

基于恒星光行差效应的地月空间航天器自主导航方法

刘付成^{1,2}, 李木子^{2,3}, 彭杨^{2,3}, 孙俊^{2,3}, 刘景熙^{2,3}

(1. 上海航天技术研究院, 上海 201199; 2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201199;
3. 上海航天控制技术研究所, 上海 201199)

摘要: 为提高地月往返航天器导航效率与在轨生存能力、减小地面测控负担, 提出了一种仅利用背景恒星成像观测的地月空间自主导航方法。根据恒星光行差效应建立观测模型, 结合轨道动力学模型及扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)实现对航天器轨道状态量的估计。针对识别出的大天体引力场干扰及小视场约束下导航精度下降问题, 提出了基于模型预测的大天体引力场处理模型及多视场协同自主导航精度提升方法。Monte-Carlo仿真试验表明, 提出的方法可有效修正大行星引力场引起的光线偏折及小视场对导航精度的影响, 实现了地月空间长时导航位置精度RMS优于3 km, 速度精度RMS优于0.2 m/s。

关键词: 光行差; 自主导航; 天文导航; 地月空间

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)02-0159-10

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220109

引用格式: 刘付成, 李木子, 彭杨, 等. 基于恒星光行差效应的地月空间航天器自主导航方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2): 159-168.

Reference format: LIU F C, LI M Z, PENG Y, et al. An autonomous navigation method for spacecraft in cislunar space using stellar aberration observation[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 159-168.

引言

现有航天器的导航技术主要依靠地基观测设备和天基导航星座, 通过构建测量链路实现航天器轨道状态量的确定。对于地月空间运行航天器, 运行区域超出天基导航星座服务范围, 而随着地面测控负担不断加重及航天器在轨生存能力需求的不断提升, 自主导航方式展现出巨大的应用前景。其中天文导航以其导航基准分布广泛、导航信息丰富及高可靠性等特点更是成为自主导航研究的热点领域^[1]。目前的天文导航主要以敏感天体地平^[2-3]和日地月天文测角^[4-5]作为测量方式。近年来, 随着深空探测对高稳定性自主导航需求的加深, 新型天文导航不断涌现, 如基于脉冲星观测^[6-8]、恒星频移测速^[9-12]及太阳震荡光谱时延测距^[13-14]等。

恒星作为空间中最为丰富的导航基准, 以往研究与工程应用主要是用于姿态确定^[15]。随着光敏传感器成像能力及恒星星表精度的不断提升^[16], 使利用恒星观测过程中的其它效应进行导航成为可能。光行差效应是指在恒星观测中由观测者运动速度与光速结合产生的一种光学效应。其表现为由于观测者与参考架(参

考架中背景恒星视线方向不变)之间的相对运动导致恒星视线方向变化。在天体及星敏姿态测量领域^[17], 光行差均作为误差项需进行补偿。而该效应本身包含了航天器轨道信息, 可用于航天器自主导航。

基于恒星光行差导航的相关研究起步较晚, 20世纪90年代, 美国海军实验室研究团队在考虑一阶光行差效应的前提下建立了导航观测模型^[18]。近年来, Christian^[19]进一步从狭义相对论光行差测量原理出发, 分析各类误差源对自主导航的影响, 验证了在现有精度条件下, 基于光行差观测自主导航具有一定的现实可行性。McKee等^[20-21]对大视场成像下多恒星角距的提取, 以及星际航行时相对论效应下的导航恒星识别问题开展了分析。Li等^[22]从可观测性角度论证了基于光行差导航的理论可行性。Xiong等^[23-24]结合紫外敏感传感器以及星间测向等观测数据自主导航精度的提升情况。

基于光行差导航具有较高的理论研究价值和应用前景, 现有研究主要是针对近地环绕型航天器展开, 缺少深空背景下基于光行差效应的自主导航分析现状。

本文拟开展基于光行差效应的地月空间航天器自主导航研究, 构建基于恒星角距测量的自主导航观测模型, 同时面向太阳系大天体引力场干扰及小视场约束下导航精度下降问题, 提出基于模型预测的大行星引力场处理模型, 以及多视场协同的自主导航精度提升方法, 最后通过数值仿真对比分析地月转移轨道下基于光行差自主导航精度以及限制因素处理效果。

1 基于恒星光行差效应导航观测模型

基于恒星光行差效应导航首先需要将已有星表与视场中背景恒星进行匹配, 识别并选取所用的导航星。根据星表中提供的星历数据, 计算恒星视线矢量。利用该标称视线矢量与实际得到的视线矢量, 再去掉太阳系内大天体引起的光线偏折等因素, 得到由光行差导致恒星视方向的变化。根据狭义相对论可精确建立该视方向偏差与航天器轨道状态量之间的关系, 结合轨道动力学模型与滤波算法即可实现导航解算, 如图1所示。

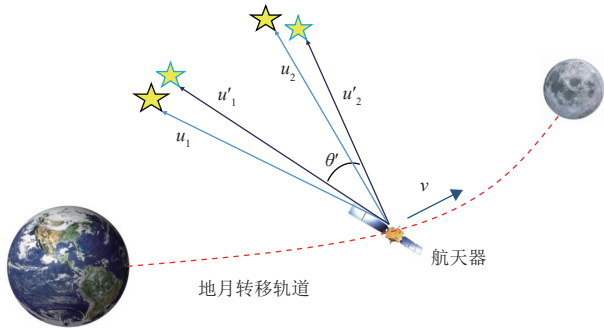


图1 基于恒星光行差导航原理示意图

Fig. 1 Principle of navigation using stellar aberration

在狭义相对论理论提出之前, 早在1728年Bradley便发现了1年之间恒星的表现位置在不断变化, 并由此根据伽利略速度合成法则和以太假说对这种现象进行了解释。狭义相对论的提出, 以太概念被推翻, 并完美地解释了光行差问题^[25]。只有在低速的情况下光行差公式中速度变换关系退化为伽利略变换关系。

在狭义相对论中, 光行差可通过Lorentz变换进行直接解释。首先定义涉及到的2类参考系, 其中一类为太阳系质心天球坐标系 (BCRF) 记为“静止系”S; 另一类为固联于航天器的本体坐标系记为“运动系”S', 那么恒星在两参考系下的坐标分别可表示为 (x, y, z, t) 、 (x', y', z', t') , 其中 t 表示时刻, 为方便导航描述, 恒星位置 $\mathbf{r} = (x, y, z)$ 分解为平行方向 \mathbf{r}_{\parallel} 与垂直方向 \mathbf{r}_{\perp} , 那么Lorentz变换形式为

$$\begin{cases} \mathbf{r}'_{\parallel} = \gamma(\mathbf{r}_{\parallel} - \mathbf{v}t) \\ \mathbf{r}'_{\perp} = \mathbf{r}_{\perp} \\ t' = \gamma\left(t - \frac{\mathbf{v}^T \mathbf{r}}{c^2}\right) \\ \gamma = \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} \end{cases} \quad (1)$$

其中: c 为光速; \mathbf{v} 为坐标系S'相对于S的速度; γ 为Lorentz因子。

假设恒星发出的光子在S系下具有速度矢量 $\boldsymbol{\omega} = \frac{d\mathbf{r}}{dt}$, 那么与在S'系下 $\boldsymbol{\omega}' = \frac{d\mathbf{r}'}{dt'}$ 之间的关系, 可由式(1)推导可得

$$\boldsymbol{\omega}' = \frac{d\mathbf{r}'}{dt'} = \frac{d\mathbf{r}'_{\parallel} + d\mathbf{r}'_{\perp}}{dt'} = \frac{\gamma(d\mathbf{r}_{\parallel} - \mathbf{v}dt) + d\mathbf{r}_{\perp}}{\gamma\left(dt - \frac{\mathbf{v}^T d\mathbf{r}}{c^2}\right)} \quad (2)$$

$$\boldsymbol{\omega}' = \frac{\gamma(\boldsymbol{\omega}_{\parallel} - \mathbf{v}t) + \boldsymbol{\omega}_{\perp}}{\gamma\left(1 - \frac{\mathbf{v}^T \boldsymbol{\omega}}{c^2}\right)} \quad (3)$$

其中: $\boldsymbol{\omega}_{\parallel}$ 、 $\boldsymbol{\omega}_{\perp}$ 分别为水平与竖直方向速度分量。

$$\boldsymbol{\omega}' = \frac{\boldsymbol{\omega} + (\gamma - 1)\langle \mathbf{v} \rangle \langle \mathbf{v} \rangle^T \boldsymbol{\omega} - \gamma \mathbf{v}}{\gamma\left(1 - \frac{\mathbf{v}^T \boldsymbol{\omega}}{c^2}\right)} \quad (4)$$

其中: 算子 $\langle \cdot \rangle$ 表示取单位矢量。

由于速度矢量可表示为光速与视单位方向乘积的形式, 即 $\boldsymbol{\omega}' = c\mathbf{u}'$ 和 $\boldsymbol{\omega} = c\mathbf{u}$, 可得到

$$\mathbf{u}' = \frac{1}{\gamma\left(1 - \frac{\mathbf{v}^T \mathbf{u}}{c}\right)} \left[\mathbf{u} + (\gamma - 1)\langle \mathbf{v} \rangle \langle \mathbf{v} \rangle^T \mathbf{u} + \frac{\gamma}{c} \mathbf{v} \right] \quad (5)$$

其中: \mathbf{u} 和 \mathbf{u}' 分别为光子在坐标系S和S'中的视单位矢量; \mathbf{v} 为在BCRF参考架由静止虚拟观测者观测到的, 具体的航天器速度还要转换到相应的导航坐标系。当导航坐标系选择非太阳质心的大天体中心惯性系时, 在现有导航精度需求下, 可直接采用经典坐标系变换进行速度转换, 无需考虑相对论效应^[19]。

单独的恒星视方向测量会引入航天器本身姿态确定导致的误差, 该误差会显著影响该方法的可行性。针对该问题, 采用星间视方向夹角观测, 可消除姿态误差的共同部分。定义2颗星的观测角为 θ 。视方向式(5)通过简单代数推导可获得^[16]

$$\cos \theta'_{ij} = \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}_j = 1 - \left(1 - \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}_j\right) \left[\frac{1 - \beta^T \beta}{(1 + \beta^T \mathbf{u}_i)(1 + \beta^T \mathbf{u}_j)} \right] \quad (6)$$

$$\beta = \frac{\mathbf{v}}{c} \quad (7)$$

其中: 下标 i, j 分别为第 i 颗恒星与第 j 颗恒星。

建立导航观测模型

$$h(\mathbf{x}_k) = h_{ij} = \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}'_j + b_{ij} = \cos \theta'_{ij} + b_{ij} \quad (8)$$

其中: b_{ij} 为测量误差。

2 导航误差分析与修正

2.1 太阳系大天体引力场修正方法

基于光行差导航的实际应用中会受到多种误差源影响, 其中星表精度、恒星自行、恒星视差等因素影响导航基准恒星空间位置准确性, 太阳系大天体引力场会导致观测到的恒星视线出现偏折。在各因素中, 基于GAIA星表构建的导航星表恒星位置精度可优于0.1 mas (毫角秒), 恒星自行与视差经处理后均在 μs (微角秒)量级。与以上2个因素相比, 太阳系大天体引力场对导航影响显著, 当恒星视线方向接近大天体时, 由引力场引起的偏差达到毫角秒量级^[9]。其对恒星视线矢量的偏折影响可建模为

$$\delta \mathbf{u} = \sum_B \frac{2GM_B}{c^2 \|\mathbf{d}_B\|} (1 + \mathbf{u}^T \mathbf{u}_B) \mathbf{d}_B \quad (9)$$

$$\mathbf{d}_B = (\mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{u}\mathbf{u}^T)(\mathbf{r}_B - \mathbf{r}) \quad (10)$$

其中: $\delta \mathbf{u}$ 为由行星引力场引起的恒星视线矢量偏移量; \mathbf{r}_B 和 \mathbf{r} 分别为引力天体与航天器位置矢量。

在进行导航解算时, 引力天体位置矢量由星表读取, 并转换到与航天器位置矢量统一的导航坐标系。本文坐标系选取为J2000地心惯性坐标系, \mathbf{u}_B 和 \mathbf{u} 分别为引力天体视线矢量与恒星视线矢量。从式(9)可发现, 计算引力场对光线的偏折量需要已知航天器与引力天体的相对位置, 而航天器位置为导航待求量, 需要导航过程中对其预先估计。考虑到基于滤波的导航解算是一种序贯处理技术, 过程需对导航待估量根据动力学模型进行时间更新, 可对航天器位置进行预先估计。因此, 针对引力场引起的测量误差问题, 可构建基于动力学模型的模型预测方式进行修正。

$$\bar{\mathbf{u}}_i = \mathbf{u}_i - \delta \bar{\mathbf{u}}_i \quad (11)$$

$$\delta \bar{\mathbf{u}}_i = \sum_B \frac{2GM_B}{c^2 \|\bar{\mathbf{d}}_B\|} (1 + \mathbf{u}^T \mathbf{u}_B) \bar{\mathbf{d}}_B \quad (12)$$

$$\bar{\mathbf{d}}_B = (\mathbf{I}_{3 \times 3} - \mathbf{u}\mathbf{u}^T)(\mathbf{r}_B - \bar{\mathbf{r}}) \quad (13)$$

其中: $\bar{\mathbf{u}}_i$ 为经过修正后的视线矢量; $\bar{\mathbf{r}}$ 为滤波解算中先

验位置状态量。

2.2 小视场约束下的自主导航精度提升方法

基于光行差效应的自主导航, 本质是一种测速导航。每个恒星视线矢量观测反演的是与恒星视线垂直平面航天器的速度。当视场较小时, 角距测量反映的速度观测主要集中在敏感器光轴垂直面, 缺乏有效反映视线方向的速度。

现有可用于恒星角距测量敏感器无法兼顾大视场与高精度测量。可通过分析构建协方差矩阵探索导航误差与视场大小的关系。

$$\mathbf{P} = \mathbf{H}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{H}^{-1} \quad (14)$$

$$\mathbf{H} = (1 - \mathbf{u}_i^T \mathbf{u}_j) \left\{ \frac{2\|\mathbf{v}\|}{(c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_i)(c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_j)} + \frac{(c - \mathbf{v}^T \mathbf{v})[(c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_i)\mathbf{u}_j + (c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_j)\mathbf{u}_i]}{(c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_i)^2 (c + \mathbf{v}^T \mathbf{u}_j)^2} \right\} \quad (15)$$

其中: \mathbf{P} 为导航状态量的协方差矩阵; \mathbf{R} 为测量噪声矩阵; \mathbf{H} 为量测矩阵, 是式(8)观测方程的Jacobian矩阵形式。

遍历不同角距, 通过计算协方差矩阵的迹可获得不同角距下导航速度状态量1 mas测量精度下不同角距观测解算出的速度误差, 如图2所示。

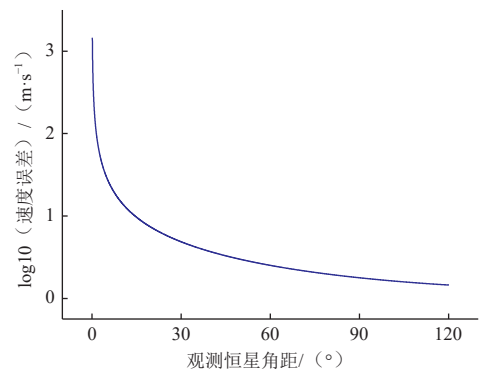


图2 1 mas观测精度下恒星测量角距与解算速度误差关系图

Fig. 2 Relationship between stellar angular distances and instantaneous velocity errors

由图2可知随着视场减小, 可测到的最大角距绝对值降低, 解算出的速度精度显著下降。为解决该问题, 可采用2种方式: ①多个视场联合构建大测量角距, 不同视场观测到恒星视线矢量联合构建大测量角距, 从而提高系统可观测性如图3所示; ②多视场小角距独立观测, 多间隔小视场在各自视场提取小观测角距, 每个时刻多个视场同时观测, 解决观测时刻特定视场下视线方向的观测缺失问题, 结果如图4所示。

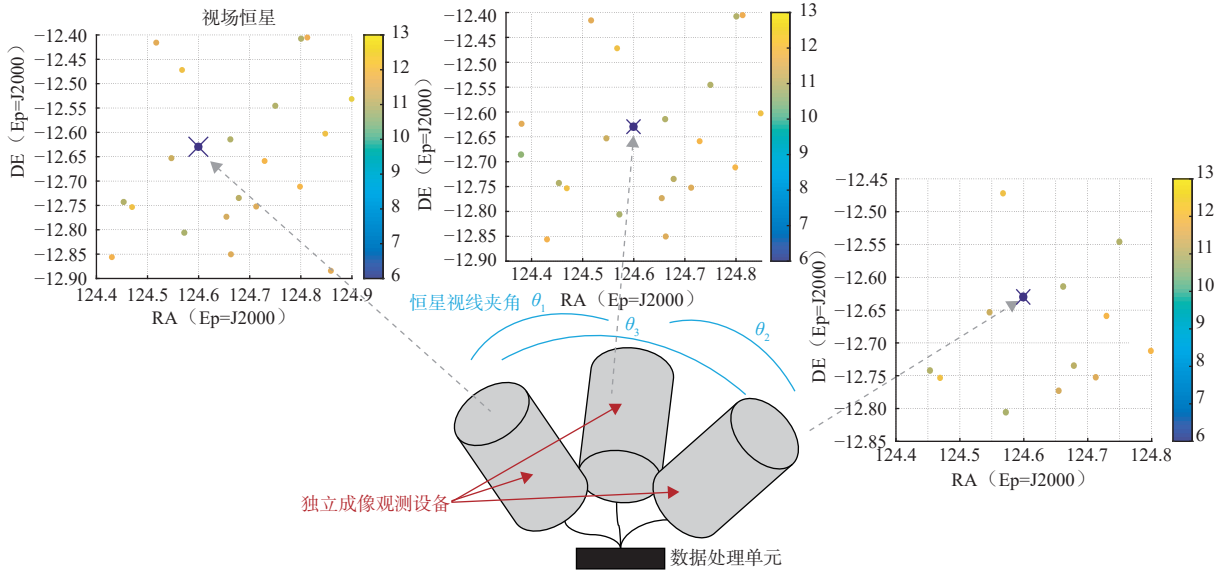


图3 多视场联合大角距观测模式图

Fig. 3 Large angular distance observation model using multi-field combination

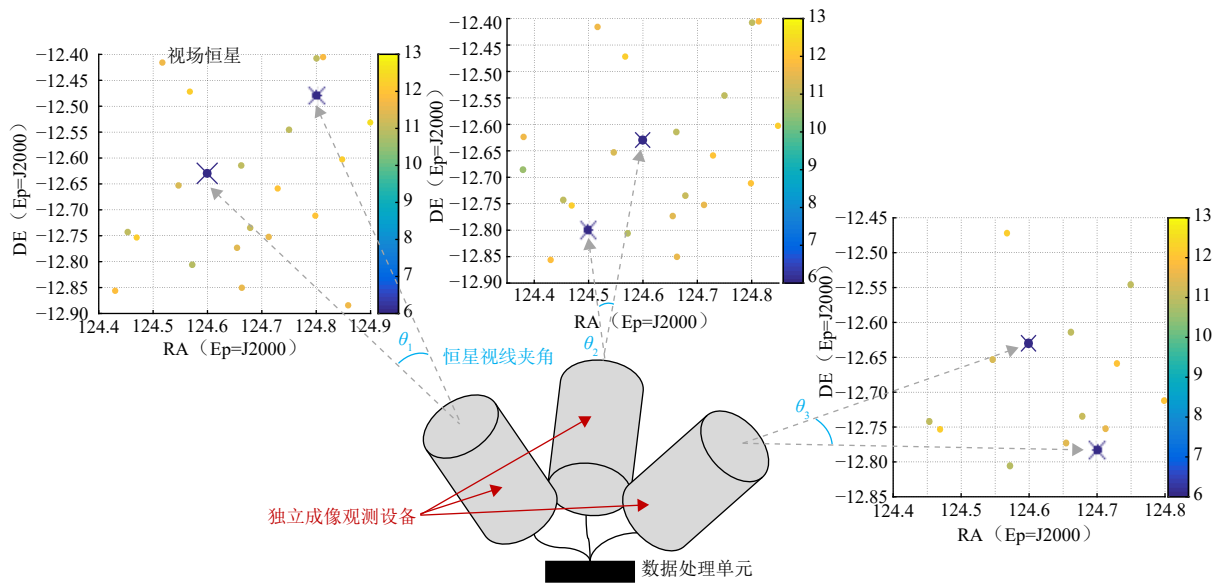


图4 多独立视场小角距观测模式图

Fig. 4 Small angular distance observation model using multi independent field of view

3 导航滤波算法

地月转移轨道动力学问题在J2000地心天球坐标系下描述, 轨道状态量为位置速度矢量 $\mathbf{x} = (\mathbf{r}^T, \mathbf{v}^T) = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$, 其满足的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\frac{\mu\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|^3} + \mathbf{F}_e \end{cases} \quad (16)$$

其中: μ 为地心引力常数; \mathbf{F}_e 为各类摄动加速度之和。

对于运行于地月空间的航天器, 摄动主要包括月球引力、太阳引力动以及太阳光压。针对轨道动力学

模型和本文提出的非线性特性观测模型, 采用扩展卡尔曼滤波 (Extended Kalman Filter, EKF) 算法实现对轨道状态量的估计。扩展卡尔曼滤波是一种常用的贯序导航数据处理算法, 形式简单处理非线性程度不高模型时具有很好的解算精度。其中式 (16) 构建导航状态方程, 式 (8) 构建导航量测方程。

4 导航性能分析

4.1 仿真条件

仿真中, 月地转移轨道轨道半长轴218 904 km,

偏心率0.97, 轨道倾角30°, 如图5所示。Gaia Data release 2 星表^[26]可实现0.1 mas量级的误差。现有科学成像仪器可提供优于1 mas恒星指向测量精度^[19], 因此针对未来自主导航应用, 考虑在恒星观测视线方向加入1 mas的随机测量误差, 如表1所示。

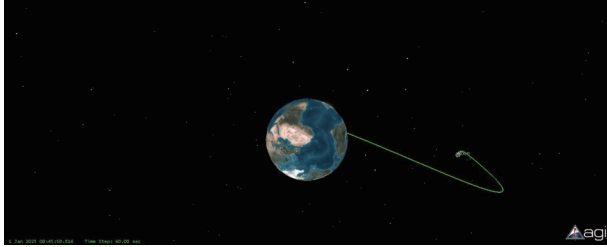


图 5 仿真地月转移轨道
Fig. 5 Simulated Earth-Moon transfer orbit

4.2 导航性能分析

同时观测3组70°恒星角距测量, 基于模型预测大天体引力偏折修正工况的自主导航性能如图6所示, 具

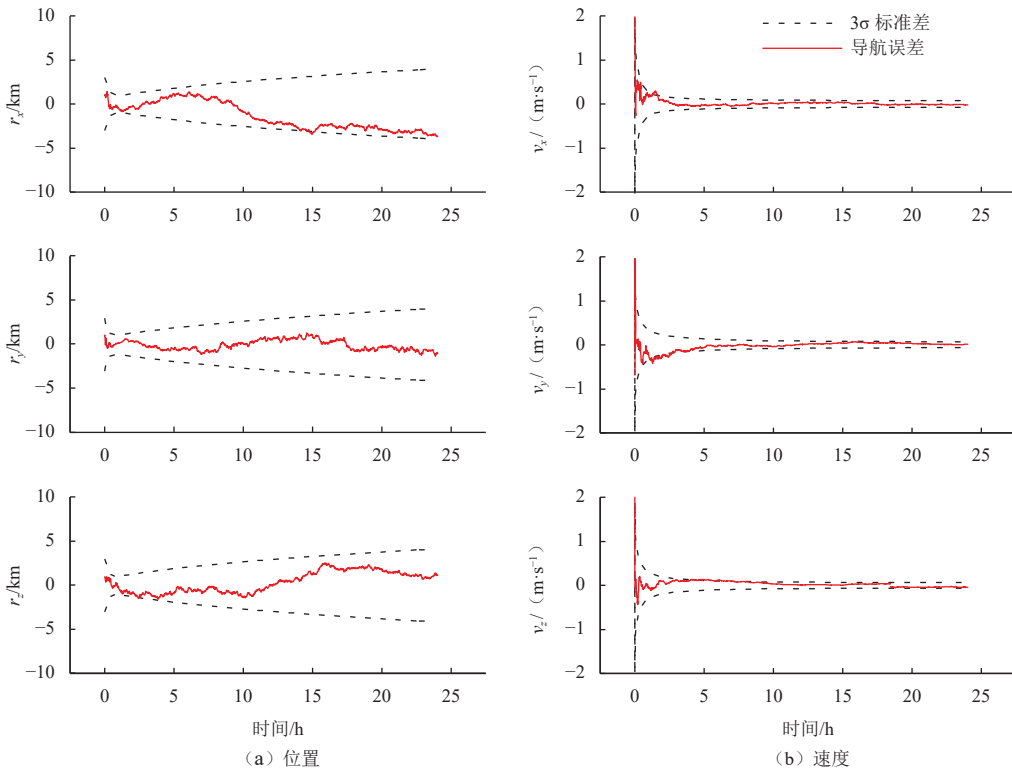


图 6 模式1导航误差随时间变化图
Fig. 6 Time history of navigation errors for the case 1

在相同参数下, 考虑3种引力场偏折处理模式。模式1: 采用模型预测方法进行大天体引力场引起的偏折误差消除; 模式2: 将大行星引力场影响[式(9)~(10)]引入观测模型[式(6)], 并基于融合观测模型

表 1 仿真参数设置
Table 1 Simulation parameter configuration

参数名称	参数值
仿真周期/D	1
采样频率/S	60
初始位置误差/km	1
初始速度误差/ (km·s ⁻¹)	1
滤波过程噪声	$Q_k = \begin{bmatrix} \sigma_r^2 I_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & \sigma_v^2 I_{3 \times 3} \end{bmatrix}$ $\sigma_r = 30 \text{ m } \sigma_v = 4 \times 10^{-2} \text{ m/s}$
滤波量测噪声	$R_k = \sigma_l^2 I_{3 \times 3} \sigma_l = 2 \times 10^{-9}$
初始协方差矩阵	$P_0 = \begin{bmatrix} P_r^2 & I_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} & P_v^2 \end{bmatrix} P_r = 1 \text{ km } P_v = 1 \text{ m/s}$

体为各坐标轴方向导航位置误差、速度误差随时间变化情况, 红色实线表示滤波解算与标称真值之间的导航误差。黑线虚线代表滤波估计的3σ曲线。可以看出, 三轴稳态导航位置误差均小于5 km, 速度误差均小于0.5 m/s。

进行测量更新; 模式3: 不进行引力场偏折修正。模式2与模式3条件下各坐标轴方向导航位置误差、速度误差随时间变化情况如图7和图8所示。可看出模式2与模式1相接近, 模式3导航精度显著低于模式1与模式2。

为进一步比较3种模式导航结果, 对其进行100次 Monte-Carlo仿真试验得到导航误差RMS对比情况, 如

表2所示, 式1稳态平均位置误差均方根2.65 km, 稳态速度误差均方根0.14 m/s, 模式2稳态平均的位置误差

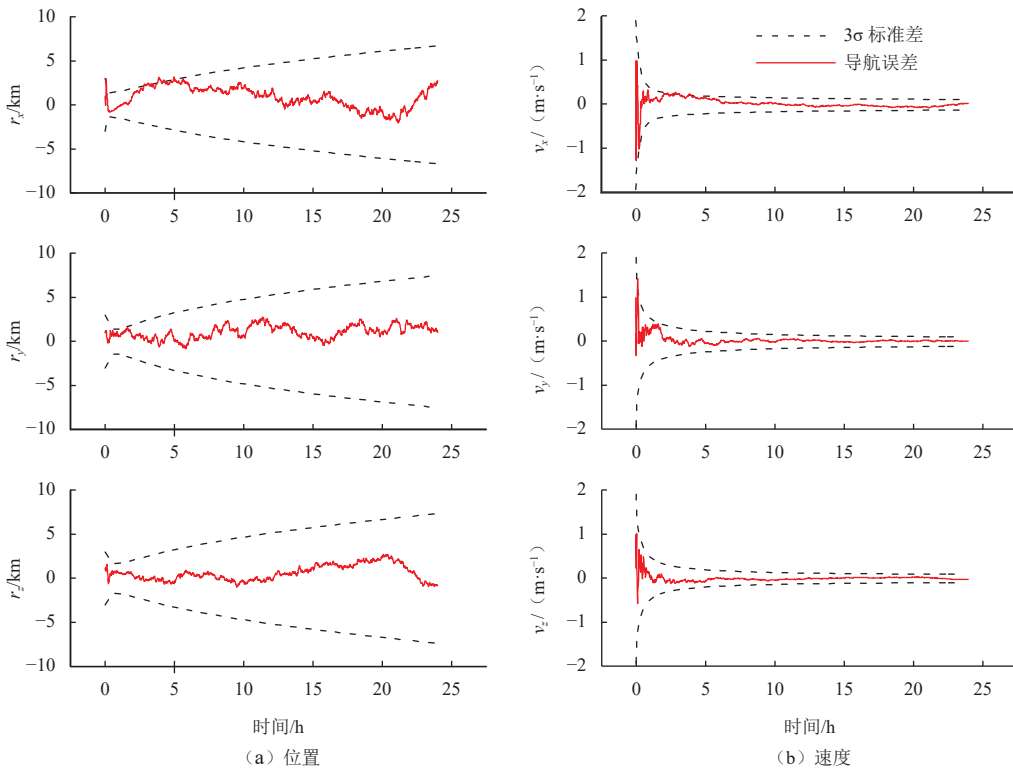


图7 模式2导航误差随时间变化图

Fig. 7 Time history of navigation errors for the case 2

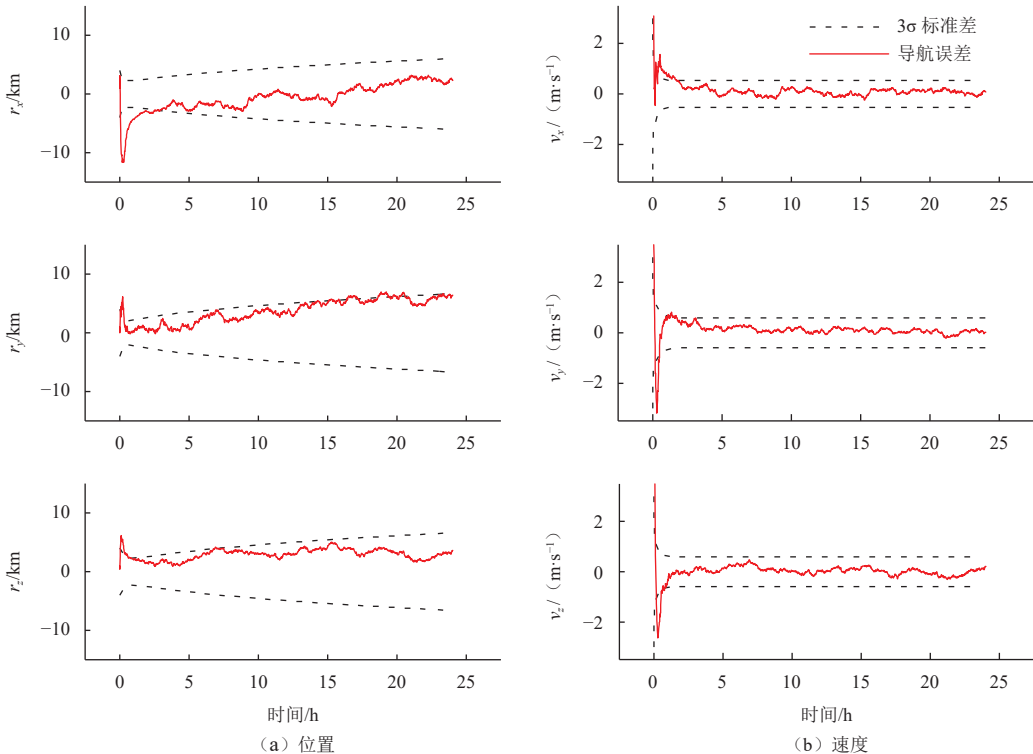


图8 模式3导航误差随时间变化图

Fig. 8 Time history of navigation errors for the case 3

表 2 Monte-Carlo 试验平均导航误差 RMS

Table 2 Average RMS navigation errors of Monte-Carlo runs

仿真情形	平均位置误差 RMS/km	平均速度误差 RMS/(m·s ⁻¹)
情形1	2.65	0.14
情形2	3.14	0.19
情形3	7.26	0.47

均方根 3.14 km, 速度误差均方根 0.19 m/s。模式 3 的平均位置误差均方根 7.26 m, 稳态速度误差均方根 0.47 cm/s。通过对比可知, 在地月转移背景下, 模型 1 可在不增加滤波解算复杂度的前提下, 提升解算精

度, 适用于未来工程实践。

4.3 小视场下自主导航精度评估

上述仿真探讨的是理想观测视场下, 不考虑视场约束的导航性能, 实际工程中大视场与高精度测量无法兼顾。为验证小视场条件下不同观测模式导航的性能, 现针对情形 1: 多个视场联合构建大测量角距; 情形 2: 多视场进行小角距独立观测进行对比试验。设置 3 个光学头视场光轴方向夹角均为 70°, 每个视场大小 0.5°。情形 1 与情形 2 位置以及速度误差取对数后的对比结果如图 9 所示, 可见情形 1 显著优于情形 2。采用多视场进行小角距测量导致精度存在约 2 个量级的下降, 仅能实现百千米量级的位置确定精度。

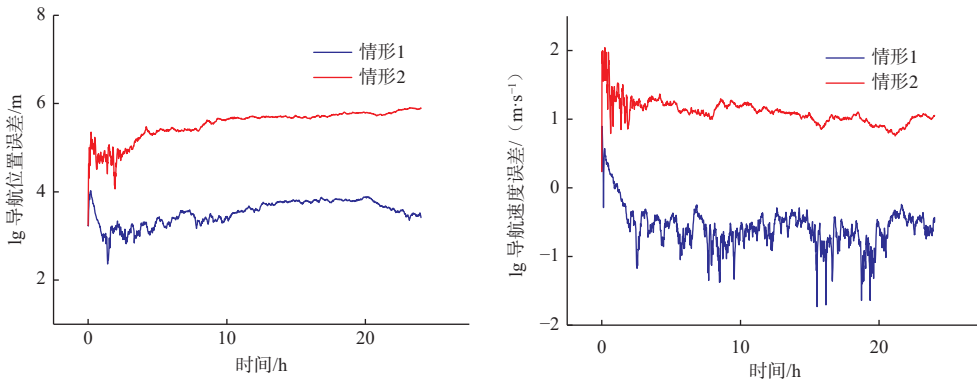


图 9 不同小视场处理策略导航位置误差对比图

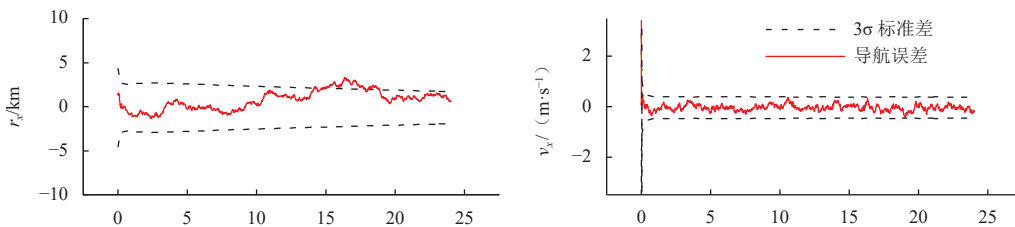
Fig. 9 Comparison of position errors using different small-field processing strategies

出现以上结果的原因在于即使采用多个视场实现对各个方向速度较为完备的观测, 但通过式 (15) 分析可知, 当角距过小时, 速度对观测量的敏感度降低, 导致导航修正效果显著下降, 通过增加独立小视场观测无法有效提升导航精度。但要想实现模式 1 中多视场联合大空间角距测量, 需要构建空间相对位姿状态稳定的多视场设备, 或对由于震动、热变形等空间环境造成的多视场间相对状态变化进行高精度测量与修正。然后通过不同视场中视线矢量进行组合实现大角距测量, 该部分内容有待进一步研究。

4.4 组合导航精度评估

从图 6~8 可以发现, 仅利用光行差效应进行自主

导航, 速度误差呈现较好的收敛特性, 但是位置误差尤其是估计协方差标准差 3σ 曲线呈现一定的发散趋势。该现象源于当轨道高度增加, 尤其是过渡到深空环境, 随着动力学环境变化、动力学对轨道的约束不如近地环境强烈, 导致测速类观测对位置的修正效果变差。该结论与已有近地轨道不同轨道高度自主导航效果趋势吻合^[24]。针对该问题, 考虑观测数据获取稳定性、观测数据精度, 可采用融合太阳系天体天文测角数据进行组合导航, 改善位置误差发散效果。具体采用地月视线矢量观测, 仿真中设置测角精度为 0.01° ^[27], 如图 10 所示, 可以发现, 三轴位置估计 3σ 标准差与导航误差曲线均呈现收敛特性, 100 次 Monte-Carlo 计算位置误差 RMS 下降到 2.43 km。



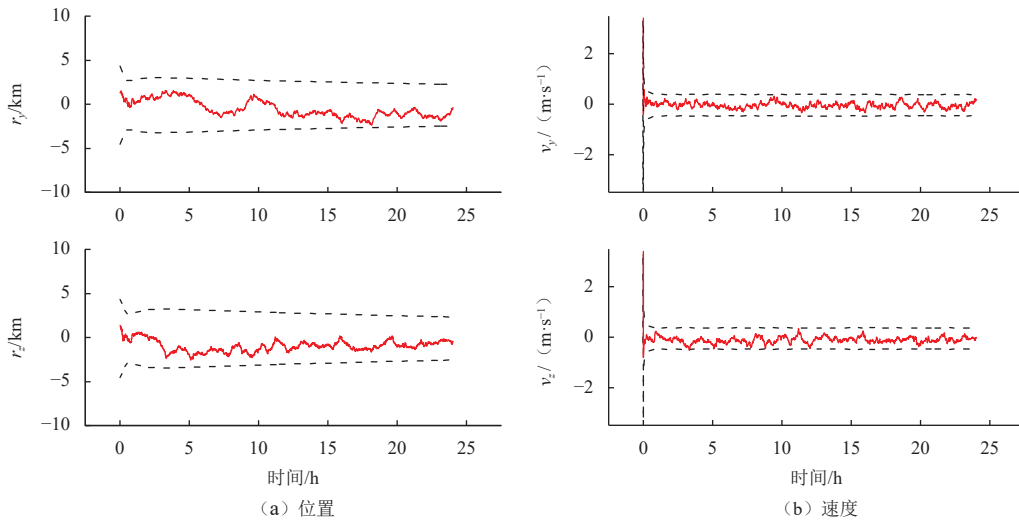


图10 组合导航误差随时间变化图

Fig. 10 Time history of navigation errors for the integrated navigation method

5 结论

面向未来地月空间航天器自主运行需求, 本文提出了一种基于光行差测量的航天器自主导航方法。通过选取恒星夹角作为导航观测量构建导航观测方程, 结合轨道动力学信息构建的导航状态方程, 利用扩展卡尔曼滤波实现了导航状态量的自主估计。与现有深空自主导航方法相比, 该方法利用背景恒星成像观测, 导航资源丰富, 可以保证任意时刻的导航解算。且随着天体测量与成像能力的不断提升, 在导航精度上具有较大潜力。

针对影响导航精度的太阳系大天体引力场干扰问题, 利用状态量模型预测得到的航天器相对大天体的相对方位估计引力场偏折量, 在不增加解算复杂度的前提下有效修正了大天体引力场对导航精度引起的偏差, 实现地月空间导航位置误差RMS优于3 km, 速度误差RMS优于0.2 m/s。分析了小视场约束下多视场联合构建大测量角距策略以及多视场独立观测小角距策略的导航性能, 得出多视场联合大角距观测可有效解决小视场限制。最后针对仅利用光行差测量进行地月空间自主导航位置估计存在一定的发散趋势, 通过结合地月天文测角观测, 实现了更好的收敛性能。

参考文献

- [1] 房建成, 宁晓琳, 马辛, 等. 深空探测器自主天文导航技术综述[J]. 飞控与探测, 2018, 1(1): 1-15.
FANG J C, NING X L, MA X, et al. A survey of autonomous astronomical navigation technology for deep space detectors[J]. Flight Control & Detection, 2018, 1(1): 1-15.
- [2] 宁晓琳, 梁晓钰, 孙晓函, 等. 基于折射方向矢量的地球卫星星光折

射导航新方法[J]. 飞控与探测, 2020, 3(2): 8-16.

- NING X L, LIANG X Y, SUN X H, et al. New method of Earth satellite stellar refraction navigation based on stellar refraction direction vector[J]. Flight Control & Detection, 2020, 3(2): 8-16.
- [3] HICKS K D, WIESEL JR W E. Autonomous orbit determination system for Earth satellites[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(3): 562-566.
- [4] HOSKEN R W, WERTZ J R. Microcosm autonomous navigation system on-orbit operation[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 1995, 88: 1-15.
- [5] 宁晓琳, 晁雯, 杨雨青. 一种深空天文测角导航中的星历误差抑制方法[J]. 宇航学报, 2019, 40(12): 1412-1421.
NING X L, CHAO W, YANG Y Q. A method against ephemeris error in deep space celestial angle measurement navigation[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(12): 1412-1421.
- [6] SHEIKH S I, PINES D J, RAY P S, et al. Spacecraft navigation using X-ray pulsars[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49-63.
- [7] 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.
- [8] JINGJING L, WENCONG W. Distributed satellite autonomous navigation using X-ray pulsars[J]. Advances in Space Research, 2023, 71(6): 2711-2722.
- [9] 张伟, 陈晓, 尤伟, 等. 光谱红移自主导航新方法[J]. 上海航天, 2013, 30(2): 32-33, 38.
ZHANG W, CHEN X, YOU W, et al. New autonomous navigation method based on redshift[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(2): 32-33, 38.
- [10] 张伟, 张恒. 天文导航在航天工程应用中的若干问题及进展[J]. 深空探测学报(中英文), 2016, 3(3): 204-13.
ZHANG W, ZHANG H. Research on problems of celestial navigation in space engineering[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(3): 204-13.
- [11] YIM J, CRASSIDIS J, JUNKINS J. Autonomous orbit navigation of interplanetary spacecraft[C]//Proceedings of the Astrodynamics

- Specialist Conference 2000. USA: AIAA, 2000.
- [12] ZHANG Z, LIU J, NING X. Celestial spectrum velocimetry with non-linear fourier phase shift and its CRLB[J]. *IEEE Access*, 2022, 10: 23321-23332.
- [13] GUI M, YANG H, NING X, et al. Variational Bayesian implicit unscented Kalman filter for celestial navigation using time delay measurement[J]. *Advances in Space Research*, 2023, 71(1): 756-767.
- [14] NING X, GUI M, FANG J, et al. A novel autonomous celestial navigation method using solar oscillation time delay measurement[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2018, 54(3): 1392-1403.
- [15] MARKLEY F L, CRASSIDIS J L. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control[M]. Germany: Springer, 2014.
- [16] KLIONER S A. A practical relativistic model for microarcsecond astrometry in space[J]. *The Astronomical Journal*, 2003, 125(3): 1580-1597.
- [17] 李苗, 周连文, 何益康, 等. 星敏传感器在轨光行差修正方法研究[J]. *导航定位与授时*, 2018, 5(1): 60-63.
- LI M, ZHOU L W, HE Y K, et al. A method of star sensor aberration correction on-orbit[J]. *Navigation Positioning & Timing*, 2018, 5(1): 60-63.
- [18] MELVIN P J. A Kalman filter for orbit determination with applications to GPS and stellar navigation[J]. *Spaceflight Mechanics*, 1996, 93: 719-738.
- [19] CHRISTIAN J A. Starnav: Autonomous optical navigation of a spacecraft by the relativistic perturbation of starlight[J]. *Sensors*, 2019, 19(19): 4064.
- [20] MCKEE P, KOWALSKI J, CHRISTIAN J A. Navigation and star identification for an interstellar mission[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 192: 390-401.
- [21] MCKEE P, NGUYEN H, KUDENOV M W, et al. StarNAV with a wide field-of-view optical sensor[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 197: 220-234.
- [22] MUZI L, JUN S, YANG P, et al. Observability and performance analysis of spacecraft autonomous navigation using stellar aberration observation[C]//Proceedings of the 2021 5th International Conference on Vision, Image and Signal Processing(ICVISIP). Kuala Lumpur, Malaysia: IEEE, 2021.
- [23] XIONG K, WEI C. Integrated celestial navigation for spacecraft using interferometer and Earth sensor[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2020, 234(16): 2248-2262.
- [24] XIONG K, WEI C, ZHOU P. Integrated autonomous optical navigation using Q-learning extended Kalman filter[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2022, 94(6): 848-861.
- [25] 王志海. 光行差公式的理论推导[J]. *工科物理*, 1991(1): 9-12, 34.
- WANG Z H. Theoretical derivation of aberration formula[J]. *Physics and Engineering*, 1991(1): 9-12, 34.
- [26] LINDEGREN L, HERN NDEZ J, BOMBRUN A, et al. Gaia data release 2-the astrometric solution[J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2018, 616(A2): 1-25.
- [27] 张燕, 荆武兴. 基于日地月方位信息的月球卫星自主导航[J]. *宇航学报*, 2005, 26(4): 495-498, 523.
- ZHANG Y, JING W X. Autonomous navigation for lunar satellite basedd on the optical information of Sun-Earth-Moon[J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(4): 495-498, 523.

作者简介:

刘付成(1969-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 复杂航天器动力学与控制、航天器自主导航。

通信地址: 上海市闵行区元江路3888号(201109)

电话: (021)24180086

E-mail: liufch@126.com

李木子(1990-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器轨道确定技术、自主导航技术、地外天体表面巡视导航技术。**本文通信作者**。

通信地址: 上海市闵行区中春路1555号宇航研发中心(201109)

电话: (021)24184375

E-mail: muzzi_lee@163.com

An Autonomous Navigation Method for Spacecraft in Cislunar Space Using Stellar Aberration Observation

LIU fucheng^{1,2}, LI Muzi^{2,3}, PENG Yang^{2,3}, SUN Jun^{2,3}, LIU Jingxi^{2,3}

(1. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201199, China;

2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201199, China;

3. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201199, China)

Abstract: Exploration and utilization of the cislunar space is of great significance to the future development of human society. In order to improve navigation efficiency and survivability of spacecraft in cislunar space and reduce the burden of ground measurement and control, an autonomous navigation method only using star imagery was presented. In the method, the observation model was constructed based on stellar aberration effect. With the help of the orbit dynamic model and an extended Kalman filter, spacecraft orbit was estimated. For the problems of gravitational field interference from large celestial bodies and navigation accuracy decline under the constraints of small field of view, a gravitational field processing model based on dynamical model prediction and a multi-field collaborative observation method were proposed. Finally, the Monte-Carlo simulation results demonstrate the feasibility of the proposed method, and show that a navigation precision RMS better than 3 km and 0.2 m/s can be achieved.

Keywords: stellar aberration; autonomous navigation; celestial navigation; cislunar space

Highlights:

- An autonomous navigation method using stellar aberration effect for spacecrafts in cislunar space was presented.
- A gravitational field processing model based on dynamical model prediction was constructed.
- Comparative analysis between the large angular distance observation model using multi-view combination and the small angular distance observation model using multi-independent field of view was conducted.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]