

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2514475

外速度辅助的低成本水平姿态测量方法

奔粤阳, 龚 胜, 王健成, 孙 炎, 李 倩

(哈尔滨工程大学智能科学与工程学院 哈尔滨 150001)

摘 要:在低成本捷联惯性导航系统(SINS)中,水平姿态的解算依赖于加速度计提供的比力测量值来跟踪重力矢量。在机动条件下,加速度计测量的比力信息耦合了运动加速度与重力加速度,二者难以有效分离,导致基于重力矢量参考的水平姿态解算误差增大,严重制约了低成本捷联惯导系统在动态场景下的实用性与可靠性。故提出一种无需复杂动态建模和特定场景假设的外速度辅助的低成本水平姿态测量方法。该方法的核心在于利用外部提供的速度信息来直接估计并补偿由运动加速度引起的水平姿态误差。首先,根据微机电系统(MEMS)惯性传感器的精度特性对捷联惯性导航更新算法及误差模型合理简化;其次,深入推导并建立了东向/北向速度增量误差与水平失准角之间的解析关系;基于此,利用外部速度信息构建量测方程,直接估计由运动加速度引起的水平失准角,进而实现对水平姿态的实时修正。为验证该方法的有效性,分别进行了模拟摇摆环境的转台试验及真实机动条件下的车载试验。试验结果表明,该方法的水平姿态测量精度优于 0.02° (RMS);在摇摆环境下,与基于重力矢量参考的水平姿态测量方法精度相当;在机动条件下,较常规组合导航算法,纵摇角、横摇角均方根误差(RMSE)分别降低了44.8%和47.3%,验证了其在动态环境下的有效性和鲁棒性。

关键词:水平姿态测量;外速度辅助;低成本惯性测量组件

中图分类号: TH89 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.99

Low-cost method of horizontal attitude measurement aided by the external velocity

Ben Yueyang, Gong Sheng, Wang Jiancheng, Sun Yan, Li Qian

(College of Intelligent Systems Science and Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract:In low-cost strapdown inertial navigation systems (SINS), the determination of horizontal attitude relies on the specific force measurements of accelerometers to track the gravity vector. However, the specific force measured by accelerometers couples motion acceleration and gravitational acceleration under the maneuvering conditions. Both components are difficult to separate effectively, leading to the increased errors of gravity-referenced horizontal attitude estimation and severely restricting the practicability and reliability of low-cost SINS in dynamic scenarios. To address this issue, this paper proposes a low-cost horizontal attitude measurement method aided by the external-velocity, which avoids the complex dynamic modeling and specific scenario assumptions. The core of this method is to use the external velocity information to directly estimate and compensate the horizontal attitude errors caused by motion accelerations. First, the SINS update algorithm and error model are simplified according to the accuracy characteristics of microelectro-mechanical system (MEMS) inertial sensors. Second, an analytical relationship between the east/north velocities and the horizontal misalignment angle is established. Accordingly a measurement equation is constructed using the external velocity information to directly estimate the horizontal misalignment angle induced by the motion acceleration, thereby enabling the real-time correction of horizontal attitude. To verify the effectiveness of proposed method, both the turntable tests simulating a swaying environment and vehicle tests under the real maneuvering conditions were conducted. Experimental results indicate that the horizontal attitude measurement accuracy of the proposed method is better than 0.02° (RMS), which is comparable to that of the gravity-referenced method in the swaying environment. Under the maneuvering conditions, the root mean square errors (RMSE) of pitch and roll are reduced by 44.8% and 47.3% compared with the conventional integrated navigation algorithms. These results demonstrate the effectiveness and robustness of the proposed method in dynamic environments.

Keywords:horizontal attitude measurement; external velocity aid; low-cost inertial measurement unit

0 引言

在船舶及海工装备、无人机、工程机械等运载体的导航控制与运动补偿中,获取其精确的水平姿态(即纵摇和横摇)等运动参数信息是至关重要^[1-2]。惯性测量组件由三轴加速度计和三轴陀螺仪组成,是用于实时追踪刚体位姿的关键传感器。随着微机电系统(microelectromechanical system, MEMS)技术的快速发展与革新, MEMS 惯性传感器以其微型化、低成本、低功耗、轻量化等优势在惯性测量领域有了越来越多的应用。目前低成本惯性传感器受限于陀螺仪精度低,尚未实现自主导航解算的任务要求,直接对陀螺仪测量值积分会导致误差累积,因此主要利用加速度计测量比力矢量精度高的特点应用在水平姿态测量、动态检测等简化领域^[3-4]。当载体处于静止或摇摆状态时,加速度计仅敏感当地重力矢量,可以利用重力投影法修正陀螺漂移造成的误差,获得较高精度的水平姿态信息。而载体在机动状态下,加速度计比力信息由当地重力矢量和由载体机动产生的运动加速度矢量构成,而运动加速度的引入严重影响水平姿态的测量精度,导致水平姿态误差增大。因此对于存在持续性机动的载体而言,有效抑制运动加速度干扰是提高水平姿态测量精度的重要途径之一。

文献[5-8]基于最优估计理论,通过改进卡尔曼滤波算法的自适应性提升姿态估计精度。其中,文献[5-7]采用扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF),综合角速度、加速度等信息判断载体运动状态,自适应调整量测协方差矩阵权重来抑制运动加速度的影响;文献[8]结合强跟踪滤波与高阶模糊集设计了基于无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)姿态解算方法,自适应调整系统噪声协方差阵和量测噪声协方差阵有效降低运动加速度对姿态解算的干扰。以上方法从最优估计角度出发为提高低成本航姿参考系统的测量精度提供解决思路,核心在于通过改变加速度计校正的权重来减小运动加速度的干扰,但是测量精度依赖陀螺精度,在长航时、高动态环境下性能会下降。

除采用最优估计理论抑制机动运动影响外,还有一些学者通过信号分解的方法分离运动加速度和重力加速度来提高姿态测量精度。文献[9]使用时间序列分析相关方法对加速度信息进行分解,剔除加速度信息中的运动加速度。其中,使用奇异谱分析(singular spectrum analysis, SSA)和独立成分分析(independent component analysis, ICA)分别分离加减速时的纵向加速度和由转向引起的加速度扰动。但是 SSA 和 ICA 均需处理历史数据,实时性较差。文献[10]使用小波变换法对陀螺仪原始数据分解,分离低频噪声和不稳定信号,最后利用互补

滤波融合加速度信息对重构后的角速度信息进行姿态角解算。

此外,通过融合外部传感器信息也可以减小 MEMS 惯性测量组件所受机动运动的影响。文献[11]针对加速度计受运动加速度干扰问题,融合里程计和陀螺仪进行补偿,根据车辆运动状态,定义不同量测噪声矩阵,动态调整滤波增益,提升状态估计精度。文献[12]提出一种融合加速度计与偏振光传感器信息的级联式组合导航姿态解算算法,根据运动加速度数值大小,负相关调整加速度信息在姿态融合中的权重系数,抑制非重力加速度对姿态估计的干扰。文献[13]融入了角加速度传感器,将角加速度信息扩展到状态向量,抑制陀螺漂移,降低了低成本 MEMS 惯性导航系统的姿态解算误差。文献[14]基于微惯性导航系统(micro inertial navigation system, MINS)融合大气数据系统(atmospheric data system, ADS)的真空速度信息,提出 MINS/ADS 组合姿态算法,抑制了 MEMS 惯性器件的姿态误差积累。

上述3类方法针对载体存在持续性机动时的水平姿态测量问题提出的解决方法均有缺点:1)基于最优估计的方法本质上是通过自适应机制调整量测噪声协方差阵降低加速度计校正权重来抑制运动加速度干扰;在长航时机动状态下,由于陀螺仪精度低,测量精度仍会显著下降;2)基于信号分解的方法需对历史数据段进行处理,不适用于实时姿态解算的场景;3)基于外部信息融合的方法仍属于组合导航,需同时处理位置、速度、姿态的耦合关系,测量精度仍有待于提高。为解决载体长期处于机动状态下姿态测量精度低的问题,提出了一种外速度辅助的低成本水平姿态测量方法,该方法聚焦水平姿态误差与速度增量的直接关联,利用速度增量误差反推姿态误差,无需融合位置信息,直接通过外速度量测修正因运动加速度导致的姿态偏差。

1 低成本 MEMS 惯导系统水平姿态测量原理

在低成本 MEMS 惯导系统中,由于陀螺仪灵敏度较低,无法测量地球自转角速率,无需采用完整而复杂的捷联惯导更新算法,可对其作大幅简化。其次在载体处于静止或摇摆状态时,可以利用加速度计比力矢量精度高的特点,设计基于加速度信息的自主量测方法,利用加速度计仅敏感当地重力矢量,构建水平失准角和导航系下加速度测量值之间的系统模型估计水平失准角估计,进而修正陀螺漂移造成的误差,获得较高精度的水平姿态信息。

1.1 低成本捷联惯导系统姿态和速度更新算法简化

载体姿态角实质上是载体坐标系与导航坐标系之间的夹角,而两坐标系之间的角位置关系可以由方

向余弦矩阵体现,即捷联姿态矩阵。利用四元数法求解姿态矩阵相比于欧拉角和方向余弦法,在避免奇异性问题、计算效率和数值稳定性方面具有显著优势,因此采用四元数法进行姿态更新,更新公式如式(1)所示。

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

由四元数微分方程建立四元数和载体角速度的运算关系如式(2)所示。

$$\dot{\mathbf{Q}}(t) = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \circ \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (2)$$

式中:“ \circ ”代表四元素的乘法运算; $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b = [\boldsymbol{\omega}_{nbx}^b \ \boldsymbol{\omega}_{nby}^b \ \boldsymbol{\omega}_{nbz}^b]^T = \boldsymbol{\omega}_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b(\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)$, $\boldsymbol{\omega}_{nb}^b$ 是载体坐标系相对于导航坐标系的角速度, $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b = [\boldsymbol{\omega}_{ibx}^b \ \boldsymbol{\omega}_{iby}^b \ \boldsymbol{\omega}_{ibz}^b]^T$ 是陀螺仪的输出, \mathbf{C}_n^b 是导航坐标系相对载体坐标系的姿态转移矩阵, $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 分别表示地球坐标系和导航坐标系相对于惯性坐标系和地球坐标系的角速度。

在低成本捷联惯导中,考虑到地球自转速率极慢及其半径曲率很大,MEMS陀螺仪无法敏感地球自转信息,因此 $\mathbf{C}_n^b(\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)$ 可忽略,采用简化版的捷联惯导姿态更新算法。

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}_{ibx}^b & -\boldsymbol{\omega}_{iby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{ibz}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{ibx}^b & 0 & \boldsymbol{\omega}_{ibz}^b & -\boldsymbol{\omega}_{iby}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{iby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{ibz}^b & 0 & \boldsymbol{\omega}_{ibx}^b \\ \boldsymbol{\omega}_{ibz}^b & \boldsymbol{\omega}_{iby}^b & -\boldsymbol{\omega}_{ibx}^b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

比力方程可写为:

$$\dot{\mathbf{v}}_{en}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_{en}^n + \mathbf{g}^n \quad (4)$$

式中: $\dot{\mathbf{v}}_{en}^n$ 为载体在导航系下的对地线加速度; \mathbf{C}_b^n 为捷联姿态矩阵; \mathbf{f}^b 为加速度计的比力理论值; $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为地球坐标系相对于惯性坐标系的旋转角速度; $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 为导航坐标系相对于地球坐标系的旋转角速度; \mathbf{v}_{en}^n 为载体在理想导航系下的对地线速度; \mathbf{g}^n 为重力矢量。

对于工作状态长期处于中低速行驶的运载体来说,在惯导比力方程中,有害加速度项 $(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_{en}^n$ 的量级约为0.1 mg。因此,在忽略地球自转和地球曲率的前提下,低精度惯导比力方程可简化为:

$$\dot{\mathbf{v}}_{en}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^n \quad (5)$$

1.2 低成本捷联惯导系统姿态和速度误差方程简化

完整的捷联惯导系统姿态和速度误差方程^[15]为:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{\phi} \times \boldsymbol{\omega}_{in}^n + \delta \boldsymbol{\omega}_{in}^n - \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^n \\ \dot{\delta \mathbf{v}}^n = \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\phi} + \mathbf{v}^n \times (2\delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta \boldsymbol{\omega}_{en}^n) - \\ (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta \mathbf{v}^n + \delta \mathbf{f}^n + \delta \mathbf{g}^n \end{cases} \quad (6)$$

忽略地球自转、地球曲率及重力加速度误差的影响,姿态和速度误差方程可简化为:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}} = -\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^n \\ \dot{\delta \mathbf{v}}^n = \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\phi} + \delta \mathbf{f}^n \end{cases} \quad (7)$$

只考虑陀螺仪常值漂移及噪声和加速零偏,即:

$$\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b = \boldsymbol{\varepsilon}^b + \mathbf{w}_g^b \quad (8)$$

$$\delta \mathbf{f}^b = \nabla^b = [\nabla_x^b \ \nabla_y^b \ \nabla_z^b]^T \quad (9)$$

可得:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\phi}} = -\mathbf{C}_b^n(\boldsymbol{\varepsilon}^b + \mathbf{w}_g^b) \\ \dot{\delta \mathbf{v}}^n = \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\phi} + \mathbf{C}_b^n \nabla^b \end{cases} \quad (10)$$

1.3 基于加速度信息的自主量测方法

目前MEMS陀螺仪精度相对较低,无法单独进行长航时的姿态测量,还需要结合其他传感器一起使用,如卫星导航系统、里程计等,或者在特定的应用场景下使用特殊的处理方案才能实现准确的测量。对于低成本MEMS捷联惯导系统,在静止或摇摆状态等特定环境下,可通过建立水平失准角和导航系下加速度信息之间的解析关系作为卡尔曼滤波的量测方程、导航系下加速度信息作为量测量估计水平失准角,实现对水平姿态进行修正。该方法无需外界信息,仅利用加速度信息自主量测,实现水平姿态长期稳定有效。

当运载体处于静止或摇摆状态时, $\dot{\mathbf{v}}_{en}^n \approx \mathbf{0}$, $(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \mathbf{v}_{en}^n$ 可以忽略不计,所以式(4)可以近似化简为:

$$\mathbf{0} \approx \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^n \quad (11)$$

根据捷联姿态矩阵链乘原则,有 $\mathbf{C}_b^{n'} = \mathbf{C}_n^{n'} \mathbf{C}_b^n$,方向余弦矩阵 $\mathbf{C}_n^{n'}$ 描述了导航坐标系 n 与计算导航坐标系 n' 之间的角位置关系,定义 $\boldsymbol{\phi}$ 为从 n 系到 n' 系的失准角,且 $\boldsymbol{\phi} = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z]^T$ 均可以看作小角度。根据方向余弦矩阵的定义可知:

$$\mathbf{C}_n^{n'} = \begin{bmatrix} 1 & \phi_z & -\phi_y \\ -\phi_z & 1 & \phi_x \\ \phi_y & -\phi_x & 1 \end{bmatrix} = \mathbf{I} - (\boldsymbol{\phi} \times) \quad (12)$$

其中, $(\boldsymbol{\phi} \times)$ 为 $\boldsymbol{\phi}$ 的反对称阵, \mathbf{I} 为单位矩阵。

忽略加速度计比力测量 $\hat{\mathbf{f}}^b$ 与理论值 \mathbf{f}^b 之间的误差,作近似 $\mathbf{f}^b \approx \hat{\mathbf{f}}^b$ 。记 $\hat{\mathbf{f}}^{n'} = \mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b$ 和 $\delta \hat{\mathbf{f}}^{n'} = \hat{\mathbf{f}}^{n'} + \mathbf{g}^n$, $\hat{\mathbf{f}}^{n'}$ 为加速度计比力测量值在计算导航坐标系下的投影; $\delta \hat{\mathbf{f}}^{n'}$ 为计算加速度计误差,式(11)可以变为:

$$\hat{\mathbf{f}}^n \times \boldsymbol{\phi} = \delta \hat{\mathbf{f}}^n \quad (13)$$

当运载体处于静止状态或摇摆状态时,即无运动加速度, $\hat{\mathbf{f}}^n = -\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ g]^T$ 。由于本方法只关注水平

方向的失准角,可忽略 ϕ 在天向的分量 ϕ_z 和 $\delta\hat{f}^n$ 在 z 轴的分量 $\delta\hat{f}_z^n$,并且 $\delta\hat{f}^n$ 在 x 轴的分量 $\delta\hat{f}_x^n$ 和在 y 轴的分量 $\delta\hat{f}_y^n$ 都趋于0,所以取 \hat{f}^n 在 x 轴的分量 \hat{f}_x^n 和 y 轴的分量 \hat{f}_y^n 替代 $\delta\hat{f}_x^n$ 和 $\delta\hat{f}_y^n$,式(13)可进一步简化为:

$$-\mathbf{g}^n \times \phi_{\text{hori}} = \hat{f}_{\text{hori}}^n \quad (14)$$

式中: $\phi_{\text{hori}} = [\phi_x \ \phi_y \ 0]^T$ 为水平失准角, ϕ_x 和 ϕ_y 分别为失准角 ϕ 在向东和北向的分量; $\hat{f}_{\text{hori}}^n = [\hat{f}_x^n \ \hat{f}_y^n \ 0]^T$ 。

以 \hat{f}_x^n 和 \hat{f}_y^n 作卡尔曼滤波量测量, ϕ_x 、 ϕ_y 陀螺漂移作状态量,将式(10)和(14)分别作为状态方程和量测方程,就可以实时估计 ϕ_x 和 ϕ_y ,进而对水平姿态进行修正。

2 外速度辅助的水平姿态测量方法

运载体处于机动状态时,加速度计实际测量的比力信息包括重力加速度、加减速时的纵向加速度和转向时的向心加速度。此时导航系下的加速度也由重力加速度和运动加速度组成,由此加速度信息校正得到的纵摇角和横摇角显然也是错误的。

如果使用外速度信息补偿运动加速度带来的干扰,则可以提高姿态测量精度。基于此,建立基于外速度辅助水平姿态估计模型,利用卡尔曼滤波估计水平失准角,进而对陀螺解算的水平姿态进行校正。

2.1 外速度辅助的姿态估计模型

采用简化的捷联惯导比力方程,将 $\mathbf{f}^b \approx \hat{\mathbf{f}}^b$ 、 $\mathbf{C}_b^{n'} = \mathbf{C}_n^{n'} \mathbf{C}_b^n$ 和式(12)代入式(5),可得:

$$[\mathbf{I} + (\phi \times)] \mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b = \dot{\mathbf{v}}_{en}^n - \mathbf{g}^n \quad (15)$$

将式(15)展开并移项,可得:

$$\mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b - \dot{\mathbf{v}}_{en}^n + \mathbf{g}^n = (\mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b) \times \phi \quad (16)$$

式(16)等号两边同时求积分,可得:

$$\int_{t_{m-1}}^{t_m} [\mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b - \dot{\mathbf{v}}_{en}^n + \mathbf{g}^n] dt = \int_{t_{m-1}}^{t_m} [(\mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b) \times \phi] dt \quad (17)$$

式中:定义 t_m 为当前时刻, t_{m-1} 为上一时刻,令 $\delta t = t_m - t_{m-1}$ 。

将式(17)等号左侧积分项打开,同时认为失准角 ϕ 数值都很小且短时间内变化不大按常数量处理,即:

$$\int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b dt - \int_{t_{m-1}}^{t_m} \dot{\mathbf{v}}_{en}^n dt + \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{g}^n dt = \left(\int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b dt \right) \times \phi \quad (18)$$

记:

$$\Delta \mathbf{v}_{bl}^n = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{C}_b^{n'} \hat{\mathbf{f}}^b dt \quad (19)$$

$$\Delta \mathbf{v}_g^n = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{g}^n dt = \mathbf{g}^n \delta t \quad (20)$$

$$\Delta \mathbf{v}_{en}^n = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \dot{\mathbf{v}}_{en}^n dt = \mathbf{v}_{en}^n(t_m) - \mathbf{v}_{en}^n(t_{m-1}) \quad (21)$$

$$\Delta \mathbf{v}_{\text{fpg}}^n = \Delta \mathbf{v}_{bl}^n - \Delta \mathbf{v}_{en}^n + \Delta \mathbf{v}_g^n \quad (22)$$

则式(18)可以表示为:

$$\Delta \mathbf{v}_{\text{fpg}}^n = \Delta \mathbf{v}_{bl}^n \times \phi \quad (23)$$

其中, $\Delta \mathbf{v}_{bl}^n$ 称为比力速度增量,它的被积项是两个有可能随时间快速变化的量 $\mathbf{C}_b^{n'}$ 和 $\hat{\mathbf{f}}^b$ 的乘积,利用矩阵链乘分解,可得:

$$\Delta \mathbf{v}_{bl}^n = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \mathbf{C}_{n'(t_{m-1})}^{n'(t)} \mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t_{m-1})} \mathbf{C}_{b(t)}^{b(t)} \hat{\mathbf{f}}^b(t) dt \quad (24)$$

其中, $\mathbf{C}_{n'(t_{m-1})}^{n'(t)}$ 、 $\mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t)}$ 可近似^[16]为: $\mathbf{C}_{n'(t_{m-1})}^{n'(t)} \approx \mathbf{I} - (\Delta \theta_{in'}^n \times)$ 、 $\mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t)} \approx \mathbf{I} + (\Delta \theta_{ib}^b \times)$

$$\Delta \mathbf{v}_{bl}^n = \mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t_{m-1})} \int_{t_{m-1}}^{t_m} (\mathbf{I} - (\Delta \theta_{in'}^n \times)) (\mathbf{I} + (\Delta \theta_{ib}^b \times)) \hat{\mathbf{f}}^b dt \quad (25)$$

$$\hat{\mathbf{f}}^b dt$$

忽略二阶小量 $\Delta \theta_{in'}^n \times \Delta \theta_{ib}^b \times$,可得:

$$\Delta \mathbf{v}_{bl}^n = \mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t_{m-1})} \int_{t_{m-1}}^{t_m} \hat{\mathbf{f}}^b - \Delta \theta_{in'}^n \times \hat{\mathbf{f}}^b + \Delta \theta_{ib}^b \times \hat{\mathbf{f}}^b dt =$$

$$\mathbf{C}_{b(t_{m-1})}^{b(t_{m-1})} \int_{t_{m-1}}^{t_m} \hat{\mathbf{f}}^b dt + \frac{1}{2} \Delta \theta \times \Delta \mathbf{v} \quad (26)$$

$$\text{其中, } \Delta \mathbf{v} = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \hat{\mathbf{f}}^b dt, \Delta \theta = \int_{t_{m-1}}^{t_m} \hat{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b dt.$$

2.2 状态空间模型

选择水平失准角 ϕ_x 、 ϕ_y 、天向失准角 ϕ_z 和陀螺漂移 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 作为系统状态量,以简化的姿态误差方程式(7)作卡尔曼滤波系统状态方程,连续系统的状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t) \mathbf{W}(t) \quad (27)$$

其中, $\mathbf{X}(t) = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z \ \varepsilon_x^b \ \varepsilon_y^b \ \varepsilon_z^b]^T$, $\mathbf{A}(t) =$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 3} & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}, \mathbf{G}(t) =$$

$$\begin{bmatrix} -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \mathbf{W}(t) = [\mathbf{w}_g^b \ \mathbf{w}_\varepsilon]^T =$$

$[\mathbf{w}_{gx}^b \ \mathbf{w}_{gy}^b \ \mathbf{w}_{gz}^b \ \mathbf{w}_{\varepsilon x} \ \mathbf{w}_{\varepsilon y} \ \mathbf{w}_{\varepsilon z}]^T$ 。其中, \mathbf{w}_{gi}^b ($i = x, y, z$)是陀螺仪白噪声, $\mathbf{w}_{\varepsilon i}$ ($i = x, y, z$)是陀螺仪偏差噪声,也假设为白噪声。系统噪声向量 $\mathbf{W}(t)$ 是满足零均值的高斯白噪声序列。

以 $\Delta \mathbf{v}_{\text{fpg}}^n$ 作为量测量,以式(23)作为卡尔曼滤波量测方程, $\Delta \mathbf{v}_{en}^n$ 由外速度提供,可得连续系统的量测方程为:

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t) \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (28)$$

式中: $\mathbf{Z}(t) = [\Delta v_{fv_{gx}}^n \quad \Delta v_{fv_{gy}}^n \quad \Delta v_{fv_{gz}}^n]^T$; $\mathbf{H}(t) =$

$$\begin{bmatrix} 0 & -\Delta v_{blz}^n & \Delta v_{bly}^n & 0 & 0 & 0 \\ \Delta v_{blz}^n & 0 & -\Delta v_{blx}^n & 0 & 0 & 0 \\ -\Delta v_{bly}^n & \Delta v_{blx}^n & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

2.3 与组合导航方法的对比分析

从状态模型上分析,组合导航方法需输出完整的导航参数,包括航向、水平姿态、速度及位置,因此需要构建包含全部导航状态的高维模型。在构建状态方程时,需考虑位置、速度与姿态之间的耦合关系,导致系统模型较为复杂。所提出的方法聚焦于水平姿态的测量,采用简化的状态模型,直接以“导航坐标系比力速度增量误差”作为量测量(如图 1 所示),而非传统位置或速度误差量。此建模方式使得量测量和失准角之间能够建立更为直接、线性的数学关系。

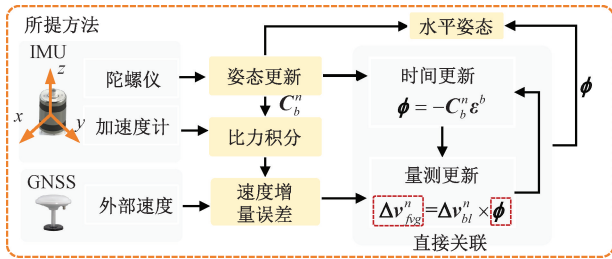


图 1 所提方法示意图

Fig. 1 Diagram of the proposed method

从估计机理上分析,所提出的方法的优势主要体现在两方面:1) 增强了失准角状态量的观测度,如图 2 所示,所设计的量测模型使失准角成为直接可观测状态量,而组合导航方法的失准角状态量不可直接观测,依赖于位置误差、速度误差的状态传递,传递环节中的非线性干扰与状态耦合会带来估计误差;2) 提高了水平姿态测量在全工况条件下的鲁棒性,本方法等价于加速度信息自主量测方法的积分形式,其状态方程与量测方程在外部速度信息有效与拒止状态下结构保持一致。因此,当外

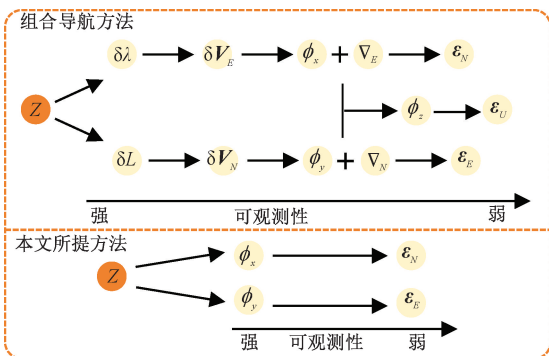


图 2 两种方法的状态观测度示意图对比

Fig. 2 Comparison of state observation diagrams for both methods

部速度信息恢复有效时,卡尔曼滤波器无需调整即可正常工作,提升了系统在量测状态变化下的连续稳定性和响应速度。在组合导航中,外量测信息恢复有效时,滤波器常需重新收敛或调参。

3 试验结果与分析

试验验证分为转台试验和车载试验:转台试验中外速度默认为 0,此时速度辅助的水平姿态测量方法等价于加速度自主量测的测姿方法的积分形式,以此验证本方法适用于静止状态和摇摆状态。车载试验使用卫星导航系统的速度作为外速度量测信息,验证本方法在机动状态下的适用性。试验设备为课题组自研运动参考单元(motion reference unit, MRU),内部集成三轴 MEMS 陀螺仪和三轴 MEMS 加速度计,器件精度如表 1 所示。

表 1 MRU 惯性器件的性能指标

Table 1 Specifications of imu sensor in the MRU

器件	性能指标	数值
陀螺仪	零偏稳定性	3°/h
	随机游走系数	0.15°/√h
加速度计	零偏稳定性	100 μg
	二阶非线性系数	100 μg/g ²

3.1 转台试验

试验设备(MRU)安装在高精度转台上,转台型号为 SGT-8,转台角位置分辨率优于 0.000 1°,速率精度优于 0.001°/s;MRU 的 X 轴、Y 轴分别与转台中枢轴、内枢轴平齐,如图 3 所示,同时进行标定处理以消除安装误差的影响;为了保证时间一致性,MRU 接入转台 PPS 秒脉冲信号,通过硬件同步的方式与转台基准信息进行时间同步处理。试验条件参考船用设备船级社认证欧盟认可组织互认型式方案《Vertical Surface Reference System for DP System》的试验要求 (<https://www.euomr.org/require->

转台控制计算机 转台控制机柜

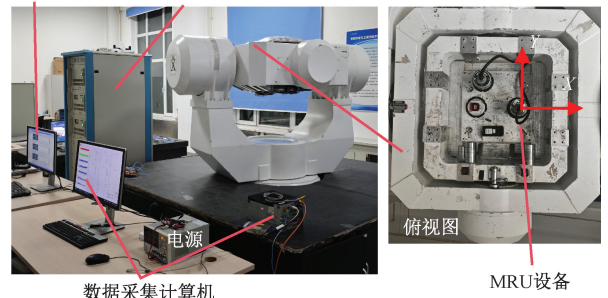


图 3 转台试验示意图

Fig. 3 Diagram of the turntable test

ment/96),即纵摇、横摇均设置为幅度 22.5° ,周期 10 s 的正弦摇摆运动,即转台中枢和内框设置为摇摆模式,角度为 $\theta(t) = 22.5\sin(0.2\pi t)$ 。

试验过程主要分为 3 个阶段:1) 0~160 s,转台处于静止状态,该阶段主要用于 MRU 初始对准;2) 161~780 s,转台处于正弦摇摆状态,该阶段主要用于验证 MRU 设备在摇摆状态下,所提出的方法及对比方法的精度;3) 781~1 000 s,转台回到初始位置保持静止,该阶段验证所提出的方法及对比方法在 MRU 静止后误差收敛情况。同步采集 MRU 输出的角速度信息、比力信息和转台输出角度基准信息,其中角速度和比力信息如图 4 所示。

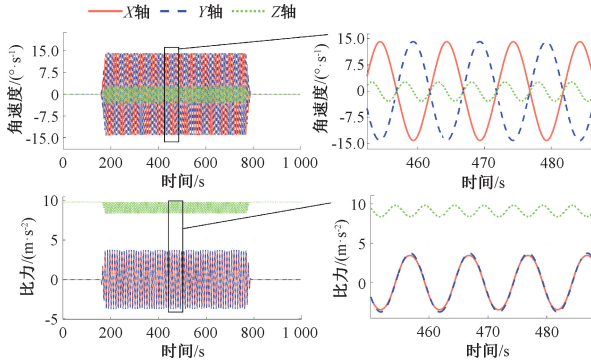


图4 转台试验 MRU 的角速度和比力信息

Fig. 4 The angular velocity and specific force information of the MRU during the turntable test

为对比不同姿态解算方法的性能,本节设计了 4 种方案进行试验分析,包括:纯惯性解算方法(方法 1)、位置速度组合导航方法(方法 2)、加速度信息自主量测方法(方法 3)和所提出的外速度辅助姿态解算方法(方法 4)进行姿态解算误差对比,其中方法 1 和 2 采用完整的惯导系统建模,方法 3 依据 1.3 节的模型方法,方法 4 依据 2.1 节的模型方法。所有方法均采用相同的初始对准方法和时间同步补偿策略,以消除初始姿态偏差和时间不同步带来的影响。试验结果如图 5 和 6 所示。

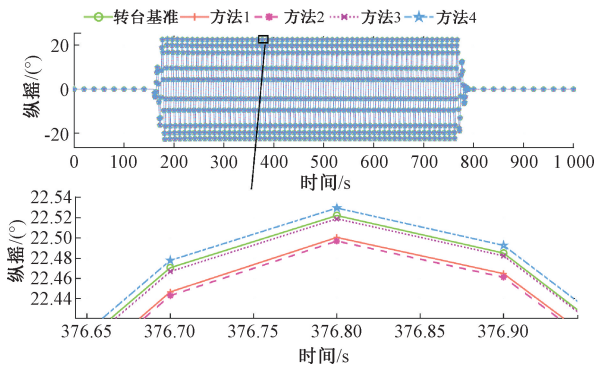


图5 不同方法转台试验纵摇角结果

Fig. 5 Comparison of pitches predicted with different algorithms under the turntable test

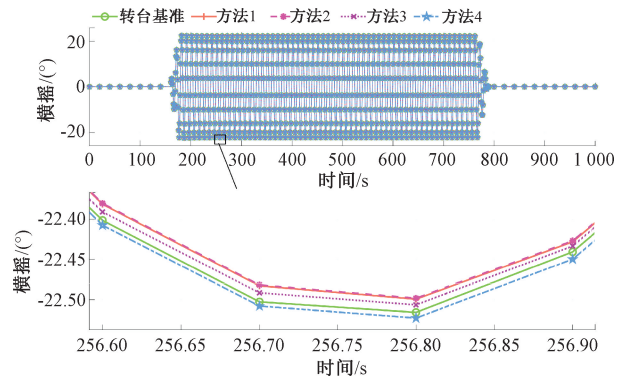


图6 不同方法转台试验横摇结果

Fig. 6 Comparison of rolls predicted with different algorithms under the turntable test

将各方法解算得到水平姿态信息(纵摇角、横摇角)与高精度转台提供的基准姿态信息作差,得到姿态误差曲线如图 7 所示。进一步,为量化评估各方法的精度,按照式(29)和(30),分别计算了纵摇角、横摇角均方根误差(root mean square error, RMSE)和平均绝对误差(mean absolute error, MAE),详细的误差统计结果如表 2 所示。

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\varphi_{\text{解算}} - \varphi_{\text{基准}})^2} \quad (29)$$

$$MAE = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |\varphi_{\text{解算}} - \varphi_{\text{基准}}| \quad (30)$$

式中: $\varphi_{\text{解算}}$ 代表解算出来的横摇角或纵摇角; $\varphi_{\text{基准}}$ 代表横摇角或纵摇角的基准值。

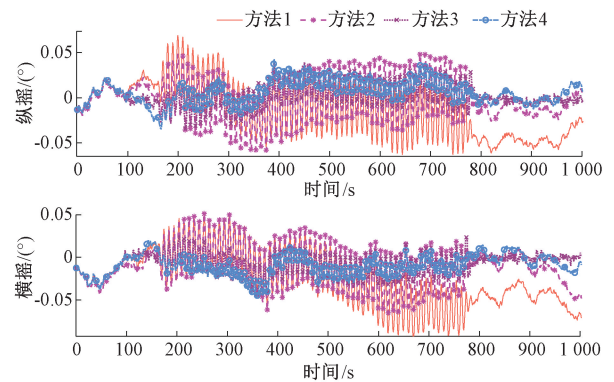


图7 不同方法水平姿态误差对比

Fig. 7 Attitude estimation error comparisons of different algorithms

表 2 误差统计结果和图 7 误差曲线结果表明:所提出的外速度辅助的水平姿态解算方法(方法 4)在纵、横摇角测量精度均优于 0.02° ,与加速度信息自主量测方法(方法 3)精度相当,优于传统位置速度组合导航方法(方法 2);与方法 2 相比,纵摇角与横摇角的均方根误差分

别降低了 36.9% 和 39.0%, 平均绝对误差分别降低了 37.8% 和 38.8%。其次, 从图 7 的误差曲线中可明显观察到, 纯惯性解算方法(方法 1) 的姿态误差随时间呈发散趋势, 进一步证明了引入外部信息约束的必要性。综上, 转台试验有效验证了本方法在动态摇摆条件下的适用性与精度优势。

表 2 转台试验误差结果

Table 2 The errors of the turntable test (°)

方法	RMSE		MAE	
	纵摇	横摇	纵摇	横摇
1	0.029 5	0.042 3	0.024 2	0.034 6
2	0.026 0	0.028 7	0.022 2	0.023 7
3	0.016 2	0.016 7	0.013 1	0.013 7
4	0.016 4	0.017 5	0.013 8	0.014 5

3.2 车载试验

为评估所提出的方法在真实动态环境下的姿态解算精度, 开展了车载跑车试验。试验设备为 MRU 设备, 基准设备采用 PHINS 高精度光纤陀螺捷联惯导系统, 其水平姿态测量精度优于 0.01° (RMS), 其中 RMS 为均方根 (root mean square), 卫星导航系统 (global navigation satellite system, GNSS) 提供位置和速度信息。MRU 设备与 PHINS 系统通过刚性转接板固连, 确保两者坐标系在安装上保持一致。试验于哈尔滨城市开放道路进行, 车辆行驶轨迹覆盖了多种典型行驶状态, 包括: 直线行驶、转弯、环岛行驶、加速制动、上下坡、短时与长时机动后的静止状态。试验设备及车辆行驶轨迹如图 8 所示。

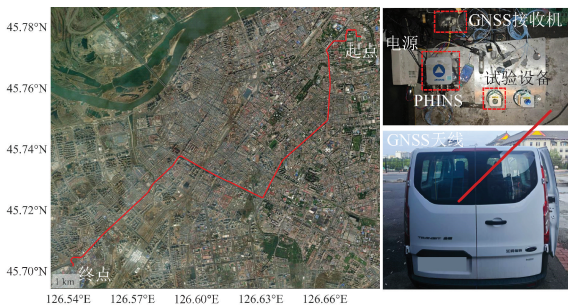


图 8 试验设备及车辆行驶轨迹

Fig. 8 The equipment and trajectory of vehicle test experiment

试验期间, PHINS 惯导系统始终处于 GNSS/INS 组合导航的工作模式, 以提供连续、高精度的姿态基准; GNSS 接收机输出频率为 1 Hz, 用于提供位置与速度量测信息。MRU 设备与 PHINS 惯导系统采样频率统一设置为 100 Hz, 通过数据采集计算机以软件同步的方式采集

数据。采集到的原始惯性数据(角速度与比力信息)如图 9 所示, 经存储后离线解算处理。

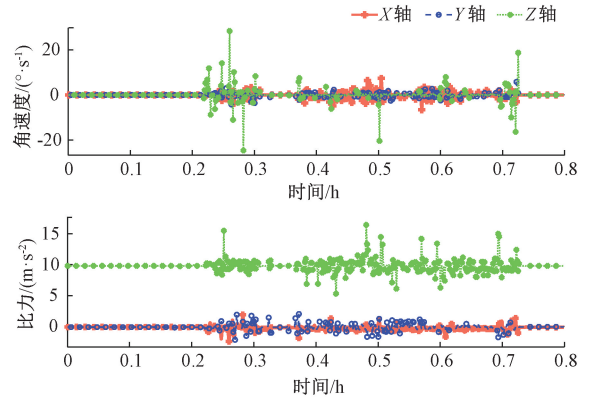


图 9 车载试验 MRU 的角速度和比力信息

Fig. 9 The angular velocity and specific force information of the MRU under the vehicle test

数据处理流程与前述转台试验保持一致, 其中方法 2 所需的位置与速度量测值及方法 4 所需的外速度辅助信息均由车载 GNSS 接收机提供。4 种方法依然采用相同的初始对准方法和时间同步补偿策略, 最大限度消除初始状态差异及时间延迟对解算精度的影响。各方法解算后的姿态信息与 PHINS 基准真值的姿态信息对比曲线如图 10 所示。

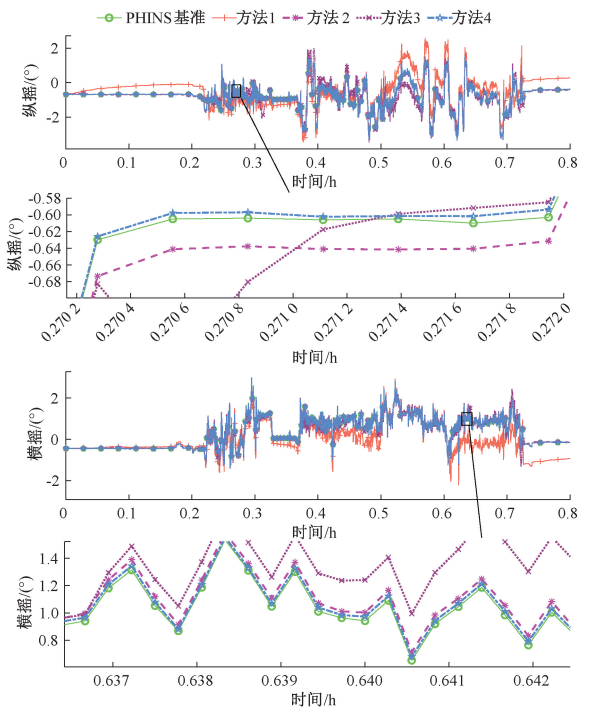


图 10 不同方法的姿态测量结果

Fig. 10 Attitude estimation results of different algorithms under vehicle test

以 PHINS 输出的高精度水平姿态信息作为参考基准,将不同方法解算的水平姿态结果分别与基准信息比较,从而得到不同方法的水平姿态测量误差,以此误差判断不同方法的性能,并在此基础上计算各方法的纵摇、横摇角均方根误差 (RMSE) 和平均绝对误差 (MAE)。图 11 展示了不同算法的纵摇、横摇角误差曲线,详细误差统计结果如表 3 所示。

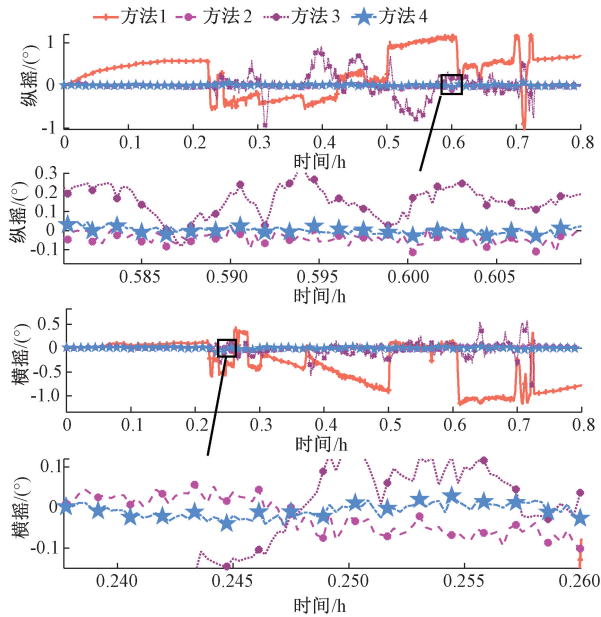


图 11 不同方法的姿态测量误差

Fig. 11 Attitude estimation errors of different algorithms under vehicle test

表 3 车载试验误差结果

Table 3 The errors of the vehicle test (°)

方法	RMSE		MAE	
	纵摇	横摇	纵摇	横摇
1	0.573 0	0.551 1	0.501 0	0.406 9
2	0.035 0	0.035 1	0.028 4	0.028 8
3	0.266 2	0.128 8	0.153 5	0.074 4
4	0.019 3	0.018 5	0.013 6	0.014 3

试验误差结果及误差曲线表明,纯惯性解算方法受限于传感器误差累积,姿态误差随时间呈现发散趋势,精度最低;加速度信息自主量测方法在车辆静止及匀速行驶阶段下表现良好,但在机动工况下,由于无法分离运动加速度与重力分量,引入了较大的非重力加速度干扰,导致误差急剧增加;所提出的外速度辅助方法精度最高,水平姿态误差优于 0.02° (RMS),与位置速度组合导航方法相比,纵摇、横摇角均方根误差降低了 44.8% 和

47.3%,平均绝对误差分别降低了 52.1% 和 50.3%。验证了其在车载动态环境下的鲁棒性与优越性。

4 结 论

针对由运载载体机动加速度导致的 MEMS 捷联惯导系统无法准确测量水平姿态的问题,提出了一种外速度辅助的低成本水平姿态测量方法。该方法区别于传统位置速度组合导航算法间接修正姿态误差,直接构建姿态误差的量测方程,利用外速度量测信息对积分形式下的比力方程运动加速度项进行补偿,并作为卡尔曼滤波的量测方程估计水平失准角,进而修正水平姿态使水平姿态信息长时间稳定可用。试验结果表明:所提出的方法在转台试验和车载试验均优于位置速度组合导航方案,有效降低了水平姿态测量误差,在运动加速度干扰、外量测信息失效等场景下,实现了比传统方法更精准、更稳定的误差补偿效果。

参考文献

- [1] BEN Y Y, GAO Q Q, WEI T X, et al. Real-time heave motion measurement by adaptive band-pass filter based on strapdown INS [J]. *Ocean Engineering*, 2022, 262: 112278.
- [2] 于永军, 张翔, 王新志, 等. 运动加速度在线估计的非线性惯性航姿算法研究[J]. *仪器仪表学报*, 2020, 41(6): 19-26.
- [3] YU Y J, ZHANG X, WANG X ZH, et al. Non-linear attitude heading reference algorithm based on motion acceleration online estimation [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2020, 41(6): 19-26.
- [4] NAZARAHARI M, ROUHANI H. 40 years of sensor fusion for orientation tracking via magnetic and inertial measurement units: Methods, lessons learned, and future challenges[J]. *Information Fusion*, 2021, 68: 67-84.
- [5] 厉运周, 孔庆霖, 杨英东, 等. 高精度海洋观测浮标运动测量系统设计与试验[J]. *仪器仪表学报*, 2023, 44(11): 1-12.
- [6] LI Y ZH, KONG Q L, YANG Y D, et al. Design and experiment of a high precision ocean observation buoy motion measurement system [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2023, 44(11): 1-12.
- [7] MIRZAEI M, HOSSEINI I, MAKAREM H. Attitude determination improvement in accelerated motions for maneuvering underwater vehicles [J]. *Applied Ocean Research*, 2020, 104: 102355.
- [8] ZHOU Q F, LI ZH, YU G ZH, et al. A novel adaptive Kalman filter for Euler-angle based MEMS IMU/magnetometer attitude estimation [J]. *Measurement*

- Science and Technology, 2021, 32(4): 45104.
- [7] NAVIDI N, LANDRY R J. A new perspective on low-cost MEMS-based AHRS determination [J]. Sensors, 2021, 21(4): 1383.
- [8] FARAJI J, KEIGHOBADI J, JANABI-SHARIFI F. Design and implementation of an adaptive unscented Kalman filter with interval Type-3 fuzzy set for an attitude and heading reference system considering gyroscope bias[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2025, 223: 111870.
- [9] WU Z W, YUAN D, ZHANG F G, et al. Improving accuracy of low-cost vehicle attitude estimation by denoising MIMU based on SSA and ICA [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70: 3064803.
- [10] 刘春, 刘滔, 张海燕, 等. 小波变换法在姿态解算中的应用[J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35(1): 183-190.
LIU CH, LIU T, ZHANG H Y, et al. Application of wavelet transform method in attitude calculation [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2021, 35(1): 183-190.
- [11] FAN J CH, WANG Z C, LIN M X, et al. Research on vehicle attitude and heading reference system based on multi-sensor information fusion [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2020, 234(13): 3056-3067.
- [12] 金仁成, 裴森, 周梓健, 等. 运动加速度抑制的偏振光/MIMU组合导航 SHKF 姿态解算[J]. 光学精密工程, 2024, 32(22): 3277-3287.
JIN R CH, PEI S, ZHOU Z J, et al. Polarized light/MIMU integrated navigation SHKF attitude solving algorithm for motion acceleration suppression [J]. Optics and Precision Engineering, 2024, 32(22): 3277-3287.
- [13] 王美玲, 刘钰倩, 翟朝阳, 等. 基于三轴角加速度传感器的姿态解算方法[J]. 中国惯性技术学报, 2024, 32(11): 1095-1101.
WANG M L, LIU Y Q, ZHAI CH Y, et al. Attitude estimation algorithm based on triaxial angular accelerometer [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2024, 32(11): 1095-1101.
- [14] 付强文, 张铭元, 沈晴晴, 等. 航向信息缺失的 MINS/ADS 组合姿态算法 [J]. 中国惯性技术学报, 2024, 32(10): 968-974.
FU Q W, ZHANG M Y, SHEN Q Q, et al. MINS/ADS integrated attitude algorithm with heading information missing [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2024, 32(10): 968-974.
- [15] 赵玉新, 奔粤阳, 李倩, 等. 惯性导航系统原理 [M]. 北京: 科学出版社, 2024.
ZHAO Y X, BEN Y Y, LI Q, et al. Principles of inertial navigation system [M]. Beijing: Science Press, 2024.
- [16] 秦永元. 惯性导航(第三版) [M]. 北京: 科学出版社, 2020.
QIN Y Y. Inertial navigation system (3rd Edition) [M]. Beijing: Science Press, 2020.

作者简介



奔粤阳, 2003 年于哈尔滨工程大学获得学士学位, 2006 年于哈尔滨工程大学获得硕士学位, 2008 年于哈尔滨工程大学获得博士学位, 现为哈尔滨工程大学教授, 主要研究方向为惯性导航系统和信息融合技术。

E-mail: byy@hrbeu.edu.cn

Ben Yueyang received his B. Sc., M. Sc., and Ph. D. degrees all from Harbin Engineering University in 2003, 2006, and 2008, respectively. He is currently a professor at Harbin Engineering University. His main research interests include inertial navigation systems and information fusion technology.



龚胜 (通信作者), 2020 年于中北大学获得学士学位, 现于哈尔滨工程大学攻读博士学位, 主要研究方向为惯性导航技术和信息融合技术。

E-mail: gongsheng407@hrbeu.edu.cn

Gong Sheng (Corresponding author) received his B. Sc. degree from North University of China in 2020. He is currently pursuing his Ph. D. degree at Harbin Engineering University. His main research interests include inertial navigation technology and information fusion technology.