

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2020.02.005

# 基于铱星/INS 组合定位技术在船舶中的应用研究

秦红磊<sup>1</sup>, 赵超<sup>1</sup>, 杜岩松<sup>1</sup>, 孙桂宇<sup>1</sup>, 周广涛<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 哈尔滨工程大学自动化学院, 哈尔滨 150001)

**摘要:** GNSS 拒止环境下惯性/GNSS 组合导航系统的性能会严重恶化, 通过利用并提取机会信号中的有用观测量, 可以实现机会信号和惯性系统的联合动态定位。提出了利用铱星/INS 组合定位技术实现船舶的动态定位。首先深入研究了铱星的信号体制, 建立了利用铱星瞬时多普勒频移进行定位的算法模型; 然后, 提出了利用基于扩展卡尔曼滤波(EKF)技术的铱星机会信号与 INS 组合定位算法; 最后, 通过船舶航行实测数据对所提算法进行了试验验证。结果表明, 提出的利用铱星机会信号和 INS 组合定位方法可以有效改善无 GNSS 信号条件下的 INS 定位精度, 在 GNSS 信号拒止环境下解决了船舶定位问题, 具有重要的研究意义和实用价值。

**关键词:** GNSS 信号拒止环境; 机会信号; 铱星/INS 组合定位; 瞬时多普勒频移; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: TP701

文献标志码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号: 2095-8110(2020)02-0035-07



## Research on the Application of Iridium/INS Integrated Positioning Technology in Ship

QIN Hong-lei<sup>1</sup>, ZHAO Chao<sup>1</sup>, DU Yan-song<sup>1</sup>, SUN Gui-yu<sup>1</sup>, ZHOU Guang-tao<sup>2</sup>

(1. School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. School of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

**Abstract:** The performance of inertial/GNSS integrated navigation system will deteriorate seriously in GNSS-denied environment. By using and extracting useful observations from opportunity signal, the joint dynamic positioning of opportunity signal and inertial system can be realized. In this paper, the iridium/INS integrated positioning technology is proposed to realize the dynamic positioning of the ship. Firstly, the signal system of Iridium is studied deeply, and the algorithm model of positioning using the instantaneous Doppler shift of Iridium is established. Then, a combined localization algorithm of Iridium opportunity signal and INS based on Extended Kalman Filter (EKF) technology is proposed. Finally, the ship navigation test of the proposed algorithm is verified by the measured data. The results show that the positioning accuracy of INS system without GNSS signal can be improved effectively by using iridium satellite opportunity signal and inertial navigation system. The realization of ship positioning in GNSS-denied environment has important research significance and practical value.

**Key words:** GNSS-denied environment; Opportunity signal; Iridium/INS integrated positioning; Instantaneous Doppler shift; Extended Kalman Filter

收稿日期: 2019-10-31; 修订日期: 2019-12-13

基金项目: 国防科技创新特区项目(18-1-1863-01-ZT-001-005-04)

作者简介: 秦红磊(1975-)男, 教授, 博士生导师, 主要从事导航定位技术方面的研究, 包括机会信号定位、相对导航、室内定位与组合导航等技术。E-mail: qhlmmm@sina.com

## 0 引言

目前,国内外船舶上的导航设备主要是将全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)与惯性导航器件进行联合使用,利用二者存在较好的互补性,从而实现较高精度的组合导航<sup>[1]</sup>。然而在战时环境,GNSS 信号容易受到干扰,使得系统无法使用<sup>[2-4]</sup>。因此,研究 GNSS 信号拒止条件下的备份导航系统已成为各国应对导航战的重要研究方向。

利用广泛存在的各类非导航无线电信号进行导航与定位已引起各个国家的重视。以美国 and 英国为代表的一些国家开始装备和研发基于机会信号的备份导航系统。2010 年美国国防部宣称开展“全源导航”计划,将使用广泛存在的各类无线电资源直接进行导航与定位;2012 年英国公布了研发的 Navsop 系统,使得用户能够利用各种不同的无线电信号实现定位。

其中,利用非合作、非导航星基机会信号进行定位具有覆盖区域广、抗干扰能力强和无需投入建设成本等优点<sup>[5-6]</sup>,已成为机会信号定位的重点研究方向之一。铱星卫星信号是典型的天基非合作外辐射源<sup>[7]</sup>,地面接收机通过接收铱星所发射的下行信号,并有效提取信号中的瞬时多普勒频移观测量<sup>[8-10]</sup>,实现对地面接收机的定位。

惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)是船舶导航的必备系统之一,但 INS 具有误差随着时间累积而迅速扩散<sup>[11]</sup>的固有缺点。一般采用 GNSS 与 INS 组合实现高精度的定位。但在 GNSS 信号拒止环境下,GNSS/INS 系统则无法有效工作。此时,利用铱星瞬时多普勒频移,结合 INS 测量信息,通过将观测量紧组合的方式,实现对惯导误差的纠正<sup>[12-14]</sup>,可以有效提高船舶的定位精度。

本文的结构如下:首先,介绍了铱星的轨道信息,并对铱星信号体制进行深入分析,为接收瞬时多普勒频移提供理论基础;其次,建立了利用瞬时多普勒频移进行定位的理论模型;然后,介绍了利用铱星瞬时多普勒频移与 INS 进行紧组合的数学模型;最后,搭建了铱星/INS 组合定位系统,利用实际信号进行了实际环境的船舶动态定位试验。

## 1 铱星系统及其信号体制研究

卫星的星座布局结构会决定地面接收机对其信号接收的可见性及可用性,卫星的信号体制也决定了信号接收平台的设计复杂性以及瞬时多普勒频移的信号提取方法。本节主要介绍了铱星系统的轨道设计及其信号体制,为铱星机会信号定位系统的硬件设计及信号捕获处理方法提供基础。

### 1.1 铱星系统轨道

铱星系统是美国铱星公司委托摩托罗拉公司设计的一种全球性卫星移动通信系统,透过卫星可在地球上的任何地方拨出和接收电话信号。由于使用成本过高,2000 年 3 月铱星公司宣布破产。最终,私募基金出手接盘了铱星系统,将它变身为铱星通讯公司。

铱星系统由 6 条极地轨道组成,轨道高度为 780km,如图 1 所示。2017 年,Iridium Next 第二代卫星开始发射,由 66 颗工作卫星、9 颗空间备份卫星以及 6 颗地面备份卫星组成。截止到目前,地面接收机可以接收到 75 颗铱星卫星的发射信号。

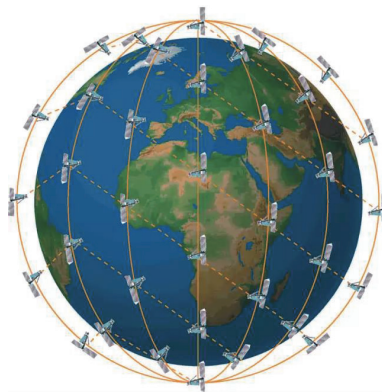


图 1 铱星极地轨道

Fig. 1 Iridium polar orbit trajectory

### 1.2 铱星系统信号体制

铱星的链路频率分配计划如图 2 所示。

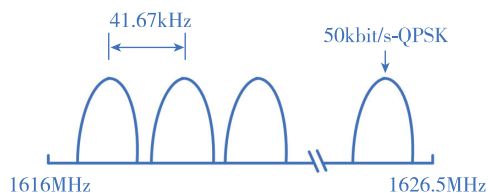


图 2 FDMA 频率分配

Fig. 2 FDMA frequency allocation

铱星将 1616.0MHz~1626.0MHz 频率段分配为双工作业信道,而将 1626.0MHz~1626.5MHz 频率段分配为单工信令信道。双工作业信道通过频分多址(Frequency Division Multiple Access, FDMA)的方式分为 30 个子带,每个通道配有工作频宽和保护频带。而单工作业信道分为 12 个频带,每个频带宽度为 41.67kHz。其中,单工信道里的波束每 48 帧发一次,通常用户在 4.32s 里可以接收到一次下行信号,其信号时长为 7~20.32ms 之间。但由于每个 TDMA 帧的帧长为 90ms,因此实际接收到的 90ms 时长数据内仅有一个下行的铱星信号。

铱星下行传输信号呈现突发信号模式,其信号结构主要包含三部分:无调制的导频信号、BPSK 调制信号以及 QPSK 调制信号,其中导频信号时长大约为 2.6ms。由于导频通道不含任何调制方式,仅仅是一种规律的单弦波,因此非常适合用来提取铱星与地面接收机相对运动所产生的瞬时多普勒频移。

受限于轨道高度,同一时刻内仅能观测到 1~2 颗铱星,仅在非常空旷的地方可以同时观测到 3 颗卫星,因此接收机难以实现实时定位。采用时间换空间的方法,通过挑选卫星飞行可视时间内的不同时间点上的历元,提取相应时刻的瞬时多普勒信息,并结合 SGP4 模型及 TLE 轨道信息推算卫星在当前时刻的位置及速度,采用最小二乘算法即可实现接收机的定位功能。

## 2 瞬时多普勒频移定位算法研究

基于非导航卫星定位系统可以利用瞬时多普勒测量信息实现即时定位,卫星相对于地面做高速运动,因此产生多普勒现象。其中多普勒频率又能够反映卫星位置和接收机位置之间的联系,因此可以利用多颗卫星的瞬时等多普勒圆锥曲面交叉获得接收机的位置。

如果某一时刻在地球表面的静止接收机测量得到卫星的多普勒频移,在不考虑任何误差的情况下,所有相同多普勒测量值构成一个圆锥体表面,如图 3 所示。

得到的多普勒频移可以表示为

$$f_d = \left( \frac{1}{\lambda} \right) \cdot v_{\text{sat}} \cdot \frac{r_{\text{sat}} - r_{\text{user}}}{\|r_{\text{sat}} - r_{\text{user}}\|} \quad (1)$$

其中,  $\lambda$  代表铱星下行信号的载波频率,  $r_{\text{sat}}$  和  $r_{\text{user}}$  分别代表卫星和用户的位置,  $v_{\text{sat}}$  代表卫星速度。

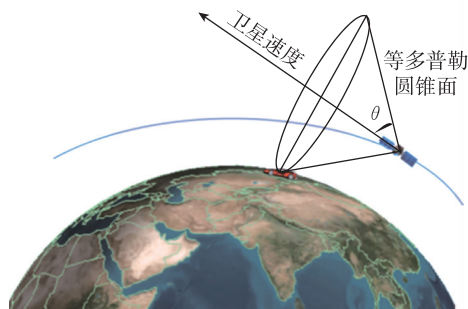


图3 等多普勒圆锥示意图

Fig. 3 Schematic diagram of iso-Doppler cone

以下为利用多普勒频移进行定位的原理。用代数的方式描述多普勒导航,从与伪距相关的线性导航状态更新方程开始,即

$$\partial \mathbf{z} = \mathbf{z} - \hat{\mathbf{z}} = \mathbf{H} \partial \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (2)$$

其中,  $\partial \mathbf{z}$  代表先验伪距测量偏差向量,  $\mathbf{z}$  为已测量的伪距向量,  $\hat{\mathbf{z}}$  为预测的伪距向量,  $\mathbf{H}$  为观测矩阵,  $\partial \mathbf{x} = (\delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_b)$  为前一状态位置和伪距偏差的更新状态向量,其中  $\delta_x, \delta_y, \delta_z$  分别为接收机在 3 个方向上的位置更新,  $\delta_b$  为伪距定位中的偏差,  $\boldsymbol{\varepsilon}$  为测量和线性化误差向量。对式(2)两边同时进行对时间求微分,得到测量多普勒与预测多普勒的偏差向量为

$$\delta \mathbf{L} = \frac{\partial \mathbf{z}}{\partial t} - \frac{\partial \hat{\mathbf{z}}}{\partial t} = \mathbf{H} \begin{bmatrix} \delta_{x'} \\ \delta_{y'} \\ \delta_{z'} \\ \delta_{b'} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\frac{\partial \mathbf{e}^{(1)}}{\partial t} \\ \vdots \\ -\frac{\partial \mathbf{e}^{(k)}}{\partial t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (3)$$

式中,  $\delta \mathbf{L}$  代表测量多普勒与预测多普勒的偏差,  $\delta_{x'}, \delta_{y'}$  和  $\delta_{z'}$  为接收机先验速度的更新状态,  $\delta_{b'}$  为先验频率偏移的更新状态。如果接收机是动态状态,则式(3)可以表示为

$$\delta \mathbf{L} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial \mathbf{e}^{(1)}}{\partial t} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\partial \mathbf{e}^{(K)}}{\partial t} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\mathbf{e}^{(1)} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \vdots & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\mathbf{e}^{(K)} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_{x'} \\ \delta_{y'} \\ \delta_{z'} \\ \delta_{b'} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (4)$$

式中,  $\mathbf{e}^{(K)}$  代表从先验位置到第  $K$  颗卫星方向的单位向量。利用最小二乘算法可以获得

$$\delta \hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \delta \mathbf{L} \quad (5)$$

其中,式(5)中的雅可比矩阵可以表示为

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial \mathbf{e}^{(1)}}{\partial t} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\partial \mathbf{e}^{(K)}}{\partial t} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\mathbf{e}^{(1)} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \vdots & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\mathbf{e}^{(K)} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \\ \delta_{x'} \\ \delta_{y'} \\ \delta_{z'} \\ \delta_{b'} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon}' \quad (6)$$

同时多普勒导航中的 PDOP 可以由式(7)得出<sup>[16]</sup>

$$\text{PDOP} = \sqrt{\text{trace}\{(\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1}\}} \quad (7)$$

### 3 铱星/INS 组合动态定位算法

本文采用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)算法实现铱星与 INS 紧组合,选取载体位置、速度及姿态的误差值以及钟差和频差为状态量。将得到的误差值形成滤波器的测量输入值,经组合导航滤波器,生成惯导系统的误差估值,这些估值可在每次测量更新后对惯导系统进行修正,以提高惯导的精度。这种组合方式根据铱星 TLE 解算出铱星轨道信息和 INS 输出的位置和速度信息,计算得到相应于 INS 位置和速度的瞬时多普勒值,并将其与接收机提取到的瞬时多普勒值相比较,将它们的差值作为组合系统的观测量。通过 EKF 对 INS 的误差进行最优估计,然后对 INS 进行输出校正。具体流程如图 4 所示。

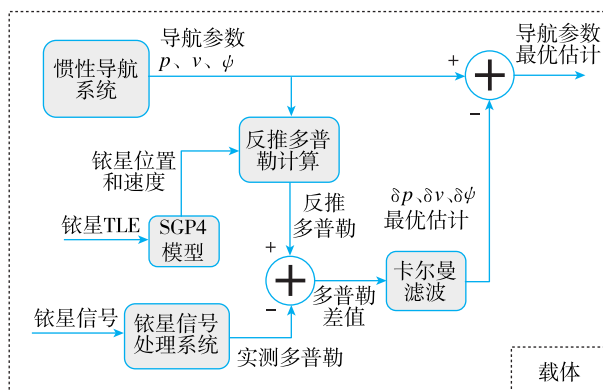


图 4 铱星/INS 组合定位算法原理

Fig. 4 Iridium/INS integrated positioning algorithm principle

铱星和惯导紧组合导航系统提供接收机测得的瞬时多普勒  $d_{\text{user}}$  和 INS 的反推多普勒  $d_{\text{esti}}$ , 两者之差  $d_{\text{user}} - d_{\text{esti}}$  作为 EKF 的观测量。因为每一时刻只能接收到 1 颗铱星的信号, 所以观测量只有 1

个。铱星惯导组合导航系统的观测方程是由伪距定位观测方程推导得出, 即

$$\begin{aligned} \partial \mathbf{L} &= \mathbf{H} \delta \mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \\ &= \left[ \left[ -(\mathbf{v} - \mathbf{e} \cdot (\mathbf{e} \cdot \mathbf{v})) \frac{1}{r} \right]^T - \mathbf{e} \mathbf{0}_{1 \times 3} \mathbf{0} \mathbf{1} \right] \cdot \\ &\quad \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ \delta x' \\ \delta y' \\ \delta z' \\ \delta \psi_x \\ \delta \psi_y \\ \delta \psi_z \\ \delta t_u \\ \delta t_{ru} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\varepsilon} \end{aligned} \quad (8)$$

其中,  $\mathbf{v}$  为卫星速度与载体速度差值,  $r$  为卫星与接收机之间的几何距离,  $\delta \psi_x$ 、 $\delta \psi_y$ 、 $\delta \psi_z$  分别为 3 个方向上的姿态变化量,  $\delta t_u$  和  $\delta t_{ru}$  分别为钟差及钟漂值。即便在接收到 1 颗铱星的条件下, 只要能够有效提取多普勒信息并代入铱星/INS 组合定位算法中, 就可以对惯导误差起到纠正作用。

以下为惯导的修正过程: 在无法获得铱星卫星信号的情况下, 更新载体导航信息时, 用前一时刻载体的导航信息加上纯惯导解算出的当前时刻与前一时刻载体导航信息的差值, 得到当前时刻载体的导航信息, 即

$$\begin{bmatrix} p_k \\ v_k \\ \Psi_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{k-1} \\ v_{k-1} \\ \Psi_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_p^{k,k-1} \\ \Delta_v^{k,k-1} \\ \Delta_\psi^{k,k-1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中,  $p_k$ 、 $v_k$ 、 $\psi_k$  分别为  $k$  时刻运载体的位置、速度、姿态,  $\Delta_p^{k,k-1}$ 、 $\Delta_v^{k,k-1}$ 、 $\Delta_\psi^{k,k-1}$  分别为纯惯导解算出的  $k$  时刻与  $k-1$  时刻载体位置、速度、姿态的差值。

在铱星卫星信号可获得情况下, 载体导航信息更新过程是在式(9)的基础上, 再减去 EKF 计算出的当前时刻导航信息的修正量, 如下所示

$$\begin{bmatrix} p_k \\ v_k \\ \Psi_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{k-1} \\ v_{k-1} \\ \Psi_{k-1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta_p^{k,k-1} \\ \Delta_v^{k,k-1} \\ \Delta_\psi^{k,k-1} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \xi_p^k \\ \xi_v^k \\ \xi_\psi^k \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中,  $\xi_p^k$ 、 $\xi_v^k$ 、 $\xi_\psi^k$  分别为  $k$  时刻算出的位置、速度、姿态修正量。



4 实验验证

为了能够验证本文所提的铯星/INS 组合定位算法的有效性,于 2019 年 8 月 19 号在吉林省吉林市松花湖进行了现场试验,如图 5 所示。实验共采集 55min 铯星数据以及惯导数据。在实验用船上安装了铯星接收天线及信号采集设备、光纤惯导系统以及用于标定的高精度 GNSS/INS 组合系统。



图 5 现场实际实验设备安装场景图

Fig. 5 Scene of field actual test equipment installation

本系统中所采用的光纤惯导设备指标如表 1 所示。

表 1 惯性测量单元指标		
Tab. 1 Inertial measurement unit index		
	光纤陀螺	加速度计
零偏稳定性(常温)	$\leq 0.005(^{\circ})/h, 1\sigma$	$\leq 50\mu g, 1\sigma$
量程	$\pm 400(^{\circ})/s$	$\pm 8g$
标度因数非线性	$\leq 5 \times 10^{-5}, 1\sigma$	$\leq 1 \times 10^{-4}, 1\sigma$
随机游走	$\leq 0.0012(^{\circ})/\sqrt{h}, 1\sigma$	—
零偏重复性	—	$\leq 50\mu g, 1\sigma$

可以看出,本系统所采用的惯导设备测量精度比较高,可以满足船舶在水中甚至更加复杂环境下的动态定位功能。

4.1 铯星信号处理结果

对采集的铯星第 7 通道信号进行捕获处理。首先需要对采集信号进行带通滤波。带通滤波器的中心频率为 7 通道发射频率 1626.270833MHz,带宽为 32kHz。提取铯星信号中的瞬时多普勒频移观测量,用于铯星/INS 组合定位,对接收到的信号进行一系列预处理后,得到铯星下行信号如图 6 所示。

可以看到,接收到的信号信噪比较高,便于信号检测及捕获。对采集到的信号进行捕获,获得采

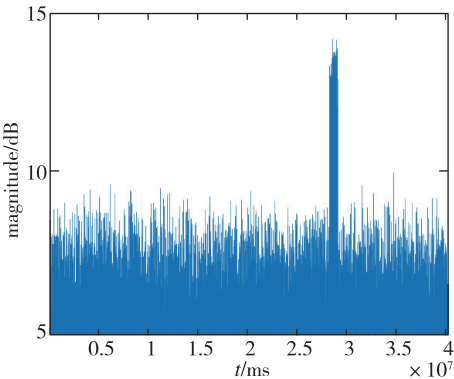


图 6 信号捕获结果

Fig. 6 Signal acquisition results

集信号的中心频率,减掉 7 通道信号的载波频率,得到的接收信号的瞬时多普勒频移观测量,结果如图 7 所示。

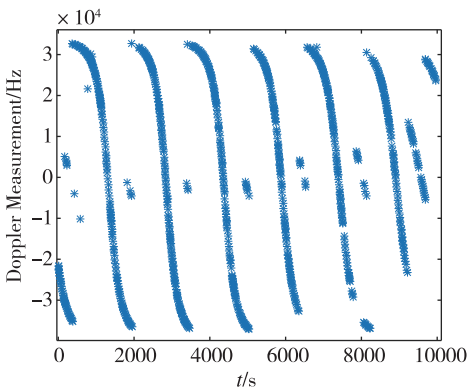


图 7 提取瞬时多普勒频移结果

Fig. 7 The extracted instantaneous Doppler frequency shift

从图 7 可以看出,在信号采集期间共接收到 6 颗位于接收机正上方的铯星信号,以及接近 7 颗旁侧轨道的铯星信号。

4.2 铯星/INS 组合定位处理结果

纯惯导系统、铯星/INS 组合系统及高精度 GNSS/惯导组合系统的定位结果如图 8 所示。

下面将航行过程分为初始阶段、过渡阶段和惯导发散阶段 3 个阶段,对定位结果进行展开讨论,并对终点定位结果进行分析。

(1)第一阶段:初始阶段

在航行的前 7min 内,由于惯导系统刚结束自主式初始对准,此时惯导实际的平台系的误差较小,因此这段时间内惯导系统输出的定位结果与标定系统的结果比较接近,在初始阶段纯惯导动态定位结果误差小于铯星。

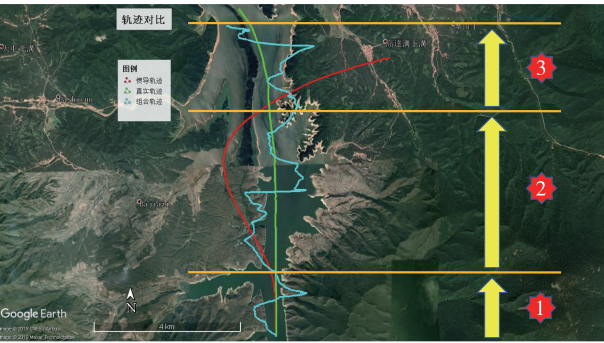


图 8 轨迹对比图

Fig. 8 Trajectory contrast diagram

(2)第二阶段:过渡阶段

在航行过程的第 7min~第 40min 内,惯导系统输出的定位结果已经出现明显的发散现象。主要是因为惯导器件误差会随着时间开始累积,导致定位结果偏离实际路线。由于在海平面航行过程中的高度保持一致,因此借助于高程辅助,分别统计第二阶段纯惯导与铱星/INS 组合定位系统与 GPS/INS 系统之间的二维水平定位误差,结果如表 2 所示。

表 2 第二阶段定位误差统计

Tab. 2 Positioning error statistics in the second stage

	纯惯导/m	组合导航/m
RMSE	1200	759

可以看出,在第二阶段利用铱星/INS 组合导航算法可以有效改善纯依赖惯导系统的定位精度,二维水平误差 RMSE 值分别改善 36.8%。

(3)第三阶段

第三阶段可以看出,惯导系统定位结果已经远离载体的实际位置,铱星/INS 组合系统在真值附近波动,可以有效纠正惯导系统的累积误差,提高定位精度。统计第三阶段二维水平定位误差结果如表 3 所示。

表 3 统计二维水平误差

Tab. 3 Statistical two-dimensional horizontal error

	纯惯导/m	组合导航/m
RMSE	2123	752

从表 3 中可以看出,铱星/INS 组合系统水平定位误差显著低于纯惯导系统。其中, RMSE 值降低 64.6%,对惯导误差的修正效果明显。

(4)最终时刻误差分析

从图 7 中可以看出,在最后一个时刻点,惯导系统的定位结果已经远远偏离真实轨迹点,而组合系统的定位结果更加靠近真实点。对最后一个时刻的定位结果进行统计,如表 4 所示。

表 4 最后时刻点定位误差统计

Tab. 4 Final point positioning error statistics

	纯惯导/m	组合导航/m
东向误差	4419	-296
北向误差	-1399	-541
二维水平误差	4636	617

从表 4 中可以看出,本文所提的铱星/INS 组合定位算法可以有效纠正惯导输出误差。其中,相比于惯导定位系统,铱星/INS 组合系统在东向、北向及二维水平方向上定位精度可以提高 93.3%、61.3%及 86.7%,验证了本文所提算法的有效性。

5 结论

针对 GNSS 拒止环境下惯性/GNSS 组合导航系统无法应用的问题,本文提出了通过提取非导航卫星(铱星)与接收机之间相对运动所产生的瞬时多普勒频移,并结合惯导输出的位置、速度、姿态等观测量,实现船舶的动态定位。通过分析实际实验数据,结果表明:

1)通过将观测多普勒与计算所得到的多普勒值之间的误差值作为 EKF 的观测量,从而达到修正惯导定位误差的效果。同时,还有效弥补了铱星可见性不足的缺点。

2)相比于纯惯导系统所得到的定位精度,本文所提出的铱星/INS 组合动态定位算法可以有效解决惯导误差累积的问题。

3)本次数据采集仅持续了 55min,在数据采集的最后一个时刻点,纯惯导系统定位结果已经远离船舶的真实位置而变得无法使用,而采用本文所提铱星/INS 组合定位算法得到的定位结果更加靠近真实位置点。未来还需要验证在更长时长条件下铱星/INS 组合定位算法的可用性。同时还需要考虑到铱星轨道高度低、覆盖面积小,在未能接收到铱星信号时惯导误差随时间变化的影响。

参考文献

[1] Farrell J A, Barth M. The global positioning system

- and inertial navigation [M]. McGraw-Hill Professional, 1999.
- [2] Seco-Granados G, López-Salcedo J A, Jiménez-Baños D, et al. Challenges in indoor global navigation satellite systems: unveiling its core features in signal processing[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2012, 29(2): 108-131.
- [3] Tan Z Z, Qin H L, Cong L, et al. New method for positioning using iridium satellite signals of opportunity[J]. IEEE Access, 2019, 7: 83412-83423.
- [4] Benjamin P, Richard H, Geoffrey O. GPS receiver structures for the urban canyon[J]. ION GPS, 1995: 1323-1332.
- [5] Yang C, Nguyen T. Self-calibrating position location using signals of opportunity [C]// Proceedings of ION GNSS, 2009: 1055-1063.
- [6] Kassas Z M, Humphreys T E. Observability analysis of collaborative opportunistic navigation with pseudorange measurements[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2014, 15(1): 260-273.
- [7] Lawrence D, Cobb H S, Gutt G, et al. Test results from a LEO-Satellite-based assured time and location solution[C]//Proceedings of 2016 International Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2016.
- [8] Kaplan E D, Christopher J H. Understanding GPS principles and applications [M]. Artech House, 2006: 305-345.
- [9] 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 等. 基于铱星机会信号的定位技术研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(9): 1691-1698.
- Qin Honglei, Tan Zizhong, Cong Li, et al. Study on location technology based on iridium satellite opportunity signal[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(9): 1691-1698(in Chinese).
- [10] Hamza B. Iridium next LEO satellites as an alternative PNT in GNSS denied environments[J]. Inside GNSS, 2019(6): 13-17.
- [11] 屈平, 温志芳, 周士华. GPS/SINS组合导航系统中卡尔曼滤波器的应用[J]. 机械管理开发, 2011(5): 111-112.
- Qu Ping, Wen Zhifang, Zhou Shihua. Research of Kalman filter and its application in ship GPS /SINS integrated navigation [J]. Mechanical Management and Development, 2011(5): 111-112(in Chinese).
- [12] 谢钢. GPS原理与接收机设计[M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 205-206.
- Xie Gang. Principles of GPS and receiver design[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 205-206(in Chinese).
- [13] Joshua M, Joe K, Zaher M K. Simultaneous tracking of orbcomm LEO satellites and inertial navigation system aiding using Doppler measurements[C]//Proceedings of IEEE 89<sup>th</sup> Vehicular Technology Conference, 2019.
- [14] Zaher M K, Joshua M, Joe K. New-age satellite-base navigation STAN: simultaneous tracking and navigation with LEO satellite signals [J]. Inside GNSS, 2019(4): 56-65.
- [15] Fossa C E, Raines R A, Gunsch G H, et al. An overview of the IRIDIUM (R) low earth orbit (LEO) satellite system[C]// Proceedings of Aerospace & Electronics Conference. IEEE, 1998.
- [16] 孟维晓, 马永奎, 高玉龙. 辅助GPS原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2013.
- Meng Weixiao, Ma Yongkui, Gao Yulong. A-GPS: principle and application [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2013(in Chinese).