

里程计辅助的高精度车载GNSS/INS组合导航系统

刘鹏飞

引用本文:

刘鹏飞. 里程计辅助的高精度车载GNSS/INS组合导航系统[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(4): 979–987.

LIU Peng-fei. High-precision vehicle GNSS/INS integrated navigation system aided by odometer[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(4): 979–987.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/OPE.20202804.0979>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

水下潜航器的惯导/超短基线/多普勒测速信息融合及容错验证

INS/USBL/DVL information fusion and fault-tolerant verification for underwater vehicles
光学精密工程. 2017, 25(9): 2508–2515 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172509.2508>

应用RB无迹卡尔曼滤波组合导航提高GPS重获信号后的导航精度

Precision improvement methodology for INS/GPS after GPS outage using RB-UKF
光学精密工程. 2016, 24(4): 835–843 <https://doi.org/10.3788/OPE.20162404.0835>

中高轨星光折射导航光学系统设计及杂散光抑制

Optical system design and stray light suppression for medium-high orbit autonomous navigation system based on stellar refraction

光学精密工程. 2017, 25(8): 1995–2003 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172508.1995>

基于改进迭代无迹粒子滤波的同时定位与地图构建

Simultaneous localization and mapping implementation based on improved iterated unscented particle filter

光学精密工程. 2015, 23(10z): 559–565 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152313.0560>

导航信息滞后补偿实现高速无人机对地精确定位

Precise ground target location of subsonic UAV by compensating delay of navigation information
光学精密工程. 2015, 23(9): 2506–2512 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152309.2506>

文章编号 1004-924X(2020)04-0979-09

里程计辅助的高精度车载 GNSS/INS 组合导航系统

刘鹏飞^{1,2*}

- (1. 卫星导航系统与装备技术国家重点实验室, 河北 石家庄 050081;
2. 中国电子科技集团公司 第五十四研究所, 河北 石家庄 050081)

摘要:针对城市隧道、偏远山区等复杂路况下, 卫星导航系统信号被遮挡较严重或无卫星导航系统信号的场景中, 车载 GNSS/INS 组合导航系统精度下降的问题, 提出一种里程计辅助的高精度车载 GNSS/INS 组合导航方法。该方法中的组合滤波模式可根据车载环境变化在 GNSS/INS 组合模式和 DR/INS 组合模式间实现自适应切换, 该组合导航方法将三维里程计航位推算位置误差作为状态量扩充到常规组合导航滤波器中, 里程计的标度因数误差、安装角误差可通过里程计误差标定方法离线精确得到, 后续使用只需将里程计误差参数装订到组合导航系统中即可。车载试验表明, 7 km 的信号遮挡场景下组合导航系统单个方向上的位置误差最大值也不大于 8 m, 整个跑车过程中位置误差在 3 m 以内, 进一步保证了车载 GNSS/INS 组合导航系统复杂路况下的高精度定位。

关键词:车载组合导航系统; 里程计辅助; 标度因数误差; 安装角误差

中图分类号: U666.11 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20202804.0979

High-precision vehicle GNSS/INS integrated navigation system aided by odometer

LIU Peng-fei^{1,2*}

- (1. *State Key Laboratory of Satellite Navigation System and Equipment Technology, Shijiazhuang 050081, China;*
2. *The 54th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang 050081, China)*

* *Corresponding author, E-mail: 412258318@qq.com*

Abstract: In complex road conditions such as urban tunnels and remote mountainous areas, where satellite navigation system signals are partially or totally occluded, the accuracy of a vehicle's GNSS/INS integrated navigation system was degraded. Thus, an odometer-assisted high-precision integrated navigation method was proposed in this paper. The combined filtering mode in the method could realize adaptive switching between the GNSS/INS and DR/INS combined modes according to the changes in the vehicle's environment. Additionally, in the combined navigation method, the three-dimensional reckoning position error was extended to the conventional combined navigation filter state. Further, the scale factor error and installation angle error of the odometer could be accurately

收稿日期: 2019-10-21; **修订日期:** 2019-12-23.

基金项目: 国防科技预研基金资助项目 (No. 41418040102, No. 31512020205-2, No. 30102120201); 国家重点研发计划资助项目 (No. 2016YFB0502100)

obtained offline using the odometer error calibration method. However, it is necessary to bind the odometer error parameter to the integrated navigation system in a subsequent use. The vehicle tests reveal that the maximum position error of the integrated navigation system in a single direction of a 7-km signal occlusion scene is 8 m, and the position error is less than 3 m throughout the test. Therefore, the vehicle GNSS/INS integrated navigation system can provide high-precision positioning in complex road conditions.

Key words: vehicle integrated navigation system; odometer aided; scale factor error; installation error

1 引言

卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)具有全球性、全天候、精度高等优点,已广泛应用于车载组合导航系统中,但 GNSS 信号容易被遮挡和干扰,动态性能较差;捷联惯性导航系统(Strap-down Inertial Navigation System, SINS)不依赖于外界环境,可以完全自主地提供全面的导航信息,动态性能好、短时间内导航精度高,但其由于惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)本身存在测量误差,导致导航系统的误差随时间累积,不利于长时间长距离的高精度导航^[1-2];将 GNSS 和 INS 进行组合构成组合导航系统,可实现优势互补,提高导航系统的精度和可靠性^[3]。但是在城市隧道、高架桥下等长时间无 GNSS 信号的场景下,车载组合导航系统的精度会急剧下降,抗干扰能力和可靠性也无法得到保障。

因此,在没有 GNSS 信号的场景下,可以采用其他的导航传感器来辅助惯性导航系统,而易于车辆安装的里程计(Odometer, OD)则通过输出位置增量信息,利用航位推算(Dead-Reckon, DR)算法可实现完全自主导航,进一步抑制惯导系统长时间无 GNSS 信号场景下的误差发散,但是里程计本身受车辆安装位置、轮胎气压、轮胎磨损程度以及车辆载荷等因素影响,会直接导致标度因数误差和车辆安装误差等发生变化^[4],所以在里程计辅助的车载 GNSS/INS 组合导航系统里程计的初次安装使用前,必须对里程计的误差项进行标定和补偿^[5-7]。文献[8]对设定已知路标点的传统里程计标定方法进行了详细介绍;文献[9]提出了一种基于运动学非完整约束的里程计参数在线辨识方法,取得了较好的测试结果。

航位推算的位置误差随着车辆行驶里程的增加而逐渐变大,所以在 GNSS 信号质量较好的路段,车载导航系统的组合模式应由 DR/INS 组合模式切换回 GNSS/INS 组合模式,进一步抑制由航位推算带来的位置误差积累。文献[10]提出了 GPS/SINS/OD 组合导航定位系统,采用联邦卡尔曼滤波对 SINS 进行误差估计并作反馈校正,通过仿真验证了该算法可有效抑制组合导航系统误差的发散,但该文献并没有在实际的动态跑车测试环境下进行算法的验证,也没有验证 GNSS/INS 模式和 DR/INS 模式自适应切换场景下的算法性能;文献[11]将里程计输出位置信息与惯导输出位置信息做差作为观测,将估计出的误差信息进行反馈校正,构成了紧组合导航系统,但是该系统在长时间导航下还是会存在航位推算误差累积的问题;文献[12-13]则是从 GNSS/INS 组合的角度对组合导航系统进行了介绍,并没有考虑当 GNSS 信号长时间失锁组合导航精度下降的问题。

本文提出一种里程计辅助的高精度车载 GNSS/INS 组合导航方法,组合滤波模式根据载车环境变化可在 GNSS/INS 组合模式和 DR/INS 组合模式间实现自适应切换,保证车载 GNSS/INS 组合导航系统在复杂路况下的高精度可靠定位。

2 组合导航系统设计

组合导航系统原理图如图 1 所示,在 GNSS 信号质量良好,卫导接收机可提供可靠导航信息时,自适应组合滤波器则利用卫导提供的位置、速度信息作为外部观测量对组合滤波器进行量测更新,此时的航位推算模块不工作,自适应组合滤波器将更新后的误差估计值反馈回惯性导航系统,对惯性导航系统进行误差修正,同时组合导航滤

波器输出最优的组合导航信息;当复杂路况下卫导信号不可用时,航位推算模块根据上一时刻惯导提供的导航信息进行航位推算,自适应组合滤波器则根据航位推算提供的位置信息作为外部观测测量对组合滤波器进行量测更新,自适应组合滤波器将更新后的位置误差估计值反馈回航位推算模块中,对航位推算模块进行位置修正,同时组合导航滤波器输出最优的组合导航信息;组合导航滤波器只需根据卫导是否定位,即可在 GNSS/INS 和 DR/INS 组合模式间快速切换,保证组合导航系统高可靠连续性的高精度定位。

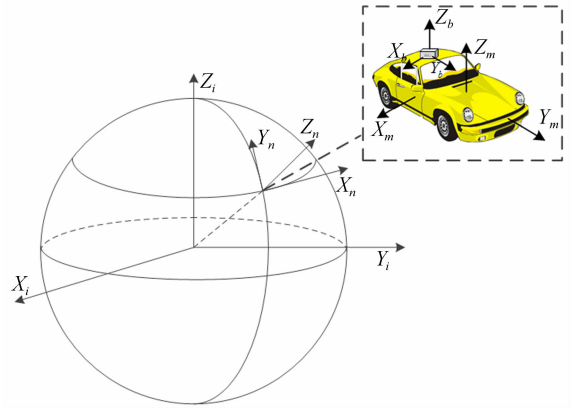


图 2 导航坐标系示意图

Fig. 2 Diagram of Navigation coordinate system

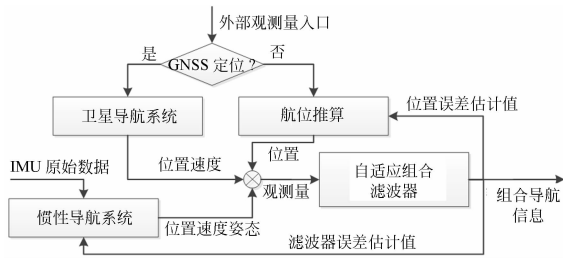


图 1 里程计辅助的高精度车载 GNSS/INS 组合导航系统原理图

Fig. 1 Block diagram of high-precision vehicle GNSS/INS integrated navigation system aided by odometer

3 组合导航系统误差分析

选取东北天地理坐标系作为导航坐标系,记为 n 系;惯性坐标系记为 i 系;假设里程计坐标系与车体坐标系重合,记为 m 系, ox 轴沿车体横轴方向指向右方, oy 轴沿车体纵轴指向正前方, oz 轴垂直于地面向上,和 ox 轴、 oy 轴构成右手直角坐标系,即构成一个右-前-上坐标系;载体坐标系,即惯导坐标系记为 b 系,坐标轴向定义与车体坐标系一致;文中涉及到的导航坐标系示意图图 2 所示。

3.1 捷联惯导系统(SINS)误差分析

参照文献[8]列出 SINS 的位置误差方程、速度误差方程和姿态误差方程如式(1):

$$\delta \dot{\mathbf{p}} = \mathbf{M}_5 \delta \mathbf{v}^n + \mathbf{M}_6 \delta \mathbf{p}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{\mathbf{v}}^n &= \mathbf{f}_{sf}^n \times \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{M}_3 \delta \mathbf{v}^n + \mathbf{M}_4 \delta \mathbf{p} + \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}_{sf}^b + \mathbf{C}_b^n \nabla^b \\ \dot{\boldsymbol{\varphi}} &= -\boldsymbol{\omega}_m^n \times \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{M}_1 \delta \mathbf{v}^n + \mathbf{M}_2 \delta \mathbf{p} - \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\omega}_b^b - \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\varepsilon}^b, \end{aligned} \quad (1)$$

其中: $\delta \mathbf{p} = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h]^T$ 为 SINS 位置误差, $\delta \mathbf{v}^n = [\delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U]^T$ 为 SINS 速度误差, $\boldsymbol{\varphi} = [\varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U]^T$ 为 SINS 姿态误差,即 SINS 平台失准角; \mathbf{f}_{sf}^n 为加速度计输出在导航系下的投影, ∇^b 为加速度计偏置误差; $\boldsymbol{\omega}_b^b$ 为陀螺仪输出的角速度, $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 为陀螺仪的常值漂移。

3.2 航位推算(DR)位置误差分析

首先考虑里程计标度因数误差 δK_D , 给出 DR 速度误差方程:

$$\delta \mathbf{v}_D^n = \tilde{\mathbf{v}}_D^n - \mathbf{v}_D^n = \mathbf{v}_D^n \times \boldsymbol{\varphi}_D + \mathbf{v}_D^n \delta \mathbf{K}_D, \quad (2)$$

式中, \mathbf{v}_D^n 为里程计在导航坐标系下的速度输出, $\tilde{\mathbf{v}}_D^n$ 为速度输出的测量值, $\boldsymbol{\varphi}_D$ 为 DR 系统的平台失准角,在此将 DR 系统的失准角误差近似为 SINS 的平台失准角,记为 $\boldsymbol{\varphi}_D = \boldsymbol{\varphi} = [\varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U]^T$ 。

在不考虑里程计安装误差角的情况下,里程计航位推算位置误差方程与捷联惯导系统位置误差方程一致,如式(3)所示:

$$\delta \dot{\mathbf{p}}_D = \mathbf{M}_5 \delta \mathbf{v}_D^n + \mathbf{M}_6 \delta \mathbf{p}_D, \quad (3)$$

其中: D 表示航位推算系统误差。

将式(2)代入到式(3)可得含里程计标度因数误差的位置误差方程:

$$\delta \dot{\mathbf{p}}_D = \mathbf{M}_5 (\mathbf{v}_D^n \times) \boldsymbol{\varphi}_D + \mathbf{M}_6 \delta \mathbf{p}_D + \mathbf{M}_5 \mathbf{v}_D^n \delta K_D. \quad (4)$$

然后在考虑里程计安装误差角的情况下推导位置误差方程。

受到安装工艺的限制,惯导坐标系和里程计坐标系间存在安装偏差角,即里程计安装偏差角 $\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_\theta \quad \alpha_\gamma \quad \alpha_\psi]^T$, 分别记为俯仰安装偏差角、横

滚安装偏差角和方位安装偏差角,惯导坐标系到

里程计坐标系的转换矩阵 \mathbf{C}_b^m 可表示:

$$\mathbf{C}_b^m = \begin{bmatrix} \cos \alpha_\gamma \cos \alpha_\psi + \sin \alpha_\theta \sin \alpha_\gamma \sin \alpha_\psi & -\cos \alpha_\gamma \sin \alpha_\psi + \sin \alpha_\theta \sin \alpha_\gamma \cos \alpha_\psi & -\cos \alpha_\theta \sin \alpha_\gamma \\ \cos \alpha_\theta \sin \alpha_\psi & \cos \alpha_\theta \cos \alpha_\psi & \sin \alpha_\theta \\ \sin \alpha_\gamma \cos \alpha_\psi - \sin \alpha_\theta \sin \alpha_\psi \cos \alpha_\gamma & -\sin \alpha_\gamma \sin \alpha_\psi - \sin \alpha_\theta \cos \alpha_\gamma \cos \alpha_\psi & \cos \alpha_\theta \cos \alpha_\gamma \end{bmatrix}. \quad (5)$$

航位推算误差源主要包括:里程计平台失准角 $\boldsymbol{\varphi}_D$ 、里程计安装偏差角 α_θ 和 α_ψ 中未能完全补偿的剩余俯仰安装误差角 $\delta\alpha_\theta$ 和方位安装误差角 $\delta\alpha_\psi$ 以及里程计标度因数误差 δK_D , 安装误差角和安装偏差角间的关系如式(6)所示:

$$\begin{bmatrix} \tilde{\alpha}_\theta \\ \tilde{\alpha}_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_\theta + \delta\alpha_\theta \\ \alpha_\psi + \delta\alpha_\psi \end{bmatrix}. \quad (6)$$

里程计位置增量输出 $\tilde{\mathbf{s}}_D^m = [0 \quad s_D \quad 0]^T$ 在导航坐标系下的投影为:

$$\tilde{\mathbf{s}}_D^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{C}_m^b \tilde{\mathbf{s}}_D^m = \mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} \cos \tilde{\alpha}_\theta \sin \tilde{\alpha}_\psi \\ \cos \tilde{\alpha}_\theta \cos \tilde{\alpha}_\psi \\ \sin \tilde{\alpha}_\theta \end{bmatrix} \tilde{s}_D = (\mathbf{I} - \boldsymbol{\varphi}_D \times) \mathbf{C}_b^n \begin{bmatrix} \cos(\alpha_\theta + \delta\alpha_\theta) \sin(\alpha_\psi + \delta\alpha_\psi) \\ \cos(\alpha_\theta + \delta\alpha_\theta) \cos(\alpha_\psi + \delta\alpha_\psi) \\ \sin(\alpha_\theta + \delta\alpha_\theta) \end{bmatrix} (1 + \delta K_D) s_D. \quad (7)$$

对式(7)进一步处理,忽略各误差项二阶和高阶小量,可得:

$$\tilde{\mathbf{s}}_D^n = \mathbf{s}_D^n + \mathbf{s}_D^n \times \boldsymbol{\varphi}_D + s_D \mathbf{C}_b^n \mathbf{M}_a \delta\boldsymbol{\alpha}_0 + \delta K_D \mathbf{s}_D^n, \quad (8)$$

$$\text{其中: } \mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} -\sin \alpha_\theta \sin \alpha_\psi & \cos \alpha_\theta \cos \alpha_\psi \\ -\sin \alpha_\theta \cos \alpha_\psi & -\cos \alpha_\theta \sin \alpha_\psi \\ \cos \alpha_\theta & 0 \end{bmatrix},$$

$$\delta\boldsymbol{\alpha}_0 = \begin{bmatrix} \delta\alpha_\theta \\ \delta\alpha_\psi \end{bmatrix}, \text{ 将式(8)等式右边第一项 } \mathbf{s}_D^n \text{ 移至等}$$

式左边可得:

$$\delta\mathbf{s}^n = \tilde{\mathbf{s}}_D^n - \mathbf{s}_D^n = \mathbf{s}_D^n \times \boldsymbol{\varphi}_D + s_D \mathbf{C}_b^n \mathbf{M}_a \delta\boldsymbol{\alpha}_0 + \delta K_D \mathbf{s}_D^n. \quad (9)$$

通常意义上,里程计安装偏差角均为小角度,车辆行驶过程中惯组的俯仰角和横滚角也为小角度值,所以惯组坐标系到导航坐标系 \mathbf{C}_b^n 可进一步简化为只与方位角相关的转换矩阵:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

矩阵 \mathbf{M}_a 可进一步简化为常值矩阵:

$$\mathbf{M}_a = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

最终得到的位置误差方程:

$$\delta\mathbf{s}^n = \mathbf{s}_D^n \times \boldsymbol{\varphi}_D + \mathbf{s}_D^n \delta K_D + \tilde{\mathbf{s}}_D^n \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \delta\alpha_\psi + s_D \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \delta\alpha_\theta. \quad (12)$$

至此,包括里程计标度因数误差、俯仰安装误差角以及方位安装误差角的航位推算位置误差方程已得到。

4 组合导航系统滤波器设计

本节首先给出里程计辅助的 GNSS/INS 组合导航系统滤波器设计的具体过程,并简单描述了经典 Kalman 滤波的更新过程,然后对航位推算算法的位置更新算法和姿态更新算法进行介绍。

4.1 组合导航系统滤波器设计

状态方程中,选取捷联惯导系统误差中的姿态误差 $\boldsymbol{\varphi}$ 、速度误差 $\delta\mathbf{v}$ 、位置误差 $\delta\mathbf{p}$ 、陀螺仪漂移 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 、加速度计常值偏置 ∇^b 以及航位推算误差中航位推算位置误差 $\delta\mathbf{p}_D$ 、里程计标度因数误差 δK 、俯仰安装误差角 $\delta\alpha_\theta$ 以及方位安装误差角 $\delta\alpha_\psi$ 作为滤波器的状态量,共计 21 维,具体表示如式(13):

$$\mathbf{X} = [\boldsymbol{\varphi} \quad \delta\mathbf{v} \quad \delta\mathbf{p} \quad \boldsymbol{\varepsilon}^b \quad \nabla^b \quad \delta\mathbf{p}_D \quad \delta K \quad \delta\alpha_\theta \quad \delta\alpha_\psi]^T. \quad (13)$$

组合导航系统上电启动后认为陀螺仪漂移、加速度计偏置、里程计安装以及标度因数误差保持为一固定常数不变,即: $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^b = 0, \dot{\nabla}^b = 0, \dot{\delta K} = 0, \dot{\delta\alpha}_\theta = 0, \dot{\delta\alpha}_\psi = 0$, 再结合式(1)、式(20)可得自主导航系统状态方程:

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

其中: \mathbf{F} 为状态转移矩阵, \mathbf{G} 为噪声分配矩阵, \mathbf{W} 为系统状态噪声阵; 结合式(1)、式(12), 状态转移矩阵 \mathbf{F} 的表达式如式(15)所示:

$$F = \begin{bmatrix} (\omega_{in}^n \times) & M_1 & M_2 & -C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ - (f_{sf}^n \times) & M_3 & M_4 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & C_b^n & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & M_5 & M_6 & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ M_5 (\mathbf{v}^n \times) & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & M_6 & M_5 \mathbf{v}^n & \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ S_D \end{bmatrix} & \tilde{s}_D^n \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

由 GNSS 接收机构成的观测方程如式(16)所示:

$$Z_{gnss} = \begin{bmatrix} p - p_{gnss} \\ v - v_{gnss} \end{bmatrix} = H_{gnss} X + V_{gnss}$$

$$H_{gnss} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ \mathbf{0}_{12 \times 3} & \mathbf{0}_{12 \times 3} & \mathbf{0}_{12 \times 3} & \mathbf{0}_{12 \times 12} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

其中: $p_{gnss} = [L_{gnss} \quad \lambda_{gnss} \quad h_{gnss}]^T$ 为 GNSS 接收机提供的位置信息, $v_{gnss} = [v_{gnss}^E \quad v_{gnss}^N \quad v_{gnss}^U]^T$ 为 GNSS 接收机提供的速度信息。

针对里程计航位推算模块,将捷联惯导解算的位置与里程计航位推算的位置之差作为系统观测测量,则由里程计航位推算模块构成的观测方程如式(17)所示:

$$Z_D = \tilde{p} - \tilde{p}_D = (p + \delta p) - (p_D + \delta p_D) = \delta p - \delta p_D = H_D X + V_D$$

$$H_D = [\mathbf{0}_{3 \times 6} \quad \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 6} \quad -\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}]^T. \quad (17)$$

至此,由里程计辅助的 GNSS/INS 组合导航系统滤波器的状态方程和量测方程推导完成。

进一步将组合导航系统状态方程(14)和观测方程(16)、方程(17)进行离散化为式(18):

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k,k-1} W_{k-1}$$

$$Z_k = H_k X_k + V_k, \quad (18)$$

其中: $\Phi_{k,k-1}$ 为系统离散化后的状态转移矩阵, $\Gamma_{k,k-1}$ 为离散化后的噪声分配矩阵。 X_k 与 X_{k-1} 依次代表系统在 k 时刻和 $k-1$ 时刻的状态量, W_{k-1} 代表系统的状态噪声, V_k 代表系统的观测噪声。

式(18)的具体实现过程可使用经典 Kalman 滤波的更新过程表示,如式(19)~式(25)所示:

状态一步预测方程:

$$\hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1}. \quad (19)$$

状态估计:

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k,k-1} + K_k [Z_k - H_k \hat{X}_{k,k-1}]. \quad (20)$$

一步预测误差方差阵:

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_{k,k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k,k-1}^T. \quad (21)$$

滤波增益矩阵:

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T [H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k]^{-1}. \quad (22)$$

估计误差方差阵:

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1} [I - K_k H_k]^T + K_k R_k K_k^T. \quad (23)$$

滤波增益矩阵又可以进一步写成:

$$K_k = P_k H_k^T R_k^{-1}. \quad (24)$$

估计误差方差阵又可以进一步写成:

$$P_k = [I - K_k H_k] P_{k,k-1}. \quad (25)$$

4.2 航位推算算法

航位推算过程主要是利用里程信息、姿态以及航向信息来推算载车相对于初始点的相对位置,航位推算过程主要包括位置更新和姿态更新。

车辆在行驶的过程中,里程计测量的速度是沿车体正前方向的速度大小,里程计在导航坐标系下的输出: $v_D^n = C_b^n v_D^m$,其中 v_D^m 为里程计在车体坐标系下的速度输出, $v_D^n = [0 \quad v_D \quad 0]^T$, v_D 为里程计测得的速度大小。

与捷联惯导解算的位置更新微分方程类似,可以列出航位推算的位置更新微分方程:

$$\begin{cases} \dot{L}_D = \frac{v_{DN}^n}{R_M + h_D} \\ \dot{\lambda}_D = \frac{v_{DE}^n \sec L_D}{R_N + h_D} \\ \dot{h}_D = v_{DU}^n \end{cases}, \quad (26)$$

其中: L_D, λ_D, h_D 分别为地理系下里程计航位推算得到的经度、纬度和高度, $v_{DE}^n, v_{DN}^n, v_{DU}^n$ 分别为地理系下里程计航位推算得到的东向速度、北向速度和天下速度, R_M, R_N 分别表示载体所在地地球子午圈和卯酉圈曲率半径。

根据式(26)即可得到航位推算的数字更新算法:

$$\begin{aligned} L_{Dj} &= L_{Dj-1} + \frac{\Delta S_{jN}^n}{R_M + h_{Dj-1}} \\ \lambda_{Dj} &= \lambda_{Dj-1} + \frac{\Delta S_{jE}^n \sec L_{Dj-1}}{R_N + h_{Dj-1}}, \quad (27) \\ h_{Dj} &= h_{Dj-1} + \Delta S_{jU}^n \end{aligned}$$

式中, ΔS_{jE}^n , ΔS_{jN}^n , ΔS_{jU}^n 分别表示地理系下的里程计在航位推算周期 $T_D = t_j - t_{j-1}$ 内的东向位置增量、北向位置增量和天向位置增量。

5 车载试验验证

车载试验装置由高精度光纤 GNSS/INS 组合导航系统、里程计、流动站 GNSS 接收机、基准站 GNSS 接收机、GNSS 接收天线以及 GNSS 高精度后处理软件等组成,其中各模块的技术指标如表 1 所示。

表 1 车载组合导航系统技术指标列表

Tab. 1 Technical indicators for vehicle integrated navigation system

	技术指标	动态范围
光纤陀螺仪	零偏稳定性: ≤ 0.01 ($^\circ$)/h	± 300 ($^\circ$)/s
石英加速度计	偏置稳定性: ≤ 50 μ g	± 6 g
GNSS 流动站/ 基准站接收机	定位精度: 10 m	速度限制: ≤ 515 m/s
里程计	标度因数误差: $\leq 0.2\%$	无限制
GNSS 高精度后 处理软件	定位精度: ≤ 5 cm	无限制

光纤惯组和 GNSS 组合导航接收机均固连在车辆行李架上置于车顶,里程计安装于测试车辆右后轮的转轴上。测试开始前,在一大约 4 km 的平直路段上使用传统里程计标定方法对里程计误差进行标定,标定出里程计标度因数误差为 0.15%,俯仰安装误差角为 2.14°,方位安装误差角为 1.06°,将标定出的里程计误差参数装订到车载组合导航系统中。

基准站 GNSS 接收机天线架设在单位四楼楼顶的标准已知点上,使用 GNSS 后处理的高精

度位置信息作为测试的位置参考信息。图 3 为里程计在车辆的安装图、惯组和组合导航接收机在车辆行李架的安装图以及基准站接收机和基准站天线在楼顶的安装图。测试时使用功分器将车顶的 GNSS 接收天线分别和流动站 GNSS 接收机和 GNSS/INS 组合导航接收机连接。



图 3 车载组合导航系统安装图

Fig. 3 Installation diagram of vehicle GNSS/INS integrated navigation system

为进一步模拟车辆在隧道等遮挡环境下的组合导航系统定位精度,在车辆行驶过程中切断 GNSS/INS 组合导航接收机的天线信号,时间大约为 7 min,行驶里程大约为 7 km,分两个路段切断组合导航接收机天线信号,时刻大约从 405~800 s 和 1 010~1 400 s,为进一步评估有里程计辅助下的组合导航系统位置精度,分别进行两次重复试验,试验 1 为有里程计辅助下的车载跑车试验,试验 2 为无里程计辅助下的车载跑车试验,两次重复试验车辆的行驶轨迹和参考基准轨迹分别如图 4、图 5 所示,位置误差如图 6 和图 8 所示,速度误差如图 7、图 9 所示。

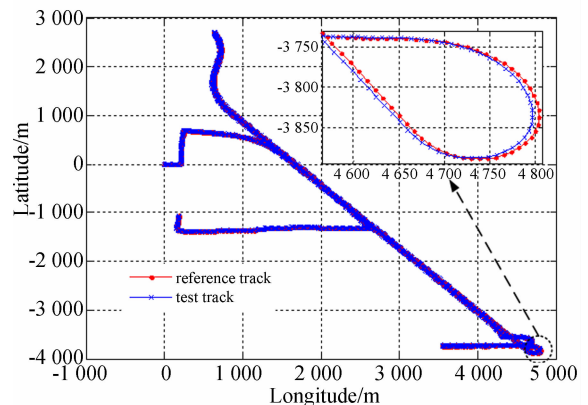


图 4 试验 1-车辆行驶轨迹

Fig. 4 Test 1-Vehicle trajectory of integrated navigation system

由图 6、图 8 可以看出,在无卫导信号的两次 GNSS 信号中断时刻,有里程计辅助的组合导航系统,单个方向位置误差最大值也未超过 8 m,同时可以看出当卫导信号恢复后,位置误差能够很快收敛到正常水平;而无里程计辅助的组合导航系统,经度误差最大值将近 160 m;由图 7、图 9 可以看出,在无卫导信号的两次 GNSS 信号中断时刻,有里程计辅助的组合导航系统,单方向的速度误差最大值也未超过 0.1 m/s;而无里程计辅助的组合导航系统,天向速度误差最大,最大值达到了 0.5 m/s。明显可以看出有里程计辅助下组合导航系统精度要优于无里程计辅助下的组合导航系统精度。

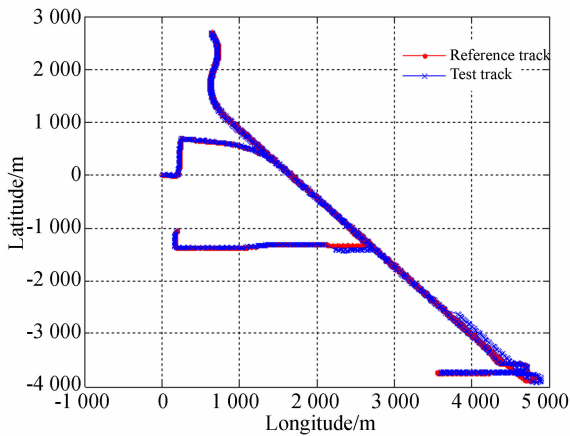


图 5 试验 2-车辆行驶轨迹

Fig. 5 Test 2-Vehicle trajectory of integrated navigation system

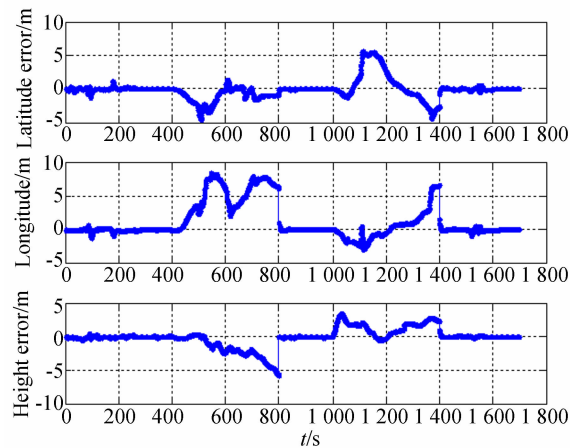


图 6 有里程计辅助下的位置误差

Fig. 6 Position error aided by odometer

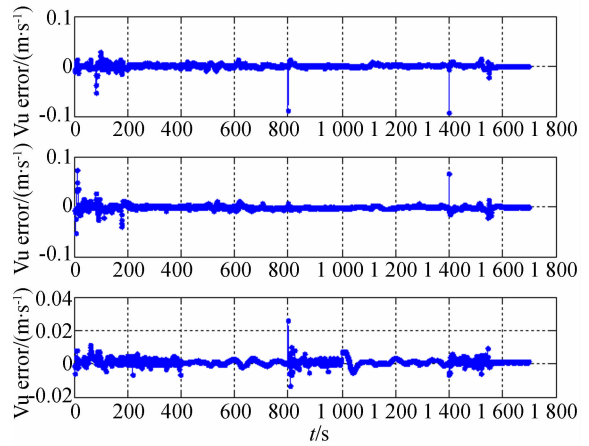


图 7 有里程计辅助下的速度误差

Fig. 7 Velocity error aided by odometer

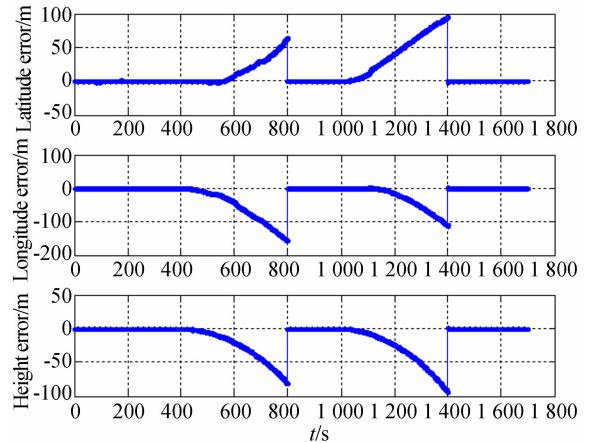


图 8 无里程计辅助下的位置误差

Fig. 8 Position error without odometer assistance

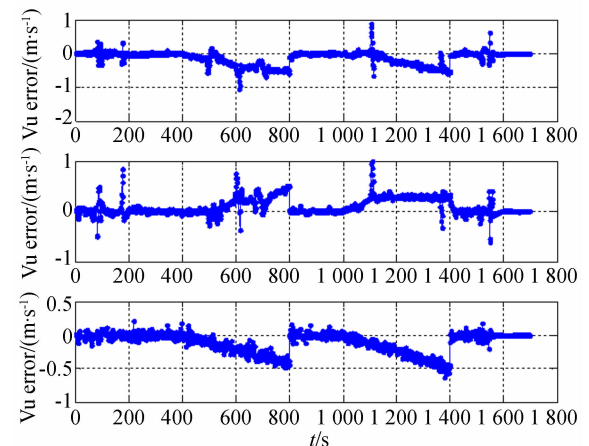


图 9 无里程计辅助下的速度误差

Fig. 9 Velocity error without odometer assistance

从表 2 中也可以看出,有里程计辅助的组合导航系统位置误差在 3 m 以内;而无里程计辅助的组合导航系统位置误差达到了 42.4 m,远大于有里程计辅助的定位误差。

表 2 位置误差统计表

Tab. 2 Position error statistics

(Unit: m, RMS)

	纬度误差	经度误差	高度误差
有里程计辅助	1.532 6	2.939 6	1.440 8
无里程计辅助	28.190 8	42.471 9	26.793 0

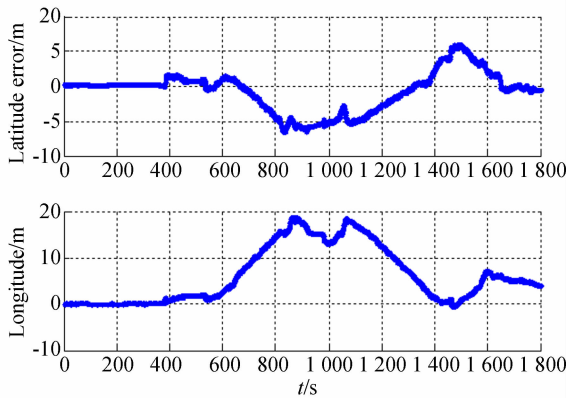


图 10 自主导航系统水平位置误差

Fig. 10 Autonomous navigation system horizontal position error

试验最后给出了高精度光纤惯性导航系统只在里程计辅助下的自主导航系统精度,试验路段同试验 1、试验 2 的测试路段,整个测试路段共计 31.2 km,水平位置误差如图 10 所示,可以看出整个测试过程中单方向的位置误差最大值不超过 20 m,精度统计值约为 $0.08 \times D$ (D 为车辆行驶里程),高于 $0.01^\circ/\text{h}$ 的光纤惯导系统自主导航系统 $0.1\%D$ 的常规指标要求。

6 结 论

针对城市隧道、偏远山区等复杂路况,GNSS 信号遮挡较严重或长时间无 GNSS 信号的场景下,车载 GNSS/INS 组合导航系统精度下降的问题,提出一种里程计辅助的高精度车载 GNSS/INS 组合导航方法,在考虑里程计标度因数误差、里程计安装误差角的情况下,将航位推算位置误差、里程计标度因数误差、安装误差角列入传统的组合导航滤波器的状态量中,建立了组合导航滤波器的状态方程和量测方程,实现了 GNSS/INS 组合模式和 DR/INS 组合模式间的自动切换,在 DR/INS 组合模式下,使用惯导解算的位置与航位推算的位置之差作为滤波器的观测值,进行滤波器的量测更新。整个跑车过程中位置误差在 3 m 以内,进一步验证里程计辅助下的车载组合导航系统的正确性。

参考文献:

[1] SKOG I, HANDEL P. In-car positioning and navigation technologies; a survey[J]. *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, 2009, 10(1): 4-21.

[2] MOURIKIS A I, ROUMELIOTIS S I, JOHNSON A E, et al.. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry, descent, and landing[J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2009, 25(2): 264-280.

[3] 徐博,郝芮,王超,等.水下潜航器的惯导/超短基线/多普勒测速信息融合及容错验证[J]. *光学精密工程*, 2017, 25(9): 2508-2515.

XU B, HAO R, WANG CH, et al.. INS/USBL/DVL information fusion and fault-tolerant verification for underwater vehicle [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(9): 2508-2515. (in Chinese)

[4] WU Y X. Versatile Land Navigation Using Inertial Sensors and Odometry: Self-Calibration, In-Motion Alignment and Positioning [C]. *Inertial Sensors and Systems Symposium*. Germany, 2014: 11-19.

[5] GAO J X, LI K, CHEN Y P. Study on integration of FOG single-axis rotational INS and odometer for land vehicle[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2018, 18(2): 752-763.

[6] CHANG L B, HE H Y, QIN F J. In-motion initial alignment for odometer aided strapdown inertial navigation system based on attitude estimation[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2017, 17(3): 766-773.

[7] LI C, WANG Z C, LIU H S. Novel method to integrate MARG and an odometer into AHRS for moving vehicles [J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2017, 9(9): 1-15.

- [8] 严恭敏. 车载自主定位定向系统研究[D]. 西安:西北工业大学, 2006.
YAN G M. *Research on Autonomous Position and Azimuth Determining Systems for Land Vehicles* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [9] 宋金龙, 石志勇, 王律化, 等. 基于运动学非完整约束的里程计参数在线辨识[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(3):352-358.
SONG J L, SHI ZH Y, WANG L H, *et al.*. On-line identification of odometer parameters based on kinematics incomplete constraints[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26 (3): 352-358. (in Chinese)
- [10] 刘世涛, 曹阳, 彭小峰, 等. GPS/SINS/Odometer 组合导航系统的研究[J]. 网络与通信, 2016, 35(22): 65-67.
LIU SH T, CAO Y, PENG X F, *et al.*. Research on integrated navigation system of GPS /SINS /Odometer[J]. *Network and Communication*, 2016, 35(22): 65-67. (in Chinese)
- [11] 肖焯, 王清哲, 程远, 等. 捷联惯导系统/里程计高精度紧组合导航算法[J]. 兵工学报, 2012, 33(4): 395-400.
XIAO X, WANG Q ZH, CHENG Y, *et al.*. High accuracy navigation algorithm for tightly coupled INS /odometer[J]. *Acta Armamentarii*, 2012, 33 (4) : 395-400. (in Chinese)
- [12] 刘鹏飞, 智奇楠, 王青江, 等. 一种简化的车载自适应组合导航算法[J]. 无线电工程, 2016, 46(12):43-47.
LIU P F, ZHI Q N, WANG Q J, *et al.*. A simplified adaptive filter in vehicle integrated navigation system [J]. *Radio Engineering*, 2016, 46 (12):43-47. (in Chinese)
- [13] 周俊, 王琳, 徐永强, 等. 惯性导航与卫星导航组合定位精度分析及仿真[J]. 无线电工程, 2018, 48(12): 1086-1090.
ZHOU J, WANG L, XU Y Q, *et al.*. Analysis and simulation of positioning accuracy of inertial satellite integrated navigation[J]. *Radio Engineering*, 2018, 48(12): 1086-1090. (in Chinese)

作者简介:



刘鹏飞(1987—),男,河北任县人,硕士,工程师,2013年于北京航空航天大学获得硕士学位,主要从事惯性导航和组合导航方面的研究。E-mail: 412258318@qq.com