

doi:10.11835/j.issn.1000-582X.2020.09.007

一种实时移除 MEMS 陀螺仪噪声的精准航姿技术

何昊晨, 张丹红

(武汉理工大学 自动化学院, 武汉 430070)

摘要: MEMS-IMU 包括三轴陀螺仪和三轴加速度计, 陀螺仪的噪声导致 MEMS-IMU 的航姿不精确, 并由此导致外部加速度呈现较大的误差。针对该问题, 提出一种实时移除陀螺仪噪声的技术: 方向余弦矩阵的第 3 列和陀螺仪的偏置同时设为状态向量, 用于在线获取陀螺仪的噪声; 加速度计的外部加速度和测量噪声均被设为测量余量, 以便于在任意运动轨迹时能测量重力向量。陀螺仪和加速度计的测量结果通过卡尔曼滤波器融合, 前者估算状态向量, 后者校准状态向量的误差。通过比较 MEMS-IMU 在任意伪静态时的航姿和外部加速度验证本技术的可行性, 实验结果表明俯仰角、横滚角、航向角和外部加速度的最大误差分别为 0.5° 、 0.2° 、 2° 和 0.2 m/s^2 , 该结果远好于仅用陀螺仪的航姿误差和外部加速度误差。

关键词: MEMS-IMU; 陀螺仪噪声; 测量余量; 校准; 卡尔曼滤波器

中图分类号: TP212

文献标志码: A

文章编号: 1000-582X(2020)09-064-09

An accurate orientation technique by removing MEMS gyroscope's noises in real time

HE Haochen, ZHANG Danhong

(School of Automation, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, P. R. China)

Abstract: MEMS-IMU includes a tri-axial gyroscope and a tri-axial accelerometer, in which gyroscope's noises lead to MEMS-IMU's orientation inaccurate and result in external accelerations presenting errors. Based on the problem, a method of removing gyroscope's noises in real time is proposed. The third column of direction cosine matrix and gyroscope's bias are taken as state vector so that gyroscope's noises could be obtained online. Both the external accelerations and measurement noises of accelerometer are regarded as measurement residuals so as to measure the gravity vector in any trajectory. A Kalman filter is utilized to fuse the measurement results of gyroscope and accelerometer, in which the former results is used to estimate the state vector and the latter results is aimed to calibrate the state vector. The feasibility of this study is verified by comparing orientation and external accelerations when MEMS-IMU is in arbitrary quasi-static. Experimental results show the maximum errors of pitch, roll, yaw and external accelerations are 0.5° , 0.2° , 2° and 0.2 m/s^2 respectively, which are much better than that only based on gyroscope.

Keywords: MEMS-IMU; gyroscope's noises; measurement residual; calibration; Kalman-filter

收稿日期: 2020-01-11

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61876219)。

Supported by National Natural Science Foundation of China (61876219).

作者简介: 何昊晨(1999—), 男, 主要从事为控制科学与工程方向研究, haochen_he@163.com。

通讯作者: 张丹红, 女, 武汉理工大学教授, 硕士生导师, (E-mail)zhangdh@whut.edu.cn。

惯性测量单元(IMU, inertial measurement unit)包括三轴陀螺仪和三轴加速度计。基于微电机系统(MEMS, micro-electro-mechanical-system)的IMU不仅成本低、尺寸小、重量轻和功耗低,而且工作时不受天气、地形和时间的影响,近年来被广泛应用于移动机器人、宇航和导航等领域。利用MEMS-IMU设计惯性导航系统时,通过减小陀螺仪的噪声得到高精度的航姿(即俯仰角: θ 、横滚角: φ 和航向角: ψ)为设计难点之一。陀螺仪的噪声分为确定性噪声和随机噪声。由于陀螺仪的噪声较大,利用传统的多位置校准算法提取确定性噪声需要借助一种高精度的旋转台,因此较不方便且成本较高^[1-4]。针对该不足,大量的研究利用姿态误差模型校准陀螺仪的确定性误差,然而当MEMS-IMU处于动态时,该模型的精度较差^[5-8]。另一方面,较多的研究专注于随机误差的建模,例如基于艾伦方差和小波矩广义估算的模型,但是该方法过程繁琐且需要实时统计大量的数据^[9-11]。LEE J K 报导了一种基于卡尔曼滤波的姿态估算算法,通过加速度计的精确测量减小陀螺仪的噪声对MEMS-IMU姿态的影响^[12-13]。该方法需要借助3轴磁力计获取 ψ ,而机器人的大部分零部件由磁性材料组成,比较容易干扰磁力计的测量精度,因此应用范围具有一定的局限。

笔者提出一种基于陀螺仪噪声实时移除的高精度MEMS-IMU航姿技术,该方法较LEE J K的方法具有2点不同:陀螺仪的偏置被增加到状态向量,用于实时移除陀螺仪的噪声;加速度计的外部加速度和噪声均被设为测量余量,便于动态时,能通过加速度计测量得到重力向量。首先分析了存在的问题,然后介绍了推荐的算法,最后利用一种MEMS-IMU论证了推荐算法并给出了相关的结论。

1 关键问题

图1中 $x-y-z$ and $x_3-y_3-z_3$ 分别表示导航坐标系和载体(MEMS-IMU)坐标系,方向余弦矩阵: C_n^b 为导航坐标系依次绕 z 轴、 y 轴和 x 轴旋转角度 ψ_1 、 θ 和 φ 得到的矩阵,其中 ψ 等于 $-\psi_1$ 。

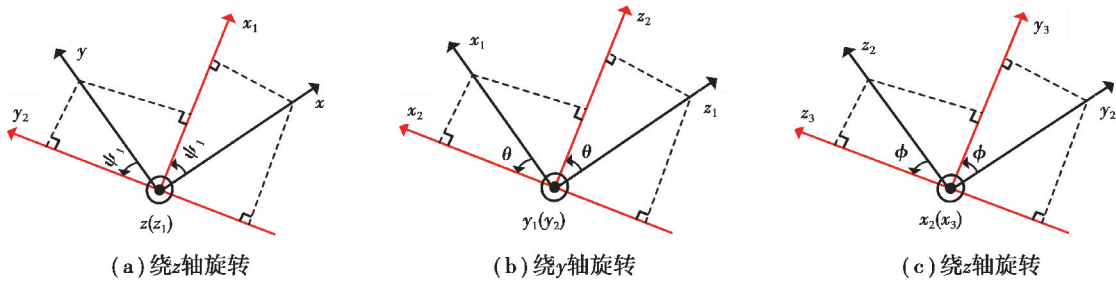


图1 导航坐标系到载体坐标系的旋转过程

Fig. 1 The rotation process from navigation frame to body frame

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

陀螺仪和加速度计的测量结果 y_G 和 y_A 分别表示为

$$y_{Gx,y,z} = \omega_{x,y,z} + b_{x,y,z} + n_{Gx,y,z}, \quad (2)$$

$$y_{Ax,y,z} = C_n^b [0, 0, g]^T + a_{x,y,z} + n_{Ax,y,z}, \quad (3)$$

其中: ω 为角速率, b 为偏置, n_G 和 n_A 为测量噪声, $[0, 0, g]$ 为导航坐标系上的重力向量, a 为外部加速度。下标 x 、 y 和 z 分别表示相关量在 x 轴、 y 轴和 z 轴上的分量。以下通过介绍常用的3种航姿算法说明存在的关键问题。

1) C_n^b 的转置为 C_b^n 。根据 i 时刻 C_b^n 和 y_G 的值,得到 $i+1$ 时刻 C_b^n 的更新值为

$$C_{b,i+1}^n = C_{b,i}^n A_i, \quad (4)$$

A_i 为载体坐标系从 i 时刻到 $i+1$ 时刻的旋转矩阵,近似为: $I_3 + (y_{G,i} \times) \Delta t$,其中 I_3 为单位矩阵, Δt 为采样时间间隔, $y_{G,i} \times$ 表示 $y_{G,i}$ 的斜对称矩阵。

$$(\mathbf{y}_{G,i} \times) = \begin{bmatrix} 0 & -\mathbf{y}_{Gz,i} & \mathbf{y}_{Gx,i} \\ \mathbf{y}_{Gz,i} & 0 & -\mathbf{y}_{Gy,i} \\ -\mathbf{y}_{Gx,i} & \mathbf{y}_{Gy,i} & 0 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

根据 $\mathbf{C}_{n,i+1}^b$ 和等式(1), $i+1$ 时刻 θ 、 φ 和 ψ 的更新结果如下

$$\theta_{i+1} = \arcsin(-\mathbf{C}_{n,i+1,13}^b), \quad (6)$$

$$\varphi_{i+1} = \arctan 2(\mathbf{C}_{n,i+1,23}^b, \mathbf{C}_{n,i+1,33}^b), \quad (7)$$

$$\psi_{i+1} = \arctan 2(-\mathbf{C}_{n,i+1,12}^b, \mathbf{C}_{n,i+1,11}^b), \quad (8)$$

以上等式以及其它地方的数字下标均表示行和列,例如 $\mathbf{C}_{n,i+1,13}^b$ 表示 $\mathbf{C}_{n,i+1}^b$ 的第 1 行和第 3 列元素。此时, $i+1$ 时刻的外部加速度为

$$[\mathbf{a}_{x,i+1}, \mathbf{a}_{y,i+1}, \mathbf{a}_{z,i+1}]^T = [\mathbf{y}_{Ax,i+1}, \mathbf{y}_{Ay,i+1}, \mathbf{y}_{Az,i+1}]^T - g \begin{bmatrix} -\sin \theta_{i+1} \\ \cos \theta_{i+1} \sin \varphi_{i+1} \\ \cos \theta_{i+1} \cos \varphi_{i+1} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

由于陀螺仪的测量噪声和偏置,利用等式(6)、(7)和(8)计算的姿态和航向角具有较大的误差,因此外部加速度也呈现较大的误差。

2) 当外部加速度为 0 时, MEMS-IMU 处于静态或者伪静态,此时等式(3)为

$$\mathbf{y}_{Ax,y,z} \approx \mathbf{C}_n^b [0, 0, g]^T = \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \varphi \\ g \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}, \quad (10)$$

因此, θ 和 φ 可直接根据加速度计的测量结果计算。

$$\theta = \arctan 2(-\mathbf{y}_{Ax}, \sqrt{\mathbf{y}_{Ay}^2 + \mathbf{y}_{Az}^2}), \quad (11)$$

$$\varphi = \arctan 2(\mathbf{y}_{Ay}, \mathbf{y}_{Az}). \quad (12)$$

此时,可以根据如下 2 种方法计算。第一,根据等式(13)

$$\begin{bmatrix} \mathbf{y}_{Gx} \\ \mathbf{y}_{Gy} \\ \mathbf{y}_{Gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_\varphi \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{C}_\varphi \mathbf{C}_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}. \quad (13)$$

得到 $i+1$ 时刻 ψ 的更新值为

$$\psi_{i+1} = \psi_i + (\mathbf{y}_{Gy,i} \sin \varphi_i + \mathbf{y}_{Gz,i} \cos \varphi_i) \sec \theta_i, \quad (14)$$

尽管 θ_i 和 φ_i 具有较高的精度,但是 y_G 在 y 轴和 z 轴的噪声分量导致 ψ_{i+1} 具有较大的误差。

另一方面,利用磁力计测量可以得到载体坐标系和导航坐标系上的磁场分量分别为 $\mathbf{m}^b = [m_x, m_y, m_z]^T$ 和 $\mathbf{m}^n = [a, 0, b]^T$ 。使 \mathbf{m}^n 绕 z 轴旋转并且 \mathbf{m}^b 分别绕 x 轴和 y 轴旋转可以得到导航坐标系水平面 x 轴的磁场为 h_x 且 y 轴的磁场为 h_y , 此时 ψ 可以表示为^[14]

$$\psi = \arctan 2[h_y, h_x], \quad (15)$$

但是,该方法需要用到磁力计, ψ 的精度较易受到磁性物质的干扰。

3) 当外部加速度不为 0 时,载体坐标系的重力向量不能被测量, θ 和 φ 不能根据等式(11)和(12)计算。LEE J K 提出的解决方案如下

首先,令 \mathbf{C}_n^b 的第 3 列为状态向量,记为 $\mathbf{Z} = [\mathbf{C}_{n,13}^b, \mathbf{C}_{n,23}^b, \mathbf{C}_{n,33}^b]^T$ 。根据陀螺仪在 $i+1$ 时刻的测量结果,可以得到 $i+1$ 时刻 \mathbf{Z} 的更新值为

$$\mathbf{Z}_{i+1} \approx [I - \Delta t \mathbf{y}_{G,i+1} \times] \mathbf{Z}_i, \quad (16)$$

然后,通过加速度计测量载体坐标系上重力向量的方法校正 \mathbf{Z}_{i+1} 。 $i+1$ 时刻外部加速度的估算值为 $a_{\bar{i}+1}$, 可近似为 $c_a a_i^+$, 其中 c_a 为 0 到 1 之间的常数,此时载体坐标系上重力向量的测量结果为

$$\mathbf{y}_{A,i+1} - c_a a_i^+ \approx [g I_3] \mathbf{Z}_{i+1}, \quad (17)$$

通过卡尔曼滤波器融合陀螺仪和加速度计的测量结果,可实现 \mathbf{Z}_{i+1} 的校正,最终得到高精度的 θ 和 φ 。

该方法可以在动态环境下获得高精度的姿态,但是 ψ 的计算需要借助等式(14)或者等式(15)。因此,计算 ψ 时存在第 2 种方法中的问题。

以上 3 种航姿算法为目前较常用的方法,均存在一定的不足。提出一种基于陀螺仪噪声实时移除的航姿技术,该方法具有较高的姿态精度,因此可以测量出较高精度的外部加速度。而且,陀螺仪的偏置被在线移除,根据等式(14),航向角具有更高的精度。

2 核心技术

该技术仅采用 3 轴陀螺仪和 3 轴加速度计。将 \mathbf{C}_n^b 的第 3 列和陀螺仪的偏置同时设为状态向量 \mathbf{X} : $\mathbf{X} = [\mathbf{C}_{n,13}^b, \mathbf{C}_{n,23}^b, \mathbf{C}_{n,33}^b, b_x, b_y, b_z]^T$ 。则 $i+1$ 时刻 \mathbf{X} 的更新值为

$$\mathbf{X}_{i+1} = f_i(\mathbf{X}_i, y_{G,i}) = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & -\Delta t[\mathbf{Z}_i \times] \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \mathbf{X}_i^+ + \begin{bmatrix} \Delta t[\mathbf{Z}_i \times] \\ 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{y}_{Gx,i} \\ \mathbf{y}_{Gy,i} \\ \mathbf{y}_{Gz,i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\Delta t[\mathbf{Z}_i \times] \begin{bmatrix} n_{Gx} \\ n_{Gy} \\ n_{Gz} \end{bmatrix} \\ \sigma_{bx} \\ \sigma_{by} \\ \sigma_{bz} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

等式(18)右边第 3 项中 n_G 和 σ_b 分别为陀螺仪的测量噪声和偏置,则以上过程噪声协方差矩阵 \mathbf{U} 为

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} n_G^2 \mathbf{I}_3 & 0 \\ 0 & \sigma_b^2 \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

根据等式(18)右边的第 1 项和第 2 项,可以计算出 $i+1$ 时刻 \mathbf{X} 的先验状态: \mathbf{X}_{i+1}^- , 则它的先验误差协方差矩阵 \mathbf{P}_{i+1}^- 为

$$\mathbf{P}_{i+1}^- = \frac{\partial f_i}{\partial \mathbf{X}_i} \mathbf{P}_i^+ \left[\frac{\partial f_i}{\partial \mathbf{X}_i} \right]^T + \frac{\partial f_i}{\partial (n_{Gx,y,z}, \sigma_{bx,y,z})} \mathbf{U} \left[\frac{\partial f_i}{\partial (n_{Gx,y,z}, \sigma_{bx,y,z})} \right]^T \quad (20)$$

另一方面,设定测量矩阵为

$$\mathbf{H} = [g \mathbf{I}_3 \quad 0_{3 \times 3}], \quad (21)$$

当外部加速度和测量噪声均被作为测量余量时,载体坐标系的重力向量如下

$$\mathbf{y}_{Ax,y,z,i+1} = \mathbf{H} \mathbf{X}_{i+1}^- + a_{x,y,z,i+1} + \underbrace{n_{Ax,y,z}}_{\text{测量余量}}, \quad (22)$$

其中, a_{i+1} 可根据 1 阶低通滤波白噪声过程近似为 $c_a a_i$ [15]。则测量余量协方差矩阵 \mathbf{R}_{i+1} 为

$$\mathbf{R}_{i+1} = (\|a_i\|^2 c_a^2 + n_A^2) \mathbf{I}_3. \quad (23)$$

当应用卡尔曼滤波器融合陀螺仪和加速度计的测量值,卡尔曼滤波器的增益 K_{i+1} 为

$$K_{i+1} = \mathbf{P}_{i+1}^- \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_{i+1}^- \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_{i+1})^{-1}. \quad (24)$$

经过校正的状态向量 \mathbf{X}_{i+1}^+ 和误差协方差矩阵 \mathbf{P}_{i+1}^+ 分别为

$$\mathbf{X}_{i+1}^+ = \mathbf{X}_{i+1}^- + K_{i+1} ([\mathbf{y}_{Ax,i+1}, \mathbf{y}_{Ay,i+1}, \mathbf{y}_{Az,i+1}]^T - \mathbf{H} \mathbf{X}_{i+1}^-), \quad (25)$$

$$\mathbf{P}_{i+1}^+ = [\mathbf{I} - K_{i+1} \mathbf{H}] \mathbf{P}_{i+1}^- [\mathbf{I} - K_{i+1} \mathbf{H}]^T + K_{i+1} \mathbf{R}_{i+1} K_{i+1}^T. \quad (26)$$

最后, $i+1$ 时刻 θ 和 φ 的更新值分别为

$$\theta_{i+1} = \arcsin(-\mathbf{X}_{i+1,11}^+), \quad (27)$$

$$\varphi_{i+1} = \arctan 2(\mathbf{X}_{i+1,21}^+, \mathbf{X}_{i+1,31}^+), \quad (28)$$

并且,根据等式(9)求出外部加速度。同时, $i+1$ 时刻 ψ 的更新值为

$$\psi_{i+1} = \psi_i + [(\mathbf{y}_{Gy,i} - \mathbf{X}_{i,51}^+) \sin \varphi_i + (\mathbf{y}_{Gz,i} - \mathbf{X}_{i,61}^+) \cos \varphi_i] \sec \theta_i, \quad (29)$$

其中 $\mathbf{X}_{i,51}^+$ 和 $\mathbf{X}_{i,61}^+$ 为陀螺仪在 y 轴和 z 轴的偏置。因为偏置被在线移除, ψ 具有更高的精度。

3 实验和结果

3.1 测试搭建

利用 Inven Sense 公司生产型号为 MPU9250 的 MEMS-IMU 验证提出的算法。MPU9250 包括三轴陀螺仪、三轴加速度计和三轴磁力计,角速度的量程为 $\pm 250^\circ/\text{s}$ 、 $\pm 500^\circ/\text{s}$ 、 $\pm 1\,000^\circ/\text{s}$ 和 $\pm 2000^\circ/\text{s}$;加速度的量程为 $\pm 2\text{ g}$ 、 $\pm 4\text{ g}$ 、 $\pm 8\text{ g}$ 和 $\pm 16\text{ g}$, g 为 9.8 m/s^2 ;磁场的量程范围为 $\pm 4\,800\ \mu\text{T}$ 。角速度、加速度和磁场的测量结果由 16 位的模数转换器量化。本实验陀螺仪和加速度计的量程分别选为 $\pm 2\,000^\circ/\text{s}$ 和 $\pm 16\text{ g}$,其它量程处的实验同理。将 MPU9250 沿任意轨迹伪静态旋转,测试基于加速度计和磁力计的航姿、基于陀螺仪的航姿和基于推荐算法的航姿。因为载体处于伪静态,理想的外部加速度为 0,同时可将基于加速度计和磁力计的航姿作为参考航姿。

MPU9250 的原始数据通过蓝牙协议采集到计算机,然后在 Matlab 中进行数据处理,用于计算 MPU9250 的航姿和外部加速度。首先将 MPU9250 水平静止放置在航向角为 0 的方向 1 min,计算卡尔曼滤波器的初始参数,然后将 MPU9250 缓慢旋转 3 min,计算外部加速度和航姿,用于验证推荐的算法的可行性。陀螺仪和加速度计在 x 轴、 y 轴和 z 轴上的测量数据如图 2 所示,该数据为原始数据经过低通滤波器滤波后的结果,其中,第 1 min 内的数据放大在图 2 的左下角。

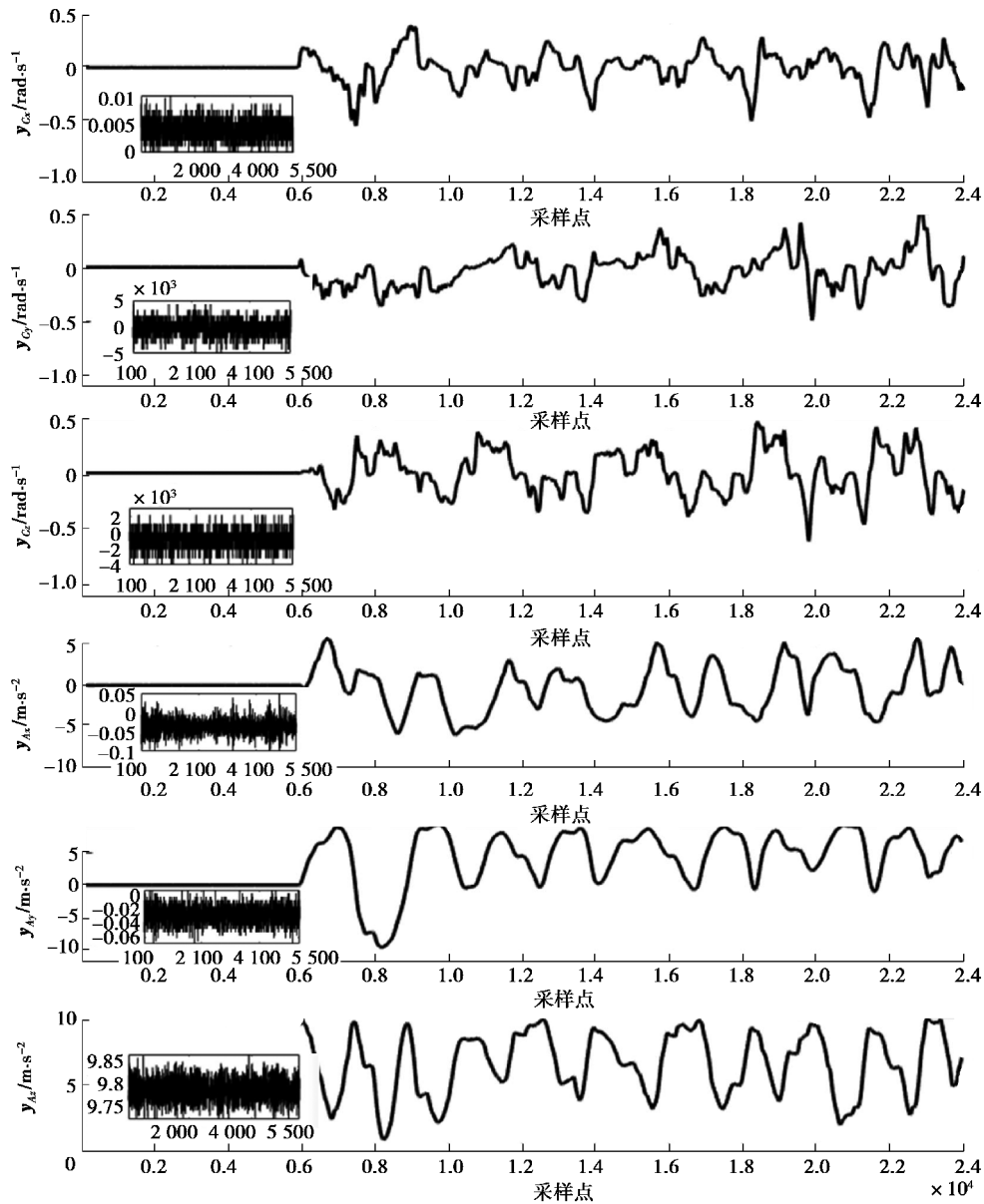


图 2 陀螺仪和加速度计在 x 轴、 y 轴和 z 轴上的测量结果

Fig. 2 The measurement results of gyroscope and accelerometer at x -axis, y -axis and z -axis

3.2 初始参数设计

本实验中的采样时间间隔为 0.01 s。第 1 min 内的 5500 个采样数据用于计算卡尔曼滤波器的初始参数,包括 θ_1 、 φ_1 、 ψ_1 、 \mathbf{X}_1^+ 、 \mathbf{P}_1^+ 、 n_G^2 、 n_A^2 、 σ_b^2 和 c_a^2 。

根据等式(11)、(12)和(15),可得到初始的 θ_1 、 φ_1 和 ψ_1 分别为 0.0165° 、 -0.412° 和 -0.1044° 。当陀螺仪的初始偏置设为 0 时, \mathbf{X}_1^+ 等于 $[-0.003, -0.007, 1, 0, 0, 0]$, 则 \mathbf{P}_1^+ 为 $\text{diag}([-0.003 - \text{rms}(\mathbf{C}_{n13}^b)]^2, [-0.007 - \text{rms}(\mathbf{C}_{n23}^b)]^2, [1 - \text{rms}(\mathbf{C}_{n33}^b)]^2, [\text{rms}(\mathbf{y}_{Gx})]^2, [\text{rms}(\mathbf{y}_{Gy})]^2, [\text{rms}(\mathbf{y}_{Gz})]^2)$, diag 表示为对角矩阵,其中 $\text{rms}(\mathbf{C}_{n13,23,33}^b)$ 和 $\text{rms}(\mathbf{y}_{Gx,y,z})$ 为均方差值,分别计算为

$$\text{rms}(\mathbf{C}_{n13,23,33}^b) = \sqrt{\sum_{i=1}^{5500} \left[\mathbf{C}_{n13,23,33,i}^b - \left(\frac{\sum_{i=1}^{5500} \mathbf{C}_{n13,23,33,i}^b}{5500} \right) \right]^2} / 5500, \quad (30)$$

$$\text{rms}(\mathbf{y}_{Gx,y,z}) = \sqrt{\sum_{i=1}^{5500} \left[\mathbf{y}_{Gx,y,z,i} - \left(\frac{\sum_{i=1}^{5500} \mathbf{y}_{Gx,y,z,i}}{5500} \right) \right]^2} / 5500, \quad (31)$$

$n_{Gx,y,z}^2$ 、 $\sigma_{bx,y,z}^2$ 和 $n_{Ax,y,z}^2$ 的值根据等式(31)、(32)和(33)计算

$$n_{Gx,y,z}^2 = \left[\sum_{i=1}^{5500} \left(\mathbf{C}_{n13,23,33,i}^b - \left(\frac{\sum_{i=1}^{5500} \mathbf{C}_{n13,23,33,i}^b}{5500} \right) \right)^2 \right] / 5500, \quad (32)$$

$$\sigma_{bx,y,z}^2 = \left[\sum_{i=1}^{5500} \left(\mathbf{y}_{Gx,y,z,i} - \left(\frac{\sum_{i=1}^{5500} \mathbf{y}_{Gx,y,z,i}}{5500} \right) \right)^2 \right] / 5500, \quad (33)$$

$$n_{Ax,y,z}^2 = \left[\sum_{i=1}^{5500} \left(\mathbf{y}_{Ax,y,z,i} - \left(\frac{\sum_{i=1}^{5500} \mathbf{y}_{Ax,y,z,i}}{5500} \right) \right)^2 \right] / 5500. \quad (34)$$

卡尔曼滤波器的初始参数总结如表 1 所示。其中, c_a^2 为经验参数,设为 0.001。

表 1 卡尔曼滤波器的初始参数

Table 1 Initial parameters of a kalman filter

初始参数	值	初始参数	值
$\theta_1 (^\circ)$	0.0165	$n_{Gx,y,z}^2 (\text{rad}^2/\text{s}^2)$	[5.8e-6; 6.09e-6; 0.33]
$\varphi_1 (^\circ)$	-0.412	$\sigma_{bx,y,z}^2 (\text{rad}^2/\text{s}^2)$	[2.6e-5; 1.6e-6; 2.3e-6]
$\psi_1 (^\circ)$	-0.1044	$n_{Ax,y,z}^2 (\text{m}^2/\text{s}^4)$	[0.0013; 0.0014; 0.0011]
$\mathbf{P}_1^+ (\text{rad}^2/\text{s}^2)$	diag (2.9e-5; 8.9e-5; 0.17; 2.6e-5; 1.6e-6; 2.3e-6)	$c_a^2 (-)$	0.001
$\mathbf{X}_1^+ (\text{rad}^2/\text{s}^2)$	[-0.003, -0.007, 1, 0, 1, 0]	$g (\text{m}/\text{s}^2)$	9.8

3.3 结果和分析

姿态包括 θ 和 φ 。参考姿态、基于陀螺仪的姿态和基于推荐算法的姿态分别如图 3 和 4。因为 IMU 处于伪静态,参考的 θ 和 φ 采用加速度计算的 θ 和 φ 。实验结果表明,因为陀螺仪存在测量噪声和偏置,仅用陀螺仪得到的姿态存在较大偏差。与之对比,因为测量噪声和偏置被实时移除,基于推荐算法的姿态和参考姿态较一致, θ 和 φ 的最大误差分别仅为 0.4° 和 0.3° 。

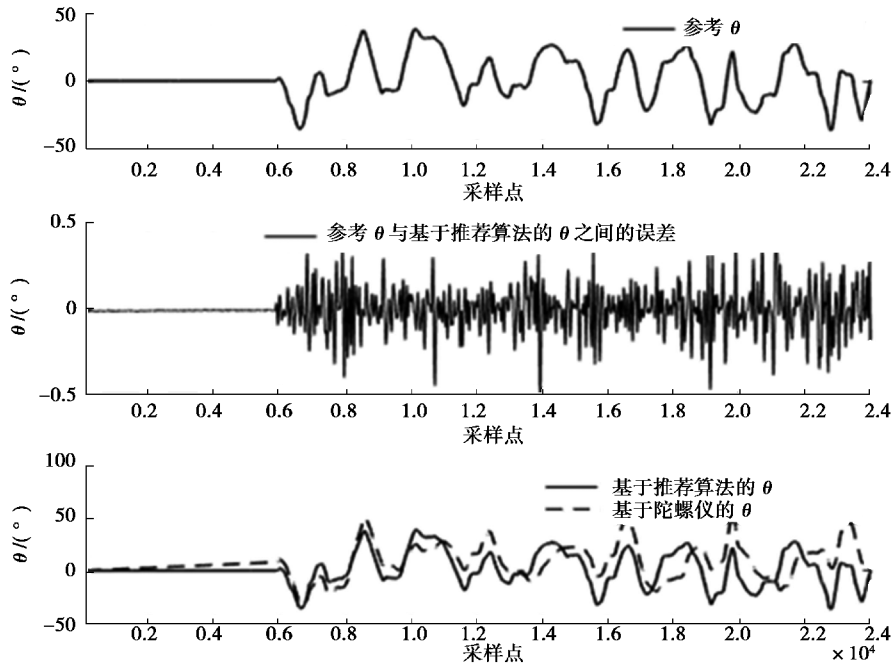


图 3 参考 θ 、基于陀螺仪的 θ 和基于推荐算法的 θ

Fig. 3 The reference θ and the θ based on gyroscope and the proposed algorithm

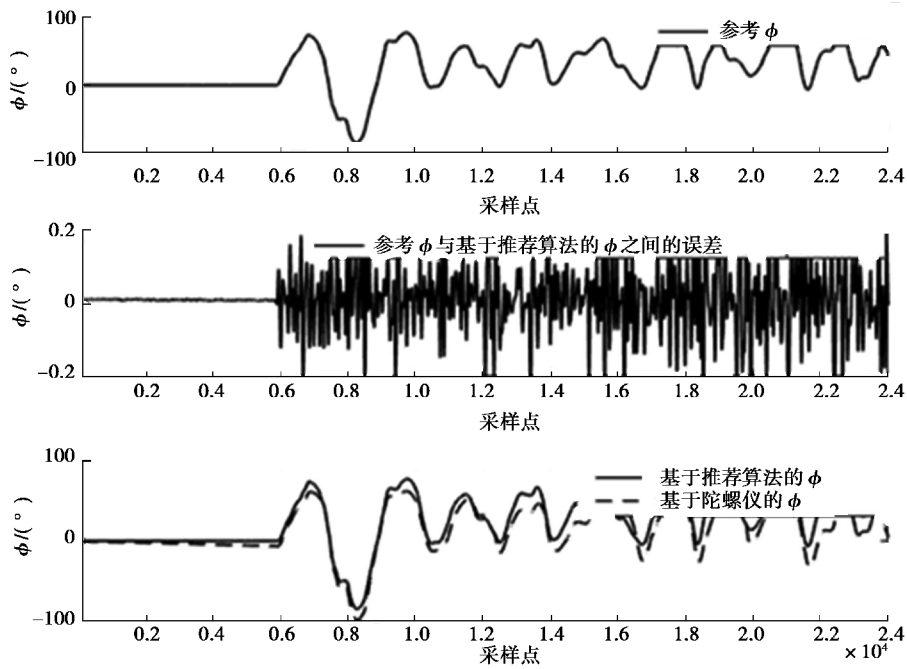


图 4 参考 ϕ 、基于陀螺仪的 ϕ 和基于推荐算法的 ϕ

Fig. 4 The reference ϕ and the ϕ based on gyroscope and the proposed algorithm

利用基于陀螺仪的姿态解算的外部加速度和基于推荐算法的姿态解算的外部加速度如图 5。因为基于陀螺仪解算的姿态具有较大的误差,其解算的外部加速度完全不正确;另一方面,因为基于推荐算法的姿态具有较高的精度,外部加速度与理想的加速度值一致,其在 x 轴、 y 轴和 z 轴的最大误差仅为 0.2 m/s^2 。

参考航向角,基于陀螺仪的航向角和基于推荐算法的航向角如图 6。根据等式(29),航向角的精度与姿态的精度和偏置有关,因为利用推荐算法的姿态较精确且陀螺仪 y 轴的偏置 $X_{i,51}^+$ 和 z 轴的偏置 $X_{i,61}^+$ 被移除,所以解算得到的航向角较仅用陀螺仪得到的航向角具有较高的精度。

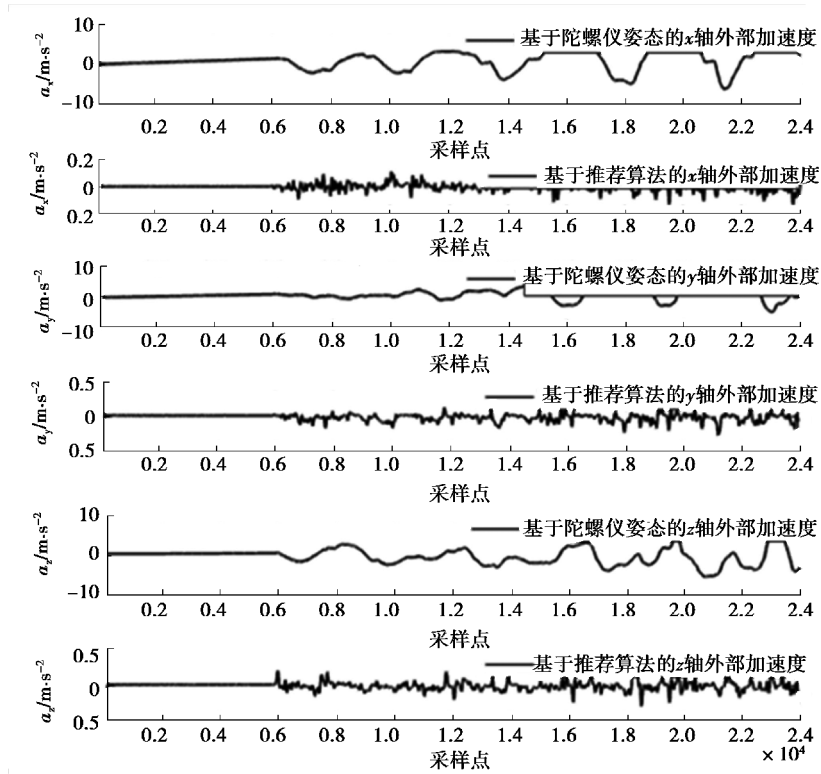


图 5 基于陀螺仪姿态和推荐算法姿态的外部加速度

Fig. 5 External accelerations under gyroscope based attitude and the proposed algorithm based attitude

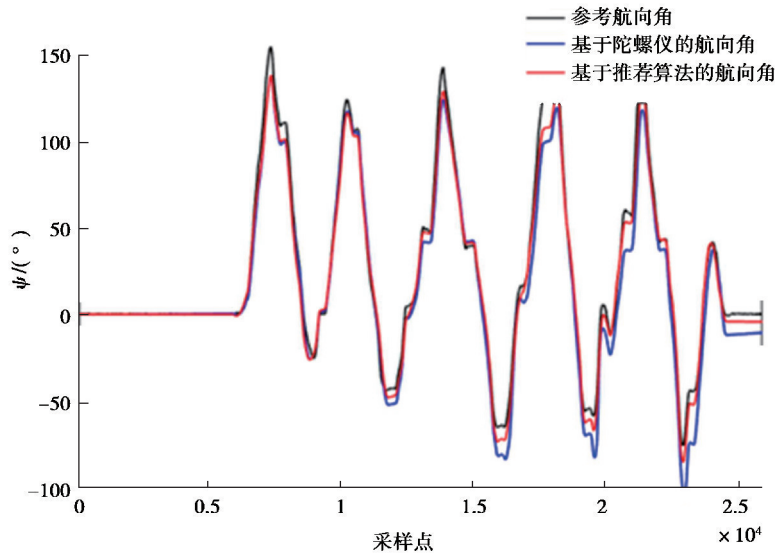


图 6 参考航向角、基于陀螺仪的航向角和基于推荐算法的航向角

Fig. 6 The reference ψ and the ψ based on gyroscope and the proposed algorithm

4 结 论

提出了一种高精度的航姿计算算法,它通过实时移除陀螺仪的噪声实现。笔者给出了相关的理论、卡尔曼滤波的初始参数设计和实验结果分析。实验结果表明本研究工作具有一定的先进性。其中,关键算法解算的航向角的精度远好于仅用陀螺仪解算的航向角,但距离理想的航向角仍有一定的偏差。当该算法应用在基于脚面携带 MEMS-IMU 的行人定位系统时,可利用零速检测和零角速度技术进一步被减小航向角偏差,因此具有一定的实用性。

参考文献:

- [1] Lu J Z, Lei C H. Applied system-level method in calibration validation for personal navigation system in field[J]. IET Science, Measurement & Technology, 2017, 11(1): 103-110.
- [2] Qureshi U, Golnaraghi F. An algorithm for the in-field calibration of a MEMS IMU[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(22): 7479-7486.
- [3] Sarkka O, Nieminen T, Suuriniemi S, et al. A multi-position calibration method for consumer-grade accelerometers, gyroscopes, and magnetometers to field conditions[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(11): 3470-3481.
- [4] Zhang H L, Wu Y X, Wu M P, et al. A multi-position calibration algorithm for inertial measurement units[C/OL]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii. Reston, Virginia: AIAA, 2008 [2020-05-25]. <https://doi.org/10.2514/6.2008-7437>.
- [5] Jiang P, Wang G C, Zhang Y, et al. An improved attitude compensation algorithm in high dynamic environment[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(1): 306-317.
- [6] Makni A, Fourati H, Kibangou A Y. Energy-aware adaptive attitude estimation under external acceleration for pedestrian navigation[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21(3):1366-1375.
- [7] Ahme H, Tahir M. Accurate attitude estimation of a moving land vehicle using low-cost MEMS IMU sensors[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2017, 18(7): 1723-1739.
- [8] Lu J, Lei C. Applied system-level method in calibration validation for personal navigation system in field[J]. Iet Science Measurement & Technology, 2017, 11(1):103-110.
- [9] Narasimhappa M , Mahindrakar A D , Guizilini V C , et al. MEMS based IMU drift minimization: sage husa adaptive robust kalman filtering[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(1): 250-260.
- [10] Radi A, Nassar S, El-Sheimy N. Stochastic error modeling of smartphone inertial sensors for navigation in varying dynamic conditions[J]. Gyroscopy and Navigation, 2018, 9(1): 76-95.
- [11] Radi A, Bakalli G, Guerrier S, et al. A multisignal wavelet variance-based framework for inertial sensor stochastic error modeling[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2019, 68(12): 4924-4936.
- [12] Lee J K, Park E J, Robinovitch S N. Estimation of attitude and external acceleration using inertial sensor measurement during various dynamic conditions[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(8): 2262-2273.
- [13] Zihajehzadeh S, Lee T J, Lee J K, et al. Integration of MEMS inertial and pressure sensors for vertical trajectory determination[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2015, 64(3): 804-814.
- [14] Wu Y X, Pei L. Gyroscope calibration via magnetometer[J]. IEEE Sensors Journal, 2017, 17(16): 5269-5275.
- [15] Luinge H J, Veltink P H. Measuring orientation of human body segments using miniature gyroscopes and accelerometers[J]. Medical & Biological Engineering & Computing, 2005, 43(2): 273-282.

(编辑 侯 湘)