

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2210594

## 一种飞机姿态融合算法研究\*

于鸿彬<sup>1</sup> 简景山<sup>1</sup> 尹洪环<sup>2</sup>

(1.天津工业大学机械工程学院 天津 300387; 2.天津商业大学机械工程学院 天津 300134)

**摘要:** 飞机的姿态角信息是飞机救援过程中重要的参数信息,而由于磁干扰的存在则会影响姿态解算的精度。本文在姿态角解算问题中提出一种基于扩展卡尔曼和线性卡尔曼相结合的改进方法,扩展卡尔曼滤波对俯仰角和横滚角进行更新,而线性卡尔曼则对航向角进行单独计算,并且在最优估计时加入调节系数,通过判断测量磁场和重力矢量夹角来调节航向角最优估计值,以降低外界磁干扰对航向角的影响。实验结果表明,与传统的扩展卡尔曼解算姿态角相比,改进之后的算法更加接近真实的飞机姿态信息,并且对于外界磁场变化有更强的抗干扰能力。

**关键词:** 姿态解算;扩展卡尔曼;调节系数;磁干扰

**中图分类号:** TP301 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 085501

## Research on an aircraft attitude fusion algorithm

Yu Hongbin<sup>1</sup> Jian Jingshan<sup>1</sup> Yin Honghuan<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical Engineering, Tiangong University, Tianjin 300387, China;

2. School of Mechanical Engineering, Tianjin University of Commerce, Tianjin 300134, China)

**Abstract:** The attitude Angle information of aircraft is an important parameter information in the process of aircraft rescue, but the existence of magnetic interference will affect the accuracy of attitude solution. This article in the attitude Angle algorithm proposed based on extended kalman and the improving method of the linear combination of the kalman, extended kalman filter to update of pitch Angle and roll Angle, while the linear kalman separately for the course Angle is calculated, and join the adjustment coefficient, when the optimal estimate by judging measuring magnetic field and magnetic field Angle to adjust course Angle, the optimal estimate. In order to reduce the influence of external magnetic interference on the heading Angle. Experimental results show that compared with the traditional extended Kalman attitude Angle settlement algorithm, the improved algorithm is more close to the real aircraft attitude information, and has stronger anti-interference ability to the external magnetic field changes.

**Keywords:** attitude algorithm; extended kalman; pondage factor; magnetic disturbance

## 0 引言

姿态解算的精度和抗干扰能力直接影响飞机救援中姿态监控的结果。单一陀螺仪长时间工作存在漂移累计误差,影响数据精度,加速度计可以修正陀螺仪的姿态角误差,但是容易受噪声的影响,另外二者数据融合不能精确解算航向角,因此在计算航向角的过程中加入磁力计<sup>[1]</sup>。由于飞机本身带有磁性物质,磁力计的测量就会受到磁干扰影响而出现估计偏差,不得不采取措施提高姿态解算的抗干扰能力。针对上述问题,国内外研究人员在降低磁干扰方面做了相关研究。文献[2]提出了一种基于四元数的间接卡尔曼滤波,在测量方程中不直接使用磁传感器,以消除磁传感器对俯仰角和横滚角的影响,但是在无磁干扰环境

下,相比标准方法估计误差要差一些<sup>[2]</sup>。文献[3]使用两次扩展卡尔曼滤波器(extended Kalman filter, EKF)进行姿态融合,并且在第二次 EKF 的观测量中加入可调节测量噪声方差矩阵,增强了磁干扰自适应补偿能力,但同时也增加了姿态解算的时间。文献[4]引入重力和磁场的双重互补滤波来修正四元数,有效地抑制了外界磁场变化和环境影响,但是误差阈值的选取需要在传感器的类型,灵敏度参数和一定量试验的基础之上才能选出最优值。文献[5]利用重力加速度测量值对归一化磁传感器输出向量进行修正,降低了横滚角和俯仰角的均方根误差。文献[6]在减小姿态角误差中,利用最小二乘法及椭球拟合对磁传感器误差进行补偿,提高了俯仰角和横滚角的解算精度。

收稿日期:2022-07-06

\* 基金项目:国家重点研发计划(2016YFB1102003)、民航科技重大专项(MHRD201401110)资助

但是以上两篇文献均未对航向角的精度做出很大的提高。

针对以上存在的问题,研究采用扩展卡尔曼算法和线性卡尔曼算法相结合的方法进行飞机姿态的解算,首先基于四元数的扩展卡尔曼算法,以加速度计输出为观测量解算横滚角和俯仰角,第二步则以陀螺仪计算的航向角为状态量,以磁力计计算的航向角为观测量进行线性卡尔曼滤波,在此过程中加入调节系数,通过判断测量磁场和地磁场夹角决定观测量是否加入磁力计,以避免磁干扰对航向角带来影响。由此在不影响解算精度的情况下提高姿态解算的抗干扰能力。

## 1 姿态的描述

在飞机姿态的描述中,基于捷联惯性导航原理,导航坐标系采用“东北天”(n系), $X_n$ 指向东、 $Y_n$ 指向北、 $Z_n$ 指向天,载体坐标系采用“右前上”(b系), $X_b$ 指向右、 $Y_b$ 指向前、 $Z_b$ 指向上,b系随着飞机的转动而变化,n系为固定坐标系不随飞机姿态的改变而改变<sup>[7]</sup>。姿态角度描述则采用横滚角 $\gamma$ 、俯仰角 $\theta$ 、航向角 $\Psi$ 来表示,n系依次绕Z轴、X轴、Y轴旋转 $\Psi$ 、 $\theta$ 和 $\gamma$ 角得到b系<sup>[8]</sup>,结合东北天坐标系可得到坐标变换矩阵用欧拉角表示为:

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

四元数法只需求解含有4个未知量的线性微分方程组,相对于方向余弦法计算量小,且算法简单易于操作<sup>[9]</sup>。用四元数表示导航坐标系到机体坐标系的旋转矩阵为:

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

根据变换矩阵和旋转矩阵可得姿态角由四元数表示的结果为:

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

$$\Phi[k/(k-1)] = \frac{\partial f(\mathbf{X}_{k-1})}{\partial \mathbf{X}_{k-1}} = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta T\omega_x/2 & -\Delta T\omega_y/2 & -\Delta T\omega_z/2 & \Delta T\hat{q}_1/2 & \Delta T\hat{q}_2/2 & \Delta T\hat{q}_3/2 \\ \Delta T\omega_x/2 & 1 & \Delta T\omega_z/2 & -\Delta T\omega_y/2 & -\Delta T\hat{q}_0/2 & \Delta T\hat{q}_3/2 & -\Delta T\hat{q}_2/2 \\ \Delta T\omega_y/2 & -\Delta T\omega_z/2 & 1 & \Delta T\omega_x/2 & -\Delta T\hat{q}_3/2 & -\Delta T\hat{q}_0/2 & \Delta T\hat{q}_1/2 \\ \Delta T\omega_z/2 & \Delta T\omega_y/2 & -\Delta T\omega_x/2 & 1 & \Delta T\hat{q}_2/2 & -\Delta T\hat{q}_1/2 & -\Delta T\hat{q}_0/2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

## 2 扩展卡尔曼进行姿态角更新

### 2.1 状态方程的建立

捷联惯导原理中四元数的矩阵表达式为 $\mathbf{Q} = [q_0, q_1, q_2, q_3]$ ,其中 $q_0$ 为四元的标量部分, $[q_1, q_2, q_3]$ 为四元数的矢量部分。在姿态解算过程中以四元数 $\mathbf{Q}$ 和陀螺仪零偏漂移量 $\mathbf{b}_g$ 作为状态量 $\mathbf{X} = [q_0, q_1, q_2, q_3, b_{gx}, b_{gy}, b_{gz}]$ ,四元数的微分方程为:

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \hat{\mathbf{Q}} \otimes \boldsymbol{\omega}_b \quad (4)$$

$$\text{其中, } \boldsymbol{\omega}_b = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{gx} & -\omega_{gy} & -\omega_{gz} \\ \omega_{gx} & 0 & \omega_{gx} & -\omega_{gy} \\ \omega_{gy} & -\omega_{gz} & 0 & \omega_{gx} \\ \omega_{gz} & \omega_{gy} & -\omega_{gx} & 0 \end{bmatrix} \text{表示陀螺}$$

仪的测量值。微分方程离散化之后为:

$$\mathbf{Q}_k = \mathbf{Q}_{k-1} + \frac{\Delta T}{2} \cdot \mathbf{Q}_{k-1} \cdot \boldsymbol{\omega}_{k-1} =$$

$$\begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ \Delta T\omega_x/2 \\ \Delta T\omega_y/2 \\ \Delta T\omega_z/2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

陀螺仪的测量值数学模型为:

$$\boldsymbol{\omega}_b = \hat{\boldsymbol{\omega}}_b + \mathbf{b}_g + \mathbf{w}_b \quad (6)$$

其中, $\boldsymbol{\omega}_b$ 为陀螺仪漂测量值, $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$ 为陀螺仪真实值, $\mathbf{b}_g$ 为陀螺仪零偏, $\mathbf{w}_b$ 为陀螺仪噪声矢量,测量噪声 $\mathbf{w}_b$ 属于高斯白噪声符合正态分布 $\mathbf{w}_b \sim N(0, \sigma_g)$ ,由上述得出系统的状态方程如下:

$$\mathbf{X}_{k/k-1} = f(\mathbf{X}_{k-1}) + \mathbf{W}_{k-1} \quad (7)$$

式中: $f(\cdot)$ 为非线性函数, $\mathbf{W}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的系统噪声矢量,且满足 $E[\mathbf{w}_{k-1} \mathbf{w}_{k-1}^T] = \mathbf{Q}_{k-1}$ , $\mathbf{Q}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻噪声方差矩阵。其中状态更新方程组 $f(\mathbf{X}_k)$ 为:

$$f(\mathbf{X}_k) = \begin{cases} \mathbf{Q}_{k-1} \left[ 1 + \frac{\Delta T}{2} (\hat{\boldsymbol{\omega}}_{k-1} - \mathbf{b}_{k-1}) \right] \\ \mathbf{b}_k = \mathbf{b}_{k-1} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{Q}_{k-1}$ 为 $k-1$ 时刻四元数状态, $\Delta T$ 为采样时间间隔。通过状态方程求偏导可得状态更新雅克比如下:

### 2.2 观测方程的建立

在扩展卡尔曼滤波中采用加速度计三轴的输出当作系统观测量,加速度计的输出模型为:

$$a_b = \hat{a}_b + b_a + w_a \quad (10)$$

其中,  $a_b$  为加速度计的输出测量值,  $\hat{a}_b$  为加速度计的真实值,  $b_a$  为加速度计零偏矢量,  $w_a$  为加速度计的噪声矢量,满足正态分布  $w_a \sim N(0, \sigma_a^2)$ 。设观测变量为  $Z(k) = [a^x(k) \ a^y(k) \ a^z(k)]$ , 导航坐标系下的参考分量为  $[a_n^x \ a_n^y \ a_n^z] = [0 \ 0 \ 1]^T$ , 单位为 g。n 系下的重力矢量经过坐标变换转换到 b 系下加速度分量有如下公式:

$$\begin{bmatrix} a_b^x \\ a_b^y \\ a_b^z \end{bmatrix} = C_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中,  $a_n^x, a_n^y, a_n^z$  为导航坐标系下的加速度分量,  $a_b^x, a_b^y, a_b^z$  为机体坐标系下加速度分量。通过加速度变换方程式(11)可得观测雅可比矩阵如下:

$$H_k = 2g \begin{bmatrix} -q_2 & q_3 & -q_0 & q_1 & 0 & 0 & 0 \\ -q_2 & q_3 & -q_0 & q_2 & 0 & 0 & 0 \\ q_0 & -q_1 & -q_2 & q_3 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

则观测方程为:

$$Z_k = H_{k-1} \cdot X_{k-1} + v_{k-1} \quad (13)$$

其中,  $v_{k-1}$  为观测过程噪声且满足  $E[v_k \ v_k^T] = R_k$ ,  $R_k$  为观测噪声方差。

### 2.3 扩展卡尔曼数据融合

在扩展卡尔曼中仅用到了加速度计作为观测量,在保证精度的同时又减小了磁干扰的影响,下面将进行非线性滤波过程的设计。

第 1 步:通过雅可比矩阵和当前状态量获得预测状态量:

$$\hat{X}_{k/k-1} = f(X_{k-1}) \quad (14)$$

第 2 步:根据更新预测估计协方差矩阵:

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + Q_{k-1} \quad (15)$$

其中,  $Q_{k-1}$  为系统噪声方差矩阵。

第 3 步:计算扩展卡尔曼增益  $K_k$ :

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (16)$$

其中,  $R_k$  为测量噪声方差矩阵。

第 4 步:状态最优估计:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k [Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}] \quad (17)$$

其中,  $\hat{X}_{k/k-1}$  为预测状态矩阵,  $Z_k$  为加速度计测量矩阵,  $H_k$  为观测雅可比矩阵。

第 5 步:协方差更新:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (18)$$

## 3 基于线性卡尔曼解算航向角

通过非线性的扩展卡尔曼将得到俯仰角横滚角和航

向角,但是其中航向角的计算大部分来源于陀螺仪,因此航向角的解算还需要磁力计的加入,由于单独一个角度可直接采用线性滤波,可减小计算量<sup>[10]</sup>。

### 3.1 磁强计更新航向角

上述过程可以获得 EKF 更新后的俯仰角、横滚角和航向角。下面将利用磁场信息对航向角进行线性滤波,以航向角和 Z 轴陀螺仪零偏作为卡尔曼滤波的状态量有  $X_k = [\psi_k \ b_z]$ , 并且陀螺零偏漂移设为定值,则先验估计方程为:

$$X_k = A X_{k-1} + B U_{k-1} + W_{k-1} \quad (19)$$

其中,状态转移矩阵  $A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta T \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$ ,  $B = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$ , 输入量  $U_k$  为 EKF 获得的航向角。

观测方程中则磁力计输出计算的航向角为观测量,在导航坐标系下地磁矢量表达式为  $m_n = [m_n^x \ m_n^y \ m_n^z]$ , 机体坐标系下磁力计的输出矢量为  $m_b = [m_b^x \ m_b^y \ m_b^z]$ , 并且有  $m_b = C_n^b |_{\psi=\psi_m} \cdot m_n$ , 其中  $m_n$  已知,  $m_b$  为测量值,通过旋转公式可以计算  $\psi_m$ , 因此将式(1)带入上式可得磁力计的航向角如下计算式:

$$\psi_m = \arctan\left(-\frac{M_y^b \sin\theta \sin\gamma - M_z^b \sin\gamma}{M_y^b \cos\theta + M_y^b \sin\theta \sin\gamma + M_z^b \sin\theta \cos\gamma}\right) \quad (20)$$

有以上分析可得观测方程为:

$$Z_k = H_{k-1} X_{k-1} \quad (21)$$

其中,  $H_k = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$  为观测矩阵。

### 3.2 基于磁倾角的状态最优估计

线性卡尔曼的最优估计中加入调节系数  $K_t$ , 调节系数的目的在于是否将磁力计的观测值加入到最优估计中来,当外界磁场产生较大干扰的情况下,磁力计的航向角计算值将会产生较大的偏差<sup>[11]</sup>,在这里将磁倾角作为判断依据,不同地点的磁倾角标准值不同,而受干扰的磁场计算得出的磁倾角会与当地标准磁倾角产生偏差,若偏差超过设定范围则证明磁力计受到了较大的磁干扰<sup>[12]</sup>,在加入调节系数之后的最优估计方程式为:

$$X_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_t K_{k-1} [Z_{k-1} - \hat{X}_{k/k-1}] \quad (22)$$

磁倾角表示磁场方向与水平方向的夹角,可以计算磁场矢量与重力矢量之间夹角的余角,设磁倾角的标准值为  $\theta_{std}$ , 用  $\hat{\theta}_{std}$  表示磁力计测量值与地球重力的夹角计算值,用  $\epsilon_{gap}$  表示二者的差值绝对值,  $\epsilon_{gap} = |90^\circ - \hat{\theta}_{std} - \theta_{std}|$ <sup>[13]</sup>。利用旋转轴和旋转角的方式计算三维向量的夹角,则  $\hat{\theta}_{std}$  的计算式为:

$$\hat{\theta}_{std} = \arccos\left(\frac{C_n^b m_b \times C_b^a a_b}{\|m_b\| \|a_b\|}\right) \quad (23)$$

当  $\epsilon_{gap}$  小于所设阈值时则说明磁力计受到了外界的磁

干扰就会令  $K_i = 0$ , 否则为 1。从而达到了利用磁倾角判断磁干扰的目的, 进一步增强了姿态解算的抗干扰能力<sup>[14-17]</sup>。

#### 4 试验结果

为了验证算法有效性, 实验采用 MPU9250 九轴姿态传感器, 传感器包含三轴陀螺仪、三轴加速度计和三轴磁力计, 分别输出角速度值, 加速度值和三轴磁场强度值。测试将采集的数据传输给上位机, 再利用 MATLAB 对数据进行静态和动态测试。在进行测试前先对传感器进行初始校准, 系统采样频率为 100 Hz。当地磁倾角为  $\theta_{sid} = 58^\circ 15'$ , 用磁铁作为外界干扰, 通过采集数据测试对调节系数进行如下判断:

$$K_i = \begin{cases} 1, & \epsilon_{gap} < 0.1 \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (24)$$

##### 4.1 静态测试

安装传感器为水平状态, 将传感器放置于隔振平台上保持静止, 将磁铁在传感器附近直线晃动 3 次, 观察解算角度的变化, 理论上 3 个角度静止在  $0^\circ$  位置, 现分别测试改进算法和未改进算法解算的计算结果, 如图 1~3 所示。

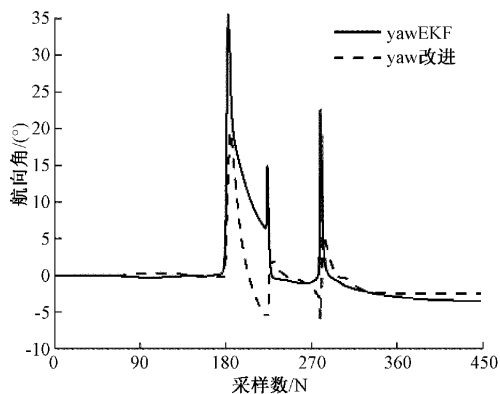


图 1 静态航向角测试图

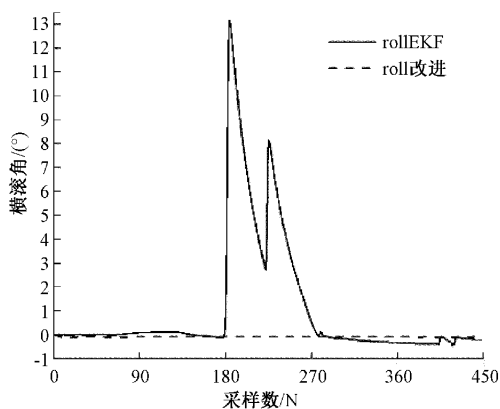


图 2 静态横滚角测试图

图 1~3 分别为航向角、横滚角和俯仰角的信息对比,

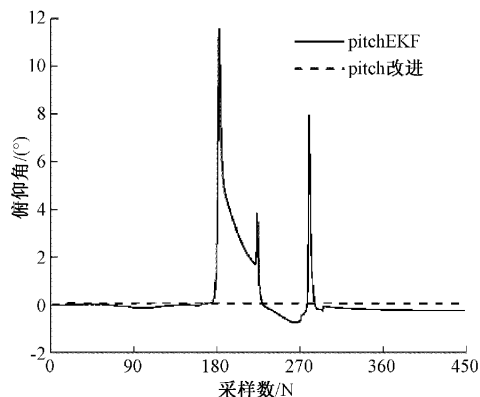


图 3 静态俯仰角测试图

虚线为改进 EKF 的计算结果, 实线为未改进 EKF 的计算结果。由结果可知面对磁场干扰的情况下, EKF 角度解算出现较大的偏差, 在磁铁靠近传感器的时候角度出现了尖峰响应情况, 并且角度的结果稳定较差, 而改进的算法可以有效抑制磁干扰并且稳定姿态角。静态条件下改进算法的横滚角和俯仰角的峰峰值误差均为  $0.2^\circ$ , 航向角受磁干扰情况下最大峰峰值误差为  $26^\circ$  相对于未改进算法提升了 30%。为了更清晰地表现改进算法地性能, 分别计算两种算法的均方差如表 1 所示。

表 1 静态测试均方差

测试内容	静态		
	航向角/(°)	横滚角/(°)	俯仰角/(°)
未改进算法	29.252 9	6.885 5	2.002 5
改进算法	9.539 8	0.000 1	0.000 1

##### 4.2 动态测试

动态测试方法为将磁铁置于传感器附近, 然后转动传感器三个角度, 观察改进算法和未改进算法的解算结果, 为了更清晰反映角度旋转量, 加入互补滤波的算法作为结果的对比参考, 如图 4~6 所示。

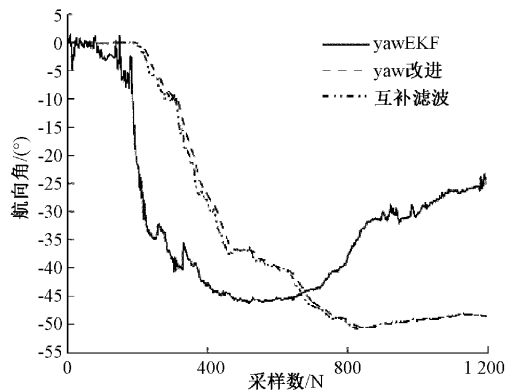


图 4 动态航向角测试图

图 4 为航向角动态测试的计算结果, 可以得到在航向角的动态测试中, 未改进算法在附近有磁场干扰的情况

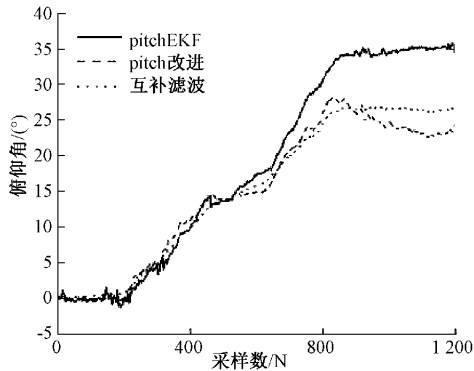


图 5 动态俯仰角测试图

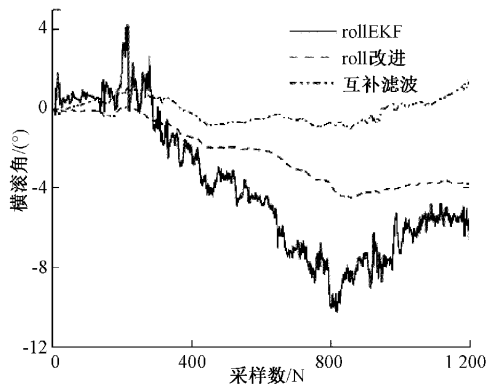


图 6 动态横滚角测试图

下,出现了较大的解算误差,而改进 EKF 算法在动态抗干扰方面效果优越,有效抵抗磁干扰的影响,未出现较大的偏差。图 5 为动态俯仰角测试图,未改进算法在磁干扰环境中,出现了 10°左右的偏差,改进算法和互补滤波在磁干扰环境中能将偏差控制在 2.5°以内,在稳定性上有了较大的提高。由图 6 可以看出,改进算法在动态测试中稳定性有了提高,而未改进算法在受磁干扰是出现了抖动的现象,改进算法抗干扰能力更加明显。现计算动态测试结果的均方根误差(RMSE)如表 2 所示。

表 2 动态测试均方根误差

测试内容	动态		
	航向角/(°)	俯仰角/(°)	横滚角/(°)
未改进算法	15.833 1	4.928 2	5.025 2
改进算法	1.014 7	1.550 9	2.646 2

### 5 结 论

本文在针对 MEMS 惯导姿态角解算中存在电磁干扰的问题,提出一种基于 EKF/KF 结合的姿态解算算法,在 EKF 解算的过程中以加速度计作为观测量解算俯仰角和横滚角,从而避免磁场的干扰,在航向角的解算过程中加入调节系数,利用磁倾角判断磁干扰从而调节最优估计

值。利用 MATLAB 进行仿真试验,对算法进行验证。通过静态和动态试验进行对比,结果表明,在磁干扰的环境中,改进算法在抗磁干扰能力和解算稳定性上有明显的效果提升,增强了飞机姿态监控中的精度。改进算法的得到的姿态角误差偏离程度相对于传统算法明显减小,使得计算结果更加接近真实值,在噪声方面能减少抖动,对于姿态监控具有重要的参考价值。在飞机救援中能满足救援所需的姿态角信息,对于航空救援有重要的意义。

### 参考文献

- [1] 李小青, 杨亚楠, 于鸿彬, 等. 基于 MARG 传感器的头部姿态解算方法研究[J]. 光电与控制, 2019, 26(5): 14-19.
- [2] SUH Y S, RO Y S, KANG H J. Quaternion-based indirect Kalman filter discarding pitch and roll information contained in magnetic sensors[J]. IEEE Transactions on Instrument-Ation and Measurement, 2012, 61(6): 1786-1792.
- [3] 卢艳军, 陈雨荻, 张太宁, 等. 一种实用的四旋翼飞行器姿态融合算法研究[J]. 光电与控制, 2020, 27(8): 84-89.
- [4] 王健, 厉彦一. 基于重力和磁场双重互补滤波的无人机姿态解算算法[J]. 中国科技论文, 2021, 16(1): 1-6.
- [5] 石岗, 李希胜, 王哲, 等. 磁传感器输出姿态信息修正方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(3): 47-53.
- [6] 尹上, 管雪元, 刘雨顺. 弹载磁传感器的误差补偿及姿态解算方法[J]. 电子测量技术, 2021, 44(22): 62-68.
- [7] 严恭敏, 翁俊. 捷联惯导算法与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2019.
- [8] 盛广润, 高国伟, 张伯源. 基于四元数的四旋翼飞行器姿态解算研究[J]. 现代电子技术, 2020, 43(14): 8-12, 16.
- [9] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- [10] 郭慧泉, 武杰. 基于准静态磁场检测的姿态解算方法[J]. 传感器与微系统, 2020, 39(7): 11-14.
- [11] 黎星华, 刘晓平, 王刚, 等. 一种自适应混合滤波姿态解算算法[J]. 北京邮电大学学报, 2021, 44(3): 79-86.
- [12] 史宜巧, 赵辉. AHRS 姿态估计的迭代扩展卡尔曼滤波方法[J]. 机械设计与制造, 2022(4): 270-274.
- [13] THISURA H, MUNASINGHE R. Accurate attitude estimation under high accelerations and magnetic disturbances [C]. Moratuwa Engineering R-Esearch Conference, 2017: 1-6, DOI: 10.1109/mercon.2017.7980452.
- [14] 杜杉杉, 吴昊, 张继文, 等. 一种面向 AHRS 的改进互补滤波融合算法[J]. 国外电子测量技术, 2015, 34(3): 13-18.

- [15] 孙丽, 秦永元. 捷联惯导系统姿态算法比较[J]. 中国惯性技术学报, 2006(3): 6-10.
- [16] 吕春生. 一种改进的四旋翼互补滤波姿态解算方法[J]. 电子测量技术, 2020, 43(18): 69-73.
- [17] FARZAN F, RENE L. Accuracy improvement of attitude determination systems using EKF-based error prediction filter and PI controller[J]. Sensors, 2020, 20(14): 4055, DOI:10.3390/s20144055.

### 作者简介

于鸿彬(通信作者), 博士, 副教授, 主要研究方向为检测技术与控制, 纺织机械运动学。

E-mail: 327134576@qq.com

简景山, 硕士研究生, 主要研究方向为智能控制及多传感器数据融合。

E-mail: 13820712032@163.com

尹洪环, 博士, 讲师, 主要研究方向为嵌入式系统设计开发。