

基于卡尔曼滤波的 MIMU 姿态解算算法研究

张 静¹, 李维刚¹, 张骏虎², 聂 鹏², 张传庄²

(1. 中北大学 软件学院, 太原 030051; 2. 山西江淮重工有限责任公司, 山西 晋城 048026)

摘要: 针对 MEMS 惯性测量单元器件特性导致的测量精度低、数据发散和航向角积分漂移等问题, 提出一种基于卡尔曼滤波的四元数姿态解算算法; 设计的卡尔曼滤波器, 以陀螺仪获取到的姿态角与角速度计和磁力计获得的姿态角的偏差为观测量, 对姿态误差角进行优化估计, 得到姿态误差角的最优估计值; 在计算量没有大幅提高的前提下对陀螺仪得到的姿态角进行优化校正, 从而得到较高精度的姿态角信息; 通过在无磁转台上进行静态测试以及在测试标定系统上进行动态测试, 分析各轴向的补偿效果表明, 该方法可以有效增强 MIMU 的动态跟随性能、明显提升姿态解算精度。

关键词: 四元数; 卡尔曼滤波; 姿态解算; MEMS 惯性测量单元

Investigation of MIMU Attitude Algorithm Based on Kalman Filter

Zhang Jing¹, Li Weigang¹, Zhang Junhu², Nie Peng², Zhang Chuanzhuang²

(1. Software College, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Shanxi Jianghuai Heavy Industry Co., Ltd., Jincheng 048026, China)

Abstract: Aiming at the problems of low measurement accuracy, data divergence and heading angle integral drift caused by the characteristics of MEMS inertial measurement unit devices, a quaternion attitude solution algorithm based on Kalman filtering is proposed. A Kalman filter is designed, which takes the deviation as the observation, between the attitude angle obtained by the gyroscope and the attitude angle obtained by the angular velocity meter and the magnetometer. Optimal estimation of attitude error angle, we can get the best estimate of the attitude error angle. The attitude angle is optimized and corrected, so as to obtain higher precision attitude angle information. Through static testing on a non-magnetic turntable and dynamic testing on a test calibration system, analysis of the compensation effect in each axis shows that this method can effectively enhance the dynamic following performance of MIMU and significantly improve the accuracy of attitude calculation.

Keywords: quaternion; Kalman filter; attitude solution; MEMS inertial measurement unit (MIMU)

0 引言

MEMS 惯性测量单元 (MIMU), 采用 MEMS 制造工艺制作, 借助内置的 MEMS 加速度传感器和 MEMS 陀螺仪, 测量来自 3 个方向的线性加速度和旋转变角速率, 通过解算 MIMU 的角速率和加速度输出, 得到载体的姿态信息^[1]。MIMU 以其功耗低、重量轻、低成本和小体积使得它广泛应用在智能驾驶、机器人控制、平台稳定、飞行器姿态控制等民用、商用级军事领域。其数字化和高可靠性的特点使其有渐渐代替其他中低精度惯性测量单元的趋势。

但是受制于制造极限和体积的约束, MEMS 惯性测量单元中检测电路电子元件性能随温度发生漂移、交叉轴存在耦合误差, 严重影响系统的输出精度^[2]。捷联惯性导航系统的精度主要取决于惯性器件的精度、导航算法的精度、导航计算机的处理能力及载体外界环境。因此本文研究对解算算法进行优化来提升 MIMU 的工作精度具有重要的实用意义。

MEMS 惯性导航系统自主获取载体完整运动信息进行

导航时, 需要确定载体的指向轴与真北的方向, 以提供系统初始对准过程的航向角。对于中低精度光纤陀螺和 MEMS 陀螺仪而言, 其精度无法精确测量到地球自转角速度, 在静置状态下, 寻北精度相对较低, 甚至不能寻北。要实现导航任务就必须外接绝对航向的传感器, 如 GPS、磁传感器, 来解决系统初始对准问题。目前, 惯性导航定位系统中常用的寻北方式主要有 3 种: 1) 基于单轴旋转调制的 MEMS 惯性导航系统及其寻北方法, 解析地球自转角速度与地球重力加速度两个不共线的矢量, 利用 MEMS 惯性系统进行自主、快速、准确寻北^[3]; 2) 采用两个或更多天线以构成基线向量, 用于测量航向和俯仰角, 采用不在一条线上的 3 个天线组合能测量航向、俯仰和横滚角; 3) 磁力计寻北, 通过利用磁力计测得磁场强度进而得到所需的载体方位角信息。因此在 MEMS 惯性测量组合中基本都集成了经过内部误差、应用安装误差以及罗差补偿后的三轴磁力计用于寻北^[4]。

MIMU 工作过程中, 陀螺仪存在低频积分漂移累积的问题, 加速度计受高频振动影响较大, 磁力计测量得到的磁场信息除了包含地磁导航所需的地磁场信息, 还有载体自身存在的线圈、铁磁物质等产生的载体磁场, 干扰磁力计的测量精度, 造成航向角漂移。因此, 要建立了各自惯性器件输出误差模型, 发挥 MIMU 系统中各传感器各自的

收稿日期: 2020-10-22; 修回日期: 2020-11-02。

基金项目: 兵器工业联合基金(6141B01297)。

作者简介: 张 静(1980-), 女, 山西运城人, 博士, 讲师, 主要从事智能信息处理和数据挖掘方向的研究。

优势, 利用 Kalman 滤波对基于 MIMU 的导航系统进行信息融合处理^[5]。

本文设计了一种基于卡尔曼滤波的四元数姿态解算算法来解决 MEMS 惯性测量单元器件特性导致的解算精度较低的问题。本文设计的四阶卡尔曼滤波器复杂度相对解四元数微分方程组并不高, 实验证明该算法可以有效提高 MIMU 姿态解算精度, 明显改善测量仪器精度低、数据不稳定的状况, 具有较强的工程实用价值。

1 MIMU 姿态解算原理

由三轴 MEMS 陀螺仪、三轴 MEMS 加速度传感器和三轴磁力计组成的 MIMU 固连在载体上, MIMU 姿态角解算原理如图 1 所示。

MEMS 陀螺仪输出的旋转角速度信号经过数字滤波、信号采集后转化为数字信号, 通过四元数姿态解算后, 获得载体运载体的姿态角。这种姿态角获取方法是由陀螺仪测得的角速率, 能保证系统的动态性能, 不受载体的工作状态和环境影响, 但随时间积累姿态角误差变大; 三轴 MEMS 加速度计输出的加速度信号经过数字滤波、信号采集后, 选用方向余弦矩阵在载体坐标系和导航坐标系之间进行变换, 得到俯仰角和横滚角; 三轴磁力计输出的磁场信号同样经过数字滤波、信号采集后, 根据方向余弦矩阵, 得到地球磁场矢量在 x 、 y 轴上的分量, 计算后得到载体相对地磁北极的航向角, 考虑地理北极和地磁北极夹角, 可修正得到载体相对地理北极的航向角。由三轴加速度计和磁强计计算得到的姿态角, 适合运载体静态时的测量, 测量误差不随时间累计, 但动态性能差, 尤其是加速度信号噪声较大。

因此, 本文结合两种获取姿态角优势, 既能保证系统动态时的性能, 又对补偿静态时陀螺仪的零点漂移。将陀螺仪获取到的姿态角与角速度计和磁力计获得的姿态角做差, 得到姿态角误差。利用设计的卡尔曼滤波器对姿态误差角进行优化估计, 得到姿态角误差角的最优估计值。对陀螺仪得到的姿态角进行优化校正, 从而得到较高精度的姿态角信息。

1.1 坐标系建立

在捷联惯性导航系统中, 进行姿态解算的目的是利用

陀螺仪角速率积分和加速度计瞬时值确定载体坐标系 (b 系) 与导航坐标系 (n 系) 的三次转角即航向角 ψ 、俯仰角 θ 和横滚角 γ , 为惯性导航系统的速度解算、位置解算时提供姿态矩阵。姿态矩阵的实时计算和更新是惯性导航系统的主要计算内容。其解算的实时性、解算的精度直接决定着影响着惯性导航的精度及任务的成败^[6]。航向角 ψ 、俯仰角 θ 和横滚角 γ 三个姿态角定义如图 2 所示。

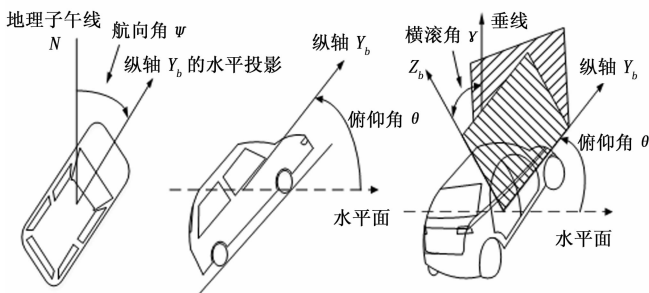


图 2 载体姿态角定义

捷联惯性导航系统中惯性仪表直接固连在载体上, 可以直接给出轴向的线加速度和角速度。通过其建立的“数学平台”, 将空间每个矢量在导航坐标系下进行分解, 计算坐标系之间的相对位置关系, 获得转换到导航坐标系的参量^[7], 进行导航解算, 进而得到运载体的速度和位置。

载体坐标系 (简称 b 系) 是一个正交坐标系, 采用右手定则确立的三维笛卡尔坐标系, 记作 $OX_b Y_b Z_b$ ^[8]。与载体固连, 随载体的转动一起运动^[9], 其原点与载体的重心重合, X_b 轴沿载体的俯仰轴向右、 Y_b 轴沿载体的横滚轴向前、 Z_b 轴沿载体的偏航轴向上。

导航坐标系 (简称 n 系), 一种站内坐标系, 与地理坐标系轴向完全平行, 只是原点不同。采用传统的“东北天”地理坐标系, 记作 $OX_n Y_n Z_n$ 。文中均以地理坐标系作导航坐标系, 进行导航解算时的参考坐标系, 导航坐标系原点位于载体的质心, 始终取观测点为原点。建立的载体坐标系和导航坐标系如图 3 所示。

1.2 姿态更新算法

捷联惯性导航对导航算法的实时性、精确性要求较高。导航算法误差包括姿态算法误差、速度算法误差、位置算法误差。其中姿态算法的精度最为关键, 直接决定比力积分的精度, 进而影响速度、位置解算的精度。姿态算法本身引入的误差应控制在惯性器件引入误差的 5% 内。

载体运动中高频成分产生不可交换性误差, 对姿态解算精度影响很大, 需采用执行频率高的姿态算法才能精确消除误差; 而高阶姿态算法具有较高的精度, 需要更多的计算量, 对计算机处理能力提出较高的要求。因此在姿态算法的选择上必须兼顾实时性和精确性。相对于方向余弦矩阵方法和欧拉角

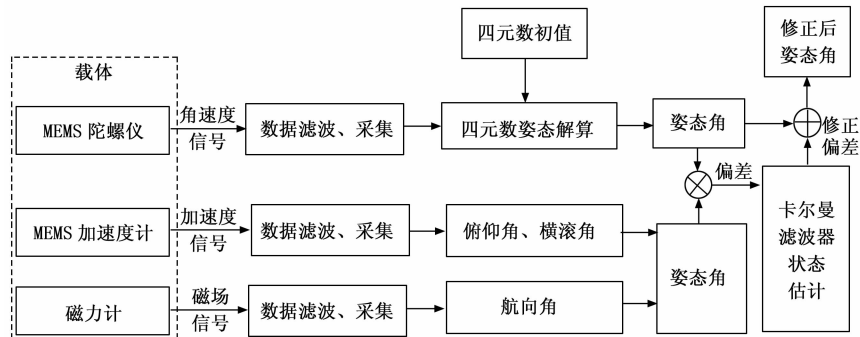


图 1 MIMU 姿态角解算原理图

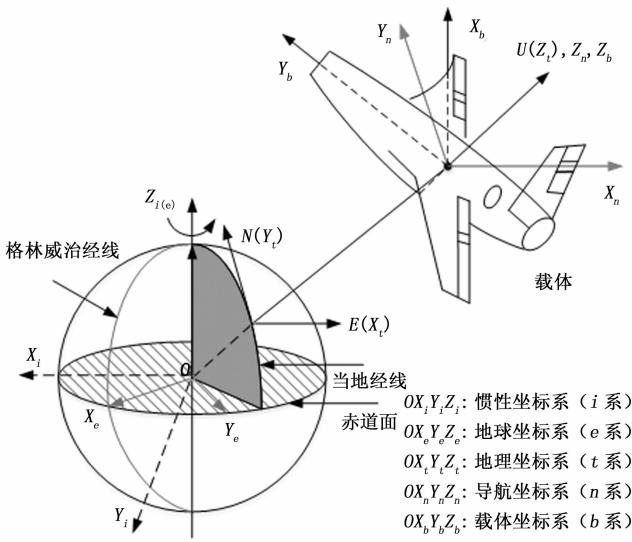


图 3 坐标系示意图

法, 四元数方法以其非奇异性、简便性和计算有效性成为姿态更新的主要方法, 能在高频角速率环境下姿态更新精度更高。本文选用四元数方法对 MEMS 陀螺仪输出的动态旋转角速度信号进行实时姿态解算。

1.2.1 陀螺仪数据姿态解算

1.2.1.1 四元数初始化

选“东—北—天 (E—N—U)”地理坐标系 (e 系) 作为捷联惯导系统的导航参考坐标系, 重新记为 n 系。

设 $q(t) = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 为当前时刻载体的姿态四元数, 其初始化方程如下:

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} - \sin \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} + \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \\ \sin \frac{\psi_0}{2} \cos \frac{\theta_0}{2} \cos \frac{\gamma_0}{2} - \cos \frac{\psi_0}{2} \sin \frac{\theta_0}{2} \sin \frac{\gamma_0}{2} \end{bmatrix} \quad (1)$$

1.2.1.2 四元数更新

四元数微分方程为:

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2}q(t)\omega_{nb}^b - \frac{1}{2}q(t)\omega_{bn}^b = \frac{1}{2}q(t)\omega_{nb}^b \quad (2)$$

写成矩阵形式为:

$$\dot{q}(t) = \frac{1}{2}M'(\omega_{nb}^b)q(t) \quad (3)$$

即:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbx}^b & -\omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b \\ \omega_{nbx}^b & 0 & \omega_{nbz}^b & -\omega_{nby}^b \\ \omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b & 0 & \omega_{nbx}^b \\ \omega_{nbz}^b & \omega_{nby}^b & -\omega_{nbx}^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

要进行姿态矩阵的实时计算和更新, 必须实时求解四元数微分方程, 这里采用龙格—库塔法 (Runge—Kut-

ta)^[9]。

如果一个微分方程为 $\dot{X}(t) = f(X(t), \omega(t))$, 且已知该方程的初始条件, 则其解为:

$$X(t+T) = X(t) + hf(X(t), \omega(t))$$

式中, h 为采样周期^[10]。根据上文, 四元数的更新方程可表示为:

$$\begin{cases} q_0(t+T) = q_0(t) + \frac{T}{2}[-\omega_x(t)q_1(t) - \omega_y(t)q_2(t) - \omega_z(t)q_3(t)] \\ q_1(t+T) = q_1(t) + \frac{T}{2}[\omega_x(t)q_0(t) + \omega_z(t)q_2(t) - \omega_y(t)q_3(t)] \\ q_2(t+T) = q_2(t) + \frac{T}{2}[\omega_y(t)q_0(t) - \omega_z(t)q_1(t) - \omega_x(t)q_3(t)] \\ q_3(t+T) = q_3(t) + \frac{T}{2}[\omega_{zx}(t)q_0(t) + \omega_y(t)q_1(t) - \omega_z(t)q_2(t)] \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 表示陀螺仪在规定周期内完成的 3 个轴向的角速度采样, T 是采样周期。由于四元数是一个四维单位向量, 在完成四元数的更新后需要将其进行单位化处理, 计算公式如下:

$$q_i = \frac{q_i}{\sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2}} \quad (6)$$

1.2.1.3 四元数转换为姿态矩阵与姿态角

四元数运算过程中也需要经过姿态变换矩阵, 用四元数常量代替三角函数运算, 求解姿态角。在完成四元数矩阵的更新之后, 需要将得到的四元数变量转换为可以表示载体运动的方向余弦阵表达式, 再转换成欧拉角^[11]。由四元数变量组成的方向余弦阵如式 (8) 所示:

$$\begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 - q_1^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 + q_0^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中: 姿态矩阵 C_b^n 为:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q_1^2 + q_0^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_2^2 - q_3^2 + q_0^2 - q_1^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 + q_0^2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

至此, 得到了只用四元数中的 4 个变量表示的载体姿态角公式:

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

其中, 矩阵 C_b^n 表示载体系 (b 系) 相对于 n 系的姿态阵。

1.2.2 角速度计和磁力计数据姿态解算

捷联惯性系统载体坐标系和导航(地理)坐标系相互重合时, MEMS 加速度计的测量值为 $A_n = [0 \ 0 \ g]^T$, 磁力计的测量值为: $M_n = [M_N \ 0 \ M_D]^T$ 。

若载体处于任意一个位置时, MEMS 加速度计的测量值为: $A_b = [a_x \ a_y \ a_z]^T$; 磁力计的测量值为: $M_b = [M_x \ M_y \ M_z]^T$ 。

依据方向余弦矩阵, b 系与 n 系的变换关系有:

$$A_b = C_n^b A_n, M_b = C_n^b M_n, \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos\varphi\cos\theta & \sin\varphi\cos\theta & -\sin\theta \\ \cos\varphi\sin\theta\sin\gamma - \sin\varphi\cos\gamma & \sin\varphi\sin\theta\sin\gamma + \cos\varphi\cos\gamma & \cos\theta\sin\gamma \\ \cos\varphi\sin\theta\cos\gamma + \sin\varphi\sin\gamma & \sin\varphi\sin\theta\cos\gamma - \cos\varphi\sin\gamma & \cos\theta\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_N\cos\varphi_m\cos\theta - M_D\sin\theta \\ M_N(\cos\varphi_m\sin\theta\sin\gamma - \sin\varphi_m\cos\gamma) + M_D\cos\theta\sin\gamma \\ M_N(\cos\varphi_m\sin\theta\cos\gamma + \sin\varphi_m\sin\gamma) + M_D\cos\theta\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (10)$$

由上式可解算出俯仰角 θ 和横滚角 γ :

$$\begin{cases} \theta = \arcsin\left(-\frac{a_x}{g}\right) \\ \gamma = \arcsin\left(\frac{a_y}{g\cos\theta}\right) \end{cases} \quad (11)$$

将式代入得到地磁场矢量在 x 、 y 方向的分量:

$$\begin{cases} M_x\cos\theta + M_y\sin\theta\sin\gamma + M_z\sin\theta\cos\gamma = M_N\cos\varphi_m \\ M_x\sin\gamma - M_y\cos\gamma = M_N\sin\varphi_m \end{cases} \quad (12)$$

从而计算出载体相对地磁北极的航向角:

$$\varphi_m = \arctan\frac{M_x\sin\gamma - M_y\cos\gamma}{M_x\cos\theta + M_y\sin\theta\sin\gamma + M_z\sin\theta\cos\gamma} \quad (13)$$

故航向角 $\varphi = \varphi_m + \Delta\varphi$, 其中 $\Delta\varphi$ 为地磁北极与地理北极的夹角。

1.3 卡尔曼滤波器构建

惯性测量过程中存在随机干扰的问题, 在观测的信号中常常夹杂着随机噪声。这就需要采用最优估计理论来得到所需的状态变量^[12-14], 这里采用卡尔曼滤波器(Kalman filter)进行状态估计, 该算法的原理如图 4 所示, X_0 代表初始状态值, P_0 代表初始协方差矩阵, 一般选取为单位矩阵 I 。

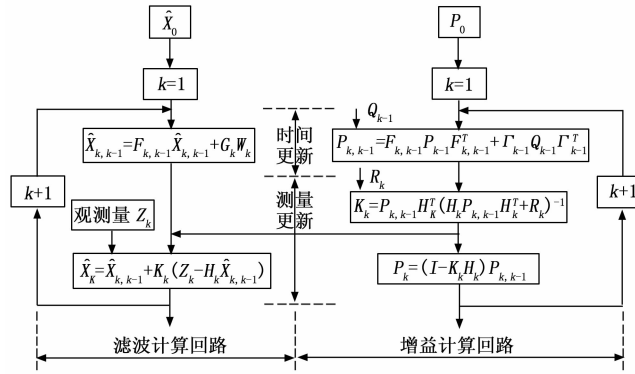


图 4 卡尔曼滤波算法原理图

使用该算法时, 系统状态方程中的参量选为姿态角偏差和陀螺仪的零漂误差; 测量方程由加速度计与磁强计输出数据解算的姿态角和四元数法计算出的姿态角的差值构成。

建立的状态方程如下:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (14)$$

其中: $X = [\Delta A \ \Delta B]^T$, ΔA 表示陀螺仪获取到的姿态角与角速度计和磁力计获得的姿态角偏差, 应满足动态方程: $\Delta\dot{A} = -[\hat{\omega}] \Delta A + \Delta B + W_1(t)$; ΔB 表示陀螺仪的零漂估计噪声, 应满足动态方程: $\Delta\dot{B} = W_2(t)$ 。 $W(t)$ 代表系统噪声, 满足 $W(t) = [W_1(t) \ W_2(t)]^T$, 且为零均值的高斯白噪声, 它的协方差矩阵为 $Q(t)$ 。

状态转移矩阵:

$$F(t) = \begin{pmatrix} -[\hat{\omega}] & I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{pmatrix} \quad (15)$$

噪音驱动矩阵:

$$G(t) = \begin{pmatrix} -I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{pmatrix}$$

测量方程为:

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t)$$

其中: $H(t) = (I_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3})$ 为测量矩阵, 测量噪声 $V(t)$ 为零均值的高斯白噪声, 它的协方差矩阵为 $R(t)$ 。

一般地, 卡尔曼滤波器在计算机上运行, 对状态方程和测量方程采取离散化处理, 为了表述方便, 这里状态和测量方程的变量表示不变。卡尔曼滤波器可以看作状态变量在由观测生成的线性空间的映射, 采用时域状态空间法, 对系统可观测信号进行测量, 以观测测量作为卡尔曼滤波器的输入量, 状态量作为输出量, 根据观测测量修正状态估计量进行迭代从而达到最优估计, 实现对系统的状态进行估计的目的^[15]。

2 实验与测试

2.1 实验条件

为了验证算法对 MEMS 惯性测量单元姿态解算精度补偿的效果, 使用姿态精度为 0.05° 的三轴无磁转台对 MIMU 进行静态姿态测试。利用安装夹具将 MEMS 惯性测量单元

固定于无磁转台上。

使用位置控制精度为 0.1° 的多功能三轴转台进行动态姿态测试。通过对比算法补偿前后的姿态精度得出实验结论。

被测 MIMU 如图 5 所示, 其主要器件包括: 3 个单轴 MEMS 陀螺仪 CRG20、三轴 MEMS 加表 ADIS16210、三轴 MEMS 磁强计选用 HMC5883L 磁力计, 该芯片具有体积小、精度高、自带数字接口的优点。HMC5883L 内置偏差校准装置, 可以使得罗盘精度在 $1\sim 2^\circ$ 。

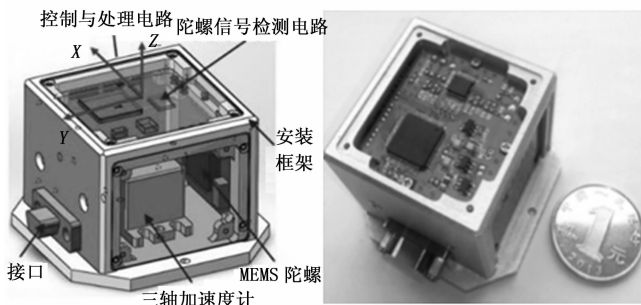


图 5 被测 MIMU 实物图

2.2 测试步骤

- 1) 将被测 MIMU 安装在无磁转台台面中心, 保证其轴向与转台转动轴平行。
- 2) 接通惯组电源, 对被测 MIMU 完成预热。
- 3) 以固定步长分别转动无磁转台 3 个轴向, 在每一个静止角位置采集被测器件原始数据, 利用 USB-TTL 将数据发送至上位机进行采集并保存。
- 4) 将被测 MIMU 安装在惯性测量单元测试标定系统台面中心, 系统调至摇摆模式, 采集被测器件原始数据并保存。
- 5) 对原始数据进行处理并绘图, 取最大姿态误差作姿态精度。

3 结果分析

在传统的姿态解算方法中, 加速度计并不参与航向角的解算, 航向角的测量值完全依赖陀螺仪积分得到。受到陀螺仪的低频积分噪声干扰以及梯形近似积分引入的计算误差影响, 航向角漂移严重。因此, 航向角的测量精度可以很好的反映器件姿态精度。

以静态航向角和动态航向角的补偿前后解算结果绘图, 得到图 6 和图 7。

图 6 可以看出, 经过卡尔曼滤波对四元数的补偿, 四元数解算得到的航向角精度得到了明显提高, 在 10° 范围内并未发生明显漂移。

从图 7 可以看出, 在动态测试过程中, 经过补偿的航向角正负峰值均趋近于转台摇摆幅度, 具有良好的动态跟随效应。相较于补偿之前解算精度有了明显改善。

4 结束语

综上所述, 通过卡尔曼滤波器对四元数的修正,

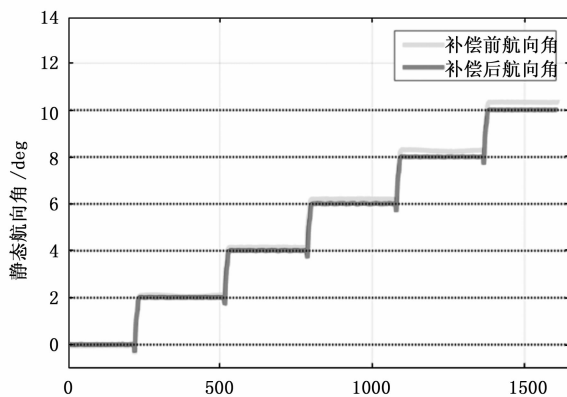


图 6 航向轴静态姿态角

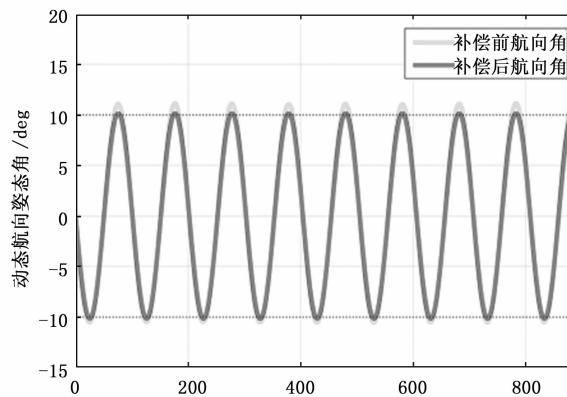


图 7 航向轴动态姿态角

MIMU 的姿态解算精度得到了显著提升。采用基于卡尔曼滤波的四元数姿态解算算法能够增强 MIMU 的动态跟随性能、提升姿态解算精度。通过实验证明了该算法的可行性, 在工程实践中具有一定的应用价值。

参考文献:

- [1] 夏宇强, 张 林, 陈善秋. 一种常规机动下机载 SINS/GPS 组合导航系统的可观性分析 [J]. 导航与控制, 2020, 19 (2): 43-51.
- [2] 王 翔. 基于多传感器的姿态检测系统设计及数据融合算法研究 [D]. 杭州: 杭州电子科技大学, 2018.
- [3] 陶子涵, 高国伟, 徐万芝. 基于 MPU-6050 和 UKF 的姿态测量系统设计 [J]. 传感器世界, 2017, 23 (11): 17-21.
- [4] 于家福, 邢朝洋, 朱政强, 等. MEMS 偏航角速度传感器在旋转导弹稳定回路中的应用 [J]. 导航与控制, 2019, 18 (2): 20-25.
- [5] 臧 岩. 基于微型无人平台导航多传感器信息融合算法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [6] 白 亮, 秦永元, 吴 枫. 捷联惯性组合在舰标定技术研究 [J]. 西北工业大学学报, 2010 (3): 369-374.
- [7] 邓志红, 付梦印, 张继伟, 等. 惯性器件与惯性导航系统 [M]. 北京: 科学出版社, 2012.

(下转第 242 页)