

文章编号 1004-924X(2026)19-3079-12

转位机构角增量观测的旋转惯导陀螺零偏估计

孟红杰, 李 鼎, 娄琪欣, 吴宇韬, 兰 天, 刘 超, 李慧平, 姜雨琪, 于旭东*
(国防科技大学 前沿交叉学科学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:为解决单轴旋转惯性导航系统(Single-axis Rotational Inertial Navigation System, SRINS)初始对准过程中天向陀螺零偏估计收敛慢的问题,提出了一种基于转位机构角增量信息的天向陀螺零偏估计方法。首先,将转位机构输出的高精度角增量信息引入卡尔曼滤波器框架中,以构建出新型观测模型。然后,分析了陀螺比例因子误差、安装误差及转位机构输出误差对天向陀螺零偏收敛的影响,并设计出合适的转位策略和滤波模型以抑制上述误差,提升算法在实际应用中的稳定性。实验结果表明,与传统基于速度误差做观测的方法相比,该方法在 15 min 内天向陀螺零偏估计精度优于 $6.2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{h}$, 12 h 静态导航最大定位误差由 1.23 n mile 减小至 0.15 n mile,车载导航最大定位误差从 1.27 n mile 减小至 0.76 n mile,验证了该方法能够实现系统天向陀螺零偏的估计。

关键词:单轴旋转惯导系统;陀螺零偏估计;初始对准;转位机构角增量

中图分类号:V241.62 **文献标识码:**A

doi:10.3724/OPE.20263419.3079

CSTR:32169.14.OPE.20263419.3079

Gyro bias estimation for rotating inertial gyroscope using rotational angle increments observation

MENG Hongjie, LI Ding, LOU Qixin, WU Yutao, LAN Tian, LIU Chao,
LI Huiping, JIANG Yuqi, YU Xudong*

(College of Advanced Interdisciplinary Studies, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

* Corresponding author, E-mail: yuxudong07@nudt.edu.cn

Abstract: To accelerate the convergence of vertical gyroscope bias estimation during the initial alignment of a single-axis rotational inertial navigation system (SRINS), a method incorporating angular increment measurements from the indexing mechanism is proposed. High-precision angular increments are incorporated into a Kalman filtering framework to construct a novel observation model. The effects of gyroscope scale factor errors, misalignment errors, and indexing mechanism output errors on bias convergence are systematically analyzed. Based on this analysis, an appropriate indexing strategy and a corresponding filter model are designed to mitigate these error sources and improve robustness in practical applications. Experimental results demonstrate that a vertical gyroscope bias estimation accuracy better than $6.2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{h}$ is achieved within 15 min. Compared with the conventional method using velocity errors as observations, the maximum position error is reduced from 1.23 to 0.15 nautical miles in a 12-hour static navigation test.

收稿日期:2026-07-29;修订日期:2026-09-01.

基金项目:国家自然科学基金面上项目(No. 62375285);国防科技大学自主科技创新基金资助项目(No. 24-ZZCX-BC-04)

and from 1.27 to 0.76 nautical miles in a vehicle-mounted navigation test. These results confirm the effectiveness of the proposed method in estimating vertical gyroscope bias and improving SRINS navigation accuracy.

Key words: single-axis rotational inertial navigation system; gyro bias estimation; initial alignment; indexing mechanism angle increment

1 引言

为了实现惯性器件误差自补偿,国内外研究人员对旋转调制技术进行了广泛研究^[1-2]。Guan 等^[3]针对单轴旋转惯导提出 3 位置转位方案,抑制了水平陀螺零偏等误差对对准的影响。Li 等^[4]面向双轴旋转惯导设计 32 位置转位方案,进一步增强了系统自补偿能力。Zhu 等^[5]针对双轴旋转冗余惯导设计出 16 位置转位方案,但该系统复杂度较高。Lu 等^[6]针对三轴旋转惯导,设计了连续旋转与多位置转停相结合来改善对陀螺零偏等误差的抑制效果。总体而言,多轴及多位置旋转方案可提供更丰富的误差调制自由度,但往往以系统的结构复杂度、控制难度为代价。相比之下,单轴旋转调制惯性导航系统(Single-axis Rotational Inertial Navigation System, SRINS)因稳定性更强,可靠性更高,结构简单,成为了当前长时间、高精度导航的常用系统之一。

初始对准是保证惯性导航系统性能的核心环节,直接决定惯导系统的启动速度和自主导航的精度^[7-8]。SRINS 通过绕天向轴周期性旋转惯性测量单元,将垂直于旋转轴的平面内惯性器件常值误差调制^[9-10],但旋转轴方向的器件误差仍会累积,因此在系统初始对准过程中,需要准确估计系统的天向陀螺零偏并反馈到对准回路中进行补偿,最终得到高精度姿态^[11]。在实际应用中,不同平台对对准时间与精度的需求存在显著差异,陆用战车通常要求分钟级快速对准,而舰艇则可接受数小时的对准时间以换取更高精度,介于两者之间,如运 20 等大型飞机、长航时无人机等,通常要求在 10 min 左右完成高精度初始对准以支持长达 10 h 以上的远程飞行任务,陀螺零偏作为影响航向角精度的关键误差源,若估计精度不佳,将直接影响全航程的导航精度和任务

效能^[12]。

为了解决这一难题,研究人员将重点放在了误差参数快速估计技术上。Chang 和 Yang 等^[13-14]均在卡尔曼滤波器中引入陀螺角速度信息,从而提升误差参数的可观测性。相比之下, Yang 等^[14]基于载体系构建了更简洁的角速度信息观测模型,引入陀螺角速度信息加速误差参数的收敛,但对准过程对震动极为敏感。Song 等^[15]针对低精度惯导系统提出基于伪姿态测量的快速双位置对准方法,利用静态条件下姿态不变性约束构建出基于速度和伪姿态的分段测量模型,在 50 s 内实现零偏稳定性在 $1.8(^{\circ})/\text{h}$ 的陀螺零偏快速估计。Zhou 等^[16]将水平阻尼网络引入误差模型,建立位置匹配的 Kalman 滤波器,利用纬度误差对 SRINS 的天向陀螺零偏进行估计,精度优于 $0.001(^{\circ})/\text{h}$ 。Wei 等^[17]提出一种基于遗传算法和支持向量回归的方法,用于 SRINS 中环形激光陀螺仪天向零偏的估计,可在 16 h 内获得 $0.0002(^{\circ})/\text{h}$ 的精度。

在上述研究的基础上,本文针对大型飞机等平台在 10 min 级对准时间难以获得高精度天向陀螺零偏的问题,提出一种利用转位机构固有的高精度角增量信息进行辅助的天向陀螺零偏估计方法,在不增加额外传感器的条件下,显著提升短时约束下天向陀螺零偏的收敛速度与估计精度。综合考虑工程应用中多种误差源的影响,给出了具备稳定性的转位策略与滤波模型。静态与车载导航实验验证了方法可以实现短时高精度零偏估计的同时,有力保障了系统长航时的导航定位精度。

2 SRINS 误差模型

考虑到初始对准过程中姿态误差主要源于

惯导系统的零偏误差,建立输出模型如下:

$$\begin{cases} \omega_{is}^s = \omega_{ie}^s + \omega_{en}^s + \omega_{nb}^s + \omega_{bs}^s + \epsilon^s + w_\epsilon^s \\ f^s = -g^s + \nabla^s + w_\nabla^s \end{cases}, \quad (1)$$

其中: ω_{is}^s 是陀螺输出角速度, ω_{ie}^s 是地球自转角速度, ω_{en}^s 是导航坐标系 n 系相对于地球坐标系 e 系转动的角速度, ω_{nb}^s 是载体坐标系 b 系相对于 n 系转动的角速度, ω_{bs}^s 是惯性测量单元坐标系 s 系相对于 b 系转动的角速度, ϵ^s 是陀螺零偏, w_ϵ^s 是陀螺仪噪声, f^s 是加速度计输出, g^s 是重力加速度, ∇^s 是加速度计零偏, w_∇^s 是加速度计噪声。

建立陀螺仪的比例因子误差 S_g 和安装误差 M_g 的数学模型:

$$M_g = \begin{bmatrix} 0 & \delta\theta_{xz}^g & -\delta\theta_{xy}^g \\ -\delta\theta_{yz}^g & 0 & \delta\theta_{yx}^g \\ \delta\theta_{zy}^g & -\delta\theta_{zx}^g & 0 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

$$S_g = \begin{bmatrix} S_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & S_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & S_{gz} \end{bmatrix}. \quad (3)$$

结合式(1)建立惯导系统误差微分方程:

$$\dot{\phi}^n = -\omega_{in}^n \times \phi^n + \delta\omega_{in}^n - C_s^n(\epsilon^s + w_\epsilon^s), \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{V}^n &= f^n \times \phi^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V^n - \\ & (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times V^n + C_s^n(\nabla^s + w_\nabla^s), \end{aligned} \quad (5)$$

$$\dot{\epsilon}^s = 0, \quad (6)$$

$$\dot{\nabla}^s = 0, \quad (7)$$

其中: ϕ^n 是惯导解算的 n' 系与 n 系之间的欧拉平台误差角, ω_{in}^n 是 n 系相对惯性坐标系 i 系转动的角速度, $\delta\omega_{in}^n$ 是 n 系相对 i 系转动的角速度计算误差, C_s^n 是 s 系到 n 系的方向余弦矩阵, V^n 是惯导解算的速度, δV^n 是惯导解算的速度误差, $\delta\omega_{ie}^n$ 是地球自转角速度的计算误差, $\delta\omega_{en}^n$ 是 n 系相对于 e 系转动的角速度误差。

3 基于转位机构角增量的陀螺零偏估计模型

3.1 Kalman 滤波器状态方程

状态方程为:

$$\dot{X} = FX + GW. \quad (8)$$

状态向量 X 为:

$$X = [(\phi^n)^T (\delta V^n)^T (\epsilon^s)^T (\nabla^s)^T]^T. \quad (9)$$

由式(4)~式(7)得到状态转移矩阵:

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & -\tilde{C}_s^n & 0_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} & 0_{3 \times 3} & \tilde{C}_s^n \\ 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} & 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (10)$$

其中: $F_{11}, F_{12}, F_{21}, F_{22}$ 与Camberlein等^[18]描述保持一致。

噪声驱动矩阵 G 和过程噪声 W 分别为:

$$W = [w_\epsilon^s \ w_\nabla^s]^T, \quad (11)$$

$$G = \begin{bmatrix} -\tilde{C}_s^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \tilde{C}_s^n \\ 0_{6 \times 3} \end{bmatrix}. \quad (12)$$

3.2 KF观测方程

IMU坐标系下失准角微分方程为:

$$\dot{\phi}^s = -\omega_{is}^s \times \phi^s - C_n^s \delta\omega_{in}^n + \delta\omega_{is}^s, \quad (13)$$

其中: ϕ^s 为计算得到的IMU坐标系 s' 系相对于真 s 系的失准角。

静基座条件下,已知系统的速度始终为零,因水平失准角快速收敛至小值,在位置精确已知的前提下,可将式(13)中 ϕ^s 微分方程简化为:

$$\dot{\phi}_z^s = \epsilon_z^s. \quad (14)$$

因此,在 Δt 时间内,惯导系统解算的 $C_{s_t+\Delta t}^{s_t}$ 所对应的角度增量 $\Delta\theta$ 应与转位机构输出的角增量 $\Delta\theta$ 一致,若两者出现偏差时,则应为 ϵ_z^s 影响。

由上述结论构建包含转位机构角增量和速度误差的观测向量:

$$Z = [\tilde{V}_E^n - 0 \ \tilde{V}_N^n - 0 \ \tilde{V}_U^n - 0 \ (\Delta\theta - \Delta\theta)/\Delta t]^T, \quad (15)$$

其中: $\tilde{V}^n = [\tilde{V}_E^n \ \tilde{V}_N^n \ \tilde{V}_U^n]^T$ 为惯导系统解算的速度, $\Delta\theta$ 为惯导系统解算的 Δt 时间段内转动的角增量。

则测量方程可写作:

$$Z = \begin{bmatrix} \tilde{V}^n - 0 \\ (\Delta\theta - \Delta\theta)/\Delta t \end{bmatrix} = HX + \nu, \quad (16)$$

其中: ν 为测量噪声, H 为观测矩阵,表示为:

$$\nu = [\nu_{\delta V} \ \nu_\epsilon]^T, \quad (17)$$

$$H = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 6} \\ 0_{1 \times 8} & 1 & 0_{1 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (18)$$

其中: $\nu_{\delta V} = [\nu_{\delta V_E} \ \nu_{\delta V_N} \ \nu_{\delta V_U}]$ 为速度误差观测噪声, ν_ϵ 为角增量差观测噪声,由陀螺噪声和转位机构输出误差决定。

3.3 KF 滤波过程

每个滤波周期内,先执行时间更新:

$$\begin{cases} \hat{X}_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} \hat{X}_{k-1|k-1} \\ P_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} P_{k-1|k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q \end{cases} \quad (19)$$

随后执行量测更新:

$$\begin{cases} K_k = P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R)^{-1} \\ \hat{X}_{k|k} = \hat{X}_{k|k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k|k-1}) \\ P_{k|k} = (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \end{cases} \quad (20)$$

最终进行反馈校正:

$$\begin{cases} \bar{C}_{sk}^n = (I + (\hat{\phi}_k^n \times)) \bar{C}_{sk}^n \\ \bar{V}_k^n = \bar{V}_k^n - \delta \hat{V}_k^n \end{cases} \quad (21)$$

其中: $\Phi_{k|k-1}$ 为离散化状态转移矩阵, $\hat{X}_{k-1|k-1}$ 为 $k-1$ 时刻状态向量的后验估计值, $P_{k-1|k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的状态估计均方误差矩阵, $\Phi_{k|k-1}^T$ 表示 $\Phi_{k|k-1}$ 的转置矩阵, Q 为惯性测量单元输出白噪声的均方误差矩阵, R 是量测噪声协方差矩阵, $\hat{X}_{k|k-1}$ 为状态向量的一步预测值, $P_{k|k-1}$ 是相应的均方误差矩阵, K_k 为滤波增益, $\hat{X}_{k|k}$ 为状态向

量的后验估计值, $P_{k|k}$ 为状态向量后验估计均方误差阵, $\hat{\phi}_k^n$ 和 $\delta \hat{V}_k^n$ 分别为滤波器量测更新后得到的 k 时刻的失准角误差估计值和速度误差估计值。

当转位机构输出的角增量误差为标准差 σ 的随机误差时,将导致天向陀螺零偏收敛过程方差增大,影响估计结果。为抑制转位机构误差对天向陀螺零偏收敛值的影响,在滤波器量测更新阶段引入滑动窗口机制,滤波过程如图 1 所示。滤波器整个滤波过程均 1 s 执行一次递推滤波,但观测量的构造方式随滤波进程改变,在初始的 Δt 时间内,系统使用转位机构最近输出的 1 s 角增量信息进行辅助观测更新, Δt 时间后,切换为转位机构输出的 Δt 时间内角增量信息进行观测更新。转位机构输出的角增量信息精度差时,可适度延长 Δt ,即通过延长观测信息的时间跨度,弱化转位机构输出误差对系统天向陀螺零偏估计值的影响。该方法适用于解决角增量误差为零均值随机误差及转位机构存在常值绝对角度测量偏差时的情况。

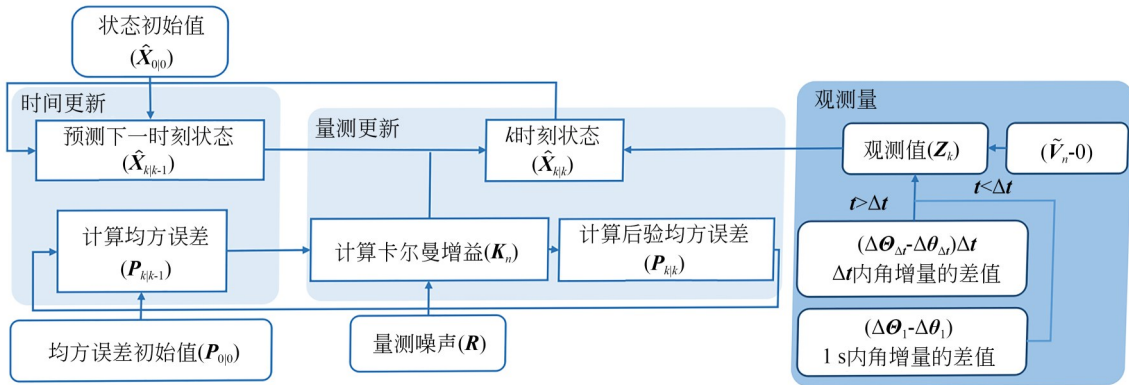


图 1 滤波流程示意图

Fig. 1 Schematic diagram of filtering process

由于天向陀螺零偏与角增量观测之间是线性可分离的,且其他状态对其估计的耦合较小,因此卡尔曼滤波在稳态时递推得到的天向陀螺零偏估计方差 σ_ϵ^2 趋向于最小二乘估计的方差模型,即:

$$\sigma_\epsilon^2 = \frac{\sigma^2}{N \Delta t^2}, \quad (22)$$

其中 N 为量测更新次数。由该式和惯导系统的

大致参数可适当选择转位机构的精度和 Δt 的设置。

4 转位策略设计

SRINS 陀螺仪的比例因子误差和安装误差所引起的输出误差 $\delta \tilde{\omega}_{is}^s$ 为:

$$\delta \tilde{\omega}_{is}^s = (M_g + S_g) \omega_{is}^s. \quad (23)$$

由式(23)计算出两者对 ϕ_z^s 造成的误差:

$$\delta\phi_z^s = \int_0^{\Delta t} \delta\omega_{isz}^s dt = \omega_{iez}^s \delta\theta_{zy}^g - \omega_{iey}^s \delta\theta_{zx}^g + \omega_{bsz}^s S_{gz} \Delta t + \omega_{iez}^s S_{gz} \Delta t. \quad (24)$$

地球自转角速度、比例因子误差和安装误差均视为小量,忽略二阶小量后得到:

$$\delta\phi_z^s \approx \omega_{bsz}^s S_{gz} \Delta t. \quad (25)$$

可见,比例因子误差仅在转动过程中对 ϕ_z^s 造成影响,进而作用于天向陀螺零偏的收敛。参考 Fan 等^[19]转位方式设计原则,首先设置转位方式为正反转,在反转过程抵消正转过程比例因子误

差的影响;考虑到连续旋转会引起转位机构额外的控制误差,并且静止段不仅更容易激发陀螺和加速度计的零偏误差,也会使角增量观测不受陀螺比例因子误差和转位机构输出误差的影响,提供更准确的观测量,因此将转位方式设置为静止—旋转交替;同时保证转动和静止段均轴对称,以此尽可能减弱水平方向陀螺零偏对姿态误差造成的影响;最后选择转位机构常用旋转角速度为 $20(^{\circ})/\text{s}$,每次转动前后均设置 108 s 的静止段,对准时间为转动策略的一个周期。方案如图 2 所示,图中每一个箭头表示一次转动。

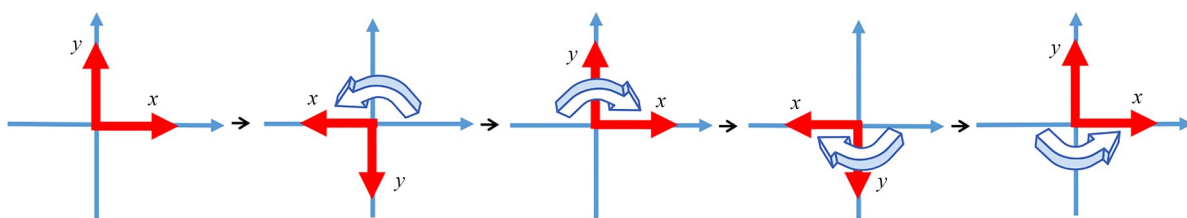


图 2 转位策略设计

Fig. 2 Design of indexing strategy

5 仿真实验

采用仿真分析验证本文方法的可行性,载体初始姿态设为:俯仰角 0° 、横滚角 0° 、航向角 -90° ,初始速度为 0,初始位置为 28.22°N 、 112.99°E ,海拔高度为 60 m。对准时长为 15 min,传统方法(以速度误差为观测量)记为方法 1,本文方法记为方法 2。SRINS 的误差参数设置见表 1,滤波器参数设置如表 2 所示($\sigma = 1''$, $\Delta t = 40 \text{ s}$ 时)。

表 1 系统仿真参数设置

Tab. 1 System simulation parameter settings

Error parameter	Set value
$\epsilon^s / ((^{\circ}) \cdot \text{h}^{-1})$	[0.001 0.001 0.001]
$w_{\epsilon}^s / ((^{\circ}) \cdot \text{h}^{-\frac{1}{2}})$	[0.000 2 0.000 2 0.000 2]
$\nabla^s / \mu\text{g}$	[20 20 20]
$w_{\nabla}^s / (\mu\text{g} \cdot \text{Hz}^{-\frac{1}{2}})$	[2 2 2]

表 2 滤波器参数设置

Tab. 2 Filter parameter settings

Param.	Set value
P	$\text{diag} \left\{ \begin{array}{l} (0.01^{\circ})^2, (0.01^{\circ})^2, (0.01^{\circ})^2, \\ (0.01 \text{ m/s})^2, (0.01 \text{ m/s})^2, \\ (0.01 \text{ m/s})^2, (0.001(^{\circ})/\text{h})^2, \\ (0.001(^{\circ})/\text{h})^2, (0.001(^{\circ})/\text{h})^2, \\ (20 \mu\text{g})^2, (20 \mu\text{g})^2, (20 \mu\text{g})^2 \end{array} \right\}$
Q	$\text{diag} \left\{ \begin{array}{l} (0.000 2(^{\circ})/\sqrt{\text{h}})^2, (0.000 2(^{\circ})/\sqrt{\text{h}})^2, \\ (0.000 2(^{\circ})/\sqrt{\text{h}})^2, (2 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}})^2, \\ (2 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}})^2, (2 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}})^2, 0_{1 \times 6} \end{array} \right\}$
R	$\text{diag} \left\{ \begin{array}{l} (0.01 \text{ m/s})^2, (0.01 \text{ m/s})^2, \\ (0.01 \text{ m/s})^2, (0.025(^{\circ})/\text{s})^2 \end{array} \right\}$

5.1 可观测性分析

采用 Yan 等^[20]基于协方差的可观测度分析方法,依据协方差 P_k 性质,状态变量 $X_{k(j)}$ ($j = 1, 2, \dots, 12$) 的可观测性定义为 $\sigma_{k(j)} = \sqrt{\frac{P_{0(j,j)}}{P_{k(j,j)}}}$ 。

天向陀螺零偏收敛精度和速度决定了初始对准的性能,为评估其可观测性,绘制 ϵ_z^s 关于时间的对数曲线 $\sigma_{k(j)}$,如图 3 所示。可以看出,相比于速度误差为观测量的方法,天向陀螺零偏的可观测度由 1.1 增长至 299.8,提升幅度较为明显。

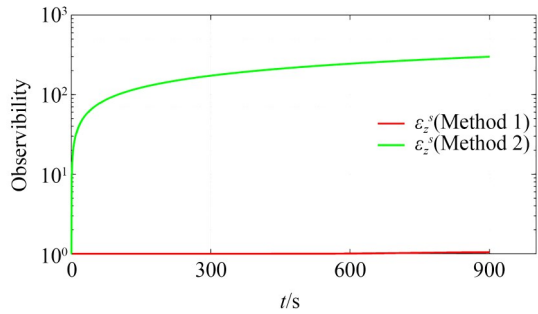


图 3 可观测性分析
Fig. 3 Observability analysis

5.2 仿真结果分析

在 15 min 初始对准仿真中,航向失准角与天向陀螺零偏的收敛曲线分别如图 4 和图 5 所示。可以看出,在方法 2 的作用下,航向失准角和天向陀螺零偏均在 15 min 内快速收敛,转位机构输出无误差时,天向陀螺零偏的估计精度达到 $0.5 \times 10^{-4} (^{\circ})/h$,而方法 1 得到的天向陀螺零偏曲线并未达到收敛状态。表 3 给出了两种方法的对准结果,方法 1 的航向角误差为 $3.3 \times 10^{-3} ^{\circ}$,方法 2 误差为 $0.9 \times 10^{-3} ^{\circ}$,误差减小 $2.4 \times 10^{-3} ^{\circ}$,表明本文方法具有更高的初始对准精度。

采用仿真分析的方式研究转位机构输出误差、陀螺仪比例因子误差和安装误差以及转位方式对天向陀螺零偏和航向角收敛的影响情况。考察比例因子误差影响时,向 z 轴陀螺仪添加 0.5×10^{-6} 及 10×10^{-6} 的比例因子误差,图 6 和图 7 给出了对应条件下航向失准角和天向陀螺零

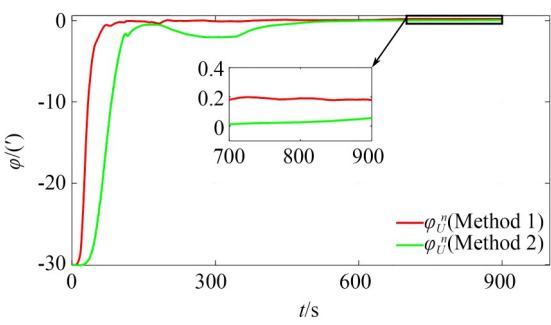


图 4 航向失准角收敛曲线
Fig. 4 Course deviation angle convergence curves

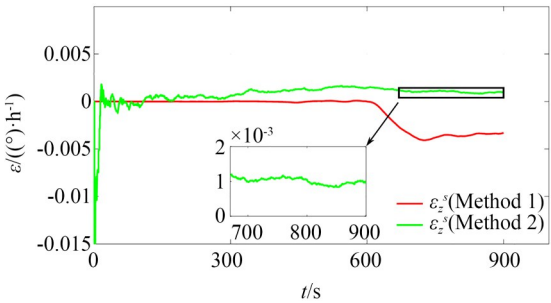


图 5 天向陀螺零偏收敛曲线
Fig. 5 Vertical gyro bias zero convergence curves

偏的收敛曲线。结果表明: S_{gz} 仅在惯导转动过程产生影响,其数值越大,正反转阶段的震荡幅值越高,但反转过程会抵消正转过程产生的效应,对最终航向失准角和天向陀螺零偏的收敛影响基本可以忽略,符合理论分析的结果。

分别将 $\delta\theta_{zx}^s, \delta\theta_{zy}^s = 0'', 30'', 40''$ 的安装误差添加到系统,收敛结果如图 8 和图 9 所示。结果表明,安装误差对航向失准角和天向陀螺零偏的影响均较小,对最终收敛值的影响基本可以忽略。

当给转位机构输出的角增量添加 $\sigma = 5''$ 和 $\sigma = 10''$ 的随机误差时,仿真结果如图 10 和图 11 所示。可以看到,滤波器改进后,转位机构输出误差对航向失准角和天向陀螺零偏的影响

表 3 不同方法对准结果

Tab. 3 Alignment results using different methods

Different methods	Pitch angle $\gamma/(^{\circ})$	Roll angle $\phi/(^{\circ})$	Heading angle $\psi/(^{\circ})$	Heading error $\delta\psi/(^{\circ})$
Method 1 (15 min)	0	0.000 1	-89.996 7	0.003 3
Method 2 (15 min)	0.000 1	0	-89.999 1	0.000 9

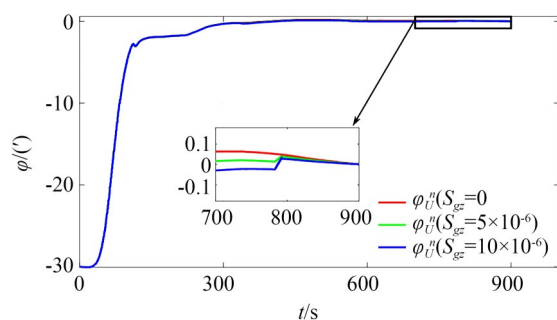


图 6 航向失准角收敛曲线

Fig. 6 Course deviation angle convergence curve

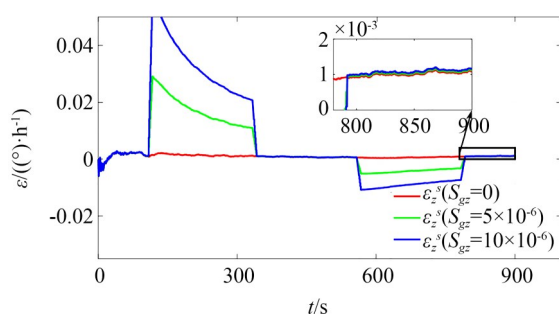


图 7 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 7 Vertical gyro zero bias convergence curves

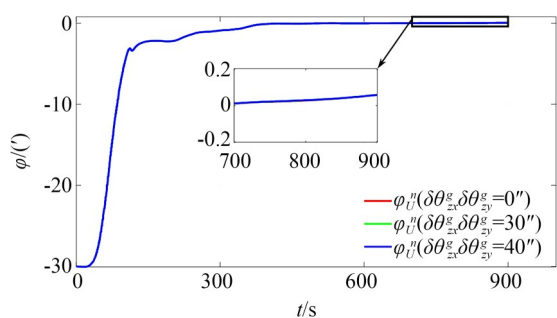


图 8 航向失准角收敛曲线

Fig. 8 Course deviation angle convergence curves

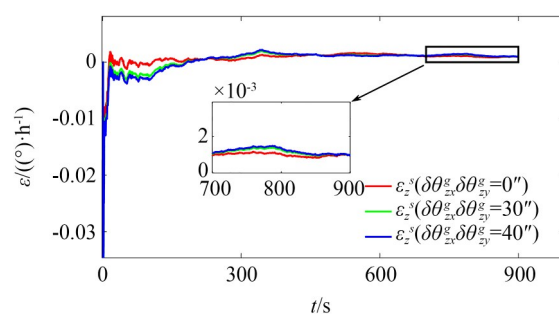


图 9 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 9 Vertical gyro zero bias convergence curves

较小。

将 $S_{gz}=5\times 10^{-6}$, $\delta\theta_{zx}^g\delta\theta_{zy}^g=30''$, $\sigma=1''$ 的误差添加到系统,不同转位策略下,航向失准角和天向陀螺零偏收敛结果如图 12 和图 13 所示。其中,策略一为本文转位方案,策略二将策略一中的静止段改为 47 s,转动角速度为 $10(^{\circ})/\text{s}$,策略三为沿单方向持续旋转,旋转角速度为 $2(^{\circ})/\text{s}$ 。比较图中收敛曲线可以得出本文所设转位方式的结果最接近所设置的真值。

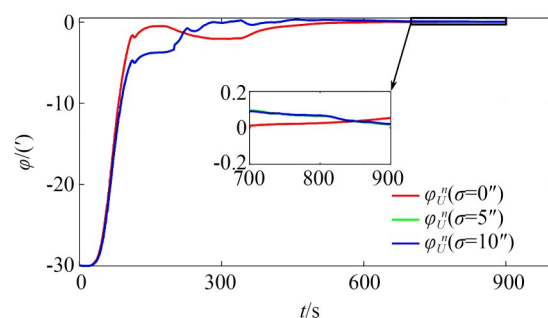


图 10 航向失准角收敛曲线

Fig. 10 Course deviation angle convergence curves

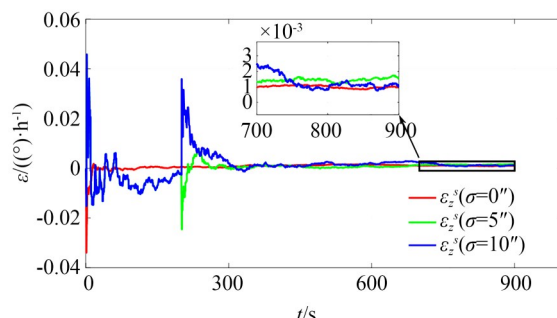


图 11 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 11 Vertical gyro zero bias convergence curves

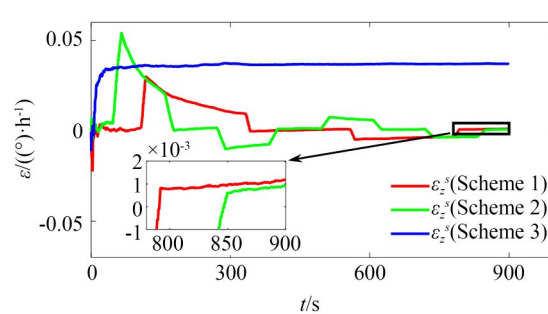


图 12 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 12 Vertical gyro zero bias convergence curves

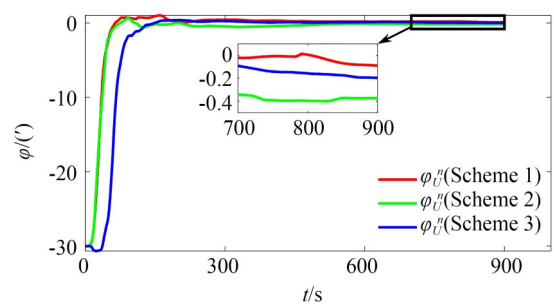


图 13 航向失准角收敛曲线

Fig. 13 Course deviation angle convergence curves

6 实 验

使用激光陀螺惯导系统进行验证实验,为获得天向陀螺零偏的参考基准,将系统置于静基座条件下,采用单轴旋转调制并以速度误差为观测量的精对准方式,连续采集 10 h 数据进行长时间对准过程,天向陀螺零偏虽可观测性弱,但在足够长的对准时间下仍可充分收敛至稳态,故将 10 h 对准收敛的最终结果作为评价短时收敛结果的基准真值,截取最后 15 min 的数据进行两种方法的对准并与 10 h 实验结果进行对比;之后重启系统,连续采集 12 h 15 min 数据,针对开始的 15 min 数据,分别采用两种不同的对准方法进行初始对准处理,将两种方法估计得到的天向陀螺零偏分别对系统进行补偿,并在此基础上开展持续 12 h 的静态导航实验。

表 4 列出了 3 次初始对准的结果,图 14 和图 15 给出了天向陀螺零偏的收敛曲线。以 10 h 长时间对准结果为基准,相较于传统方法 15 min 的对准误差,本文方法在 15 min 内使航向角误差减

小 $2.3 \times 10^{-3}^{\circ}$,此外,天向陀螺零偏在 1 h 内估计精度优于 $3.2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{h}$ 。

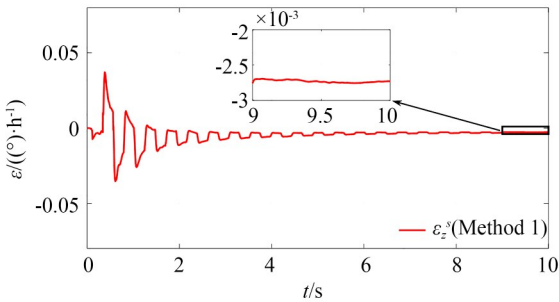


图 14 10 h 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 14 Vertical gyro zero bias convergence at 10 h

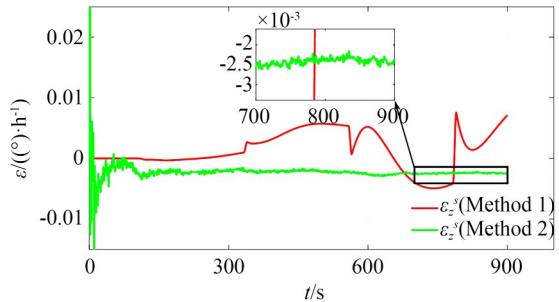


图 15 15 min 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 15 Vertical gyro zero bias convergence at 15 min

图 16 和图 17 给出了 12 h 静态导航实验结果。经方法 2 初始对准及天向陀螺零偏补偿后,经纬度方向定位误差大幅下降,12 h 静态导航最大定位误差由 1.34 n mile 减小至 0.15 n mile,减小 88.8%。

表 4 不同方法对准结果

Tab. 4 Alignment results using different methods

Different method	Pitch angle $\gamma/(^{\circ})$	Roll angle $\phi/(^{\circ})$	Heading angle $\psi/(^{\circ})$	Heading error $\delta\psi/(^{\circ})$
Method 1 (10 hour)	0.039 3	-0.006	127.318 2	—
Method 1 (15 min)	0.039 7	-0.005 5	127.314 4	-0.003 8
Method 2 (15 min)	0.039 7	-0.005 5	127.316 7	-0.001 5

为验证对准及天向陀螺零偏补偿后,系统在动态导航条件下的定位精度,开展跑车实验。除导航过程中系统置于车辆上正常行驶外,其余流程与静态导航实验完全相同,车载实验及行驶路线如图 18 和图 19 所示。

以 10 h 长时间对准结果为参考基准,本文方法在 15 min 内得到的航向角误差为 $1.7 \times 10^{-3}^{\circ}$,较传统方法的 15 min 结果减小了 $1.1 \times 10^{-3}^{\circ}$;同时,天向陀螺零偏的估计精度优于 $6.2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{h}$,如图 20、图 21,及表 5 所示。

表 5 不同方法的对准结果

Tab. 5 Alignment results using different methods

Different method	Pitch angle $\gamma/(^{\circ})$	Roll angle $\phi/(^{\circ})$	Heading angle $\psi/(^{\circ})$	Heading error $\delta\psi/(^{\circ})$
Method 1 (10 h)	0.813 9	-0.108 6	-95.411 6	—
Method 1 (15 min)	0.814 5	-0.108 8	-95.408 8	0.002 8
Method 2 (15 min)	0.814 5	-0.108 8	-95.409 9	0.001 7

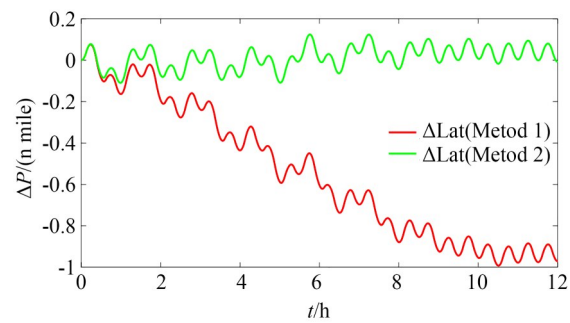


图 16 12 h 静态导航纬度定位误差

Fig. 16 12 h static navigation latitude error

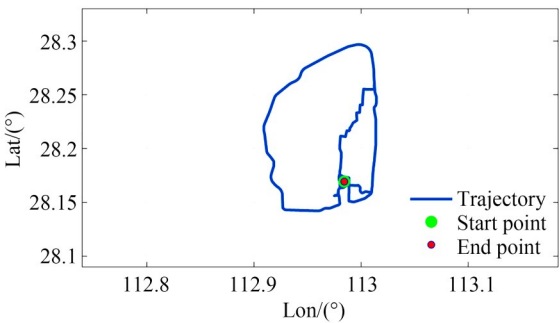


图 19 运动轨迹

Fig. 19 Motion trajectory

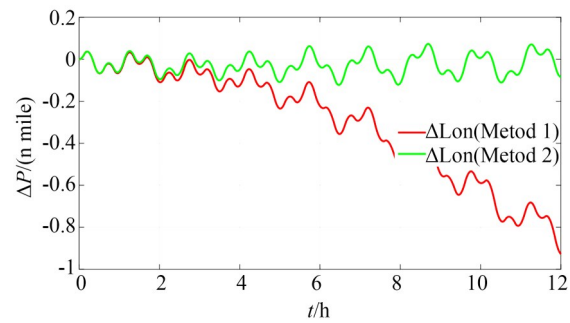


图 17 12 h 静态导航经度定位误差

Fig. 17 12 h static navigation longitude error

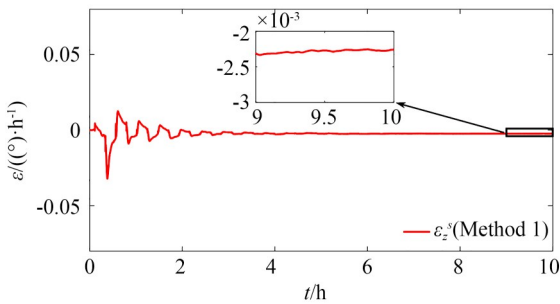


图 20 10 h 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 20 Vertical gyro zero bias convergence at 10 h



图 18 车载导航实验设备

Fig. 18 Vehicle navigation experimental setup

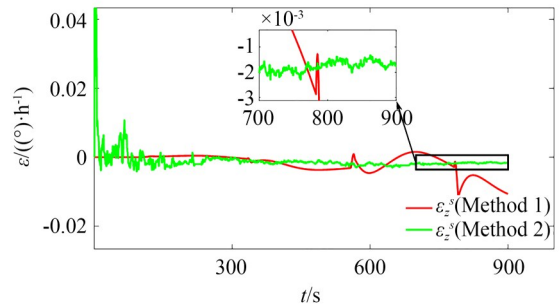


图 21 15 min 天向陀螺零偏收敛曲线

Fig. 21 Vertical gyro zero bias convergence at 15 min

12 h 跑车导航实验结果如图 22 和图 23 所示。采用方法 2 进行初始对准并补偿天向陀螺零偏后,经纬度方向的定位误差均减小,整体上,

12 h 导航的最大定位误差从 1.27 n mile 降至 0.76 n mile,减小 40.2%。

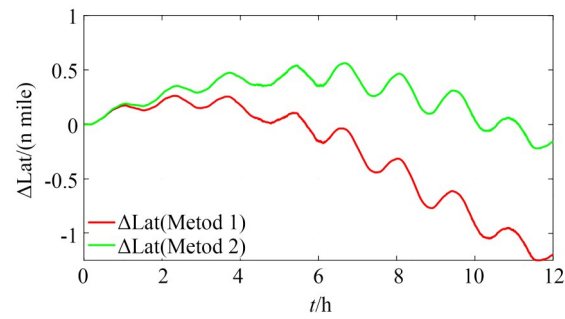


图 22 12 h 跑车实验纬度定位误差
Fig. 22 12 h road test latitude error of sports car experiment

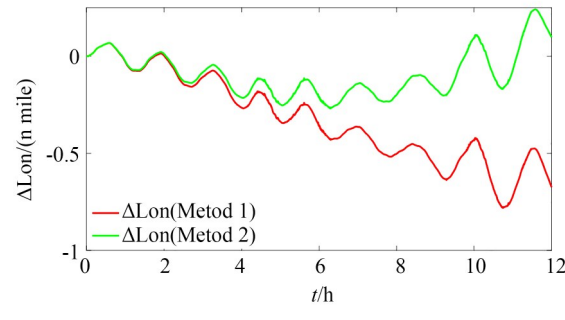


图 23 12 h 跑车实验经度定位误差
Fig. 23 12 h road test longitude error of sports car experiment

为进一步验证方法在更长时间下的收敛性与精度提升,将初始对准时间延长至 60 min,并再次开展跑车实验,实验流程不变,车辆运动轨迹如图 24 所示。

表 6 为初始对准结果,天向陀螺零偏收敛曲线如图 25 和图 26 所示。以 10 h 对准结果为基准,本文方法在 60 min 内相较于传统方法航向角误差减小 $1.2 \times 10^{-3}^{\circ}$,天向陀螺零偏估计精度优于 $2 \times 10^{-4} (^{\circ})/\text{h}$ 。

图 27 和图 28 给出了 12 h 跑车结果,经方法 2

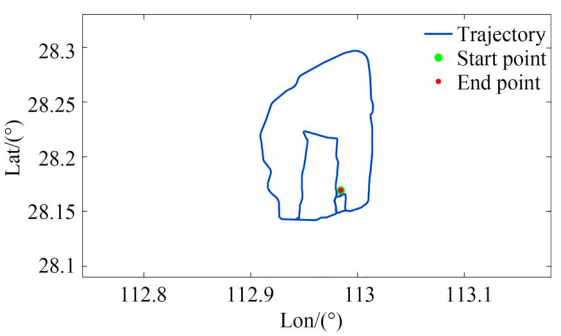


图 24 运动轨迹
Fig. 24 Motion trajectory

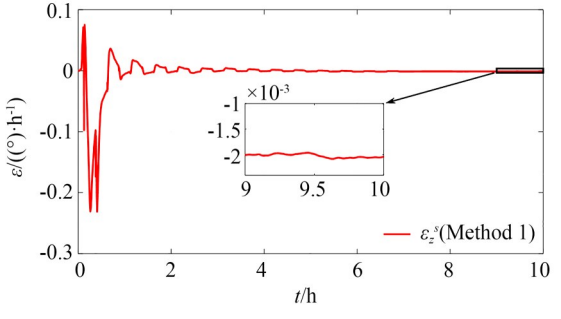


图 25 10 h 天向陀螺零偏收敛曲线
Fig. 25 Vertical gyro zero bias convergence at 10 h

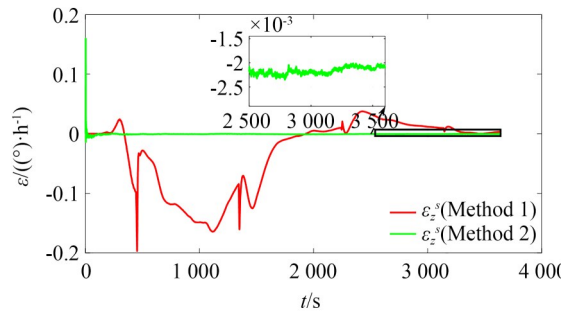


图 26 60 min 天向陀螺零偏收敛曲线
Fig. 26 Vertical gyro zero bias convergence at 60 min

初始对准及天向陀螺零偏补偿后,12 h 导航最大定位误差从 1.19 n mile 降至 0.3 n mile,减小 74.8%。

表 6 不同方法对准结果

Tab. 6 Alignment results using different methods

Different method	Pitch angle $\gamma/(^{\circ})$	Roll angle $\phi/(^{\circ})$	Heading angle $\psi/(^{\circ})$	Heading error $\delta\psi/(^{\circ})$
Method 1 (10 h)	0.116 1	-1.923 2	5.666 7	—
Method 1 (60 min)	0.116 0	-1.922 7	5.668 3	0.001 6
Method 2 (60 min)	0.116 0	-1.922 7	5.667 1	0.000 4

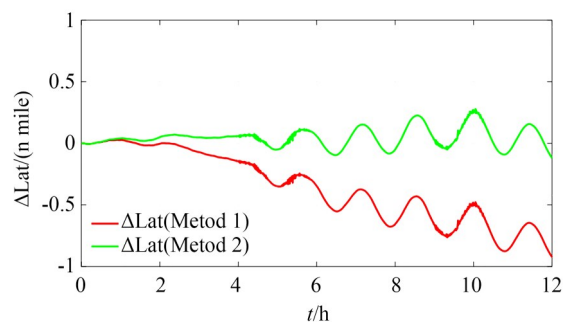


图 27 12 h 跑车实验纬度定位误差

Fig. 27 12 h road test latitude error of sports car experiment

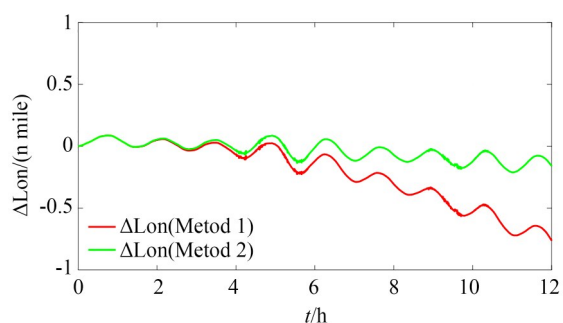


图 28 12 h 跑车实验经度定位误差

Fig. 28 12 h road test longitude error of sports car experiment

实验结果表明,当对准时间延长至 60 min,本文方法的天向陀螺零偏估计精度进一步提升,验证了更长时间下良好的收敛性和稳定性,但与 15 min 结果相比,精度提升幅度已明显趋缓。

参考文献:

- [1] LEVINSON E, HORST JTER, WILLCOCKS M. The next generation marine inertial navigator is here now[C]. *Proceedings of 1994 IEEE Position, Location and Navigation Symposium-PLANS'94*, April 11-15, 1994, Las Vegas, NV, USA. IEEE, 2002: 121-127.
- [2] 王林,魏国,练军想,等. 联合旋转调制激光陀螺惯导性能在线评估[J]. *光学精密工程*, 2018, 26(3): 578-587.
WANG L, WEI G, LIAN J X, *et al.* Online performance evaluation of RLG INS based on joint rotation and modulation[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2018, 26(3): 578-587. (in Chinese)

7 结 论

针对单轴旋转惯导系统初始对准中天向陀螺零偏估计收敛慢的问题,本文提出一种基于转位机构角增量观测的估计方法,在不增加系统复杂度的前提下,提高了天向陀螺零偏的可观测性和短时估计精度;通过滑动窗口滤波与正反转策略的协同设计,抑制了工程应用中多种误差源对估计精度的影响,增强了算法的稳定性;最终,静态与车载导航实验一致验证了本方法在定位精度提升方面的优势。

需要指出的是,当前方法主要针对静基座条件,载体怠速状态时,发动机的持续振动将耦合进入角增量观测,影响估计精度。本文利用预设时间窗口内角增量积累的平滑效应,初步构建了抑制高频振动干扰的鲁棒估计框架。后续工作将针对怠速及人员登离等异常扰动场景,引入信息预处理和异常信息检测等手段,进一步提升复杂振动环境下的估计性能。

作者贡献声明:

- 孟红杰:实验验证,论文构思与撰写;
李 鼎:实验设计,论文审核;
姜琪欣:实验指导;
吴宇韬、兰天:数据处理分析;
刘超:论文审核与编辑写作;
李慧平:论文审核;
姜雨琪:初稿撰写;
于旭东:方法提出,实验指导及论文审核。

- [3] GUAN B F, LIU Z P, WEI D, *et al.* Design of a multi-position alignment scheme [J]. *Sensors*, 2024, 24(6): 1938.
- [4] LI D, LOU Q X, XIAO Y Q, *et al.* A dual-axis rotation scheme for high-precision RLG inertial navigation systems considering the G-sensitive misalignment [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2024, 73: 8502415.
- [5] ZHU T, WANG L F, ZOU T, *et al.* A dual-axis rotation scheme for redundant rotational inertial navigation system [J]. *Micromachines*, 2023, 14(2): 351.
- [6] LU Y, WANG W, LIU Y A, *et al.* An improved rotational modulation scheme for tri-axis rotational inertial navigation system (RINS) with fiber optic

- gyro (FOG)[J]. *Applied Sciences*, 2023, 13(14): 8394.
- [7] SHI W C, XU J N, LI D, *et al.* Attitude estimation of SINS on underwater dynamic base with variational Bayesian robust adaptive Kalman filter[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2022, 22(11): 10954-10964.
- [8] 王琦, 高春峰, 应智慧, 等. 捷联惯导系统单位置初始对准可观性分析[J]. *中国激光*, 2018, 45(1): 0101004.
- WANG Q, GAO C H F, YING Z H H, *et al.* Observability analysis of fixed position initial alignment of strapdown inertial navigation system[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2018, 45(1): 0101004. (in Chinese)
- [9] 龙兴武, 于旭东, 张鹏飞, 等. 激光陀螺单轴旋转惯性导航系统[J]. *中国惯性技术学报*, 2010, 18(2): 149-153.
- LONG X W, YU X D, ZHANG P F, *et al.* Single-rotating inertial navigation system with ring laser gyroscope [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2010, 18(2): 149-153. (in Chinese)
- [10] 于旭东. 二频机抖激光陀螺单轴旋转惯性导航系统若干关键技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.
- YU X D. *Research on Some Key Technologies for Single-axis Rotation Inertial Navigation System with Mechanically Dithered Ring Laser Gyroscope* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [11] LI K, CHEN Y P, WANG L C. Online self-calibration research of single-axis rotational inertial navigation system[J]. *Measurement*, 2018, 129: 633-641.
- [12] 于旭东, 王宇, 张鹏飞, 等. 单轴旋转惯导系统中陀螺漂移的精确校准[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1201-1207.
- YU X D, WANG Y, ZHANG P F, *et al.* Calibration of RLG drift in single-axis rotation INS [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(6): 1201-1207. (in Chinese)
- [13] CHANG G B. Fast two-position initial alignment for SINS using velocity plus angular rate measurements[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 56(7): 1331-1342.
- [14] YANG H T, ZHOU B, WANG L X, *et al.* A novel method for fast stationary initial alignment based on extended measurement information [J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 165873-165883.
- [15] SONG C Y, JI C J, WU Y F, *et al.* A fast two-position alignment method based on pseudo-attitude measurement for low-cost SINS [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2025, 74: 8509312.
- [16] 周章华, 徐海刚, 吴亮华, 等. 单轴旋转 SINS 方位陀螺漂移分析与估计[J]. *中国惯性技术学报*, 2013, 21(1): 31-36.
- ZHOU Z H H, XU H G, WU L H, *et al.* Analysis and estimation for azimuth gyro drift of single-axis rotation SINS [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2013, 21(1): 31-36. (in Chinese)
- [17] WEI G, YU X D, LONG X W. Novel approach for identifying Z-axis drift of RLG based on GA-SVR model [J]. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2014, 25(1): 115-121.
- [18] CAMBERLEIN L, MAZZANTI F. Calibration technique for laser gyro strapdown inertial navigation systems [C]. *Proceedings of 15th Symposium Gyro Technology, September 17-19, 1985, Stuttgart, Germany*.
- [19] FAN H Y, XIE Y P, WANG Z C, *et al.* A unified scheme for rotation modulation and self-calibration of dual-axis rotating SINS [J]. *Measurement Science and Technology*, 2021, 32(11): 115113.
- [20] YANG G M, YANG X K, SU X J, *et al.* Error distribution method and analysis of observability degree based on the covariances in Kalman filter[C]. *2018 37th Chinese Control Conference (CCC). July 25-27, 2018, Wuhan, China*. IEEE, 2018: 4900-4905.

作者简介:



孟红杰(2000—),男,河南商丘人,硕士研究生,2024年于郑州轻工业大学获得学士学位,主要从事光电惯性技术及激光陀螺技术方面的研究。E-mail: menghongjie12345@163.com

通讯作者:



于旭东(1982—),男,吉林长春人,博士,副研究员,2005年、2011年于国防科技大学分别获得学士和博士学位,主要从事光电惯性技术及激光陀螺技术方面的研究。E-mail: yuxudong07@nudt.edu.cn