为施加外力时加速度计测得的俯仰角和本文算法解算的俯仰角。

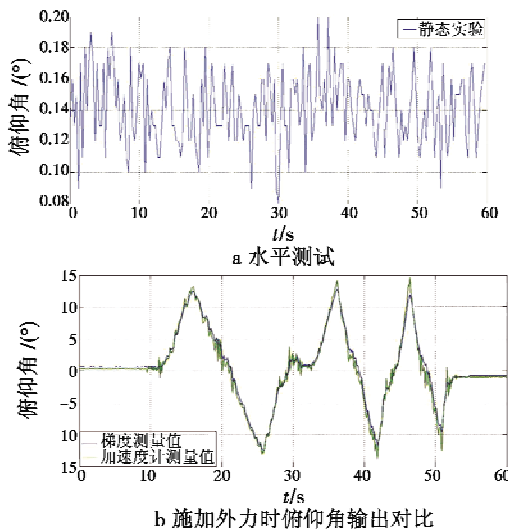


图 3 静态测试
Fig. 3 Static test

由图 3 可得,水平测试时俯仰角在 $0.08^{\circ} \sim 0.2^{\circ}$ 之间振荡,且没有发散,有效消除了陀螺仪积分等误差;外力加载时,加速度计测得值曲线毛刺较多,本文算法解算值不仅能快速跟踪上加速度计解算值,而且曲线相对平滑,这大大削弱了加速度计带来的测量白噪声,平均跟踪偏差为 0.26° 。

3.2 动态分析

动态分析是将本文实物系统与 Pixhawk 飞控一起安装于飞行平台,通过实时飞行分析姿态估计数据,其中, Pixhawk 飞控数传频率为 915 MHz,姿态采样频率均为 10 Hz。将 Pixhawk 飞控飞行日志和串口调试助手保存的数据导入 Excel 表中,并通过 Matlab 选取试飞数据进行比较分析。

当四旋翼无人机处于悬停状态时,以俯仰角为例,其输出结果如图 4 所示。

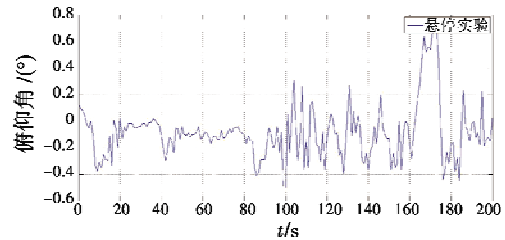
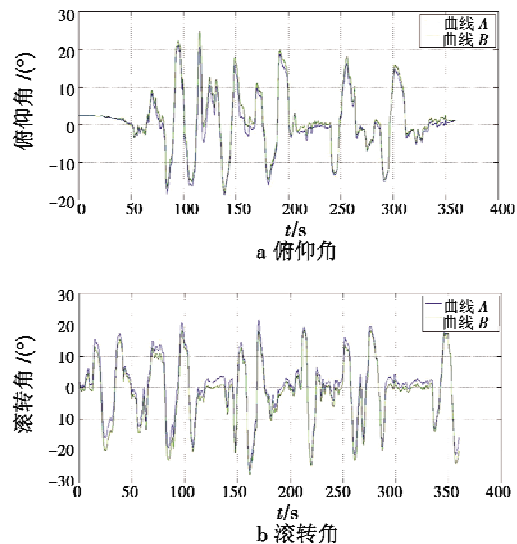


图 4 悬停实验
Fig. 4 Hovering test

由于机体振动,俯仰角基本在 $(-0.5^{\circ}, 0.3^{\circ})$ 之间变化,满足实际飞行时姿态解算的精度;在 162 s 时因风力变化导致机体振动变化,俯仰角也随之变大,12 s 后机体恢复正常,俯仰角也回落到正常值。

当四旋翼无人机做俯仰、滚转、偏航运动时,如图 5 所示,梯度下降法测得的俯仰角、滚转角、偏航角为曲线 A, Pixhawk 飞控测得的俯仰角、滚转角、偏航角为曲线 B。



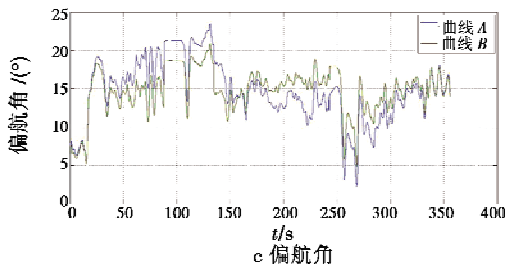


图5 俯仰、滚转、偏航运动时角度对比

Fig. 5 Angle contrast when pitching, rolling, or yawing

从图5可以看出,在0~360 s内,梯度下降法解算的姿态角没有发散现象,有效降低了因陀螺仪积分带来的误差;同时两种测试系统的俯仰角偏差在 $\pm 2.5^\circ$ 以内,滚转角偏差在 $\pm 3^\circ$ 以内,偏航角平均偏差为 0.8° 。因此,本文设计的姿态解算系统能够满足四旋翼无人机实际飞行的需求。

4 结论

本文在基于四元数姿态描述的基础上,设计了一种以STM32F427为主控制器,MPU6000和LSM303D为姿态传感器,利用梯度下降法预处理加速度计和磁罗盘的初始数据,并与陀螺仪角速度积分相融合的姿态估计系统。实验结果表明:梯度下降法弥补了陀螺仪角速度积分导致的累积误差,削弱了加速度计的测量白噪声;经过融合解算后的姿态角能够快速可靠地估计无人机的飞行姿态。因此,本文算法解算后的姿态角满足四旋翼无人机姿态控制的要求,为后续四旋翼无人机完成各种飞行任务奠定基础。

参考文献

- [1] PHAM S T, CHEW M T. Sensor signal filtering in quadrotor control[C]//IEEE Sensors Applications Symposium, 2014:293-298.
- [2] 楚仕彬,袁亮.小型四旋翼无人机姿态测量仿真研究[J].计算机仿真,2015,32(2):67-73.
- [3] 李文鹏,唐海洋.基于STM32的四旋翼飞行器姿态解算的研究[J].单片机与嵌入式系统应用,2016(6):13-16.
- [4] 王宏昊,陈明,张坤.基于四元数与卡尔曼滤波的四旋翼飞行器姿态估计[J].微型机与应用,2016,35(14):71-73,76.
- [5] 贾瑞才.基于四元数EKF的低成本MEMS姿态估计算法[J].传感技术学报,2014,27(1):90-95.
- [6] 何川,李智,王勇军.基于STM32的四旋翼飞行器的姿态最优估计研究[J].电子技术应用,2015,41(12):61-64.
- [7] 张浩,任芊.四旋翼飞行器航姿测量系统的数据融合方法[J].兵工自动化,2013,32(1):28-31.
- [8] 梁延德,程敏,何福本,等.基于互补滤波器的四旋翼飞行器姿态解算[J].传感器与微系统,2011,30(11):56-61.
- [9] 陈亮,杨柳庆,肖前贵.基于梯度下降法和互补滤波的航向姿态参考系统[J].电子设计工程,2016,24(24):38-41.
- [10] 蒋钰,湛海云,岑汝平.基于四元数的四旋翼飞行器姿态解算算法[J].制造业自动化,2015,37(12):77-80.
- [11] 曹延超.基于STM32的四旋翼飞行器姿态测量系统设计[J].软件,2015,36(1):104-109.
- [12] KRAJNIK T, VONASEK V, FISER D, et al. AR-drone as a platform for robotic research and education[C]//International Conference on Research & Education in Robotics, 2011:172-186.
- [13] 刘建业,曾庆化,赵伟,等.导航系统理论与应用[M].西安:西北工业大学出版社,2010.
- [14] 龙云露,陈洋,滕雄.四旋翼飞行器姿态解算与滤波[J].计算机测量与控制,2016,24(10):194-201.
- [15] MADGWICK S O H, HARRISON A J L, VAIDYANATHAN R. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm[C]//IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics (ICORR), 2011:1-7.