

陀螺罗经和计程仪辅助的 GNSS/SINS 松组合导航系统*

顾明星¹ 刘 卫¹ 胡 媛² 谢宗轩¹ 赵建森¹ 王胜正¹

1. 上海海事大学商船学院, 上海 201306

2. 上海海洋大学工程学院, 上海 201306



摘 要 针对 GNSS/SINS 组合导航系统在全球导航卫星系统 (GNSS) 失效情况下, 系统导航误差会因捷联式惯性导航系统 (SINS) 的误差积累而迅速扩大的问题, 提出一种基于卡尔曼滤波 (KF) 的 GNSS/SINS/GC/VL 松组合导航系统及算法。该算法利用引入的航向和航速信息建立滤波方程, 可以实现在滤波后对 SINS 进行误差修正。仿真结果表明, 有陀螺罗经和计程仪辅助的 GNSS/SINS 组合导航系统在 GNSS 失效情况下, 其定位误差比传统 GNSS/SINS 松组合的定位误差小。

关键词 松组合; 卡尔曼滤波 (KF); 陀螺罗经; 计程仪

中图分类号: TN967.2 **文献标识码**: A

文章编号: 1006-3242(2020)01-0008-07

A Loosely Coupled GNSS/SINS Integrated Navigation System Assisted by Gyroscope and Vialog

Gu Mingxing¹, Liu Wei¹, Hu Yuan², Xie Zongxuan¹, Zhao Jiansen¹, Wang Shengzheng¹

1. Merchant Marine College, Shanghai Maritime University, Shanghai 201306, China

2. College of Engineering Science and Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China

Abstract The navigation error of the GNSS/SINS integrated system can often rapidly be expanded due to the significant and time-varying errors inherent to the strapdown inertial navigation system (SINS) during the global navigation satellite system (GNSS) outages. In order to improve the navigation accuracy, a loosely coupled GNSS/SINS/GC/VL integrated navigation system is proposed, which is based on Kalman filtering (KF). New measurements are provided by the heading and speed information, and the SINS can be corrected finally. The simulation results show that the positioning error of the GNSS/SINS integrated navigation system assisted by a gyroscope and a vialog is smaller than that of the traditional GNSS/SINS loosely combination when the GNSS is temporarily disabled.

Key words Loosely couple; Kalman filtering (KF); Gyro compass; Vialog

* 国家自然科学基金(52071199); 上海市自然科学基金(18ZR1417100, 19ZR1422800); 上海市浦江人才计划资助(18PJD017)

收稿日期: 2020-02-11

作者简介: 顾明星(1995-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为 GNSS/SINS 组合导航; 刘 卫(1981-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为 GNSS 遥感、IMU 和 GNSS 信号处理, E-mail: liu@satnav.cn; 胡 媛(1981-), 女, 博士, 主要研究方向为 GNSS 导航信号处理技术; 谢宗轩(1983-), 男, 博士, 主要研究方向为智能导航技术; 赵建森(1983-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为 GNSS 天线技术、智能通信技术; 王胜正(1976-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为智能导航、气象导航技术。

0 引言

无人驾驶技术的发展对航行器导航系统的准确性和可靠性提出了更高要求^[1-2]。由全球导航卫星系统(GNSS)和捷联式惯性导航系统(SINS)构成的 GNSS/SINS 组合导航系统^[3]会因卫星信号的受干扰或丢失而失效。陀螺罗经和计程仪辅助的组合导航系统是一种新的导航系统,该系统是在 GNSS/SINS 松组合的基础上引入航行器的航向和航速信息,能抑制 SINS 单独工作时误差迅速扩大的影响。

GNSS/SINS 组合导航系统能够优势互补,SINS 能辅助 GNSS 捕获和跟踪卫星信号,增强 GNSS 的抗干扰性;GNSS 能抑制 SINS 的误差积累,提高导航精度^[3]。GNSS 和 SINS 的组合方式分为松组合、紧组合和超紧组合^[4]。其中,GNSS/SINS 松组合是 GNSS 和 SINS 相互独立地进行定位、定速算法,然后两者的定位结果通过一个前反馈式卡尔曼滤波器(Kalman Filter, KF)整合到一起,最终 SINS 输出经滤波器修正的导航结果^[5]。

目前主要有 2 种方法提高 GNSS 失效情况下 SINS 单独导航时的导航精度:1) 预先对惯性器件的误差进行建模,然后在导航解算过程中对惯性误差进行补偿^[6];2) 利用与载体相关的运动信息,辅助 SINS 修正其误差^[4,7-9]。文献[4]直接利用飞行器的速度变化特性约束飞机的 SINS/GNSS 组合导航误差,对于其他航行器的导航应用具有局限性。文献[7]提出一种融入惯性器件随机噪声修正和载体运动特征约束的车载式 MEMS-SINS/GNSS 松组合导航系统,该系统利用加速度计提供的速度信息辅助修正 SINS 误差,使其在 GNSS 失效情况下的导航精度优于传统导航系统。文献[8-9]提出利用计程仪辅助 GNSS/SINS 组合导航系统,该系统在获取初始位置信息后能不依赖 GNSS 信号而完成一段时间的高精度导航。

在多传感器的数据融合方面^[10-12],根据系统特性,滤波方法包括加权最小二乘法(Weighted Least Square Principle, WLSP)、扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)、无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)、中心差分卡尔曼滤波(Central Difference Kalman Filter, CDKF)等。文献[10]在 GPS/INS/DVL 的数据融合过程中,提出一种基于加权最小二乘法的自适应联邦强跟踪滤波算

法以保证整个系统的可靠性。文献[11]提出一种基于模糊自适应 UKF 的舰船 SINS/GPS/DVL 组合系统联合滤波算法,SINS 分别与 GPS 和多普勒计程仪构成 2 个子滤波器,再将子滤波得到的数据输入主滤波器,但系统的非线性误差仍然无法避免。文献[12]在 CDKF 的基础上,提出了基于高斯过程的 CDKF 参数预测能力,减小系统预测误差。

针对 GNSS/SINS 组合导航系统在 GNSS 失效情况下,SINS 单独工作时导航误差会迅速扩大的特点,本文提出了利用陀螺罗经(Gyrocompass, GC)和计程仪(Vialog, VL)辅助 GNSS/SINS 的组合导航方法,可以实现通过增加载体的运动信息并构造线性系统来克服导航误差迅速扩大的缺点。该方法采用 GNSS/SINS 松组合方式,将 GC 和 VL 分别提供的航向和航速信息导入由 SINS 误差模型构造的 KF 中。仿真实验表明,在 GNSS 失效情况下,有 GC/VL 辅助的 GNSS/SINS 组合导航系统导航误差明显小于无辅助的导航系统。

1 GNSS/SINS 组合导航系统设计方案

1.1 捷联式惯性导航系统更新算法

SINS 的定位原理是利用惯性器件测得的角速度和加速度,推算出当前载体的位置、速度和姿态^[13],更新方程为

$$\dot{\mathbf{C}}_b^n = \mathbf{C}_b^n (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b)^{\times} - (\boldsymbol{\omega}_{in}^n)^{\times} \mathbf{C}_b^n \quad (1)$$

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

$$\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{M}_{pv} \mathbf{v}^n \quad (3)$$

式中:角标 n 表示导航坐标系,角标 b 表示载体坐标系,下角标 i 表示惯性坐标系,下角标 e 表示地球坐标系; \mathbf{C}_b^n 为 b 系相对于 n 系的姿态阵, $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为 b 系下 b 系相对于 i 系的角速度, $\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 为 n 系下 n 系相对于 i 系的角速度, \mathbf{f}_{sf}^b 为 b 系下加速度计测量的比力, $(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n)^{\times} \mathbf{v}_{en}^n$ 为由载体运动和地球自转引起的哥氏加速度, $(\boldsymbol{\omega}_{en}^n)^{\times} \mathbf{v}_{en}^n$ 为由载体运动引起的对地向心加速度, \mathbf{g}^n 为重力加速度, \mathbf{M}_{pv} 为位置微分转移矩阵。

根据载体的初始状态,对 $\dot{\mathbf{C}}_b^n$ 、 $\dot{\mathbf{v}}_{en}^n$ 和 $\dot{\mathbf{p}}$ 进行实时积分,推算出载体的当前运动状态。

1.2 捷联式惯性导航系统误差分析

1.2.1 惯性传感器测量误差

惯性导航系统中的惯性传感器包括 3 个陀螺仪和 3 个加速度计^[13]。

陀螺组件的测量误差模型为

$$\delta \omega_{ib}^b = \omega_{ib}^b \delta K_G + \varepsilon^b \quad (4)$$

式中: ω_{ib}^b 为实际陀螺测量角速度输出, δK_G 为陀螺标定刻度误差矩阵, ε^b 为陀螺测量零偏在 b 系的投影。

加速度计组件的测量误差模型为

$$\delta f_{sf}^b = f_{sf}^b \delta K_A + \nabla^b \quad (5)$$

式中: f_{sf}^b 为实际加速度计比力输出, δK_A 为加速度计标定刻度误差矩阵, ∇^b 为加速度计测量零偏在 b 系的投影。

1.2.2 姿态误差方程

从导航坐标系(n系)到载体坐标系(b系)的理想无误差捷联惯导姿态阵 C_b^n 和导航计算机解算出的姿态阵 \tilde{C}_b^n 之间存在失准角, 其等效旋转矢量记为 ϕ 。

捷联惯导姿态误差微分方程为

$$\dot{\phi} = \phi^\times \omega_{in}^n + (\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) - C_b^n \delta \omega_{ib}^b \quad (6)$$

式中: $\delta \omega_{ie}^n$ 为地球自转角速度误差, $\delta \omega_{en}^n$ 为导航系角速度误差, $\delta \omega_{ib}^b$ 为陀螺组件的测量误差。

$$\delta \omega_{ie}^n = \begin{bmatrix} 0 \\ -\omega_{ie} \sin L \cdot \delta L \\ \omega_{ie} \cos L \cdot \delta L \end{bmatrix} = M_1 \delta p \quad (7)$$

$$\delta \omega_{en}^n = M_{av} \delta v^n + M_2 \delta p \quad (8)$$

记 $\delta p = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h]^T$,

$$M_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 \\ \omega_{ie} \cos L & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8.1)$$

$$M_{av} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{R_M + h} & 0 \\ \frac{1}{R_N + h} & 0 & 0 \\ \frac{\tan L}{R_N + h} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8.2)$$

$$M_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{v_N}{(R_M + h)^2} \\ 0 & 0 & -\frac{v_E}{(R_N + h)^2} \\ \frac{v_E \sec^2 L}{R_N + h} & 0 & -\frac{v_E \tan L}{(R_N + h)^2} \end{bmatrix} \quad (8.3)$$

令 $M_{aa} = -(\omega_{in}^n)^\times$, $M_{ap} = M_1 + M_2$ 。

则最终姿态误差方程(6)变为

$$\dot{\phi} = M_{aa} \phi + M_{av} \delta v^n + M_{ap} \delta p - \omega_{ib}^b C_b^n \delta K_G - C_b^n \varepsilon^b \quad (9)$$

1.2.3 速度误差方程

导航计算机解算出的速度和理想速度存在偏差, 该偏差称为速度误差。捷联惯导速度误差微分方程为

$$\delta \dot{v}^n = (f_{sf}^n)^\times \phi + (v^n)^\times (2\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)^\times \delta v^n + \delta f_{sf}^n + \delta g^n \quad (10)$$

式中: $\delta \omega_{ie}^n$ 为地球自转角速度误差, $\delta \omega_{en}^n$ 为导航系角速度误差, δf_{sf}^n 为加速度计组件的测量误差, δg^n 为重力误差。

记 $M_{va} = (f_{sf}^n)^\times$,

$$M_{vv} = (v^n)^\times M_{av} - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)^\times, M_{vp} = (v^n)^\times (2M_1 + M_2) + M_3。$$

M_3 为重力误差方程 $\delta g^n = M_3 \delta p$ 中的系数, 则最终速度误差方程(10)变为

$$\delta \dot{v}^n = M_{va} \phi + M_{vv} \delta v^n + M_{vp} \delta p + f_{sf}^b C_b^n \delta K_A + C_b^n \nabla^b \quad (11)$$

1.2.4 位置误差方程

位置误差方程为

$$\begin{cases} \delta \dot{L} = \frac{1}{R_M + h} \delta v_N - \frac{v_N}{(R_M + h)^2} \delta h \\ \delta \dot{\lambda} = \frac{\sec L}{R_N + h} \delta v_E + \frac{v_E \sec L \tan L}{R_N + h} \delta L - \frac{v_E \sec L}{(R_N + h)^2} \delta h \\ \delta \dot{h} = \delta v_U \end{cases} \quad (12)$$

式中: (L, λ, h) 为载体当前位置的纬度、经度和高度, $v = [v_E \quad v_N \quad v_U]^T$ 为载体当前的速度。令 $\delta \dot{p} = [\delta \dot{L} \quad \delta \dot{\lambda} \quad \delta \dot{h}]^T$, $\delta v = [\delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U]^T$ 。

则最终位置误差方程为

$$\delta \dot{p} = M_{pv} \delta v + M_{pp} \delta p \quad (13)$$

$$\text{式中: } M_{pv} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{R_M + h} & 0 \\ \frac{\sec L}{R_N + h} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13.1)$$

$$M_{pp} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_N}{(R_M + h)^2} \\ \frac{v_E \sec L \tan L}{R_N + h} & 0 & -\frac{v_E \sec L}{(R_N + h)^2} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13.2)$$

1.3 卡尔曼滤波算法

卡尔曼滤波算法包括状态方程和量测方程^[14]。

根据 SINS 的线性误差模型,构造状态方程如下

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W}^b \quad (14)$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{aa} & \mathbf{M}_{av} & \mathbf{M}_{ap} & -\mathbf{C}_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{M}_{va} & \mathbf{M}_{vv} & \mathbf{M}_{vp} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^n \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{M}_{pv} & \mathbf{M}_{pp} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{6 \times 15} \end{bmatrix} \quad (15)$$

式(14)中: \mathbf{X} 是状态向量,包括姿态误差 $\boldsymbol{\phi}$ 、速度误差 $\delta\mathbf{v}$ 、位置误差 $\delta\mathbf{p}$ 、陀螺测量零偏 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 和加速度计测量零偏 \mathbf{V}^b , \mathbf{F} 是状态一步转移矩阵, \mathbf{G} 是系统噪声分配矩阵, \mathbf{W}^b 是系统噪声向量。

GNSS 正常运行时能为载体提供位置信息和速度信息,并实时校正 SINS 的误差。GNSS/SINS 系统的量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{v}}_{\text{SINS}}^n - \tilde{\mathbf{v}}_{\text{GNSS}}^n \\ \tilde{\mathbf{p}}_{\text{SINS}}^n - \tilde{\mathbf{p}}_{\text{GNSS}}^n \end{bmatrix} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (16)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式(16)中: $\tilde{\mathbf{v}}_{\text{GNSS}}^n$ 和 $\tilde{\mathbf{p}}_{\text{GNSS}}^n$ 分别是 GNSS 测得的速度和位置信息, $\tilde{\mathbf{v}}_{\text{SINS}}^n$ 和 $\tilde{\mathbf{p}}_{\text{SINS}}^n$ 分别是 SINS 测得的速度和位置信息, \mathbf{Z} 是量测向量, \mathbf{H} 是量测矩阵, \mathbf{X} 是状态向量, \mathbf{V} 是量测噪声向量。上标“~”代表各子系统的实际测量值。

卡尔曼滤波算法具体流程如下:

状态一步预测误差

$$\mathbf{X}_k - \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} = (\mathbf{I} + \mathbf{F}\delta t)(\mathbf{X}_{k-1} - \hat{\mathbf{X}}_{k-1}) + \mathbf{G}\mathbf{W}^b\delta t \quad (18)$$

状态一步预测均方误差阵

$$\mathbf{P}_{k/k-1} = (\mathbf{I} + \mathbf{F}\delta t) \mathbf{P}_{k-1} (\mathbf{I} + \mathbf{F}\delta t)^T + \mathbf{G}\mathbf{Q}\mathbf{G}^T \delta t^2 \quad (19)$$

式(19)中: $\mathbf{Q} = \mathbf{D}(\mathbf{W}^b)$ 。

滤波增益

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{P}_{k/k-1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (20)$$

式(20)中: $\mathbf{R} = \mathbf{D}(\mathbf{V})$ 。

状态估计

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \hat{\mathbf{X}}_{k/k-1}) \quad (21)$$

状态估计均方误差阵

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}) \mathbf{P}_{k/k-1} \quad (22)$$

2 GC/VL 辅助系统

在 GNSS 失效情况下, SINS/GC/VL 作为备用导航系统开始运行, 并且 GC/VL 能够辅助修正 SINS

的惯性器件长时间累积的误差。

2.1 陀螺罗经辅助模型

陀螺罗经是根据陀螺仪的定轴性和进动性, 并结合地球的自转与重力特性, 为载体提供航向信息的仪器^[15]。

把陀螺罗经测得的航向角在 n 系下进行投影得

$\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n$ 。将 $\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n$ 和 SINS 测得的航向角 $\tilde{\psi}_{\text{SINS}}^n$ 作为观测量, 构造含航向角辅助的量测方程

$$\mathbf{Z}_1 = \tilde{\psi}_{\text{SINS}}^n - \tilde{\psi}_{\text{GC}}^n = \mathbf{H}_1 \mathbf{X} + \mathbf{V}_1 \quad (23)$$

$$\mathbf{H}_1 = [\mathbf{0} \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{1} \quad \mathbf{0}_{1 \times 12}] \quad (24)$$

式(23)中: \mathbf{Z}_1 是量测向量, \mathbf{H}_1 是量测矩阵, \mathbf{X} 是状态向量, \mathbf{V}_1 是量测噪声向量。

2.2 计程仪辅助模型

计程仪是一种具有测速和计算航程功能的导航仪器^[16]。计程仪可精确测量载体相对于地面或海底的绝对速度水平分量, 其测量误差不随时间增加而累积, 可用来实时补偿 SINS 的误差^[17]。

计程仪测得的航速 \tilde{v}_{VL}^n 是标量, 其在导航坐标系东向和北向的投影分别为 $\tilde{v}_{\text{VL}}^n \sin(\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n)$, $\tilde{v}_{\text{VL}}^n \cos(\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n)$ 。

利用陀螺罗经测得的航向角 $\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n$, 计程仪测得的航速 \tilde{v}_{VL}^n 和 SINS 测得的速度 $\tilde{\mathbf{v}}_{\text{SINS}}^n$ 相应作差得到观测量 \mathbf{Z}_2 , 构造含水平方向航速辅助的量测方程

$$\mathbf{Z}_2 = \begin{bmatrix} \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{VL}}^n \sin(\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n) \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{VL}}^n \cos(\tilde{\psi}_{\text{GC}}^n) \end{bmatrix} = \mathbf{H}_2 \mathbf{X} + \mathbf{V}_2 \quad (25)$$

$$\mathbf{H}_2 = [\mathbf{0}_{2 \times 3} \quad \mathbf{I}_{2 \times 2} \quad \mathbf{0}_{2 \times 10}] \quad (26)$$

式(25)中, \mathbf{Z}_2 是量测向量, \mathbf{H}_2 是量测矩阵, \mathbf{X} 是状态向量, \mathbf{V}_2 是量测噪声向量。

2.3 GNSS/SINS/GC/VL 组合导航系统设计

有陀螺罗经和计程仪辅助的 GNSS/SINS 松组合导航系统的结构框图如图 1 所示。

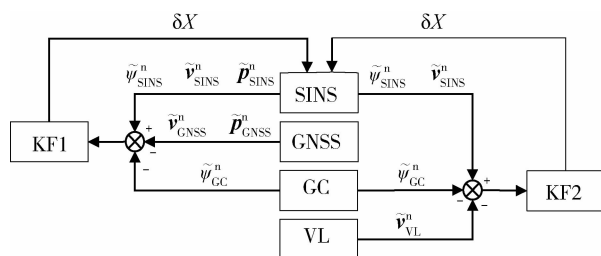


图 1 GNSS/SINS/GC/VL 松组合导航系统框图

在 GNSS 正常情况下, GNSS/SINS/GC 组合导航系统正常运行。SINS 输出航向、速度、位置信息, GNSS 输出速度、位置信息, GC 输出航向信息, 这些数据分别作差并经 KF1 滤波得到惯导误差, 反馈修正 SINS, 系统最终输出修正后的导航结果。

结合式(16)和(23), GNSS/SINS/GC 组合导航系统的量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{\psi}_{\text{SINS}}^n - \tilde{\psi}_{\text{GC}}^n \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{GNSS}}^n \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{GNSS}}^n \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{GNSS}}^n \\ \tilde{L}_{\text{SINS}} - \tilde{L}_{\text{GNSS}} \\ \tilde{\lambda}_{\text{SINS}} - \tilde{\lambda}_{\text{GNSS}} \\ \tilde{h}_{\text{SINS}} - \tilde{h}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (27)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \end{bmatrix} \quad (28)$$

式(27)中: \mathbf{Z} 是量测向量, \mathbf{H} 是量测矩阵, \mathbf{X} 是状态向量, \mathbf{V} 是量测噪声向量。

在 SINS 失效情况下, 启用备用 SINS/GC/VL 组合导航系统。SINS 输出航向、速度信息, GC 输出航向信息, VL 输出航速信息, 这些数据分别作差并经 KF2 滤波得到航向误差和速度误差, 并反馈修正 SINS, 系统最终输出修正后的导航结果。

结合式(23)和(25), SINS/GC/VL 组合导航系统的量测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{\psi}_{\text{SINS}}^n - \tilde{\psi}_{\text{GC}}^n \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{VL}}^n \\ \tilde{v}_{\text{SINS}}^n - \tilde{v}_{\text{VL}}^n \end{bmatrix} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (29)$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \end{bmatrix} \quad (30)$$

3 仿真实验

3.1 轨迹模拟与惯性器件数据的生成

利用轨迹发生器设计航行器航行轨迹, 通过捷联惯导反演算, 反推出航行器经该航迹产生的陀螺

仪和加速度计数据, 如图 2~3 所示。

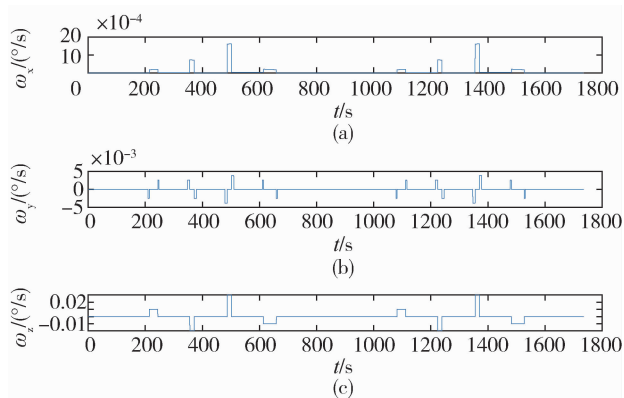


图 2 角速度值

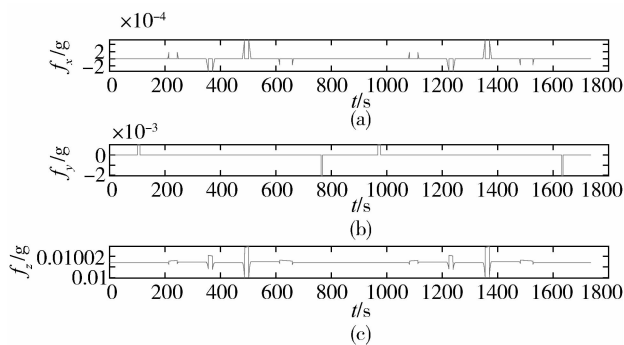


图 3 加速度值

3.2 仿真校验

考虑到 SINS 存在实际误差, 设置 SINS 的标定误差参数, 并进行仿真实验。SINS 中, 陀螺零偏为 $5(^{\circ})/\text{h}$, 加速度计零偏为 $200\mu\text{g}$, 角度随机游走系数为 $0.05(^{\circ})/\text{h}^{1/2}$, 速度随机游走系数为 $5\mu\text{g}/\text{Hz}^{1/2}$ 。

为了探究有 GC/VL 辅助的 GNSS/SINS 在 GNSS 异常情况下的导航性能, 分别进行三组实验并对比实验结果。

实验 1: SINS 单独导航, 并记录位置、速度和姿态等导航结果;

实验 2: SINS/GC/VL 组合导航, 并记录导航结果;

实验 3: GNSS/SINS/GC/VL 组合导航, 并记录导航结果。

3 种导航系统分别经过设计的轨迹, 以实验 3 的导航结果为参考, 实验 1、2 相对实验 3 的误差如图 5~7 所示。图 4 为 3 种导航系统的位置结果, 图 5 为位置相对误差, 图 6 为速度相对误差, 图 7 为姿态相对误差。

在图 4 中, 以 GNSS/SINS/GC/VL 的位置结果作为参考(“○”标记), SINS 的位置结果(“+”标

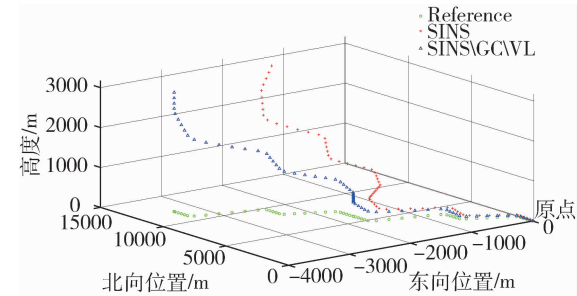


图 4 位置对比侧视图

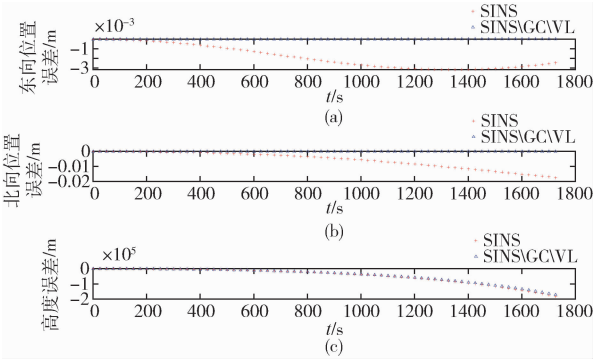


图 5 导航位置相对误差

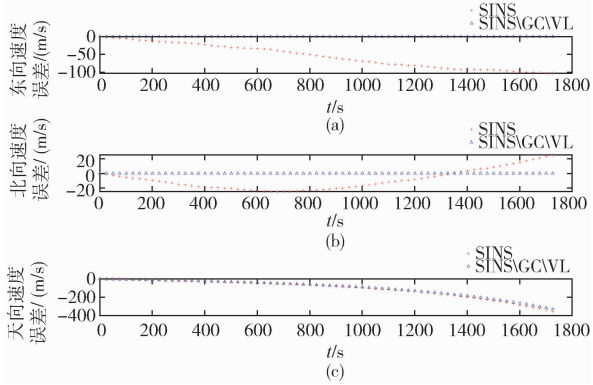


图 6 导航速度相对误差

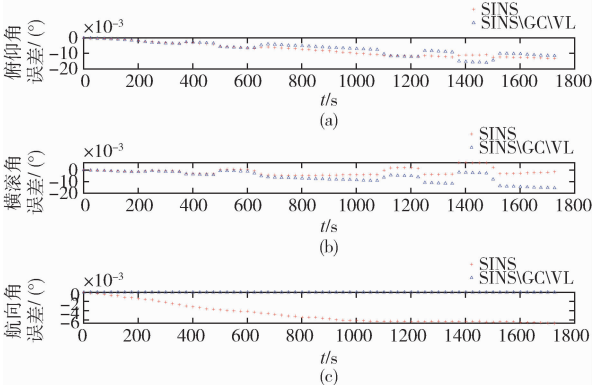


图 7 导航姿态相对误差

记)迅速偏移,SINS/GC/VL 组合导航系统的位置结果(“ Δ ”标记)优于单独的 SINS。

在图 5 和图 6 中,由于 VL 所提供的航速信息为水平方向上航行器的运动状态,SINS/GC/VL 组合导航系统的速度和位置的水平误差明显小于 SINS 单独导航的,但在垂直方向上,两种导航系统的结果差异不大。

在图 7 中,由于 GC 所提供的航向信息被引入到导航系统,SINS/GC/VL 组合导航系统的航向角误差明显小于 SINS 单独导航的,但俯仰角与横滚角的误差未得到显著改善。

4 结论

为解决 GNSS/SINS 松组合导航系统在 GNSS 失效时,导航结果失真的现象,本文提出一种有陀螺罗经和计程仪辅助的 GNSS/SINS 组合导航系统,根据引入的航向信息和航速信息构造两组滤波器,实现 GNSS/SINS 组合导航系统与陀螺罗经、计程仪的有效结合。根据 SINS 的误差模型,对 GNSS/SINS/GC/VL 组合导航系统进行仿真,结果表明,GNSS/SINS/GC/VL 在 GNSS 暂时失效时,SINS/GC/VL 的导航误差比单独 SINS 的导航误差小。此导航方法不仅减轻组合导航系统对 GNSS 的实时依赖性,还提高了航行器运动信息的利用率,是一种简单有效的导航信息融合方法。

参 考 文 献

[1] 兰京. 无人驾驶汽车发展现状及关键技术分析[J]. 内燃机与配件, 2019, (15): 209-210. (Lan Jing. Analysis on development status and key technologies of unmanned cars [J]. Internal Combustion Engine & Parts, 2019(15): 209-210.)

[2] 姜允侃. 无人驾驶汽车的发展现状及展望[J]. 微型电脑应用, 2019, 35(5): 60-64. (Jiang Yunkan. Development status and future prospects of pilotless vehicles[J]. Microcomputer Applications. 2019, 35(5): 60-64.)

[3] 王君帅,王新龙. GPS/INS 超紧组合系统综述[J]. 航空兵器, 2013(4): 25-30. (Wang Junshuai, Wang Xinlong. Survey of GPS/INS ultra-tight integrated navigation system[J]. Aero Weaponry. 2013(4): 25-30.)

[4] Shen J L, Zhu X H, Wang Y, et al. Aerodynamic parameters compensation in the SINS/AMM/GNSS integrated navigation system[C]. 2016 DGON Intertial Sen-

- sors and Systems (ISS), Karlsruhe, Germany, September 20-21, 2016.
- [5] 谢钢. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 204-205.
 - [6] Liang L Y, Zhou F, Yang Y, Guo T. In-Flight correction of alignment errors for SINS/GNSS integrated navigation system[C]. Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Nanjing, China, August 12-14, 2016.
 - [7] Wang M L, Feng G Q, Yu H C, et al. A loosely coupled MEMS-SINS/GNSS integrated system for land vehicle navigation in urban areas[C]. 2017 IEEE International Conference on Vehicular Electronics and Safety (ICVES), Vienna, Austria, June 27-28, 2017.
 - [8] 高福隆, 石然, 刘洋, 等. 车载高精度里程计辅助捷联惯性组合导航系统设计与实验[J]. 导航与控制, 2018, 17(6): 42-47. (Gao Fulong, Shi Ran, Liu Yang, et al. Design and experimental study on high precision odometer strapdown integrated navigation system for vehicles[J]. Navigation and Control. 2018, 17(6): 42-47.)
 - [9] 何俊豪. INS/GPS/EM-LOG 组合导航系统技术[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019. (He Junhao. INS/GPS/EM-LOG integrated navigation system technology [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2019.)
 - [10] Xiong H L, Mai Z Z, Tang J, et al. Robust GPS/INS/DVL navigation and positioning method using adaptive federated strong tracking filter based on weighted least square principle[J]. Digital Object Identifier. 2019, (7): 26168-26178.
 - [11] Zhou B C, Cheng X H. Federated filtering algorithm based on fuzzy adaptive UKF for marine SINS/GPS/DVL integrated system[C]. 2010 Chinese Control and Decision Conference, Xuzhou, China, May 26-28, 2010.
 - [12] Ye W, Li J L, Fang J C, et al. EGP-CDKF for performance improvement of the SINS/GNSS integrated system[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(4): 3601-3609.
 - [13] 严恭敏, 翁浚. 捷联惯导算法与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2019: 88-95.
 - [14] 严恭敏, 李四海, 秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 36-42.
 - [15] 刘晶晶, 任鸿翔, 尹金岗, 等. 多平台的船用陀螺罗经交互仿真系统[J]. 大连海事大学学报, 2016, 42(1): 17-20. (Liu Jingjing, Ren Hongxiang, Yin Jingang, et al. Multiplatform interaction simulation system of shipping gyrocompass[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2016, 42(1): 17-20.)
 - [16] 宋君才, 孙雷, 蒋鹄飞, 等. 多普勒计程仪水下速度标定方法的研究[J]. 船舶电气与通信. 2018, 1: 74-78. (Song Juncai, Sun Lei, Jiang Yaofei, et al. Research on calibration of underwater speed by velocity log [J]. Ship Electrical and Communications. 2018, 1: 74-78.)
 - [17] Lee C, Lee P, Hong S, et al. Underwater navigation system based on an inertial sensor and a doppler velocity log using indirect feedback Kalman filter[J]. Offshore and Polar Engineering, 2005(2): 88-95.