

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2024.03.005

# 基于 ZUPT 的新型月面导航处理方法

杨喆, 庄忱

(北京航空航天大学电子信息工程学院, 北京 100191)

**摘要:**为了解决探测器在月面工作时惯性导航系统的误差累积问题,克服现有研究对环境敏感或是需要定期停止才能进行误差修复的短板,结合探测器的行驶行为,将探测器使用零速更新(ZUPT)原理修正误差的过程分解成了无 ZUPT、完全 ZUPT、水平动态 ZUPT 和垂向动态 ZUPT 4 种子模型的叠加,并分别推导了它们的系统矩阵和测量矩阵。针对月面导航系统提出了一种新型多模型零速更新(MMZUPT)算法。该算法应用多模型交互原理,允许多种更新模型同时工作,可以通过计算每个模型的权重在每个定位历元输出最优导航结果并约束误差。在精心挑选的受限环境中对月面导航进行了模拟实验,结果表明,所提 MMZUPT 方法无需频繁地主动停车以满足传统 ZUPT 使用边界就可以取得良好的效果,并且通过对包含错误的校准信号加以识别和利用可以获得更好的性能。

**关键词:**零速更新;多模型交互;惯性导航;月面导航

**中图分类号:** TN967.2; V249.32 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2024)03-0048-10

## A novel ZUPT-based processing method for lunar surface navigation

YANG Zhe, ZHUANG Chen

(School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** To solve the problem of error accumulation in the inertial navigation system when the rover is working on the lunar surface, and to overcome the shortcomings of the existing studies that are sensitive to the environment or the rover need to be stopped periodically for error fixing. Combining with the behavior of the rover, the error correction process of the rover using the principle of zero velocity update (ZUPT) is decomposed into four sub-models, namely, the no-ZUPT, the full-ZUPT, the horizontal dynamic ZUPT and the vertical dynamic ZUPT, and their system matrices and measurement matrices are separately derived. A novel multiple model zero velocity update (MMZUPT) algorithm is proposed for the lunar surface navigation system. Applying the principle of multi-model interaction, this novel navigation algorithm allows multiple zero velocity update models to work simultaneously, and can output the optimal navigation results and constrain the cumulative errors by calculating the weights of each model at each positioning epoch. The simulation experiments of lunar surface navigation in a carefully selected constrained environment show that the proposed MMZUPT approach achieves good results without frequent active stops to meet the traditional ZUPT usage boundaries, and that better performance can be achieved by iden-

**收稿日期:** 2023-12-22; **修订日期:** 2024-02-04

**基金项目:** 国家自然科学基金青年基金(62301017)

**作者简介:** 杨喆(1991—),男,博士,主要从事卫星导航与组合导航方面的研究。

**通信作者:** 庄忱(1993—),男,博士,博士后,主要从事卫星导航与协同定位方面的研究。

tifying and exploiting calibration signals that contain errors.

**Key words:** Zero velocity update(ZUPT); Multi-model interaction; Inertial navigation; Lunar surface navigation

## 0 引言

嫦娥五号的安全落地标志着中国探月工程“绕、落、回”三步走规划圆满完成,中国已经掌握了月球探测器系统的一系列关键技术,初步构建了月球探测体系和基础设施<sup>[1-3]</sup>。后续中国对月球的探测活动将转为科考型,并计划使用嫦娥七号实现对月球南极的“绕、落、巡、飞跃”综合探测,这一点也与近年来美国、欧洲、俄罗斯及印度等国家与地区相继提出的月球南极探测计划不谋而合<sup>[3-5]</sup>。在对月球的探测活动中,探测器需要导航定位技术的支持。精确的位置和姿态信息不仅能保证探测器的安全,使探测器始终行驶在规划的路径中,还能通过调节天线指向减少探测器与地球地面站之间的增益损失从而提升系统效率,是探测器安全、可靠、高效地完成既定探索任务的重要保障<sup>[6]</sup>。

然而,大部分地球上十分成熟的导航定位技术并不适用于月面上运行的探测器,在月球上的导航定位主要面临如下几点挑战:第一,月球上没有专用的 GNSS 信号,只能接收到地球异侧漏出的 GNSS 旁瓣信号,信号强度衰减严重且无法考虑卫星几何构型<sup>[7]</sup>;第二,月球表面无法布置大量辅助基站,增加了系统复杂度的同时还要消耗大量的人力物力<sup>[8]</sup>;第三,月球表面微重力、弱磁场环境难以有效利用,电子罗盘、磁力计、气压计等传感器效果被限制<sup>[9]</sup>;最后,月球表面的地形、地貌也与地球有很大不同,松软的土壤和崎岖的路面可能导致探测器车轮打滑,增大了使用轮速计等装置时的测量误差<sup>[10]</sup>。根据报道,美国勇气号和机遇号探测器的航迹推算精度约为里程的 10%,而嫦娥任务中的玉兔号探测器的精度约为 15%<sup>[11-12]</sup>。综合考虑以上因素,选择惯性导航技术辅以先进的误差修正算法,并对 GNSS 漏出的旁瓣信号加以利用,这在月面探测初期是较为合适的。

在现有基于惯性导航的月面导航技术中,研究者普遍选取了零速更新(zero velocity update, ZUPT)误差控制法以限制惯性器件的误差累积,并在地球上开展了模拟实验<sup>[8,11-13]</sup>。ZUPT 是一种经过长期验证有效的累积误差修正方法,它是基于“载

体完全静止时惯性器件的输出即为误差”这一事实进行工作的。当把约束条件从载体完全静止状态推广到载体在某一个方向上的速度、姿态或高度为 0 时,就得到了所谓的非完整约束(non-holonomic constraint, NHC)或动态 ZUPT 模型<sup>[14]</sup>。不论哪种 ZUPT 模型,对载体零速度场景的检测是其成功应用的关键,当超出其应用边界时反而可能会得到更差的结果。由于人类的行走更有规律,从脚部周期性的速度变化中可以很容易找到 ZUPT 法的应用边界,所以,在现有研究中人们选取的多为航天员在月面的行走场景。相比之下,月面探测器并无周期性的运动规律且很难保持特定的运动状态<sup>[15]</sup>,一般需要人为让探测器定期停止并使用完全 ZUPT 法修正系统累积误差<sup>[16-17]</sup>。在现有非人类行走场景的研究中,人们通常把惯性器件静态输出值的平均值和标准差作为零速情况的判断阈值<sup>[18]</sup>,并辅以错误检测法<sup>[19]</sup>、滑动窗口<sup>[20]</sup>和一维卷积神经网络<sup>[16]</sup>等增强识别性能的方案。Kilic 等<sup>[21]</sup>设计了一种让系统自主确定载体启动和停止时间的算法以尽可能减少停止次数,相较于定期停止的方案,该方法提升了整个系统的运行效率。Li 等<sup>[22]</sup>研究了匀速运动平台的误差校准方法,并修复了由于过快的误差修正造成的轨迹不连续问题。Pan 等<sup>[20]</sup>提出了一种自适应度更新算法,使用递归标准差创建并调整滑动时间窗口中的零速检测阈值大小,但较为平稳的运动状态和较低的运动速度是该算法历元之间时间相关性的保证,当时间相关性较低时该方法反而可能劣化结果。由于月面行驶环境较为复杂,探测器速度、加速度的起伏可能会很大,进一步限制了上述 ZUPT 类方案在月面探测器场景中的应用。

为了能让月面惯性导航系统在工作过程中无需定期停止以满足误差修正方法的使用边界,提升工作效率,受启发于人们在地球上对探测器行为预测的研究,考虑把月球上复杂的 ZUPT 模式拆分成简单模式的叠加,借助多模型交互原理使得导航系统可以在每个定位历元自行判断 ZUPT 的使用边界,达到无需计算特定阈值和提升系统工作效率的目的。交互式多模型(interacting multiple model,

IMM)算法是一种经典的模块化目标追踪方法,在20世纪90年代被广泛应用于飞机传感器故障检测与估计中<sup>[23]</sup>。在导航领域,IMM算法经常被用在各种强非线性的场景中,使系统对模型匹配或动态变化具有更强的稳健性。在现有的工作中,人们多会利用IMM算法把目标的复杂行为拆分成多种简单行为(子模型)的叠加,在每个定位历元根据各子模型的输出计算它们各自的权重<sup>[24]</sup>。例如使用多种噪声模型解决导航滤波器参数的不确定性问题<sup>[25-26]</sup>,使用恒定速度、恒定转向及恒定加速等多种运动模型覆盖运动状态等<sup>[27-28]</sup>。很少有人进一步将IMM算法与其他算法相结合以释放它们各自的潜力。

本文针对探测器在月面行驶时惯导系统的误差累积问题,综合考虑前文中提到的月面限制因素,把探测器使用ZUPT原理修正误差的过程分解成无ZUPT、完全ZUPT、水平动态ZUPT和垂向动态ZUPT4种子模型的叠加,并分别推导了它们的系统矩阵和测量矩阵。使用IMM算法把多种ZUPT修正模型融合进同一个导航历元中进行加权输出的同时,借助IMM的卡尔曼结构对GNSS漏出的旁瓣信号加以利用,提出多模型零速更新(multiple model zero velocity update, MMZUPT)算法。通过地面模拟实验与传统算法进行对比,验证了算法在探测器行

驶过程中的累积误差限制性能。

## 1 新型月面导航处理方法

### 1.1 算法概述

系统整体结构如图1所示,结合探测器的常见行为,使用探测器正常行驶时的无ZUPT模型、完全静止时的完全ZUPT模型、水平速度为0时的水平动态ZUPT模型和垂向速度为0时的垂直动态ZUPT模型4种子滤波模型构建MMZUPT导航滤波器。由于使用了基于卡尔曼的滤波结构,所以其中无ZUPT模型还可以选择使用外部的测量信息(如基站、GNSS)对系统进行校准。在每个历元中,校正信息(如有)和惯性导航系统(inertial navigation system, INS)输出结果会被同时输入到4个子滤波模型中进行ZUPT修正,加上前一历元中各模型的输出结果和模型概率,共同组成当前时刻导航系统状态传播阶段的结果。子模型滤波结果、概率更新结果和输出融合结果将作为当前历元系统量测更新阶段的输出。2个阶段共同组成一个完整的基于卡尔曼原理的导航解算过程。这种新型MMZUPT导航处理算法同时考虑到多种ZUPT的应用条件,根据各自模型的测量新息和新息协方差矩阵评估模型权重,得到最优的定位、测速和误差修正结果。

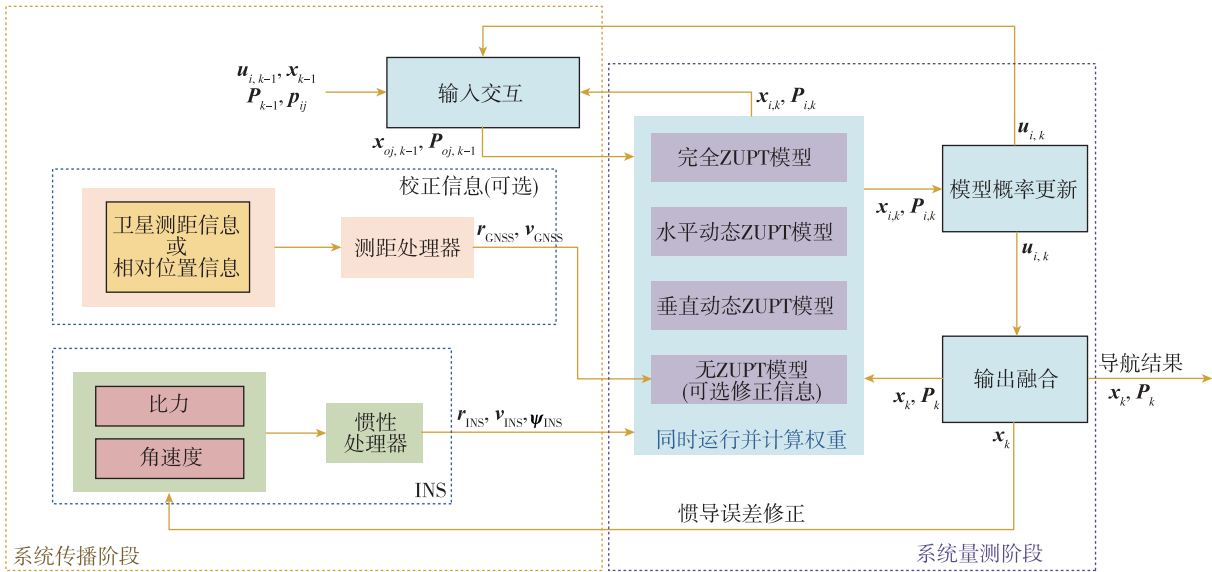


图1 多模型零速更新导航处理算法结构

Fig. 1 Structure of multiple model zero velocity update navigation processing algorithm

该方法包括以下步骤：

1) (如有)根据当前校正信号的测量值计算探

测器位置  $r_{e,c}$  和速度  $v_{e,c}$  的导航解算结果。

2)根据INS的测量值和上一历元的导航解算

结果估计当前历元的位置  $\mathbf{r}_{e,1}$ 、速度  $\mathbf{v}_{e,1}$  和姿态  $\boldsymbol{\psi}_{e,1}$  解算结果。

3) 根据当前历元的解算结果和上一历元中各模型的输出结果、模型概率计算当前历元的混合状态  $\hat{\mathbf{x}}_{oj,k-1}$  和混合状态协方差矩阵  $\mathbf{P}_{oj,k-1}$ 。

4) 根据步骤 1) 中得到的  $\mathbf{r}_{e,G}$  和  $\mathbf{v}_{e,G}$ 、步骤 2) 中得到的  $\mathbf{r}_{e,1}$ 、 $\mathbf{v}_{e,1}$  和  $\boldsymbol{\psi}_{e,1}$  以及步骤 3) 中得到的  $\mathbf{x}_{oj,k-1}$  和  $\mathbf{P}_{oj,k-1}$  计算当前历元的状态估计  $\mathbf{x}_{j,k}$  和状态协方差矩阵  $\mathbf{P}_{j,k}$ 。

5) 根据步骤 1) 中得到的  $\mathbf{r}_{e,G}$  和  $\mathbf{v}_{e,G}$ 、步骤 2) 中得到的  $\mathbf{r}_{e,1}$ 、 $\mathbf{v}_{e,1}$  和  $\boldsymbol{\psi}_{e,1}$  以及步骤 4) 中得到的  $\mathbf{x}_{j,k}$  和  $\mathbf{P}_{j,k}$  计算每个模型的模型概率  $u_i$ 。

6) 根据系统测量值和步骤 5) 中得到的模型概率  $u_i$  计算系统最终的导航定位解算结果  $\mathbf{x}_k$ 。

## 1.2 多模型交互原理

传统多模型交互算法的核心是模型集的建立, 在使用之前需要根据对系统的先验知识建立一个包含所有可能情况的模型集。有了模型集后算法可以根据系统的实时测量结果进行模型检测, 在模型之间进行自动识别与切换, 调整每个模型的权重系数和模型更新概率, 计算当前时刻的最优估计值。共包含 4 步: 输入交互、子模型并行滤波、模型概率更新和输出融合。本文的主要贡献点在于对第 2 步中的子模型并行滤波的修改, 使得 ZUPT 子模型可以适应探测器导航系统的结构。多模型算法具体可以描述为:

1) 输入交互, 根据  $k-1$  历元的输出计算  $k$  历元的混合状态估计  $\mathbf{x}_{oj,k-1}$  及其协方差矩阵  $\mathbf{P}_{oj,k-1}$ 。

$$\hat{\mathbf{x}}_{oj,k-1} = \sum_{i=1}^n \hat{\mathbf{x}}_{i,k-1} \cdot u_{ij,k-1} \quad (1)$$

$$\mathbf{P}_{oj,k-1} = \sum_{i=1}^n u_{ij,k-1} \times \{ \mathbf{P}_{i,k-1} + [\mathbf{x}_{i,k-1} - \hat{\mathbf{x}}_{oj,k-1}] [\mathbf{x}_{i,k-1} - \hat{\mathbf{x}}_{oj,k-1}]^T \} \quad (2)$$

其中,  $n$  表示模型数量;  $\hat{\mathbf{x}}_{i,k-1}$  表示  $k-1$  历元中输出的第  $i$  个模型的状态向量;  $\mathbf{P}_{i,k-1}$  是  $k-1$  历元中输出的第  $i$  个约束模型的状态向量的误差协方差矩阵;  $u_{ij,k-1}$  是  $k-1$  历元中输出的从模型  $i$  到模型  $j$  的混合模型概率, 它可以表示为

$$u_{ij,k-1} = \frac{p_{ij} u_{i,k-1}}{\sum_{i=1}^n p_{ij} u_{i,k-1}} \quad (3)$$

其中,  $p_{ij}$  表示遵从马尔可夫过程的从模型  $i$  到模型  $j$  的模型转移概率;  $u_{i,k-1}$  表示  $k-1$  历元中输出的第

$i$  个模型的模型概率。

2) 模型并行滤波, 在传统多模型算法中, 第 2 步是将上一步得到的混合状态估计向量  $\hat{\mathbf{x}}_{oj,k-1}$  和混合协方差矩阵  $\mathbf{P}_{oj,k-1}$  作为观测值。在本方法中, 观测数据还包括了额外测量信息和 INS 的输出结果。观测数据被输入到每个单独的子滤波器中, 计算每个子模型在  $k$  历元的状态向量  $\hat{\mathbf{x}}_{i,k/k-1}$  和误差协方差矩阵  $\mathbf{P}_{i,k/k-1}$ 。

3) 模型概率更新, 使用模型最大似然估计函数作为标准评价每个模型与探测器实际运动状态的相似程度, 在  $k$  历元与约束模型  $i$  最匹配的最大似然函数为

$$\Lambda_{i,k} = \frac{1}{(2\pi)^{\frac{1}{2}} |\mathbf{S}_{i,k}|^{\frac{1}{2}}} \exp \left\{ -\frac{1}{2} \mathbf{d}_{i,k}^T \mathbf{S}_{i,k}^{-1} \mathbf{d}_{i,k} \right\} \quad (4)$$

其中,  $\mathbf{d}_{i,k}$  为测量新息矩阵;  $\mathbf{S}_{i,k}$  是新息协方差矩阵。

$$\mathbf{d}_{i,k} = \mathbf{z}_{i,k} - \mathbf{H}_{i,k} \mathbf{x}_{i,k/k-1} \quad (5)$$

$$\mathbf{S}_{i,k} = \mathbf{H}_{i,k}^s \mathbf{P}_{i,k} \mathbf{H}_{i,k}^{sT} + \mathbf{R}_{i,k} \quad (6)$$

其中,  $\mathbf{R}_{i,k}$  是测量噪声  $v_{i,k}$  的协方差矩阵;  $\mathbf{z}_{i,k}$  为系统的观测量。第  $i$  个约束模型的模型更新概率可以表示为

$$u_{i,k} = \frac{\Lambda_{i,k} \sum_{j=1}^n p_{ji} u_{j,k-1}}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \Lambda_{i,k} p_{ji} u_{j,k-1}} \quad (7)$$

4) 输出融合, 第  $k$  个历元的最终输出结果可以表示为

$$\mathbf{x}_k = \sum_{i=1}^n \hat{\mathbf{x}}_{i,k} u_{i,k} \quad (8)$$

$$\mathbf{P}_k = \sum_{i=1}^n u_{i,k} \{ \mathbf{P}_{i,k} + [\hat{\mathbf{x}}_{i,k} - \mathbf{x}_k] [\hat{\mathbf{x}}_{i,k} - \mathbf{x}_k]^T \} \quad (9)$$

## 1.3 系统状态传递与测量更新

### 1.3.1 系统状态方程

系统状态方程与状态量选取为如下形式

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon} \quad (10)$$

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \delta \mathbf{r} \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \boldsymbol{\psi} \\ \mathbf{b}_a \\ \mathbf{b}_g \end{pmatrix} \quad (11)$$

其中, 系统状态量  $\mathbf{x}$  中共有 15 个状态量参数, 分别是三维位置误差  $\delta \mathbf{r}$ 、三维速度误差  $\delta \mathbf{v}$ 、三维姿态误差  $\delta \boldsymbol{\psi}$ 、三维加速度计偏差  $\mathbf{b}_a$  以及三维陀螺仪偏差

$b_g$ 。  $F$  和  $\epsilon$  代表系统矩阵和系统噪声,有

$$F = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{F}_{21} & -2[\boldsymbol{\omega}_e \wedge] & [-(\mathbf{C}_b^e \mathbf{f}_b) \wedge] & \mathbf{C}_b^e & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -[\boldsymbol{\omega}_e \wedge] & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{C}_b^e \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

其中,  $F_{21}$  与当地的引力和高度成比例关系;  $C_b^e$  为本体系到以月心坐标系(参照地心地固坐标系)的转换矩阵;  $f_b$  为惯性测量的比力;  $[\boldsymbol{\omega}_e \wedge]$  为月球自转角速度  $\boldsymbol{\omega}_e$  的反对称矩阵。

### 1.3.2 系统量测方程的推导

在探测器行驶过程中,搭载在探测器上的导航系统根据信号接收情况可以分为有校准信号和无校准信号两种工作模式。当有校准信号接收时,系统可以利用校准信号标定系统误差。当系统无法接收到校准信号时,能让探测器使用 ZUPT 法修正误差的运动有 3 种:停止、在同一水平面上的二维运动和在同一垂直面上的二维运动。3 种运动方式分

$$H = \begin{pmatrix} -\mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_3 & [\hat{C}_b^e L_b \wedge] & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & -\mathbf{I}_3 & [\{\hat{C}_b^e([\hat{\boldsymbol{\omega}}_b \wedge] L_b) - [\boldsymbol{\omega}_e \wedge] \hat{C}_b^e L_b\} \wedge] & \mathbf{0}_3 & \hat{C}_b^e [L_b \wedge] \end{pmatrix} \quad (14)$$

(2) 完全 ZUPT 模式下的误差传递和速度观测模型

当探测器完全静止时,可以把系统的速度输出值作为速度误差的观测值,并利用该观测值构建观测方程修正系统误差。组合导航系统的观测方程可以表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_{k,ZUPT} &= \mathbf{H}_{k,ZUPT} \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_{i,k} \\ &= \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v}_{x,k} \\ \delta \mathbf{v}_{y,k} \\ \delta \mathbf{v}_{z,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}_{e,k,1,x\text{-direction}} - 0 \\ \mathbf{v}_{e,k,1,y\text{-direction}} - 0 \\ \mathbf{v}_{e,k,1,z\text{-direction}} - 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (15)$$

其中,  $\delta \mathbf{v}_{x,k}$ ,  $\delta \mathbf{v}_{y,k}$  和  $\delta \mathbf{v}_{z,k}$  分别代表系统在月心坐标系 3 个轴向上的速度分量;  $\mathbf{v}_{e,k,1,x\text{-direction}}$ ,  $\mathbf{v}_{e,k,1,y\text{-direction}}$  和  $\mathbf{v}_{e,k,1,z\text{-direction}}$  分别代表 INS 的输出值在月心坐标系上的投影结果。由于探测器处于完全静止状态, ZUPT 的观测矩阵可以简化为

$$\mathbf{H}_{k,ZUPT} = [\mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}] \quad (16)$$

(3) 动态 ZUPT 模式下的误差传递、速度和姿态观测模型

动态 ZUPT 模式也把速度输出值作为速度误

别对应了 INS 中的 3 种不同的特殊测量输出,即:无加速度输出、无垂直方向上的加速度输出和无水平方向上的加速度输出。如果在某一个模式下,其对应的方向上有速度解算结果,此输出就可以看作是系统误差,此时可以利用误差传递方程对系统进行误差修正。

### (1) 有校正信号的观测模型

导航系统使用校准信号计算出的位置和速度解算结果修正系统误差,因为状态量  $\mathbf{x}$  表示系统误差状态,所以观测量  $\mathbf{z}$  也应该是系统中测量值和预测值之间的差值,与系统新息向量相同

$$\mathbf{z}_{i,k} = \mathbf{H} \mathbf{x}_{i,k} + \mathbf{v}_{i,k}$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_{e,C} - \mathbf{r}_{e,1} - \hat{C}_b^e L_b \\ \mathbf{v}_{e,C} - \mathbf{v}_{e,1} - \hat{C}_b^e ([\hat{\boldsymbol{\omega}}_b \wedge] L_b) + [\boldsymbol{\omega}_e \wedge] \hat{C}_b^e L_b \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中,  $\mathbf{r}_{e,C}$  为校准信号的位置解算结果;  $\mathbf{r}_{e,1}$  为惯导位置解算结果;  $\mathbf{v}_{i,k}$  表示系统的测量噪声;  $\hat{\boldsymbol{\omega}}_b$  是 INS 输出的系统角速度;  $L_b$  是惯导到校准信号的天线相位中心的杆臂值;  $H$  是观测矩阵,可以表示为

差的观测值,并利用该观测值构建观测方程修正系统误差。如果探测器在某一运动周期内没有发生跳跃或侧滑,那么在这一周期内其横向或垂向速度应为 0,此时可以将 INS 对应的速度输出作为系统速度误差的观测量,它们的观测方程  $\mathbf{z}_{DZUPT-H}$  和  $\mathbf{z}_{DZUPT-V}$  可分别表示为式(17)和式(18)

$$\mathbf{z}_{k,DZUPT-H} = \mathbf{H}_{DZUPT-H} \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (17)$$

$$= [\delta \mathbf{v}_{x,k}] = [\delta \mathbf{v}_{e,k,1,x\text{-direction}} - 0]$$

$$\mathbf{z}_{k,DZUPT-V} = \mathbf{H}_{DZUPT-V} \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (18)$$

$$= [\delta \mathbf{v}_{z,k}] = [\delta \mathbf{v}_{e,k,1,z\text{-direction}} - 0]$$

需要注意的是,由于载体的参考坐标系是月心坐标系,而 INS 的参考坐标系是本体坐标系,在本体系向月心坐标系转换的过程中 INS 输出的加速度和角速度会同时参与计算并相互影响和转换,导致姿态误差通过系统矩阵进入速度误差中。在组合导航系统中,探测器在月心坐标系下的速度  $\mathbf{v}_e$  和 INS 输出的速度解算值  $\mathbf{v}_b$  通过坐标转换矩阵  $C_b^e$  相连接,有

$$\mathbf{v}_e = C_b^e \mathbf{v}_b \quad (19)$$

探测器在月心坐标系下的速度误差  $\delta \mathbf{v}_e$  和 INS 解算值中的速度误差  $\delta \mathbf{v}_b$ , 姿态误差  $\delta \boldsymbol{\psi}_b$  之间的关系可以通过对式(19)求微分得到

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{v}_e &= \mathbf{C}_b^e \delta \mathbf{v}_b + \delta \mathbf{C}_b^e \mathbf{v}_b \\ &= \mathbf{C}_b^e \delta \mathbf{v}_b + \mathbf{C}_b^e [\delta \boldsymbol{\psi}_b \wedge] \mathbf{v}_b \\ &= \mathbf{C}_b^e \delta \mathbf{v}_b - \mathbf{C}_b^e [\mathbf{v}_b \wedge] \delta \boldsymbol{\psi}_b \end{aligned} \quad (20)$$

根据式(20), 水平动态 ZUPT 模型的观测矩阵  $\mathbf{H}_{\text{DZUPT-H}}$  和垂直动态 ZUPT 模型的观测矩阵  $\mathbf{H}_{\text{DZUPT-V}}$  可以分别表示为

$$\mathbf{H}_{k, \text{DZUPT-H}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 3} & (0 \ 1 \ 0) \mathbf{C}_e^b \\ -(0 \ 1 \ 0) \mathbf{C}_e^b (\mathbf{v}_e \wedge) & \mathbf{0}_{1 \times 3} \ \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\mathbf{H}_{k, \text{DZUPT-V}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 3} & (0 \ 0 \ 1) \mathbf{C}_e^b \\ -(0 \ 0 \ 1) \mathbf{C}_e^b (\mathbf{v}_e \wedge) & \mathbf{0}_{1 \times 3} \ \mathbf{0}_{1 \times 3} \end{bmatrix} \quad (22)$$

## 2 模拟实验与分析

### 2.1 实验场景与器件选择

实验场景的选择方面, 考虑到当前在月球上只能接收到地球侧面漏出的 GNSS 信号且其强度较弱(通过路边的建筑和树木对信号的遮挡模拟)、几何构型很差(通过路边的高楼遮挡模拟), 行驶过程中的频繁机动行为, 对器件尺寸的限制(只使用 MEMS 器件)和路况较差(不使用里程计)的情况, 我们在城市中心地区通过行车实验收集了一段满足上述所有限制条件的实验数据(如图 2 所示)。图 2 中用颜色标示了采用普通松组合模式时系统的定位误差。由于文中方法不参与 INS 位置和姿态的初始化工作过程, 所以实验前 INS 已完成初始化, 关于探测器导航系统在地球外的初始化方法和工作过程可参考文献[12]和文献[8]的第 2 章 2.5 节。

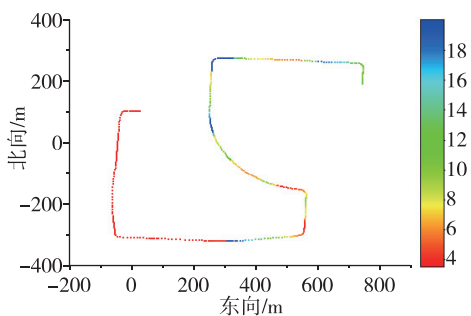


图 2 模拟实验场景

Fig. 2 Simulated experiment scene

实验过程中, 在一辆车上安装了 2 台接收机, 第一台接收机的测量结果用于生成参考轨迹, 选取了配备光纤陀螺仪的高性能接收机 NovAtel SPAN-ISA-100C, 在后处理模式下其水平方向的标称位置和速度精度(有效值)分别可达到 0.01 m 和 0.015 m/s。另一台接收机是 Npos 220, 其上配备的 MEMS 惯导在纯 INS 模式下 10 s 内累积的位置偏差可超过 1 m, 速度偏差可超过 0.2 m/s。其中, 从 234 历元到 298 历元 GNSS 信号完全被遮挡, 可以在一定程度上模拟月面的行驶情况。

但选取场景的过程也存在着妥协, 在所选场景中最大的局限在于路面情况, 由于是在城市环境中, 所以路面肯定不会像月面那样出现较多打滑的问题, 在地球上对零速度场景的识别可能会比在月球上更准确。相较于月面上会使用里程计的情况, 在模拟中不额外使用里程计虽然能让模拟场景在一定程度上更恶劣一些, 但可能仍达不到月面的恶劣程度。只不过路况较差的场景普遍空旷, 不利于对卫星信号强度弱和几何构型差的模拟。另外, 虽然所选场景中来自道路两侧的卫星信号大多被遮挡, 只能接收到顺着道路方向上的卫星信号, 卫星几何构型极差, 但信号强度相较于月球表面能接收到的信号仍然较高, 实际信号接收情况其实是未知的。

### 2.2 对比方法选取

ZUPT 是一种经过长期验证可行的误差修正技术, 但 ZUPT 应用时需要准确的零速度信息作为前提, 因此现有的使用 ZUPT 的方法主要集中在各种零速度场景中或是对零速度情况的识别上。另外, 考虑到行人和行车场景中的不同运动模式, 最终本节选择了文献[20]中提到的自适应修正(adaptive zero velocity update, AZUPT)方法和固定阈值 ZUPT 方法作为对比。它们的滑动窗口或阈值的大小都是以“全程平均定位误差最小”为标准, 通过穷举法确定的。共有 4 种定位与误差消除算法一起进行了验证:

1) LC, 经典 INS/GNSS 松组合导航模式。

2) MMZUPT, 本文提出的基于卡尔曼原理的多约束融合导航及误差修正方法。

3) AZUPT, 自适应更新算法, 文献[20]中提出的一种利用历史速度测量信息自适应调整检测阈值的方法, 其阈值构建可表示为

$$\sqrt{\frac{1}{n-1} \left( \sum_{i=1}^n x_i - \frac{1}{n} \left( \sum_{i=1}^n x_i \right)^2 \right)} \quad (23)$$

其中,  $n$  为窗口大小;  $x_i$  为第  $n-i$  个历元的速度解算结果 ( $i=n$  时为当前历元)。

4) ZUPT-Fix SD, 代表固定阈值的 ZUPT 方法, 其使用速度标准差作为固定阈值检测零速场景。

### 2.3 方法的优势

为了充分展示 MMZUPT 方法的优劣, 共选取了 2 种情况进行对比, 第一种情况是在上述恶劣的环境中正常采集的数据, 未对数据进行任何处理, 数据中包含了校正信号(GNSS 信号)的信号错误、较差的几何构型等因素, 此结果如图 3 和表 1 所示。第二种情况是通过后处理模式根据参考轨迹对校正数据进行 FDE 后的定位结果, 如图 4 和表 2 所示。

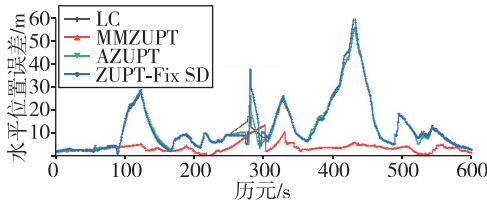


图 3 几种方法在所选恶劣场景中的真实定位误差结果

Fig. 3 Actual positioning error results of several methods in selected harsh scenarios

表 1 几种方法在所选恶劣场景中的定位误差统计

Tab. 1 Positioning error statistics of several methods in selected harsh scenarios

|             | 平均值   | 标准差   | 中位数  | 最大值   |
|-------------|-------|-------|------|-------|
| LC          | 12.39 | 10.35 | 9.42 | 55.63 |
| MMZUPT      | 3.96  | 2.21  | 3.67 | 13.65 |
| AZUPT       | 12.51 | 10.72 | 8.90 | 56.27 |
| ZUPT-Fix SD | 12.80 | 11.35 | 9.17 | 61.25 |

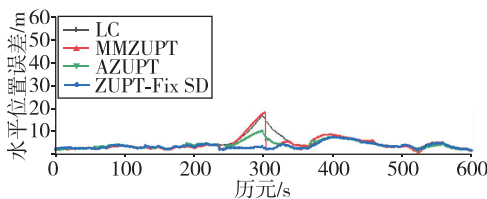


图 4 对校正信号修正后几种方法的定位误差结果

Fig. 4 Positioning error results of several methods after correcting the correction signal

表 2 对校正信号修正后几种方法的定位误差统计

Tab. 2 Statistics of the positioning error of several methods after correcting the correction signal

|             | 平均值  | 标准差  | 中位数  | 最大值   |
|-------------|------|------|------|-------|
| LC          | 5.11 | 2.68 | 4.27 | 16.91 |
| MMZUPT      | 4.76 | 2.9  | 3.75 | 18.27 |
| AZUPT       | 4.53 | 1.72 | 4.12 | 10.68 |
| ZUPT-Fix SD | 4.02 | 1.26 | 3.65 | 7.77  |

从图 3 和表 1 中可以看到, 在所选的较为恶劣的环境中 MMZUPT 方法效果显著, 这主要得益于其将多种模型融合的结构, 在此结构下算法通过探测器自身状态可以反向识别正确的校准信号(GNSS 信号)并加以利用。相比之下, 其他算法都会被较差的信号情况和几何构型所影响, 出现明显的错误。在 234 历元到 298 历元校准信号完全被遮挡的情况下, 几种方法的误差都出现了不同程度的增大, 但所提方法的误差增长速度较小, 并且一旦接收到些许信号就能立刻识别及修复误差。相比之下, 同样具有适应性能力的 AZUPT 方法的定位结果并不理想。这说明当探测器处于频繁且相对剧烈的机动状态时, 不平滑的历史测量信息并不能增强系统对零速情况的识别能力, 滑动窗口可能无法有助于月面上 ZUPT 的实施。

在图 4 和表 2 中, 还有一点值得注意的是, 当外部的校准信息准确时, 适应能力越强的方法反而定位误差越大, 这是因为算法适应能力主要来自于额外对历史测量信息或是系统本身测量信息的利用, 而这些信息都不具有绝对的准确性。当校准信息准确时, 由算法带来的额外适应性反而会起到反作用, 这一点是符合预期的。

图 5 展示了校正信号修正与否对 MMZUPT 方法定位误差影响的比较。

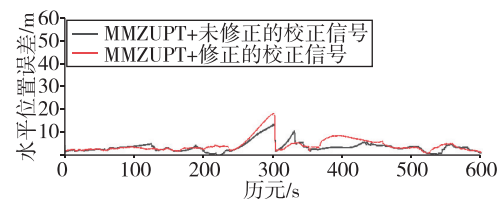


图 5 校正信号修正与否对 MMZUPT 方法定位误差影响的比较

Fig. 5 Comparison of the influence on the positioning error of MMZUPT method before and after correcting the correction signal

可以发现,2 种情况下 MMZUPT 方法的结果基本相同,说明 MMZUPT 方法对零速度情况的识别基本是准确的,该方法可以很好地修正零速度频繁出现时的系统错误。更重要的一点是,说明了该方法对系统的测量误差有较强的抗性,能利用有误差的校正信号中的正确信息对系统的累积误差进行修复。

### 2.4 测速性能与定位性能的分歧

未对校正信号修正时几种方法的速度误差分布及统计结果如图 6 和表 3 所示,在对校正信号修正后几种方法的速度误差分布及统计结果如图 7 和表 4 所示。在速度方面,MMZUPT 方法的价值主要体现在该算法在恶劣环境中有效限制了 INS 误差的累积。当未对校正信号进行修正时,MMZUPT 方法将最大速度误差和速度误差标准差分别减少了 56.7% 和 33.3%。但值得注意的是,当有正确的校正信号时,MMZUPT 算法的测速结果是略逊于普通 LC 算法和固定阈值算法的,这主要是算法结构和利用的信息不同导致的。在标准组合导航系统中,INS 部分会同时测量载体的加速度和角速度并进行导航解算,加速度和角速度的误差会分布在系统速度和姿态的解算值当中,并最终传递到系统的定位结果上。相比之下,MMZUPT 算法只通过系统的速度情况检测、估计和校准系统误差,从 1.3 节的分析可知,MMZUPT 算法对姿态误差的估计和校准主要依靠系统误差模型的传递,角速度误差被吸收进了速度结果并最终传递到定位结果中。这就导致了几种算法定位结果的误差组成是相同的,而 MMZUPT 算法的速度结果包含了额外的误差项。因此,在校正信号完好的情况下,MMZUPT 算法的定位性能与其他方法相当,但速度方面的性能稍差。

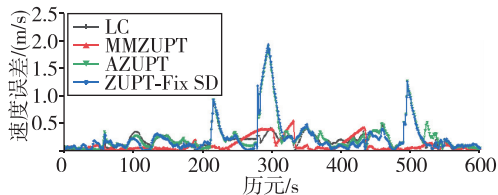


图 6 在所选恶劣场景中几种方法的真实速度误差结果

Fig. 6 Actual velocity error results of several methods in the selected harsh scenario

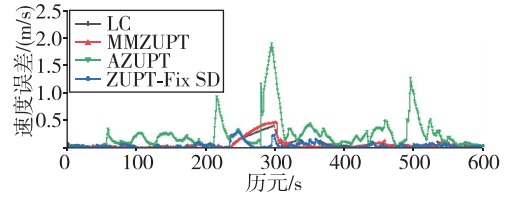


图 7 对校正信号修正后几种方法的速度误差结果

Fig. 7 Speed error results of several methods after correcting the correction signal

表 3 在所选恶劣场景中几种方法的速度误差统计

Tab. 3 Velocity error statistics of several methods

|             | in the selected harsh scenario |      |      |      |
|-------------|--------------------------------|------|------|------|
|             | 平均值                            | 标准差  | 中位数  | 最大值  |
| LC          | 0.20                           | 0.18 | 0.18 | 1.27 |
| MMZUPT      | 0.11                           | 0.12 | 0.06 | 0.55 |
| AZUPT       | 0.27                           | 0.3  | 0.18 | 1.92 |
| ZUPT-Fix SD | 0.25                           | 0.32 | 0.14 | 1.94 |

表 4 对校正信号修正后几种方法的速度误差统计

Tab. 4 Statistics of velocity error of several methods

|             | after correcting the correction signal |      |      |      |
|-------------|--|------|------|------|
|             | 平均值                                    | 标准差  | 中位数  | 最大值  |
| LC          | 0.08                                   | 0.08 | 0.05 | 0.42 |
| MMZUPT      | 0.07                                   | 0.10 | 0.04 | 0.48 |
| AZUPT       | 0.27                                   | 0.30 | 0.18 | 1.92 |
| ZUPT-Fix SD | 0.05                                   | 0.05 | 0.04 | 0.32 |

### 2.5 方法的局限

虽然 MMZUPT 方法在当前场景中取得了很好的效果,但它的实用性是有条件的。在当前,MMZUPT 方法利用多模型并行处理结构给系统带来了额外的适应性和错误识别能力,从而成功地利用频繁出现的零速情况修正了导航系统中的累积误差。可以想象的是,在这种结构中错误的模型不论什么时候都会占据一定的权重,所以 MMZUPT 方法更适用于车速波动较大的场景(波动越大识别越准确)。当探测器方向变化频繁但是速度变化较小时,这种方法的性能就会有所下降。此外,如果未来建立了地月空间综合 PNT 导航系统,有了完整的校准信号时,此方法为了限制误差增长所引入的额外测量信息反而可能降低系统性能。



### 3 结论

本文针对月面探测器的惯性导航系统提出了一种新型 MMZUPT 累积误差限制方法,以解决缺少完整校准信号的月面导航系统误差累积问题。该方法结合探测器的行驶模式把 ZUPT 误差修正过程分解为了 4 种简单 ZUPT 模型的叠加,并应用多模型交互原理使 4 种模型并行工作并输出最优化的导航和误差修正结果。在特选出的恶劣地区进行的模拟实验结果表明,MMZUPT 方法可以有效限制探测器惯导的误差累积,并有望实现对地球异侧泄露出的 GNSS 测量值的识别和利用。

#### 参考文献

- [1] 于登云, 吴学英, 吴伟仁. 我国探月工程技术发展综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(4): 307-314.  
YU Dengyun, WU Xueying, WU Weiren. Review of technology development for Chinese lunar exploration program [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(4): 307-314(in Chinese).
- [2] 吴伟仁, 于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2014, 1(1): 5-17.  
WU Weiren, YU Dengyun. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space of Exploration, 2014, 1(1): 5-17(in Chinese).
- [3] 余后满, 饶伟, 张益源, 等. “嫦娥七号”探测器任务综述[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(6): 567-576.  
YU Houman, RAO Wei, ZHANG Yiyuan, et al. Mission analysis and spacecraft design of Chang'e-7 [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(6): 567-576(in Chinese).
- [4] SPEYERER E J, ROBINSON M S. Persistently illuminated regions at the lunar poles: ideal sites for future exploration[J]. Icarus, 2013, 222(1): 122-136.
- [5] 王立武, 郭东文, 张章, 等. 美国宇航局 Artemis 月球探测计划简介[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(5): 1-12.  
WANG Liwu, GUO Dongwen, ZHANG Zhang, et al. Introduction to NASA's Artemis lunar exploration program [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(5): 1-12(in Chinese).
- [6] 马友青. 嫦娥三号月面巡视探测器导航定位技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2014: 130.
- MA Youqing. Research on navigation and localization of CE-3 lunar rover[D]. Wuhan: Wuhan University, 2014: 130(in Chinese).
- [7] 关梅倩. 地月空间综合 PNT 星座设计及导航定位性能分析[D]. 济南: 山东大学, 2022.  
GUAN Meiqian. Integrated-PNT constellation design and navigation performance analysis in cislunar space [D]. Jinan: Shandong University, 2022(in Chinese).
- [8] 李超. 基于知识的宇航员月面导航技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.  
LI Chao. Research on navigation technology of astronaut on Moon surface based on the knowledge[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018 (in Chinese).
- [9] HE S. Integration of multiple sensors for astronaut navigation on the lunar surface[D]. Columbus: The Ohio State University, 2011.
- [10] 邸凯昌, 王镓, 邢琰, 等. 深空探测车环境感知与导航定位技术进展与展望[J]. 测绘学报, 2021, 50(11): 1457-1468.  
DI Kaichang, WANG Jia, XING Yan, et al. Progresses and prospects of environment perception and navigation for deep space exploration rovers [J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 50(11): 1457-1468(in Chinese).
- [11] LIU Z, DI K, LI J, et al. Landing site topographic mapping and rover localization for Chang'e-4 mission [J]. Science China Information Sciences, 2020, 63(4): 1-12.
- [12] ALI K S, VANELLI C A, BIESIADECKI J J, et al. Attitude and position estimation on the Mars exploration rovers[C]// Proceedings of IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics. Waikoloa: IEEE, 2006.
- [13] 孙逊. 基于 ZUPT 的宇航员月面导航定位方法研究[D]. 郑州: 河南大学, 2015.  
SUN Xun. The research for astronaut navigation on lunar surface based on ZUPT[D]. Zhengzhou: Henan University, 2015(in Chinese).
- [14] DISSANAYAKE G, SUKKARIEH S, NEBOT E, et al. The aiding of a low-cost strapdown inertial measurement unit using vehicle model constraints for land vehicle applications[J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 2001, 17(5): 731-747.
- [15] CAI Q, YANG G, SONG N, et al. An online smoothing method based on reverse navigation for ZUPT-aided INSs[J]. Journal of Navigation, 2017, 70(2): 342-358.

- [16] LU S, GONG Y, LUO H, et al. Heterogeneous multi-task learning for multiple pseudo-measurement estimation to bridge GPS outages[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 1-16.
- [17] WANG D, DONG Y, LI Z, et al. Constrained MEMS-based GNSS/INS tightly coupled system with robust Kalman filter for accurate land vehicular navigation[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2020, 69(7): 5138-5148.
- [18] LI X F, MAO Y L, XIE L, et al. Applications of zero-velocity detector and Kalman filter in zero velocity update for inertial navigation system[C]// *Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*. Yantai: IEEE, 2014: 1760-1763.
- [19] WANG Y, LI X. Graph-optimization-based ZUPT/UWB fusion algorithm[J]. *International Journal of Geo-Information*, 2018, 7(1): 18.
- [20] LI L, PAN Y, LEE J K, et al. Cart-mounted geolocation system for unexploded ordnance with adaptive ZUPT assistance[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2012, 61(4): 974-979.
- [21] KILIC C, OHI N, GU Y, et al. Slip-based autonomous ZUPT through Gaussian process to improve planetary rover localization[J]. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2021, 6(3): 4782-4789.
- [22] LI Y, WANG J. A pedestrian navigation system based on low cost IMU[J]. *Journal of Navigation*, 2014, 67(6): 929-949.
- [23] FISHER K A, MAYBECK P S. Multiple model adaptive estimation with filter spawning[J]. *IEEE Transactions on Aerospace & Electronic Systems*, 2002, 38(3): 755-768.
- [24] GAO Z, YONG Y. Interacting multiple model for improving the precision of vehicle-mounted global position system[J]. *Computers & Electrical Engineering*, 2016, 51: 370-375.
- [25] WU Z, ZHANG Y, SUN J, et al. A filter algorithm for GPS/INS integrated navigation system based on IMM-AF[C]// *Proceedings of 2016 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium (IGARSS)*. Beijing: IEEE, 2016: 838-841.
- [26] JO K, CHU K, LEE K, et al. Integration of multiple vehicle models with an IMM filter for vehicle localization [C]// *Proceedings of IEEE Intelligent Vehicles Symposium*. La Jolla: IEEE, 2010: 746-751.
- [27] YAO Y, XU X, XU X. An IMM-aided ZUPT methodology for an INS/DVL integrated navigation system [J]. *Sensors (Basel)*, 2017, 17(9): 2030.
- [28] NDJENG A N, GRUYER D, GLASER S. New likelihood updating for the IMM approach application to outdoor vehicles localization [C]// *Proceedings of 2009 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. St. Louis: IEEE, 2009: 1223-1228.

(编辑:孟彬)