

直线型植保无人机航姿 UKF 两级估计算法

沈 跃<sup>1</sup> 孙志伟<sup>1</sup> 沈亚运<sup>1</sup> 张大海<sup>2</sup> 钱 鹏<sup>2</sup> 刘 慧<sup>1</sup>

(1. 江苏大学电气信息工程学院, 镇江 212013; 2. 浙江大学海洋学院, 舟山 310013)

**摘要:** 针对直线型植保无人机航姿测量受磁场干扰严重、磁力计校准动态性能差、航姿估计精度低等问题,提出了一种基于磁力计实时校准的无人机航姿两级解算方法。依据地磁场矢量变化小的特点,利用列文伯格-马夸特(Levenberg-Marquardt, LM)算法和磁力计误差模型,建立磁力计实时校准模型,实时计算磁力计误差参数。考虑运动加速度、电机磁场以及环境磁场干扰,采用无迹卡尔曼滤波器(Unscented Kalman filter, UKF)融合陀螺仪和加速度计实现一级航姿估计,通过四元数精准解析出横滚角和俯仰角姿态信息;然后融合磁力计实时校准数据和陀螺仪修正航向角完成二级航姿估计,最终实现无人机姿态和航向的精准估计。试验结果表明,在外部磁场干扰高达 30.97  $\mu\text{T}$  时,实时校准算法仍可快速计算出磁力计校准参数,模长均方根误差为 0.59  $\mu\text{T}$ ,减小了航向观测信息噪声。本文的航姿测量系统姿态角均方根误差不大于 0.75°,航向角均方根误差为 1.40°,较互补滤波算法,姿态角精度提高约 0.6%,航向角估计精度提高 1.38°;动态飞行试验中,姿态估计算法大幅减弱了磁干扰影响,航姿跟踪准确,航向角快速收敛,稳态精度更高。

**关键词:** 直线型植保无人机; 航姿估计; 分级融合; 磁力计实时校准; 无迹卡尔曼滤波

中图分类号: S251; S494

文献标识码: A

文章编号: 1000-1298(2022)09-0151-09

OSID:



UKF Two-stage Estimation Algorithm for Heading and Attitude of Linear Plant Protection UAV

SHEN Yue<sup>1</sup> SUN Zhiwei<sup>1</sup> SHEN Yayun<sup>1</sup> ZHANG Dahai<sup>2</sup> QIAN Peng<sup>2</sup> LIU Hui<sup>1</sup>

(1. School of Electrical and Information Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China

2. Ocean College, Zhejiang University, Zhoushan 310013, China)

**Abstract:** Aiming at the problems of serious magnetic field interference, poor dynamic performance of magnetometer calibration and low accuracy of UAV attitude estimation, a two-stage heading and attitude estimation method based on real-time magnetometer calibration was proposed. According to the characteristics of small variation of geomagnetic field vector, the real-time calibration model of magnetometer was established by using Levenberg-Marquardt (LM) algorithm and magnetometer error model, and the error parameters of magnetometer were calculated in real time. Considering the disturbance of motion acceleration, motor magnetic field and environmental magnetic field, the unscented Kalman filter (UKF) was used to fuse gyroscope and accelerometer to realize the first-stage attitude estimation, and the attitude information of roll angle and pitch angle was accurately analyzed through quaternion. The second-stage attitude estimation combined the real-time calibration data of the magnetometer and the gyroscope to correct the heading angle, and finally realized the accurate estimation of the UAV attitude and heading. The test results showed that when the external magnetic field interference was up to 30.97  $\mu\text{T}$ , the real-time calibration algorithm can still quickly calculate the calibration parameters of the magnetometer, and the mode length root mean square error was 0.59  $\mu\text{T}$ , which reduced the noise of heading observation information. The root mean square error of the attitude angle of the attitude measurement system was no more than 0.75°, and the root mean square error of the heading angle was 1.40°. Compared with that of complementary filtering algorithm, the attitude angle accuracy was increased by 0.6°, and the heading angle estimation accuracy was improved by 1.38°. In the dynamic flight test, the attitude estimation algorithm greatly reduced the influence of magnetic interference, the attitude tracking was accurate, the heading angle converged quickly, and the steady-state accuracy was higher.

**Key words:** linear plant protection UAV; attitude estimation; hierarchical fusion; magnetometer real-time calibration; unscented Kalman filter

收稿日期: 2021-10-29 修回日期: 2021-11-24

基金项目: 江苏省重点研发计划项目(BE2018372)、江苏省自然科学基金项目(BK20181443)和镇江市重点研发计划项目(NY2018001)

作者简介: 沈跃(1978—),男,教授,博士生导师,主要从事无人农机与智能控制、农业机器人研究,E-mail: shen@ujs.edu.cn

## 0 引言

植保无人机是近年来新兴的植保机械,适应我国多样性和分散性种植地形<sup>[1-2]</sup>。直线型植保无人机,相对于常见多轴旋翼植保无人机,其物理喷幅宽,利于提高作业效率。但直线型无人机由于多电机呈直线式紧密分布,飞行控制器与电机间距较小,易受电机旋转产生的磁场干扰,导致航向角估计精度低,同时采用高精度 RTK 惯导系统会增加无人机飞行质量与制造成本<sup>[3]</sup>。无人机多传感器精确校准和融合算法,是保证航姿估计准确性的必要条件。

无人机传感器校准主要包含对加速度计、陀螺仪和磁力计的校准,其中加速度计和陀螺仪的校准方法较为成熟<sup>[4]</sup>,而磁力计容易受电机感应磁场干扰。磁力计校准可分为离线校准和实时校准。孙宏伟等<sup>[5]</sup>采用带约束的最小二乘法,通过旋转估计椭球参数。WU 等<sup>[6]</sup>利用 LM 算法先进行球面拟合,再进行椭球拟合计算出静态补偿参数,但对大型无人机校准操作繁琐、动态性能差。蔡浩原等<sup>[7]</sup>提出一种基于扩展卡尔曼滤波器(Extended Kalman filter, EKF)的动态校准方法,但陀螺仪偏置影响校准参数的估计精度。SLIC 等<sup>[8]</sup>建立了基于单电机油门指令的磁力计模型,但无法适用多电机分布的无人机。目前无人机磁力计的校准算法静态精度较高,但是无法快速补偿无人机机动飞行中时变的电磁场干扰,因此高精度的实时磁力计校准方法还有待进一步研究。

无人机航姿估计的多传感器融合算法主要有互补滤波<sup>[9-10]</sup>、梯度下降法<sup>[11]</sup>和扩展卡尔曼滤波<sup>[12-14]</sup>等。张勇刚等<sup>[15]</sup>用互补滤波器融合加速度计、陀螺仪估计航姿,抑制了陀螺仪的积分漂移,但磁场干扰直接影响姿态角估计。彭孝东等<sup>[16]</sup>采用梯度下降法,在无人机运动加速度较小时精度好。蔡安江等<sup>[17]</sup>推测四元数与欧拉角一一对应相关,但该算法在机动环境下,相关性会降低,导致姿态估计准确性降低。卢艳军等<sup>[18]</sup>基于 EKF 分别估计姿态与航向信息,降低了磁场干扰对航向角的影响,但未考虑磁倾角以及软磁场变化。

针对上述问题,结合直线型植保无人机磁场干扰变化快且模值大的特点,本文提出一种应用 UKF 实现一级融合陀螺仪和加速度计估计姿态、二级融合陀螺仪和实时校准的磁力计数据求解航向角,进而校正一级四元数的航姿估计算法,大幅减弱磁场干扰对俯仰角和横滚角的影响,提高航向角解算精度。

## 1 分级融合航姿估计算法

本文的分级融合航姿估计算法首先将采集到的陀螺仪数据和加速度计数据进行 UKF 融合(图 1),解算姿态数据,保证姿态解算精度;然后利用 LM 实时校准法得到的磁力计数据与陀螺仪融合,进行航向角估计,计算出误差四元数 $Q$ ,进一步修正四元数 $Q_b^e$ ,得到最终估计四元数 $Q_b^e$ ,解算横滚角、俯仰角和航向角数据。

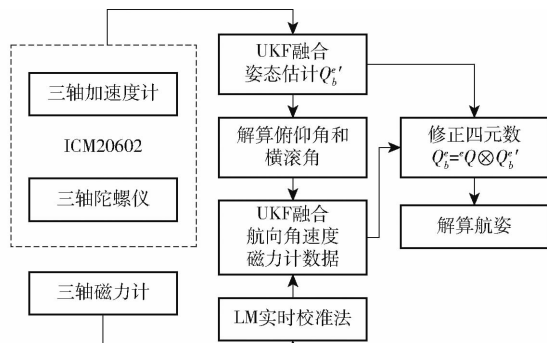


图 1 分级融合航姿估计算法流程图

Fig. 1 Flowchart of hierarchical fusion attitude estimation algorithm

UKF 算法流程简述如下:对状态量进行无迹变换(Unscented transform, UT)获得 Sigma 点集,通过状态方程计算出点集变换后数据,从而获得状态的预测均值及其协方差矩阵;对状态预测进行 UT 变换,获得 Sigma 点集,通过量测方程计算出点集变换后数据,从而量测的预测均值及其协方差矩阵;计算卡尔曼增益,更新状态及其协方差<sup>[19]</sup>。

## 2 磁力计实时校准

### 2.1 磁力计量测模型

无人机通常需要考虑地磁场和空间磁场对航姿测量的影响<sup>[20-21]</sup>。地磁场是航向角估计的重要观测信息,磁力计是测量空间磁场矢量的传感器<sup>[22]</sup>。但磁力计测量易产生误差:一是生产工艺限制导致的仪表误差,二是外部磁场干扰造成的误差。

磁力计仪表误差包括零偏误差和尺度因子误差、非正交误差等<sup>[23-24]</sup>;外部磁场干扰主要包括无刷电机的永磁体、载流导线引起的磁力计偏置和机身金属连接件导致的三轴非正交误差等。对 2 种误差建立磁力计测量模型,其零位偏移为

$$\mathbf{M}_b = \begin{bmatrix} m_{bx} \\ m_{by} \\ m_{bz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

尺度因子矩阵为

$$\mathbf{K}_s = \begin{bmatrix} k_{sx} & 0 & 0 \\ 0 & k_{sy} & 0 \\ 0 & 0 & k_{sz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

磁力计测量模型的非正交变换矩阵为  $\mathbf{K}_d$ , 磁力计测量模型的三维变换矩阵为

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}_s \mathbf{K}_d = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & k_3 \\ 0 & k_4 & k_5 \\ 0 & 0 & k_6 \end{bmatrix} \quad (3)$$

实际地磁场分量  $\mathbf{M}_d = [M_{dx} \ M_{dy} \ M_{dz}]^T$ , 磁力计输出为  $\mathbf{M}_m = [M_{mx} \ M_{my} \ M_{mz}]^T$ , 有

$$\mathbf{M}_m = \mathbf{K} \mathbf{M}_d + \mathbf{M}_b \quad (4)$$

$$\mathbf{M}_d = \mathbf{K}^{-1} (\mathbf{M}_m - \mathbf{M}_b) \quad (5)$$

## 2.2 LM 非线性最小二乘模型

地磁场强度为 50 ~ 60  $\mu\text{T}$ , 植保无人机在某一范围内作业时, 地磁矢量变化很小, 可视为定值, 假定地磁场模长为常数, 即

$$M_r = \|\mathbf{M}_d\| = \sqrt{M_{dx}^2 + M_{dy}^2 + M_{dz}^2} \quad (6)$$

在仅考虑地磁场的理想环境下

$$\mathbf{M}^b = \mathbf{C}_e^b \mathbf{M}^e \quad (7)$$

式中  $b$ ——机体坐标系 ( $b$  系)

$e$ ——当地地理坐标系 ( $e$  系)

$\mathbf{M}^b$ ——理想磁力计输出矢量

$\mathbf{C}_e^b$ —— $e$  系到  $b$  系的旋转矩阵

$\mathbf{M}^e$ ——地磁场矢量

无人机在空中运动时, 磁力计数据点形成一个各轴等长的球面。但在实际环境中, 由式 (5) 可知, 球体三轴产生旋转且非正交、各轴长度不等, 导致球心偏离坐标原点形成椭球面。

经校准后, 磁力计模长为

$$\|\mathbf{M}_d\|^2 = (\mathbf{K}^{-1} (\mathbf{M}_m - \mathbf{M}_b))^T (\mathbf{K}^{-1} (\mathbf{M}_m - \mathbf{M}_b)) \quad (8)$$

将  $\mathbf{K}^{-1}$  转换为

$$\mathbf{G} = \mathbf{K}^{-1} = \begin{bmatrix} g_1 & g_2 & g_3 \\ 0 & g_4 & g_5 \\ 0 & 0 & g_6 \end{bmatrix} \quad (9)$$

并构建代价函数  $L$ , 通过非线性最小二乘拟合校准参数得

$$\min_{x \in R^9} F(\mathbf{x}_{\text{cali}}, \mathbf{M}_m) = \frac{1}{2} L^2(\mathbf{x}_{\text{cali}}, \mathbf{M}_m) \quad (10)$$

$$J(\mathbf{x}_{\text{cali}}, \mathbf{M}_m) = \nabla L(\mathbf{x}_{\text{cali}}, \mathbf{M}_m) \quad (11)$$

其中

$$L(\mathbf{x}_{\text{cali}}, \mathbf{M}_m) = (\mathbf{G}(\mathbf{M}_m - \mathbf{M}_b))^T (\mathbf{G}(\mathbf{M}_m - \mathbf{M}_b)) - M_r^2 \quad (12)$$

$$\mathbf{x}_{\text{cali}} = [g_1 \ g_2 \ g_3 \ g_4 \ g_5 \ g_6 \ m_{bx} \ m_{by} \ m_{bz}]^T \quad (13)$$

式中  $\mathbf{x}_{\text{cali}}$ ——需要校准的参数

应用列文伯格-马夸特 (Levenberg - Marquardt, LM) 算法<sup>[25]</sup>求解使代价函数接近于零的参数。

LM 算法初始化:

校准参数向量  $\mathbf{x}_{\text{cali}}$  的初始值  $\mathbf{x}_{\text{cali}0} = [1 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ m_{bx0} \ m_{by0} \ m_{bz0}]^T$ , 其中  $[m_{bx0} \ m_{by0} \ m_{bz0}]^T$  为在空旷处获得的机载硬磁零偏, 加快算法收敛速度。

地磁场模长的参考值是利用 WMM2020 世界地磁模型<sup>[26]</sup>和经纬度计算得到。

令阻尼系数初始值  $\mu_0 = 2$ , 阻尼缩放系数  $\alpha = 2$ , 迭代次数初始值  $k = 1$ 。

LM 算法迭代更新步骤:

(1) 计算 Jacobian 矩阵

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) \triangleq \nabla F(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) = J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk})^T F(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) \quad (14)$$

式中  $\mathbf{M}_{mk}$ —— $kT_s$  时刻传感器测量值

$T_s$ ——迭代周期

(2) 计算 Hessian 近似矩阵

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) \triangleq \nabla^2 F(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) = J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk})^T J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) \quad (15)$$

(3) 更新阻尼系数  $\mu_k$

$$\mu_k = S_{\text{gyro}} \mu_{k-1} \quad (16)$$

其中

$$S_{\text{gyro}} = \begin{cases} \frac{\|\mathbf{w}_{\text{gyro}}\|}{\pi} & \left( \frac{\|\mathbf{w}_{\text{gyro}}\|}{\pi} > 1 \right) \\ 1 & \left( \frac{\|\mathbf{w}_{\text{gyro}}\|}{\pi} \leq 1 \right) \end{cases} \quad (17)$$

式中  $S_{\text{gyro}}$ ——阻尼系数动态调整因子

$\|\mathbf{w}_{\text{gyro}}\|$ ——陀螺仪矢量模值

(4) 计算迭代步长

$$\mathbf{d}_k = - (J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk})^T J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) + \mu_k \mathbf{I})^{-1} \cdot J(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk})^T L(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) \quad (18)$$

式中  $\mathbf{I}$ ——9 维单位矩阵

(5) 确定搜索方向

若  $F(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1}, \mathbf{M}_{mk}) > F(\mathbf{x}_{\text{cali}|k-1} + \mathbf{d}_k, \mathbf{M}_{mk})$ , 则

$\mu_k = \frac{\mu_k}{\alpha}$ ; 否则  $\mu_k = \alpha \mu_k$ , 进入步骤 (4) 重新计算迭代步长。

(6) 输出迭代参数

$$\mathbf{x}_{\text{cali}|k} = \mathbf{x}_{\text{cali}|k-1} + \mathbf{d}_k \quad (19)$$

利用 LM 算法依据地磁场模长不变的特点, 实时求解磁力计校准参数, 减小了磁力计的测量噪声, 增强了磁力计数据的抗干扰能力。

3 基于 UKF 的一级航姿估计

无人机航姿变化主要依靠对横滚角、俯仰角和航向角的调节<sup>[27]</sup>。横滚角和俯仰角的姿态估计依赖加速度计与陀螺仪融合,加速度计可以实时补偿陀螺仪零偏,但是由于重力加速度垂直于水平面,所以无法补偿航向角漂移,需要融合磁力计数据进行补偿。下面建立基于 UKF 的四元数估计算法模型。

3.1 航姿状态方程

建立姿态预测状态方程

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{w}_{k-1} \tag{20}$$

式中  $\mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1})$ ——状态连续的非线性向量函数

$\mathbf{x}_k$ ——系统状态向量

$\mathbf{w}_{k-1}$ ——系统噪声

状态量选取四元数  $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ , 三轴陀螺仪零偏  $\mathbf{w}_b = [w_{bx} \ w_{by} \ w_{bz}]^T$ 。

四元数微分方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \mathbf{w}^b \tag{21}$$

式中机体三轴角速度  $\mathbf{w}^b = [w_x^b \ w_y^b \ w_z^b]^T$ 。

式(21)矩阵形式为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -w_x^b & -w_y^b & -w_z^b \\ w_x^b & 0 & w_z^b & -w_y^b \\ w_y^b & -w_z^b & 0 & w_x^b \\ w_z^b & w_y^b & -w_x^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \tag{22}$$

式(22)进行欧拉积分将四元数更新,得

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{k-1} + \frac{T_s}{2} \begin{bmatrix} 0 & -w_x^b & -w_y^b & -w_z^b \\ w_x^b & 0 & w_z^b & -w_y^b \\ w_y^b & -w_z^b & 0 & w_x^b \\ w_z^b & w_y^b & -w_x^b & 0 \end{bmatrix}_{k-1} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{k-1} \tag{23}$$

建立陀螺仪数据输出模型为

$$\mathbf{w}_o^b = \mathbf{w}^b + {}^g\mathbf{w} + \mathbf{w}_b \tag{24}$$

式中  $\mathbf{w}_o^b$ ——机载陀螺仪输出角速度

${}^g\mathbf{w}$ ——陀螺仪测量噪声,  ${}^g\mathbf{w} \sim N(0, \sigma_g^2)$

陀螺仪零偏具有低频特性,随时间缓慢波动,用一阶马尔可夫过程建模

$$\mathbf{w}_b(n) = e^{-T_s/\tau} \mathbf{w}_b(n-1) + \mathbf{w}_{rg}^b(n) \tag{25}$$

式中  $\tau$ ——相关时间系数

$\mathbf{w}_{rg}^b$ ——零偏不稳定噪声,  $\mathbf{w}_{rg}^b \sim N(0, \sigma_{rg}^2)$

状态量  $\mathbf{x} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ w_{bx} \ w_{by} \ w_{bz}]^T$ ,

故状态方程为

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ w_{bx} \\ w_{by} \\ w_{bz} \end{bmatrix}_{k/k-1} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ w_{bx} \\ w_{by} \\ w_{bz} \end{bmatrix}_{k-1} + \begin{bmatrix} 0 & -w_x^b & -w_y^b & -w_z^b & q_1 & q_2 & q_3 \\ w_x^b & 0 & w_z^b & -w_y^b & -q_0 & q_3 & -q_2 \\ w_y^b & -w_z^b & 0 & w_x^b & -q_3 & -q_0 & q_1 \\ w_z^b & w_y^b & -w_x^b & 0 & q_2 & -q_1 & -q_1 \\ & & & & 1 & 0 & 0 \\ & 0 & & & 0 & 1 & 0 \\ & & & & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ w_{bx} \\ w_{by} \\ w_{bz} \end{bmatrix}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \tag{26}$$

3.2 重力加速度观测方程

建立姿态的观测方程

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \tag{27}$$

式中  $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k)$ ——状态连续的非线性向量函数

$\mathbf{y}_k$ ——量测信息  $\mathbf{v}_k$ ——量测噪声

加速度计测量模型为

$$\mathbf{a}_o^b = -\mathbf{g}^b + {}^m\mathbf{a} + {}^a\mathbf{w} + \mathbf{a}_b \tag{28}$$

式中  $\mathbf{a}_o^b$ ——机载加速度计输出加速度

$\mathbf{g}^b$ ——机体重力加速度

${}^m\mathbf{a}$ ——机体运动加速度

${}^a\mathbf{w}$ ——加速度测量噪声,  ${}^a\mathbf{w} \sim N(0, \sigma_a^2)$

$\mathbf{a}_b$ ——加速度计三轴零偏

观测量选取机体坐标系下重力加速度的比力,将比力旋转至机体坐标系得

$$\mathbf{a}^b = \mathbf{Q}_e^b \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \otimes \mathbf{Q}_b^e = \begin{bmatrix} 0 \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \tag{29}$$

故观测方程为

$$\begin{bmatrix} a_x^b \\ a_y^b \\ a_z^b \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} + \mathbf{v}_k \tag{30}$$

式中  $\mathbf{Q}_b^e = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T_{k-1}$  为  $k-1$  时刻融合后四元数,且观测噪声协方差矩阵  $\mathbf{R}_{a,k} = E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_k^T] = \sigma_a^2 \mathbf{I}_3$ ,  $\mathbf{I}_3$  为  $3 \times 3$  单位矩阵。

3.3 观测噪声协方差自适应调节

在微机动或静止状态下,加速度计通过测量重力加速度,可以准确补偿陀螺仪零偏,但是载体

机动时存在线加速度,从式(28)可得到加速度计测量值不仅是重力加速度,而是重力加速度和运动加速度的矢量和。而陀螺仪受运动加速度影响较小,在大机动的场景下,观测量将偏离预设模型,根据加速度计的测量数据模值,自适应调节测量噪声方差矩阵。

使用分段函数描述测量噪声变化

$$R_{a,k} = \begin{cases} \sigma_a^2 I_3 & (\text{abs}(\|a_o^b\| - g) \leq 0.05g) \\ \exp\left(\max\left(\frac{a_o^b}{g}, \frac{g}{a_o^b}\right) - 1\right) \sigma_a^2 I_3 & (\text{abs}(\|a_o^b\| - g) > 0.05g) \end{cases} \quad (31)$$

式中  $g$ ——重力加速度模值

磁力计测量噪声自适应调节与加速度计类似,以地磁场强度为基准。

### 4 基于 UKF 的二级航姿修正

第 2 级融合是利用磁力计数据对上一级融合的航向角进行修正,同时避免磁倾角误差、磁场干扰等因素影响横滚角和俯仰角数据。

#### 4.1 航向角状态方程

通过欧拉角微分方程,可得航向角与三轴角速度的关系为

$$\dot{\psi} = \frac{\sin\phi}{\cos\theta} w_y^b + \frac{\cos\phi}{\cos\theta} w_z^b \quad (32)$$

式中  $\phi$ ——横滚角  $\theta$ ——俯仰角

$\psi$ ——航向角

选取航向角为状态量,故航向角状态预测方程为

$$\psi_{k/k-1} = \psi_{k-1} + T_s \left( \frac{\sin\phi}{\cos\theta} w_y^b + \frac{\cos\phi}{\cos\theta} w_z^b \right) \quad (33)$$

#### 4.2 磁力计观测方程

根据第 1 级融合四元数解算出欧拉角,将校正后机体坐标系下的磁力计数据  $[m_x^b \ m_y^b \ m_z^b]$  旋转到水平坐标系得

$$\hat{m}^h = R_y^T(\theta) R_x^T(\phi) \begin{bmatrix} m_x^b \\ m_y^b \\ m_z^b \end{bmatrix} \quad (34)$$

式中  $R_y(\theta)$ ——绕  $y$  轴旋转矩阵

$R_x(\phi)$ ——绕  $x$  轴旋转矩阵

忽略  $z$  轴数据,获得磁力计在水平面投影,归一化后作为航向角观测量。采用东北天坐标系,故地磁水平方向为  $[0 \ 1 \ 0]^T$ ,航向角观测方程为

$$Z_k = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi \\ -\sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (35)$$

### 4.3 航向角误差四元数

四元数的角轴表示法为

$$Q = \cos \frac{\varepsilon}{2} + u \sin \frac{\varepsilon}{2} \quad (36)$$

式中  $\varepsilon$ ——旋转角  $u$ ——空间的旋转轴

由于转轴为水平坐标系和导航坐标系重合的  $z$  轴  $[0 \ 0 \ 1]$ ,故得到航向角误差四元数为

$$Q_e = (\cos(\psi_2 - \psi_1), 0, 0, \sin(\psi_2 - \psi_1))^T \quad (37)$$

式中  $\psi_1$ ——第 1 级融合航向角

$\psi_2$ ——第 2 级融合航向角

## 5 试验平台与试验方法

### 5.1 硬件平台

直线型植保无人机航姿测量系统(图 2)主要由核心处理器、六轴微惯性器件和三轴磁力计构成。其中,核心处理器选用 ST 公司的 STM32F405RGT6 芯片。该芯片处理器为 Cortex M4 内核,最高处理频率 168 MHz,可满足直线型植保无人机航姿估计要求。六轴微惯性传感器选用 InvenSense 公司的 ICM20602 型微惯性测量芯片,包含三轴陀螺仪和三轴加速度计。磁力计采用 PNI 传感器公司的 RM3100 型电子罗盘传感器。微惯性传感器的采样频率设置为 500 Hz,磁力计的采样频率为 200 Hz,保证无人机在定点悬停、高速飞行作业等复杂工况下航姿的准确测量与磁力计实时校准。

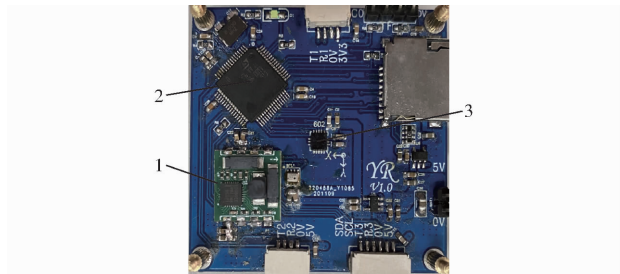


图 2 航姿测量系统实物图

Fig.2 Heading and attitude measurement system

1. RM3100 型磁力计 2. STM32F405RGT6 单片机 3. ICM20602 型六轴微惯性传感器

机体坐标系的坐标原点位于六轴微惯性器件的中心处,  $X_b$  轴沿机体纵轴指向前,  $Y_b$  轴沿机体横轴指向左,  $Z_b$  轴垂直于  $OX_bY_b$  平面沿机体竖轴向上;导航坐标系  $OX_nY_nZ_n$  选用地坐标系,即东北天坐标系。

为验证航姿测量系统的精确性与系统的适用性,本文采用 MTi-680G 型 GNSS/惯性导航系统(INS)模块数据作为基准,将测量系统的硬件单元搭载在自主设计的直线型植保无人机(图 3)进行试验。MTi-680G 型模块集成 GNSS/惯性导航系统

(INS), 配备 RTK GNSS 接收器, 可提供同步的 3D 姿态和航向输出。MTi-680G 型姿态测量精度  $0.2^{\circ}$ , 航向角测量精度  $1.0^{\circ}$ 。



图3 直线型植保无人机试验平台

Fig.3 Linear plant protection UAV test platform

图3所示的直线型植保无人机试验平台, 主升电机为4个飓风U3515型电机, 采用竖直杆为姿态调整杆, 姿态调整杆上为2个对称的TMOTOR乘风2207型电机, 通过串级控制完成飞行任务。

5.2 试验设计与结果分析

植保无人机作业时, 一般不会出现大幅度机动, 因此本文进行直线型植保无人机小幅度运动模式的磁力计校准试验。选取周围3 m内无明显磁场干扰源的空旷场地, 人为旋转图2所示的航姿测量系统, 以测量模块小幅度运动(磁场矢量在单位球面一个小区域内运动, 俯仰角、横滚角和航向角运动范围均小于 $90^{\circ}$ )的数据。试验共采集7 000个数据点, 并对旋转过程中LM实时校准算法、LS椭圆拟合法2种方法的局部采样曲线和局部采样误差曲线进行对比分析。图4为试验过程中2种算法在磁场球面的轨迹曲线; 图5为2种算法校准过程中产生的误差曲线。

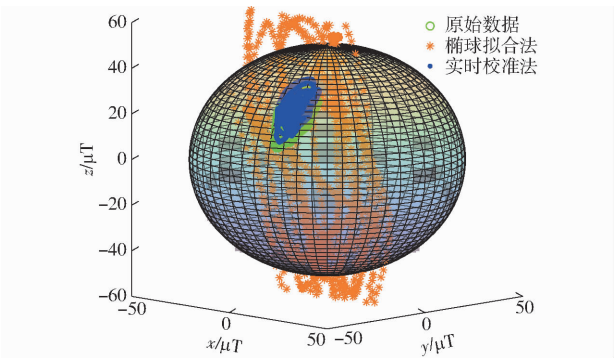


图4 局部采样磁力计校准对比

Fig.4 Comparison diagram of local sampling magnetometer calibration

由图4、5可知, LS椭圆拟合法在磁力计原始数据集集中在小区域内时, 校准后数据多数偏离理想球面(理想磁场矢量活动面), 校准数据发散严重, 校准效果较差; 而本文提出的LM实时校准算法在相同情况下, 校准后数据与原始数据区域重合率更高、

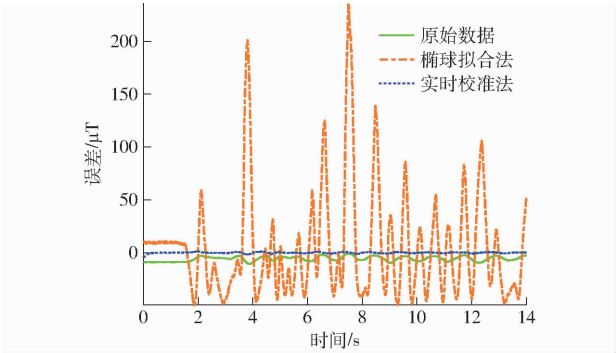


图5 局部采样磁力计校准误差对比

Fig.5 Comparison diagram of calibration error of local sampling magnetometer

误差更小, 校准效果更好。

如表1所示, 在上述试验环节, LS椭圆拟合法最大误差为236.22  $\mu\text{T}$ 、均方根误差为51.19  $\mu\text{T}$ , 说明LS椭圆拟合法已经发散, 无法完成此场景下的磁力计校准; 本文提出的LM实时校准法最大误差为4.50  $\mu\text{T}$ 、均方根误差为0.58  $\mu\text{T}$ , 在测量模块小幅度运动时, 可以完成磁力计实时校准并快速收敛。

表1 局部采样磁场校准试验结果

Tab.1 Magnetic field interference test results  $\mu\text{T}$

| 数据类型     | 均方根误差 | 最大误差   | 标准差   |
|----------|-------|--------|-------|
| 原始数据     | 6.12  | 10.54  | 2.26  |
| LS 椭圆拟合法 | 51.19 | 236.22 | 50.92 |
| LM 实时校准法 | 0.58  | 4.50   | 0.58  |

飞行过程中, 电机旋转会产生磁场干扰, 为测试LM实时校准算法在动态飞行过程中的鲁棒性, 将电机作为干扰源, 设计磁场干扰试验。选取周围3 m内无明显磁场干扰源的空旷场地, 旋转测量系统。由于旋转前期无法快速满足LM实时校准法和LS椭圆拟合法收敛条件, 因此在旋转测量系统8 s后(俯仰角、横滚角和航向角运动范围均大于 $90^{\circ}$ )加入磁场干扰源, 将电机在距航姿测量系统15 cm处做钟摆运动, 采集20 000个数据点, 进行LM实时校准算法和LS椭圆拟合法的对比试验。图6为受电机磁干扰后两种算法的校准曲线; 图7为受电机磁干扰后两种算法校准过程中的误差曲线。

由图6、7可知, 凭借LS椭圆拟合提供的实时校准算法初始值, LM实时校准法快速收敛。在8 s出现磁场干扰后, LM实时校准法依旧快速估计出了磁力计校准参数。如表2所示, LS椭圆拟合法最大误差为29.33  $\mu\text{T}$ 、均方根误差为3.78  $\mu\text{T}$ ; LM实时校准法最大误差为6.17  $\mu\text{T}$ 、均方根误差为0.59  $\mu\text{T}$ , 均小于LS椭圆拟合法校准产生的误差。因此, 本文提出的基于LM实时校准算法的航姿测量系统对于时变的磁场干扰, 能够快速收敛, 保持高稳定性。

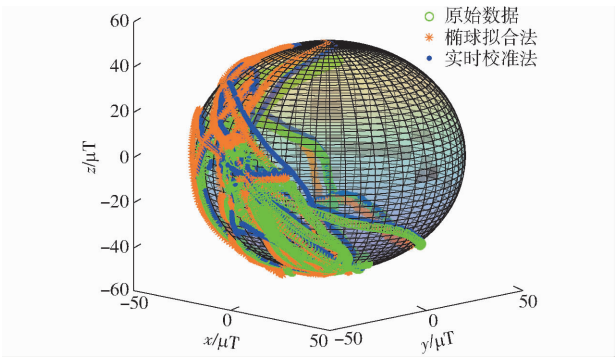


图6 磁场干扰试验磁力计校准对比

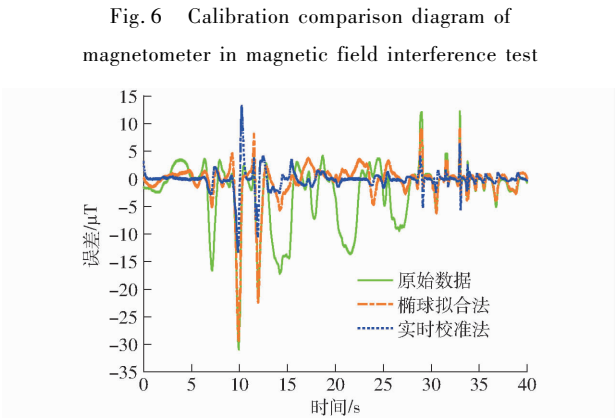


Fig. 7 Comparison diagram of magnetic field interference test error

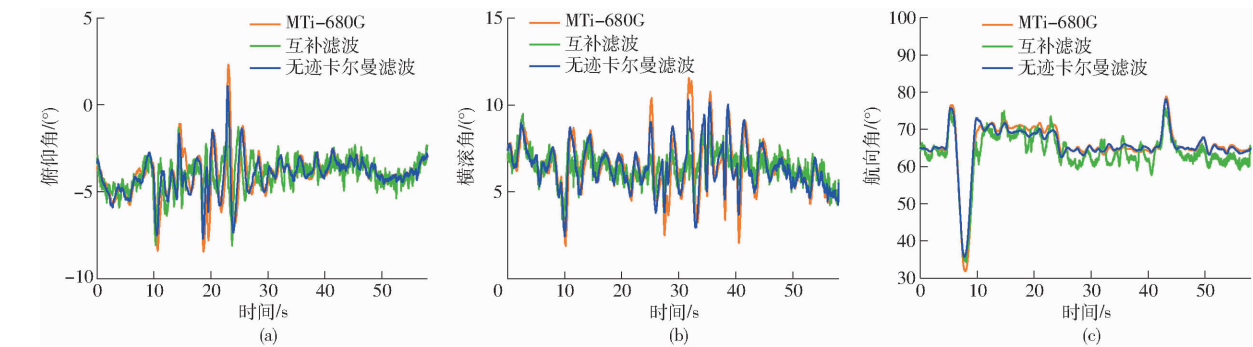


图8 估计对比局部图  
Fig. 8 Estimation and comparison local map

的影响,UKF 滤波器的姿态解算精度优于互补滤波。

直线型植保无人机飞行时,磁场扰动不断变化,若按照离线校准参数进行航向角解算,会因受变化的软磁场干扰产生误差。而利用本文提出的 LM 实时校准法,可以减小磁场扰动对于航向角的观测信息的影响,如图 8c 和图 9 所示。

由图 8c 可知,利用 LM 法实时校准磁罗盘数据,结合 UKF 分级融合算法,能够有效降低磁场扰动影响,提高航向角估计精度。由图 9 可知,在动态飞行试验中,磁场扰动不断变化,LS 椭球拟合法模长误差数据不稳定,而利用 LM 法实时校准磁罗盘数据,比 LS 椭球拟合法校准的数据,模长误差更小。

表 2 磁场干扰试验结果

| Tab. 2 Magnetic field interference test results $\mu\text{T}$ |       |       |      |
|---------------------------------------------------------------|-------|-------|------|
| 数据类型                                                          | 均方根误差 | 最大误差  | 标准差  |
| 原始数据                                                          | 6.38  | 30.97 | 5.81 |
| LS 椭球拟合法                                                      | 3.78  | 29.33 | 3.76 |
| LM 实时校准法                                                      | 0.59  | 6.17  | 0.59 |

为进一步验证航姿测量系统在实际飞行作业过程中的测量精度,于 2021 年 4 月在江苏大学 ( $32^{\circ}12'15''\text{N}, 119^{\circ}30'43''\text{E}$ ) 进行飞行试验。以直线型植保无人机为飞行试验平台,并以 MTi-680G 型输出数据作为航姿测量参考值。图 3 为飞行试验的现场图,航姿测量系统安装于直线型植保无人机机架中心处,与飞行控制系统在同一平面。无人机在空中分别完成俯仰、横滚、偏航等动作,采集航姿变化数据,同时采用本文提出的分级融合算法与互补滤波分别进行估计,比对航姿解算鲁棒性。飞行试验结果如图 8 所示。

由图 8a 和图 8b 可知,直线型植保无人机飞行阶段,俯仰角和横滚角动态跟随 MTi-680G 型姿态变化波形效果较好,没有因磁场扰动而导致姿态估计精度降低。同时,航姿估计算法调节了加速度计的测量方差,降低运动加速度、机身振动对姿态解算

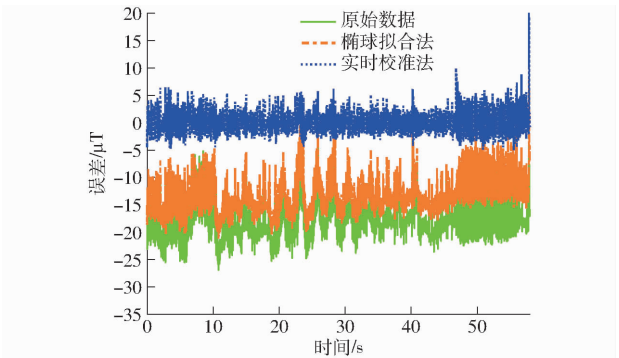


图9 飞行试验磁力计模长误差对比曲线  
Fig. 9 Comparison diagram of mode length error of flight test magnetometer

对采用互补滤波和 UKF 分级融合算法的飞行测试

数据进一步分析,试验数据如表 3、4 所示。

表 3 互补滤波算法飞行测试结果

Tab.3 Flight test results of complementary filter

|     | (°)   |      |      |
|-----|-------|------|------|
| 欧拉角 | 均方根误差 | 最大误差 | 标准差  |
| 俯仰角 | 1.30  | 5.47 | 0.90 |
| 横滚角 | 1.38  | 7.06 | 1.05 |
| 航向角 | 2.78  | 9.61 | 1.44 |

表 4 分级融合算法飞行测试结果

Tab.4 Flight test results of hierarchical fusion

|     | algorithm (°) |      |      |
|-----|---------------|------|------|
| 欧拉角 | 均方根误差         | 最大误差 | 标准差  |
| 俯仰角 | 0.75          | 3.32 | 0.54 |
| 横滚角 | 0.66          | 3.37 | 0.52 |
| 航向角 | 1.40          | 6.63 | 1.08 |

由表 3、4 可知,本文研制的基于 UKF 分级融合算法的直线型植保无人机航姿测量系统姿态角均方根误差不大于 0.75°、航向角均方根误差为 1.40°,与互补滤波算法相比,横滚角与俯仰角精度提高了约 0.6°、航向角精度提高 1.38°,并且航向角最大误差也减小了 2.98°。

6 结论

(1) 针对直线型植保无人机飞行过程中,磁

场干扰影响航姿解算精度的问题,设计了一种基于磁力计实时校准的航姿测量系统。利用地磁场矢量变化缓慢的特点,使用 LM 法实时计算磁力计校准参数;采用自适应无迹卡尔曼滤波器,结合六轴微惯性和三轴磁力器件设计了低成本硬件方案。

(2) 采用电机作为干扰源,旋转航姿测量模块进行试验。试验结果表明,在外部磁场干扰高达 30.97 μT 时,实时校准算法依然可以快速计算出磁力计校准参数,模长均方根误差为 0.59 μT,最大误差为 6.17 μT,提高了航向角观测信息精度。

(3) 以自主设计的直线型植保无人机为飞行平台,采用无迹卡尔曼滤波器融合陀螺仪和加速度计数据估计姿态,利用实时校准后磁力计数据与角速度信息融合修正航向角,增强了航向跟踪能力。飞行试验中,本文研制的直线型植保无人机航姿测量系统与互补滤波算法相比,横滚角与俯仰角精度提高 0.6°、航向角精度提高 1.38°。算法有效抑制了磁力计测量中的干扰,并且干扰没有耦合到姿态估计,保证了飞机的稳定飞行,提高了航向角估计精度。

(4) 设计的直线型植保无人机航姿测量系统仍需进行飞行植保作业进一步验证,并根据飞行数据进一步探索融合算法优化方向。

参 考 文 献

[1] 郑加强,徐幼林. 环境友好型农药喷施机械研究进展与展望[J]. 农业机械学报,2021,52(3):1-16.  
ZHENG Jiaqiang, XU Youlin. Development and prospect in environment-friendly pesticide sprayers[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2021, 52(3): 1-16. (in Chinese)

[2] 周志艳,臧英,罗锡文,等. 中国农业航空植保产业技术创新发展战略[J]. 农业工程学报,2013,29(24):1-10.  
ZHOU Zhiyan, ZANG Ying, LUO Xiwen, et al. Technology innovation development strategy on agricultural aviation industry for plant protection in China[J]. Transactions of the CSAE, 2013, 29(24): 1-10. (in Chinese)

[3] 曹光乔,李亦白,南风,等. 植保无人机飞控系统航线规划研究进展分析[J]. 农业机械学报,2020,51(8):1-16.  
CAO Guangqiao, LI Yibai, NAN Feng, et al. Development and analysis of plant protection UAV flight control system and route planning research[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2020, 51(8): 1-16. (in Chinese)

[4] TEDALDI D, PRETTO A, MENEGATTI E. A robust and easy to implement method for IMU calibration without external equipments[C]//2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2014: 3042-3049.

[5] 孙宏伟,房建成. 一种 AMR 磁罗盘的误差建模与校准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009,35(1): 104-107.  
SUN Hongwei, FANG Jiancheng. Error modeling and calibration method of AMR compass[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(1): 104-107. (in Chinese)

[6] WU H L, PEI X B, LI J H, et al. An improved magnetometer calibration and compensation method based on Levenberg-Marquardt algorithm for multi-rotor unmanned aerial vehicle[J]. Measurement & Control, 2020, 53(3): 276-286.

[7] 蔡浩原,赵晟霖,崔松叶,等. 动态磁场校准的九轴惯性融合[J]. 光学精密工程,2020,28(9): 2007-2016.  
CAI Haoyuan, ZHAO Shenglin, CUI Songye, et al. Nine-axis inertial fusion method based on dynamic magnetic field calibration [J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(9): 2007-2016. (in Chinese)

[8] SILIC M, MOHSENI K. Correcting current-induced magnetometer errors on UAVs: an online model-based approach[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(2): 1067-1076.

[9] EUSTON M, COOTE P, MAHONY R, et al. A complementary filter for attitude estimation of a fixed-wing UAV[C]//2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2008: 340-345.

[10] MAHONY R, HAMEL T, PFLIMLIN J M. Nonlinear complementary filters on the special orthogonal group[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(5): 1203-1218.

[11] MADGWICK S O H, HARRISON A J L, VAIDYANATHAN R. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm[C]//2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics, 2011: 1-7.

[12] SEBESTA K D, BOIZOT N. A real-time adaptive high-gain EKF, applied to a quadcopter inertial navigation system[J]. IEEE

- Transactions on Industrial Electronics, 2014, 61(1): 495 – 503.
- [13] 吴和龙, 白越, 裴信彪, 等. 基于 CPF – EKF 算法的大载荷植保无人机姿态解算方法[J]. 农业机械学报, 2018, 49(6): 24 – 31, 77.  
WU Helong, BAI Yue, PEI Xinbiao, et al. Attitude calculation method based on CPF – EKF for large load plant protection UAV[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2018, 49(6): 24 – 31, 77. (in Chinese)
- [14] 黄培奎, 张智刚, 罗锡文, 等. 田间作业车辆外部加速度辨识与姿态测量系统研制[J]. 农业工程学报, 2019, 35(3): 9 – 15.  
HUANG Peikui, ZHANG Zhigang, LUO Xiwen, et al. Development of external acceleration identification and attitude estimation system of field working vehicle[J]. Transactions of the CSAE, 2019, 35(3): 9 – 15. (in Chinese)
- [15] 张勇刚, 张云浩, 李宁. 基于互补滤波器的 MEMS/GPS/地磁组合导航系统[J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(11): 2272 – 2279.  
ZHANG Yonggang, ZHANG Yunhao, LI Ning. MEMS/GPS/geomagnetic integrated navigation system based on complementary filter[J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36(11): 2272 – 2279. (in Chinese)
- [16] 彭孝东, 张铁民, 李继宇, 等. 基于传感器校正与融合的农用小型无人机姿态估计算法[J]. 自动化学报, 2015, 41(4): 854 – 860.  
PENG Xiaodong, ZHANG Tiemin, LI Jiyu, et al. Attitude estimation algorithm of agricultural small-UAV based on sensors fusion and calibration[J]. Acta Automatica Sinica, 2015, 41(4): 854 – 860. (in Chinese)
- [17] 蔡安江, 刘凯峰, 郭师虹, 等. 基于四元数衍生无迹卡尔曼滤波的二段式多旋翼无人机姿态估计算法[J]. 控制理论与应用, 2020, 37(2): 365 – 373.  
CAI Anjiang, LIU Kaifeng, GUO Shihong, et al. Quaternion derivative unscented Kalman filter-based two-step attitude estimation algorithm for multi-rotor unmanned aerial vehicle[J]. Control Theory & Applications, 2020, 37(2): 365 – 373. (in Chinese)
- [18] 卢艳军, 陈雨荻, 张晓东, 等. 基于扩展 Kalman 滤波的姿态信息融合方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(9): 281 – 288.  
LU Yanjun, CHEN Yudi, ZHANG Xiaodong, et al. Attitude information fusion method based on extended Kalman filter[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(9): 281 – 288. (in Chinese)
- [19] JULIER S J, UHLMANN J K. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. Proceedings of the IEEE, 2004, 92(3): 401 – 422.
- [20] 周建军, 林春生, 赵建扬. 无人飞行器背景磁场学习方法研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 76 – 82.  
ZHOU Jianjun, LIN Chunsheng, ZHAO Jianyang. Research on learning flight for unmanned aircraft in background magnetic field[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(1): 76 – 82. (in Chinese)
- [21] HE C, LI Z, WANG Y J. Attitude algorithm system design of quad-rotor aircraft based on STM32 [C] // Fifth Asia International Symposium on Mechatronics, 2015: 1 – 4.
- [22] KOK M, SCHÖN T B. Magnetometer calibration using inertial sensors[J]. IEEE Sensors Journal, 2016, 16(14): 5679 – 5689.
- [23] 吴志添, 武元新, 胡小平, 等. 基于总体最小二乘的捷联三轴磁力仪标定与地磁场测量误差补偿[J]. 兵工学报, 2012, 33(10): 1202 – 1209.  
WU Zhitian, WU Yuanxin, HU Xiaoping, et al. Calibration of strapdown three-axis magnetometer and measurement error compensation of geomagnetic field based on total least squares[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(10): 1202 – 1209. (in Chinese)
- [24] LIU Z P, ZHU M J. Calibration and error compensation of magnetometer [C] // The 26th Chinese Control and Decision Conference, 2014: 4122 – 4126.
- [25] WILAMOWSKI B M, YU H. Improved computation for Levenberg – Marquardt training[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2010, 21(6): 930 – 937.
- [26] NCEI Geomagnetic Modeling Team and British Geological Survey. World magnetic model 2020[R]. NOAA National Centers for Environmental Information, 2020.
- [27] 王东, 范叶满, 薛金儒, 等. 基于 GNSS 与视觉融合的山地果园无人机航迹控制[J]. 农业机械学报, 2019, 50(4): 20 – 28.  
WANG Dong, FAN Yeman, XUE Jinru, et al. Flight path control of UAV in mountain orchards based on fusion of GNSS and machine vision[J]. Transactions of the Chinese Society for Agricultural Machinery, 2019, 50(4): 20 – 28. (in Chinese)