

空间物体观测平动点轨道自主导航方法

梁菲, 王奕迪, 郑伟

(国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘要: 针对地月平动点轨道航天器自主导航问题, 提出一种基于空间物体观测的自主导航方法, 空间物体是指运行在近地轨道的已编目目标。该方法利用航天器携带的星敏感器, 测量北斗卫星相对于航天器的角信息, 进而估计出最优的位置和速度。首先对星敏感器视场、地球遮挡和太阳干扰约束进行分析, 筛选了可供观测使用的北斗卫星。然后利用Fisher信息矩阵对系统进行可观性分析, 在初选结果的基础上选出最优观测目标。最后, 以运行在地月平动点轨道的航天器为例进行仿真。仿真结果表明, 在仿真时长为20 h的情况下, 其定位精度可收敛至1 km以下。

关键词: 地月平动点轨道; 航天器自主导航; 空间物体; Fisher信息矩阵

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)02-0109-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20230015

引用格式: 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.

Reference format: 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.

引言

地月平动点轨道具有与主天体距离远、运动周期长、轨道幅值大的特性^[1]。其是深空探测任务的潜在应用轨道, 也是研究的热点。“阿尔忒弥斯”(Artemis)任务计划建立月球轨道空间站和基地^[2]。美国国家航空航天局(National Aeronautics Space and Administration, NASA)提出在围绕月球的近直线晕轨道(Near Rectilinear Halo Orbit, NRHO)部署深空门户空间站^[3]。“嫦娥四号”中继星在地月L2平动点Halo轨道运行, 为月背探测提供中继通信服务^[4]。但位于该类轨道的航天器往往具有飞行环境未知和自主性要求高的特点, 因此对导航定位能力提出了更高的要求。

深空探测任务多采用地基无线电导航, 该技术需保证航天器与地面测控系统持续通讯, 对地面站的要求较高^[5]。因此, 仅利用航天器携带的测量设备进行自主导航是目前研究的重点。天文导航技术以自然天体为导航参照物, 通过星载设备测量自然天体相对于航天器的矢量进行定位导航。其中星光角距天文导航可实现月球探测器地月转移轨道自主导航^[6]。相关学者提出了基于星光角距和单程无线电差分测距/差分测速的组合导航方法, 该方法可探测月球背面, 并具有较高

的精度^[7]。X射线脉冲星导航技术利用宇宙中脉冲星自旋辐射的X射线进行导航, 其具有自主性强、误差不随时间积累的特性, 可作为一项新技术支持深空探测任务, 但脉冲星的星历误差会导致定位精度不高^[8]。平动点轨道具有引力场旋转但非对称的特点, 运行于该轨道的卫星仅依靠星间测距即可实现长期自主定轨^[9], 但该方法收敛时间较长。

本文提出了一种基于空间物体观测的平动点航天器自主导航方法。航天器利用携带的星敏感器观测空间物体^[10], 测量这些空间物体相对于自身方位的信息, 再结合空间物体的星历, 即可确定自身位置。Driedger等^[11]研究了使用星敏感器对空间物体进行探测的可行性, 主要包括空间物体和飞行器的相对位置、空间物体的星历误差及空间物体的亮度对测量精度的影响。Pierce^[12]提出了一种星敏感器观测和惯性测量单元紧组合的自主导航方法, 研究了飞行器观测空间物体导航的性能, 并通过仿真分析了其精度。美国霍尼韦尔公司于2022年在一架E170飞机上演示了基于空间物体的组合导航技术, 确保即使在全球定位系统(Globe Positioning System, GPS)信号拒止的情况下, 飞行器也能进行导航定位, 并实现了25 m的定位精度。相比其它自主导航方法, 基于空间物体的自主

导航具有明显优势。首先该方法的导航信息源为空间物体,数量多、分布广、选择范围较大并且不易被摧毁;其次使用光学信号导航,不易被干扰且测量设备与传统星光导航类似,技术成熟无需添加额外的设施。

本文提出的自主导航方法仅依靠星敏感器测角信息解算航天器的位置和速度。能否利用测量值解算出航天器的状态量依靠的是该系统的可观性,因此还需对自主导航系统的可观性进行分析,本文使用Fisher信息矩阵法^[13]对系统进行可观性分析。

1 地月平动点轨道航天器自主导航模型

1.1 轨道动力学模型

本文基于旋转坐标系的圆形限制性三体问题(Circular Restricted Three-Body Problem, CRTBP)对地月平动点轨道航天器自主导航进行分析。旋转坐标系如图1所示, x 轴由地球指向月球, y 轴在月球轨道面内垂直于 x 轴, z 轴与系统角动量方向平行。地球和月球绕质心 O 以恒定角速度 ω 旋转。

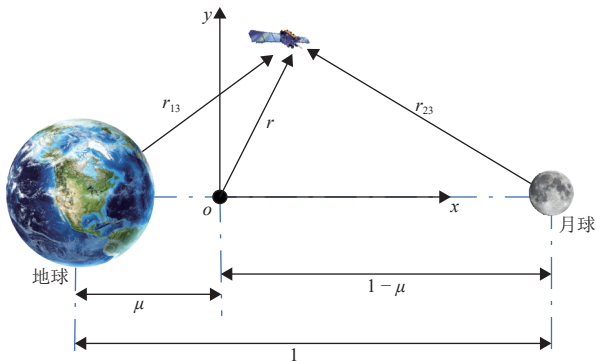


图1 旋转坐标系
Fig. 1 Synodic frame

在旋转坐标系建立无量纲轨道动力学方程^[14], 航天器在旋转坐标系下的状态量定义为 $\mathbf{X}_{sy} = [x_{sy}, y_{sy}, z_{sy}, \dot{x}_{sy}, \dot{y}_{sy}, \dot{z}_{sy}]^T$ 。

$$\begin{cases} \ddot{x}_{sy} - 2\dot{y}_{sy} = \frac{\partial \hat{U}}{\partial x_{sy}} \\ \ddot{y}_{sy} + 2\dot{x}_{sy} = \frac{\partial \hat{U}}{\partial y_{sy}} \\ \ddot{z}_{sy} = \frac{\partial \hat{U}}{\partial z_{sy}} \end{cases} \quad (1)$$

$$\hat{U} = \frac{1}{2} [(x_{sy}^2 + y_{sy}^2) + \mu(1-\mu)] + \frac{1-\mu}{r_{13}} + \frac{\mu}{r_{23}} \quad (2)$$

其中: \hat{U} 为系统的有效引力势。

$$r_{13} = \sqrt{(x_{sy} + \mu)^2 + y_{sy}^2 + z_{sy}^2} \quad (3)$$

$$r_{23} = \sqrt{(x_{sy} - 1 + \mu)^2 + y_{sy}^2 + z_{sy}^2} \quad (4)$$

雅各比积分常数满足条件

$$C = 2\hat{U} - (\dot{x}_{sy}^2 + \dot{y}_{sy}^2 + \dot{z}_{sy}^2) \quad (5)$$

该动力学方程以无量纲形式定义, 要得到航天器在地心惯性坐标系(Earth-Centered Inertial Frame, ECI)的状态量, 还需进行坐标转换。首先对CRTPB中的特征参数进行无量纲化, 即

$$\begin{cases} t = t^* \tau \\ \mathbf{r}_{sy}(t) = l^* \mathbf{r}_{sy}(\tau) \\ \dot{\mathbf{r}}_{sy}(t) = v^* \dot{\mathbf{r}}_{sy}(\tau) \end{cases} \quad (6)$$

其中: t^* 、 l^* 、和 v^* 是特征参数, 分别为无量纲的时间、长度和速度; τ 为时间常数; \mathbf{r}_{sy} 为航天器在旋转坐标系的位置。

然后将航天器在旋转坐标系的坐标转换到地月质心惯性坐标系, 地月质心惯性系的原点位于地月质心, 其三轴指向和ECI坐标系对应三轴指向相互平行。坐标转换关系为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_b(t) \\ \dot{\mathbf{r}}_b(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{B/R} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \dot{\mathbf{C}}_{B/R} & \mathbf{C}_{B/R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{sy}(t) \\ \dot{\mathbf{r}}_{sy}(t) \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{C}_{B/R} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\dot{\mathbf{C}}_{B/R} = \begin{bmatrix} -\omega \sin \theta & -\omega \cos \theta & 0 \\ \omega \cos \theta & -\omega \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中: $\mathbf{C}_{B/R}$ 和 $\dot{\mathbf{C}}_{B/R}$ 为由 θ 定义的状态转移矩阵; θ 为旋转坐标系绕地月质心惯性坐标系旋转的瞬时角; ω 为角速度; \mathbf{r}_b 为航天器在地月质心惯性坐标系的位置。

最后将航天器在地月质心惯性坐标系中的坐标转换到ECI坐标系中。

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_b(t) + \mu l^* [\cos \theta \quad \sin \theta \quad 0]^T \quad (10)$$

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = \dot{\mathbf{r}}_b(t) + \mu l^* \omega [-\sin \theta \quad \cos \theta \quad 0]^T \quad (11)$$

其中: \mathbf{r} 表示航天器在ECI坐标系中的位置矢量; μ 的值为0.01215。

1.2 测量模型

使用星敏感器对空间物体进行探测, 得到航天器相对于空间物体的角位置, 测量值用方位角 α 和俯仰角 β 来表示, 测量模型^[15]为

$$\begin{cases} \alpha = \arctan\left(\frac{y-y_i}{x-x_i}\right) + u_1 \\ \beta = \arctan\left(\frac{z-z_i}{\sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2}}\right) + u_2 \end{cases} \quad (12)$$

其中: $[x, y, z]^T$ 是航天器在ECI坐标系的位置; $[x_i, y_i, z_i]^T$ 是第*i*个空间物体在ECI坐标系的位置; $[u_1, u_2]^T$ 是星敏感器的测量噪声。

1.3 导航解算流程

基于空间物体观测的平动点轨道航天器自主导航方法基本原理: 航天器利用携带的星敏感器测量空间物体相对于自身方位的信息, 然后根据空间物体的星历信息, 通过滤波解算确定航天器的位置和速度, 具体流程如下。

Step1: 建立光学约束模型, 对空间物体进行可见性分析。

Step2: 在可见性分析结果的基础上, 使用Fisher信息矩阵法对系统进行可观性分析。

Step3: 采用Fisher信息矩阵的行列式作为选星的优化指标函数。

Step4: 计算选择不同空间物体得到的优化指标函数值, 选择函数值最大的空间物体作为观测对象。

Step5: 使用UKF^[16] (Unscented Kalman Filter) 解算航天器的位置和速度。

2 空间物体的选择

2.1 空间物体可见性分析

对空间目标进行可见性分析需要建立光学约束模型, 本文考虑的约束条件主要包括: 地球遮挡、太阳干扰和星敏感器视场。

地球遮挡约束是指当航天器和空间物体的连线穿过地球或其大气层时, 空间物体无法被航天器探测到^[17], 地球遮挡约束如图2所示, θ_i 是地心*O*相对于航天器的单位矢量与空间物体相对于航天器的单位矢量之间的

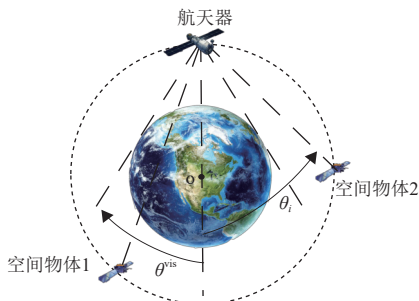


图2 地球遮挡约束
Fig. 2 Earth occlusion constraint

夹角, θ^{vis} 为能观测到空间物体时的临界角, 地球遮挡约束为

$$d_i = r_i^{so} - r \quad (13)$$

$$\theta_i = \arccos \frac{-r \cdot d_i}{\|r\| \cdot \|d_i\|} \quad (14)$$

$$\theta^{vis} = \arcsin \frac{R+h}{\|r\|} \quad (15)$$

其中: d_i 为第*i*个空间物体相对于航天器的方向矢量; r_i^{so} 为第*i*个空间物体在ECI坐标系中的位置矢量; $-r$ 为地心*O*相对于航天器的位置矢量; R 为地球的平均半径; h 为大气层的厚度; $\|r\|$ 是航天器位置矢量的模。

当 $\|d_i\| > \|r\| \cdot \cos \theta^{vis}$, 且 $\theta_i > \theta^{vis}$ 时, 空间物体可被星敏感器观测到; 当 $\|d_i\| < \|r\| - (R+h)$, 空间物体也可被星敏感器观测到。

太阳干扰约束是指逆向太阳光观测空间物体时观测结果不清楚。太阳干扰约束如图3所示, r_{sun} 是太阳相对于航天器的方向矢量, R_{o1} 是星敏感器光轴单位方向矢量, θ_{sun} 是太阳相对于航天器的单位方向矢量与星敏感器光轴单位方向矢量之间的夹角。太阳干扰约束的表达式^[18]为

$$\theta_{sun} = \arccos \frac{R_{o1} \cdot r_{sun}}{\|r_{sun}\|} > \theta_{sun}^{min} \quad (16)$$

当 θ_{sun} 大于临界值 θ_{sun}^{min} 时, 星敏感器可正常工作。

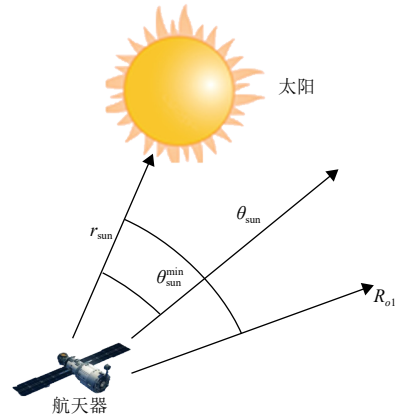


图3 太阳干扰约束
Fig. 3 Diagram of solar interference

星敏感器的视场约束是影响空间物体可见性的最主要因素, 星敏感器视场约束如图4所示。 R_{o1} 是星敏感器光轴单位矢量, d_i 是空间物体相对于航天器的矢量, FWHM (Full Width Half Maximum) 为星敏感器半视场角, θ_d 为空间物体相对于航天器的单位矢量和星敏感器光轴单位矢量之间的夹角, 星敏感器视场约

束条件的表达式为

$$\theta_d = \arccos \frac{\mathbf{d}_i \cdot \mathbf{R}_{o1}}{\|\mathbf{d}_i\|} < \text{FWHM} \quad (17)$$

当 θ_d 小于星敏传感器半视场角FWHM时,空间物体可以被航天器观测到。

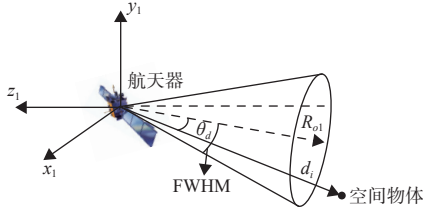


图4 星敏传感器视场约束
Fig. 4 Constraint of sensor FOV

2.2 基于可观性分析的空间物体选择

本节基于可观性分析对空间物体进行选择。可观性反映了导航系统在有限时间内观测量确定状态量的能力^[19],通过选择空间物体可提升系统的可观性,从而提高导航精度。使用Fisher信息矩阵去衡量导航系统的可观性,将Fisher信息矩阵的行列式 $\det(\mathbf{F}_{k|k})$ 作为系统可观性的评价指标。航天器携带星敏传感器观测不同的空间物体,可得到数值不同的 $\det(\mathbf{F}_{k|k})$,选择使 $\det(\mathbf{F}_{k|k})$ 达到最大的空间物体作为观测目标^[20]。Fisher信息矩阵的递推方法步骤如下。

1) 航天器在旋转坐标系中的状态方程为

$$\mathbf{x}_k^{\text{sy}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k^{\text{sy}}) + \mathbf{w}_k \quad (18)$$

其中: \mathbf{w}_k 表示系统噪声; \mathbf{x}_k^{sy} 为航天器在旋转坐标系中的状态量。

2) 对 \mathbf{x}_k^{sy} 进行UT变换(Unscented Transformation)后得到 $2n+1$ 个采样点 $\chi_{i,k}^{\text{sy}}$,计算时间更新后的样本点 $\chi_{i,k+1|k}^{\text{sy}}$ 。

$$\chi_{i,k+1|k}^{\text{sy}} = \mathbf{f}(\chi_{i,k}^{\text{sy}}) \quad (19)$$

3) 将时间更新后的样本点进行坐标转换,得到ECI坐标系的样本点 $\chi_{i,k+1|k}$ 。然后对Fisher信息矩阵进行递推。

$$\mathbf{x}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^m \chi_{i,k+1|k} \quad (20)$$

其中: ω_i^m 为权重系数。

$$\mathbf{P}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i^c [\chi_{i,k+1|k} - \mathbf{x}_{k+1|k}] [\chi_{i,k+1|k} - \mathbf{x}_{k+1|k}]^T + \mathbf{Q}_{k+1} \quad (21)$$

$$\mathbf{F}_{k+1|k} = \mathbf{P}_{k+1|k}^{-1} \quad (22)$$

其中: $\mathbf{F}_{k+1|k}$ 是动力学模型传递更新后的Fisher信息矩阵,该矩阵获得来自观测的新息之后,即可得到 $k+1$ 时刻的Fisher信息矩阵 $\mathbf{F}_{k+1|k+1}$ 。

$$\mathbf{F}_{k+1|k+1} = \mathbf{F}_{k+1|k} + \sum_{i=1}^{M_{k+1}} (\mathbf{H}_{k+1}^i)^T \mathbf{R}_{k+1}^{-1} \mathbf{H}_{k+1}^i \quad (23)$$

其中: M_{k+1} 是星敏传感器观测到的空间物体的个数。

航天器在ECI坐标系的测量方程为

$$\mathbf{z}_k^i = \mathbf{h}_k^i(\mathbf{x}_k) + \boldsymbol{\varepsilon}_k^i \quad (24)$$

\mathbf{h}_k^i 对航天器位置 \mathbf{r}^T 求偏导,即可得到 \mathbf{H}_k^i

$$\mathbf{H}_k^i = [\nabla \mathbf{h}_k^i \quad \mathbf{0}_{2 \times 3}] \quad (25)$$

3 仿真实验

3.1 仿真条件

以运行在地月平动点轨道的航天器作为仿真对象。本文将空间物体限定为北斗卫星。选取分布在中轨道(Middle Earth Orbit, MEO)、地球静止轨道(GeoSynchronous Orbit, GEO)和倾斜地球同步轨道(Inclined GeoSynchronous Orbit, IGSO)上的50颗卫星作为观测目标。北斗卫星星历来源于Space-Track网站发布的TLE(Two Line Element)数据。以航天器位置的均方根误差(Root Mean-Squared Error, RMSE)作为导航估计精度的评价指标。

$$\text{RMSE}(k) = \sqrt{\frac{1}{N_r} \sum_{s=1}^{N_r} [(x_k^s - \hat{x}_k^s)^2 + (y_k^s - \hat{y}_k^s)^2 + (z_k^s - \hat{z}_k^s)^2]} \quad (26)$$

其中: N_r 为打靶次数; (x_k^s, y_k^s, z_k^s) 和 $(\hat{x}_k^s, \hat{y}_k^s, \hat{z}_k^s)$ 分别为第 s 次打靶 k 时刻航天器位置的真实值和估计值,初始仿真条件如表1所示。

表1 初始仿真参数

Table 1 Initial values of simulation

仿真条件	参数
起始时间	2022年8月8日00:00:00
仿真时长/h	20
采样间隔/s	60
测量精度	2.4
平动点航天器初始位置误差/km	[10 10 10]
北斗卫星星历误差/m	[10 10 10]
初始速度误差/(m·s ⁻¹)	[10 10 10]
星敏传感器半视场角/(°)	4
打靶次数	100

3.2 仿真结果

本节给出了L3、L4、L5平动点轨道航天器观测常驻空间物体导航的仿真结果, 平动点轨道的参数如表2所示。地月系旋转坐标系下的平动点分布如图5所示。

表2 平动点轨道参数

Table 2 Values of the libration point orbits

平动点	轨道类型	周期/d	振幅/km	初始相位/(°)
L3	垂直周期轨道	27	40 460	10
L4	平面短周期轨道	25	30 790	10
L5	平面短周期轨道	29	41 500	10

仿真开始时刻在ECI坐标系星传感器的光轴指向如表3所示。位于L3、L4和L5平动点轨道上的航天器携带2个星传感器, 分别记为1号和2号星传感器。

位于L3、L4、L5地月平动点轨道上的航天器观测北斗卫星时可见性分析的结果如图6所示, 仿真时长为20 h, 可以看出不同时刻星传感器观测到的空间物体数量不同。

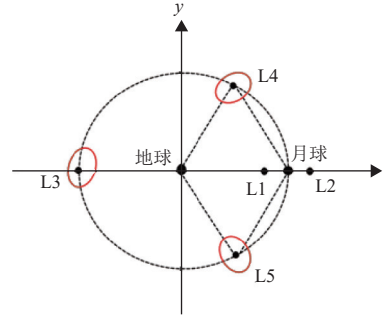


图5 平动点分布

Fig. 5 Distribution of libration points

表3 星传感器光轴指向

Table 3 Optical axis direction of star sensor

平动点	1号星传感器	2号星传感器
L3	[0.27 0.86 0.42]	[0.12 0.90 0.42]
L4	[-0.75 0.58 0.32]	[-0.84 0.44 0.32]
L5	[0.95 0.28 0.12]	[0.89 0.44 0.12]

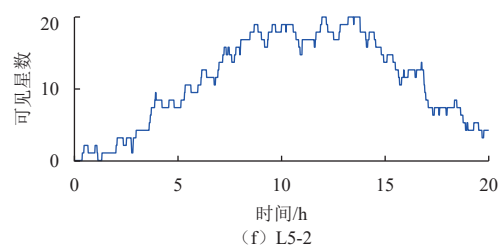
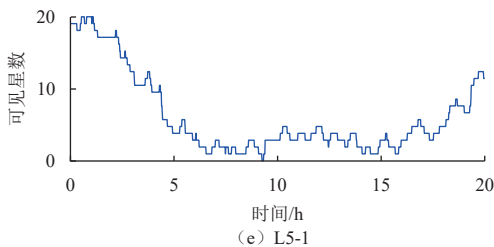
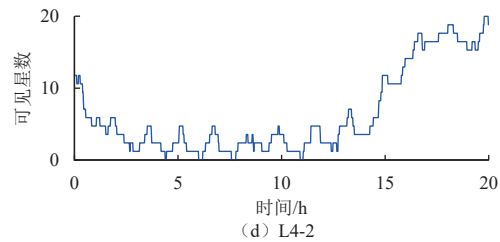
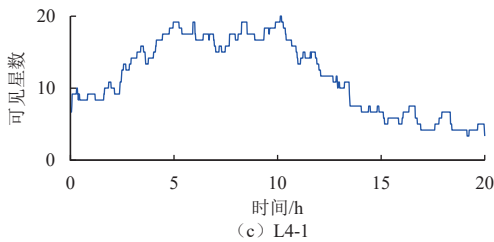
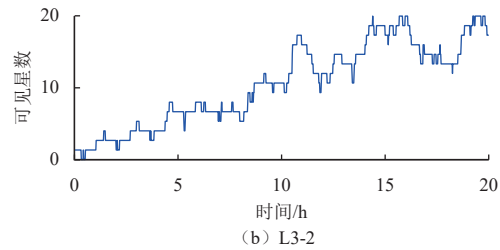
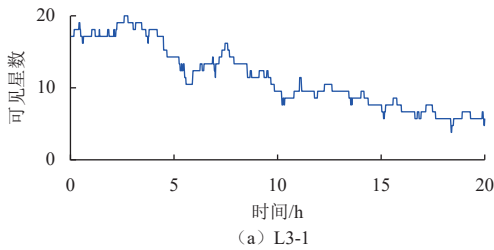
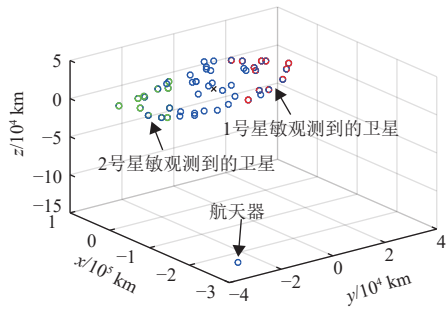


图6 可观测到的北斗卫星数量

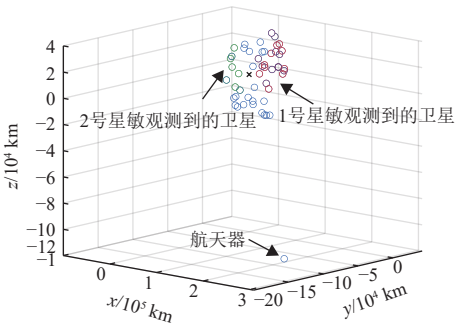
Fig. 6 Number of visible Beidou satellites

仿真时长为34 560 s时航天器和北斗卫星的相对位置分布如图7所示, 其中1号星传感器观测到的卫星分布在红色区域, 2号星传感器观测到的卫星分布在绿色区域, 不可见的卫星分布在蓝色区域, 这是由于2个星传感器的光轴方向不同以及光学约束造成的。

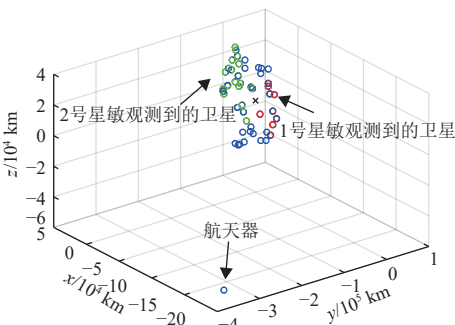
L3平动点轨道、L4平动轨道、L5平动点轨道航天器观测空间物体导航时的位置估计误差曲线如图8所示。当仿真时长为20 h时, 3种轨道的定位精度均可达到1 km以下, 说明该导航方法对于地月空间自主导航具有较为广泛的适用性。



(a) L3-航天器



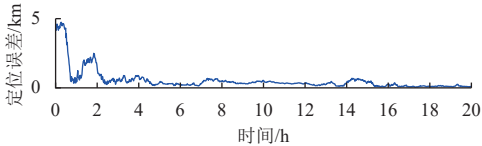
(b) L4-航天器



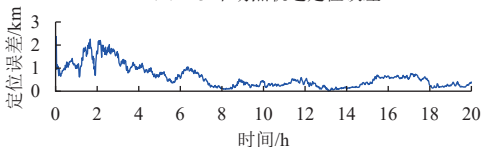
(c) L5-航天器

图7 航天器和北斗卫星相对位置

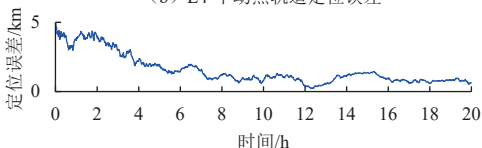
Fig. 7 Relative position between spacecraft and Beidou satellites



(a) L3-平动点轨道定位误差



(b) L4-平动点轨道定位误差



(c) L5-平动点轨道定位误差

图8 平动点轨道位置估计误差曲线

Fig. 8 Position estimation errors of libration point

以L5平动点轨道为例给出了单星敏感器和双星敏感器观测时的位置估计误差曲线如图9所示,可以看出采用双星敏感器观测时,位置估计误差显著下降,说明采用双星敏感器可有效提升导航定位精度。

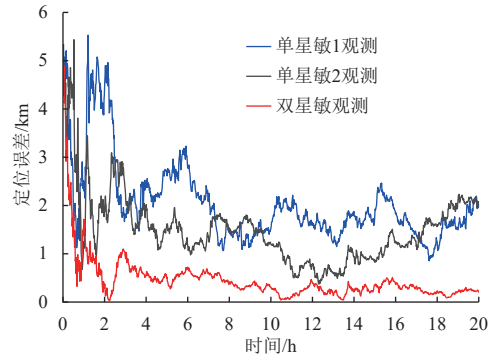


图9 不同个数星敏感器定位结果对比

Fig. 9 Position estimation errors with different numbers of star sensors

以L5平动点轨道为例给出了采用不同测角精度的星敏感器观测空间物体时的位置估计误差曲线如图10所示,可以看出使用的星敏感器测角精度越高,位置估计误差越小。因此选取测角精度较高的星敏感器可有效提升导航精度。

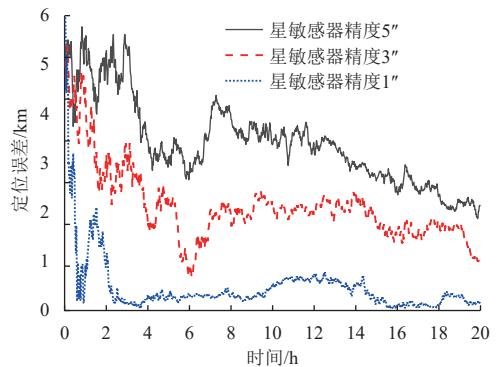


图10 不同测角精度位置估计误差对比

Fig. 10 Comparison of position estimation errors with different angular measurement accuracies

以L5平动点轨道为例,对使用脉冲星导航、星光角距导航和观测空间物体导航3种方法进行对比。脉冲星观测PSR B1937+21、PSR B1821-24、PSR B0531+21,每颗脉冲星观测2 h,脉冲到达时间(Time-Of-Arrival, TOA)精度设为10 μs。星光矢量导航中,航天器通过观测地心矢量和来自3个不同方向的恒星星光进行导航,测角精度3"。3种导航方法的位置估计误差曲线如图11所示,可以看出观测空间物体导航和脉冲星导航都可以收敛,但观测空间物体导航的定位精度优于脉冲星导航。星光角距导航的定位误差大、收敛

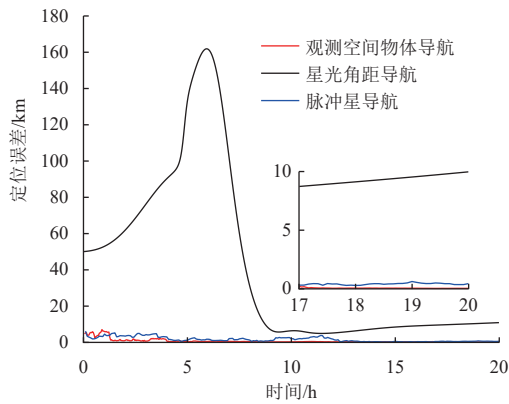


图 11 不同方法位置估计误差对比

Fig. 11 Comparison of position estimation errors with different methods

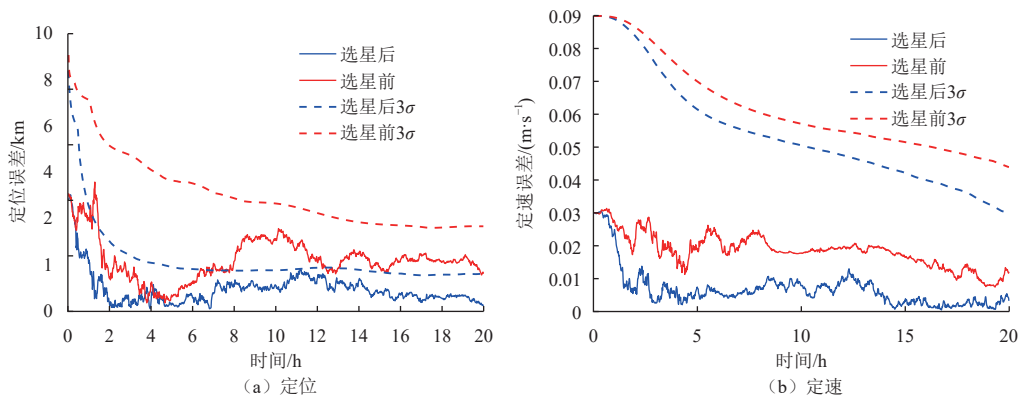


图 12 选星前后位置误差估计曲线

Fig. 12 Comparison of position estimation errors before and after satellite selection

4 结 论

本文提出了一种基于空间物体观测的地月平动点航天器自主导航方法。首先将北斗卫星作为观测目标并完成可见性分析,选出可供观测的卫星。然后使用Fisher信息矩阵对系统进行可观性分析,对观测目标进行优选。最后通过UKF解算得到航天器的位置和速度。仿真结果显示,该方法实现了百米级定位精度,可为地月平动点航天器自主导航提供一种新思路。

参 考 文 献

- [1] 周洋. 月球平动点导航卫星系统关键技术研究[D]. 南京:南京理工大学, 2020.
ZHOU Y. Research on key technologies of lunar libration-point navigation satellite system[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2020
- [2] 陈泽煜,贺永宁,宋宁,等. 美国阿尔忒弥斯载人登月计划进展[J]. 空间电子技术, 2022, 19(6): 75-84.
CHEN Z Y, HE Y N, SONG N, et al. Progress of the U. S. Artemis lunar program[J]. *Space Electronic Technology*, 2022, 19(6): 75-84.
- [3] WHITLEY R, MARTINEZ R. Options for staging orbits in cislunar

时间长,当导航至第5 d时,误差呈发散趋势,这主要是因为该导航系统的可观性较差。可得到观测空间物体导航的定位精度优于其它2种方法。

以L5平动点轨道为例, Fisher信息矩阵法选星前后的位置、速度估计误差曲线和 3σ 包络线如图12所示。从图12可看出位置和速度估计误差显著降低,并且定位精度提升了91.4%。由仿真结果可知,选星之后的Fisher信息矩阵的行列式为723 994,选星之前的Fisher信息矩阵的行列式为461 996。选星之后Fisher信息矩阵行列式的值明显增大,说明选星后导航系统的可观性更优,可提供更高的定位定速精度,证明使用Fisher信息矩阵选择观测目标可提升导航性能。

space[C]//Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. Big Sky: IEEE, 2016.

- [4] 张立华,熊亮,王鹏,等. “嫦娥4号”中继星任务分析与系统设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2018, 5(6): 515-523.
ZHANG L H, XIONG L, WANG P, et al. The mission analysis and system design of Chang'e-4 lunar relay communication satellite[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(6): 515-523.
- [5] 郝万宏,潘程吉. 深空探测无线电地基导航的统计信号处理方法[M]. 北京:清华大学出版社, 2020.
HAO W F, PAN C J. Stastical signal processing for deep space radiometric navigation[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2020.
- [6] 魏二虎,孙聃石,揭元翔. 基于星光角距的月球探测器地月转移轨道天文导航研究[J]. 测绘地理信息, 2020, 45(5): 13-15.
WEI E H, SUN D S, JIE Y X. The celestial navigation of the lunar probe in transfer orbit based on the star lighting angle[J]. *Journal of Geomatics*, 2020, 45(5): 13-15.
- [7] 宁晓琳,梁晓钰,吴伟仁,等. 月球探测器天文测角/单程无线电时间差分测距/差分测速导航方法[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 129-138.
NING X L, LIANG X Y, WU W R, et al. Lunar probe navigation based on celestial angle measurement, one-way radio time-differenced distance and time differenced velocity measurement[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(11): 129-138.
- [8] 郑伟,李治泽,李连升,等. 脉冲星导航在载人火星探测中的应用[J].

- 载人航天, 2022, 28(5): 613-619.
- ZHENG W, LI Z Z, LI L S, et al. Application of pulsar-based navigation in manned Mars exploration[J]. *Manned Spaceflight*, 2022, 28(5): 613-619.
- [9] HILL K A. Autonomous navigation in libration point orbits[D]. Boulder: University of Colorado, 2007.
- [10] ZHAO L, WANG Y D, WEI Z. Space-based optical observations on space debris via multipoint of view[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2020(2): 1-12.
- [11] DRIEDGER M, FERGUSON P A. Feasibility study of an orbital navigation filter using resident space object observations[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2021, 4(3): 622-628.
- [12] PIERCE S J. Modeling navigation system performance of a satellite-observing star tracker tightly integrated with an inertial measurement unit[D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2015.
- [13] 欧阳威. 火星探测器自主导航方案设计与分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2017.
- OUYANG W. Mars autonomous navigation scheme design and analysis[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017.
- [14] CHARLS K. HERMES CubeSat constellation enhancement by novel pointing strategies and cislunar space extension investigation[D]. Milano: Politecnico Di Milano Department of Aerospace Science and Technology, 2021.
- [15] STOKES G, VO C, SRIDHARAN R, et al. The space-based visible program[C]//Proceedings of Space 2000 Conference and Exposition. Long Beach, CA, USA: AIAA, 2000.
- [16] SIMON J J, JEFFREY K U. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2004, 92(3): 401-422.
- [17] LEONARD F, EMAMI M R. A multi-spacecraft formation approach to space debris surveillance[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 491-504.
- [18] 刘翔春. 空间目标光学监视卫星轨道设计及任务规划[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- LIU X C. Orbit design and task planning of optics surveillance satellite for space objects[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.
- [19] 王大轶, 侯博文, 王炯琦, 等. 航天器自主导航状态估计方法研究综述[J]. *航空学报*, 2021, 42(4): 72-89.
- WANG D Y, HOU B W, WANG J Q, et al. State estimation method for spacecraft autonomous navigation: review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(4): 72-89.
- [20] JOHN L C, JOHN L J. Optimal estimation of dynamic systems[M]. Second Edition, Newyork: CRC Press LLC, 2011.
- 作者简介:
梁菲(1995-), 女, 硕士研究生, 主要研究方向: 航天器自主导航。
 通信地址: 湖南省长沙市开福区德雅路109号(410073)
 电话: 13054172155
 E-mail: 454259863@qq.com
王奕迪(1986-), 男, 副教授, 主要研究方向: 非线性系统状态估计。
本文通信作者。
 通信地址: 湖南省长沙市开福区德雅路109号(410073)
 电话: 13874952981
 E-mail: wangyidi_nav@163.com

Autonomous Navigation Method of Spacecraft in Libration Point Orbit Based on Space Objects Observations

LIANG Fei, WANG Yidi, ZHENG Wei

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to achieve the autonomous operation of spacecraft in the Earth-Moon libration point orbits, an autonomous navigation method using space objects observations was proposed in this paper. Space objects refer to the catalogued space targets orbiting the Earth. In this method, the motion states of spacecraft can be estimated according to the angles between the spacecraft and space objects. Firstly, the constraints of star sensor field of view, earth occlusion and solar interference were analyzed, and Beidou satellites for observation are selected. Next, Fisher information matrix was adopted to analyze the observability of the system, and the optimal observation targets were selected based on the observability analysis results. Finally, spacecraft in Earth-Moon libration point orbit were selected to verify the feasibility of the proposed autonomous navigation method. The simulation results show that the positioning accuracy of the proposed method can converge to less than 1km when the simulation time are 20 hours.

Keywords: Earth-Moon libration point; autonomous navigation; space object; Fisher information matrix

Highlights:

- An autonomous navigation method using space objects observations is proposed in this paper.
- Selecting observation objects by Fisher information matrix improves navigation performance.
- The proposed method has better performance than navigation methods using X-ray pulsars or starlight angular distance.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]