

引用格式: 卢艳军, 陈雨荻, 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. LU Y J, CHEN Y D, LI Y L. Experimental study on attitude algorithm of quadrotor aircraft[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(11): 45-50.

四旋翼飞行器姿态解算算法试验研究

卢艳军, 陈雨荻, 李元龙
(沈阳航空航天大学, 沈阳 110136)

摘要: 四旋翼飞行器姿态信息的准确性直接影响飞行器的飞行控制效果。介绍了四旋翼飞行器姿态解算常用的梯度下降与互补滤波融合算法和自适应互补滤波算法的原理, 并基于自主研发的IMU系统对两种算法的静态与动态解算效果进行了实际测量和对比分析。实验结果表明, 自适应互补滤波算法在两种情况下的滤波效果均优于梯度下降与互补滤波融合算法。

关键词: 四旋翼飞行器; 梯度下降与互补滤波融合算法; 自适应互补滤波

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1671-637X.2019.11.010

Experimental Study on Attitude Algorithm of Quadrotor Aircraft

LU Yan-jun, CHEN Yu-di, LI Yuan-long
(Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The accuracy of the attitude information of the quadrotor directly affects the flight control effect of the aircraft. This paper introduces the attitude calculation principle of the fusion algorithm combining gradient descent with complementary filtering and the adaptive complementary filtering algorithm commonly used in quadrotor aircraft. The static and dynamic filtering effects of the two algorithms are measured and compared in an independently-developed IMU system. The experimental results show that the adaptive complementary filtering algorithm is superior to the fusion algorithm of gradient descent and complementary filtering on filtering effect in both cases.

Key words: quadrotor aircraft; fusion algorithm of gradient descent and complementary filtering; adaptive complementary filtering

0 引言

四旋翼飞行器由于结构简单、成本低廉且具有垂直升降和悬停等机动优势, 广泛应用于军事和民用领域。在四旋翼飞行器的飞行控制系统中, 姿态信息的实时获取和精确解算尤为关键^[1], 目前常见的姿态解算有梯度下降算法^[2]、互补滤波算法^[3]和卡尔曼滤波算法^[4-5]等, 不同算法在不同情况下的解算效果不同。本文针对自适应互补滤波算法和梯度下降与互补滤波融合算法, 基于自主研发的IMU系统平台, 分别进行静态和动态两种情况下的解算效果测试与对比分析。

1 四元数法的姿态解算

1.1 姿态坐标系

根据捷联惯性导航原理建立两个基本坐标系, 机体坐标 b 系与导航坐标 n 系, 如图 1 所示。

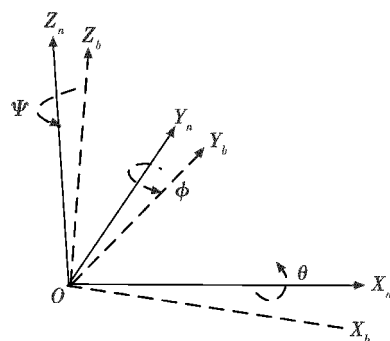


图1 导航坐标系与机体坐标系

Fig. 1 Navigation coordinate system and body coordinate system

收稿日期: 2018-12-12

修回日期: 2019-01-15

基金项目: 辽宁省自然科学基金(2015020093, 201602562, 2017054071)

作者简介: 卢艳军(1968—), 女, 辽宁义县人, 博士, 副教授, 硕导, 研究方向为自主飞行控制技术和测试技术。

飞行器的姿态角是机体坐标 b 系相对于导航坐标 n 系的方向关系。 $OX_n Y_n Z_n$ 为导航坐标系, X_n, Y_n 和 Z_n 轴分别指向东、北和天向; 机体坐标系为 $OX_b Y_b Z_b, X_b$ 轴沿机

$$C_n^b = \begin{pmatrix} \cos \phi \cos \psi - \sin \theta \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \psi + \sin \theta \sin \phi \cos \psi & -\cos \theta \sin \phi \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \phi \cos \psi + \sin \theta \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \psi - \sin \theta \cos \phi \cos \psi & \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中: ϕ 表示滚转角; ψ 表示偏航角; θ 表示方位角。

1.2 四元数基本概念

四旋翼飞行器在飞行中的姿态角通过机体坐标系与导航坐标系的转换来获得。四元数的姿态旋转表示方法在实际运用过程中避免了欧拉角万向节死锁问题, 所以采用四元数方法表示姿态角, 既能实现准确快速地跟踪姿态角变化, 又能减小解算过程中的计算量, 保证了姿态解算算法的高效率和高精度。四元数的表达式为

$$\begin{cases} \mathbf{q} = q_0 + q_1 \mathbf{i} + q_2 \mathbf{j} + q_3 \mathbf{k} \\ \sum_{i=0}^3 q_i^2 = 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: q_0 为实数, 在旋转中四元数表示绕 q_1, q_2, q_3 旋转轴旋转一定的角度, 其范数为 1; $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ 为互相正交的单位向量。

将式(1)中的旋转矩阵由四元数表示为

$$C_n^b = \begin{pmatrix} 2q_0^2 - 1 + q_1^2 & 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2q_0^2 - 1 + 2q_2^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & 2q_0^2 - 1 + 2q_3^2 \end{pmatrix} \quad (3)$$

由于四元数的 4 个变量并不独立, 对其单位化处理后用来表示旋转矢量, 即

$$\mathbf{q} = \frac{\mathbf{q}}{\sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}} \quad (4)$$

通过式(1)~式(4)导出方向余弦矩阵与四元数的关系表达式, 从而解算出姿态角度信息为

$$\begin{cases} \phi = -\arctan \frac{2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \\ \psi = -\arctan \frac{2(q_1 q_2 - q_0 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2} \\ \theta = \arcsin(2q_2 q_3 + 2q_0 q_1) \end{cases} \quad (5)$$

1.3 飞行器姿态更新

陀螺仪测量机体坐标系下的角速度, 由于其动态特性较好, 瞬时测得精度较高, 可通过角速度积分解算出姿态角。但陀螺仪存在温漂和噪声, 单独采用陀螺仪数据对姿态矩阵进行更新时, 会产生累积误差, 因此需要其他传感器数据对姿态矩阵进行修正, 使其得到更准确的姿态信息。根据陀螺仪数据得到四元数微分

体横轴指向右, Y_b 轴沿机体纵轴指向前, Z_b 轴垂直指向机体上方, 构成右手坐标系。旋转矩阵按照 $Z-X-Y$ 的转动顺序, 得到由导航坐标系转到机体坐标系的变换矩阵为^[6]

方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \hat{\mathbf{q}} \otimes \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = 0 + \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b \mathbf{i} + \boldsymbol{\omega}_{nby}^b \mathbf{j} + \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b \mathbf{k}$ 为机体坐标系相对导航坐标系的角速度在机体坐标系上的四元数, 则式(6)可写为

$$\begin{pmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}_{nbx}^b & -\boldsymbol{\omega}_{nby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{nbz}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b & 0 & \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b & -\boldsymbol{\omega}_{nby}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{nby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{nbz}^b & 0 & \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b & \boldsymbol{\omega}_{nby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{nbx}^b & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{nbx}^b$ 为绕俯仰轴角速度, $\boldsymbol{\omega}_{nby}^b$ 为绕滚转轴角速度, $\boldsymbol{\omega}_{nbz}^b$ 为绕航向轴角速度。设在很小的时间段 $(t, t + \Delta t)$ 内, Δt 为姿态四元数更新时间间隔, $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 值不变。由陀螺仪输出得到的迭代方程为

$$\mathbf{q}_{\omega, t} = \hat{\mathbf{q}}_{\text{est}, t-1} + \dot{\mathbf{q}}_{\omega, t} \Delta t \quad (8)$$

式中: $\hat{\mathbf{q}}_{\text{est}, t-1}$ 为加速度计和陀螺仪经数据融合后更新的四元数。

一阶 Runge-Kutta 法求解四元数微分方程为

$$\mathbf{q}(t + \Delta t) = \mathbf{q}(t) + \Delta t \frac{d\mathbf{q}}{dt} \quad (9)$$

可推导出

$$\begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}_{t+\Delta t} = \begin{pmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix}_t + \frac{\Delta t}{2} \begin{pmatrix} -\boldsymbol{\omega}_{nbx}^b q_1 - \boldsymbol{\omega}_{nby}^b q_2 - \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b q_3 \\ \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b q_0 + \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b q_2 - \boldsymbol{\omega}_{nby}^b q_3 \\ \boldsymbol{\omega}_{nby}^b q_0 - \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b q_1 + \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b q_3 \\ \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b q_0 + \boldsymbol{\omega}_{nby}^b q_1 - \boldsymbol{\omega}_{nbx}^b q_2 \end{pmatrix} \quad (10)$$

2 梯度下降与互补滤波融合算法

梯度下降与互补滤波融合算法首先根据加速度计测量数据, 利用梯度下降法得到最小误差四元数的微分, 再通过互补滤波算法与陀螺仪得出角速度微分四元数进行融合, 对融合后的姿态微分四元数进行积分, 估算出最优四元数。

姿态解算的关键是求解转换矩阵, 由于转换矩阵存在误差, 可以通过建立误差函数, 令误差函数尽可能最小, 找到误差函数的极小值点求解出四元数, 梯度下降法沿负梯度方向走则可最快到达极小值, 其算式为

$$y_{k+1} = y_k - \mu_k g_k \quad (11)$$

式中: g_k 表示函数的梯度, 前面加负号表示梯度的负方

向,即梯度下降方向; μ_k 表示在梯度方向上的搜索步长,即求取一点使函数的值达到最小。

设经过单位化后在机体坐标系中加速度计输出为 $\hat{\mathbf{a}}^b = (0 \ a_x \ a_y \ a_z)^T$,当导航坐标系重力矢量为 $\hat{\mathbf{g}}^n = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$ 时,重力场误差向量矩阵为

$$\mathbf{f}_g(\hat{\mathbf{q}}, \hat{\mathbf{a}}^b) = \mathbf{C}_n^b \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) - a_x \\ 2(q_0q_1 + q_2q_3) - a_y \\ 2\left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_2^2\right) - a_z \end{pmatrix} \quad (12)$$

\mathbf{J}_g 是 $\mathbf{f}_g(\hat{\mathbf{q}}, \hat{\mathbf{a}}^b)$ 关于向量 $\hat{\mathbf{a}}^b$ 的雅可比行列式,即

$$\mathbf{J}_g(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}) = \begin{pmatrix} -2q_2 & 2q_3 & -2q_0 & 2q_1 \\ 2q_1 & 2q_0 & 2q_3 & 2q_2 \\ 0 & -4q_1 & -4q_2 & 0 \end{pmatrix} \quad (13)$$

则误差向量 $\mathbf{f}_g(\hat{\mathbf{q}}, \hat{\mathbf{a}}^b)$ 的梯度为

$$\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b) = \mathbf{J}_g^T(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}) \mathbf{f}_g(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b) = \begin{pmatrix} 4q_0q_2^2 + 2q_2a_x + 4q_0q_1^2 - 2q_1a_y \\ 4q_1q_3^2 - 2q_3a_x + 4q_1q_0^2 - 2q_0a_y - 4q_1 + 8q_1q_2^2 + 4q_1a_z \\ 4q_2q_0^2 + 2q_0a_x + 4q_2q_3^2 - 2q_3a_y - 4q_2 + 8q_2q_1^2 + 8q_2^3 + 4q_2a_z \\ 4q_3q_1^2 - 2q_1a_x + 4q_3q_2^2 - 2q_2a_y \end{pmatrix} \quad (14)$$

误差向量 $\|\mathbf{f}_g(\hat{\mathbf{q}}, \hat{\mathbf{a}}^b)\|$ 下降最快的方向的单位四元数梯度为

$$\frac{\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b)}{\|\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b)\|}$$

由此可推导出,基于梯度下降算法的四元数最优估计的迭代方程为

$$\mathbf{q}_{\nabla,t} = \hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1} - \mu_t \frac{\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b)}{\|\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}, \hat{\mathbf{a}}^b)\|} \quad (15)$$

$$\mathbf{q}_{\text{est},t} = \gamma_t \mathbf{q}_{\nabla,t} + (1 - \gamma_t) \mathbf{q}_{\omega,t} \quad 0 \leq \gamma_t \leq 1 \quad (16)$$

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

$$\gamma_t = \frac{\beta}{\mu_t / \Delta t + \beta} \quad (18)$$

其中: γ_t 的最优取值为使 $\mathbf{q}_{\omega,t}$ 的发散权重等于 $\mathbf{q}_{\nabla,t}$ 的收敛权重, γ_t 取值为范围 $0 \sim 1$; $\mathbf{q}_{\nabla,t}$ 为通过梯度下降法寻优得到的四元数; $\mathbf{q}_{\omega,t}$ 为由陀螺仪测量数据更新的四元数; $\mu_t / \Delta t$ 是 $\mathbf{q}_{\nabla,t}$ 的收敛速率; β 是 $\mathbf{q}_{\omega,t}$ 的发散速率,即陀螺仪的测量误差。

梯度下降算法的收敛速度与物体运动的速度密切相关,只有当算法的收敛速度快于物体运动速度才可以对姿态信息实现实时跟踪,让 α 在适当值内尽可能大,用于跟踪物体高速运动。

由 $\mu_t = \alpha \|\dot{\mathbf{q}}_{\omega,t}\| \Delta t$ 可知, α 没有上限,当 α 增大

时, μ_t 也随之增大,即

$$\mathbf{q}_{\nabla,t} = \hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1} - \mu_t \frac{\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_k, \hat{\mathbf{a}}^b)}{\|\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_k, \hat{\mathbf{a}}^b)\|} \quad (19)$$

式中: $\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1}$ 可以忽略不计,对式(19)进行简化可得

$$\mathbf{q}_{\nabla,t} \approx -\mu_t \frac{\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_k, \hat{\mathbf{a}}^b)}{\|\nabla f(\hat{\mathbf{q}}_k, \hat{\mathbf{a}}^b)\|} \quad (20)$$

由于 $\gamma_t = \frac{\beta}{\mu_t / \Delta t + \beta}$ 可以简化为 $\gamma_t \approx \frac{\beta \Delta t}{\mu_t}$ 。在 $\mathbf{q}_{\text{est},t} = \gamma_t \mathbf{q}_{\nabla,t} + (1 - \gamma_t) \mathbf{q}_{\omega,t}$ 中 $\gamma_t \approx 0$,故式(20)可简化为

$$\mathbf{q}_{\text{est},t} = \frac{\beta \Delta t}{\mu_t} \left(-\mu_t \frac{\nabla f}{\|\nabla f\|} \right) + (1 - 0) (\hat{\mathbf{q}}_{\text{est},t-1} + \dot{\mathbf{q}}_{\omega,t} \Delta t) \quad (21)$$

整理式(15)~式(21)可得

$$\begin{cases} \mathbf{q}_{\text{est},t} = \mathbf{q}_{\text{est},t-1} + \dot{\mathbf{q}}_{\text{est},t} \Delta t \\ \dot{\mathbf{q}}_{\text{est},t} = \dot{\mathbf{q}}_{\omega,t} - \beta \dot{\mathbf{q}}_{\varepsilon,t} \\ \dot{\mathbf{q}}_{\varepsilon,t} = \nabla f / \|\nabla f\| \end{cases} \quad (22)$$

图2为梯度下降法与互补滤波融合算法总体框图。

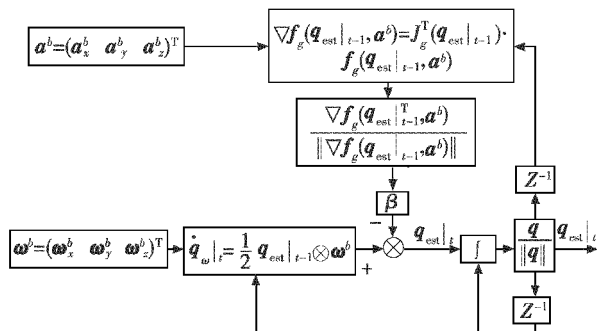


图2 梯度下降法与互补滤波融合算法总体框图

Fig. 2 Overall block diagram of fusion algorithm combining gradient descent method with complementary filter

通过以上推导可以得出:梯度下降与互补滤波融合算法的优势在于,在进行传感器数据融合之前建立误差函数,通过梯度下降的方法使误差函数最小,在梯度下降算法中只能找到局部极小,并不能验证是全局最小值,根据找到的误差最小的四元数进行数据更新,从而提高姿态解算精度。

3 自适应互补滤波算法

经典互补滤波利用陀螺仪和加速度计各自在动态和静态上的优势,在频域上用加速度计测得的准确瞬时值来弥补陀螺仪随时间积累所产生的漂移误差,即分别加入低通和高通滤波器提高姿态解算的精度^[7]。

以滚转角 ϕ 为例,如果把一阶低通和高通滤波器的传递函数分别设为 $F_1(s)$, $F_2(s)$,且满足 $F_1(s) + F_2(s) = 1$,则经典互补滤波算法可表示为

$$\hat{\phi} = (F_1(s) + F_2(s)) \hat{\phi} = \left(\frac{k}{s+k} + \frac{s}{s+k} \right) \hat{\phi} \quad (23)$$

互补滤波的关键在于系数 k 的选择,经典低通环节阻带衰减较慢,不能满足四旋翼飞行器在飞行中的高动态性,且固定参数的互补滤波不能得到较好的姿态估计值。因此本文在互补滤波低通环节加入 PI 控制器,实现互补滤波的自适应修正,在文献[8]中验证了四元数互补滤波的全局渐近稳定性。

陀螺仪的四元数姿态更新算法可以解算出四旋翼姿态,陀螺仪输出随时间的变化产生误差,会影响最终姿态求解精度。为了抵消误差,可以通过重力在机体坐标系的分量与加速度计测得的分量的值做向量积运算以补偿陀螺仪引起的误差。设加速度计在机体坐标系中经过单位化后的输出为 $\hat{a}^b = (0 \ a_x \ a_y \ a_z)^T$,当地参考重力矢量为 $\hat{g}^n = (0 \ 0 \ 0 \ 1)^T$,则重力矢量在机体坐标系的输出为

$$\hat{g}^b = C_n^b \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \hat{g}_x^b \\ \hat{g}_y^b \\ \hat{g}_z^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_0q_1 + q_2q_3) \\ 2\left(\frac{1}{2} - q_1^2 - q_2^2\right) \end{pmatrix} \quad (24)$$

重力与加速度计分量做向量积运算,得到加速度计对陀螺仪校正误差为

$$e = \begin{pmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_y \cdot \hat{g}_z^b - a_z \cdot \hat{g}_y^b \\ a_z \cdot \hat{g}_x^b - a_x \cdot \hat{g}_z^b \\ a_x \cdot \hat{g}_y^b - a_y \cdot \hat{g}_x^b \end{pmatrix} \quad (25)$$

为合理地补偿上述误差,设计了自适应补偿系数算法,经过校正后的陀螺仪误差为

$$E = K_p e + K_i \int e dt \quad (26)$$

式中: K_p 为比例系数; K_i 为积分系数。通过设置 K_p 的数值动态调节姿态误差,从而实现自适应滤波的效果。随着机体角速度增大, K_p 的数值也随之增加,使得加速度计更快地修正陀螺仪的偏差,再加入积分系数 K_i 消除陀螺仪漂移误差。PI 控制器的设计有效提高了陀螺仪在高动态下的精度问题,图 3 为自适应互补滤波姿态融合算法框图。

自适应补偿系数 K_p 的算法如下。

设陀螺仪输出最大量程为 ω_{\max} 陀螺仪角速度响应频率的截止角速度 ω_1 ($\omega_1 \leq \omega_{\max}$),其自适应补偿系数 K_p 为

$$K_p = \begin{cases} K_{p0} & 0 \leq |\omega| \leq \omega_1 \\ K_{p0} + \frac{K_{p1} - K_{p0}}{\omega_{\max} - \omega_1} (\omega - \omega_1) & \omega_1 < |\omega| < \omega_{\max} - \omega_1 \\ K_{p1} & \omega_{\max} - \omega_1 \leq |\omega| \leq \omega_{\max} \end{cases} \quad (27)$$

式中: K_{p0} 为初始补偿系数; K_{p1} 为临界发散系数,将陀螺仪输出量程分为 3 个区域,不同的区域 K_p 不同,有效提高陀螺仪在中低速区域运动时的精度。

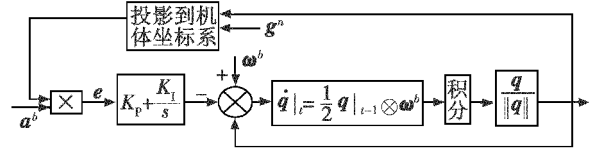


图 3 自适应互补滤波姿态融合算法框图

Fig. 3 Block diagram of adaptive complementary filtering attitude fusion algorithm

4 试验及结果分析

4.1 试验平台

4.1.1 硬件平台简介

该试验系统以自主开发的四旋翼飞行控制系统为平台,系统的硬件组成如图 4 所示。

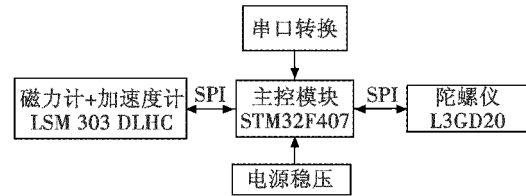


图 4 四旋翼飞行器试验平台的系统结构图

Fig. 4 System structure diagram of the experimental platform of the quadrotor aircraft

试验平台选用 STM32F407 处理器对飞行器的姿态进行融合,通过串口将数据发送到上位机。主控模块采用基于 ARM Cortex-M4 内核的 STM32F407 处理器,具有运算速度快、稳定性好等特点,可满足四旋翼飞行器的控制需求^[9-11]。

陀螺仪选用 L3GD20 三轴角速度传感器,通过 SPI 通信协议进行数据采集,具有 ± 250 ($^\circ$)/s, ± 500 ($^\circ$)/s, ± 2000 ($^\circ$)/s 量程。

加速度计选用 LSM303DLHC,片内集成了三轴加速度传感器和三轴磁感应传感器(本文只使用三轴加速度传感器),加速度计量程范围为 $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$ 。本文中, K_i 取值为 0.002,加速度计的量程设为 $\pm 4g$,将陀螺仪输出的量程设为 ± 2000 ($^\circ$)/s,截止频率 $\omega_c = 2\pi f$, f 为陀螺仪低通的截止频率, $f = 47.5$ Hz, $K_{p0} = 0.4$,

$$K_{p1} = 4。 K_p = \begin{cases} 0.4 & 0 \leq |\omega| \leq 298 \\ 0.02\omega - 0.23 & 298 < |\omega| < 1702 \\ 4 & 1702 \leq |\omega| \leq 2000 \end{cases}。$$

姿态数据在载有自主研发 IMU 系统的飞行器试验平台上,采用串口通信方式与上位机进行调试分析。设置串口波特率为 460 800 bit/s,8 位数据位、无奇偶校验以及 1 位停止位。打开软件串口接收后将 IMU 置

于水平状态,经过长时间的观察,测量值存在小幅度波动,加速度计 Z 轴方向数据输出约为 1g,其余方向加速度约为零,陀螺仪各方向角速度约为零,并且俯仰角与滚转角的角度均约为零。经测试,自主研发 IMU 系统实现了姿态解算及姿态融合功能。

4.1.2 上位机测试系统

Qt 是由挪威 Trolltech 公司开发的跨平台 C++ 图形用户界面应用程序开发框架。Qt 本身不是一种编程语言,而是一个用 C++ 编写的平台。平台本身和应用程序库使用它可以通过任何符合标准的 C++ 编译器^[12]。本文上位机采用波形化界面,设置串口信息(Serial Port Info)以及波特率(Baudrate),连接硬件后可实时进行动态姿态角度信息的显示与保存,如图 5 所示。

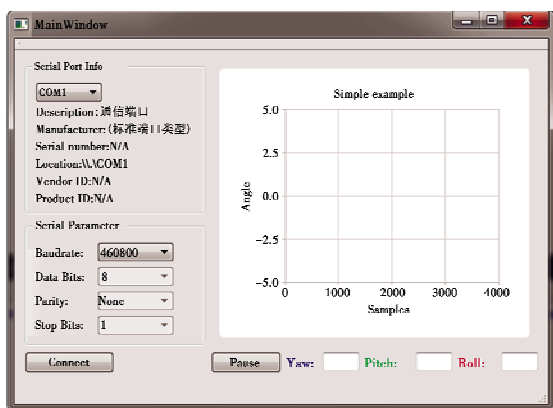


图 5 上位机界面图

Fig. 5 Upper computer interface diagram

4.1.3 测试试验设计

本文针对飞行器的俯仰角和滚转角进行实际测试,姿态数据测量过程如图 6 所示。

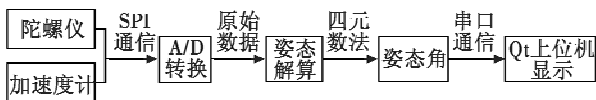


图 6 姿态数据测量框图

Fig. 6 Block diagram of attitude data measurement

将四旋翼飞行器固定在试验台上,首先进行静态测试,保持四旋翼飞行器姿态不发生改变,再进行动态测试,即对飞行器的滚转角和俯仰角进行测试。通过遥控器发射命令数据到飞行器,姿态传感器开始采集数据并通过 SPI 通信方式传输到主控芯片,再对数据进行姿态解算,得出飞行器的姿态角数据并传到上位机进行波形显示^[13-14]。

4.2 试验结果分析

4.2.1 静态测试

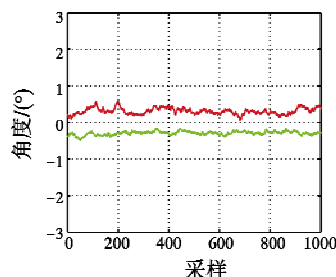
将四旋翼飞行器静置于水平台面,控制器分别采用两种算法处理姿态信息,当试验台静止时可以观测

到滚转角与俯仰角都在 0°附近并且没有发散,将两种算法误差的绝对值取平均值得到静态误差,测量结果如表 1 所示。经数据验算,梯度下降与互补滤波融合算法滚转角误差为 0.325 2°,俯仰角误差为 0.347 2°;自适应互补滤波算法滚转角误差为 0.113 6°,俯仰角误差为 0.092 4°,经静态测试,自适应互补滤波算法误差较小,可见,自适应互补滤波算法有效地修正陀螺仪数据长时间的漂移问题,上位机采集传感器数据得出姿态角波形图,如图 7 所示。

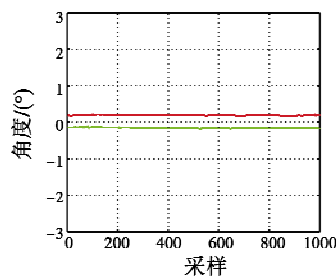
表 1 梯度下降与互补滤波融合算法与自适应滤波静态测试对比

Table 1 Static test comparison of fusion algorithm combining gradient descent with complementary filter and adaptive filter (°)

算 法	静态误差
梯度下降与互补滤波(滚转角)	0.3252
自适应滤波(滚转角)	0.1136
梯度下降与互补滤波(俯仰角)	0.3472
自适应滤波(俯仰角)	0.0924



a 梯度下降与互补滤波融合算法



b 自适应互补滤波算法

图 7 静态测试

Fig. 7 Static test of two algorithms

4.2.2 动态测试

通过转动四旋翼飞行器进行动态测试,对滚转角和俯仰角在不同算法条件下进行测量,试验表明两种算法均能对姿态的瞬时变化快速做出响应。图 8、图 9 分别为对滚转角和俯仰角进行转动角度测试,由上位机波形图可以看出自适应互补滤波算法的波形较为平滑,角度变化过程中没有数据波动,转动瞬间无较大超调量,其误差同梯度下降与互补滤波融合算法的动态

误差相比较小,测量结果如表 2 所示。

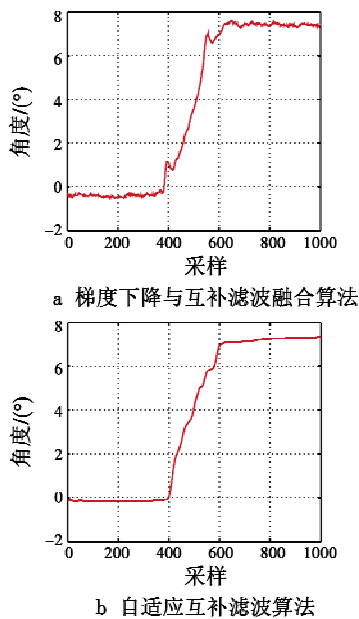


图 8 滚转角测试

Fig. 8 Roll angle test

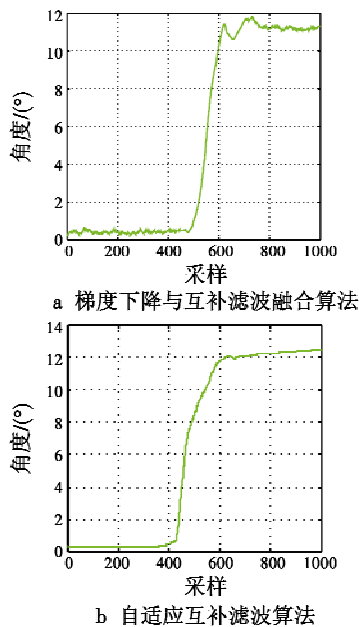


图 9 俯仰角测试

Fig. 9 Pitch angle test

表 2 梯度下降与互补滤波融合算法同自适应滤波动态测试对比

Table 2 Dynamic test comparison of gradient descent and complementary filter fusion algorithm and adaptive filter

算法	动态误差
梯度下降与互补滤波(滚转角)	0.7423
自适应滤波(滚转角)	0.2936
梯度下降与互补滤波(俯仰角)	0.6432
自适应滤波(俯仰角)	0.2530

5 结论

本文针对四旋翼飞行器姿态解算中求解四元数的两种算法进行了详细描述,在基于自主研发的 IMU 系统中进行了试验验证与分析。通过实际测量结果表明,两种算法计算的快速性及稳定性均满足四旋翼飞行器的实际飞行需求,自适应互补滤波算法滤波效果优于梯度下降与互补滤波融合算法,有效抑制了低成本 IMU 系统的误差累加,可以在实际应用中得到较高的姿态精度,对飞行器的控制研究具有一定的参考价值与指导意义。

参考文献

- [1] 高京都. 四旋翼飞行器控制系统的设计与实现[D]. 大连:大连理工大学,2015.
- [2] 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.
- [3] 吕印新,肖前贵,胡寿松. 基于四元数互补滤波的无人机姿态解算[J]. 燕山大学学报,2014,38(2):175-180.
- [4] 吴涛,白茹,朱礼尧,等. 基于卡尔曼滤波的航姿参考系统设计[J]. 传感技术学报,2016,29(4):531-535.
- [5] 万慧,齐晓慧,董海瑞,等. 四旋翼两种姿态控制方法及性能比较[J]. 火力与指挥控制,2018,43(3):151-155.
- [6] 黄镇. 一种二阶互补滤波与卡尔曼滤波的姿态解算方法设计[J]. 电子工艺技术,2018,39(3):168-171.
- [7] 孙金秋,游有鹏,傅忠云. 基于自适应显式互补滤波的姿态解算方法[J]. 测控技术,2015,34(4):24-28.
- [8] 陈华肖,湛海云. 基于自适应互补滤波的四旋翼飞行器姿态解算[J]. 测控技术,2018,37(6):81-85.
- [9] 江杰,王康,李刚. 一种四旋翼姿态解算与控制优化方法设计分析[J]. 计算机仿真,2016,33(11):42-47.
- [10] 徐云川. 四轴飞行器姿态解算算法设计与仿真[J]. 科技视界,2016(23):17-18.
- [11] 冀亮,钱正洪,白茹. 基于四元数的四轴无人机姿态的估计和控制[J]. 现代电子技术,2015,38(11):112-116.
- [12] 吕伟龙,向豪,杨雨昕. 基于 Qt 的飞行器通用上位机软件设计[J]. 电子技术与软件工程,2017(7):59-61.
- [13] 陈国定,周鹏豪,胡朕豪,等. 基于 MPU6050 的四轴硬件姿态解算研究[J]. 机电工程,2018,35(1):95-100.
- [14] 张天华. 基于 STM32F4 系列单片机的四旋翼自主飞行器系统[J]. 电子制作,2016(s1):8-13.