

# 一种木星探测器天文测角/相对论组合导航方法

桂明臻<sup>1,2</sup>, 张展赫<sup>1,2</sup>, 熊凯<sup>3</sup>, 宁晓琳<sup>4</sup>

(1. 中南大学自动化学院, 长沙 410083; 2. 光电智能测控湖南省重点实验室, 长沙 410083; 3. 北京控制工程研究所, 北京 100094;  
4. 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

**摘要:** 针对木星位置距离遥远、观测误差可达上百千米对探测器自主导航带来的严峻挑战, 提出一种木星探测器天文测角/相对论组合导航方法, 通过分析相对论导航受木星星历误差的影响, 可知木星速度误差对相对论导航影响较大而对位置误差影响较小。考虑到木星位置误差较大而速度误差较小, 因此将相对论导航与天文测角导航结合用于木星探测器, 其中天文测角导航提供探测器相对木星的位置信息, 相对论导航主要提供探测器相对木星的速度信息。仿真结果表明: 提出的组合导航方法几乎不受木星星历误差影响, 且精度显著优于天文测角导航及相对论导航, 可为木星探测器提供高精度的自主导航信息。

**关键词:** 木星探测; 自主导航; 星历误差; 组合导航

**中图分类号:** V44

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2025)02-0144-09

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2025.20250005

**引用格式:** 桂明臻, 张展赫, 熊凯, 等. 一种木星探测器天文测角/相对论组合导航方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(2): 144-152.

**Reference format:** GUI M Z, ZHANG Z H, XIONG K, et al. A star angle/starNAV integrated navigation method for Jupiter exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(2): 144-152.

## 引言

木星因其多样化的卫星系统、剧烈的磁场, 以及复杂多变的大气结构, 近年来逐渐成为深空探测领域的重点研究对象。迄今为止, 已有多颗探测器对木星进行了探测<sup>[1-2]</sup>。1989年, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)发射的“伽利略号”(Galileo)木星探测器首次获得了木星大气的详细数据, 各种迹象表明在木卫二(Europa)表面下可能存在液态水的证据, 并同时观察到木星的大红斑发生了变化<sup>[3-5]</sup>。2011年发射的“朱诺号”(Juno)探测器, 成功进入木星轨道, 并开展了长期的科学探测<sup>[6]</sup>。2024年发射“欧罗巴快船”(Europa Clipper)探测器, 进一步探测木卫二潜在的地下海洋<sup>[7]</sup>。与此同时, 中国深空探测任务也在稳步推进, 如“天问一号”<sup>[8]</sup>探测任务和探月三期“嫦娥”<sup>[9]</sup>探月工程顺利完成。未来, 中国计划于2030年前后发射“天问四号”开展木星探测任务<sup>[10-11]</sup>, 这将进一步提升中国的深空探测能力。

天文导航作为深空探测器常用的自主导航方式之一, 具有全自主、无时延、无遮挡等优点<sup>[12]</sup>。目前技术最成熟的自主天文导航为天文测角, 该方法利用行

星、行星卫星、小行星等近天体与恒星等远天体之间的夹角进行自主导航<sup>[13]</sup>。天文测角导航具有瞬时定位信息精度高<sup>[14]</sup>、可提供探测器相对于目标天体位置信息的特点。目前, 天文测角导航技术已在多项探测任务应用, 如“罗塞塔”(Rosetta)彗星探测器<sup>[15]</sup>、“木星冰卫星”(Jupiter ICy moons Explorer, JUICE)探测器<sup>[16]</sup>、“天问一号”火星探测器<sup>[17]</sup>。

相对论效应引起的星光扰动主要包括光线引力偏折和恒星光行差, 其中前者与探测器的位置信息相关, 后者则与速度信息相关。相对论导航通过提取这两种效应信息, 实现对探测器的导航<sup>[18]</sup>。相对于传统自主导航方法, 相对论导航方法具备多重优势: ①相对论导航仅依赖恒星观测, 避免了天文测角导航对近地天体距离的限制; ②该方法采用可见光波段观测, 克服了脉冲星导航信号弱的问题; ③相对论对星光的影响可通过精确的预测模型计算获得, 从而避免了天文多普勒测速导航信号源不稳定性问题。正因如此, 相对论导航受到诸多学者的广泛研究。文献<sup>[19]</sup>提出了采用宽视场光学相机获取恒星角距量测量的方案, 文献<sup>[20]</sup>提出利用相对论效应补偿星光角距获取探测器导航的信息, 文献<sup>[21]</sup>提出利用恒星光行差和

地球传感器组合导航的方式来获取探测器的信息。

由于当前观测技术的限制, 现有的行星历表在预测行星位置时存在一定的误差, 木星星历位置误差约为数 10 km<sup>[22]</sup>, 极大地影响了木星探测器的导航精度。为提升木星探测器的导航精度, 必须对木星星历误差进行分析并加以控制。目前, 针对星历误差的处理方法主要分为差分法和扩维估计两种方法。对于差分方法, 文献[23]将探测器在不同时刻接收到的脉冲到达信号做差分处理, 从而消除木星星历误差造成的影响。然而对不同时刻量测量进行差分只能提供两个时刻间的相对信息, 无法获取每个时刻的绝对导航信息, 因而提供的导航信息有限。对于扩维估计的处理方法, 文献[24]将火卫一的位置和速度信息扩维为系统状态量进行在线估计, 从而抑制火卫一的星历误差。然而扩维估计方法一方面增加了系统的计算量, 另一方面会降低系统的可观测性。

通过分析木星星历误差对相对论导航的影响可知, 相对论导航主要受木星速度误差的影响, 基本不受木星位置误差的影响。木星速度误差的数量级仅为 10<sup>-3</sup> m/s, 因此相对论导航几乎不受木星星历误差的影响。考虑到以木星为近天体的测角不受木星星历误差的影响, 本文提出一种不受木星星历误差影响的木星测角/相对论组合导航方法, 其中天文测角导航提供探测器相对木星的位置信息, 相对论导航主要提供探测器相对木星的速度信息。

### 1 相对论导航

由于广义相对论效应, 恒星发出的光会向大质量天体方向发生偏折<sup>[25]</sup>。光线引力偏折如图1所示, 虚线代表探测器观测到的背景恒星视方向, 实线则是光线的实际传播路径。由于狭义相对论效应, 高速运动的探测器观测到的恒星视方向与静止状态下探测器所观测到的恒星视方向不同。恒星光行差效应如图2所示, 实线为静止状态下探测器所观测到的恒星视方向, 虚线则是处于运动状态下探测器观测到的恒星视方向。

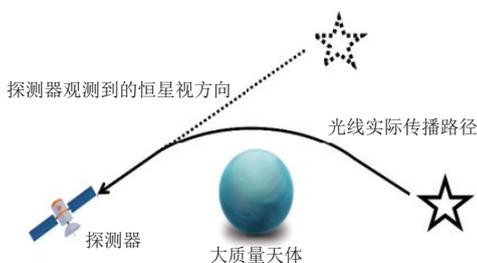


图 1 光线引力偏折示意图  
Fig. 1 Diagram of light deflection

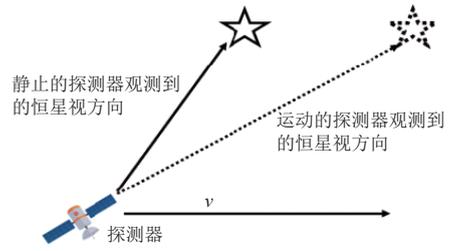


图 2 恒星光行差示意图  
Fig. 2 Diagram of stellar aberration

恒星光行差和光线引力偏折效应可分别写为探测器运动速度和位置的函数。因此, 相对论导航可通过测定星光方向受到的恒星光行差和光线引力偏折效应获得探测器的速度和位置信息。

虽然相对论效应的直接表现是恒星视线方向的变化, 但在惯性坐标系通过敏感器直接测量恒星视线方向存在显著的困难。这一挑战主要源于探测器导航所依赖的惯性坐标系是以天球恒星视线的方向为基准建立的。当测量得到的恒星视线方向存在无法有效补偿的系统偏差时, 敏感器坐标系与惯性坐标系之间的转换关系将难以准确建立。鉴于恒星角距具有与坐标系无关的特性, 这一参数为解决恒星视线方向从敏感器坐标系到恒星所在惯性坐标系的转换问题提供了有效途径。因此, 采用不同恒星视线方向之间的夹角作为观测是一种可行的解决方案。

根据广义相对论效应, 在大质量天体附近的静止观测者测量到的恒星视线方向矢量在惯性坐标系的投影可表示为

$$u'_i = u_i + \delta u_i \tag{1}$$

其中:  $u_i$  为恒星在不考虑天体引力场的影响情况下视线方向的矢量;  $\delta u_i$  为光线引力偏折对视线方向造成的影响; 下标  $i$  用于区分不同的恒星。

在探测器的不同任务阶段中, 太阳作为太阳系质量最大的天体, 其引力场对探测器的影响不可忽略。当探测器接近木星时, 通过计算大质量天体对探测器的引力得到: 土星和天王星等大质量天体对探测器的引力作用数量级分别为 10<sup>-5</sup> 和 10<sup>-6</sup>, 而木星和太阳对探测器的引力作用数量级分别为 10<sup>0</sup> 和 10<sup>-2</sup>。由于土星和天王星的引力作用相对于木星和太阳较小, 在确保精度的前提下, 为降低计算复杂度, 本文仅考虑太阳和木星的引力作用。

木星引力场对探测器视线方向造成的引力偏折效应可表达为

$$u_{jpi} = \frac{2\mu_{jp}}{c^2} \frac{(1 - u_i^T r_{jp} / \|r_{jp}\|)(I_{3 \times 3} - u_i u_i^T) r_{jp}}{\|(I_{3 \times 3} - u_i u_i^T) r_{jp}\|^2} \tag{2}$$

其中:  $\mu_{jp}$  为木星的引力常数;  $c$  为光速;  $\mathbf{r}_{jp}$  为探测器相对于木星的位置矢量在惯性坐标系的投影;  $\|\cdot\|$  为矢量的2范数;  $\mathbf{I}_{3\times 3}$  为三维单位矩阵。

太阳引力场对探测器视线方向造成的引力偏折效应可表达为

$$\mathbf{u}_{si} = \frac{2\mu_s (1 - \mathbf{u}_i^T \mathbf{r}_s / \|\mathbf{r}_s\|) (\mathbf{I}_{3\times 3} - \mathbf{u}_i \mathbf{u}_i^T) \mathbf{r}_s}{c^2 \|\mathbf{I}_{3\times 3} - \mathbf{u}_i \mathbf{u}_i^T\|^2} \quad (3)$$

其中:  $\mu_s$  为太阳的引力常数;  $\mathbf{r}_s$  为探测器相对于太阳质心的位置矢量在惯性坐标系的投影。

因此, 考虑木星和太阳的影响时,  $\delta \mathbf{u}_i$  的表达式为

$$\delta \mathbf{u}_i = \mathbf{u}_{jpi} + \mathbf{u}_{si} \quad (4)$$

根据狭义相对论, 处于运动状态的探测器观测到的恒星视线方向矢量的表达式为<sup>[20]</sup>

$$\mathbf{u}_i'' = \mathbf{u}_i' + \frac{1}{c} [\mathbf{u}_i' \times (\mathbf{v}_p \times \mathbf{u}_i')] - \frac{1}{c^2} [(\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_i') \mathbf{u}_i' \times (\mathbf{v}_p \times \mathbf{u}_i') + \frac{1}{2} \mathbf{v}_p \times (\mathbf{u}_i' \times \mathbf{v}_p)] + o(c^{-3}) \quad (5)$$

其中:  $o(c^{-3})$  为高阶项;  $\mathbf{v}_p$  为探测器相对于太阳质心的速度。

$$\mathbf{v}_p = \mathbf{v}_{pj} + \mathbf{v}_{js} + \mathbf{v}_s \quad (6)$$

其中:  $\mathbf{v}_{pj}$  为探测器相对于木星的速度;  $\mathbf{v}_{js}$  为木星相对于太阳的速度;  $\mathbf{v}_s$  为太阳相对于太阳质心的速度。

以反映恒星光行差和光线引力偏折效应的恒星角距为观测量, 第 $i$ 颗恒星和第 $j$ 颗恒星之间的夹角<sup>[20]</sup>可由式(7)计算得到

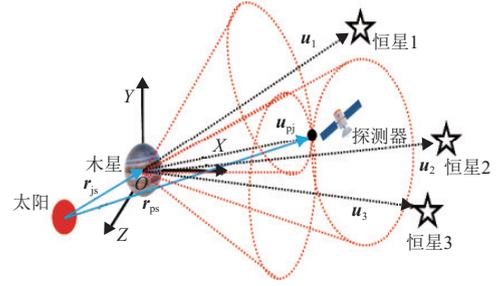
$$\begin{aligned} (\mathbf{u}_i'')^T \mathbf{u}_j'' &= (\mathbf{u}_i')^T \mathbf{u}_j' + \frac{1}{c} [1 - (\mathbf{u}_i')^T \mathbf{u}_j'] (\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_i' + \mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_j') - \\ &\frac{1}{c^2} [1 - (\mathbf{u}_i')^T \mathbf{u}_j'] [(\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_i')^2 + (\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_j')^2 + \\ &(\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_i' + \mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_j') - \mathbf{v}_p^T \mathbf{v}_p] + o(c^{-3}) \end{aligned} \quad (7)$$

假设  $\mathbf{Z}_{\text{SANAV}} = [(\mathbf{u}_1'')^T \mathbf{u}_2'', (\mathbf{u}_3'')^T \mathbf{u}_4'', (\mathbf{u}_5'')^T \mathbf{u}_6'']$  为相对论导航的量测量,  $\mathbf{V}_{\text{SANAV}}(t)$  为相对论导航的量测噪声, 则相对论导航的量测模型可表示为

$$\mathbf{Z}_{\text{SANAV}}(t) = h_{\text{SANAV}}[\mathbf{X}(t), t] + \mathbf{V}_{\text{SANAV}}(t) \quad (8)$$

## 2 考虑相对论效应修正的天文测角导航

天文测角导航通过测量行星等近天体与背景恒星等远天体之间的夹角, 实现探测器的自主导航。该方法通过测量1个近天体和3颗及以上的背景恒星之间的夹角, 便可确定探测器的方位信息和速度信息。天文测角导航的原理图如图3所示。



注:  $\mathbf{u}_1$ 、 $\mathbf{u}_2$ 、 $\mathbf{u}_3$  为背景恒星在木星质心坐标系内的方向矢量;  $\mathbf{u}_{pi}$  为探测器相对于木星质心的方向矢量;  $\mathbf{r}_{js}$  为木星相对于太阳质心的位置矢量;  $\mathbf{r}_{ps}$  为探测器相对于太阳质心的位置矢量;  $\alpha_k$  为木星指向探测器的方向矢量和木星指向第 $k$ 颗背景恒星的方向矢量之间的星光角距。

图3 天文测角导航原理图

Fig. 3 Principle of star angle navigation

当通过星光角距进行天文自主导航时, 观测到的恒星和近天体的视方向已是受到相对论影响后的结果, 但采用的测角量测模型并没有修正, 这将导致导航精度的下降。因此, 需对量测模型修正, 修正后的星光角距计算方法为

$$\alpha_k'' = \arccos(\mathbf{u}_{pi}''^T \mathbf{u}_k''), \quad k = 1, 2, 3 \quad (9)$$

其中:  $\alpha_k''$  为修正后的第 $k$ 个星光角距;  $\mathbf{u}_{pi}''$  为修正后的探测器相对于木星的方向矢量;  $\mathbf{u}_k''$  为修正后的第 $k$ 颗背景恒星在木星质心坐标系的方向矢量。

由式(3)可得, 经过相对论效应修正后的第 $k$ 颗恒星的视线方向为

$$\mathbf{u}_k'' = \mathbf{u}_k' + \frac{1}{c} [\mathbf{u}_k' \times (\mathbf{v}_p^T \times \mathbf{u}_k')] - \frac{1}{c^2} [(\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_k') \mathbf{u}_k' \times (\mathbf{v}_p \times \mathbf{u}_k') + \frac{1}{2} \mathbf{v}_p \times (\mathbf{u}_k' \times \mathbf{v}_p)] + o(c^{-3}) \quad (10)$$

其中:  $\mathbf{u}_k'$  为考虑天体引力时静止探测器观测到的第 $k$ 颗恒星的视线方向; 以木星为近天体, 且考虑太阳造成的影响时,  $\mathbf{u}_k'$  可由式(1)和(2)计算获得。

近天体的行星视线方向主要受到狭义相对论的影响, 根据式(5)推导可得受到狭义相对论影响后的探测器相对于木星的方向矢量  $\mathbf{u}_{pi}''$  为

$$\mathbf{u}_{pi}'' = \mathbf{u}_{pi} + \frac{1}{c} [\mathbf{u}_{pi} \times (\mathbf{v}_p \times \mathbf{u}_{pi})] - \frac{1}{c^2} [(\mathbf{v}_p^T \mathbf{u}_{pi}) \mathbf{u}_{pi} \times (\mathbf{v}_p \times \mathbf{u}_{pi}) + \frac{1}{2} \mathbf{v}_p \times (\mathbf{u}_{pi} \times \mathbf{v}_p)] + o(c^{-3}) \quad (11)$$

式(12)为考虑相对论效应的天文测角导航的量测模型。

$$\mathbf{Z}_{\text{SA}}(t) = h_{\text{SA}}[\mathbf{X}(t), t] + \mathbf{V}_{\text{SA}}(t) \quad (12)$$

其中:  $\mathbf{Z}_{\text{SA}} = [\alpha_1'', \alpha_2'', \alpha_3'']$  为量测量;  $\mathbf{V}_{\text{SA}}(t)$  为修正后天文测角导航的量测噪声。

### 3 木星星历误差分析

在空间导航中, 最广泛使用的行星星历表是由美国喷气推进实验室 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) 提供的DE系列星历表。由于星历表不断改进, 不同版本星历表的精度不同, 可采用DE405与DE421的差值作为星历误差<sup>[26]</sup>。

2007年2月25日—2007年2月28日期间的木星星历误差如图4所示, 包含位置误差和速度误差。由图4可以看出, 木星的星历位置误差约106 km, 星历速度误差约 $1.28 \times 10^{-3}$  m/s, 且两者随时间缓慢增加。木星星历误差会影响传统天文导航方法的精度。对于天文测角导航, 如果木星探测器测角导航是以木卫一为近天体, 则得到的结果是探测器相对于木卫一的位置和速度信息, 此时就需考虑木卫一相对于木星的位置和速度, 这将会受到木星星历误差的影响。受到木星星历误差影响时天文测速和天文测距导航的量测方程分别为式(13)和(14)。从式(13)和(14)可得, 木星星历位置误差 $r_{\Delta}$ 直接参与了量测量的计算, 故木星星历位置误差将会直接影响量测量的大小, 进而影响天文测距和天文测速导航的精度, 导致误差的增大。由此可得, 减小木星星历误差的影响, 有利于提高探测器的导航性能。

$$\mathbf{v}_r = [\mathbf{v}_{pj} - \mathbf{v}_{sj}]^T \cdot \frac{(\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} - \mathbf{r}_{srs} + \mathbf{r}_{\Delta})}{\|(\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} - \mathbf{r}_{srs} + \mathbf{r}_{\Delta})\|} + \mathbf{v}'_m \quad (13)$$

其中:  $\mathbf{v}_r$ 为探测器相对于背景恒星的径向速度;  $\mathbf{v}_{sj}$ 为背景恒星相对于木星的速度矢量;  $\mathbf{r}_{srs}$ 为背景恒星相对于太阳的位置矢量;  $\mathbf{v}'_m$ 为量测噪声。

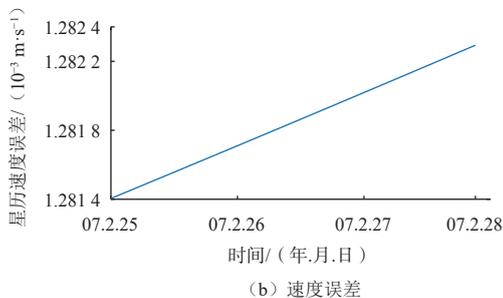
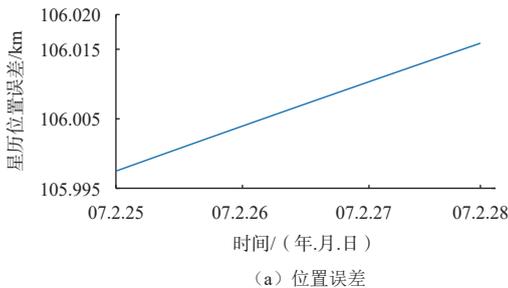


图4 木星星历误差

Fig. 4 Ephemeris error of Jupiter

$$t_b - t_{sc} = \frac{1}{c} (\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} + \mathbf{r}_{\Delta} - \mathbf{b}) \cdot \tilde{\mathbf{n}} + \frac{1}{2cD_0} \left[ -\|\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} + \mathbf{r}_{\Delta}\|^2 + [(\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} + \mathbf{r}_{\Delta}) \cdot \tilde{\mathbf{n}}]^2 + \|\mathbf{b}\|^2 - (\mathbf{b} \cdot \tilde{\mathbf{n}})^2 \right] + \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{(\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} + \mathbf{r}_{\Delta} - \mathbf{b}) \cdot \tilde{\mathbf{n}} + \|\mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js} + \mathbf{r}_{\Delta} - \mathbf{b}\|}{\mathbf{b} \cdot \tilde{\mathbf{n}} + \|\mathbf{b}\|} + 1 \right| + B(\delta \mathbf{n}) + \delta t_{sc} \quad (14)$$

其中:  $t_{sc}$ 为由航天器携带的X射线探测器测量到的脉冲到达时间;  $t_b$ 为由脉冲时序模型预测到的脉冲到达太阳系质心的时间;  $\mathbf{r}_{\Delta}$ 为木星星历位置误差;  $\tilde{\mathbf{n}}$ 为太阳中心惯性系的脉冲星方向矢量;  $\mathbf{r}_{js}$ 为木星相对于太阳的位置向量;  $\mathbf{b}$ 为太阳质心相对于太阳的位置向量;  $D_0$ 为脉冲星和SSB之间的距离。

通过对比狭义相对论与广义相对论对星光角距测量数值的影响, 结果显示狭义相对论效应引起星光角距的变化为广义相对论效应的1000倍以上<sup>[20]</sup>。狭义相对论效应的影响远大于广义相对论效应, 因此相对论导航主要提供探测器的速度信息。另外, 考虑到木星星历误差相对论导航的量测方程如式(15)所示, 由于相对论导航主要提供速度信息, 且该导航方法提供的位置信息精度较低。因此, 相对论导航主要受到木星星历速度误差的影响。另外, 在量测模型的计算中探测器相对于太阳质心的速度 $\mathbf{v}_p$ 约 $7 \times 10^{11}$  m/s, 但星历速度误差 $\mathbf{v}_{\Delta}$ 仅 $1.28 \times 10^{-3}$  m/s。由于星历速度误差 $\mathbf{v}_{\Delta}$ 远小于探测器相对于太阳质心的速度 $\mathbf{v}_p$ , 式(15)与式(7)的结果几乎相同, 所以采用相对论导航进行木星探测时受到木星星历误差的影响较小。另外, 以木星为近天体的天文测角导航得到的结果是探测器直接相对于木星的位置信息和速度信息, 不受木星星历误差的影响。

对于木星探测任务, 以木星为近天体的天文测角与相对论结合的组合导航方法几乎不受木星星历误差的影响。

$$\begin{aligned} (\mathbf{u}'_i)^T \mathbf{u}''_j &= (\mathbf{u}'_i)^T \mathbf{u}'_j + \frac{1}{c} [1 - (\mathbf{u}'_i)^T \mathbf{u}'_j] [(\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_i + \\ & (\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_j] - \frac{1}{c^2} [1 - (\mathbf{u}'_i)^T \mathbf{u}'_j] \{ [(\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_i]^2 + \\ & [(\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_j]^2 + [(\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_i + (\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T \mathbf{u}'_j] - \\ & (\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta})^T (\mathbf{v}_p + \mathbf{v}_{\Delta}) \} + o(c^{-3}) \end{aligned} \quad (15)$$

其中:  $\mathbf{v}_{\Delta}$ 为木星星历速度误差。

### 4 测角/相对论组合导航

天文测角导航方法可提供探测器的高精度位置信息, 但获得的探测器速度信息精度较低; 由第3节分析

可知相对论导航主要提供探测器的速度信息。考虑到天文测角导航和相对论导航之间的互补性,提出适用于木星探测器的天文测角/相对论组合导航。

#### 4.1 状态模型

当探测器接近木星时,探测器的动力模型可看作一个以木星为中心,由木星、太阳和探测器构成的三体问题,其它天体造成的影响视作噪声。因此,探测器在以木星为中心的惯性系动力学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_{pj} = \mathbf{v}_{pj} \\ \dot{\mathbf{v}}_{pj} = -\mu_j \frac{\mathbf{r}_{pj}}{\|\mathbf{r}_{pj}\|^3} - \mu_s \left( \frac{\mathbf{r}_{ps}}{\|\mathbf{r}_{ps}\|^3} - \frac{\mathbf{r}_{js}}{\|\mathbf{r}_{js}\|^3} \right) + \mathbf{w} \end{cases} \quad (16)$$

其中: $\mu_j$ 和 $\mu_s$ 分别为木星和太阳的引力常数; $\mathbf{r}_{pj}$ 和 $\mathbf{v}_{pj}$ 分别为探测器相对于木星的位置矢量和速度矢量; $\mathbf{r}_{ps} = \mathbf{r}_{pj} + \mathbf{r}_{js}$ 为探测器相对于太阳的位置矢量; $\mathbf{r}_{js}$ 为木星相对于太阳的位置矢量; $\mathbf{w}$ 为过程噪声。

式(16)为木星测角/相对论组合导航的状态模型,它的一般形式为

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = f(\mathbf{X}(t), t) + \mathbf{W}(t) \quad (17)$$

其中: $\mathbf{X} = [\mathbf{r}_{pj} \ \mathbf{v}_{pj}]^T$ 为系统状态向量,包含了探测器的位置和速度信息; $\mathbf{W}(t)$ 为过程噪声矩阵。

#### 4.2 量测模型

在组合导航中,通过木星和3颗背景恒星用于天文测角导航的星光角距测量。此外,测量另外6颗恒星,获得相对论导航的3个恒星角距。根据式(8)和(12)可得到测角/相对论组合导航的量测模型为

$$\mathbf{Z} = h(\mathbf{X}(t), t) + \mathbf{V}(t) \quad (18)$$

其中: $h(t) = [h_{\text{SANAV}}(t), h_{\text{SA}}(t)]$ 为组合导航的量测方程; $\mathbf{Z} = [\mathbf{Z}_{\text{SANAV}}, \mathbf{Z}_{\text{SA}}]$ 为组合导航的量测量; $\mathbf{V}(t) = [\mathbf{V}_{\text{SANAV}}(t), \mathbf{V}_{\text{SA}}(t)]$ 为组合导航的量测噪声。

鉴于测角/相对论组合导航系统的状态方程和量测方程均呈现非线性特性,传统的卡尔曼滤波方法不再适用于本次仿真研究。为此,本研究采用无迹卡尔曼滤波作为导航信息的估计方法<sup>[27-28]</sup>。该方法融合了无迹变换和卡尔曼滤波的理论优势,通过精心设计的sigma点集对非线性函数的概率密度函数有效近似,从而实现状态变量均值和协方差的精确估计。

在系统测量设计方面,考虑到宽视场相机同时承担星光角距和恒星角距的测量任务,且两者的采样周期保持同步,因此采用单一滤波器即可完成探测器的状态估计。这种设计不仅简化了系统结构,还确保了测量数据的时间一致性。测角/相对论组合导航方法的完整流程示意图如图5所示。

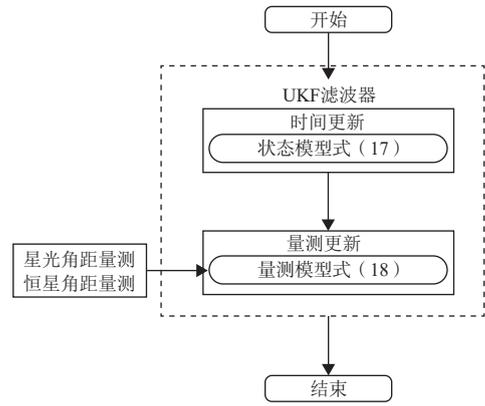


图5 组合导航的流程图

Fig. 5 Flowchart for integrated navigation

## 5 仿真分析

### 5.1 仿真条件

本研究以“新视野”(New Horizons)探测器为研究对象,重点分析其奔木阶段的轨道特性。该探测器于2007年1月8日正式启动木星探测任务,其J2000惯性坐标系的轨道参数通过STK(System Tool Kit)软件生成,具体参数详见表1<sup>[23]</sup>。星光角距和恒星角距数据均通过宽视场相机测量计算。值得注意的是,在探测任务执行过程中,木星在视场中被简化为面目标,这一假设导致木星质心提取存在固有误差,使得星光角距的测量误差显著大于恒星角距的测量误差。为验证导航算法的有效性,研究设置了相应的滤波器参数,具体数值见表2。另外,与组合导航对比的天文测角导航和相对论导航的滤波器参数见表3和表4所示。

表1 探测器初始轨道参数

Table 1 Initial orbital parameters of probe

参数	数值
发射日期	2006.01.19
C3能量/( $\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2}$ )	158.108
出发渐近线赤经/( $^\circ$ )	209.958
出发渐近线赤纬/( $^\circ$ )	-9.022 26

表2 组合导航的滤波器参数

Table 2 Filter parameters for integrated navigation

参数	数值
初始状态误差	[5 km, 5 km, 5 km, 0.5 m/s, 0.5 m/s, 0.5 m/s] <sup>T</sup>
初始状态协方差矩阵	diag[(5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> ]
过程噪声协方差矩阵	diag[10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> ]
量测噪声协方差矩阵	diag[(3 as) <sup>2</sup> , (3 as) <sup>2</sup> , (3 as) <sup>2</sup> , (1 mas) <sup>2</sup> , (1 mas) <sup>2</sup> , (1 mas) <sup>2</sup> ]

表 3 天文测角导航的滤波器参数

Table 3 Filter parameters for star angle navigation

参数	数值
初始状态误差	[5 km, 5 km, 5 km, 0.5 m/s, 0.5 m/s, 0.5 m/s] <sup>T</sup>
初始状态协方差矩阵	diag[(5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> ]
过程噪声协方差矩阵	diag[10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> ]
量测噪声协方差矩阵	diag[(3 as) <sup>2</sup> , (3 as) <sup>2</sup> , (3 as) <sup>2</sup> ]

表 4 相对论导航的滤波器参数

Table 4 Filter parameters for starNAV navigation

参数	数值
初始状态误差	[5 km, 5 km, 5 km, 0.5 m/s, 0.5 m/s, 0.5 m/s] <sup>T</sup>
初始状态协方差矩阵	diag[(5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (5 km) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> , (0.5 m/s) <sup>2</sup> ]
过程噪声协方差矩阵	diag[10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 10 <sup>-10</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> , 2 × 10 <sup>-5</sup> ]
量测噪声协方差矩阵	diag[(1 mas) <sup>2</sup> , (1 mas) <sup>2</sup> , (1 mas) <sup>2</sup> ]

5.2 仿真结果

5.2.1 不同导航方法的结果

探测器使用测角导航、相对论导航、测角/相对论组合导航的结果如图6所示。不同导航方法探测器的平均位置误差与平均速度误差如表5所示。根据表5可得, 组合导航的位置误差仅3.76 km, 速度误差0.09 m/s。3种导航方式中, 组合导航的位置精度最高, 相对于测角导航误差减少了87.24%; 速度误差与相对论导航几乎相等, 但相对于测角导航减少了83.02%。这是因为探测器的速度信息主要由相对论导航提供, 两种方法在速度信息的结果差异较小。结果表明, 考虑相对论效应的测角/相对论组合导航可显著提升导航精度。

表 5 不同导航方法的平均位置误差与平均速度误差

Table 5 Mean position error and mean velocity error of different navigation methods

导航方法	平均位置误差/km	平均速度误差/(m·s <sup>-1</sup> )
测角导航	29.46	0.53
相对论导航	5.69	0.09
测角/相对论组合导航	3.76	0.09

5.2.2 木星星历误差对组合导航的影响

组合导航在有无星历误差情况下位置误差和速度误差如图7所示, 两种情况下的平均位置误差和平均速度误差如表6所示。从图7和表6可知, 测角和相对论组合导航在两种情况下的结果几乎一致, 表明木星星历误差对组合导航影响较小。



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图 7 木星星历误差对组合导航的影响

Fig. 7 Impact of Jupiter ephemeris error on integrated navigation

表 6 木星星历误差对组合导航的影响

Table 6 Impact of Jupiter ephemeris error on integrated navigation

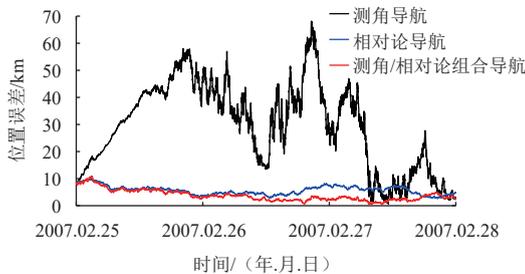
有无木星星历误差	平均位置误差/km	平均速度误差/(m·s <sup>-1</sup> )
有星历误差	3.76	0.09
无星历误差	3.73	0.09

5.2.3 星光角距量测误差对组合导航的影响

组合导航在恒星角距的量测误差1 mas, 星光角距量测误差分别为1、3和5 as时的位置误差和速度误差结果对比图如图8所示。3种情况下, 平均位置误差和平均速度误差如表7所示。从图8和表7可以看出, 随着星光角距量测误差的增大, 测角/相对论组合导航的误差也会随之增大。此外, 星光角距量测误差对组合导航的位置误差影响较大, 但对速度误差影响较小。

5.2.4 恒星角距量测误差对组合导航的影响

组合导航在星光角距量测误差为3 as, 恒星角距量



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图 6 3种导航方法的结果对比图

Fig. 6 Comparison of results from three navigation methods

测误差分别为1、3和5 mas 3种情况下的位置误差和速度误差结果对比图结果如图9所示。组合导航在3种情

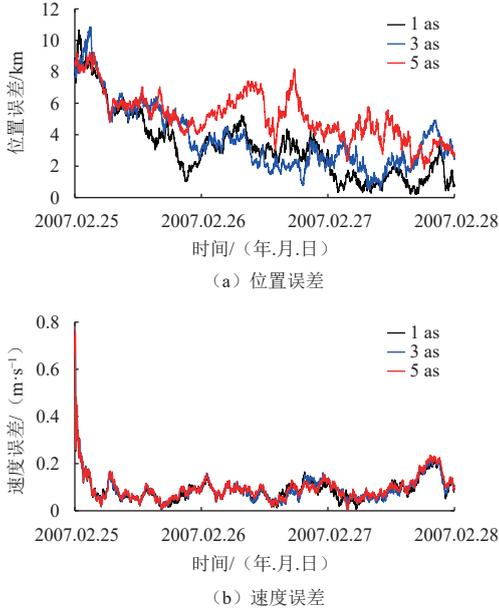


图8 不同星光角距离测噪声下组合导航的结果

Fig. 8 Results of integrated navigation under different star angle measurement noise

表7 不同星光角距离测噪声下组合导航的平均位置误差与平均速度误差

Table 7 Mean position error and velocity error of integrated navigation under different star angle measurement noise

星光角距离测误差/as	平均位置误差/km	平均速度误差/ (m·s <sup>-1</sup> )
1	3.22	0.09
3	3.76	0.09
5	5.14	0.10

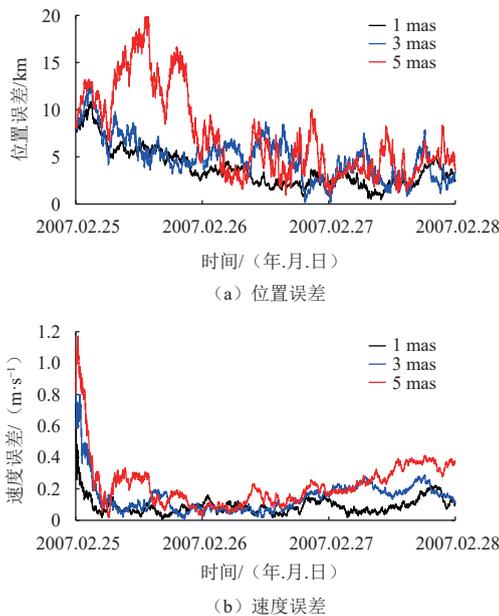


图9 不同恒星角距离测噪声下组合导航的结果

Fig. 9 Results of integrated navigation under different inter-star angle measurement noises

况下的平均位置误差和平均速度误差如表8所示。从图9和表8可以看出,随着恒星角距离测误差的增大,组合导航的精度也随之下降。另外,恒星角距离测误差对位置误差和速度误差的影响都较显著。

表8 不同恒星角距离测噪声下组合导航的平均位置误差与平均速度误差

Table 8 Mean position error and mean velocity error of integrated navigation under different inter-star angle measurement noise

恒星角距离测误差/mas	平均位置误差/km	平均速度误差/ (m·s <sup>-1</sup> )
1	3.93	0.09
3	4.92	0.15
5	7.21	0.23

## 6 结论

考虑到木星星历误差对导航精度的影响,本文提出了一种木星测角/相对论组合导航方法。该方法通过对以木星为近天体的天文测角导航与相对论导航组合,该方法受木星星历误差的影响较小,从而为探测器提供高精度的导航信息。仿真结果表明木星测角/相对论组合导航几乎不受木星星历误差影响,且精度显著优于天文测角导航及相对论导航,可为木星探测器提供高精度的自主导航信息。此外,本文还分析了星光角距离测误差、恒星角距离测误差对导航精度的影响。

## 参考文献

- [1] BOLTON S J, LUNINE J, STEVENSON D, et al. The Juno mission[J]. Space Science Reviews, 2017, 213(1): 5-37.
- [2] YOUNG R E, SMITH M A, SOBECK C K. Galileo probe: in situ observations of Jupiter's atmosphere[J]. Science, 1996, 272(5263): 837-838.
- [3] DIEHL R, KAPLAN D, PENZO P. Satellite tour design for the Galileo mission[C]//Proceedings of 21st Aerospace Sciences Meeting. Reno, USA: [s. n.], 1983.
- [4] ONEIL W J, MITCHELL R T. Galileo mission overview[C]//Proceedings of American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reno, USA: [s. n.], 1983.
- [5] JOHNSON T V. The Galileo mission[J]. Scientific American, 1995, 273: 44-51.
- [6] NYBAKKEN R. The Juno mission to Jupiter — a pre-launch update[C]//Proceedings of 2011 Aerospace Conference. Big Sky, USA: [s. n.], 2011.
- [7] BUFFINGTON B. Trajectory design concept for the proposed Europa clipper mission (invited)[C]//Proceedings of AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. San Diego, CA: AIAA, 2014.
- [8] 杜洋, 刘镒, 张祎, 等. 木星冰卫星探测任务分析与我国木星探测建议[J]. 空间科学与试验学报, 2024, 1(3): 58-65.
- [9] DU Y, LIU Y, ZHANG Y, et al. Analysis of JUICE and suggestion for Jovian system exploration[J]. Journal of Space Science and Experiment,

- 2024, 1(3): 58-65.
- [9] 张众, 武迪, 宝音贺西. 深空探测任务进展与展望[J]. 上海航天(中英文), 2024, 41(5): 52-68.  
ZHANG Z, WU D, BAOYIN H X. Progress and prospects of deep space exploration missions[J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2024, 41(5): 52-68.
- [10] 梁有鹏, 刘晓东. 木星尘埃流动力学仿真过程中的随机充电策略[J]. 空间科学与试验学报, 2024, 1(1): 54-62.  
LIANG Y P, LIU X D. Stochastic charging strategy in dynamic simulation of Jovian dust streams[J]. Journal of Space Science and Experiment, 2024, 1(1): 54-62.
- [11] 赵玉芬, 华跃进, 李一良, 等. 空间生命科学学科发展战略研究[J]. 空间科学学报, 2024, 44(3): 387-399.  
ZHAO Y F, HUA Y J, LI Y L, et al. Strategic study for the development of space life[J]. Chinese Journal of Space Science, 2024, 44(3): 387-399.
- [12] 宁晓琳, 吴伟仁, 房建成. 深空探测器自主天文导航技术综述(上)[J]. 中国航天, 2010(6): 37-40.  
NING X L, WU W R, FANG J C. A survey of autonomous astronomical navigation technology for deep space detectors[J]. Aerospace China, 2010(6): 37-40.
- [13] 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.
- [14] 桂明臻, 宁晓琳, 芦佳振, 等. 考虑星历误差的天文测角/时间延迟量测组合导航方法[J]. 飞控与探测, 2020, 3(4): 24-32.  
GUI M Z, NING X L, LU J Z, et al. Celestial star angle/time delay measurement integrated navigation method considering ephemeris error[J]. Flight Control & Detection, 2020, 3(4): 24-32.
- [15] GEIGER B, ANDRÉS R, STABELLA T. Radiometric calibration of the rosetta navigation camera[J]. Journal of Astronomical Instrumentation, 2021, 10(1): 1-29.
- [16] GOROG F, ARNOLFO M C, BELMANA S, et al. JUICE navigation camera design[C]//Proceedings of International Conference on Space Optics—ICSO 2018. Chania, Greece: [s. n.], 2019.
- [17] 朱庆华, 王卫华, 刘付成, 等. “天问一号”火星探测环绕器导航制导与控制技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 11-18.  
ZHU Q H, WANG W H, LIU F C, et al. Navigation, guidance and control technology of Mars exploration orbiter Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 11-18.
- [18] CHRISTIAN J A. StarNAV: autonomous optical navigation of a spacecraft by the relativistic perturbation of starlight[J]. Sensors, 2019, 19(19): 4064.
- [19] MCKEE P, NGUYEN H, KUDENOV M W, et al. StarNAV with a wide field-of-view optical sensor[J]. Acta Astronautica, 2022, 197: 220-34.
- [20] 桂明臻, 魏一丰, 宁晓琳. 考虑相对论效应的火星探测器天文测角导航[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(2): 126-132.  
GUI M Z, WEI Y F, NING X L. Celestial angle measurement navigation for Mars probe considering relativistic effect[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 126-132.
- [21] 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.
- [22] FOLKNER W M, WILLIAMS J G, BOGGS D H, et al. The planetary and lunar ephemerides DE430 and DE431[R]. Pasadena, California: Interplanetary Network Progress Report, 2014.
- [23] GUI M Z, NING X, MA X, et al. A novel celestial aided time-differenced pulsar navigation method against ephemeris error of Jupiter for Jupiter exploration[J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(3): 1127-1134.
- [24] NING X L, YANG Y Q, LI Z, et al. Ephemeris corrections in celestial/pulsar navigation using time differential and ephemeris estimation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(1): 268-275.
- [25] KLIONER S A. A practical relativistic model for microarcsecond astrometry in space[J]. The Astronomical Journal, 2003, 125(3): 1580.
- [26] WANG Y, ZHENG W, SUN S, et al. X-ray pulsar-based navigation system with the errors in the planetary ephemerides for Earth-orbiting satellite[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(12): 2394-2404.
- [27] JULIER S J, UHLMANN J K, DURRANT-WHYTE H F. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45: 477-482.
- [28] YAN H, LIU H, SUN X, et al. Accuracy evaluation of marginalized unscented Kalman filter[J]. Space: Science & Technology, 2023, 3: 0085.

作者简介:

桂明臻(1992-), 男, 副教授, 硕士生导师, 主要研究方向: 深空探测器自主导航。本文通信作者。

通信地址: 中南大学自动化学院(410083)

E-mail: guimingzhen@csu.edu.cn

# A Star Angle/StarNAV Integrated Navigation Method for Jupiter Exploration

GUI Mingzhen<sup>1,2</sup>, ZHANG Zhanhe<sup>1,2</sup>, XIONG Kai<sup>3</sup>, NING Xiaolin<sup>4</sup>

(1. School of Automation, Central South University, Changsha 410083, China;

2. Hunan Provincial Key Laboratory of Optic-Electronic Intelligent Measurement and Control, Changsha 410083, China;

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;

4. School of Instrumentation Science and Optoelectronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Due to Jupiter's long distance from us, the positional error of Jupiter can reach hundreds of kilometers, posing significant challenges to autonomous navigation for spacecraft. To address this issue, a star angle/StarNAV integrated navigation method was proposed. By analyzing the impact of ephemeris error of Jupiter on StarNAV, it was observed that velocity error of Jupiter had a greater influence on StarNAV, while positional error had a relatively smaller effect. Considering that Jupiter's positional error is relatively large while its velocity error was small, the integration of star angle navigation and StarNAV was applied to Jupiter exploration. In this method, Star Angle navigation provides the spacecraft's position relative to Jupiter, while StarNAV primarily supplies the velocity information of the spacecraft's relative to Jupiter. Simulation results demonstrate that the proposed integrated navigation method is nearly unaffected by Jupiter's ephemeris error and achieves significantly higher accuracy than Star Angle navigation or StarNAV alone, providing high-precision autonomous navigation information for Jupiter exploration.

**Keywords:** Jupiter exploration; autonomous navigation; ephemeris error; integrated navigation

## Highlights:

- The proposed integrated navigation method is less affected by the ephemeris error of Jupiter.
- The star angle/StarNAV integrated navigation method improves position accuracy and velocity accuracy by 87.24% and 83.02%, respectively, compared to the star angle navigation method.
- The influence of measurement error on navigation is analyzed.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]