

# 陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法

熊凯<sup>1,2</sup>, 郭敏文<sup>1,2</sup>, 黄翔宇<sup>1,2</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100094; 2. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094)

**摘要:** 航天器上陆标传感器和星传感器之间的相对安装误差引起的测量基准偏差, 是制约陆标导航系统性能的主要因素之一。在空间环境中, 受传感器及其安装结构形变等因素影响, 测量基准偏差呈现缓慢变化的特性, 导致陆标导航系统的定位误差增大。针对上述问题, 提出一种时变测量基准偏差在轨校准参数化模型。在此基础上, 设计了陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法。通过陆标传感器和星传感器分别对天体表面陆标和天球上的恒星进行观测, 获取惯性参考系中陆标视线方向观测量, 通过导航滤波器处理观测量, 同时对航天器的位置和速度, 以及测量基准偏差参数进行实时估计。仿真研究表明, 所提方法能够有效抑制测量基准偏差的不利影响, 显著提升陆标导航系统的定位精度。

**关键词:** 航天器; 陆标导航; 测量基准偏差; 参数估计

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2026)01-0058-11

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250057

**引用格式:** 熊凯, 郭敏文, 黄翔宇. 陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2026, 13(1): 58-68.

**Reference format:** XIONG K, GUO M W, HUANG X Y. Measurement reference bias parameter estimation method for landmark navigation systems[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2026, 13(1): 58-68.

## 引言

航天技术的发展要求航天器具备长期在不确定环境且无外界干预的条件下执行空间任务的能力。中国正在发展以“感知-决策-执行”星上闭环为特色的空间自主控制系统<sup>[1-2]</sup>。通过航天器自主导航技术, 能够在不依赖地面测控站支持的情况下, 利用系统自身配置的传感器设备和计算装置, 确定航天器的运动状态, 为自主控制系统提供参考输入信息, 支持在近地轨道、地月空间和行星际飞行的各类航天器安全自主运行<sup>[3-5]</sup>。

深空探测器是人类探索宇宙未知的科学工具, 导航系统是深空探测器实施行星际飞行和科学探测活动的向导。深空探测任务对导航技术发展提出了新的挑战。考虑到行星际空间尺度大, 深空探测器在执行探测任务过程中与地球距离遥远, 地面测控信号传输时延大、衰减严重, 仅依赖地面测控难以实现对深空探测器的实时控制, 且受运载条件限制, 探测器平台承载能力受限, 要求导航系统具有高自主和小型化的技术特点, 为中国载人登月、月球科研站建设、火星取样返回以及深远空间探测等任务提供技术支撑。

基于行星、脉冲星和恒星等自然天体观测的天文导航技术具有自主性强, 不易受电磁干扰影响等技术

特点。面向空间应用的天文导航方式包括基于近天体和远天体观测的传统光学导航(Optical Navigation, OPNAV)<sup>[6]</sup>、X射线脉冲星导航(X-ray pulsar Navigation, XNAV)<sup>[7]</sup>、基于相对论效应的星光导航(Starlight Navigation based on Relativistic Perturbation, StarNAV-RP)<sup>[8]</sup>和陆标导航(Landmark Navigation, LNAV)<sup>[9-11]</sup>等。典型天文导航方式的主要技术特点归纳如表1所示。

表1 面向航天器的典型天文导航方式

Table 1 Typical autonomous celestial navigation approaches for spacecraft

序号	导航方式	观测目标	传感器	技术特点
1	基于近天体和远天体的光学导航	行星及其卫星、恒星	地球传感器、星传感器等	技术相对成熟, 对作为面目标的地球、月球或太阳等天体进行观测, 视线方向测量精度受限
2	X射线脉冲星导航	X射线脉冲星	X射线探测器	提供定位和授时信息, 可用脉冲星数目少、X射线观测信噪比低, 需要大面阵探测器
3	相对论导航	恒星	恒星角距测量装置	提供测速和定位信息, 可用恒星目标多, 对恒星角距测量精度要求极高
4	陆标导航	天体表面特征	陆标传感器、星传感器	相对面目标而言, 对于点目标的测量易于达到较高精度, 可见光传感器易受光照条件影响

在表1列出的导航方式中,基于近天体和远天体观测的传统光学导航存在大视场光学传感器天体中心方向测量精度受限的瓶颈问题。对于X射线脉冲星导航和相对论导航,高性能传感器设备的体积和重量较大,对技术的推广应用造成了限制。相对而言,陆标导航具有传感器体积小、重量轻、精度高和结构紧凑等优势,系统易于在航天器上配置。通过小视场长焦距陆标传感器对天体表面特征进行观测,并利用图像匹配技术获取陆标视线方向观测量,能够突破传统光学导航大视场光学传感器精度受限的技术瓶颈。对于在目标天体附近具有较高定位精度要求,且承载能力受限的航天器而言,陆标导航是一种理想的自主导航方式。

对于航天器陆标导航技术,国内外研究机构从导航系统方案、滤波估计方法、图像信息表征和观测数据处理等不同角度开展工作,在理论方法研究和应用系统研制层面取得了众多成果。美国的“勇气号”(Spirit)、“机遇号”(Opportunity)和“火星2020”(Mars 2020)探测任务设计了通过陆标导航实现火星探测器定点着陆的技术方案<sup>[12]</sup>。美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的“奥西里斯号”(ORIRIS-REx)、欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的“罗塞塔号”(Rosetta)和日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)的“隼鸟2号”(Hayabusa-2)探测器上的陆标导航系统在小天体着陆自主控制中发挥重要作用<sup>[13]</sup>。中国国家卫星气象中心针对“风云”系列卫星图像处理问题,在陆标匹配算法优化和海陆边界模板生成等方面开展了工作<sup>[14]</sup>。北京航空航天大学研究了全球陆标库建立方法,基于地球遥感图像生成陆标图像基准,通过筛选全球模板建立陆标数据库<sup>[15]</sup>。北京理工大学和北京空间飞行器总体设计部研究了基于系统可观性分析的导航陆标优化选取方法<sup>[16-17]</sup>。北京控制工程研究所设计了基于高精度三维重建的实测图与基准图自动匹配算法<sup>[18]</sup>、小天体着陆快速陆标选取策略<sup>[19]</sup>和基于未知陆标图像测量的相对导航方法<sup>[20]</sup>。

基于陆标传感器和星传感器的陆标导航基本方法如图1所示。通过陆标传感器拍摄高分辨率天体表面图像,根据事先建立的陆标数据库和星传感器提供的姿态测量信息进行图像匹配识别和坐标转换,得到惯性参考系中的陆标视线方向观测量;进而,通过扩展卡尔曼滤波器(Extended Kalman Filter, EKF)对观测量进行处理,结合轨道动力学模型,估计得到航天器在惯性参考系中的位置和速度<sup>[21]</sup>。

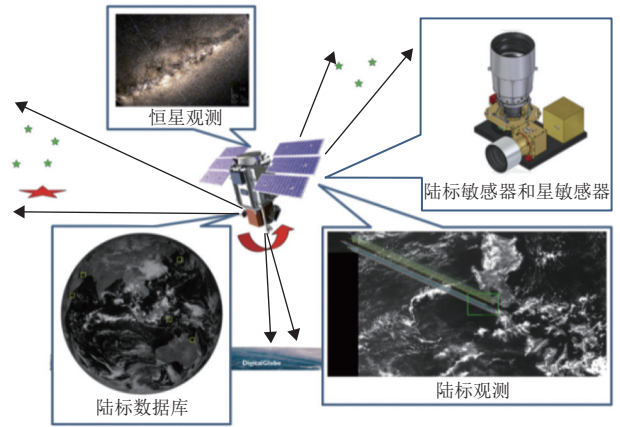


图1 陆标导航基本原理

Fig. 1 Basic principle for landmark navigation

在陆标导航系统中,不同传感器测量信息的时空一致性是实现高精度数据处理的基础。考虑到陆标传感器与作为姿态基准的星传感器之间存在安装误差,并且,空间环境因素(如温度、振动等)会导致传感器及其安装结构长期缓慢变化,陆标视线方向观测量不可避免会受到测量基准偏差的影响。在陆标导航系统长期运行且对导航定位精度要求较高的情况下,要求采取有效措施对测量基准偏差进行在轨校准。在以往工作中,对陆标导航系统测量基准偏差校准的研究相对较少<sup>[22-24]</sup>。

针对上述问题,本文研究陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法,主要贡献包括:①以环绕中心天体飞行的航天器为对象,以陆标传感器和星传感器作为导航信息源,根据测量基准偏差对陆标视线方向观测量的影响规律,以及陆标视线方向观测量与航天器运动状态之间的关联关系,实现了测量基准偏差的参数化表征,建立了适用于测量基准偏差校准的状态方程和观测方程,作为导航滤波器设计和系统性能分析的基础;②针对测量基准偏差影响导航定位精度的问题,设计了测量基准偏差校准滤波器,一方面在仅依赖陆标传感器和星传感器观测量的情况下,可实现测量基准偏差自校准;另一方面存在高精度外部辅助测量信息时,可根据外部辅助测量信息提升测量基准偏差参数估计精度,进一步优化陆标导航系统性能。数学仿真分析表明,本文所提方法能够有效抑制测量基准偏差对定位精度的不利影响。

## 1 偏差校准系统模型

### 1.1 基本方法

陆标是天体表面具有明显特征的地理标志物(如

环形山、岛屿和湖泊等)。为了基于陆标测量信息实施高精度绝对导航,要求事先掌握陆标的特征信息和三维位置,并将上述信息存储在陆标数据库中<sup>[15]</sup>。反映天体表面特征和陆标位置信息的陆标数据库可通过专用遥感卫星测绘或航天器围绕目标天体的三维重建得到。考虑陆标传感器测量基准偏差校准技术需求,航天器陆标导航系统的主要组成如图2所示。

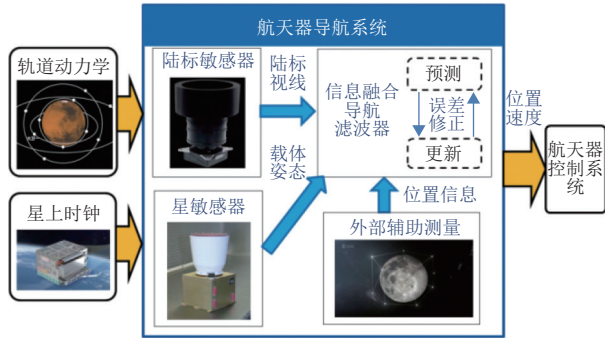


图2 航天器导航系统示意图

Fig. 2 Diagram of spacecraft navigation system

在陆标导航系统中配置陆标传感器和星敏传感器,其中,陆标传感器是以天体表面陆标为观测对象设计的高精度光学成像测量设备,其对天体表面拍摄高分辨率图像,对图像中的陆标特征与陆标数据库进行在轨匹配识别,求解得到陆标传感器坐标系中的陆标视线方向观测量。星敏传感器是利用星光方位确定航天器姿态的精密测量部件,能够根据地球上恒星的视线方向观测数据,给出航天器在惯性参考系中的姿态信息,从而为陆标导航系统提供姿态基准。根据星敏传感器提供的姿态信息,可将陆标传感器坐标系中的陆标视线方向观测量转换到惯性参考系。在外部高精度辅助测量信息(如地面测控或卫星导航)可用的情况下,可将高精度外部辅助测量信息引入陆标导航系统,提升测量基准偏差校准性能。在无辅助测量信息的情况下,陆标导航系统可基于航天器自身配置的陆标传感器和星敏传感器独立开展工作。

通常陆标传感器和星敏传感器提供的测量信息不能直接给出航天器控制系统所需的导航参数,需要建立陆标导航系统模型,准确描述传感器测量信息和航天器运动状态之间的关系,以及航天器运动状态随时间演化的规律,并根据导航系统模型设计导航滤波器,估计航天器的位置和速度,并对测量基准偏差的主要参数进行辨识。陆标导航系统模型由状态方程和观测方程组成,其中,状态方程根据航天器轨道动力学模型建立,观测方程主要根据可观测陆标信

息和传感器误差特性构建,考虑到陆标传感器与星敏传感器之间的安装误差和结构变化等因素,在观测方程中应同时体现传感器测量噪声和测量基准偏差的影响。

在航天器陆标导航系统中,相对测量噪声而言,测量基准偏差对导航定位精度的影响往往更显著。原因在于,测量噪声的影响可通过导航滤波器削弱;测量基准偏差如果不能在导航系统模型中有效地体现出来,将呈现为模型不确定性,会导致导航滤波器的状态估计值偏离真实状态,从而造成陆标导航系统性能下降。如何抑制测量基准偏差的影响是陆标导航技术研究需要解决的关键问题。

测量基准偏差的在轨校准是提升陆标导航系统性能的重要手段,基本方法为:将用于描述测量基准偏差的主要参数扩充为状态量,设计扩维扩展卡尔曼滤波器(Augmented Extended Kalman Filter, AEKF),根据传感器观测量同时对航天器运动状态和测量基准偏差参数进行实时估计,并利用参数估计值对测量基准偏差进行补偿,从而削弱测量基准偏差对陆标导航系统性能的影响。在陆标导航系统模型状态扩维的基础上引入多源测量信息,是改善测量基准偏差参数估计效果和进一步提升系统性能的有效途径。

## 1.2 状态方程

针对围绕中心天体运行的航天器,给出陆标导航系统的状态方程和观测方程。选择状态量

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_k \\ \mathbf{v}_k \\ \boldsymbol{\theta}_k \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中: $\mathbf{r}_k = [r_{xk} \ r_{yk} \ r_{zk}]^T$ 和 $\mathbf{v}_k = [v_{xk} \ v_{yk} \ v_{zk}]^T$ 分别表示航天器在惯性参考系中的位置矢量和速度矢量; $\boldsymbol{\theta}_k = [a_{x0} \ a_{x1} \ b_{x1} \ a_{y0} \ a_{y1} \ b_{y1} \ a_{z0} \ a_{z1} \ b_{z1}]^T$ 表示测量基准偏差的主要参数;下标 $k$ 表示离散的时间。

根据轨道动力学模型对航天器的位置矢量和速度矢量进行预测,导航系统的状态方程为

$$\mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}) + \mathbf{w}_k \quad (2)$$

其中: $\mathbf{w}_k$ 表示系统噪声,用于描述未建模误差项的影响,通常假定系统噪声方差阵 $\mathbf{Q}_k$ 为对称正定阵。状态转移函数 $f(\mathbf{x}_k)$ 的形式为

$$f(\mathbf{x}_k) = \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\phi}(\mathbf{x}_k)\tau \quad (3)$$

其中: $\tau$ 表示一步预测的时间步长;非线性函数 $\boldsymbol{\phi}(\mathbf{x}_k)$ 的形式为

$$\phi(\mathbf{x}_k) = \begin{bmatrix} v_{x,k} \\ v_{y,k} \\ v_{z,k} \\ -\frac{\mu r_{xk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} - \frac{\mu r_{xk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \frac{3J_2}{2} \left(\frac{R}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2 \left[1 - 5\left(\frac{r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2\right] + p_x(\mathbf{r}_k) \\ -\frac{\mu r_{yk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} - \frac{\mu r_{yk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \frac{3J_2}{2} \left(\frac{R}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2 \left[1 - 5\left(\frac{r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2\right] + p_y(\mathbf{r}_k) \\ -\frac{\mu r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} - \frac{\mu r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \frac{3J_2}{2} \left(\frac{R}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2 \left[3 - 5\left(\frac{r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|}\right)^2\right] + p_z(\mathbf{r}_k) \\ \mathbf{0}_{9 \times 1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中:  $\mu$ 表示天体引力常数;  $J_2$ 为用于描述天体形状摄动的带谐项系数;  $R$ 为中心天体赤道半径; 符号 $\|\cdot\|$ 表示向量的欧氏范数; 函数 $p_x(\mathbf{r}_k)$ 、 $p_y(\mathbf{r}_k)$ 和 $p_z(\mathbf{r}_k)$ 用于描述天体中心引力以外其它轨道摄动的影响。对于如式(2)所示的非线性状态方程, 通过线性化得到的状态转移矩阵 $\mathbf{F}_k$ 可按下式计算

$$\mathbf{F}_k = \mathbf{I}_{15 \times 15} + \Phi_k \tau \quad (5)$$

其中:

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \Phi_{21,k} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 9} \\ \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 3} & \mathbf{0}_{9 \times 9} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\Phi_{21,k} = \begin{bmatrix} \Phi_k(4,1) & \Phi_k(4,2) & \Phi_k(4,3) \\ \Phi_k(5,1) & \Phi_k(5,2) & \Phi_k(5,3) \\ \Phi_k(6,1) & \Phi_k(6,2) & \Phi_k(6,3) \end{bmatrix} \quad (7)$$

矩阵 $\Phi_{21,k}$ 中的各元素的计算公式分别为

$$\Phi_k(4,1) = -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \left(1 - \frac{3r_{xk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2}\right) + \frac{\mu R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left[ \left(7.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 1.5\right) - \frac{r_{xk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} \left(52.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 7.5\right) \right] \quad (8)$$

$$\Phi_k(4,2) = \frac{\mu r_{xk} r_{yk}}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left[ 3 - \frac{R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} \left(52.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 7.5\right) \right] \quad (9)$$

$$\Phi_k(4,3) = \frac{\mu r_{xk} r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left[ 3 - \frac{R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} \left(52.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 22.5\right) \right] \quad (10)$$

$$\Phi_k(5,1) = \Phi_k(4,2) \quad (11)$$

$$\Phi_k(5,2) = -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \left(1 - \frac{3r_{yk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2}\right) + \frac{\mu R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left[ \left(7.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 1.5\right) - \frac{r_{yk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} \left(52.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 7.5\right) \right] \quad (12)$$

$$\Phi_k(5,3) = \frac{\mu r_{yk} r_{zk}}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left[ 3 - \frac{R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} \left(52.5 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} - 22.5\right) \right] \quad (13)$$

$$\Phi_k(6,1) = \Phi_k(4,3) \quad (14)$$

$$\Phi_k(6,2) = \Phi_k(5,3) \quad (15)$$

$$\Phi_k(6,3) = -\frac{\mu}{\|\mathbf{r}_k\|^3} \left(1 - \frac{3r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2}\right) - \frac{\mu R^2 J_2}{\|\mathbf{r}_k\|^5} \left(52.5 \frac{r_{zk}^4}{\|\mathbf{r}_k\|^4} - 45 \frac{r_{zk}^2}{\|\mathbf{r}_k\|^2} + 4.5\right) \quad (16)$$

对于深空探测任务而言, 建立合理有效的动力学模型是导航系统设计的重要内容之一<sup>[4]</sup>。在深空探测器进入目标天体的引力影响范围执行绕飞探测任务的情况下, 除目标天体中心引力摄动外, 还应当考虑目标天体的非球形引力摄动、太阳光压摄动、第三体引力摄动和发动机喷气推力等。目标天体为大行星时, 通常对其形状模型和质量分布具有比较详细的了解, 深空探测器轨道动力学模型的形式与地球卫星的轨道动力学模型相似。在小行星探测任务中, 小天体自身的引力场模型并非事先精确已知, 且具有不规则形状和非均匀内部质量分布等特点, 因此如何建立探测器的轨道动力学模型是一个关键问题<sup>[25]</sup>。

### 1.3 观测方程

假设通过陆标敏感器同时观测 $M$ 个陆标, 将陆标导航系统的观测方程建模为如下形式

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \quad (17)$$

其中:  $\mathbf{y}_k$ 表示陆标导航系统的观测量;  $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k)$ 表示相应的观测函数;  $\mathbf{v}_k$ 表示测量噪声, 通常假定测量噪声方差阵 $\mathbf{R}_k$ 为对称正定阵;  $\mathbf{y}_k$ 和 $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k)$ 的形式分别为

$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{y}_k^{(1)} \\ \mathbf{y}_k^{(2)} \\ \vdots \\ \mathbf{y}_k^{(M)} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) = \begin{bmatrix} h^{(1)}(\mathbf{x}_k) \\ h^{(2)}(\mathbf{x}_k) \\ \vdots \\ h^{(M)}(\mathbf{x}_k) \end{bmatrix} \quad (18)$$

其中:  $\mathbf{y}_k$ 中的分量 $\mathbf{y}_k^{(i)}$ 表示陆标敏感器匹配识别的第 $i$ 个陆标视线方向观测量, 相应的观测函数 $h^{(i)}(\mathbf{x}_k)$ 为

$$h^{(i)}(\mathbf{x}_k) = \mathbf{C}_s^i \mathbf{C}_L^s (\mathbf{I} - [\boldsymbol{\varphi}_k \times]) \mathbf{u}_{Lk}^{(i)} \quad (19)$$

其中:  $\mathbf{C}_s^i$ 表示由星敏感器坐标系到惯性参考系的转换矩阵, 可根据星敏感器输出的姿态四元数计算得到;  $\mathbf{C}_L^s$ 表示由陆标敏感器坐标系到星敏感器坐标系的姿态转换矩阵, 可根据地面测试标定结果得到;  $\mathbf{u}_{Lk}^{(i)}$ 表示在航天器上观测的第 $i$ 个陆标视线方向矢量在陆标敏感器

坐标系的投影, 其表达式为

$$\mathbf{u}_{Lk}^{(i)} = \mathbf{C}_S^L \mathbf{C}_1^S \mathbf{u}_{1k}^{(i)} \quad (20)$$

其中:  $\mathbf{C}_1^S = (\mathbf{C}_S^1)^T$ ;  $\mathbf{C}_S^L = (\mathbf{C}_L^S)^T$ ;  $\mathbf{u}_{1k}^{(i)}$  表示第  $i$  个陆标的视线方向矢量在惯性参考系的投影, 其计算公式为

$$\mathbf{u}_{1k}^{(i)} = \frac{\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k}{\|\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k\|} \quad (21)$$

其中:  $\mathbf{r}_{Lk}^{(i)}$  表示根据陆标数据库得到的第  $i$  个陆标的三维位置矢量。

在航天器绕中心天体定向稳定运行模式下, 航天器姿态运动的角速度约等于轨道角速度, 航天器在轨运行过程中受太阳照射角度呈现周期性变化趋势, 自身结构受热不均匀, 敏感器受其影响, 导致周期性的测量基准偏差。将陆标敏感器与星敏感器之间的安装结构在轨变化导致的测量基准偏差建模为矩阵  $[\boldsymbol{\varphi}_k \times]$ , 其形式为

$$[\boldsymbol{\varphi}_k \times] = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_{zk} & \varphi_{yk} \\ \varphi_{zk} & 0 & -\varphi_{xk} \\ -\varphi_{yk} & \varphi_{xk} & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

其中:  $\varphi_{xk}$ 、 $\varphi_{yk}$  和  $\varphi_{zk}$  表示测量基准偏差的各个分量, 即  $\boldsymbol{\varphi}_k = [\varphi_{xk} \ \varphi_{yk} \ \varphi_{zk}]^T$ 。借鉴光学成像测量设备低频误差分析和校准等方面的研究工作<sup>[26]</sup>, 将周期性变化的测量基准偏差建模为傅里叶级数的形式, 其表达式如下所示

$$\varphi_{xk} = a_{x0} + \sum_{j=1}^l [a_{xj} \cos(j\omega_0 k) + b_{xj} \sin(j\omega_0 k)] \quad (23)$$

$$\varphi_{yk} = a_{y0} + \sum_{j=1}^l [a_{yj} \cos(j\omega_0 k) + b_{yj} \sin(j\omega_0 k)] \quad (24)$$

$$\varphi_{zk} = a_{z0} + \sum_{j=1}^l [a_{zj} \cos(j\omega_0 k) + b_{zj} \sin(j\omega_0 k)] \quad (25)$$

其中:  $l$  表示傅里叶级数的阶数;  $a_{x0}$ 、 $a_{xj}$ 、 $b_{xj}$ 、 $a_{y0}$ 、 $a_{yj}$ 、 $b_{yj}$ 、 $a_{z0}$ 、 $a_{zj}$  和  $b_{zj}$  表示傅里叶级数的系数;  $\omega_0$  表示航天器的轨道角速度。在式 (23) ~ (25) 中, 通常将常数部分称为常值偏差, 将随时间变化部分称为低频误差。为了简单起见, 在本文给出的陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法中, 以仅考虑傅里叶级数 1 阶项的情况进行说明。此时,  $\boldsymbol{\varphi}_k$  可写为如下形式

$$\boldsymbol{\varphi}_k = \boldsymbol{\Psi}_k \boldsymbol{\theta}_k \quad (26)$$

其中:

$$\boldsymbol{\Psi}_k = \begin{bmatrix} 1 & c_k & s_k & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & c_k & s_k & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & c_k & s_k \end{bmatrix} \quad (27)$$

其中:  $c_k = \cos(\omega_0 k)$ ;  $s_k = \sin(\omega_0 k)$ 。在实际应用过程中, 可根据敏感器在轨测量误差特性和导航精度指标要求截取适当的阶数。

对于如式 (17) 所示的非线性观测方程, 考虑到测量基准偏差为小量 (角秒量级), 通过线性化得到的观测矩阵  $\mathbf{H}_k$  可按下式近似计算

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \partial h^{(1)} / \partial \mathbf{r}_k & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \partial h^{(1)} / \partial \boldsymbol{\theta}_k \\ \partial h^{(2)} / \partial \mathbf{r}_k & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \partial h^{(2)} / \partial \boldsymbol{\theta}_k \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \partial h^{(M)} / \partial \mathbf{r}_k & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \partial h^{(M)} / \partial \boldsymbol{\theta}_k \end{bmatrix} \quad (28)$$

其中:

$$\partial h^{(i)} / \partial \mathbf{r}_k = -\frac{1}{\|\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k\|} \mathbf{I}_{3 \times 3} + \frac{(\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k)(\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k)^T}{\|\mathbf{r}_{Lk}^{(i)} - \mathbf{r}_k\|^3} \quad (29)$$

$$\partial h^{(i)} / \partial \boldsymbol{\theta}_k = \mathbf{C}_S^L \mathbf{C}_L^S [\mathbf{u}_{Lk}^{(i)} \times] \boldsymbol{\Psi}_k \quad (30)$$

将  $\mathbf{u}_{Lk}^{(i)}$  表示为分量形式  $\mathbf{u}_{Lk}^{(i)} = [u_{Lxk}^{(i)} \ u_{Lyk}^{(i)} \ u_{Lzk}^{(i)}]^T$ , 则  $[\mathbf{u}_{Lk}^{(i)} \times]$  的表达式为

$$[\mathbf{u}_{Lk}^{(i)} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -u_{Lzk}^{(i)} & u_{Lyk}^{(i)} \\ u_{Lzk}^{(i)} & 0 & -u_{Lxk}^{(i)} \\ -u_{Lyk}^{(i)} & u_{Lxk}^{(i)} & 0 \end{bmatrix} \quad (31)$$

在如式 (17) 所示的观测方程中, 综合考虑了测量噪声和测量基准偏差对陆标视线方向观测量的影响。据作者所知, 本节所述的适用于测量基准偏差参数估计的陆标导航系统观测方程在以往工作中并未揭示出来。

## 2 偏差校准滤波器

### 2.1 解算流程

在陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法中, 根据如式 (2) 所示的状态方程和如式 (17) 所示的观测方程, 运用扩维扩展卡尔曼滤波理论方法设计导航滤波器, 对陆标视线方向观测量进行处理, 获得航天器的位置和速度, 以及测量基准偏差主要参数的估计值。在外部高精度辅助测量信息可用的情况下, 将辅助测量信息引入陆标导航系统, 用于提升测量基准偏差参数估计精度。

全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 是航天器的重要导航信息源, 在地球轨道卫星上已得到广泛应用。GNSS 以导航卫星作为无

线电信标,通过接收导航卫星发射的信号,测量载体与导航卫星之间的距离,基于多颗导航卫星的测量信息,通过数字信号处理解算得到载体的位置 and 用户GNSS接收机的时钟偏差。GNSS能够为地球表面、近地空间和地月空间的广大用户提供全天候、全天时、高精度的导航信息,在未来相当长的时间内,将作为国家定位、授时和导航(Positioning, Navigation and Timing, PNT)体系的核心空间基础设施,服务于国民经济和国防建设。经过探月任务飞行试验器在轨验证,GNSS接收机能够在距离地球6万km的地月转移轨道实现百米量级的导航定位精度。

以外部高精度辅助测量信息为GNSS信号的情况为例进行说明,“陆标+GNSS”组合导航算法流程可归纳如图3所示:

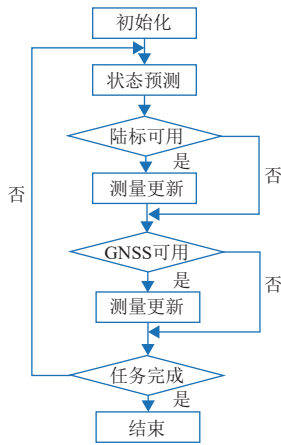


图3 “陆标+GNSS”组合导航算法流程

Fig. 3 Algorithm flow of integrated navigation based on landmark and GNSS

在“陆标+GNSS”组合导航的一个计算周期内,如果陆标敏感器的测量数据可用,则在导航滤波器中利用陆标视线方向观测量进行测量更新;如果GNSS接收机的测量数据可用,则利用GNSS观测量进行测量更新;如果二者皆不可用,则在该计算周期内仅根据轨道动力学模型对状态向量进行预测。

## 2.2 算法编排

为了开展基于信息融合的测量基准偏差校准滤波器设计,将GNSS接收机的观测模型表述为

$$\mathbf{y}_{\text{Gk}} = \mathbf{h}_{\text{G}}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_{\text{Gk}} \quad (32)$$

其中: $\mathbf{y}_{\text{Gk}}$ 表示通过GNSS接收机得到的航天器位置矢量观测量; $\mathbf{v}_{\text{Gk}}$ 表示GNSS接收机的测量噪声,通常假定测量噪声方差阵 $\mathbf{R}_{\text{Gk}}$ 为对称正定阵。观测函数 $\mathbf{h}_{\text{G}}(\mathbf{x}_k)$ 的形式为

$$\mathbf{h}_{\text{G}}(\mathbf{x}_k) = \mathbf{r}_k \quad (33)$$

根据状态量 $\mathbf{x}_k$ 与观测量 $\mathbf{y}_{\text{Gk}}$ 之间的关系,相应的观测矩阵为

$$\mathbf{H}_{\text{Gk}} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 9}] \quad (34)$$

在上述方法说明和模型构建的基础上,将根据测量基准偏差校准系统模型设计的AEKF算法的主要公式归纳如表2所示。

表2 测量基准偏差参数估计算法

Table 2 Measurement reference bias parameter estimation algorithm

算法1: 测量基准偏差校准滤波器

1. 初始化状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}_0$ 和估计误差方差阵 $\mathbf{P}_0$
2. 对于 $k = 1, 2, \dots, K$ , 执行3~17步
3.  $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = f(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}) \triangleright$  预测
4.  $\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{F}_{k-1}^T + \mathbf{Q}_k$
5. 如果陆标视线方向观测量可用, 那么
6.  $\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}$
7.  $\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k [\mathbf{y}_k - h(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})] \triangleright$  更新
8.  $\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T$
9.  $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \hat{\mathbf{x}}_k$
10.  $\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{P}_k$
11. 结束如果
12. 如果GNSS观测量可用, 那么
13.  $\mathbf{K}_{\text{Gk}} = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_{\text{Gk}}^T (\mathbf{H}_{\text{Gk}} \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_{\text{Gk}}^T + \mathbf{R}_{\text{Gk}})^{-1}$
14.  $\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_{\text{Gk}} [\mathbf{y}_{\text{Gk}} - h_{\text{G}}(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})] \triangleright$  更新
15.  $\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{\text{Gk}} \mathbf{H}_{\text{Gk}}) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{\text{Gk}} \mathbf{H}_{\text{Gk}})^T + \mathbf{K}_{\text{Gk}} \mathbf{R}_{\text{Gk}} \mathbf{K}_{\text{Gk}}^T$
16. 结束如果
17. 返回 $\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{P}_k$
18. 结束对于

在上述算法中,系统噪声方差阵 $\mathbf{Q}_k$ 的取值对于保障测量基准偏差参数估计的准确性和导航滤波稳态性能至关重要,特别是 $\mathbf{Q}_k$ 中对应基准偏差参数的对角元对陆标导航系统性能具有显著影响。在实际应用过程中, $\mathbf{Q}_k$ 阵的取值往往需要地面设计人员结合数学仿真进行人为整定,或结合强化学习等智能方法进行优化设计<sup>[27]</sup>。上述工作有助于实现对航天器运动状态和测量基准偏差参数的精确估计。

## 3 数学仿真分析

### 3.1 仿真条件

为了说明陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法的可行性和有效性,本节通过数学仿真分析陆标导航和“陆标+GNSS”组合导航系统性能。以在近圆轨道飞行的地球轨道卫星为例进行说明,其初始轨道参数如表3所示。

表3 地球轨道卫星初始轨道参数

Table 3 Initial orbital parameters of spacecraft

半长轴/ km	偏心率	轨道倾 角/(°)	升交点赤 经/(°)	近地点幅 角/(°)	平近点 角/(°)
42 164.2	0.000 1	0.001	119.0	0.0	0.0

通过高保真度数值轨道外推软件模拟产生航天器参考轨道,考虑天体非球形引力摄动、太阳光压、第三体引力摄动等因素的影响,根据参考轨道和测量模型模拟产生陆标视线方向测量数据。在数学仿真过程中,设置仿真时间为5 d,测量更新频率为0.1 Hz,可见陆标个数为3个。面向航天器位置和速度估计,以及测量基准偏差校准滤波器的主要设计参数设置如表4所示。

表4 滤波器的主要设计参数

Table 4 Main design parameters of filter

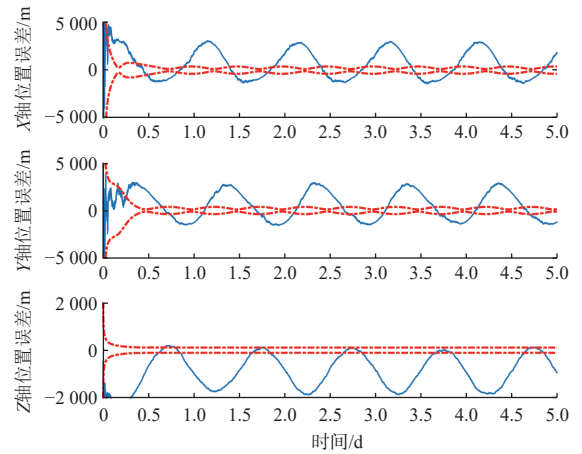
滤波器参数	参数设置
初始估计误差方差阵	$P_0 = \begin{bmatrix} p_r^2 I_{3 \times 3} & & \\ & p_v^2 I_{3 \times 3} & \\ & & p_\theta^2 I_{9 \times 9} \end{bmatrix},$ $p_r = 30 \text{ km}, p_v = 30 \text{ m/s}, p_\theta = 30''$
系统噪声方差阵	$Q_k = \begin{bmatrix} q_r^2 I_{3 \times 3} & & \\ & q_v^2 I_{3 \times 3} & \\ & & q_\theta^2 I_{9 \times 9} \end{bmatrix},$ $q_r = 1 \times 10^{-4} \text{ m}, q_v = 1 \times 10^{-4} \text{ m/s}, p_\theta = 2 \times 10^{-3}''$
陆标测量噪声方差阵	$R_k = \begin{bmatrix} (r^{(1)})^2 I_{3 \times 3} & & \\ & (r^{(2)})^2 I_{3 \times 3} & \\ & & (r^{(3)})^2 I_{9 \times 9} \end{bmatrix},$ $r^{(1)} = r^{(2)} = r^{(3)} = 10''$
GNSS测量噪声方差阵	$R_{Gk} = r_G I_{3 \times 3}, r_G = 100 \text{ m}$

在数学仿真过程中,通过将滤波器估计得到的结果与参考轨道数据进行比对计算定位和测速误差,通过定位误差的统计值评估陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法的有效性。

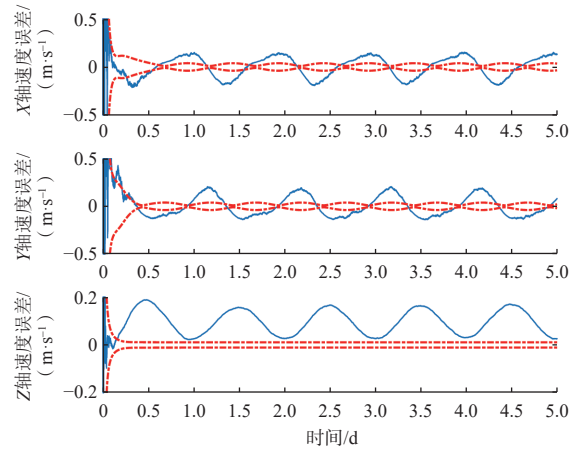
### 3.2 仿真结果

首先,通过数学仿真分析了测量基准偏差对陆标导航系统性能的影响。设置测量基准偏差中常值偏差为 $10''$ ,低频误差振幅为 $5''$ ,在不对测量基准偏差进行校准的情况下,通过EKF算法处理陆标视线方向观测量,对航天器的位置和速度进行估计(未扩维的状态量中不包含测量基准偏差参数),得到航天器的定位和测速估计误差曲线如图4所示。

图4中实线表示通过EKF的状态估计结果与参考轨道数据比对得到航天器位置和速度估计误差曲线,虚线表示根据EKF的估计误差方差阵计算得到的误差界。易于看出,未校准情况下,测量基准偏差对陆标导航系统性能具有显著影响。



(a) 位置估计误差



(b) 速度估计误差

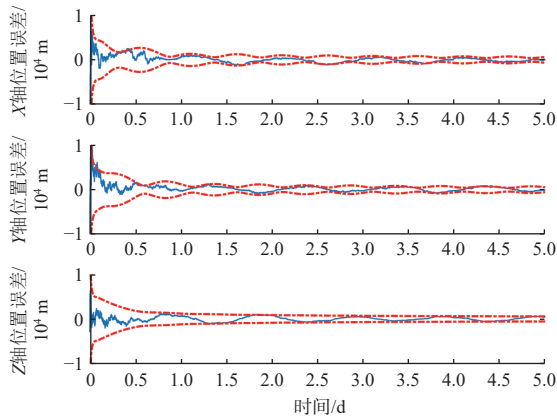
图4 无校准情况下的陆标导航误差曲线

Fig. 4 Error curves of landmark navigation without calibration

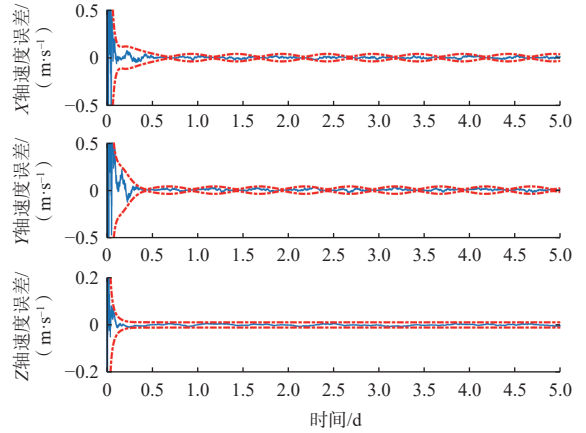
根据第1节建立的模型,通过AEKF算法处理陆标视线方向观测量(无外界辅助测量信息),对测量基准偏差参数进行估计,并利用估计结果对测量基准偏差实施补偿,得到航天器的定位和测速估计误差曲线如图5所示。

根据仿真结果不难看出,通过测量基准偏差自校准能够有效提高陆标导航系统性能,基于测量基准偏差校准系统模型设计的AEKF性能优于未对测量基准偏差进行校准的EKF。图5中状态估计误差曲线基本在理论计算的误差界限范围内,体现了滤波器设计的合理性。

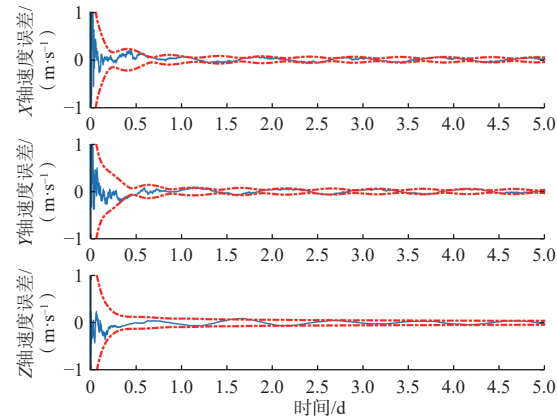
进而,引入GNSS接收机的测量信息,建立“陆标+GNSS”组合导航系统,根据本文第2节所述方法,在基于“陆标+GNSS”信息融合实施测量基准偏差标校后,不再进行GNSS测量,利用估计得到的测量基准偏差参数实施误差补偿,仅依赖陆标视线方向观测量进行导航定位,得到航天器的定位和测速估计误差曲线如图6所示。



(a) 位置估计误差



(b) 速度估计误差

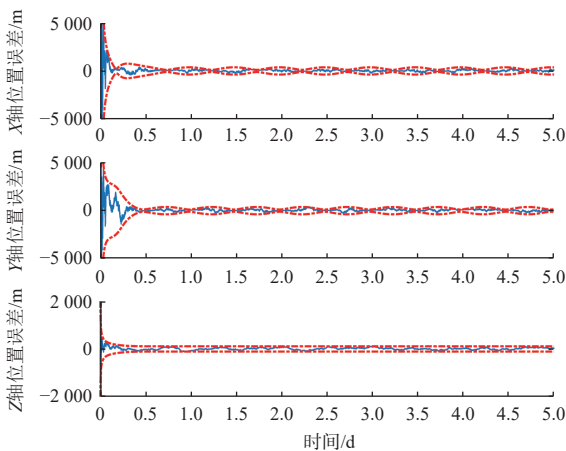


(b) 速度估计误差

图 5 自校准情况下的陆标导航误差曲线

Fig. 5 Error curves of landmark navigation with self-calibration

为了清楚起见, 对于不进行测量基准偏差校准、测量基准偏差自校准, 以及基于“陆标 + GNSS”信息融合的测量基准偏差校准这3种情况, 将通过数学仿真得到的位置估计均方根 (Root Mean Square, RMS) 误差归纳在表5中。通过对比易于看出, 在基于“陆标 + GNSS”信息融合实施测量基准偏差校准后, 仅依赖陆标视线方向观测量进行导航定位, 仍能达到优于测量基准偏差自校准的导航定位精度。



(a) 位置估计误差

图 6 信息融合校准后的陆标导航误差曲线

Fig. 6 Error curves of landmark navigation with information fusion

表 5 陆标导航定位精度

Table 5 Positioning accuracy of landmark navigation

测量基准偏差校准方式	X轴误差/m	Y轴误差/m	Z轴误差/m	综合误差/m
无校准	1 537.1	1 542.6	1 010.3	2 400.6
自校准	697.8	675.5	745.5	1 224.3
信息融合校准	313.2	291.2	65.4	432.6

接下来, 为了进一步说明所提方法的有效性, 对于陆标导航系统测量基准偏差中的常值偏差和低频误差振幅不同取值的情况开展了多组仿真, 对于不进行测量基准偏差校准、测量基准偏差自校准, 以及基于“陆标 + GNSS”信息融合的测量基准偏差校准这3种情况, 仿真时段内航天器位置估计的RMS误差柱状图如图7所示。

仿真结果表明, 在不对陆标导航系统测量基准偏差进行校准的情况下, 导航定位误差随测量基准偏差幅值的增加而增大。应用本文所提出的陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法, 能够实现对测量基准偏差的有效补偿, 达到km量级的导航定位精度水平。在仿真研究中设定的常值偏差和低频误差振幅的取值范围内, 陆标导航系统对测量基准偏差幅值的变化不敏感, 仿真结果显示了本文所提方法的有效性。

为了显示所提方法对于未来深空探测任务的潜在应用效果, 以环绕火星飞行的深空探测器为例, 给出了通过陆标视线方向观测和测量基准偏差自校准得到的陆标导航系统定位和测速误差仿真曲线。假定火星探测器的初始轨道参数如表6所示。

通过火星探测器观测火星表面陆标进行导航的示意图如图8所示。

在陆标传感器的测量噪声和测量基准偏差设置与前述地球轨道卫星仿真条件相同的情况下, 采取类似

数学仿真方法,根据本文第1节建立的模型进行测量基准偏差自校准,通过AEKF算法得到的火星探测器定位和测速误差曲线如图9所示。

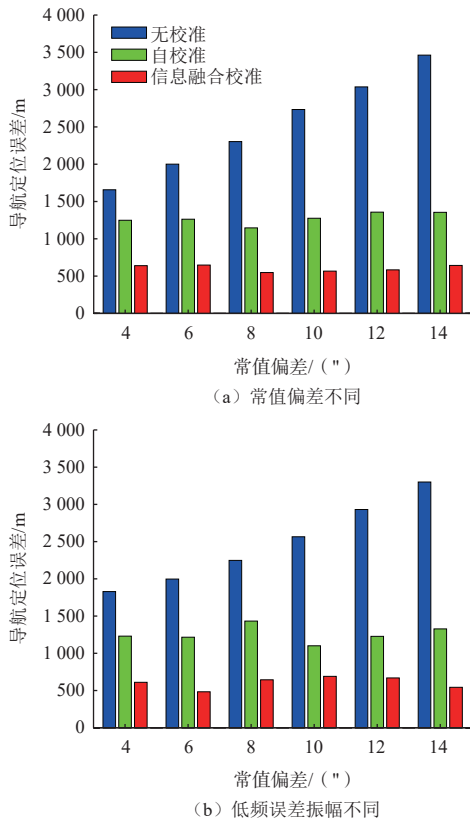


图7 不同测量基准偏差下的陆标导航定位精度

Fig. 7 Positioning accuracy of landmark navigation with different measurement reference biases

表6 火星探测器初始轨道参数

Table 6 Initial orbital parameters of Mars probe

半长轴/ km	离心率	轨道倾 角/(°)	升交点赤 经/(°)	近地点幅 角/(°)	平近点 角/(°)
23460.0	0.0001	0.001	90.0	0.0	0.0

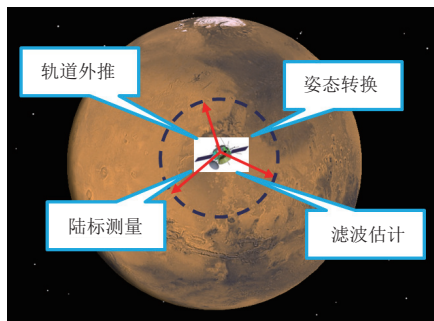


图8 陆标导航仿真场景示意图

Fig. 8 Simulation scenario for landmark navigation

仿真结果表明,基于本文所提测量基准偏差参数估计方法,陆标导航系统能够实现对火星探测器位置和速度的准确估计。

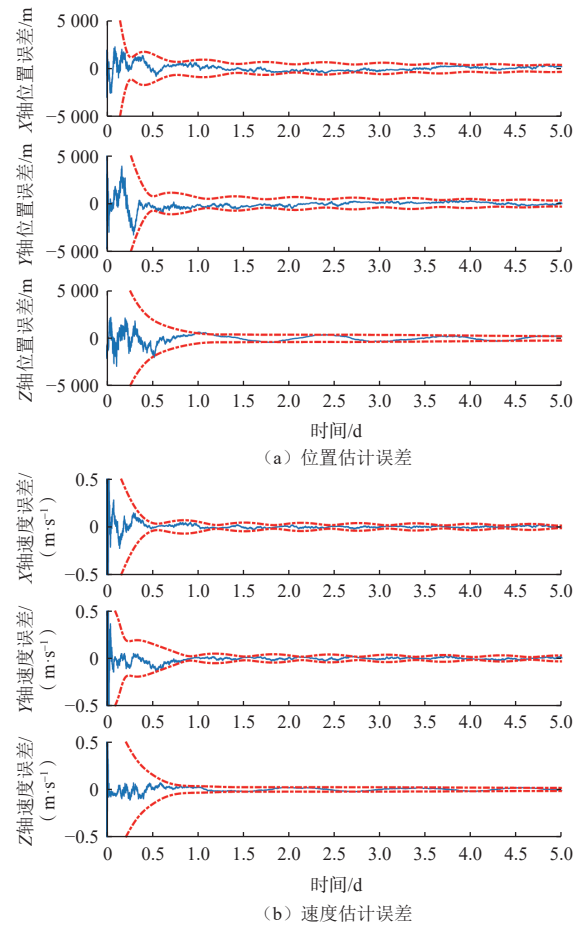


图9 火星探测器陆标导航误差曲线

Fig. 9 Error curves of landmark navigation for Mars probe

## 4 结论

对陆标导航和基于陆标导航的组合导航技术研究,有助于提升地球轨道卫星和深空探测器的自主运行能力。针对陆标导航系统性能易受测量基准偏差影响的问题,建立了测量基准偏差的参数化模型,提出一种基于导航滤波器状态扩维的测量基准偏差参数估计方法,实现对航天器位置和速度的精确估计,以及测量基准偏差的在轨校准。为了进一步提升陆标导航系统性能,设计了基于“陆标+GNSS”信息融合的测量基准偏差校准方法。仿真研究表明,所提方法能够有效抑制测量基准偏差的不利影响,显著提升陆标导航系统的定位精度水平。未来将开展陆标导航系统测量基准偏差参数估计方法在典型深空探测任务中的适用性分析,根据深空探测器的不同任务阶段对轨道动力学模型进行必要的调整或扩展,探讨深空环境中GNSS信号不可用的情况下,如何利用其他导航信息源(如空间光学信标定向观测和相对论导航等)实现测量基准偏差融合校准。此外,深空光照条件对陆标匹

配识别和偏差参数估计的影响及其应对措施是后续研究工作中需要重点关注的问题。

## 参考文献

- [1] 袁利, 姜甜甜, 魏春岭, 等. 空间控制技术与展望[J]. *自动化学报*, 2023, 49(1): 476-493.  
YUAN L, JIANG T T, WEI C L, et al. Development and prospects of space control technology[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2023, 49(1): 476-493.
- [2] 徐瑞, 李朝玉, 朱圣英, 等. 深空探测器自主规划技术研究进展[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2021, 8(2): 111-123.  
XU R, LI C Y, ZHU S Y, et al. Research progress in autonomous planning technology for deep space explorers[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021, 8(2): 111-123.
- [3] 房建成, 宁晓琳, 刘劲. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [4] 崔平远, 高艾, 朱圣英. 深空探测器自主导航与制导[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.
- [5] 周博超, 李勇, 张艾, 等. 含有建模和测量误差的卫星自主定轨系统能观性分析[J]. *中国空间科学技术*, 2023, 43: 25-34.  
ZHOU B C, LI Y, ZHANG A, et al. Observability analysis of autonomous satellite orbit determination system with modeling and measurement errors[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2023, 43(4): 25-34.
- [6] CHRISTIAN J A. Optical navigation using planet's centroid and apparent diameter in image [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 2015, 38(2): 192-204.
- [7] 郑伟, 王禹淞, 姜坤, 等. X射线脉冲星导航方法研究综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(3): 19-35.  
ZHENG W, WANG Y S, JIANG K, et al. Review of X-ray pulsar navigation methods[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(3): 19-35.
- [8] 袁利, 熊凯, 赵琴. 基于相对论效应的自主星光导航技术[J]. *中国科学: 信息科学*, 2025, 55(5): 1140-1156.  
YUAN L, XIONG K, ZHAO Q. Autonomous celestial navigation technology based on relativistic effects[J]. *Scientia Sinica Informations*, 2025, 55(5): 1140-1156.
- [9] HOU B, WANG J, ZHOU H, et al. Guidepost-based autonomous orbit determination method for GEO satellite [J]. *Advances in Space Research* 2021, 67: 1090-1113.
- [10] XU C, HUANG X, LI M, et al. Landmark database selection for vision-aided inertial navigation in planetary landing missions [J/OL]. *Aerospace Science and Technology* 2021, 118: 107040. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1270963821005502>.
- [11] LI J, WANG D, LI M, et al. Onboard observation planning for sequential image-based planetary landing navigation in unknown environments [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems* 2023, 59(5): 5943-5960.
- [12] 李嘉兴, 王大轶, 董天舒, 等. 基于可观测性的序列图像自主导航观测时序规划方法[J]. *宇航学报*, 2023, 44(3): 411-421.  
LI J X, WANG D Y, DONG T S, et al. Observation sequence planning method for autonomous navigation based on image sequences with observability[J]. *Journal of Astronautics*, 2023, 44(3): 411-421.
- [13] XIU W, LONG J, ZHU S, et al. Landmark robust selection for asteroid landing visual navigation [J]. *Acta Astronautica* 2024, 214: 665-676.
- [14] 郭强, 杨磊, 赵现纲, 等. 气象卫星图像导航的地标匹配算法研究与优化[J]. *计算机工程与应用*, 2013, 49(24): 152-156.  
GUO Q, YANG L, ZHAO X G, et al. Landmark matching algorithm for meteorological satellite image navigation: research and optimization[J]. *Computer Engineering and Applications*, 2013, 49(24): 152-156.
- [15] 杨博, 张典律, 赵晓涛. 地标自主导航的高精度地标库建立方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(1): 1-9.  
YANG B, ZHANG D L, ZHAO X T. High-precision landmark database establishment method for landmark autonomous navigation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(1): 1-9.
- [16] XIU Y, ZHU S, XU R, et al. Optimal crater landmark selection based on optical navigation performance factors for planetary landing [J]. *Chinese Journal of Aeronautics* 2023, 36(3): 254-270.
- [17] 李嘉兴, 王大轶, 邓润然, 等. 基于序列图像可观测性分析的航天器自主导航方法[J]. *空间科学与试验学报*, 2024, 1(1): 78-85.  
LI J X, WANG D Y, DENG R R, et al. Spacecraft autonomous navigation method based on observability analysis of sequential images[J]. *Journal of Space Science and Experiment*, 2024, 1(1): 78-85.
- [18] 张成渝, 梁潇, 华宝成, 等. 一种小行星探测陆标导航方法[J]. *空间控制技术与应用*, 2021, 47(1): 78-86.  
ZHANG C Y, LIANG X, HUA B C, et al. A landmark navigation method for asteroid exploration[J]. *Aerospace Control and Application*, 2021, 47(1): 78-86.
- [19] HU R, HUANG X, XU C. Visual navigation with fast landmark selection based on error analysis for asteroid descent stage [J]. *Advances in Space Research* 2021, 68(9): 3765-3780.
- [20] 徐超, 黄翔宇, 李茂登. 基于未知陆标图像测量的自主相对导航方法研究[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2021, 8(2): 198-204.  
XU C, HUANG X Y, LI M D. Research on autonomous relative navigation method based on unknown landmark image measurement[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2021, 8(2): 198-204.
- [21] XIONG K, HUANG X. Alignment calibration for spacecraft landmark-based navigation system [C]//Proceedings of the 23rd IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. Harbin, China: [s. n.], 2025.
- [22] WANG A, GU D, HUANG Z, et al. GRACE-FO attitude determination: star camera installation matrix calibration and incremental quaternion integrator [J]. *Acta Astronautica* 2024, 219: 774-784.
- [23] XIONG K, ZHAO Q, YUAN L. Calibration method for relativistic navigation system using parallel Q-learning extended Kalman filter[J]. *Sensors*, 2024, 24: 1-24.
- [24] KINATAS H, HAJIYEV C. TRIAD-aided multiplicative EKF for small satellite attitude estimation and magnetometer calibration [J]. *IEEE Sensor Journal* 2023, 23(22): 27161-27168.
- [25] 尚海滨, 韦炳威, 卢粹承. 小天体引力场建模技术进展[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2022, 9(4): 359-372.  
SHANG H B, WEI B W, LU J C. Advances in gravitational field modeling technology for small celestial bodies[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2022, 9(4): 359-372.
- [26] XIONG K, WEI C, LIU L. Multiple-model adaptive estimator for spacecraft attitude sensor calibration [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 2017, 89(3): 457-467.
- [27] 熊凯, 魏春岭, 郭建新. 航天器导航滤波器设计方法[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2022.

作者简介:

熊凯(1976-),男,博士,研究员,博士生导师,主要研究方向:非线性滤波及航天器自主导航。

通信地址:北京市海淀区友谊路104号 中国空间技术研究院(100094)

Email: [toblove2001@vip.tom.com](mailto:toblove2001@vip.tom.com)

## Measurement Reference Bias Parameter Estimation Method for Landmark Navigation Systems

XIONG Kai<sup>1,2</sup>, GUO Minwen<sup>1,2</sup>, HUANG Xiangyu<sup>1,2</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;

2. State Key Laboratory of Space Intelligent Control, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The measurement reference bias caused by the relative installation error between landmark sensor and star sensor is one of the primary factors degrading navigation performance. In the space environment, positioning error of the landmark navigation system is increased due to slow time-varying measurement reference bias caused by deformation of sensors and their brackets. To cope with this problem, a parametric model for in-orbit calibration of time-varying measurement reference bias was proposed. Based on the model, a parameter estimation method for measurement reference bias was designed. Using this method, celestial landmarks and stars on the celestial sphere were observed with a landmark sensor and a star sensor respectively to obtain the line-of-sight (LOS) measurements of the landmarks in the inertial reference frame. Then the measurements were processed with a navigation filter to estimate the position and velocity of the spacecraft together with the measurement reference bias parameters in real time. Numerical simulations demonstrate that the proposed method effectively mitigates the unfavorable effect of measurement reference bias, significantly improving the positioning accuracy of the navigation system.

**Keywords:** spacecraft; landmark navigation; measurement reference bias; parameter estimation

### Highlights:

- A parametric model for time-varying measurement reference bias calibration of the landmark navigation system is established.
- A parameter estimation method for measurement reference bias of the landmark navigation system is presented based on the parametric model.
- It is demonstrated via simulations that the unfavorable effect of measurement reference bias on navigation performance is mitigated effectively with the presented method.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]