

“鹊桥”通导遥星座系统与脉冲星联合导航研究

方海燕¹, 刘益君¹, 李小平¹, 赵取同¹, 张力¹, 何熊文², 陈朝基², 钟兆丰²

(1. 西安电子科技大学空间科学与技术学院, 西安 710126; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 针对地月空间航天器高精度导航对地面测控依赖强等问题, 提出一种融合 X 射线脉冲星与“鹊桥”星座信息的高精度导航方法。通过耦合 X 射线脉冲星观测数据与“鹊桥”通导遥星座提供的航天器测距信息, 结合地月空间轨道动力学模型, 构建了“鹊桥”星座-脉冲星联合导航观测模型, 分析了环月轨道与地月 L1 平动点 Halo 轨道的导航精度。仿真结果表明, 与传统 X 射线脉冲星导航 (X-ray Pulsar-based NAVigation, XPNAV) 相比, 两种轨道的位置精度分别由 1.73 km、2.10 km 提升至 187 m、236 m, 分别提升了 90.11%、88.73%。所提的联合导航方法显著提升了导航定位性能, 可为地月空间资源开发等任务的导航应用提供理论参考与技术支撑。

关键词: “鹊桥”通导遥星座; X 射线脉冲星导航; 地月空间导航

中图分类号: V11

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)04-0391-13

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20250078

引用格式: 方海燕, 刘益君, 李小平, 等. “鹊桥”通导遥星座系统与脉冲星联合导航研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(4): 391-403.

Reference format: FANG H Y, LIU Y J, LI X P, et al. Research on integrated navigation utilizing Queqiao communication navigation and remote sensing constellation system with pulsars[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(4): 391-403.

引言

地月空间是未来人类生存和发展的重要战略空间^[1]。近年来, 美国、中国、加拿大等主要航天强国都在积极实施地月空间发展战略, 大规模推进地月空间探索和开发^[1-2]。随着越来越多的地月飞行器和多任务支持需求, 传统的地基导航手段存在测控网覆盖范围, 资源分配有限、抗干扰能力不足及成本高等问题^[3-4], 而对于地月空间这一新的战略高地, 高精度、高实时性的导航技术是开展各项航天任务不可或缺的保障。

随着月球探测的不断深入, 地月空间通信与导航融合系统具有很大的发展前景^[5]。通导一体化将通信、导航、测控等功能整合到同一平台, 来实现高效率的深空探测, 此概念于 20 世纪 90 年代由 Noreen 等^[6]提出。近年来, 全球卫星导航系统已经取得突破性进展, 以“北斗”卫星系统为代表的地球导航星座已实现通信、导航两种信号的传输^[7]。尽管现有的卫星测控通信系统中已具备一定的通信导航一体化, 但在通信容量、授时精度等方面与真正的通导一体化还存在一定差距^[8-9]。基于这一背景, 中国探月工程三期围

绕地月空间构建了创新性的通信构架: 2018 年发射的首颗中继星“鹊桥”成功部署于地月 L2 点 Halo 轨道, 实现了月球背面的探测设备与地面之间前向/反向的实时和延时的数据传输^[10-11], 这一工程实践为深空探测奠定了基础; 2024 年 3 月发射的“鹊桥二号”卫星通过 5 次轨道机动控制, 成功进入近月点 300 km、远月点 8 600 km 的绕月大椭圆冻结任务轨道, 其具备为月球探测任务提供稳定中继通信服务的能力^[12]。“鹊桥”卫星的部署验证了深空通信与导航一体化的可行性, 为通导一体化星座实施奠定了基础。

在当前地月空间航天器对高精度导航的迫切需求下, “鹊桥”中继星因数量及部署规模存在限制, 难以有效满足复杂场景下的定位需求。而 X 射线脉冲星导航 (X-ray Pulsar-based NAVigation, XPNAV) 作为一种新兴的自主天文导航技术^[13-16], 展现出显著的技术优势与应用潜力。自文献^[17]提出基于 X 射线脉冲星信号的掩星定位方法并进行了在轨验证以来, XPNAV 技术已取得显著进展。为提高 XPNAV 的精度, 扩展其在地月空间的应用, 文献^[18]在近地轨道

提出了一种新型星座卫星与XPNAV融合导航方法,通过构建Q学习扩展卡尔曼滤波(Q Learning Extend Kalman Filter, QLEKF)算法,实现了地球位置的实时动态估计,提升了导航精度。文献[19]提出一种融合X射线测距和脉冲星观测的XPNAV增强方法,有效改善了XPNAV导航精度不足的问题。文献[20]提出基于测距信息辅助XPNAV的方法,可显著提高其导航精度。文献[21]首次在地月系统平动点任务的自主导航中应用XPNAV,分析了任务期间测量故障导致的异常情况,并针对该问题提出了一种自适应导航滤波算法,以保证其自主导航系统的正常运行。文献[22]将星光导航与XPNAV进行组合实现地月转移段的自主导航。文献[23]基于远距离逆行轨道(Distant Retrograde Orbit, DRO)的独特性质,定性分析了XPNAV在DRO的可行性和潜在优势,并通过蒙特卡罗模拟,论述了XPNAV具有用于月球轨道附近乃至更远深空航天任务的能力。

为降低地月空间航天器导航对地面测控网的依赖,本文利用地月空间“鹊桥”通导遥星座卫星资源,结合XPNAV全天候、自主性强等优势,提出一种地月空间航天器高精度联合导航方法。本文首先建立了轨道动力学模型,给出“鹊桥”星座与脉冲星联合导航观测的模型,分析导航精度的影响因素。

1 环月及平动点轨道的动力学模型

1.1 坐标系及坐标转换

航天器在空间的状态信息是一个相对概念,在不同坐标系航天器位置、速度的描述都不相同,为能准确描述航天器的状态信息,需确定准确的坐标系和其转换关系。本文导航系统的坐标系包括:地心惯性坐标系、月心平地球赤道坐标系、月心平赤道坐标系、地月质心惯性坐标系、地月质心会合坐标系^[24-25]。

1) 地心惯性坐标系:以地球质心为原点, X 轴位于平赤道面内,指向J2000.0平春分点, Z 轴指向该历元时刻对应的平北天极, Y 轴与 X 轴和 Z 轴相互垂直,共同构成右手坐标系。

2) 月心平地球赤道坐标系:以月球质心为原点, X 、 Y 与 Z 轴的指向与地心惯性坐标系平行。该坐标系主要用于实现J2000.0地心惯性坐标系与月心平赤道坐标系之间的转换。

3) 月心平赤道坐标系:以月球质心为原点,以 X 轴指向平春分点方向, Z 轴指向月球自转轴方向, Y 轴与 Z 轴、 X 轴构成右手直角坐标系。该坐标系用于定义和描述探测器相对于月球的轨道状态。

4) 地月质心惯性坐标系:以地月系统质心为原点, X 、 Y 与 Z 轴的指向与地心惯性坐标系平行。

5) 地月质心会合坐标系:以地月系统质心为原点, X 轴由地球指向月球, Z 轴与系统角动量方向平行。 Y 轴与 X 轴和 Z 轴相互垂直,共同构成右手坐标系。

6) 地心惯性坐标系与月心平地球赤道坐标系的转换

月心平地球赤道坐标系的位置与速度 \mathbf{R}_M 和 \mathbf{V}_M ,与地心惯性坐标系位置与速度矢量 \mathbf{R}_E 和 \mathbf{V}_E 的转换关系为

$$\begin{cases} \mathbf{R}_M = \mathbf{R}_E - \mathbf{R}_{E,m} \\ \mathbf{V}_M = \mathbf{V}_E - \mathbf{V}_{E,m} \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{R}_{E,m}$ 、 $\mathbf{V}_{E,m}$ 分别为月球在地心惯性坐标系的位置与速度。

7) 月心平地球赤道坐标系与月心平赤道坐标系的转换

月心平赤道坐标系位置与速度 \mathbf{R}_M^c 和 \mathbf{V}_M^c ,与月心平地球赤道坐标系位置与速度 \mathbf{R}_M 和 \mathbf{V}_M 的转换关系为

$$\begin{cases} \mathbf{R}_M^c = \mathbf{M}\mathbf{R}_M \\ \mathbf{V}_M^c = \mathbf{M}\mathbf{V}_M \end{cases} \quad (2)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_z(-\Omega_m)\mathbf{M}_x(-I_m)\mathbf{M}_z(\Omega_m)\mathbf{M}_x(\varepsilon) \quad (3)$$

其中: Ω_m 为月球轨道升交点平黄经; I_m 为月球赤道面与黄道面的夹角; ε 为地球赤道黄赤夹角^[26]。

8) 地月质心会合坐标系与地心惯性坐标系的转换

地月质心会合坐标系的位置与速度 \mathbf{R}_{EM}^c 和 \mathbf{V}_{EM}^c ,与地月质心惯性坐标系位置与速度 \mathbf{R}_{EM} 和 \mathbf{V}_{EM} 存在的转换关系为

$$\begin{cases} \mathbf{R}_{EM} = \mathbf{M}_z(-\theta)\mathbf{R}_{EM}^c \\ \mathbf{V}_{EM} = \mathbf{M}_z(-\theta)\mathbf{V}_{EM}^c + \dot{\mathbf{M}}_z(-\theta)\mathbf{R}_{EM}^c \end{cases} \quad (4)$$

其中: θ 为旋转坐标系绕地月质心惯性坐标系旋转的瞬时角,然后将坐标转换到地心惯性坐标系。

$$\begin{cases} \mathbf{R}_E = \mathbf{R}_{EM} + d[\cos\theta \sin\theta \ 0]^T \\ \mathbf{V}_E = \mathbf{V}_{EM} + d\omega[-\sin\theta \ \cos\theta \ 0]^T \end{cases} \quad (5)$$

其中: d 为地球到地月质心的距离; ω 为旋转坐标系绕地月质心惯性坐标系旋转的角速度。

1.2 环月轨道的动力学模型

在地月空间航天器轨道的研究,本文选取环月轨道和绕地月L1平动点运行的Halo轨道作为研究对象,这两种轨道是地月空间任务广泛采用的典型轨道

类型。环月轨道具备良好的月面区域覆盖能力, 适用于近月探测与导航任务。各国均提出了通过部署环月卫星星座和月面基站, 构建月球通信与导航服务体系^[27]。地月L1平动点轨道位于地月系统的特殊引力平衡区域, 其运动缓慢、轨道特性稳定, 便于长期任务部署, 能为月球及其周边空间的多类型任务提供更稳定、连续的通信和导航支持^[28]。本文聚焦于这两类轨道的航天器导航问题, 分别开展建模与仿真研究, 以探讨在不同轨道背景下导航精度与方法的有效性。

对于环月轨道, 选用历元(J2000.0)月心赤道惯性坐标系, 构造月球卫星轨道动力学方程^[29], 其状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \\ \dot{z} = v_z \\ \dot{v}_x = -\frac{\mu_m}{R^3}x + \Delta F_x \\ \dot{v}_y = -\frac{\mu_m}{R^3}y + \Delta F_y \\ \dot{v}_z = -\frac{\mu_m}{R^3}z + \Delta F_z \end{cases} \quad (6)$$

其中: x 、 y 、 z 、 v_x 、 v_y 、 v_z 分别为3个坐标轴所在方向航天器的位置与速度。式中第一项为月球中心引力加速度, μ_m 为月球引力常数, R 为月心距, ΔF 为各种摄动加速度, 包含航天器所受的月球非球形摄动加速度、地球质点引力、太阳质点引力、月球固体潮、月球物理平天动对应的摄动加速度。

1.3 平动点轨道的动力学模型

对于地月L1平动点Halo轨道, 选用地月质心会合坐标系。如图1所示, 原点 C 位于地月质心, M_1 为地球(质量为 m_1), M_2 为月球(质量为 m_2 , 且有 $m_1 > m_2$), M 为航天器[质量为 m , 且 $m \ll (m_1, m_2)$], x 轴指向为原点到月球的方向, z 轴指向地球与月球的角动量方向, y 轴由右手系确定, 建立 C - xyz 地月质心会合坐标系。

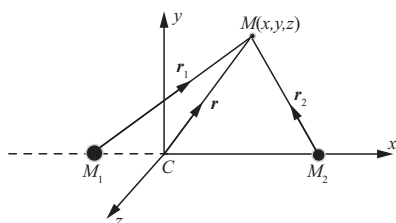


图1 地月质心会合坐标系模型

Fig.1 Earth-Moon barycentric synodic coordinate system model

为简化动力学方程, 通常将质量 M 、长度 L 、时间 T 的单位正则化。

$$\begin{cases} [L] = r_{12} \\ [M] = m_1 + m_2 \\ [T] = [r_{12}^3 / G(m_1 + m_2)]^{1/2} \end{cases} \quad (7)$$

其中: r_{12} 为主天体之间的距离; G 为新引力常数, 值为1。

基于上述计算, M_1 与 M_2 到原点的距离分别表示为 μ 与 $1-\mu$, M_1 与 M_2 的质量分别表示为 $1-\mu$ 与 μ , μ 的定义为

$$\mu = \frac{m_2}{m_1 + m_2} \quad (8)$$

在地月质心会合坐标系以及上述计算单位选择下, 建立航天器动力学方程归一化形式为^[30]

$$\begin{cases} \dot{v}_x = 2v_y + x - \frac{(1-\mu)(x+\mu)}{r_1^3} - \frac{\mu(x-(1-\mu))}{r_2^3} \\ \dot{v}_y = -2v_x + y - \frac{(1-\mu)y}{r_1^3} - \frac{\mu y}{r_2^3} \\ \dot{v}_z = -\frac{(1-\mu)z}{r_1^3} - \frac{\mu z}{r_2^3} \end{cases} \quad (9)$$

其中: x 、 y 、 z 分别为航天器位置矢量在地月质心会合坐标系的分量; v_x 、 v_y 、 v_z 为速度分量; r_1 、 r_2 分别为航天器到两主天体的距离。

$$\begin{cases} r_1 = \sqrt{(x+\mu)^2 + y^2 + z^2} \\ r_2 = \sqrt{(x-1+\mu)^2 + y^2 + z^2} \end{cases} \quad (10)$$

2 “鹊桥”星座与脉冲星联合导航观测模型的建立

2.1 XPNV的观测模型

航天器搭载的X射线探测器在观测到脉冲星辐射信号时会记录一系列光子到达时间(Time Of Arrival, TOA)序列, 用 t_{sc} 表示, 经过一段时间的观测, 利用航天器预估轨道将观测的光子TOA序列转换为其到达太阳系质心(Solar System Barycenter, SSB)处的TOA序列, 消除各项时延的影响, 通过历元折叠获得观测轮廓, 从而获取准确的导航观测测量。X射线脉冲星光子到达航天器处的光子到达时间 t_{sc} 与该光子到达太阳系质心处的时间关系为^[31]

$$t_{\text{SSB}} = t_{\text{sc}} + \frac{1}{c} \mathbf{n} \cdot \mathbf{r} + \frac{1}{2cD_0} [(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r})^2 - r^2 + 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{b})(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}) - 2(\mathbf{b} \cdot \mathbf{r})] + \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r} + \mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + \|\mathbf{r} + \mathbf{b}\|}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} \right| \quad (11)$$

为降低计算量,通常仅考虑空间几何效应和相对论效应等时延量大的影响因素来对航天器处光子到达时间进行转换,其中: c 为真空光速; \mathbf{n} 为相对于太阳系的脉冲星方向矢量; \mathbf{r} 为航天器在SSB坐标系下的位置矢量; \mathbf{b} 为太阳质心相对于SSB的位置; b 和 r 分别为 \mathbf{b} 和 \mathbf{r} 的标量; μ_s 为太阳引力常数。式(11)中前两项合起来为Roemer延迟,第3项为Shapiro延迟,其为太阳引力场对X射线脉冲星光子的时间延迟。

利用X射线脉冲星光子到达SSB的时间 t_{SSB} ,通过轮廓折叠获得观测脉冲轮廓,将其与SSB处建立的标准脉冲轮廓进行时延估计,即可获得两轮廓间的时延量 Δt 。将时延量 Δt 乘以光速可得到预估与真实位置在脉冲星方向的差值。该差值反映了航天器在脉冲星视线方向的预估误差。传统X射线脉冲星导航方法利用3颗脉冲星构建方程进行导航,解算3个方向的位置信息,结合航天器动力学方程,联立方程可求得航天器在3个方向的位置误差,实现动态定轨。

X射线脉冲星导航几何定轨原理如图2所示,其中 \mathbf{r}_{sc} 为航天器在以SSB处为原点的惯性坐标系下的真实位置向量, $\hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}}$ 为估计位置向量, \mathbf{n} 为脉冲星方向向量。根据飞行器的轨道动力学模型可以预估位置信息,其与真实位置存在误差 $\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}}$ 。因此飞行器真实位置和估计位置之间的传播时间 Δt 与位置误差在脉冲星方向上的投影 $\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}})$ 有关^[32],即

$$\Delta t = \frac{\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}})}{c} \quad (12)$$

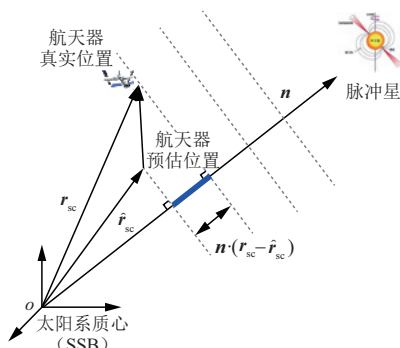


图2 XPNV几何定位示意图

Fig.2 Schematic diagram of XPNV geometric positioning

其中: c 为光速。使用改进的Taylor FFT算法^[33]对观测轮廓和标准轮廓进行时延估计,得到的时延量 Δt 就是脉冲星导航的观测量,即脉冲到达时间差TOA,同时观测3颗脉冲星,得到了不同的脉冲到达时间差 TOA_1 、 TOA_2 、 TOA_3 。利用这3个导航观测量可构建式(13)所示的导航模型, \mathbf{n}_1 、 \mathbf{n}_2 、 \mathbf{n}_3 分别为脉冲星方向,其中 w 为测量噪声。

$$\begin{bmatrix} c\text{TOA}_1 \\ c\text{TOA}_2 \\ c\text{TOA}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{n}_1(\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}}) \\ \mathbf{n}_2(\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}}) \\ \mathbf{n}_3(\mathbf{r}_{\text{sc}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{sc}}) \end{bmatrix} + w \quad (13)$$

从观测方程可以看出,传统脉冲星导航主要利用的是脉冲星方向信息与信号到达时间差来获取。然而由于脉冲星信号本身较弱,接收端对到达时间的测量精度受限,传统3星脉冲星的导航精度有待提高,限制了其在地月空间的应用。根据导航观测模型,通过引入更高精度的距离信息,可获得更高的导航精度。

2.2 “鹊桥”星座与脉冲星联合导航观测模型

为提升导航精度,本文利用航天器与“鹊桥”通导遥星座卫星(本文简称“中继星”)之间的高精度距离观测,代替脉冲星到达时间差TOA,构建新的观测模型。在该模型中,原有的“三星导航”结构被调整为“ m 颗脉冲星+ n 颗中继星”的组合,能弥补部分脉冲星信号微弱、观测精度受限所带来的不足,提升导航解算的稳定性与精度。

以“2颗脉冲星+1颗中继星”的组合为例,“鹊桥”星座与脉冲星联合导航示意图如图3所示,流程图如图4所示。通过观测脉冲星获得导航观测量,再利用“鹊桥”通导遥星座作为中继星,获取高精度的测距信息,构建观测方程,最后经过卡尔曼滤波解算航天器的位置和速度信息。通过引入中继星测量到达航天器的距离信息,与X射线脉冲星观测数据相结合,实现地月空间的高精度导航。

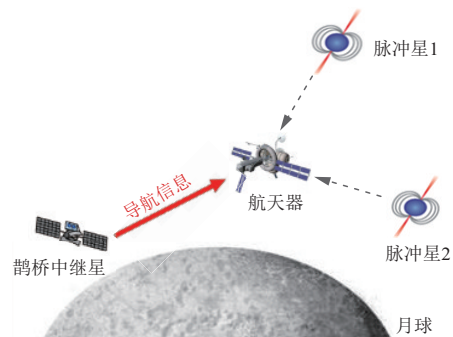


图3 “鹊桥”星座与脉冲星联合导航示意图

Fig.3 Schematic diagram of integrated navigation with Queqiao constellation and XPNV

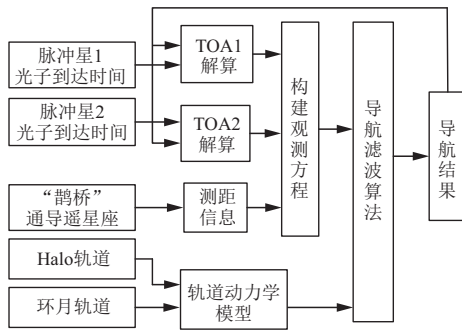


图4 单颗中继星与两颗脉冲星联合导航流程图
Fig.4 Schematic diagram of integrated navigation using a single relay satellite and two pulsars

联合导航观测模型如图5所示, 中继星的位置为 r_0 , D 为中继星与航天器之间的距离, \hat{D} 为中继星与航天器的预估距离。该联合导航具体原理如图6所示, 以中继星为圆心, 分别以测距 D 和 D 的估计值 \hat{D} 为半径画圆, 当中继星距离航天器的距离 D 和估计距离 \hat{D}

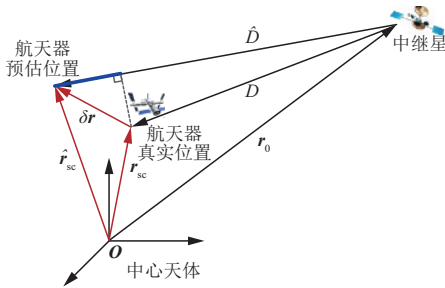


图5 联合导航观测模型示意图
Fig.5 Schematic diagram of the integrated navigation observation model

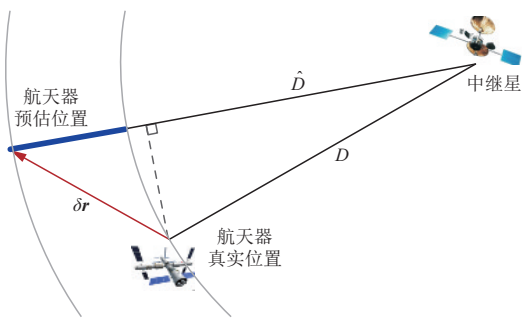


图6 联合导航原理示意图
Fig.6 Schematic diagram of integrated navigation principles

远大于航天器真实位置与估计位置的距离时, $D - \hat{D}$ 为两个圆半径差, 约等于航天器真实位置到预估位置的位置矢量 δr 在中继星到预估位置方向的投影。

因此, 基于中继星测距的基本观测量为 $D - \hat{D}$, 观测方程可以描述为

$$D - \hat{D} \approx \frac{\hat{r}_{m-sc}^T}{\|\hat{r}_{m-sc}\|} \delta r + \delta d_c + \delta d_m \quad (14)$$

其中: \hat{r}_{m-sc} 为中继星到航天器估计的位置; $\hat{r}_{m-sc}^T / \|\hat{r}_{m-sc}\|$ 为中继星到航天器估计位置的单位矢量; δd_c 为基于中继星的测距误差; δd_m 为中继星位置误差引起的测距误差, 由于中继星的准确真实位置未知, 只知道带偏差中继星预估位置, 因此该误差不能在测距模型中消除。

根据获得的脉冲星观测方程式 (13) 和基于“鹊桥”星座测距信息的观测方程式 (14), 建立如式 (15) 所示的“鹊桥”星座与脉冲星联合导航观测方程。该模型不局限于“2颗脉冲星+1颗中继星”的组合, 可根据需求灵活适配不同数量的脉冲星与中继星, 提高导航模型的通用性。

$$\begin{bmatrix} cTOA_n \\ \dots \\ D - \hat{D} \\ \dots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_n(r_{sc} - \hat{r}_{sc}) \\ \dots \\ \hat{r}_{m-sc}^T / \|\hat{r}_{m-sc}\| (r_{sc} - \hat{r}_{sc}) \\ \dots \end{bmatrix} + w \quad (15)$$

3 中继星数量对导航精度影响分析

3.1 单中继星联合脉冲星导航

为验证“鹊桥”星座与脉冲星联合导航方法的可行性和有效性, 选择轨道高度为 200 km 的环月轨道卫星与地月 L1 平动点 Halo 轨道卫星, 分别对传统的 3 星脉冲星导航方法与所提联合导航方法进行对比仿真分析, 对导航精度评估, 仿真条件如下。

1) 脉冲星参数: X 射线探测器的面积设置为 1 万 cm^2 , 背景通量强度设置为 0.005 $\text{ph}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 。模拟使用的导航脉冲星参数如表1所示, 脉冲星的方位如表2所示, 星历使用 DE421。

表1 导航脉冲星参数表

Table1 Parameters of navigation pulsars

脉冲星	自转频率/ s^{-1}	频率一阶项/ s^{-2}	频率二阶项/ s^{-3}	源流量/背景流量/ $(\text{ph} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{m}^{-2})$
PSR B0531+21	29.951 601 068 437 8	$-3.777\ 26 \times 10^{-10}$	8.18×10^{-21}	1 540/13 860
PSR B0833-45	11.197 553 922 727 6	$-1.559\ 84 \times 10^{-11}$	1.72×10^{-22}	16.0/50
PSR B1509-58-1	6.632 749 386 087 4	$-6.755\ 56 \times 10^{-11}$	1.96×10^{-21}	162/50

表2 导航脉冲星方位

Table2 Direction of navigation pulsars

脉冲星	赤经/ (°)	赤纬/ (°)
B0531+21	83.63	22.01
B0833-45	128.84	-45.18
B1509-58	228.48	-59.14

2) 轨道参数: 本节采用传统3颗脉冲星导航和单中继星联合脉冲星导航, 在环月轨道和平动点轨道中分别对两种方法进行了比较。轨道1为环月轨道, 其为轨高200 km、倾角89°的圆形轨道。轨道2为地月平动点L1点Halo轨道, 轨道设置初值如表3所示, 位置、速度均在地月质心会合坐标系给出。

表3 Halo轨道初值

Table3 Initial Values of Halo orbit

参数	参数值
X/km	316 553
Y/km	0
Z/km	11 000
$V_x/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0
$V_y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	142
$V_z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0

选取中国月球探测任务重点部署的“鹊桥二号”中继通信卫星, 其轨道为轨道倾角117°, 轨道偏心率0.8的环月椭圆冻结轨道^[12]。

3) 导航滤波算法: 采用非线性滤波算法实现最优状态估计, 本文使用无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)算法, 该算法精度较高, 常用于实现航天器的状态估计。

4) 初始位置误差[10 km 10 km 10 km], 初始速度误差[10 m/s 10 m/s 10 m/s]。

5) 噪声方差: 初始状态协方差矩阵 $P_0 = \text{diag}[(100\ 00, 10\ 000, 10\ 000, 10, 10, 10)^2]$, 系统过程噪声协方差设为: $Q_0 = \text{diag}[(0.5)^2, (0.5)^2, (0.5)^2, (1 \times 10^{-2})^2, (1 \times 10^{-2})^2, (1 \times 10^{-2})^2]$, 观测噪声协方差初始值根据脉冲延迟的CRLB下界计算得到, 计算公式 $\text{CRLB} = \frac{2}{f^2} \left(\frac{1}{T_{\text{obs}} I_p} \right)$, 其中 $I_p \triangleq \int_0^T \frac{[\lambda_s h'(\phi)]^2}{\lambda_b + \lambda_s h(\phi)} d\phi$, T_{obs} 为观测时间, $h(\phi)$ 为周期脉冲轮廓, λ_s 为脉冲星源流量, λ_b 为脉冲星背景流量^[34]。

6) 设置观测周期为300 s。

7) 设置中继星位置误差10 m, 测距误差10 m^[20]。

环月轨道在传统XPNAV导航和中继星联合导航时的位置误差与速度误差收敛曲线如图7~8所示。图7(a)、图8(a)为参考坐标系3个方向的位置估计误差收敛曲线, 图7(b)、图8(b)为速度误差收敛曲线, 可见随着观测时间的增加, 位置误差与速度误差逐渐收敛, 且联合导航收敛后表现出更小的波动幅度。表4给出了两种方法在参考坐标系3个方向的位置误差均值, 通过比较, 联合导航相较于传统XPNAV导航在x、y、z这三个方向的位置误差均有所减少, 其精度分别提升了88.6%、73.4%、87.6%, 航天器位置估计平均误差由1 733.26 m降低至231.10 m, 所提的方法与传统方法相比, 其导航精度提高了86.67%。

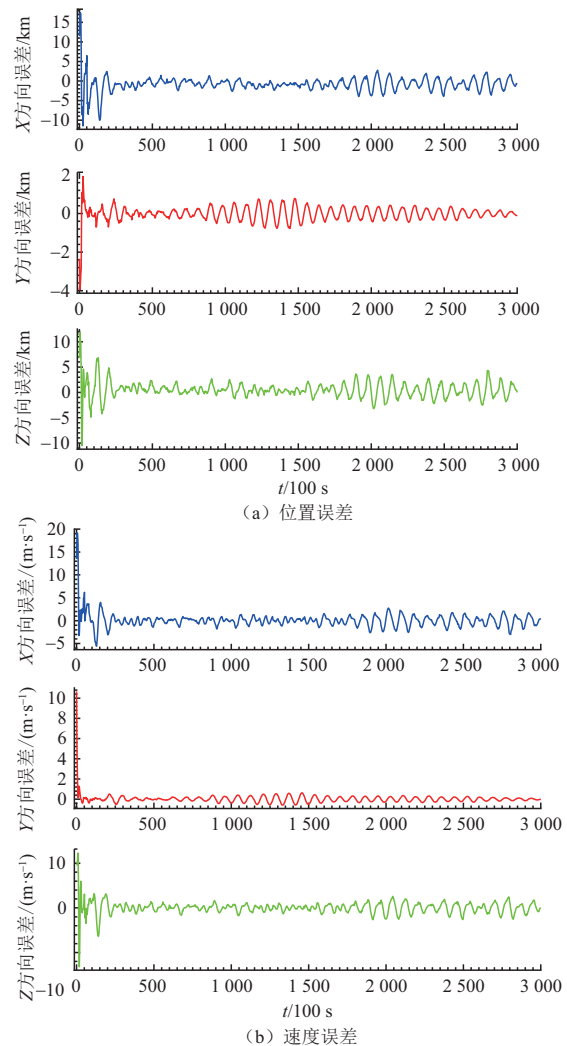


图7 环月轨道传统XPNAV导航位置-速度误差

Fig.7 Position-velocity errors of conventional XPNAV for the circumlunar orbit

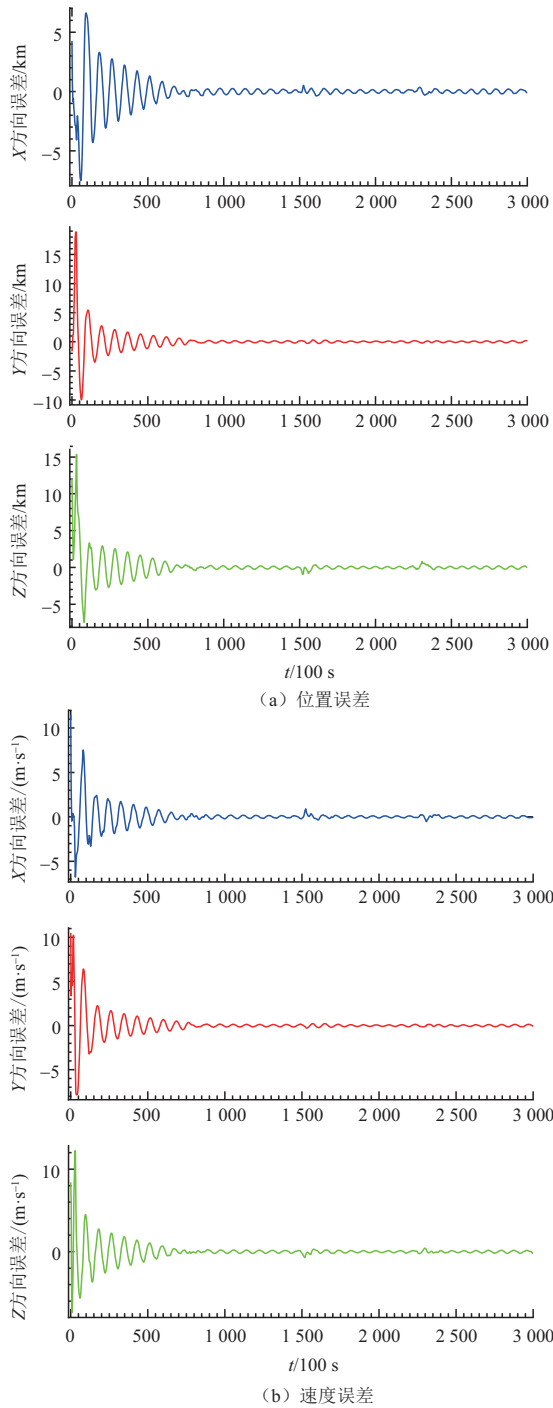


图8 环月轨道联合导航位置-速度误差

Fig.8 Position-velocity errors of integrated navigation for circumlunar orbit

表4 环月轨道位置与速度误差结果

Table 4 Position and velocity error results for the circumlunar orbit

导航方法	X方向/m	Y方向/m	Z方向/m	误差/m
传统XPNAV	1 067.02	400.33	1039.24	1 733.26
联合导航	122.11	106.56	129.35	231.10

Halo轨道在传统3星脉冲星导航和中继星联合导航时的位置误差与速度误差收敛曲线如图9~10所示,随着观测时间的增加,位置误差与速度误差逐渐收敛,且联合导航收敛后的波动更小。两种方法在参考坐标系3个方向的位置误差如表5所示,通过比较两种方法位置估计误差,可看出所提方法在3个方向精度均有提升,分别提升了79.3%、58.8%、59.3%,航天器位置估计平均误差由2 097.40 m降低至768.05 m,导航精度提高了63.38%。

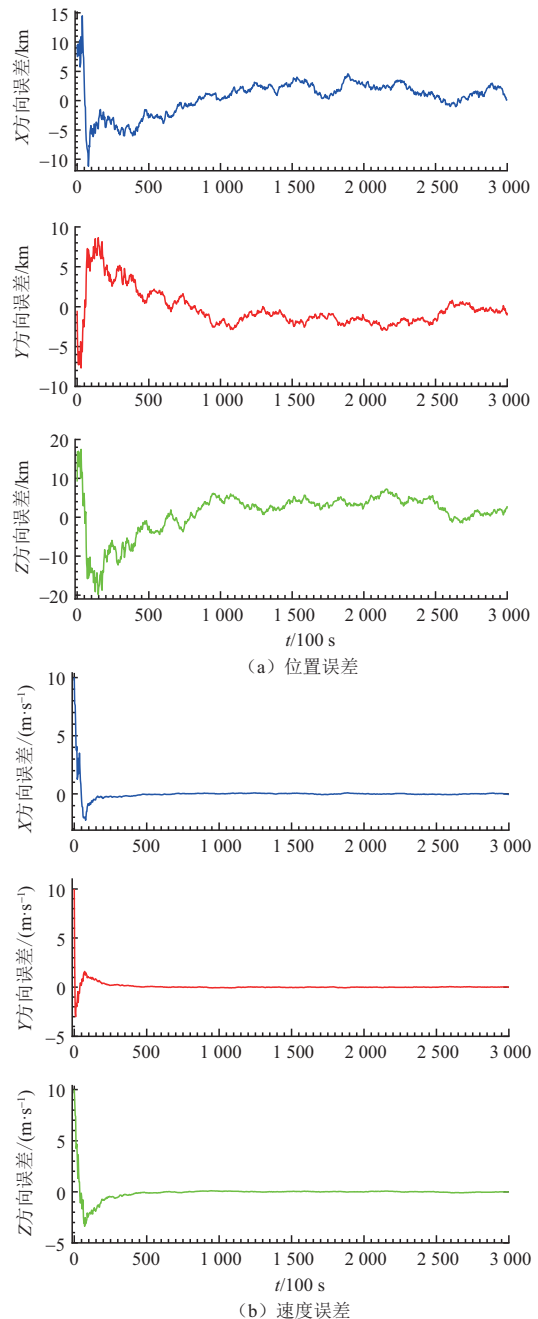


图9 Halo轨道传统XPNAV导航位置-速度误差

Fig.9 Position-velocity errors of conventional XPNAV for Halo orbit

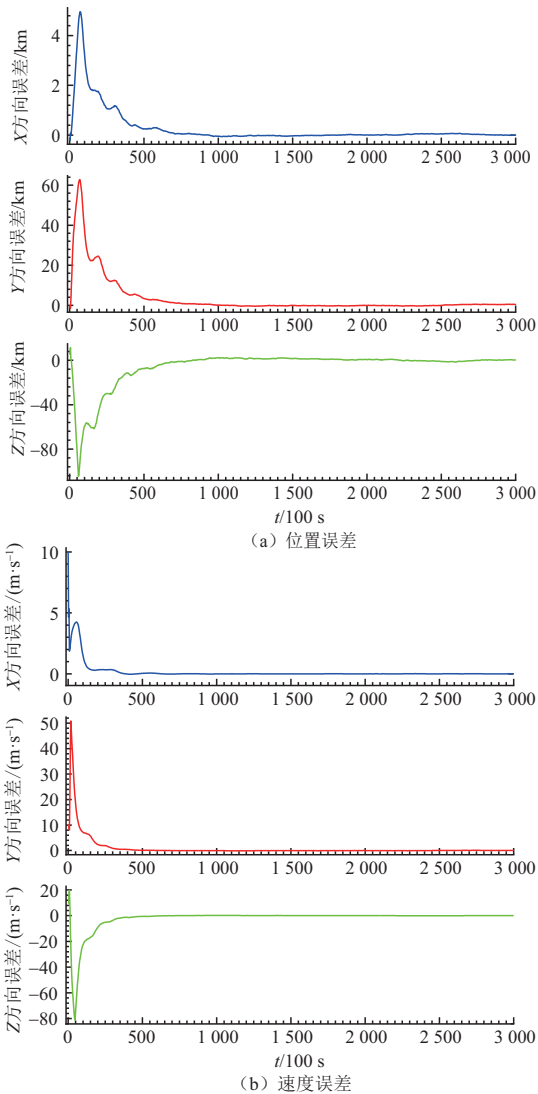


图10 Halo轨道联合导航位置-速度误差

Fig.10 Position-velocity errors of integrated navigation for Halo orbit

表5 Halo轨道位置与速度误差结果

Table 5 Position and velocity error results for Halo orbit

导航方法	X方向/m	Y方向/m	Z方向/m	误差/m
传统XPNAV	900.20	748.43	1 557.73	2097.40
联合导航	185.52	308.27	634.25	768.05

综合上述结果可知,在环月轨道与Halo轨道场景下,引入中继星测距信息的联合导航方法均提升了导航精度与系统稳定性。

3.2 双中继星联合脉冲星导航

从3.1小节可以看出,环月及Halo轨道导航精度均有较大的提升。为进一步提高导航精度,利用2颗中继星和1颗脉冲星进行联合导航,增加1颗环月椭圆冻结轨道中继星,中继星轨道参数如表6所示^[35]。

表6 中继星2轨道参数

Table 6 Orbital parameters of relay satellite 2

参数	参数值
半长轴/km	9 750.7
偏心率	0.7
倾角/(°)	63.2
近地点幅角/(°)	90
升交点赤经/(°)	0
真近点角/(°)	0

环月轨道和Halo轨道在双中继星联合导航时的位置与速度误差收敛曲线如图11~12所示,随着观测时间的增加,位置误差与速度误差逐渐收敛。环月轨道在x、y与z方向的位置误差分别为129.12、99.70、75.62 m, Halo轨道在x、y与z方向的位置误差分别为44.32、76.81、200.58 m。两种轨道的位置估计平均误差分别为187.23、236.24 m。相较于传统脉冲星导航,其位置精度分别提高了90.11%、88.73%。

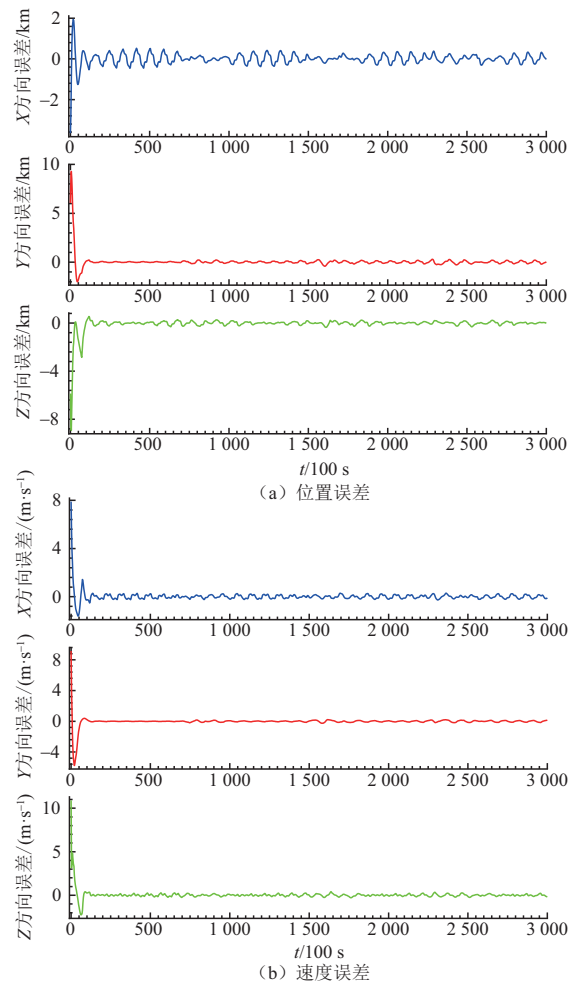


图11 环月轨道双中继星联合导航位置-速度误差

Fig.11 Position-velocity errors of integrated navigation of two relay satellites for circumlunar orbit

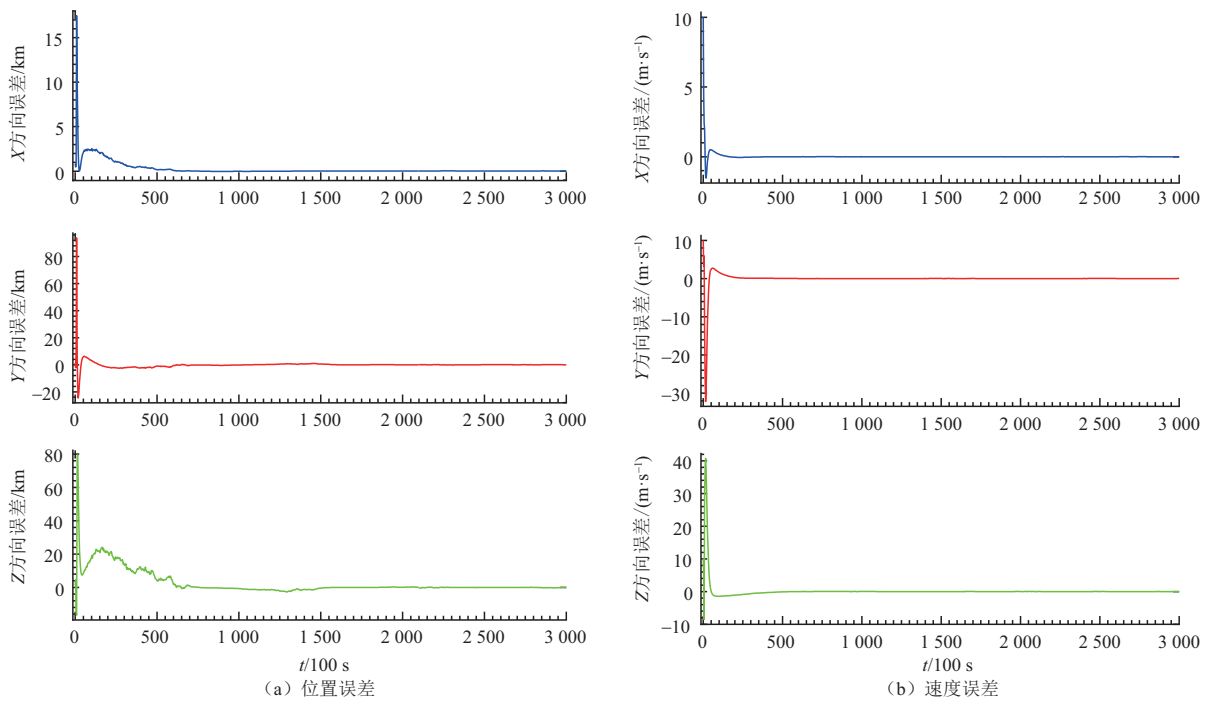


图12 Halo轨道双中继星联合导航卫星位置-速度误差

Fig.12 Position-velocity errors of integrated navigation of two relay satellites for Halo orbit

在上述对比的基础上, 本文进一步补充了3颗中继星导航的仿真情况, 以验证增加中继星数量对导航精度的影响。从实际应用考虑, 设第3个中继星与中继星2布设于同一轨道, 初始轨道相位差180°。环月轨道和 Halo 轨道在3中继星导航时的位置误差与速度

误差收敛曲线如图13~14所示, 结果表明, 在环月轨道和 Halo 轨道下, 3中继星方案的位置估计平均误差分别降低至89.99 m和92.87 m, 较双中继星联合导航方法进一步提升。其精度提升主要源于利用中继星提供的高精度测距信息能够显著约束航天器位置。

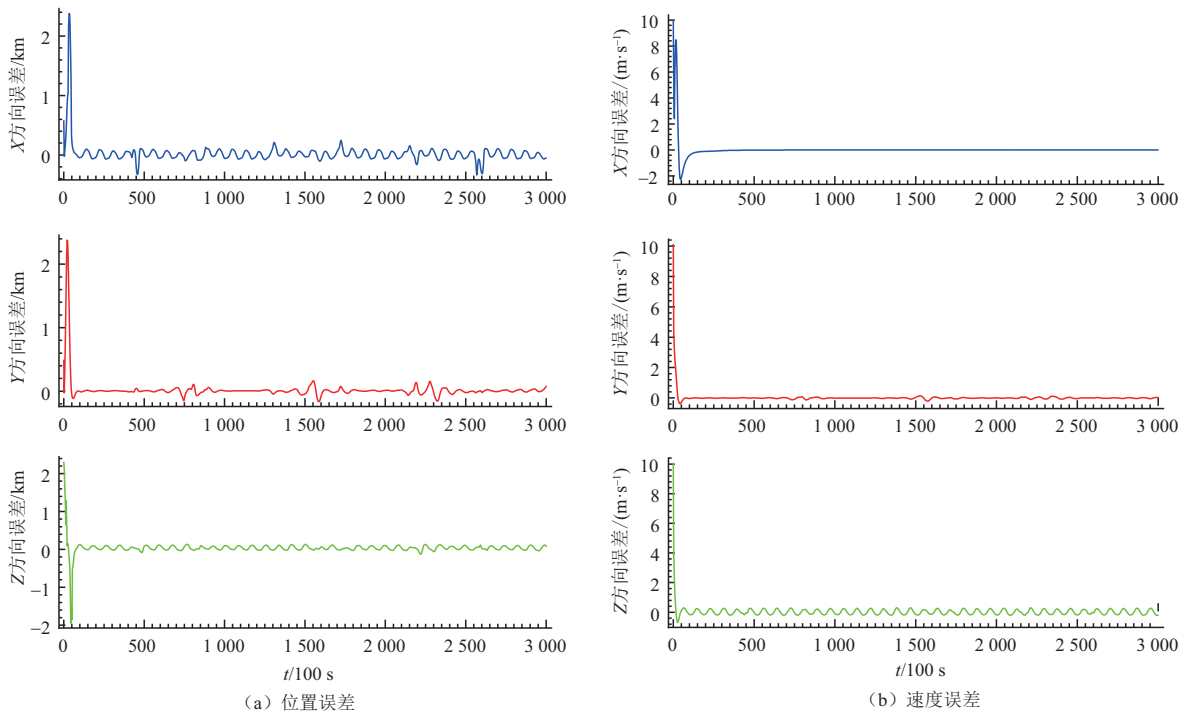


图13 环月轨道3中继星联合导航位置-速度误差

Fig.13 Position-velocity errors of navigation of three relay satellites for circumlunar orbit

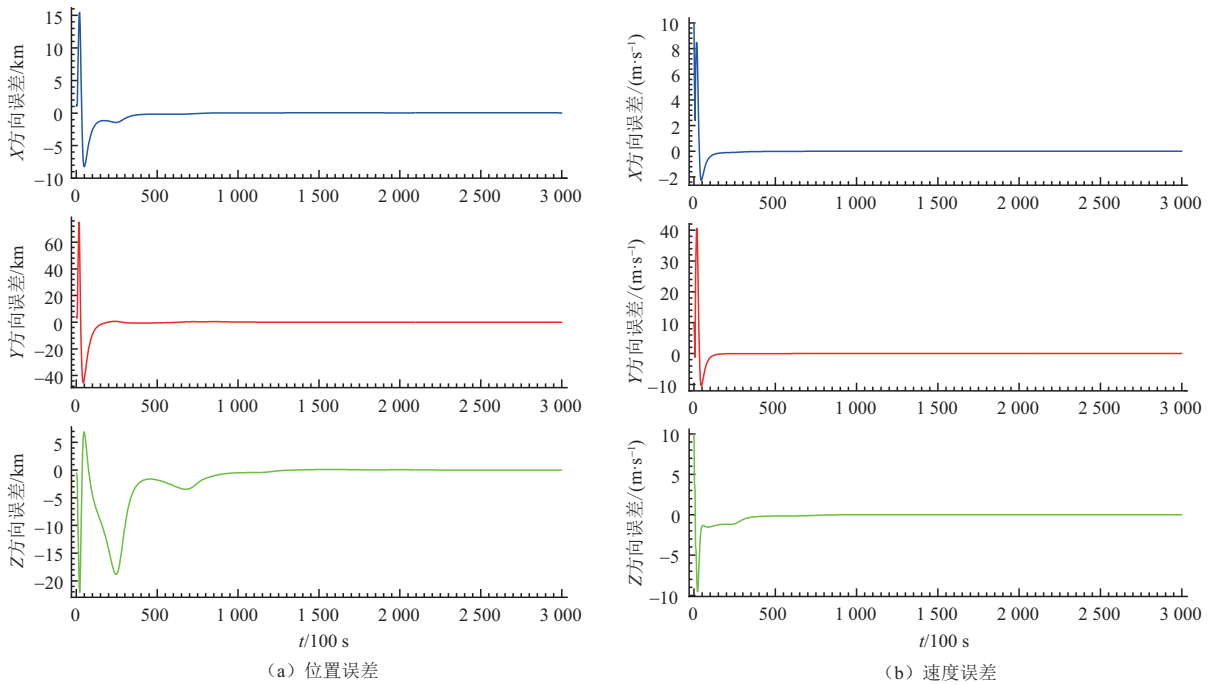


图 14 Halo 轨道 3 中继星导航卫星位置-速度误差
 Fig.14 Position-velocity errors of navigation of three relay satellites for Halo orbit

4 种导航方法在位置和速度误差方面的对比结果如图 15 和图 16 所示, 可知 4 种导航方法位置和速度误差均可收敛, 双中继星联合导航、3 中继星导航和传统 XPNV 收敛速度相当, 均能在较短时间内将误差控制在稳定范围内; 但单中继星联合导航方法收敛速度相对较慢。同时, 两种联合导航方法收敛后误差波动较小, 在误差收敛后的波动幅度显著小于传统 XPNV 方法, 体现出更优的误差稳定性与系统鲁棒性。尤其在收敛阶段后, 联合导航方法在

位置与速度估计精度方面均明显优于传统方案。此外, 3 中继星联合导航虽然在精度进一步提升, 但受限于“鹊桥”中继星数量与部署规模, 其结果仅作为方法可扩展性验证, 本文主要关注 1~2 颗中继星的联合导航方法。因此通过引入“鹊桥”星座卫星的高精度测距观测, 构建新的联合观测模型, 在保留脉冲星导航自主性和深空覆盖优势的同时, 引入了外部高精度测量手段, 有效提升导航精度和可靠性。

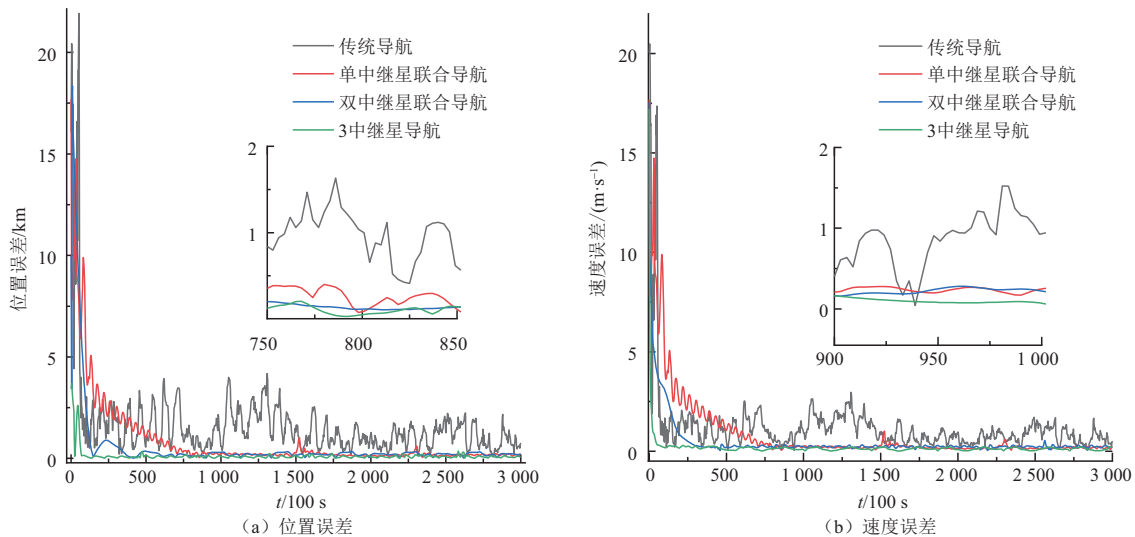


图 15 环月轨道 4 种方法对比
 Fig.15 Comparison of four methods for circumlunar orbit

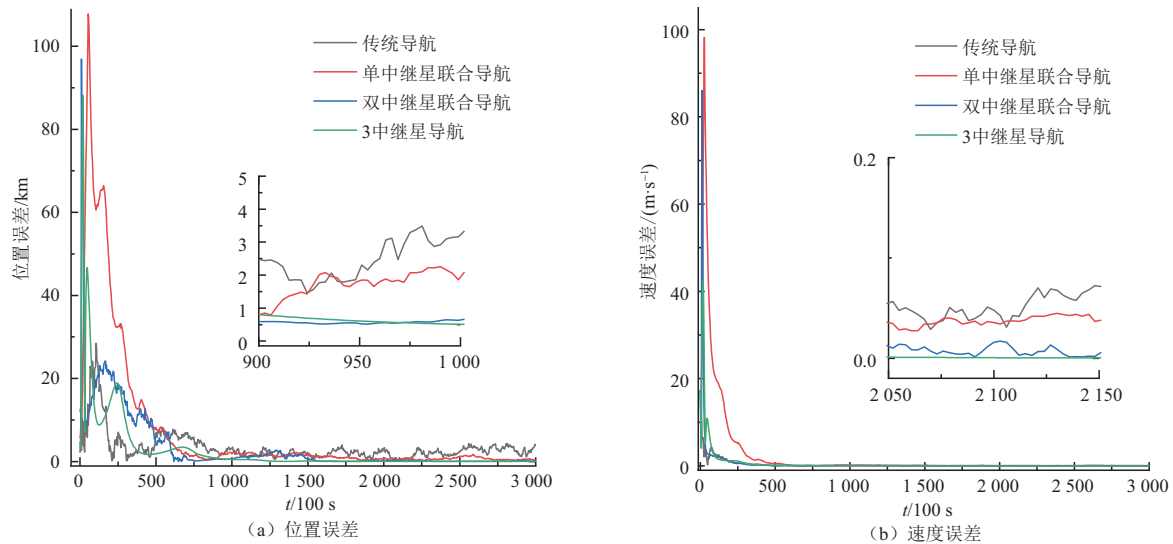


图16 Halo轨道4种方法对比

Fig.16 Comparison of four methods for Halo orbit

4 结 论

为降低地月空间航天器导航对地面测控网的依赖,本文利用“鹊桥”中继星到航天器的距离信息与X射线脉冲星观测数据相结合,提出了“鹊桥”通导遥星座与X射线脉冲星联合导航方法。在环月轨道与地月L1平动点Halo轨道进行仿真分析,该方法在位置估计精度方面相较于传统XPNAV具有显著提升,导航精度由千米量级提升至百米量级,充分验证了所提方法的有效性。

在当前地月空间航天器对高精度导航的迫切需求下,中继星因数量和部署规模受限,难以覆盖复杂多样的任务需求。X射线脉冲星导航作为新兴的天文导航技术,可为近地、深空轨道乃至太阳系外航天器提供全源的导航信息。在“鹊桥”中继星数量有限的情况下,可选取脉冲星与中继星组合,构建联合导航系统;而随着后续任务中继星部署规模的不断扩大,导航系统将有更加丰富的星源选择,可通过增加中继星数量并优化选星组合的方法,构建更高精度的复杂任务场景导航体系。

为进一步提升“鹊桥”星座与脉冲星联合导航精度,未来计划从3个方向深入推进:一是提高联合导航观测信息获取精度,如脉冲星时延估计精度;二是优化导航滤波算法,提升导航系统在非理想条件下的鲁棒性;三是研究选星策略,结合任务特征进行选星与链路布局优化。为未来中国地月空间导航系统建设提供切实可行的技术支撑,特别是在服务探月四期、载人探测乃至更深空探测方面发挥重要作用。

参 考 文 献

- [1] 包为民,汪小卫. 地月空间探索与开发的思考[J]. 宇航学报, 2022, 43(6):705-712.
BAO W M, WANG X W. Some thoughts about cislunar exploration and exploitation[J]. *Journal of Astronautics*, 2022, 43(6):705-712.
- [2] 张园园,邢雷. 从美盟《阿尔忒弥斯协定》等太空政策看国际地月空间霸权争夺[J]. 国际太空, 2024(2):26-31.
ZHANG Y Y, XING L. The race for cis-lunar dominance: a study of the Artemis accords and contemporary space policy dynamics[J]. *Space International*, 2024(2):26-31.
- [3] 吴伟仁,刘继忠,唐玉华,等. 中国探月工程[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(5):405-416.
WU W R, LIU J Z, TANG Y H, et al. China lunar exploration project [J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(5):405-416.
- [4] 丛佃伟,吴富梅,李崇辉,等. 地月空间航天器自主导航技术及研究进展[J]. 无线电工程, 2025, 55(2):317-322.
CONG D W, WU F M, LI C H, et al. Autonomous navigation technology and research advances of cislunar space spacecraft[J]. *Radio Engineering*, 2025, 55(2):317-322.
- [5] 王帅. 国外地月空间通信与导航服务系统发展研究[J]. 航天器工程, 2024, 33(3):88-94.
WANG S. Research on development of foreign cislunar space communications and navigation service system[J]. *Spacecraft Engineering*, 2024, 33(3):88-94.
- [6] NOREEN G K. An integrated mobile satellite broadcast, paging, communications and navigation system[J]. *IEEE Transactions on Broadcasting*, 1990, 36(4):270-274.
- [7] YANG Y, GAO W, GUO S, et al. Introduction to BeiDou-3 navigation satellite system[J]. *Navigation*, 2019, 66:7-18.
- [8] CUI J X, SHI H L, HEN J B, PEI J. The transmission link of CAPS navigation and communication system[J]. *Science in China*, 2009, 52(3):402-411.
- [9] 谢浩然,詹亚锋,王晓伟,等. 卫星通导一体化技术及其在探月中的应用[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(2):154-162.
XIE H R, ZHAN Y F, WANG X W, et al. Communication-navigation integration technology and its application in lunar exploration[J].

- Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(2):154-162.
- [10] 段建锋,李颢,李翠兰,等. “嫦娥4号”中继星使命轨道段定轨计算与分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(3):247-253.
DUAN J F, CHEN M, ZHANG Y, et al. Orbit determination and analysis of Chang' E-4 relay satellite on mission orbit[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(3):247-253.
- [11] 马传令,刘勇,陈明,等. CE-4中继星使命轨道维持与动量轮卸载联合控制方法[J]. 宇航学报, 2020, 41(4):389-397.
MA C L, LIU Y, CHEN M, et al. A combined control method of Chang'e-4 relay satellite's mission orbit-keeping maneuver and momentum wheel unloading[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(4):389-397.
- [12] ZHANG L H, XIONG L, SUN J, et al. System design and validation of Queqiao-2 lunar relay communication satellite[J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(5):23-39.
- [13] SHEIKH S I. The use of variable celestial X-ray Sources for spacecraft navigation[D]. Maryland: University of Maryland, 2005.
- [14] 帅平. X射线脉冲星导航系统原理与方法[M]. 北京:中国宇航出版社, 2009.
- [15] 王安国. 现代天文导航及其关键技术[J]. 电子学报, 2007, (12):2347-2353.
WANG A G. Modern celestial navigation and the key techniques[J]. Acta Electronica Sinica, 2007, 35(12):2347-2353.
- [16] 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):527451.
ZHENG W, WANG Y S, JIANG K, et al. Overview of X-ray pulsar-based navigation methods[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(3):527451.
- [17] WOOD K S. Navigation studies utilizing the NRL-801 experiment and the ARGOS satellite[C]//Proceedings of Optical Engineering and Photonics in Aerospace Sensing. Orlando: AIAA, 1993.
- [18] 熊凯,魏春岭,李连升,等. 基于扩维QLEKF的脉冲星/星间定向组合导航[J]. 航空学报, 2023, 44(3):193-205.
XIONG K, WEI C L, LI L S, et al. Pulsar/inter-satellite LOS integrated navigation based on augmented QLEKF[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(3):526232.
- [19] SONG S B, XU L P, ZHANG H, et al. Novel X-ray communication based XNAV augmentation method using X-ray detectors[J]. Sensors, 2015, 15(9):22325-22342.
- [20] ZHANG L, FANG H Y, BAO W M, et al. Enhanced X-ray pulsar navigation based on ranging information of a satellite[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2022, 94(10):1872-1882.
- [21] ZHOU Y, WU P, LI X. Adaptive navigation algorithm under abnormal measurements in libration-point mission[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 54(1):246-256.
- [22] 王璞. 月球探测器地月转移段自主天文导航算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2021.
WANG P. Research on autonomous celestial navigation algorithm for lunar probe's Earth-Moon transfer segment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [23] LIU J K, WANG W B, ZHANG H, et al. Autonomous orbit determination and timekeeping in lunar distant retrograde orbits by observing X-ray pulsars[J]. Navigation, 2021, 68(4):687-708.
- [24] 高永飞. 以地月空间站为空间港的载人月球探测轨道问题研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2019.
GAO Y F. Study on transfer trajectories of manned lunar exploration with LEO space station and lunar orbital station as spaceport[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021.
- [25] 梁菲,王奕迪,郑伟. 空间物体观测平动点轨道自主导航方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2):109-116.
LIANG F, WANG Y D, ZHENG W. Autonomous navigation method of spacecraft in libration point orbit based on space objects observations[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2):109-116.
- [26] 刘林,王歆. 月球探测器轨道力学[M]. 北京:国防工业出版社, 2006.
- [27] 张云,钱九悦,洪中华,等. 欧美月球GNSS规划现状分析综述[J]. 导航定位与授时, 2024, 11(3):1-15.
ZHANG Y, QIAN J Y, HONG Z H, et al. Review of lunar GNSS planning in Europe and America[J]. Navigation Positioning and Timing, 2024, 11(3):1-15.
- [28] 徐哲宇,谷德峰,杜兰,等. 地月空间导航技术综述[J]. 导航定位与授时, 2025, 12(1):1-13.
XU Z Y, GU D F, DU L, et al. A review of cislunar space navigation technology[J]. Navigation Positioning and Timing, 2025, 12(1):1-13.
- [29] 李茂登,荆武兴,黄翔宇. 考虑月球扁率修正的月球卫星自主导航[J]. 宇航学报, 2012, 33(7):896-902.
LI M D, JING W X, HUANG X Y. Autonomous navigation for lunar satellite with lunar oblateness correction[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(7):896-902.
- [30] 吴小婧,曾凌川,巩应奎. DRO计算及其在地月系中的摄动力研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(5):883-892.
WU X J, ZENG L C, GONG Y K. DRO computation and its perturbative force in the Earth-Moon system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(5):883-892.
- [31] SU J Y, FANG H Y, BAO W M, et al. Fast simulation of X-ray pulsar signals at a spacecraft[J]. Acta Astronaut, 2020, 166:93-103.
- [32] 李成. 基于X射线源的测距增强导航地面验证系统[D]. 西安:西安电子科技大学, 2021.
LI C. Ground verification system for range finding and enhanced navigation based on X-ray source[D]. Xi'an: Xidian University, 2021.
- [33] 方海燕,刘兵,李小平,等. 一种基于最优频段的X射线脉冲星累积轮廓时延估计方法[J]. 物理学报, 2016, 65(11):317-325.
FANG H Y, LIU B, LI X P, et al. Time delay estimation method of X-ray pulsar observed profile based on the optimal frequency band[J]. Acta Physica Sinica, 2016, 65(11):317-325.
- [34] EMADZADEH A A, SPEYER J L. X-ray pulsar-based relative navigation using epoch folding[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47(4):2317-2328.
- [35] PIETRO G, ANTOINE G, PAOLO Z, et al. Moonlight navigation service—how to land on peaks of eternal light[C]//Proceedings of 72nd International Astronautical Congress (IAC). Dubai, United Arab Emirates: [s.n.], 2021.

作者简介:

方海燕(1974-),女,教授,博士生导师,主要研究方向:自主导航理论及应用、信号检测与处理。本文通信作者。

通讯地址:西安电子科技大学空间科学与技术学院(710126)

E-mail:hyfang@xidian.edu.cn

Research on Integrated Navigation Utilizing Queqiao Communication Navigation and Remote Sensing Constellation System with Pulsars

FANG Haiyan¹, LIU Yijun¹, LI Xiaoping¹, ZHAO Qutong¹, ZHANG Li¹,
HE Xiongwen², CHEN Chaoji², ZHONG Zhaofeng²

(1. School of Aerospace Science and Technology, Xidian University, Xi'an 710126, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: To address issues such as strong dependence on ground-based measurement and control in high-precision navigation of spacecraft in cislunar space, a high-precision navigation approach integrating X-ray pulsar and Queqiao constellation information. By coupling the X-ray pulsar observation data with the spacecraft ranging information provided by Queqiao Communication-Navigation-Remote Sensing constellation and incorporating cislunar orbital dynamics models, a joint navigation observation model of the Queqiao constellation and pulsars was constructed, and the navigation accuracy of the circumlunar orbit and the Earth-Moon L1 libration point Halo orbit was analyzed. Simulation results demonstrate that improvements of 90.11% and 88.73% in position accuracy for the two orbits have been achieved with the accuracy increasing from 1.73 km and 2.10 km to 187 m and 236 m compared with traditional X-ray pulsar navigation (XPNAV). The joint navigation method proposed in this paper can significantly enhance the navigation and positioning performance, and provide theoretical reference and technical support for navigation applications in tasks such as cislunar space resource exploitation.

Keywords: Queqiao Communication-Navigation-Remote Sensing constellation; X-ray pulsar navigation; cislunar space navigation

Highlights:

- The fusion navigation method combining X-ray pulsar and Queqiao constellation is proposed. The method reduces the dependence of the Earth-Moon spacecraft on ground measurement and control by coupling the X-ray pulsar observation data with spacecraft ranging information provided by Queqiao navigation remote constellation.
- A joint observation model integrating multiple pulsars and multiple relay satellites is established to flexibly adapt to different orbital application requirements and improve the stability and accuracy of navigation.
- The impact of different number of relay satellites on navigation accuracy is analyzed. The proposed method achieves navigation accuracies of 187 m and 236 m in the circumlunar orbit and the Earth-Moon L1 libration point Halo orbit, respectively, which are improved by 90.1% and 88.7% compared with traditional methods.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]