

抗横纵荡影响的船用 MEMS 动态倾角仪算法

孟跃¹, 邹锐¹, 刘伟¹, 王世强², 王昕懿¹, 朱锦成¹

(1. 中船航海科技有限责任公司, 北京 100070; 2. 中海辉固地学服务(深圳)有限公司, 广东深圳 518054)

摘要: [目的]为将微机电系统(MEMS)惯性测量单元构建的动态倾角仪更好地应用于船舶, 克服系泊状态下横荡与纵荡运动即周期几秒至几十秒的加速度变化对倾角仪测量精度的显著影响, [方法]研究相应条件下的倾角仪算法: 利用陀螺测量数据进行姿态四元数更新, 并获得隔离水平姿态角影响的水平加速度计测量值; 在此基础上, 通过误差分析与横纵荡影响分析, 对水平加速度计测量值进行无时延低通滤波; 以水平加速度计测量值的低频分量作为卡尔曼滤波器的观测量, 以水平姿态误差和角速度测量误差为状态量, 进行卡尔曼滤波与姿态闭环校正, 从而使 MEMS 动态倾角仪在船舶系泊状态下长时间保持测量精度。[结果]利用某型 MEMS 动态倾角仪开展横荡/纵荡试验, 在加速度幅值达到 0.8g 的横荡/纵荡条件下, 其测量精度达到 $0.2^\circ(1\sigma)$, [结论]验证所提算法的有效性。

关键词: 低通滤波; 卡尔曼滤波; 动态倾角仪; 横荡纵荡

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **【DOI】** 10.13788/j.cnki.cbge.2026.03.13

Algorithm of Marine MEMS Dynamic Inclinometer Resistant to Effect of Sway and Surge

MENG Yue¹, ZOU Rui¹, LIU Wei¹, WANG Shiqiang², WANG Xinyi¹, ZHU Jincheng¹
(1. CSSC Marine Technology Co., Ltd., Beijing 100070, China; 2. China Offshore Fugro Geosolutions (Shenzhen) Co., Ltd., Shenzhen 518054, Guangdong, China)

Abstract: [Purpose] In order to apply the dynamic inclinometers based on low-cost micro electro mechanical systems (MEMS) inertial measurement units to ships conveniently, it is necessary to overcome the significant impact of the ship sway and surge motion in moored condition, which are periodic acceleration changes of several seconds to tens of seconds, on inclinometer measurements. [Method] The algorithm for inclinometers in the situation is studied. Gyroscope measurements are used for attitude quaternion update. Then the horizontal accelerometer measurement values without the effects of roll and pitch are obtained. On this basis, the error analysis and impact analysis of sway and surge is carried out. The horizontal accelerometer measurement values are put through a low-pass filter with zero-phase-delay. Then Kalman filtering is performed using the low frequency component of horizontal accelerometer measurement values as the observation of the Kalman filter, and horizontal attitude errors and angular velocity measurement errors as state variables. Attitude closed-loop correction is conducted to make the MEMS dynamic inclinometer keeping the expected accuracy in a long time when the ship is moored. [Result] An experiment is conducted using a certain type of MEMS dynamic inclinometer to validate the algorithm of reducing the effect of sway and surge. The measurement accuracy reached $0.2^\circ(1\sigma)$ with an acceleration amplitude of 0.8g in the experiment, [Conclusion] verifying the effectiveness of the algorithm.

Key words: low pass filter; Kalman filter; dynamic inclinometer; sway and surge

收稿日期: 2025-03-26; 修回日期: 2025-06-21

作者简介: 孟跃(1992—), 女, 博士、高级工程师。研究方向: 船用导航技术。

0 引言

倾角仪是用于测量物体水平倾角的仪器，在测绘、测井、平台监控与机器控制等领域具有广泛应用。在测绘、测井等仅需静态测量水平姿态角的场景中，一般采用由相互正交的三轴加速度计来构建倾角仪的核心传感器^[1]；在机器控制等长时间存在动态变化的场景中，由三轴加速度计和三轴陀螺仪组成的惯性测量单元（Inertial Measurement Unit, IMU）作为核心传感器的倾角仪更为适用^[2]。

基于微机电系统（Micro Electro Mechanical Systems, MEMS）IMU的动态倾角仪凭借其低成本优势，正迅速拓展其应用范围，可用于船舶等对水平姿态角测量精度要求相对宽松的场景。然而，船舶在系泊状态下会发生横荡与纵荡，由此产生周期为几秒至几十秒的加速度变化。若采用静态条件下依靠加速度计感知重力分量的原理进行计算，会受到真实运动加速度的严重干扰。杨海等^[3]分别对加速度计和陀螺的输出进行了低通滤波，随后采用互补滤波进行融合处理，该方法可应对高频振动冲击，但对周期为几秒至几十秒的加速度运动难以解决。GRYAZIN等^[4]对陀螺输出进行高通滤波以滤除陀螺常值漂移，同时对加速度计输出直接进行低通滤波以滤除真实加速度运动的影响。然而，当船体姿态角变化周期与横纵荡周期相近时，姿态变化引起的重力加速度分量变化可能被一并滤除，从而损失有效信息。修睿等^[5]借鉴惯性导航解算原理与误差方程对加速度计与陀螺输出进行卡尔曼滤波融合，并采用零速修正以抑制误差发散；该算法能在周期性运动结束后静止时恢复测量精度，但应输入初始位置信息，不能满足倾角仪在海上的应用条件。陈华金^[6]在卡尔曼滤波的基础上采用自适应滤波以降低发动机等振动加速度的影响，但难以直接应对横荡、纵荡等低频运动加速度，且工程中参数调整较为困难。此外，航姿参考系统中常用的Mahony算法等^[7]会用于低成本MEMS IMU的姿态测量，但其参数调节复杂，且未考虑海上横荡与纵荡环境的影响。

目前，市场上常见船用电子倾角仪产品的横摇与纵摇角指示误差通常标称为测量值的5%或 $\pm 1^\circ$ 中的较大值，如南京领路航海科技有限公司的IM330

$$C_{n,b} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\gamma & \sin\theta \sin\gamma & -\cos\theta \sin\gamma \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ \sin\gamma & -\sin\theta \cos\gamma & \cos\theta \cos\gamma \end{bmatrix} \quad (2)$$

i 系为地心惯性坐标系，其为右手坐标系，原点在地球中心， Z 轴沿极轴指向北极， X 轴在地球赤道

型、南京宁禄科技有限公司的EI330型、无锡新阳升电气有限公司的NEI-3000型以及英国NAVITRON SYSTEMS有限公司的NT1000型船用电子倾角仪等，大连海恩荷德电器有限公司的HG EI-10(H)型产品的横摇与纵摇角指示误差标称为测量值的3%或 $\pm 0.5^\circ$ 中的较大值。与一般陆用MEMS动态倾角仪相比，船用电子倾角仪精度较低的一个重要原因是海上大幅值横荡与纵荡环境的影响，因此有必要开展针对性研究以提升其测量精度。

针对船舶在较大横荡与纵荡条件下的动态倾角仪使用需求，本文采用陀螺测量数据进行姿态四元数更新，并利用姿态信息计算水平方向上的加速度计测量值，从而隔离水平姿态角的影响；在此基础上，通过误差分析与横纵荡影响分析，推导姿态输出误差公式，据此设计卡尔曼滤波器。将水平方向的加速度经无时延低通滤波^[8]后作为卡尔曼滤波器的观测量，以降低横荡与纵荡对加速度计测量值的影响，通过估计姿态误差状态量实现姿态闭环校正，使MEMS动态倾角仪在船舶系泊状态下能长时间保持测量精度。

1 动态倾角仪测量基本原理

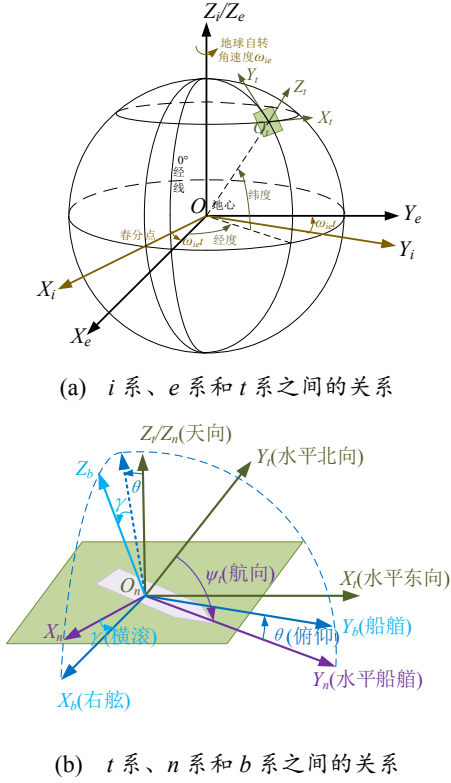
动态倾角仪的载体坐标系（ b 系）定义为与船舶质心固连的右前上坐标系，其输出的俯仰角与横滚角为 b 系相对于东北天地理坐标系（ t 系）的姿态角。航向角输出须依赖磁罗经或电罗经等外部输入辅助，相关辅助算法不在本文讨论范围内。为此，本文定义导航坐标系（ n 系）为当地地理坐标系绕 Z 轴旋转，使 Y 轴与船首指向重合所得的坐标系，即 n 系与 t 系之间仅相差一个地理航向角，二者间的姿态转换矩阵 $C_{t,n}$ 可表示为

$$C_{t,n} = \begin{bmatrix} \cos\psi_t & \sin\psi_t & 0 \\ -\sin\psi_t & \cos\psi_t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中： ψ_t 为船舶在地理系下的航向角。

根据定义， b 系与 n 系之间的姿态转换只须2个欧拉角：俯仰角 θ 和横滚角 γ ，姿态转换矩阵 $C_{n,b}$ 为

平面上指向春分点，陀螺和加速度计的理论原始测量值分别为 b 系相对于 i 系的角速度和比力。 i 系、 e 系、 b 系、 t 系和 n 系之间的关系见图1。


 (a) i 系、 e 系和 t 系之间的关系

 (b) t 系、 n 系和 b 系之间的关系

图 1 常用坐标系间的关系示意

Fig. 1 Schematic Diagram of Relationship Between Used Coordinate Systems

在静态情况下, 根据加速度计测量值与重力加速度的关系可计算出 2 个水平姿态角 θ 和 γ , 公式为

$$\mathbf{f}_{ib,b} = [\mathbf{f}_{ibx,b} \quad \mathbf{f}_{iby,b} \quad \mathbf{f}_{ibz,b}]^T \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}_{ibx,b} \\ \mathbf{f}_{iby,b} \\ \mathbf{f}_{ibz,b} \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{n,b} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \cos \theta \sin \gamma \\ g \sin \theta \\ g \cos \theta \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \theta = \arcsin(\mathbf{f}_{iby,b}/g) \\ \gamma = \arctan(-\mathbf{f}_{ibx,b}/\mathbf{f}_{ibz,b}) \end{cases} \quad (5)$$

式 (3) ~ 式 (5) 中: $\mathbf{f}_{ib,b}$ 为加速度计测量的真实比力; g 为当地重力加速度。

当存在运动时, 加速度计测量到的不仅包含重力加速度, 还包含运动加速度和牵连加速度为

$$\mathbf{f}_{ib,b} = \mathbf{C}_{n,b} [\dot{\mathbf{V}}_n + (2\boldsymbol{\omega}_{ie,n} + \boldsymbol{\omega}_{en,n})\mathbf{V}_n - \mathbf{g}_n] \quad (6)$$

式中: $\dot{\mathbf{V}}_n$ 为 n 系下的运动加速度; \mathbf{V}_n 为 n 系下的运动速度; $\mathbf{g}_n = [0 \quad 0 \quad -g]^T$ 为 n 系下的重力加速度矢量; $\boldsymbol{\omega}_{ie,n}$ 为 n 系下的地球自转角速度; $\boldsymbol{\omega}_{en,n}$ 为 n 系相对于地球坐标系 (e 系) 的转动角速度。

单独依靠加速度计信息无法完成水平姿态角的解算, 必须结合陀螺的测量信息。陀螺能测量载体坐标系相对于惯性系 (i 系) 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{ib,b}$, 在给定初始姿态并扣除导航系相对于惯性系的运动角速度

后, 可持续更新 b 系相对于 n 系的姿态角。需要注意的是, MEMS 陀螺漂移较大, 可达每小时数百度的量级, 无法长时间保持姿态测量精度, 因此需结合加速度计与陀螺信息以长时间保持姿态测量精度。

2 倾角仪算法设计

2.1 姿态与水平加速度更新

根据加速度计测量值获得初始水平姿态角, 加速度计测量平均值根据式 (5) 进行计算为

$$\begin{cases} \tilde{\theta}_0 = \arcsin(\bar{\mathbf{f}}_{iby,b}/g) \\ \tilde{\gamma}_0 = \arctan(-\bar{\mathbf{f}}_{ibx,b}/\bar{\mathbf{f}}_{ibz,b}) \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\tilde{\theta}_0$ 和 $\tilde{\gamma}_0$ 分别为初始俯仰角和航向角; \sim 为带有误差的测量值, $\bar{\cdot}$ 为平均值。

根据式 (2) 计算初始姿态矩阵 $\tilde{\mathbf{C}}_{b,n}$ 。在此基础上进行姿态更新, 也可参考 ASSEFINEW 等^[9] 转换为姿态四元数后进行更新, 公式为

$$\tilde{\mathbf{C}}_{b,n} = \tilde{\mathbf{C}}_{b,n} (\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{nb,b} \times) \quad (8)$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{nb,b}$ 为 b 系相对于 n 系的运动角速度在 b 系下的投影, 考虑到 MEMS 陀螺的误差水平, 取 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{ib,b}$ 。

完成姿态矩阵更新后, 可计算 n 系下的加速度为

$$\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} = \tilde{\mathbf{C}}_{n,b} \cdot \tilde{\mathbf{f}}_{ib,b} + \mathbf{g}_n \quad (9)$$

式中: $\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n}$ 为载体在 n 系下的运动加速度矢量测量值。

2.2 姿态误差分析

设 $\boldsymbol{\phi} = [\phi_x \quad \phi_y \quad \phi_z]^T$ 为姿态矩阵的平台偏角为

$$\tilde{\mathbf{C}}_{n,b} = [\mathbf{I} - (\boldsymbol{\phi} \times)] \mathbf{C}_{n,b} \quad (10)$$

根据惯性导航误差方程^[10] 可得姿态误差微分为

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = -\delta\boldsymbol{\omega}_{nb,n} = -\mathbf{C}_{b,n} \delta\boldsymbol{\omega}_{nb,n} = -\mathbf{C}_{b,n} \boldsymbol{\varepsilon}_b - \boldsymbol{\omega}_{ie,n} \quad (11)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}_b$ 为 3 个陀螺的角速度测量误差。

在加速度更新过程中, 与式 (6) 相比, 式 (9) 缺少 $(2\boldsymbol{\omega}_{ie,n} + \boldsymbol{\omega}_{en,n})\mathbf{V}_n$ 项, 这是因为船舶处于系泊状态, 其影响相较于 MEMS 加速度计较小, 不再在加速度误差中体现。由此得到 n 系下的加速度误差为

$$\delta\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} = \mathbf{f}_{ib,n} \times \boldsymbol{\phi} + \mathbf{C}_{b,n} \mathbf{V}_b, \quad \mathbf{f}_{ib,n} = \mathbf{C}_{b,n} \mathbf{f}_{ib,b} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{f}_{ib,n}$ 为 n 系下的比力; \mathbf{V}_b 为 3 个加速度计的测量误差。

若船舶在系泊状态下无横荡与纵荡, 则 n 系下的加速度在水平方向上的真实值为 0, 由式 (9) 得的 n 系加速度测量值 $\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n}$ 在水平方向上的数值为测量误差, 即 $\delta\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} = \tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} - 0$ 。然而, 当有横荡与纵荡时, 加速度在水平方向上存在真实值, 测量误差为

$$\delta\tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} = \tilde{\mathbf{a}}_{nb,n} - \dot{\mathbf{V}}_n \quad (13)$$

应注意的是, 横摇与纵摇角的变化会使加速度计的原始输出 (即 b 系下的测量值) 呈现几秒至几十秒的周期性波动。利用姿态矩阵将加速度计原始输出转换至水平面 (n 系), 即可隔离横摇与纵摇周期

变化的影响。此时， n 系下加速度计的水平输出理论上仅包含横荡与纵荡运动加速度，以及由姿态误差和加速度计零偏引起的误差，见式(12)和式(13)。因此，若不对横荡与纵荡加速度进行处理，将导致俯仰角与横滚角出现误差，具体公式为

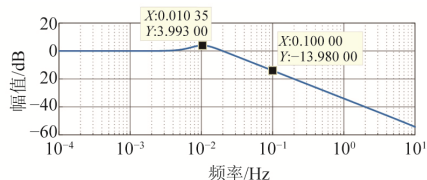
$$\delta\theta = a_{nby,n}/g, \quad \delta\gamma = -a_{nbx,n}/g \quad (14)$$

式中： $a_{nbx,n}$ 和 $a_{nby,n}$ 分别为横荡和纵荡的加速度。

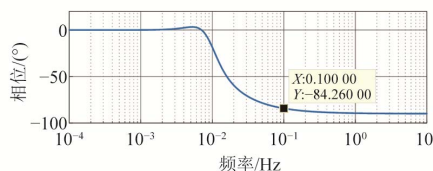
若存在 0.1 m/s^2 的横荡加速度，则会造成 0.585° 的横滚角误差，因此必须对横荡和纵荡加速度进行处理。

2.3 加速度无时延低通滤波

由第2.2节分析可知，在存在横荡与纵荡的情况下，水平方向上存在真实的运动加速度，因此无法直接利用 $\tilde{a}_{nb,n}$ 作为测量误差进行卡尔曼滤波估计。本文根据横荡与纵荡加速度具有几秒至几十秒周期性的特点^[11]，对 $\tilde{a}_{nb,n}$ 进行无时延低通滤波，以消除



(a) 幅频特性



(b) 相频特性

图2 无时延低通滤波器幅相特性

Fig. 2 Amplitude and Phase Characteristics of Zero-Phase-Delay Low-Pass Filter

2.4 卡尔曼滤波器设计

当船舶处于系泊状态时，舰船姿态角变化较小，选择2个水平方向的失准角、2个水平方向的角速度测量误差作为状态量，共4维状态量，具体为

$$\mathbf{X} = [\phi_x \quad \phi_y \quad \delta\omega_{nbx,n} \quad \delta\omega_{nby,n}]^T \quad (16)$$

根据式(10)可得状态量的更新方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_x \\ \dot{\phi}_y \\ \delta\dot{\omega}_{nbx,n} \\ \delta\dot{\omega}_{nby,n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\delta\omega_{nbx,n} \\ -\delta\omega_{nby,n} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_{\phi x} \\ w_{\phi y} \\ w_{\omega nbx} \\ w_{\omega nby} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中： $w_{\phi x}$ 、 $w_{\phi y}$ 、 $w_{\omega nbx}$ 和 $w_{\omega nby}$ 分别为各状态量对应的系统噪声。

由此可得，系统状态的转移矩阵为

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

经第2.3节无时延低通滤波后，将导航系下水平方向的加速度低频分量 $\tilde{a}_{nbx,n,l}$ 和 $\tilde{a}_{nby,n,l}$ 作为卡尔曼滤波器的观测量，其与状态量的关系为

其影响。滤波后获得的低频分量 $\tilde{a}_{nb,n}$ 即为基于第2.1节所述姿态更新与加速度更新计算得到的加速度误差，也与式(12)对应。

以滤除周期 $<10 \text{ s}$ (0.1 Hz)的横荡与纵荡加速度且几乎不存在时延为目的设计低通滤波器。由于互补滤波法中对应的高通滤波器 $H_h(s)$ 在阻通过渡带的幅频特性不够理想，其对应的截止频率应 $<0.1 \text{ Hz}$ 。本文选用IIR型3阶巴特沃斯高通滤波器^[7]，将其截止频率设为 0.01 Hz 。相应地，所需要的无时延低通滤波器的传递函数为

$$H_l(s) = 1 - H_h(s) \quad (15)$$

其幅频与相频特性见图2。由图2可知，该滤波器在大约 0.01 Hz 处存在峰值约 4 dB 的增益，这是低频段相频特性改善的代价；同时，其对 0.1 Hz （周期为 10 s ）信号的衰减达到了 13.98 dB ，能对周期 $<10 \text{ s}$ 的横荡与纵荡运动加速度起到较好的衰减作用。

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{a}_{nbx,n,l} \\ \tilde{a}_{nby,n,l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -f_{ibz,n} \\ f_{ibz,n} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_x \\ \phi_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{fx} \\ v_{fy} \end{bmatrix} \quad (19)$$

式中： v_{fx} 和 v_{fy} 为观测量的观测噪声。

观测矩阵为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & -f_{ibz,n} & 0 & 0 \\ f_{ibz,n} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

根据上述卡尔曼滤波模型进卡尔曼滤波^[9]，得到状态量估计值后，对姿态矩阵进行反馈校正公式为

$$\mathbf{C}_{b,n_mod} = [I + (\phi \times)] \tilde{\mathbf{C}}_{b,n}, \quad \phi = [\phi_x \quad \phi_y \quad 0]^T \quad (21)$$

算法总体流程见图3。

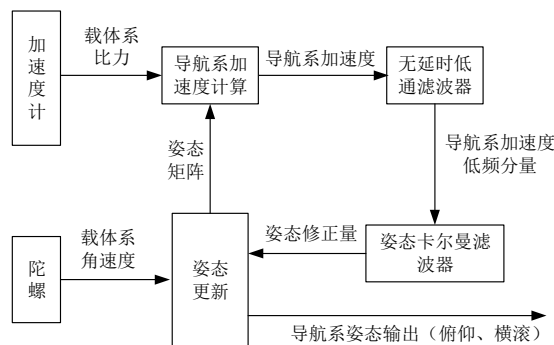


图3 算法总体流程图

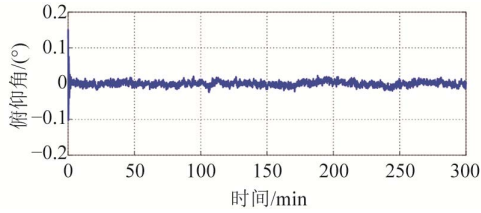
Fig. 3 Overall Flowchart of Algorithm

3 试验验证

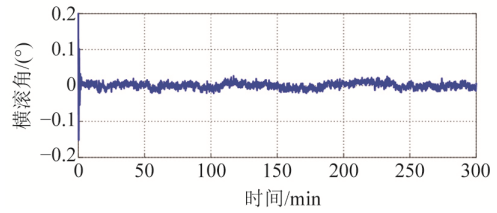
为验证本文提出的抗横荡与纵荡算法, 采用标称加速度计零偏值为 $2 \text{ mg}(1\sigma)$ 、陀螺漂移值为 $0.2^\circ/\text{s}(1\sigma)$ 的某型 MEMS 动态倾角仪分别进行静态测试试验、摇摆台测试试验和滑轨测试试验, 分别测试动态倾角仪的静态测量精度、摇摆测量精度和存在横荡/纵荡干扰时的测量精度。精度计算参照 SJ 20873—2003 《倾斜仪、水平仪通用规范》^[12], 为

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (A_i - \bar{A})^2} \quad (22)$$

式中: N 为采样点个数; A_i 为第 i 个采样点的值; \bar{A} 为采样点的平均值。



(a) 俯仰角



(b) 横滚角输出曲线

图 4 静态测试试验倾角仪俯仰和横滚角输出曲线

Fig. 4 Pitch and Roll Angle Output Curve of Inclinometer in Static Testing Experiment

3.2 摇摆台测试试验结果

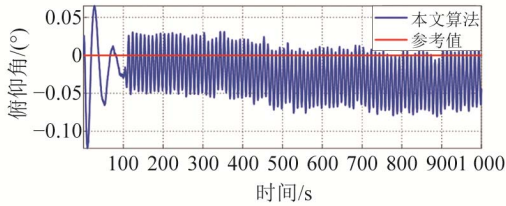
将 MEMS 倾角仪安装双轴转台上, 使其 Y 敏感轴与转台的水平旋转轴平行。设置转台以周期为 10 s 、幅值为 10° 进行摇摆运动。

在周期为 10 s 、幅值为 10° 的摇摆试验中, MEMS 倾角仪输出的俯仰角、横滚角曲线见图 5, 其与参考

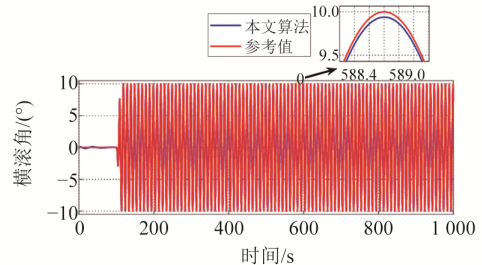
3.1 静态测试试验结果

将动态倾角仪水平安装于大理石平板上, 使其 X 、 Y 敏感轴与大理石平板平行。设备连续通电测试 6 h , 实时采集动态倾角仪输出的姿态信息, 并根据式 (22) 计算测量精度。

在静态试验中, 参与测试的 MEMS 倾角仪输出的俯仰角、横滚角曲线见图 4。俯仰角静态测量精度为 $0.007^\circ(1\sigma)$, 横滚角静态测量精度为 $0.009^\circ(1\sigma)$, 低于标称的加速度计零偏造成的误差 $2 \text{ mg}/\text{g} \approx 0.11^\circ$, 表明仪器在静态条件下具有良好的测量精度与长时间稳定性。



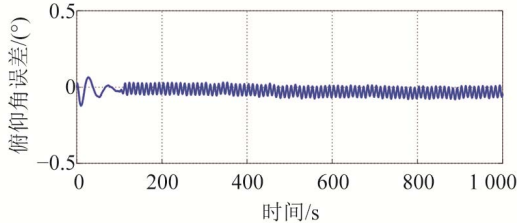
(a) 俯仰角



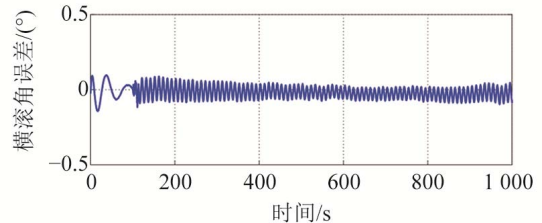
(b) 横滚角

图 5 摇摆测试试验倾角仪俯仰横滚角输出与参考值对比曲线

Fig. 5 Comparison Curve Between Pitch and Roll Angle Output of Inclinometer and Reference Values in Swing Testing Experiment



(a) 俯仰角



(b) 横滚角

图 6 摇摆测试试验倾角仪俯仰横滚角输出误差曲线

Fig. 6 Pitch and Roll Angle Output Error Curve of Inclinometer in Swing Testing Experiment

3.3 滑轨测试试验结果

为模拟船舶的横荡，将倾角仪水平安装于滑轨上，并使其X敏感轴与滑轨运动方向平行，滑轨测试试验见图7。

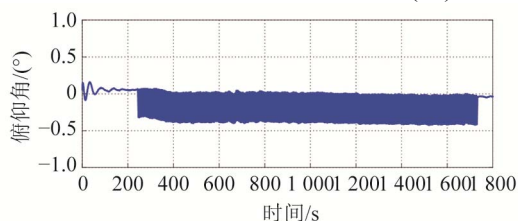


图7 滑轨测试试验照片

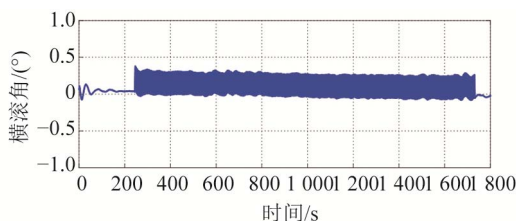
Fig. 7 Photo of the Slide Rail Testing Experiment

设置滑轨以幅值为0.65 m进行正弦运动。试验中，采用纵摇/横摇测量精度标称为 0.01° (RMS)的PHINS型号高精度惯性导航系统来确定横滚和俯仰角的基准值；试验前，通过转台将MEMS倾角仪与PHINS系统的输出统一标定至同一安装面；试验时，将MEMS倾角仪和PHINS系统同时安装在滑轨上并同步采集数据，以PHINS的输出作为基准值来测量倾角仪的误差。试验期间，倾角仪三轴加速度计的原始输出见图8，由图8可知：X轴方向存在幅值 $>0.8g$ 的运动加速度。若仅依据加速度计测量值并按式(5)计算俯仰角，将引起 $\arctan(0.8g/g) \approx 38.66^\circ$ 的角度误差。

倾角仪输出的俯仰角与横滚角曲线见图9。为验证本文算法抗横荡与纵荡影响的效果，对比广泛使用的航姿算法^[7]与本文新算法的输出结果(见图10)。可以看出，航姿算法受横荡影响显著，误差 $>4.93^\circ$ ，新算法则能有效抑制该影响。根据式(20)计算的俯仰角与横滚角的测量精度分别为 0.145° (1σ)和



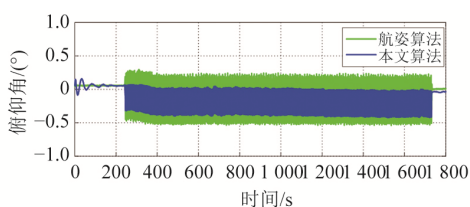
(a) 俯仰角



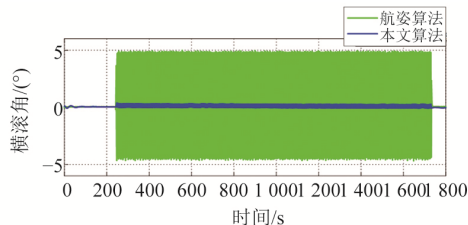
(b) 横滚角

图9 模拟横荡试验中倾角仪俯仰和横滚角输出曲线

Fig. 9 Pitch and Roll Angle Output Curve of Inclinometer in Experiment Simulating Swaying



(a) 俯仰角

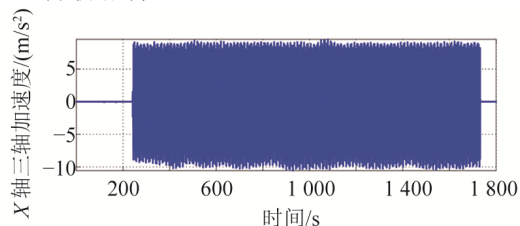


(b) 横滚角

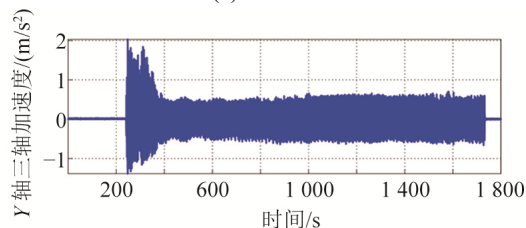
图10 模拟横荡试验中采用2种算法的俯仰和横滚角输出曲线对比图

Fig. 10 Pitch and Roll Angle Output Curves of Two Algorithms in Experiment Simulating Swaying for Comparison

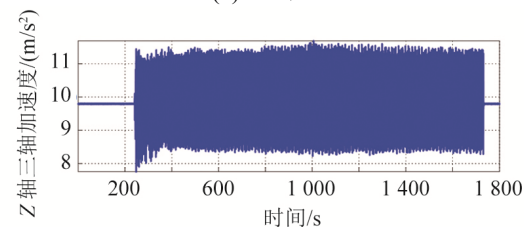
0.102° ($7^\circ(1\sigma)$)。由于横荡加速度主要作用于X轴，根据式(5)可知其影响主要体现在俯仰角输出上，这与理论分析相符。



(a) X轴



(b) Y轴

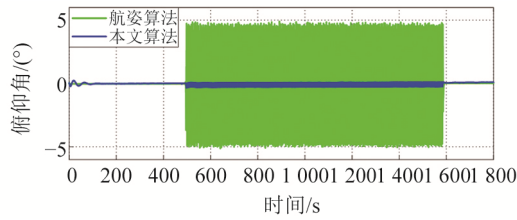


(c) Z轴

图8 模拟横荡试验中倾角仪的三轴加速度计原始输出

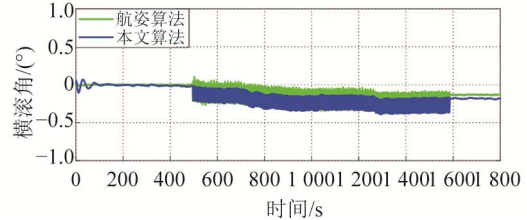
Fig. 8 Raw Output of Three Accelerometers in Inclinometer in Experiment Simulating Swaying

同理, 为模拟船舶的纵荡, 将MEMS倾角仪Y敏感轴与滑轨运动方向平行, 设置滑轨以幅值为0.65 m进行正弦运动。2种算法在此条件下的输出对



(a) 俯仰角

比见图11。采用本文新算法得到的俯仰角与横滚角测量精度分别为 $0.110\ 3^\circ(1\sigma)$ 和 $0.115\ 2^\circ(1\sigma)$, 可以看出, 本文算法可很好地降低纵荡的影响。



(b) 横滚角

图 11 模拟纵荡试验中采用 2 种算法的俯仰和横滚角输出曲线对比图

Fig. 11 Pitch and Roll Angle Output Curves of Two Algorithms in Experiment Simulating Surging for Comparison

以上3种试验的测试结果见表1, 本文提出的算法在静态、摇摆及横/纵荡等多种船舶系泊环境下均能满足测量精度达到 $0.2^\circ(1\sigma)$, 适应性强, 且与航姿算法相比, 在横荡与纵荡环境中的表现均较为优异。

表 1 MEMS 动态倾角仪测试试验结果

Tab. 1 Experimental Results of MEMS Dynamic Inclinometer

试验类型	俯仰角测量精度(1σ)/($^\circ$)	横滚角测量精度(1σ)/($^\circ$)
6 h 静态	0.007 0	0.009 0
周期 10 s 幅值 10° 摇摆	0.039 5	0.047 1
模拟横荡的滑轨	0.145 1	0.102 7
模拟纵荡的滑轨	0.110 3	0.115 2

4 结论

本文对船舶在系泊状态下使用的MEMS动态倾角仪进行了算法研究, 提出了抗横荡与纵荡影响的新算法。首先, 介绍了常规动态倾角仪的基本测量原理, 通过误差分析明确了横荡与纵荡的影响机制。其次, 新算法基于陀螺数据进行姿态更新, 对已隔离水平姿态角影响的加速度计测量值进行无时延低通滤波, 并将其低频分量作为卡尔曼滤波器的观测值, 通过估计姿态误差状态量实现姿态闭环校正。无时延低通滤波可显著衰减具有周期特性的横荡与纵荡加速度, 结合卡尔曼滤波与闭环修正, 使船用MEMS动态倾角仪在无须外部位置等信息辅助的情况下能长时间保持测量精度。为验证算法性能, 本文采用某型MEMS动态倾角仪开展了静态、摇摆及滑轨试验。其中, 模拟横荡/纵荡的滑轨试验加速度幅值达到 $0.8g$, 3种试验中的俯仰角与横滚角的测量精度均达到 $0.2^\circ(1\sigma)$, 验证了该算法良好的环境适应性和对横荡与纵荡影响的有效抑制。受试验条件限制, 本文仅针对单自由度运动进行了验证, 未来计划开展多自由度耦合运动(如横荡与纵荡的复合运动)的测试, 并推进湖试、海试等外场试验。

参考文献:

- [1] 许玛丽. 国内外随钻测量技术现状与展望[J]. 化工管理, 2019(17): 109-110.
XU M L. Current Status and Prospects of MWD Technology at Home and Abroad[J]. Chemical Enterprise Management, 2019(17): 109-110.
- [2] 班朝, 任国营, 王斌锐, 等. 基于 IMU 的机器人姿态自适应 EKF 测量算法研究[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(2): 33-39.
BAN Z, REN G Y, WANG B R, et al. Research on Self-Adaptive EKF Algorithm for Robot Attitude Measurement Based on IMU[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(2): 33-39.
- [3] 杨海, 冯选璋, 单代伟, 等. 基于 UKF 与互补滤波的随钻 IMU 井斜动态测量方法[J]. 中国惯性技术学报, 2022, 30(2): 141-147.
YANG H, FENG X Z, SHAN D W, et al. A Well Deviation Dynamic Measurement Method of While-Drilling IMU Based on UKF and Complementary Filtering[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2022, 30(2): 141-147.
- [4] GRYAZIN D G, PADERINA T V. Development of a MEMS-Based Electronic Inclinometer Free from the Effect of Translational Accelerations[J]. Gyroscopy and Navigation, 2023, 14(2): 129-137.
- [5] 修睿, 孙丽艳, 郭思诺. 基于融合滤波的 MEMS 动态倾角仪算法设计[J]. 导航与控制, 2023, 22(4): 81-90.
XIU R, SUN L Y, GUO S N. Design of MEMS Dynamic Inclinometer Algorithm Based on Fusion Filtering[J]. Navigation and Control, 2023, 22(4): 81-90.
- [6] 陈华金. 高精度动态倾角仪误差补偿技术研究[D]. 广州: 广州大学, 2024.
CHEN H J. Research on Error Compensation Technology of High Precision Dynamic Inclinometer [D]. Guangzhou: Guangzhou University, 2024.

(下转第 132 页)