

DOI: 10.13382/j.jemi.B2206153

遮挡环境下的基于 AKF 组合导航定位方法研究*

王东宇^{1,2,3} 张慧君^{1,2,3} 李孝辉^{1,2,3} 和 涛^{1,2,3,4}

(1. 中国科学院国家授时中心 西安 710600; 2. 中国科学院精密导航定位与定时技术重点实验室 西安 710600;
3. 中国科学院大学 北京 100049; 4. 中国船舶集团有限公司昆明船舶设备研究试验中心 昆明 650051)

摘要:GNSS/INS 组合导航系统已经得到广泛应用。但是在 GNSS 系统受到环境限制时,松组合方案会失效。星座几何布局频繁变化等原因,会造成紧组合导航定位精度大幅下降。针对这一问题,本文采用基于新息的自适应卡尔曼滤波紧组合导航方法,设计了城市环境车载实验方案。该方法以伪距、伪距率的误差作为观测量,进行滤波估算,同时根据新息的方差理论值与实际值,构建自适应因子,对系统的量测噪声阵进行调整,进一步修正系统误差。通过实验验证,在可视卫星数低于 4 颗的时间内,此方法的三维定位误差相较于使用传统的卡尔曼滤波方法定位误差降低了约 24.2%;在卫星可视条件频繁变化环境中,定位误差最大降低了约 60%。结果表明此方法在观测条件较差时,可以对卫星伪距的观测噪声进行调整,降低了状态误差,增强滤波器的鲁棒性,从而提供更精准的位置信息。

关键词:遮挡环境;GNSS/INS 紧组合导航;自适应卡尔曼滤波

中图分类号: TN966;TH701 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.35

Research on positioning in covering environment with an AKF-based integrated navigation system

Wang Dongyu^{1,2,3} Zhang Huijun^{1,2,3} Li Xiaohui^{1,2,3} He Tao^{1,2,3,4}

(1. National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China; 2. Key Laboratory of Precision Navigation and Timing Technology, National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China;
3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 4. Kunming Shipborne Equipment Research and Test Center, China State Shipbuilding Corporation Limited, Kunming 650051, China)

Abstract: GNSS/INS integrated navigation system has been widely used. However, the loosely coupled system will degrade when the GNSS system is subject to environmental constraints. Meanwhile, the tightly coupled system of GNSS/INS will significantly decrease the positioning accuracy due to the frequent changes in constellation geometry layout. To solve this problem, the adaptive Kalman filter tight integrated navigation method based on new information is used in this paper to design a vehicle-mounted experiment scheme in an urban environment. It takes the errors of the pseudo-range and pseudo-range rate as the observation quantity to perform filtering estimation. At the same time, the adaptive factor is determined according to the innovation variance's theoretical and actual values, and the system's measurement noise is adjusted to correct the system errors further. Experimental results show that when the number of visible satellites is less than four, the 3D positioning error of this method is reduced by about 24.2% compared with the traditional Kalman filtering method. In the environment of frequent changes in visible satellite conditions, the maximum positioning error is reduced by about 60%. The results showed that this method could adjust the observation noise of satellite pseudo-distance when the observation conditions are poor, reduce the state error, enhance the robustness of the filter, and provide more accurate position information.

Keywords: covering environment; GNSS/INS tightly coupled navigation; adaptive Kalman filter

0 引言

定位信息对于任何载体都是至关重要的。全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)是目前使用最广泛的定位系统,可以达到米级的定位精度^[1-2]。但是导航卫星信号在地面接收机终端入口的功率一般为-160 dBW 左右^[3]。在遮蔽环境下,会出现卫星导航信号质量变差,星座几何布局不佳、甚至导航中断等情况,这些情况使得 GNSS 应用受到限制。然而惯性导航系统(inertial navigation system, INS)不依赖于外界信息即可提供导航信息,但误差会随时间累积^[4-5]。GNSS 与 INS 二者优缺点互补,构成的组合导航系统已经得到了广泛应用^[6-7]。

目前,二者的融合方法主要有松组合、紧组合、超紧组合 3 种^[8]。在可视卫星数少于 4 颗的情况下,GNSS 导航中断,松组合导航会退化为惯性导航系统^[9]。紧组合导航方法利用原始的伪距、伪距率信息为观测值输入到卡尔曼滤波器中,对惯导输出进行修正^[10]。但是环境和接收机的不稳定性,会造成量测误差值的变化^[11-12]。超紧组合导航系统利用 INS 对接收机信号跟踪环路进行辅助^[13],可以提升高动态下的导航能力,但是需要将卫星接收机与惯性器件软硬件一体化设计,且组合滤波器算法设计更复杂,计算量大^[14]。

针对导航卫星被遮蔽的情形,文献[15]研究了松组合导航分别在短时、长时信号丢失的情况下的导航性能,这种情况下仅依赖惯性导航,短时精度较好,而长时定位误差达到了 15 m 以上。文献[16]提出了时钟模型辅助 GNSS/INS 的紧组合算法,在可视卫星少于 4 颗时,利用模型计算得到的钟差、钟漂作为系统钟差钟漂,增加系统的可观测性。但受制于接收机晶振性能,在 2~3 颗可见卫星情况下,最小定位误差也达到了 14.86 m。针对这一问题,文献[17-18]使用了芯片级原子钟(chip-scale atomic clock, CSAC),其具有原子钟频率精度高的优点,同时体积与功耗远低于传统原子钟,可以对其进行钟差建模,进行钟差预报,进而提高 GNSS 接收机的垂直定位精度,提升接收机在遮蔽环境下提供导航信息的能力。

文献[19]将 CSAC、GNSS、微惯性测量单元(micro inertial measurement unit, MIMU)进行融合,其中 GNSS 与 MIMU 采用紧组合的方式,CSAC 提供定时信息。在动态试验中,这一方案在人为设置的 3 颗观测卫星条件下水平定位误差平均值为 9.36 m。在观测卫星为 4~9 颗时,水平定位误差平均值为 4.10 m。北京理工大学团队,在实验中对使用了卡尔曼滤波(Kalam filter, KF)方法进行 GNSS/INS 组合导航定位结果,在通过高架桥下方时,定位误差达到了 4 m 以上^[20]。而且 KF 方法在开始滤波

时,系统的过程噪声与量测噪声被设置为先验常数不变,这不符合车辆在实际运行过程中噪声的统计特性,噪声通常会随环境实时变化^[21]。

由于 GNSS/INS 组合导航系统的先验信息较难获取,并且常规 KF 难以适应不断变化的环境,因此使用自适应卡尔曼滤波器(adaptive Kalman filter, AKF)可以降低对先验值的依赖^[22]。基于新息的自适应估计(innovation based adaptive estimation, IAE)是自适应卡尔曼滤波的主要策略之一^[23]。新息可以反映出当前滤波器输出的误差大小,从而对过程噪声、量测噪声进行调整。

因此,本文使用了基于新息的 AKF 紧组合导航方案。在 GNSS 信号质量差时,伪距、伪距率的量测误差的变化对系统的影响会反映在新息上,利用新息来对系统的量测噪声矩阵进行修正。这种对噪声的实时调整方法,其计算量相对神经网络方法的计算量较小,不增加新的传感器,避免了系统复杂化,同时可以让组合导航系统适应环境变化,提供更准确的导航信息。经过半城市半山区实地车载试验,验证了该方法在可视卫星情况较差时,依旧可以提供连续的定位信息。在不增加传感器的前提下,可视卫星不足 4 颗时的定位误差(RMS)为 5.83 m,均优于已有研究结果。

1 基于 AKF 的 GNSS/INS 紧组合导航算法

紧组合导航利用 GNSS 接收机测距处理器输出的伪距、伪距率,与 INS 计算出的伪距、伪距率的差值,作为 AKF 的观测数据,依靠自适应调节方案,对观测噪声进行调整,估算出状态量的值,然后进行组合导航输出参数修正以及 INS 参数反馈修正。其原理如图 1 所示。与松组合相比,紧组合算法没有单独的位置、速度滤波器,所以当可见星少于 4 颗时,仍然可以进行自适应卡尔曼滤波。另外,由于 GNSS 接收机的伪距和伪距率不带有时间相关性,对组合滤波中的滤波结果更有益。

1.1 量测噪声方差阵 R 自适应调整算法

传统卡尔曼滤波按照式(1)~(5)进行预测和更新:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (1)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k-1}^T \quad (2)$$

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k]^{-1} \quad (3)$$

$$\hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}) \quad (4)$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (5)$$

从式(3)可以看出,滤波器增益 K_k 与 R 息息相关。在紧组合系统中,量测噪声矩阵 R 为 GNSS 与 INS 的伪距差、伪距率差的量测噪声方差。在滤波开始时,需要给

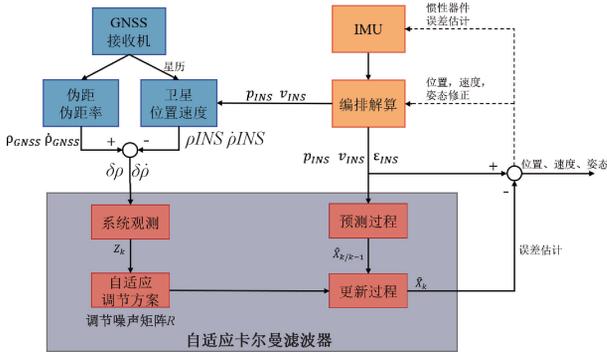


图1 基于 AKF 的紧组合导航框图

Fig. 1 AKF-based tightly coupled diagram

R 赋经验初始值。而在动态驱车时, R 随着行车环境以及车辆动态的变化而变化。此时, 若仍采用 R 的初始值进行滤波器增益更新计算而不及调整, 将无法抑制异常量测值对滤波的影响, 导致滤波收敛效果不明显甚至滤波发散。由于 INS 在短时精度高, 引起的伪距与伪距率量测噪声很小, 所以 R 主要受 GNSS 的影响。GNSS 的伪距、伪距率观测通常受钟差、大气延时、多径效应、钟漂等因素影响。伪距噪声方差通常在 1~10 m, 伪距率误差通常在 0.1~1 m/s。下面给出紧组合系统观测方程的推导:

在 ECEF 坐标系内, 设第 i 颗卫星的位置为 x_i, y_i, z_i , 由惯性导航给出的载体位置记为 x', y', z' , 真实载体位置记为 x, y, z 。则惯导的位置误差为: $\Delta x = x' - x, \Delta y = y' - y, \Delta z = z' - z$ 。

惯导得出的载体位置到第 i 颗卫星的伪距为:

$$\rho_{INS}^i = \sqrt{(x' - x_i)^2 + (y' - y_i)^2 + (z' - z_i)^2} \quad (6)$$

真实的载体位置到第 i 颗卫星的伪距为:

$$r_i = \sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \quad (7)$$

对式(6)在 x, y, z 处进行泰勒展开, 并忽略高阶项:

$$\rho_{INS}^i = r_i + \frac{x - x_i}{r_i} \Delta x + \frac{y - y_i}{r_i} \Delta y + \frac{z - z_i}{r_i} \Delta z \quad (8)$$

卫星接收机给出的伪距满足式(9):

$$\rho_{GNSS}^i = r_i + \delta t_u - v_i \quad (9)$$

式中: v_i 为伪距量测噪声。

则伪距差可以由式(8)减式(9)获得:

$$\begin{aligned} \rho_{INS}^i - \rho_{GNSS}^i &= \\ \frac{x - x_i}{r_i} \Delta x + \frac{y - y_i}{r_i} \Delta y + \frac{z - z_i}{r_i} \Delta z - \delta t_u + v_i &= \\ l_i \Delta x + m_i \Delta y + n_i \Delta z - \delta t_u + v_i &= \\ [l_i \quad m_i \quad n_i \quad -1] [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad \delta t_u]^T + v_i & \end{aligned} \quad (10)$$

式中: l_i, m_i, n_i 分别为 x, y, z 方向上的方向余弦。

对 ρ_{INS}^i 求导即得:

$$\dot{\rho}_{INS}^i = \dot{r}_i + l_i \Delta \dot{x} + m_i \Delta \dot{y} + n_i \Delta \dot{z} \quad (11)$$

接收机给出的伪距率满足:

$$\dot{\rho}_{GNSS}^i = \dot{r}_i + \delta \dot{t}_u - \dot{v}_i \quad (12)$$

式(11)减去式(12), 即得伪距率观测方程:

$$\begin{aligned} \dot{\rho}_{INS}^i - \dot{\rho}_{GNSS}^i &= \\ [l_i \quad m_i \quad n_i \quad -1] [\Delta \dot{x} \quad \Delta \dot{y} \quad \Delta \dot{z} \quad \delta \dot{t}_u]^T + \dot{v}_i & \end{aligned} \quad (13)$$

将式(10)与(13)中的位置误差由笛卡尔坐标系误差转换为大地坐标系误差即得紧组合观测量与观测方程。

从式(4)中可以看出, 系统状态的更新, 不仅受滤波增益 K_k 影响, 也受 $Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}$ 项的影响, 将其定义为新息:

$$r_k = Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1} \quad (14)$$

新息可以反映出真实量测值和估计测量值之间的关系, 所以其可以用来反映卡尔曼滤波器的性能。

本文利用新息协方差对系统的量测噪声特性进行调整。考虑本文实验所使用的车辆的机动性, 在 1~20 s 的时间范围内, 其运行环境的变化一般较小。所以选择长度为 N 的滑动窗口, 窗口内的新息协方差可以对车辆运行的环境有一定的反映, 但同时避免计算量过大, N 一般选取 5~15 的长度。

在 N 个滤波周期内, 新息的方差理论值 \hat{C}_{d_k} , 与统计值 \hat{C}_{d_k} 分别如式(15)、(16)所示:

$$\bar{C}_{d_k} = \begin{cases} 1, & k \leq N \\ \frac{1}{N} \sum_{i=k-N+1}^k (H_i P_{k,k-1} H_i^T + R_k), & k \geq N \end{cases} \quad (15)$$

$$\hat{C}_{d_k} = \begin{cases} 1, & k \leq N \\ \frac{1}{N} \sum_{i=k-N+1}^k (r_i r_i^T), & k \geq N \end{cases} \quad (16)$$

自适应因子构建如下:

$$\gamma(i) = \hat{C}_{d_k}(i) / \bar{C}_{d_k}(i) \quad (17)$$

正常情况下, 自适应因子 γ 的值应该在 1 附近浮动, 当其偏离 1 时, 说明量测噪声的统计特性发生变化, 需要对量测噪声矩阵按下式进行调整:

$$\hat{R}_k = \gamma^T R_k \quad (18)$$

1.2 紧组合系统模型

紧组合滤波器的状态设置为:

$$X = [\varphi^n, \delta V^n, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \varepsilon^b, \nabla^b, \delta t_u, \delta t_{ur}]^T \quad (19)$$

其中, $\varphi^n = [\varphi_e, \varphi_n, \varphi_u]^T$ 分别代表俯仰、滚转、偏航误差, $\delta V^n = [\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u]^T$ 分别为东、北、天方向的速度误差, $[\delta L, \delta \lambda, \delta h]^T$ 分别为纬度、经度、高度方向上的位置误差, ε^b 为陀螺仪常值漂移, ∇^b 为加速度计常值漂移, δt_u 为接收机钟差, δt_{ur} 为接收机钟速率。

系统的误差模型方程描述如下:

$$\dot{\varphi}^n = \varphi^n \times \omega_{in}^n + \delta \omega_{in}^n - C_b^n \varepsilon^b \quad (20)$$

$$\delta \dot{V}^n = f^n \times \varphi^n + \delta V^n \times (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) + C_b^n \nabla^b \quad (21)$$

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta v_n}{R_M + h} - \frac{v_n}{(R_M + h)^2} \delta h \quad (22)$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_e}{R_N + h} + \delta L \frac{v_e \tan L \sec L}{R_N + h} - \frac{v_e \sec L}{(R_N + h)^2} \delta h \quad (23)$$

$$\delta \dot{h} = \delta v_u \quad (24)$$

其中, ω_{ie} 为地球自转角速度, 为 $7.292\ 115 \times 10^{-5}$ rad/s, L 为纬度, R_M 为子午圈主曲率半径, R_N 为卯西圈主曲率半径, 按式(25)获得:

$$R_M = R_e(1 - 2e + 3e \sin^2 L) \quad (25)$$

$$R_N = R_e(1 + e \sin^2 L)$$

式中: R_e 为地球长半轴, 为 6 378 136. 49 m, e 为地球偏心率, 为 0. 081 8。

系统方程可以根据式(20)~(24)写为:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)w(t) \quad (26)$$

2 车载实验验证及分析

为了验证基于新息的自适应卡尔曼滤波组合导航系统的性能, 进行了车载实验, 以下分别为实验安排与结果分析。

2.1 实验安排

1) 实验平台设备及参数

如图 2 所示, 实验平台主要由 UPS 电源、微型原子钟辅助 GNSS/INS 组合导航设备、天线等设备构成。被测系统为 GNSS/INS 组合导航设备, 其由天线、Trimble BD930 接收机芯片、SBG Ekinox 惯导设备、CSAC 等构成, 其中 CSAC 分别向接收机提供 10 MHz 频率参考, 以及向 IMU 提供 1PPS 时钟同步信号。右侧为参考系统, 其由天线、SBG Ekinox 惯导设备、NovAtel 718D 接收机构成, 其使用了千寻公司的 RTK 服务, 理论定位误差小于 2 cm。本次实验将参考系统的定位结果作为定位真实位置, 来分析被测系统的定位性能。图 3 为本次实验实物连接图, 实验设备均固定安装于车辆后备箱, 天线置于车顶。其中惯性器件性能参数如表 1 所示。

表 1 惯性设备性能参数

Table 1 Inertial equipment parameter

实验设备	参数	数值	
	数据更新频率	100 Hz	
惯性器件	陀螺仪	常值漂移	0. 5°/h
		角度随机游走	0. 14°/√h
	加速度计	常值零偏	2 μg
随机游走		7 μg/√Hz	

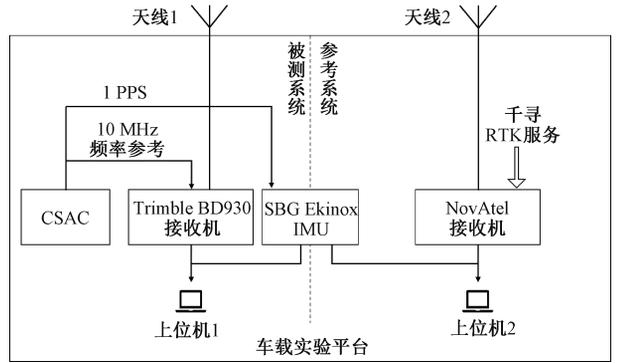


图 2 实验平台结构

Fig. 2 Experimental platform structure

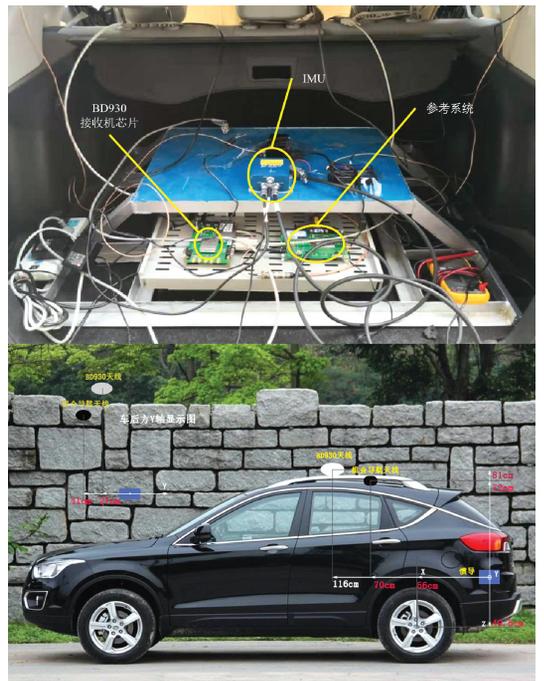


图 3 实验实物图

Fig. 3 Experiment platform

2) 实验环境

图 4 分别给出了为本次实验时间内可视卫星数量, 与 PDOP 值。图 5 为参考系统给出的实验路线图。实验时长共 1 620 s。由于实验路线位于西安市临潼区部分城区, 同时包含了多个机动路段, 路线中也包含多处高楼、树木遮蔽环境, 造成卫星信号质量急剧下降或卫星布局情况较差。共有约 270 s 的时间内可视卫星数量低于 4 颗, 占总时间的 16. 85%; PDOP 值大于 4 的时间占总实验时间的 29. 38%, 甚至出现了 PDOP 值大于 9 的情况。

2.2 实验结果分析

1) 整体数据分析

图 6 给出了本文的 AKF 算法解算的三维定位误差

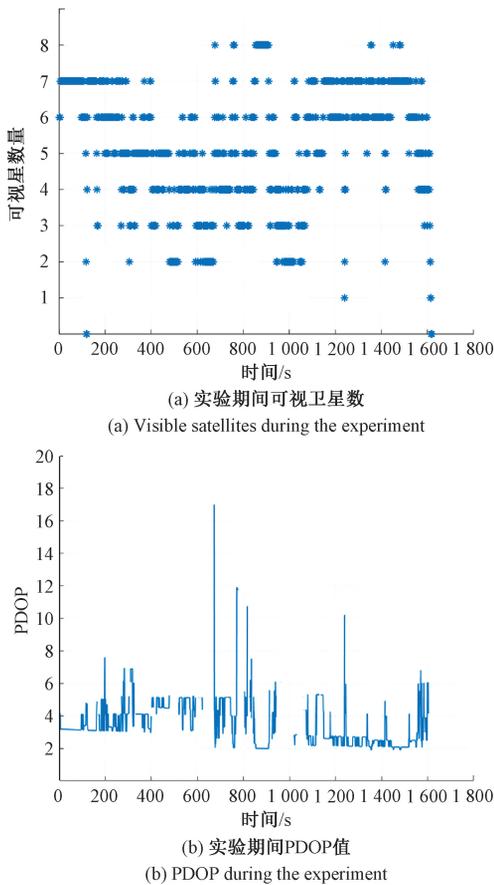


图4 实验期间卫星情况

Fig. 4 Satellite situation during the experiment



图5 实验路线

Fig. 5 Experiment route

与 KF 输出的三维定位误差比较结果。表 2 分别给出了两种方法在经度、纬度、高度上的定位误差 (RMS)。在全部实验路段内,相较于传统 KF 滤波方法,AKF 的定位误差减小了 24.27%。

表 2 整体路线定位误差分析

Table 2 Positioning error analysis for the whole route

位置误差/m	KF	AKF
经度	2.75	1.79
纬度	3.52	2.20
高度	2.80	2.80

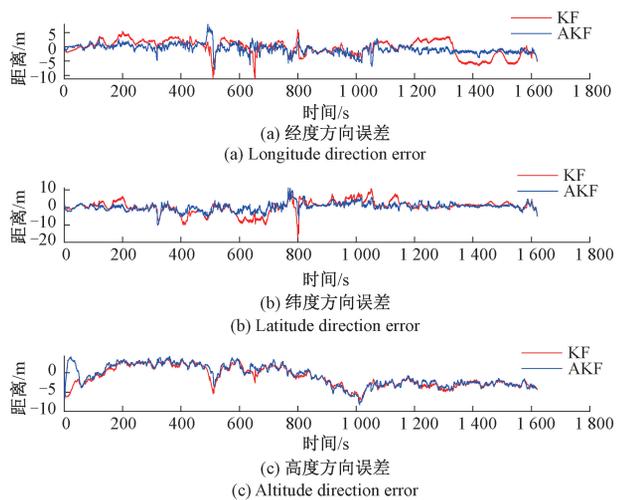


图6 KF/AKF 定位解算误差对比

Fig. 6 Positioning error for the whole route

图 7 给出了可视卫星数低于 4 颗的 4 个路段内,AKF 算法以及 KF 算法输出的定位轨迹与参考轨迹的比较结果。表 3 分别给出了这 4 个路段内,两种定位方法 RMS。

表 3 可视卫星数量低于 4 颗时定位情况分析

Table 3 Positioning error analysis with less than four visible satellites

路段	滤波方法	水平定位误差/m
路段 1	KF	6.28
	AKF	6.00
路段 2	KF	7.77
	AKF	2.76
路段 3	KF	6.12
	AKF	4.38
路段 4	KF	3.07
	AKF	2.97

在此 4 个路段内,相较于 KF 滤波方法,水平面内 AKF 的滤波方法的 RMS 分别减小了 4.47%,64.42%,28.43%,3.25%,同时所有卫星数低于 4 的跑车时间内,AKF 相较于 KF 的水平定位误差减小了 32.34%,三维定位误差减小了 24.21%。

2) 卫星可视情况变化路段定位分析

通过图 4 可以看出,大部分实验时间段内,可视卫星数量在 2~7 颗之间变化。由于遮挡环境,卫星断断续续可见或变的不可见,当导航卫星处于由可见到不可见的过程中,接收机端的伪距和伪距率误差将明显增加,甚至在完全不可见之前,误差变得不可接受^[24]。另外在这种环境中,可视卫星的伪距、伪距率也会受多径效应等影响,伪距、伪距率误差会增大。AKF 计算方法可以针对这一情况对量测误差噪声进行调整。

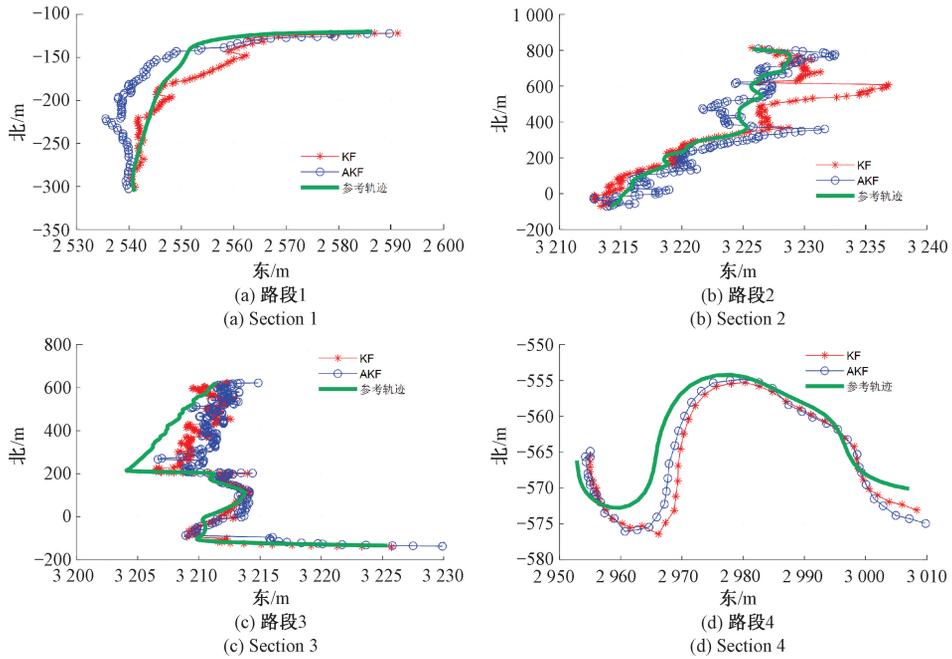


图 7 可视卫星数低于 4 颗时 KF/AKF 定位对比

Fig. 7 Comparison of KF/AKF with less than four visible satellites

图 8 分别展示了在实验的 600~700 s 中,该时间段内的卫星可视情况与 AKF 与 KF 方法的定位误差。AKF

方法输出的定位误差平均值为 3.18 m,相较于 KF 方法输出的平均定位误差降低了 60.50%。

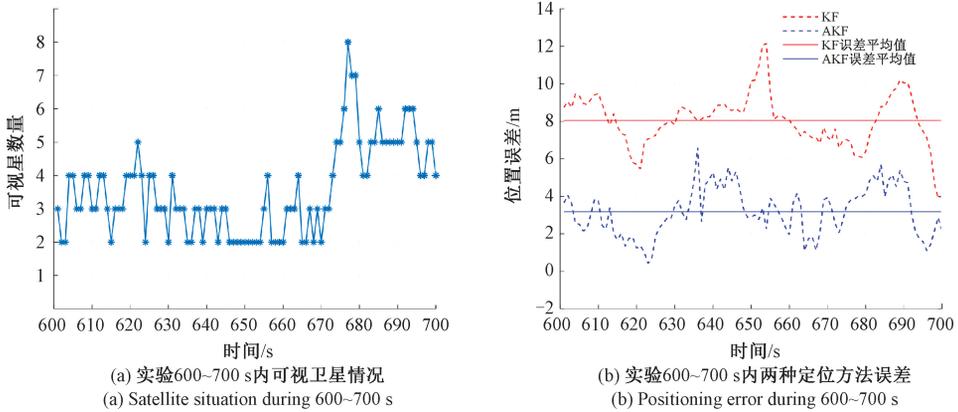


图 8 600~700 s 期间卫星情况与定位误差

Fig. 8 Satellite situation and positioning error during 600~700 s of the experiment

在这期间内,可视卫星主要为 PRN6, PRN12, PRN19, PRN25 等,表 4 展示了经本文研究的自适应方案调整后,这 4 颗卫星的伪距量测噪声方差平均值,这些数值相对 KF 方法中在滤波初始时设置的伪距观测噪声经验值,分别放大了 2~6 倍不等。量测噪声 R 阵中的数值,即伪距、伪距率测量噪声方差的放大,会抑制滤波增益 K 的大小,可以避免状态估计的发散。

表 4 AKF 对卫星伪距方差的修正平均值

Table 4 Pseudo-range variance corrected by AKF

卫星编号	修正后的伪距方差平均值/m
PRN 6	2.43
PRN 12	6.71
PRN 19	5.76
PRN 25	4.75

除此之外,图9展示了可视卫星数量变化较为频繁的3个不同路段内,可视卫星数量情况。在此3个路段内,AKF对量测噪声阵有一定的调整作用,调整后的伪距量测方差均大于初始设定噪声值,相较于传统KF方法,AKF的方法的定位误差分别降低了68.08%,22.77%,2.10%。

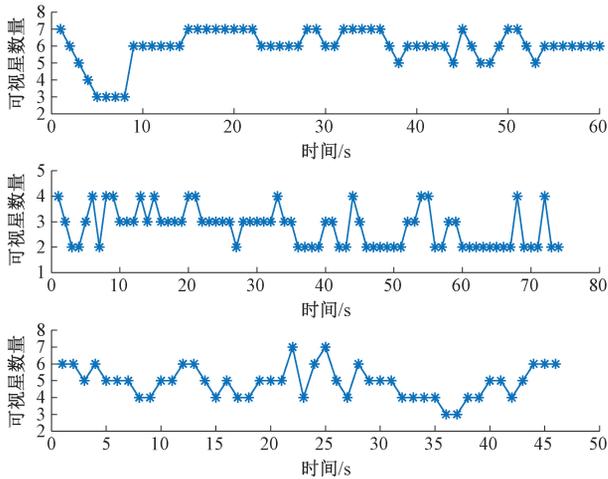


图9 可视卫星数频繁变化情况

Fig.9 Frequent changes in the number of visible satellites

3 结论

本文针对多遮挡环境下,传统的INS/GNSS松组合导航方案失效以及紧组合方案会因为卫星信号质量下降而造成组合定位精度大幅下降的问题,研究了基于新息的自适应卡尔曼滤波算法,该算法可以根据紧组合系统卡尔曼滤波器的新息的协方差,对量测噪声方差阵进行调节。通过西安临潼半山地区带的城市道路车载路测试数据,对本论文的INS/GNSS自适应卡尔曼滤波算法(AKF)进行分析比较验证。实验数据显示,该算法不仅在视野开阔环境下定位误差仅为3.48m,相较于传统KF方法减小了1/4,同时可以在卫星数低于4颗时提供连续的导航信息。该算法在卫星数低于4颗的时间内、与可视卫星数频繁变化的时间段内,定位误差分别为5.83与4.74m,相较于传统KF方法减小了约24%,30%。从而验证了本论文所采用的INS/GNSS紧组合AKF算法能够有效应用于城市、森林等多遮挡环境中的动态驱车导航。

参考文献

[1] WANG L, LI Z, WANG N, et al. Real-time GNSS precise point positioning for low-cost smart devices [J]. GPS Solutions, 2021, 25(2): 69.

[2] ROBUSTELLI U, BAIOCCHI V, PUGLIANO G. Assessment of dual frequency GNSS observations from a Xiaomi Mi 8 android smartphone and positioning performance analysis [J]. Electronics, 2019, DOI: 10.3390/electronics8010091.

[3] 姜慧,王亚芳,王焱,等. 基于北斗导航信号的高轨卫星定位性能分析[J]. 信息通信, 2017, 177(9): 71-74.

JIANG H, WANG Y F, WANG Y, et al. Research on positioning performance of high orbit satellite based on Beidou navigation signal [J]. Information and Communications, 2017, 177(9): 71-74.

[4] TOMAS A, ROBERT B, FRANTISEK A. Error analysis of inertial navigation system using test algorithms [J]. Nase More, 2015, 62(3), 204-208.

[5] 宋丽君,薛连莉,董燕琴,等. 惯性技术发展历程回顾与展望[J]. 导航与控制, 2021, 20(1): 29-43.

SONG L J, XUE L L, DONG Y Q, et al. Review and prospect of inertial technology development process [J]. Navigation and Control, 2021, 20(1): 29-43.

[6] 鲍耿忠,苏永恒,马高峰,等. 卫星对GNSS/INS组合导航精度的影响分析[J]. 测绘科学, 2019, 44(11): 148-155.

BAO G ZH, SU Y H, MA G F, et al. Analysis of influence of different satellite combinations on GNSS/INS integrated navigation positioning accuracy [J]. Science of Surveying and Mapping, 2019, 44(11): 148-155.

[7] 朱震曙. 弹载INS/GNSS组合导航数据融合技术研究[D]. 南京:南京理工大学, 2021.

ZHU ZH SH. Research on data fusion technologies of projectile-borne INS/GNSS integrated navigation [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2021.

[8] NOURELDIN A, KARAMAT T B, GEORGY J. Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration [J]. 2013, 10.1007/978-3-642-30466-8(Chapter 8): 247-271.

[9] 周先林. GNSS/INS组合导航性能改善技术研究[D]. 西安:中国科学院大学(中国科学院国家授时中心), 2020.

ZHOU X L. Research on GNSS/INS integrated navigation performance improvement technology [D]. Xi'an: University of Chinese Academy of Science, 2020.

[10] 陈红梅,常林江,徐振方,等. 复杂环境下GNSS/INS/

- UWB 紧组合无人机协同导航算法[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(7): 98-107.
- CHEN H M, CHANG L J, XU ZH F, et al. UAV collaborative navigation algorithm based on tight combination of GNSS/INS/UWB in complex environment [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 42(7): 98-107.
- [11] 胡晓梅, 潘新龙, 朱璐瑛, 等. 一种抗差自适应 UKF 算法及其在 GNSS/SINS 组合导航系统的应用[J]. 电子测量与仪器学报, 2022, 36(12): 153-160.
- HU X M, PAN X L, ZHU L Y, et al. Robust adaptive UKF algorithm and its application in GNSS/SINS integrated navigation system [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2022, 36(12): 153-160.
- [12] LI Z, ZHANG H, ZHOU Q F, et al. An adaptive low-cost INS/GNSS tightly-coupled integration architecture based on redundant measurement noise covariance estimation [J]. Sensors, 2017, 17(9): 2032.
- [13] 王君帅, 王新龙. GPS/INS 超紧组合系统综述[J]. 航空兵器, 2013, 276(4): 25-30.
- WANG J SH, WANG X L. Survey of GPS/INS ultra-tight integrated navigation system [J]. Aero Weaponry, 2013, 276(4): 25-30.
- [14] 李子月, 张林, 陈善秋, 等. 捷联惯性/卫星超紧组合导航技术综述与展望 [J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(4): 866-874.
- LI Z Y, ZHANG L, CHEN SH Q, et al. Ultra-tightly coupled SINS/GNSS navigation technology review and prospect [J]. Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(4): 866-874.
- [15] 李彩玲, 高雅萍, 李春花, 等. GNSS/SINS 组合导航系统在卫星遮挡场景下的定位性能分析 [J]. 无线电工程, 2021, 51(10): 1125-1133.
- LI C L, GAO Y P, LI CH H, et al. Analysis of positioning performance of low-cost GNSS/INS integrated navigation system under satellite occlusion scenarios [J]. Radio Engineering, 2021, 51(10): 1125-1133.
- [16] 董亮, 许东欢, 臧中原, 等. 时钟模型辅助的惯性/卫星紧组合导航算法研究 [J]. 导航定位与授时, 2022, 9(2): 112-117.
- DONG L, XU D H, ZANG ZH Y, et al. An inertial/satellite tightly integrated navigation algorithm assisted by clock model [J]. Navigation Positioning and Timing, 2022, 9(2): 112-117.
- [17] 乔广欣, 张慧君, 李博, 等. GNSS 驯服芯片级原子钟方法研究 [J]. 导航定位与授时, 2022, 9(2): 153-159.
- QIAO G X, ZHANG H J, LI B, et al. Research on the method of GNSS-disciplined chip-scale atomic clock [J]. Navigation Positioning and Timing, 2022, 9(2): 153-159.
- [18] CALERO D, FERNANDEZ E, PARES M E. Positioning performance of chip-scale atomic clock GNSS augmentation systems [C]. Satellite Navigation Technologies & European Workshop on Gns Signals & Signal Processing. IEEE, 2016.
- [19] MA L, YOU Z, LIU T, et al. Coupled integration of CSAC, MIMU, and GNSS for improved PNT performance [J]. Sensors, 2016, 16(5): 682.
- [20] 沈凯, 刘庭欣, 左思琪, 等. 复杂城市环境下 GNSS/INS 组合导航可观测度分析及鲁棒滤波方法[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(9): 252-261.
- SHEN K, LIU T X, ZUO S Q, et al. Observability analysis and robust fusion algorithms of GNSS /INS integrated navigation in complex urban environment [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(9): 252-261.
- [21] NGOC T T, KHENCHAF A, COMBLET F. Evaluating process and measurement noise in extended Kalman filter for GNSS position accuracy [C]. 2019 13th European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP), 2019: 1-5.
- [22] 蒋晨. GNSS/INS 组合导航滤波算法及可靠性分析[D]. 徐州: 中国矿业大学, 2018.
- JIANG CH. Filtering algorithms and reliability analysis for GNSS/INS integrated navigation systems [D]. Xuzhou: China University of Mining and Technology, 2018.
- [23] 邱望彦, 李荣冰, 刘建业. 基于改进自适应渐消卡尔曼滤波的通用航空 GNSS/微惯性组合导航算法研究 [J]. 电子测量技术, 2020, 43(10): 95-100.
- QIU W Y, LI R B, LIU J Y. Research on GNSS/MINS integrated navigation algorithm of general aviation based on improved adaptive fading Kalman filter [J]. Electronic Measurement Technology, 2020, 43(10): 95-100.
- [24] ZHOU Q, ZHANG H, LI Y, et al. An adaptive low-cost GNSS/MEMS-IMU tightly-coupled integration system with

aiding measurement in a GNSS signal-challenged environment [J]. *Sensors*, 2015, 15(9): 23953.

作者简介



王东宇, 2020 年于西北工业大学获得工学学士学位, 现就读于中国科学院国家授时中心, 攻读博士学位, 主要研究方向为多源信息融合的组合导航方法。

E-mail: wangdongyu@ntsc.ac.cn

Wang Dongyu received his B. Sc. degree from Northwestern Polytechnical University (NWPU) in 2020. Now he is a Ph. D. candidate in National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences. His main research interest includes integrated navigation method based on multi-source information fusion.



张慧君(通信作者), 2011 年于中国科学院大学获得博士学位, 现为中科院国家授时中心研究员。主要研究方向为高精度时间频率测量、卫星导航、原子钟辅助多源融合组合导航方法研究、GNSS 时间偏差监测及授时性能评估。

E-mail: zhj@ntsc.ac.cn

Zhang Huijun (Corresponding author) received her Ph. D. from the University of Chinese Academy of Sciences (UCAS) in 2011. Now she is a professor at the National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences. Her main research interests include measuring high-precision time frequency, satellite navigation, and atomic clock-assisted multi-source fusion integrated navigation method, GNSS time deviation monitoring and timing performance evaluation.