

文章编号 1004-924X(2014)12-3280-07

重力/地磁辅助的欧拉角无迹卡尔曼滤波姿态估计

贾瑞才

(中国电子科技集团公司 第五十四研究所, 河北 石家庄 050081)

摘要: 为了克服应用扩展卡尔曼滤波(EKF)的姿态估计算法的线性化误差问题,提出了一种基于重力/地磁辅助的欧拉角无迹卡尔曼滤波(UKF)姿态估计算法来提升低成本微机电系统(MEMS)的姿态测量精度。应用重力与地磁数据抑制了 MEMS 姿态误差快速发散问题;将欧拉角作为状态,应用四元数完成时间更新过程中的姿态更新,避免了四元数作为状态的规范化问题及欧拉角姿态更新精度低的问题;由于 UKF 滤波器不存在线性化误差,故其具有更好的稳定性和姿态估计精度。应用实际 MEMS 数据开展的算法验证实验显示:与 EKF 姿态估计算法相比,提出的 UKF 姿态估计算法得到的俯仰与横滚角精度提高了近 20%,航向角精度提高了 12.1%。结果表明:本文提出算法的精度更高;然而由于 UKF 算法对状态协方差估计不足,其收敛时间有所增加。

关键词: 四元数; 姿态估计; 卡尔曼滤波; 微机电系统(MEMS); 重力/地磁;

中图分类号: V448.22; TP301.6 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20142212.3280

Attitude estimation base on gravity/magnetic assisted Euler angle UKF

JIA Rui-cai

(The 54th Research Institute of China Electron Technology Corporation, Shijiazhuang 050081, China)

* Corresponding author, E-mail: jiaruicai@126.com

Abstract: To overcome the linearized errors from the attitude estimation algorithm based on Extended Kalman Filter (EKF), a new attitude estimation algorithm based on gravity/magnetic assisted Euler angle Unscented Kalman Filter (UKF) algorithm was proposed to improve the attitude measuring accuracy of a low cost Micro-electro-mechanic System(MEMS). The gravity and magnetic data were used to inhibit the rapid divergence of attitude error for the MEMS. The Euler angles were taken as UKF states and the quaternion was used to calculate the attitude in time update, so that the algorithm avoids the quaternion standardized problem and solves the low attitude accuracy of Euler angles. Without linearization errors of the UKF, it has better stability and attitude estimation accuracy. By taking measured MEMS Inertial Measurement Unit (IMU) data for experiments, the results show that the measuring accuracy of pitch and roll angles by proposed algorithm has improved nearly 20 percent respectively and the heading accuracy improved by 12.1 percent as compared with that of the attitude estimation algorithm based on the EKF. It concludes that the proposed method has better precision. However, the convergence time of UKF has increased due to the insufficient estimation for state variances.

收稿日期:2014-03-09;修订日期:2014-04-10.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2012AA12A206);中国博士后科学基金资助项目(No. 2013M541202)

Key words: quaternion; attitude estimation; Unscented Kalman Filter(UKF); Micro-electro-mechanical System(MEMS); gravity/magnetic

1 引言

姿态参数是各种飞行器、车辆、天线、船舶等平台运行的关键参数之一^[1-2],考虑到平台对长时间、高精度姿态的需求,采用光纤/激光姿态测量系统较为合适,但其成本高、体积大,不适用于低成本和中小体积的平台^[3-4],无法进行大规模商业化应用。MEMS 器件具有成本低、体积小、便于携带等优点,是众多中小型、低成本平台的首要选择,具有广阔的市场前景^[5];然而 MEMS 器件精度低、噪声高,应用 MEMS 计算的姿态,其误差随时间快速积累,精度降低,无法满足长时间姿态测量要求^[6-7]。为此,Guerrero 等人应用相对稳定的重力场与地磁场数据辅助 MEMS 器件,将姿态误差作为被估计量,应用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)实现了数据融合,得到了可靠的载体姿态^[8-9]。国内研究人员将姿态欧拉角作为状态,重力、地磁场数据作为观测量,应用 EKF 也得到了稳定的姿态参数^[10]。但 EKF 算法的本质是对非线性函数的一阶泰勒展开,当非线性度较强时, EKF 算法的高阶截断误差就会较大程度地影响精度^[11-13]。低成本 MEMS 器件的误差传播方程非线性较强,这是由于 MEMS 误差随温度、时间变化的强非线性引起的^[14-15]。

无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)算法不需要线性化,避免了一阶泰勒展开带来的截断误差,计算精度达到 2 阶以上^[16-17]。针对 EKF 算法存在的问题以及 UKF 优点,本文将 UKF 引入到姿态估计中,实现了重力、地磁与角速率数据融合,提高了姿态计算精度。

2 四元数 EKF 姿态估计算法

应用 EKF 滤波器计算载体航向、姿态主要步

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \phi \sin \theta & -\cos \gamma \sin \phi + \sin \gamma \cos \phi \sin \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \sin \theta & -\sin \gamma \sin \phi - \cos \gamma \cos \phi \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}$$

骤包括:

2.1 计算 EKF 状态量、观测量

(1)将姿态四元数,陀螺输出误差作为 EKF 滤波器状态 $\hat{\mathbf{x}}$,共 7 维:

$$\hat{\mathbf{x}} = [\mathbf{q}^{nb} \quad \Delta \mathbf{x}_g]^T, \quad (1)$$

式中: \mathbf{q}^{nb} 为姿态四元数, $\Delta \mathbf{x}_g$ 为陀螺漂移误差,其定义分别如下所示:

$$\mathbf{q}^{nb} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$$

$$\Delta \mathbf{x} = [\Delta x_{gx} \quad \Delta x_{gy} \quad \Delta x_{gz}]^T,$$

式中: q_0, q_1, q_2, q_3 为四元数分量, $\Delta x_{gx}, \Delta x_{gy}, \Delta x_{gz}$ 为三轴陀螺漂移。

(2)将加速度计、磁强测量值与当地重力场、磁场强度在载体坐标系下投影的差值作为观测量 \mathbf{Z} ,共 6 维表示为:

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} y_a - \mathbf{C}_n^b \mathbf{G} \\ y_m - \mathbf{C}_n^b \mathbf{M} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

式中: y_a 加速度计测量值, y_m 为磁强计策略值, \mathbf{G} 为重力场, \mathbf{M} 为磁力场, \mathbf{C}_n^b 为导航系到载体坐标系转换矩阵。

2.2 初始化 EKF 状态方差矩阵

(1)平稳状态下俯仰角 θ 、横滚角 γ 分别为:

$$\theta = \arcsin(f_y), \quad (3)$$

$$\gamma = \text{atan2}(-f_x, \text{sqrt}(f_y + f_z)), \quad (4)$$

式中: f_x, f_y, f_z 为加速度计测量值。

航向角 ϕ 为:

$$\phi = \pi - \text{tmp}, \quad (5)$$

$$\text{tmp} = \text{atan2}(\text{Mag}_y, \text{Mag}_x),$$

式中: Mag_x 与 Mag_y 为磁场分量:

$$\text{Mag}_x = m \cos \theta + m_x \sin \gamma \sin \theta - m_z \cos \gamma \sin \theta$$

$$\text{Mag}_y = m_x \cos \gamma + m_z \sin \gamma$$

(2)由姿态、航向角计算姿态矩阵:

(3)由姿态矩阵计算四元数:

$$\mathbf{q} = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T, \quad (6)$$

其分量分别表示为:

$$q_0 = 1/2\sqrt{1 + T_{11} + T_{22} + T_{33}}, q_1 = \frac{T_{32} - T_{23}}{4q_0},$$

$$q_2 = \frac{T_{12} - T_{31}}{4q_0}, q_3 = \frac{T_{21} - T_{12}}{4q_0}$$

(4)计算出协方差初值 $\mathbf{P}(0)$, 其维数为 7×7 。

$$\mathbf{P}(0) = \begin{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\sigma_a^2}{T} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\sigma_a^2}{T} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sigma_m^2}{T} \end{bmatrix} & \mathbf{J}_q' & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sigma_g^2}{T} \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

式中: σ_a^2 、 σ_m^2 、 σ_g^2 分别为加速度计、磁强计、陀螺方差, T 为 EKF 滤波周期; \mathbf{J}_q 为雅克比矩阵。

2.3 更新 EKF 状态

根据陀螺输出和四元数微分方程建立的状态更新为:

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^- = f(\mathbf{X}, u) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_{k+1}^{nb} \\ \mathbf{X}_{g(k+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_k^{nb} \times \mathbf{q}(\mathbf{R}_g^b(\mathbf{q}_k^{nb})) [-(y_{g(k)} - \mathbf{X}_{g(k)})^T] \\ \mathbf{X}_{g(k)} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\mathbf{P}_{k+1}^- = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}_k} \mathbf{P}_k^+ \left(\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}_k} \right)^T + \frac{\partial f}{\partial u_k} \mathbf{U}_k \left(\frac{\partial f}{\partial u_k} \right)^T, \quad (9)$$

式中: $\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^-$ 、 \mathbf{P}_{k+1}^- 分别为更新后状态和状态方差; $\mathbf{y}_g = \omega_{ib}^b + \epsilon_g + v_g$ 为陀螺测量值; ω_{ib}^b 为载体系陀螺测量值; x_g 为陀螺输出偏差, σ_{xg}^2 为 x_g 方差, 是高斯白噪声; v_g 为随机偏移误差, 是高斯白噪声; \mathbf{U} 为过程噪声矩阵; $\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}_k}$ 与 $\frac{\partial f}{\partial u_k}$ 为状态更新矩阵关于状态和噪声的偏导。

2.4 量测更新

(1)量测增益 \mathbf{K}_k 为:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k+1}^- \mathbf{H}_k [\mathbf{S}_k]^{-1}, \quad (10),$$

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k+1}^- [\mathbf{H}_k]^T + \mathbf{R}_k$$

式中: \mathbf{R}_k 为量测方差矩阵; \mathbf{H}_k 为量测方程; \mathbf{P}_{k+1}^- 为状态更新后的状态方差; 量测矩阵 \mathbf{H}_k 及其分量定义为:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{h}_a}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \\ \frac{\partial \mathbf{h}_m}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\text{式中: } \mathbf{h}_a(\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-) = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{h}_m(\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-) = \mathbf{C}_n^b \begin{bmatrix} 0 \\ m_n \\ -m_d \end{bmatrix}, g$$

为导航系中重力加速度, m_n/m_d 为磁场北向与天向分量。

(2)状态量测更新过程为:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^+ = \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- + \mathbf{K}_k \mathbf{Z}, \quad (12)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^+$ 为量测更新后的状态; \mathbf{K} 为增益矩阵; \mathbf{Z} 为观测量; $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-$ 为状态更新后的状态。

(3)状态方差更新方程为:

$$\mathbf{P}_{k+1}^+ = \mathbf{P}_{k+1}^- - \mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k+1}^-), \quad (13)$$

式中: \mathbf{P}_{k+1}^+ 为量测更新后状态方差。

3 重力/地磁辅助的欧拉角 UKF 姿态估计算法

应用 UKF 滤波器实现各传感器数据融合, 计算载体航向、姿态, 算法框图如图 1 所示。

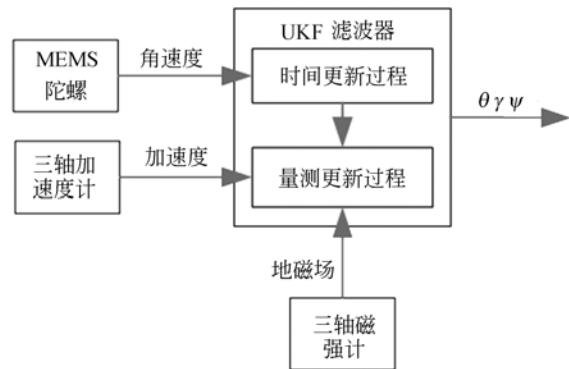


图 1 姿态估计算法框图

Fig. 1 Chart of attitude estimation algorithm

图中, θ 、 γ 、 ψ 分别为俯仰角、横滚角、航向角。该算法的流程如图 2 所示。常用的姿态模型主要有欧拉角模型、等效旋转矢量、罗德里格斯参数和四元数模型, 其中四元数模型应用最广, 考虑到四元数存在参数冗余, 受到规范化限制的问题, 将简单、具有直观几何意义的欧拉角作为 UKF 状态向量, 表示为:

$$\mathbf{X} = [\theta \quad \gamma \quad \psi]^T, \quad (14)$$

式(14)表明载体姿态直接作为状态向量, 并非姿态误差作为状态;

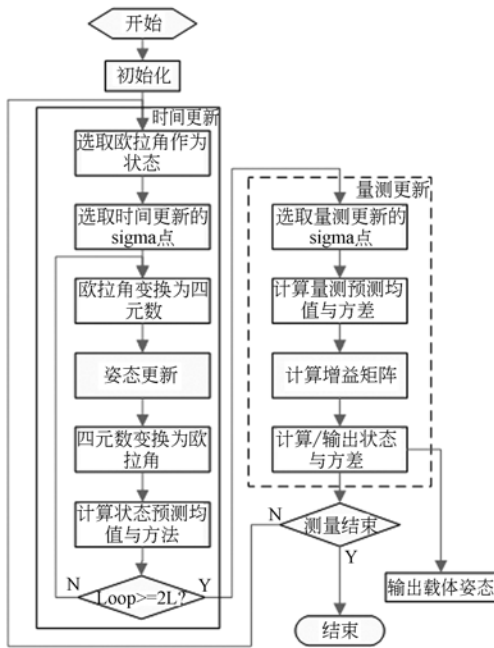


图 2 UKF 姿态估计算法流程图

Fig.2 Flow chart of UKF attitude estimation algorithm

(1) 初始化状态向量与状态协方差矩阵为:

$$\mathbf{X}_0 = [\boldsymbol{\theta}_0 \quad \boldsymbol{\gamma}_0 \quad \boldsymbol{\psi}_0]^T, \quad (15)$$

$$\mathbf{P}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_\theta & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{P}_\gamma & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{P}_\psi \end{bmatrix}, \quad (16)$$

式中: $\boldsymbol{\theta}_0$ 、 $\boldsymbol{\gamma}_0$ 、 $\boldsymbol{\psi}_0$ 为初始对准姿态角; \mathbf{P}_θ 、 \mathbf{P}_γ 、 \mathbf{P}_ψ 为对应姿态的协方差, 依据经验值得到。

(2) 时间更新

时间更新过程状态变量为:

$$\mathbf{X}_{k-1} = [\boldsymbol{\theta}_{k-1} \quad \boldsymbol{\gamma}_{k-1} \quad \boldsymbol{\psi}_{k-1}]^T, \quad (17)$$

扰动 sigma 点选取为:

$$\delta \boldsymbol{\chi}_{k-1} = \sqrt{(L_1 + \lambda) \mathbf{P}_{k-1}}, \quad (18)$$

式中: $\delta \boldsymbol{\chi}_{k-1}$ 为扰动 sigma 点; $L_1 = 2n + m$, n 为状态向量维数, m 为观测向量维数; \mathbf{X}_{k-1} 与 \mathbf{P}_{k-1} 分别为 $k-1$ 时刻状态向量与协方差; $\lambda = \alpha^2 (n + m + \kappa) - 2n - m$, α 为尺度参数, κ 为冗余量, 通常设

$$\mathbf{C}_n^b = \begin{bmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} \\ T_{31} & T_{32} & T_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix}. \quad (22)$$

再依据姿态矩阵计算姿态角:

$$\theta = \arcsin(T_{32})$$

置为 0。

sigma 点表示为:

$$\boldsymbol{\chi}_{k-1} = [\mathbf{X}_{k-1} \quad \mathbf{X}_{k-1} + \delta \boldsymbol{\chi}_{k-1} \quad \mathbf{X}_{k-1} - \delta \boldsymbol{\chi}_{k-1}], \quad (19)$$

对应的均值权值和方差权值选取为:

$$\omega_0^m = \frac{\lambda}{L + \lambda}$$

$$\omega_i^s = \frac{\lambda}{L + \lambda} + (1 - \alpha^2 + \beta),$$

$$\omega_i^m = \omega_i^s = \frac{1}{2(L + \lambda)}, i = 1, 2, \dots, 2L$$

式中 β 用于引入先验状态信息。

考虑到四元数法具有非奇异性、计算量小、对大角度旋转描述更精确等优点, 姿态更新时应用四元数法。实现欧拉角与四元数变换的方法为:

1) 依据下式将状态欧拉角变化为四元数:

$$\begin{cases} |q_1| = \frac{1}{2} \sqrt{1 + T_{11} - T_{22} - T_{33}} \\ |q_2| = \frac{1}{2} \sqrt{1 - T_{11} + T_{22} - T_{33}} \\ |q_3| = \frac{1}{2} \sqrt{1 - T_{11} - T_{22} + T_{33}} \\ |q_0| = \frac{1}{2} \sqrt{1 + T_{11} + T_{22} + T_{33}} \end{cases}, \quad (20)$$

式中: T_{11} T_{22} T_{33} 为姿态矩阵成员变量; q_0 q_1 q_2 q_3 为四元数成员变量, 由式(20)可确定四元数成员的模值:

$$\begin{cases} \text{sign}(q_1) = \text{sign}(q_0) [\text{sign}(T_{32} - T_{22})] \\ \text{sign}(q_2) = \text{sign}(q_0) [\text{sign}(T_{13} - T_{31})] \\ \text{sign}(q_3) = \text{sign}(q_0) [\text{sign}(T_{21} - T_{12})] \end{cases} \quad (21)$$

式中: $\text{sign}(\cdot)$ 指四元数成员的符号, $\text{sign}(q_0)$ 指 q_0 的符号, 可任选。

2) 姿态更新完成后, 再将四元数变换为欧拉角。

首先将四元数变换为姿态矩阵:

$$\gamma = \arctan\left(-\frac{T_{31}}{T_{33}}\right)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{T_{12}}{T_{22}}\right)$$

虽然欧拉角与四元数的相互变换增加了计算量,但避免了欧拉角受到奇异性及超越函数的限制。

四元数姿态更新非线性方程:

$$\mathbf{Q}_{k|k-1} = \mathbf{Q}_{k-1} \otimes \mathbf{q}(h), \quad (23)$$

式中: \mathbf{Q}_{k-1} 为 $k-1$ 时刻四元数, $\mathbf{q}(h)$ 为 $k-1$ 至 k 时刻姿态变化四元数, 式(23)表示为: $\boldsymbol{\chi}_{k|k-1} = \mathbf{f}(\boldsymbol{\chi}_{k-1})$, 其中 $\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}$ 为时间更新后扰动 sigma 点。

分别计算状态预测均值和方差:

$$\boldsymbol{\xi}_{k|k-1} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi + \sin \gamma \sin \psi \sin \theta & -\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \theta & -\sin \gamma \cos \theta \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \theta & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi - \cos \gamma \sin \psi \sin \theta & -\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \theta & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} [\mathbf{G} \quad \mathbf{M}], \quad (28)$$

其中: $\mathbf{G} = [0 \quad 0 \quad 1]^T$ 为归一化地球重力场, $\mathbf{M} = [0 \quad -1 \quad 0]^T$ 为归一化地磁场, 由地磁北极指向地磁南极。

非线性量测方程可以表示为: $\xi_{k|k-1} = h(\boldsymbol{\chi}_{k-1}^*)$, 量测预测均值与方差为:

$$\mathbf{Z}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^m \boldsymbol{\xi}_{k|k-1}, \quad (29)$$

$$\mathbf{P}_{z,z,k} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c [\boldsymbol{\xi}_{k|k-1} - \mathbf{Z}_{k|k-1}] [\boldsymbol{\xi}_{k|k-1} - \mathbf{Z}_{k|k-1}]^T, \quad (30)$$

$$\mathbf{P}_{x,z,k} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c [\boldsymbol{\chi}_{k-1}^* - \mathbf{X}_{k|k-1}] [\boldsymbol{\xi}_{k|k-1} - \mathbf{Z}_{k|k-1}]^T, \quad (31)$$

状态增益矩阵:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{x,z,k} \mathbf{P}_{z,z,k}^{-1}, \quad (32)$$

状态更新值:

$$\mathbf{X}_{k|k} = \mathbf{X}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{Z}_{k|k-1}), \quad (33)$$

式中: \mathbf{Z}_k 为加速度计与磁强计测量的加速度与地磁场强度。

状态误差方差矩阵:

$$\mathbf{P}_{k|k} = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{z,z,k}^{-1} \mathbf{K}_k^T. \quad (34)$$

4 实验结果与分析

4.1 实验说明

应用 MEMS 实验板卡开展实验, 实验板集成了 L3G4200D 型 MEMS 陀螺、ADXL345 型加速度计、HMC5883 型磁强计等传感器, 如图 3 所

$$\mathbf{X}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^m \boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}, \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \sum_{i=0}^{2L} \omega_i^c [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1} - \mathbf{X}_{k|k-1}] [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1} - \mathbf{X}_{k|k-1}]^T, \quad (25)$$

(3) 量测更新

该阶段 sigma 点 $\boldsymbol{\chi}_{k-1}^*$ 选取为:

$$\boldsymbol{\chi}_{k-1}^* = [\mathbf{X}_{k|k-1} \quad \mathbf{X}_{k|k-1} + \delta \boldsymbol{\chi}_{k|k-1} \quad \mathbf{X}_{k|k-1} - \delta \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}], \quad (26)$$

$$\delta \boldsymbol{\chi}_{k|k-1} = \sqrt{(L_1 + \lambda) \mathbf{P}_{k|k-1}}, \quad (27)$$

非线性量测方程为:

示。MEMS 与加速度计数据输出频率为 100 Hz, 磁强计数据频率为 50 Hz, 数据融合后, 姿态输出频率 100 Hz, 无地磁数据时, 仅应用平稳状态下重力数据进行更新。

实验板卡水平放置在实验台上, X 轴沿真北方向, 实验时间为 7 200 s, 应用上位机软件采集角速率、加速度、地磁数据。分别应用本文 UKF 算法与 EKF 算法处理实测数据, 并比对两者结果。

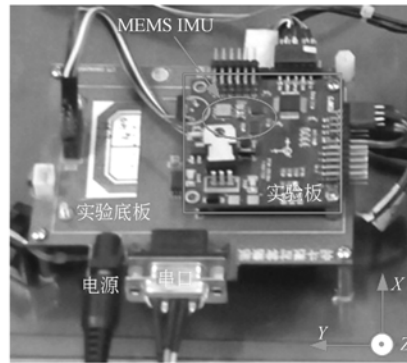


图 3 实验板卡

Fig. 3 Experimental board

4.2 实验结果与分析

图 4, 5, 6 分别为俯仰、横滚及航向角误差曲线图; 每幅图均包含 2 个子图, 上子图为初始一段时间曲线, 下子图为其余时间曲线。表 1 所示为姿态角统计误差。

(1) 表 1 统计结果显示, 本文提出的 UKF 较

EKF 算法的俯仰角精度提高了 19.86%，横滚角精度提高了 19.95%，航向角精度提高了 12.1%；

(2)图 4~6 上子图显示,在收敛过程,本文 UKF 较 EKF 算法波动较小,系统更加稳定,误差标准差也验证了该结论；

(3)图 4~6 上子图显示,在收敛过程,本文提出的 UKF 较 EKF 算法收敛缓慢,这是由于 UKF 算法对状态协方差估计不足造成的。

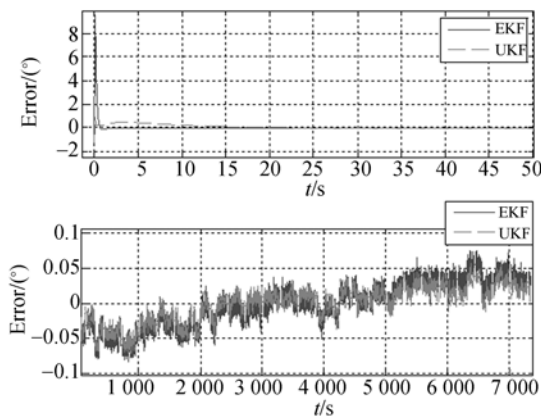


图 4 俯仰角误差曲线
Fig. 4 Curves of pitch angle error

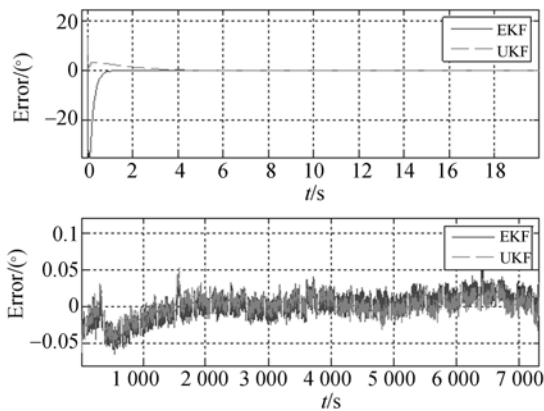


图 5 横滚角误差曲线
Fig. 5 Curves of roll angle error

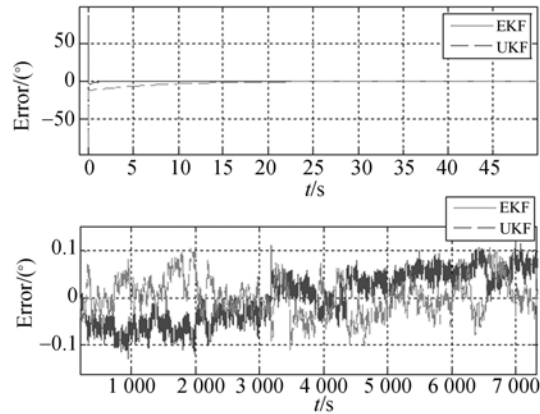


图 6 航向角误差曲线
Fig. 6 Curves of heading angle error

表 1 姿态角统计误差

Tab. 1 Statistics of attitude angles (°)

		标准差	零差	误差
俯仰角	EKF	0.031 2	0.002 6	0.022 1
	UKF	0.025 0	0.002 1	0.017 7
横滚角	EKF	0.015 6	-0.023 6	0.020 0
	UKF	0.014 0	-0.017 8	0.016 0
航向角	EKF	0.051 9	-0.015 3	0.038 3
	UKF	0.045 1	0.015 1	0.033 6

5 结 论

本文针对 EKF 姿态估算法存在线性化误差的问题,提出了重力/地磁辅助的欧拉角 UKF 姿态估算法。首先介绍了基于 EKF 的 MEMS 姿态航向测量算法和基于重力/地磁辅助的 UKF 姿态航向测量算法,最后应用实测 MEMS 数据开展实验。结果显示:本文 UKF 姿态估算法较 EKF 算法的姿态估计精度具有较大提升,俯仰与横滚角精度提高了近 20%,航向角精度提高了 12.1%。结果表明,本文算法具有更高的精度,为姿态计算提供了理论参考。

参考文献:

[1] 周婧,高印寒,刘长英,等. 基于自适应算法的单目视觉系统的姿态解算[J]. 光学精密工程, 2012, 20(12):2796-2803.
ZHAO J, GAO Y H, LIU CH Y, et al.. Attitude calculation of single camera visual system based on

adaptive algorithm [J]. Opt. Precision Eng., 2012, 20(12):2796-2803. (in Chinese)
[2] 王彬,何昕,魏仲慧. 采用多站图像直线特征的飞机姿态估计[J]. 光学精密工程, 2013, 21(7):1831-1839.
WANG B, HE X, WEI ZH H. Attitude estimation of aircrafts using line features on multi-camera ima-

- ges [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7):1831-1839. (in Chinese)
- [3] WANG M, YANG Y C, HATCH R R. Adaptive filter for a miniature MEMS based attitude and heading reference system [C]. *Position Location and Navigation Symposium*, 2004.
- [4] EGZIABHER D G, HAYWARD R C, POWELL J D. Design of multisensory attitude determination systems [J]. *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions*, 2004, 40(2):627-649.
- [5] YANG Y, FARRELL J A. Two antennas GPS-aided INS for attitude determination [C]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2003.
- [6] CASTELLANOS J F G, LESECQ S, MARCHAND N, *et al.*. A low cost air data attitude heading reference system for the tourism airplane applications [C]. *Sensors, IEEE*, 2005.
- [7] 张荣辉, 贾宏光, 陈涛, 等. 基于四元数法的捷联式惯性导航系统的姿态解算 [J]. *光学 精密工程*, 2008, 16(10):1963-1970.
- ZHANG R H, JIA H G, CHEN T, *et al.*. Attitude solution for strapdown inertial navigation system based on quaternion algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(10):1963-1970. (in Chinese)
- [8] ANGRISANO A. *GNSS/INS Integration Methods* [D]. Canada: University of Calgary, 2010.
- [9] GUERRERO C J F. Design and implementation of an attitude and heading reference system [C]. *8th International Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control, Program and Abstract Book*, 2011.
- [10] GAO Z Y, NIU X J, GUO M F. Quaternion-based kalman filter for micro-machined strapdown attitude heading reference system [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2002, 15(3):171-175.
- [11] KLEIN I, FILIN S, TOLEDO T. Pseudo-measurements as aiding to INS during GPS outages [J]. *Navigation*, 2010, 57(1):25-34.
- [12] PAHADIA A. *GPS/INS Integration Aided with Gyroscope-Free IMU for Pedestrian Applications* [D]. Canada: Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, UCGE Report, 2010.
- [13] 乔相伟, 周卫东, 吉宇人. 用四元数状态切换无迹卡尔曼滤波器估计的飞行器姿态 [J]. *控制理论与应用*, 2012, 29(1):97-103.
- QIAO X W, ZHOU W D, JI Y R. Aircraft attitude estimation based on quaternion state-switching unscented Kalman filter [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(1):97-103. (in Chinese)
- [14] DAH J J, TA S. Critical remarks on the linearised and extended kalman filters with geodetic navigation examples [J]. *Measurement*, 2010, 43(9):1077-1089.
- [15] HONG H Q, MOORE J B. Direct kalman filtering approach for GPS/INS integration. *Aerospace and Electronic Systems* [J]. *IEEE Transactions on*, 2002, 38(2):687-693.
- [16] EL-SHEIMY N. *Inertial techniques and INS/DGPS Integration* [D]. Canada: Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, 2004.
- [17] GEBRE D, ELKAIM G H, POWELL J D, *et al.*. A gyro-free quaternion-based attitude determination system suitable for implementation using low cost sensors [C]. *Position Location and Navigation Symposium, IEEE* 2000.

作者简介:



贾瑞才(1986—),男,山东临沂人,博士后,工程师,2012年于哈尔滨工程大学获得博士学位,主要从事组合导航,卫星导航,惯性导航算法研究。E-mail: jiaruicai@126.com