木星恒星角距与天体轮廓的深空导航方法

陆栋宁[1]，熊 凯[1]，郭瑞科[1]，李玉明[1]，赵 明[1]，潘立鑫[1]，陈 超[1]，袁 利[2]

（1. 北京控制工程研究所，北京 100081；2. 中国空间技术研究院，北京 100081）

摘 要：针对木星探测导航高自主性和实时性需求，提出一种基于主动基准测量的光行差自主导航系统方法。利用探测器搭载的主动光学基准源，将多台星敏感器统一到相同的安装基准，基于不同星敏感器光轴在该基准下的光行差效应，配合宽视场导航敏感器相对木星方位和视半径的测量，实现航天器的自主轨道确定。建立光行差观测模型和主动基准测量几何约束模型，设计了基于扩展卡尔曼滤波（Extended Kalman Filter，EKF）的自主导航解算算法。经近地卫星在轨飞行测试表明，该方法可实现优于5 km的定位精度，为深空探测器在远距离弱信号条件下实现高精度自主导航提供了一种可行的技术途径。

关键词：恒星角距；光行差；星敏感器基准测量；自主导航；宽视场导航敏感器

中图分类号：P185.7 **文献标识码：**A **文章编号：**2096-9287(2026)04-0312-11

DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20260033

引用格式：陆栋宁，熊凯，郭瑞科，等. 木星恒星角距与天体轮廓的深空导航方法[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（4）：312-322.

Reference format: Lu D N，Xiong K，Guo R K，et al. Deep-space navigation based on stellar angular measurements and planetary limb observations of Jupiter[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（4）：312-322.

引 言

木星作为太阳系的“行星之王”，拥有复杂而庞大的卫星系统，常被称为“微型太阳系”。木星多颗卫星极可能存在能够孕育生命的冰下海洋，同时，天文学家目前已发现相当比例的系外行星都是类木气态巨行星。因此，木星系统作为天文学家理解太阳系起源与演化、寻找地外生命、“近距离”研究系外行星的一个蓝本，一直是深空探测的热点。迄今为止，已有多达9台深空探测器抵达过木星并开展科学探测活动[1]，其中“朱诺号”（Juno）探测器仍活跃在环木星轨道进行科学探测，2030年前后还有“露西号”（Lucy）、木星冰卫星探测器（JUpiter ICy moons Explorer，JUICE）、“欧罗巴快帆”（Europa Clipper）等3台美国及欧洲探测器先后飞抵木星附近对木星的特洛伊（Trojan）小行星、木星的冰卫星（木卫二、木卫三以及木卫四）开展科学探测[1]。为提升中国深空探测的科学技术水平，为人类太空探索事业贡献中国智慧，中国在火星、近地小行星探测任务之后进一步规划了面向木星及其卫星的科学探测任务[2]。然而，木星系统环境恶劣，且距离地球可达6个天文单位（Astronomical Unit，AU），单程信号延迟 50 min以上，地面测控已难以实现对探测器的实时干预。尽管中国已经具备了木星探测器的跟踪测量能力[3]，但目前仍难以达到美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration，NASA）、欧洲航天局（European Space Agency，ESA）的深空精密测控水平[4]。因此，为确保木星探测任务的顺利完成，参考“天问一号”火星探测器的成功经验[5]，中国木星探测器应具备千米级自主导航能力[6]。

恒星光行差导航（Stellar Aberration Navigation，SAN）是一种基于恒星光行差效应推算航天器速度矢量的自主导航方法。其利用恒星光线入射方向随航天器运动速度变化而产生的视向偏移来反演航天器速度，从而实现不依赖地面测控或全球卫星定位系统（Global Navigation Satellite System，GNSS）的深空自主导航[7-8]。光行差不依赖于太阳的光照条件，距离太阳数10 AU仍可正常工作，而且基于传统用于惯性定姿的星敏感器两两配对就能够用于光行差角距余弦测量，无需额外增加导航敏感器。光行差属于速度测量型自主导航技术，可与位置测量型（行星视线/视半径导航、X射线脉冲星导航等）形成互补，为探测器提供速度自主估计能力以提高导航的滤波收敛速度，同时约束轨道加速度项的漂移。

光行差导航测速精度依赖于恒星角距的精确测量（其误差放大因子为光速c），而且星敏感器的安装由

收稿日期：2026-05-08 修回日期：2026-07-29

基金项目：国家自然科学基金（62394354，62394355）

于受到运载火箭发射时振动及入轨后空间热环境的影响，与发射前精测安装存在较大的变化，其量级可达角分水平，可能超过探测器飞行产生的光行差（以木星轨道探测器为例，探测器飞行速度对应光行差约20～40″）。不同于文献[9-10]采用速度或视线等部分测量信息进行导航系统设计，本文基于传统惯性定姿的星敏感器，提出引入主动基准测量方法消除星敏感器结构形变对光行差角距的测量影响，同时利用宽视场敏感器对木星光学轮廓进行木心视线及木星视半径测量，实现完整的测速、测角和测距信息的滤波和融合，从而有效提高木星探测器的自主导航精度至千米级水平。

1　基于恒星角距的速度测量

1.1　相对论光行差

光行差是天文学家根据目标的方位（如赤经α和赤纬δ）偏移量定义的，即，根据赤经和赤纬将望远镜指向预定目标时，需将赤经α及赤纬δ向地球飞行的速度方向偏移$\Delta\alpha$及$\Delta\delta$（根据$\boldsymbol{z}(\alpha,\delta)+\boldsymbol{v}$求出$\Delta\alpha$及$\Delta\delta$）。然而，航天器使用的星敏感器是根据光轴所观察到的恒星确定惯性方向，是天文学家观测目标的逆过程，即根据星敏感器所观察到的恒星赤经α、赤纬δ确定方向$\boldsymbol{z}$，即

$$\boldsymbol{z}=[\cos\delta\cos\alpha,\ \cos\delta\sin\alpha,\ \sin\delta]^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

其中，

$$\begin{cases}\alpha=\arctan2(z_y,z_x)\in[-\pi,\pi]\\ \delta=\arcsin z_z\in[-\pi/2,\pi/2]\end{cases} \tag{2}$$

根据星敏感器所识别出的恒星，通过查询恒星在星表中的坐标$\{\alpha,\delta\}$确定星敏感器光轴的惯性指向$\boldsymbol{z}$。

由于光速c有限，当航天器以速度$\boldsymbol{v}$运动时，恒星的星光如雨点般倾向于在航天器飞行方向的前方出现，如图1中$s_2\rightarrow s\rightarrow s_1$所示。因此，星敏感器光轴$\boldsymbol{z}$本应看到的恒星$s$移动到$s_1$的位置；而光轴上识别到的恒星，则是光轴后方的恒星$s_2$，沿飞行方向出现在了当前光轴上（$s_2\rightarrow s$）。

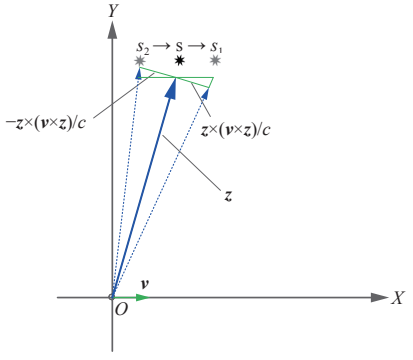


图 1　星敏感器的光行差建模

Fig. 1　Stellar aberration modeling for star sensors

根据上述分析，要构造出星敏感器光轴$\boldsymbol{z}$受到的光行差影响后的光轴测量量$\boldsymbol{z}_m$，应将速度$\boldsymbol{v}$取反，由相对论速度合成方法可得

$$\boldsymbol{z}_m=\frac{1}{1-\dfrac{\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}}{c}}\left(\frac{\boldsymbol{z}}{\gamma_v}-\frac{\boldsymbol{v}}{c}+\frac{1}{c^2}\frac{\gamma_v}{\gamma_v+1}(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z})\boldsymbol{v}\right) \tag{3}$$

其中，洛伦兹因子γ_v为

$$\gamma_v=\frac{1}{\sqrt{1-\dfrac{\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{v}}{c^2}}} \tag{4}$$

由相对论速度合成方法，真指向$\boldsymbol{z}$为

$$\boldsymbol{z}=\frac{1}{1+\dfrac{\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}{c}}\left[\frac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\frac{\boldsymbol{v}}{c}+\frac{1}{c^2}\frac{\gamma_v}{\gamma_v+1}(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}\right] \tag{5}$$

为修正光行差以获得星敏感器光轴及横轴的真实指向，可将其作为小角度做近似处理，则校正矩阵为[11]

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{rm}}=\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}^{\times} \tag{6}$$

其中：$\boldsymbol{\Phi}=[\varphi,\ \theta,\ \psi]^{\mathrm{T}}$，且

$$\boldsymbol{\Phi}^{\times}=\begin{bmatrix}0&-\psi&\theta\\ \psi&0&-\varphi\\ -\theta&\varphi&0\end{bmatrix} \tag{7}$$

$$\boldsymbol{z}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{rm}}\boldsymbol{z}_m=\frac{1}{1+\dfrac{\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}{c}}\left[\frac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\frac{\boldsymbol{v}}{c}+\frac{\gamma_v(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}}{c^2(\gamma_v+1)}\right] \tag{8}$$

$$(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}^{\times})\boldsymbol{z}_m=\frac{1}{1+\dfrac{\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}{c}}\left[\frac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\frac{\boldsymbol{v}}{c}+\frac{\gamma_v(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}}{c^2(\gamma_v+1)}\right] \tag{9}$$

进一步整理可得

$$\begin{cases}-\boldsymbol{\Phi}^{\times}\boldsymbol{z}_m=-\boldsymbol{z}_m+\dfrac{c}{c+\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}\left[\dfrac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\dfrac{\boldsymbol{v}}{c}+\dfrac{\gamma_v(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}}{c^2(\gamma_v+1)}\right]\\ \Leftrightarrow \boldsymbol{z}_m^{\times}\boldsymbol{\Phi}=-\boldsymbol{z}_m+\dfrac{c}{c+\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}\left[\dfrac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\dfrac{\boldsymbol{v}}{c}+\dfrac{\gamma_v(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}}{c^2(\gamma_v+1)}\right]\end{cases} \tag{10}$$

由于$\boldsymbol{z}_m^{\times}$为3 × 3的反对称阵，不存在通常意义的逆矩阵。但是当$\boldsymbol{z}_m$不是零向量时，取$\boldsymbol{z}_m^{\times}$的伪逆仍可以获得上述方程的唯一解，即

$$\boldsymbol{\Phi}=\mathrm{pinv}(\boldsymbol{z}_m^{\times})\left\{-\boldsymbol{z}_m+\frac{c}{c+\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m}\left[\frac{\boldsymbol{z}_m}{\gamma_v}+\frac{\boldsymbol{v}}{c}+\frac{\gamma_v(\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m)\boldsymbol{v}}{c^2(\gamma_v+1)}\right]\right\} \tag{11}$$

其中：$\mathrm{pinv}(\boldsymbol{z}_m^{\times})$为矩阵$\boldsymbol{z}_m^{\times}$的伪逆。

当速度$\|\boldsymbol{v}\|\ll c$时$\gamma_v\approx 1$，$\boldsymbol{v}\cdot\boldsymbol{z}_m/c\approx 0$，近似解为

$$\boldsymbol{\Phi}=\mathrm{pinv}(\boldsymbol{z}_m^{\times})\frac{\boldsymbol{v}}{c} \tag{12}$$

根据上述推导，采用星敏感器i，j的光轴测量结果$\boldsymbol{z}_m$之内积作为光行差角距余弦测量值y_{ij}，即

$$y_{ij}=\boldsymbol{z}_{mi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{mj} \tag{13}$$

而根据公式采用真实指向$\boldsymbol{z}$计算的光行差角距的余弦[12]为

$$y_{ij}=\boldsymbol{z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_j-\left(1-\boldsymbol{z}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_j\right)\left(\boldsymbol{z}_i+\boldsymbol{z}_j\right)^{\mathrm{T}}\frac{\boldsymbol{v}}{c}+o\left(\boldsymbol{v},\boldsymbol{z}_i,\boldsymbol{z}_j\right) \tag{14}$$

其中：$o\left(\boldsymbol{v},\boldsymbol{z}_i,\boldsymbol{z}_j\right)$为$\boldsymbol{v}$、$\boldsymbol{z}_i$、$\boldsymbol{z}_j$的高阶小量。

对测量值式（13）与理论值式（14）进行仿真，结果高度一致，如图2所示，说明光行差模型正确。

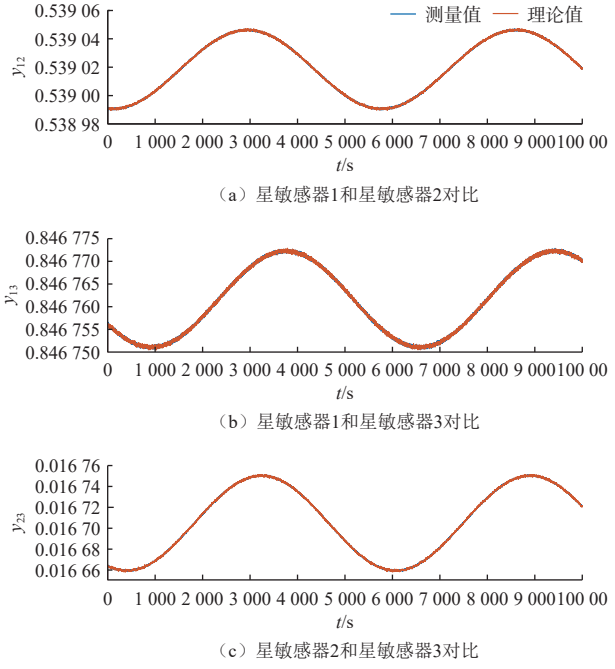


图2 光行差角距余弦值测量值和理论值对比

Fig. 2 Comparison between measured and theoretical values of cosine of stellar aberration angular separation

1.2 基于恒星光行差角距余弦的速度测量

根据前述分析，通过光行差角距余弦的测量，可获得速度信息，即

$$h_{ij}\approx\boldsymbol{z}_{mi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{mj}+\left(1-\boldsymbol{z}_{mi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{mj}\right)\left(\boldsymbol{z}_{mi}+\boldsymbol{z}_{mj}\right)^{\mathrm{T}}\frac{\left(\boldsymbol{v}_{\mathrm{T}}+\boldsymbol{v}_{\mathrm{J}}\right)}{c} \tag{15}$$

其中：c为光速；h_{ij}（i，$j=1$，2，3，$i\neq j$）为星敏感器i，j的安装夹角余弦，其不受恒星光行差的影响，但会受到星敏感器的热结构形变影响，需通过基准测量进行补偿；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{T}}$为探测器相对于木星的环绕速度；$\boldsymbol{v}_{\mathrm{J}}$为木星相对于太阳系质心（Solar System Barycenter，SSB）的三维速度，可根据行星星历（如DE440/441精密星历）计算得到。根据上述关系式，通过三台星敏感器的角距余弦的测量，可以解算出探测器相对木星的速度，即

$$\boldsymbol{v}_{\mathrm{T}}\approx c\begin{pmatrix}\left(1-\boldsymbol{z}_{m1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m2}\right)\left(\boldsymbol{z}_{m1}+\boldsymbol{z}_{m2}\right)^{\mathrm{T}}\\ \left(1-\boldsymbol{z}_{m2}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m3}\right)\left(\boldsymbol{z}_{m2}+\boldsymbol{z}_{m3}\right)^{\mathrm{T}}\\ \left(1-\boldsymbol{z}_{m1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m3}\right)\left(\boldsymbol{z}_{m1}+\boldsymbol{z}_{m3}\right)^{\mathrm{T}}\end{pmatrix}^{-1}\left(\begin{bmatrix}h_{12}\\ h_{23}\\ h_{13}\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\boldsymbol{z}_{m1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m2}\\ \boldsymbol{z}_{m2}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m3}\\ \boldsymbol{z}_{m1}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{m3}\end{bmatrix}\right)-\boldsymbol{v}_{\mathrm{J}} \tag{16}$$

若星敏感器能够对所有识别出的星点进行处理，则可获得多个测量结果，采用伪逆法，可获得k时刻的速度最小二乘估计，即

$$\hat{\boldsymbol{v}}\approx c\cdot\mathrm{pinv}\left(\begin{pmatrix}\vdots\\ \left(1-\boldsymbol{z}_{mi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{mj}\right)\left(\boldsymbol{z}_{mi}+\boldsymbol{z}_{mj}\right)^{\mathrm{T}}\\ \vdots\end{pmatrix}\right)\left(\begin{bmatrix}\vdots\\ h_{ij}\\ \vdots\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\vdots\\ \boldsymbol{z}_{mi}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_{mj}\\ \vdots\end{bmatrix}\right)-\boldsymbol{v}_{\mathrm{J}} \tag{17}$$

1.3 星历表的速度精度

恒星星表（如第谷星表、依巴谷星表、盖亚星表等）均采用太阳系质心惯性系描述恒星方位，因此通过恒星光行差角距余弦获得的速度估计是探测器相对于日心的惯性速度。为获得探测器相对中心天体的相对速度，必须扣除中心天体相对SSB的惯性速度，该速度可由行星星历给出。因此，若中心天体的星历数据精度不足，则基于恒星光行差获得的相对速度也会很差。目前针对最常用的DE星历速度精度评估较少，本文对DE440/DE441星历的木星速度精度进行评估，DE系列星历及其任务需求如表1所示。其基本思想：宏观系统位置测量得越准，速度测量相应也越准，二者存在约束关系。在引力场中，位置与势能相关，速度与动能相关，而势能与动能形成的总能量是守恒的，因此可采用能量守恒法对位置和速度变化量的相关性进行量级上的评估。

表1 DE系列星历及其任务需求

Table 1 DE series ephemeris and mission requirements

星 历	发布时间	任务需求
DE440/441	2021	“欧罗巴快帆”/“木星冰月”探测器
DE438	2018	“火星奥德赛”/“火星侦察”轨道器
DE436	2016	“朱诺号”木星探测器
DE432	2014	“新视野号”冥王星探测器
DE424	2011	“火星科学实验室”
DE422/423	2009	“信使号”水星探测器
DE409/410	2003	“卡西尼—惠更斯号”土星探测器
DE405	1998	天文年鉴/IAU2009参数来源

设E_{J}为木星的轨道总能量，其值为轨道动能与轨道势能之和，即

$$E_{\mathrm{J}}=\frac{v_{\mathrm{J}}^2}{2}-\frac{\mu_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{J}}} \tag{18}$$

其中：v_{J}为木星的轨道速度大小；r_{J}为木星相对日心的距离；μ_{S} 为太阳引力常数。

由机械能守恒定律可知

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{v_{\mathrm{J}}^2}{2}-\frac{\mu_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{J}}}\right)=0 \tag{19}$$

$$v_{\mathrm{J}}\dot{v}_{\mathrm{J}}+\frac{\mu_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{J}}^2}\dot{r}_{\mathrm{J}}=0 \tag{20}$$

令δr_{J}表示木星位置的变化量，δv_{J}表示木星速度的变化量，那么

$$\delta v_{\mathrm{J}}=\dot{v}_{\mathrm{J}}\delta t,\ \ \delta r_{\mathrm{J}}=\dot{r}_{\mathrm{J}}\delta t \tag{21}$$

$$v_{\mathrm{J}}\delta v_{\mathrm{J}}+\frac{\mu_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{J}}^2}\delta r_{\mathrm{J}}=0 \tag{22}$$

整理得

$$|\delta v_{\mathrm{J}}|=\frac{\mu_{\mathrm{S}}}{r_{\mathrm{J}}^2}\left|\frac{\delta r_{\mathrm{J}}}{v_{\mathrm{J}}}\right| \tag{23}$$

可见木星速度变化量δv_{J}是速度v_{J}、位置r_{J}及位置变化量δr_{J}的函数，位置精度越高，速度精度相应也越高，反之亦然。因此，采用位置的精度（或不确定度）可对速度精度（或不确定度）进行大致估算。

根据文献[13]，DE440星历以各天体的探测器观测数据残差表征星历精度，其中木星以Juno探测器的4年单程测距残差均方根（13 m）评估木星轨道形状误差，以Juno的2年VLBA（Very Long Baseline Array）残差评估木星在天球坐标系的方向误差，其中赤经均方根误差为0.4 mas，赤纬均方根误差为0.6 mas。根据日木平均距离（$r_{\mathrm{J}}=7.783\,408\,2\times10^{11}$ m），相应位置误差：赤经位置误差$(1\sigma)=1.512\,5$ km，赤纬位置误差$(1\sigma)=2.268\,8$ km。

那么，切向位置总误差8.180 2 km（3σ）。若进一步考虑Juno径向距离均方根误差13 m，则总位置误差也不超过8.2 km（3σ）。已知太阳引力常数为$\mu_{\mathrm{S}}=1.327\,124\,4\times10^{20}$ m^3/s^2，木星轨道平均速度为$v_{\mathrm{J}}=1.305\,6\times10^4$ m/s，木星星历位置不确定度按$\delta r_{\mathrm{J}}=8.2\times10^3$ m代入式（23）可得速度不确定度为

$$|\delta v_{\mathrm{J}}|\approx1.4\times10^{-4}\ \mathrm{m/s}$$

因此，理论上根据木星星历位置误差推算的木星星历速度误差应该很小，其量级应在亚毫米每秒。作为参考，文献[4]给出的Juno测速残差优于0.11 mm/s，与上述估算的结果基本一致，同时也符合文献[13]的论断。

综上，即使采用精度高达1 mas的星敏感器进行恒星角距余弦测量，测速精度约在数米每秒的量级，采用目前最新的DE440星历给出的木星公转速度仍满足基于恒星光行差角距余弦的速度测量需求，可作为环木星测速导航的基准星历。

2　基于天体轮廓的测距与定心

在航天器运行过程中，利用在航天器配置的地球敏感器获得地心方位，同时利用星敏感器观测天球上的恒星，通过计算恒星视线方向矢量的夹角得到恒星角距余弦观测量；进而通过扩展卡尔曼滤波器（Extended Kalman Filter，EKF），结合航天器轨道动力学模型，处理地心方位和恒星角距余弦观测量，迭代计算估计得到航天器的位置和速度信息。基于木心方位和恒星观测的自主测距基本方法如图3所示。

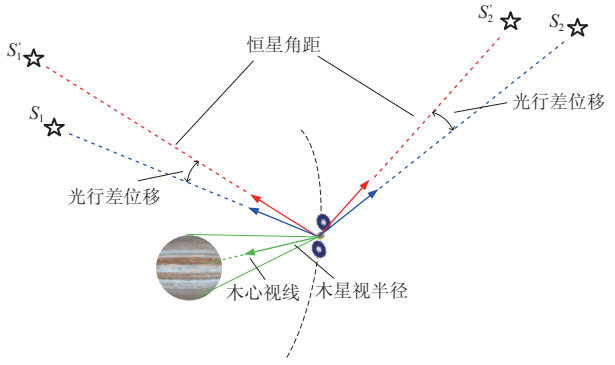


图 3　基于测速测角测距信息的木星轨道器自主导航

Fig. 3　Autonomous navigation of Jupiter orbiter based on velocity，angle，and range measurements

2.1　测距与定心

根据宽视场敏感器得到的木星圆盘视半径ρ_{J}，单位为rad，可求得木心距，基于宽视场敏感器的木星边缘提取与定心如图4所示。

$$\|\boldsymbol{r}\|=\frac{R_{\mathrm{J}}}{\sin\rho_{\mathrm{J}}} \tag{24}$$

其中：R_{J}为木星半径。

卫星在惯性系的位置矢量为

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{I}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}=-\|\boldsymbol{r}\|\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}^{0} \tag{25}$$

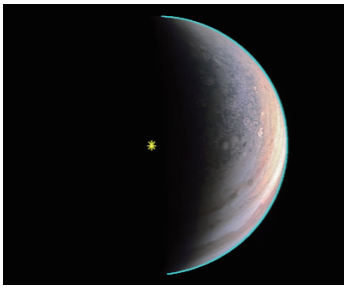


图 4　基于宽视场敏感器的木星边缘提取与定心

Fig. 4　Jupiter limb extraction and centering based on a wide field-of-view sensor

其中：惯性姿态$\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}(\boldsymbol{q}_{\mathrm{BI}})$由星敏感器与陀螺定姿获得；中心矢量$\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}^{0}$由宽视场敏感器通过边缘检测后进行定心获得[14]。即通过宽视场敏感器对天体中心$\boldsymbol{E}_b=[e_{bx},e_{by}]^{\mathrm{T}}$的测量，可获得探测器相对木星方位的信息为

$$\begin{bmatrix} e_{bx} \\ e_{by} \end{bmatrix}=-\frac{1}{\|\boldsymbol{r}\|}\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \tag{26}$$

其中，

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ * \end{bmatrix}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}\boldsymbol{r}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{BI}}\begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \tag{27}$$

则

$$\boldsymbol{r}_{\mathrm{B}}^{0}=\left[e_{bx}\ \ e_{by}\ \ \sqrt{1-e_{bx}^2-e_{by}^2}\right]^{\mathrm{T}} \tag{28}$$

2.2 误差分析

设宽视场敏感器测量精度$\Delta\rho$，则垂直视线方向的横向误差为

$$\varepsilon_{\mathrm{vertical}}=(R_{\mathrm{J}}+h)\times\Delta\rho \tag{29}$$

其中：h为探测器飞行高度。

沿视线方向的径向误差为

$$\varepsilon_{\mathrm{axial}}=\frac{R_{\mathrm{J}}}{\sin^2\rho_{\mathrm{J}}}\cos\rho_{\mathrm{J}}\times\Delta\rho+\frac{\Delta R_{\mathrm{J}}}{\sin\rho_{\mathrm{J}}} \tag{30}$$

其中：ΔR_{J}为目标天体半径的模型误差。

天体视半径为

$$\rho_{\mathrm{J}}=\arcsin\frac{R_{\mathrm{J}}}{R_{\mathrm{J}}+h} \tag{31}$$

则总定位误差为

$$\varepsilon=\sqrt{\varepsilon_{\mathrm{vertical}}^2+\varepsilon_{\mathrm{axial}}^2} \tag{32}$$

以地球LEO轨道卫星为例，地球赤道半径为6 378.137 km，面阵静态红外地球敏感器测角精度约为0.03°，则卫星在500 km高度飞行时采用地球轮廓进行自主导航（考虑二氧化碳层高度约40 km），其定位误差约为3.9 km。进一步根据式（23）可知，对应速度误差约为4.3 m/s。

3 误差标定与补偿

3.1 星敏感器的基准测量与补偿

毫角秒星敏感器感光探测器焦平面具有发光和收光功能，测量星敏感器相对于整星中央棱镜的基准变化，进而消除结构热变形的影响，可获得仅由光行差引起的恒星角距变化。星敏感器基准测量原理如图5所示。设中央棱镜坐标系与星敏感器同时输出惯性测量四元数$\boldsymbol{q}_{si}$和相对中央棱镜的基准实时变化相对四元数$\boldsymbol{q}_{s0s}$，则

$$\boldsymbol{C}_{bi}(\boldsymbol{q}_{bi})=\boldsymbol{C}_{bj}\cdot\boldsymbol{C}_{js0}\cdot\boldsymbol{C}_{s0s}(\boldsymbol{q}_{s0s})\cdot\boldsymbol{C}_{si}(\boldsymbol{q}_{si}) \tag{33}$$

其中：$\boldsymbol{C}_{bi}$为中央棱镜坐标系（真本体系）相对惯性系的姿态阵；$\boldsymbol{C}_{bj}$为星敏感器基准镜相对中央棱镜坐标系的精测阵；$\boldsymbol{C}_{js0}$为整星精测时星敏感器基准镜与星敏感器探测器坐标系的转换阵；$\boldsymbol{C}_{s0s}$为实时测量的星敏感器探测器与中央基准镜的误差补偿阵；$\boldsymbol{C}_{si}$为实时测量的星敏感器探测器相对惯性系的姿态阵。

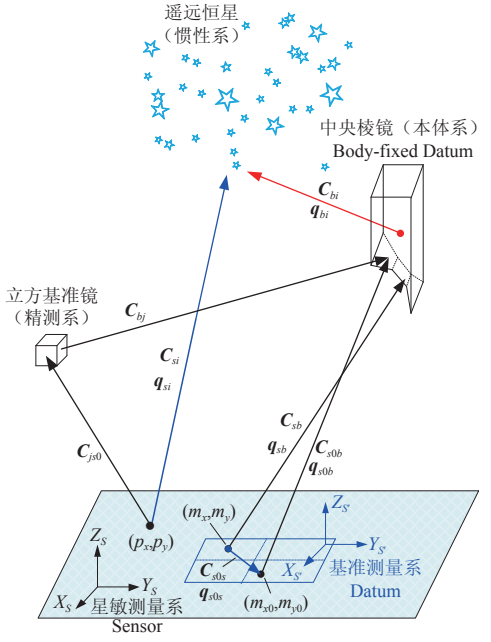


图 5 星敏感器基准测量原理示意图

Fig. 5 Schematic diagram of star tracker reference measurement principle

为补偿星敏感器基准形变对于光行差角距的影响，可基于基准测量结果对星敏感器的安装矩阵或者星敏感器测量惯性姿态输出进行补偿，二者可以获得等效的补偿效果。

3.2 星敏感器的光轴夹角余弦校正

参考文献[15]，定义三台星敏感器的光轴指向为$\boldsymbol{z}_A$、$\boldsymbol{z}_B$、$\boldsymbol{z}_C$，则经过光行差校正后，星敏感器在惯性系下的实测指向为

$$\begin{cases} \boldsymbol{z}_A^{\mathrm{mea}}=[z_{Ax}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{Ay}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{Az}^{\mathrm{mea}}]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{z}_B^{\mathrm{mea}}=[z_{Bx}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{By}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{Bz}^{\mathrm{mea}}]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{z}_C^{\mathrm{mea}}=[z_{Cx}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{Cy}^{\mathrm{mea}}\ \ z_{Cz}^{\mathrm{mea}}]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{34}$$

本体系下，星敏感器经过基准形变校正后的安装指向为

$$\begin{cases} \boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}=[z_{Ax}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{Ay}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{Az}^{\mathrm{amb}}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{C}_{SA_SA0}\boldsymbol{C}_{SA0_Ab}[0\ \ 0\ \ 1]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=[z_{Bx}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{By}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{Bz}^{\mathrm{amb}}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{C}_{SB_SB0}\boldsymbol{C}_{SB0_Bb}[0\ \ 0\ \ 1]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}=[z_{Cx}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{Cy}^{\mathrm{amb}}\ \ z_{Cz}^{\mathrm{amb}}]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{C}_{SC_SC0}\boldsymbol{C}_{SC0_Cb}[0\ \ 0\ \ 1]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{35}$$

其中：$\boldsymbol{C}_{SA_SA0}$、$\boldsymbol{C}_{SB_SB0}$、$\boldsymbol{C}_{SC_SC0}$为星敏感器基准形变测量值；$\boldsymbol{C}_{SA0_Ab0}$、$\boldsymbol{C}_{SB0_Bb0}$、$\boldsymbol{C}_{SC0_Cb0}$为星敏感器初始安装矩阵。

定义星敏感器光轴夹角余弦为$\cos\alpha_{AB}$、$\cos\alpha_{AC}$、$\cos\alpha_{BC}$，则

$$\begin{aligned}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}=&(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{mea}})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{mea}}=\left(\boldsymbol{C}_{ib}\boldsymbol{C}_{Ab_Ab0}\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{ib}\boldsymbol{C}_{Bb_Bb0}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\\&\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{Ab_Ab0}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{ib}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{ib}\boldsymbol{C}_{Bb_Bb0}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\\&\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{Ab_Ab0}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{Bb_Bb0}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{C}_{AB}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\end{aligned}\tag{36}$$

其中，

$$\Delta\boldsymbol{C}_{AB}=\boldsymbol{C}_{Ab_Ab0}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_{Bb_Bb0}\tag{37}$$

同理

$$\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{mea}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{C}_{AC}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\tag{38}$$

$$\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{mea}}=\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{C}_{BC}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\tag{39}$$

设校正矩阵$\Delta\boldsymbol{C}_{AB}$、$\Delta\boldsymbol{C}_{AC}$、$\Delta\boldsymbol{C}_{BC}$为小角度近似矩阵。以$\Delta\boldsymbol{C}_{AB}$为例，令

$$\Delta\boldsymbol{C}_{AB}=\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}_{AB}^{\times}\tag{40}$$

其中：$\boldsymbol{\Phi}_{AB}=[\varphi_{AB},\theta_{AB},\psi_{AB}]^{\mathrm{T}}$，且

$$\boldsymbol{\Phi}_{AB}^{\times}=\begin{bmatrix}0&-\psi_{AB}&\theta_{AB}\\\psi_{AB}&0&-\varphi_{AB}\\-\theta_{AB}&\varphi_{AB}&0\end{bmatrix}\tag{41}$$

则

$$\begin{aligned}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}=&\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\Delta\boldsymbol{C}_{AB}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}_{AB}^{\times}\right)\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\\&\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}-\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Phi}_{AB}^{\times}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\end{aligned}\tag{42}$$

即

$$\begin{aligned}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}-\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=&-\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Phi}_{AB}^{\times}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\\&\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{AB}\end{aligned}\tag{43}$$

整理得

$$\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}-\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{AB}\tag{44}$$

$$\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{mea}}-\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\right)^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{AC}\tag{45}$$

$$\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{mea}}-\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\right)^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{BC}\tag{46}$$

定义

$$\begin{cases}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{amb}}=\left(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}}\end{cases}\tag{47}$$

矩阵形式为

$$\begin{bmatrix}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{amb}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}})^{\times}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}})^{\times}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}})^{\times}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}_{AB}\\\boldsymbol{\Phi}_{AC}\\\boldsymbol{\Phi}_{BC}\end{bmatrix}\tag{48}$$

令

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}=\begin{bmatrix}\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{AB}^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{AC}^{\mathrm{amb}}\\\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{mea}}-\cos\alpha_{BC}^{\mathrm{amb}}\end{bmatrix}\\\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}})^{\times}&\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{z}_A^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}})^{\times}&\boldsymbol{0}\\\boldsymbol{0}&\boldsymbol{0}&(\boldsymbol{z}_B^{\mathrm{amb}})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{z}_C^{\mathrm{amb}})^{\times}\end{bmatrix}\\\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Phi}_{AB}\\\boldsymbol{\Phi}_{AC}\\\boldsymbol{\Phi}_{BC}\end{bmatrix}\end{cases}\tag{49}$$

则

$$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}\tag{50}$$

采用递推最小二乘方法，辨识结果如图6所示。

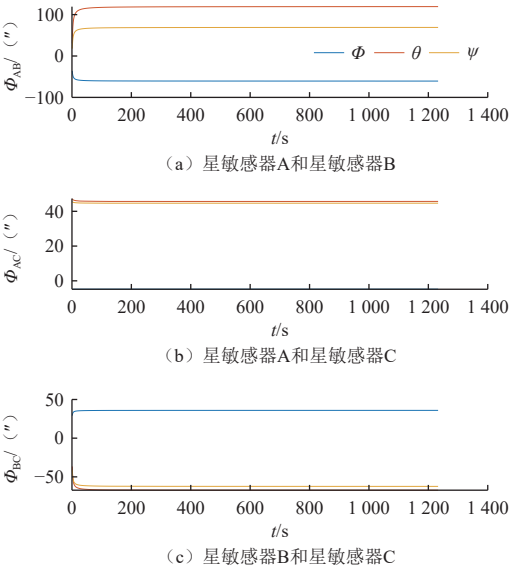


图 6　星敏感器夹角余弦误差参数辨识结果

Fig. 6　Identification performance of error parameters in inter-boresight angle cosine between star trackers

根据上述辨识结果$\{\boldsymbol{\Phi}_{AB},\ \boldsymbol{\Phi}_{AC},\ \boldsymbol{\Phi}_{BC}\}$，对星敏感器安装计算的夹角余弦进行修正，如图7中蓝线所示。相比校正前的光轴夹角余弦（图8），修正值与

根据星敏感器实测光轴夹角余弦值（预估值和计算值）吻合，误差约为1×10^{-6}量级。

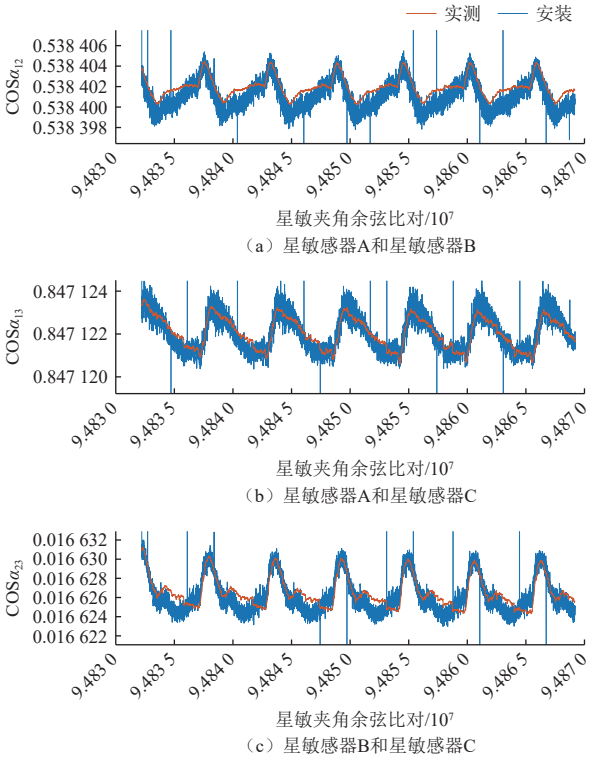


图 7 星敏感器夹角余弦校正结果

Fig. 7 Correction performance of inter-star-tracker boresight angle cosine

3.3 宽视场敏感器与星敏感器的基准统一

与上一节类似，设宽视场敏感器测量的中心天体矢量（如红外地球敏感器获得的地心矢量）为

$$\boldsymbol{e}_b=[e_{bx},e_{by},e_{bz}]^{\mathrm{T}} \tag{51}$$

星敏感器及轨道计算的中心天体矢量为

$$\boldsymbol{z}_b=\boldsymbol{C}_{bs}\cdot\boldsymbol{C}_{si}\cdot\boldsymbol{C}_{io}\cdot[0,0,1]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{C}_{bo}\cdot[0,0,1]^{\mathrm{T}} \tag{52}$$

其中：$\boldsymbol{C}_{bs}$为星敏感器的安装阵；$\boldsymbol{C}_{si}=\boldsymbol{C}_{si}(\boldsymbol{q}_{si})$为星敏感器的姿态测量；$\boldsymbol{C}_{io}=\boldsymbol{C}_{oi}^{\mathrm{T}}$（$i$，$\Omega$，$u$），则

$$\boldsymbol{e}_b=\boldsymbol{C}_{es}\cdot\boldsymbol{z}_b \tag{53}$$

设

$$\boldsymbol{C}_{es}=\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}_{es}^{\times} \tag{54}$$

其中：$\boldsymbol{\Phi}_{es}=[\varphi_{es},\theta_{es},\psi_{es}]^{\mathrm{T}}$为星敏感器与红外地球敏感器之间的误差角，则

$$\boldsymbol{e}_b=\boldsymbol{C}_{es}\boldsymbol{z}_b=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{\Phi}_{es}^{\times})\boldsymbol{z}_b=\boldsymbol{z}_b-\boldsymbol{\Phi}_{es}^{\times}\boldsymbol{z}_b=\boldsymbol{z}_b+\boldsymbol{z}_b^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{es} \tag{55}$$

即

$$\boldsymbol{e}_b-\boldsymbol{z}_b=\boldsymbol{z}_b^{\times}\boldsymbol{\Phi}_{es} \tag{56}$$

同样，采用最小二乘方法进行辨识，参数辨识效果如图9和图10所示。

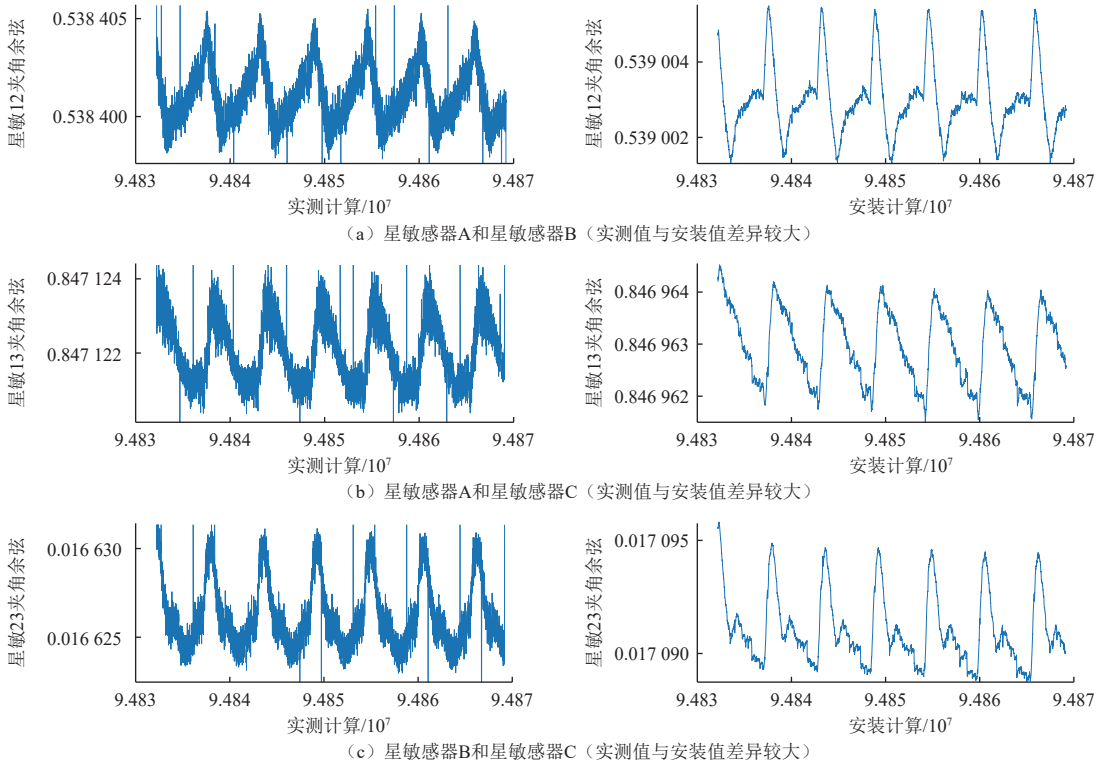
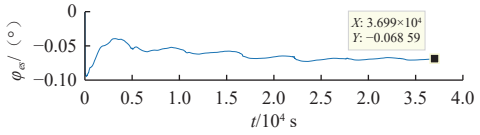
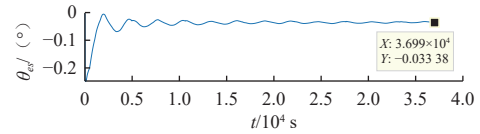


图 8 校正前的光轴夹角余弦

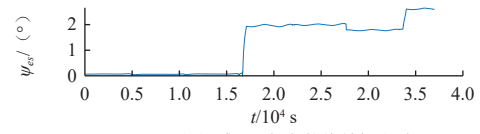
Fig. 8 Star tracker boresight direction cosine before calibration



（a）红外敏感器φ角安装偏差标定结果



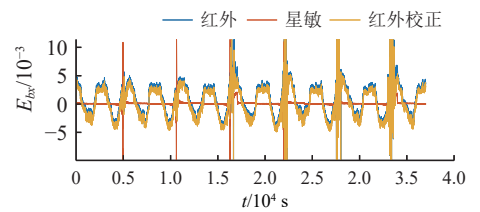
（b）红外敏感器θ角安装偏差标定结果



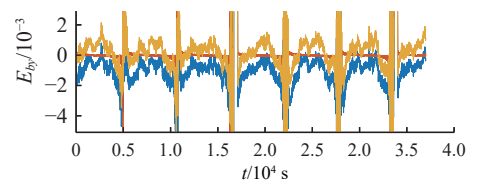
（c）红外敏感器ψ角安装偏差标定结果

图 9　星敏感器与地球敏感器安装偏差参数辨识结果

Fig. 9　Identification performance of installation misalignment parameters between star tracker and infrared sensor



（a）红外敏感器校正后的定心效果（X分量）



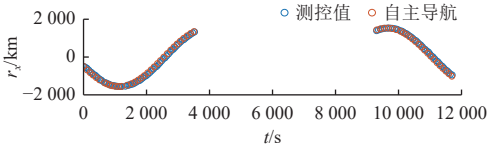
（b）红外敏感器校正后的定心效果（Y分量）

图 10　星敏感器与地球敏感器安装夹角校正结果

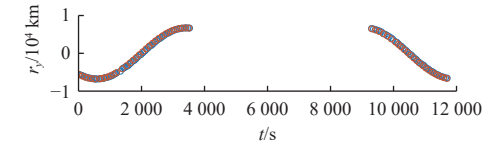
Fig. 10　Correction performance of the mounting angle between the star tracker and the infrared sensor

4　在轨测试

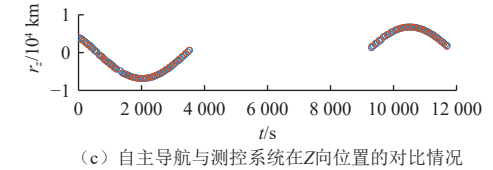
为验证本文所述测量模型的正确性及滤波算法的可行性，采用具有类似敏感器配置的地球轨道卫星开展在轨飞行测试。“天绘七号”卫星安装了三台带有基准测量系统、精度达到50 mas的高精度星敏感器，以及一台160° × 160°视场的红外地球敏感器（测量精度约0.03°），前者可模拟恒星角距的高精度测量以获得测速信息，后者可模拟宽视场敏感器对天体轮廓的测量以获得目标天体的测距和定心信息。2025年12月30日中午，“天绘七号”卫星在中国酒泉卫星发射中心发射入轨，卫星运行于高度约500 km的太阳同步轨道。飞行控制人员于2026年1月2日下午02:30（星时94 833 000 s）注入指令，启动本文所述的基于恒星角距与天体轮廓的自主导航功能，至次日上午9时（星时94 899 600 s）注入关闭指令，完成了大约20 h的导航算法测试。飞控期间获得的两段遥测数据如图11～12所示。遥测曲线表明，自主导航给出的卫星位置、速度与卫星GNSS测控结果一致，说明导航滤波已经收敛。



（a）自主导航与测控系统在X向位置的对比情况



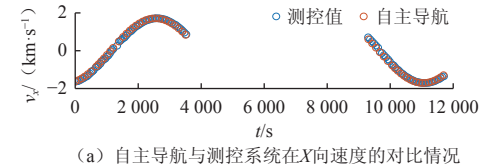
（b）自主导航与测控系统在Y向位置的对比情况



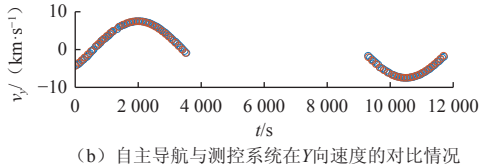
（c）自主导航与测控系统在Z向位置的对比情况

图 11　J2000惯性系位置遥测曲线

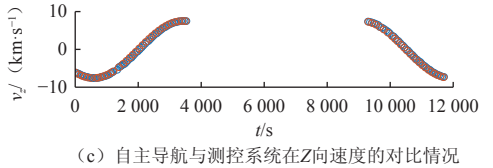
Fig. 11　J2000 inertial position telemetry curve



（a）自主导航与测控系统在X向速度的对比情况



（b）自主导航与测控系统在Y向速度的对比情况



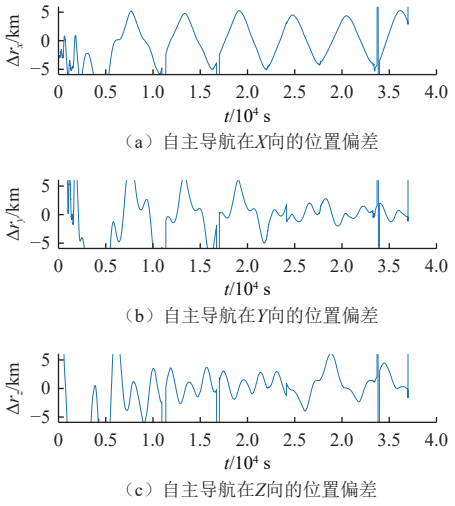
（c）自主导航与测控系统在Z向速度的对比情况

图 12　J2000惯性系速度遥测曲线

Fig. 12　J2000 inertial velocity telemetry curve

飞控结束后，进一步分析星上小型固态存储器中的高密度飞行数据（存储周期与星上控制系统同步，均为0.125 s），可获得自主导航与GNSS测控系统的位置和速度偏差。GNSS给出的卫星导航精度可达亚米级[16-17]，远高于自主导航水平，因此可以以GNSS测控系统为基准评估自主导航效果。图13～14表明，自主

导航启动后约5 000 s，位置偏差收敛到5 km左右，速度偏差收敛到5 m/s左右。



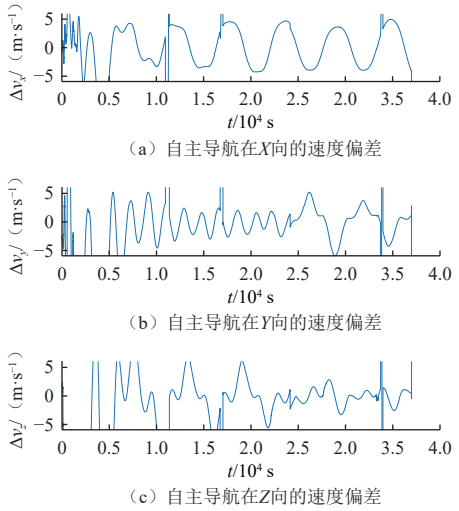
（a）自主导航在X向的位置偏差

（b）自主导航在Y向的位置偏差

（c）自主导航在Z向的位置偏差

图 13 惯性位置偏差

Fig. 13 Inertial position error



（a）自主导航在X向的速度偏差

（b）自主导航在Y向的速度偏差

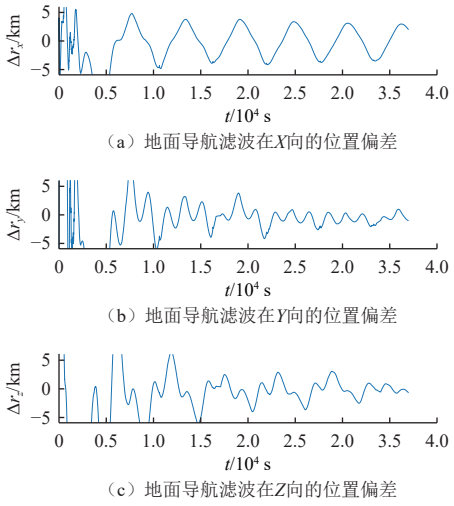
（c）自主导航在Z向的速度偏差

图 14 惯性速度偏差

Fig. 14 Inertial velocity error

根据星上小型固态存储器中星敏感器和地球敏感器原始测量数据进行剔野等地面处理，并采用第4节给出的算法进行标定及系统误差校正，重新进行导航滤波，效果如图15～16所示。地面滤波处理表明，经过系统误差校正后，定位误差可进一步收敛至4 km以内，速度误差收敛至4 m/s以内，基本符合第3节给出的误差预期，说明本文所提滤波及系统误差校正方法的正确、有效。

应该指出的是，目前获得的导航精度是在地球附近的轨道环境下进行飞行测试的情况，与真实的木星环境仍然存在较大差别。后续应进一步针对木星形状进行建模，如考虑木星较大的扁率对轮廓定心及测距的影响，以提高木星探测的适用性。



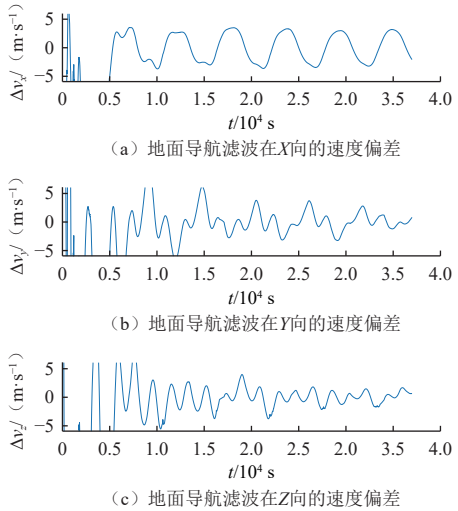
（a）地面导航滤波在X向的位置偏差

（b）地面导航滤波在Y向的位置偏差

（c）地面导航滤波在Z向的位置偏差

图 15 地面滤波位置误差

Fig. 15 Ground-based filtering position error



（a）地面导航滤波在X向的速度偏差

（b）地面导航滤波在Y向的速度偏差

（c）地面导航滤波在Z向的速度偏差

图 16 地面滤波速度误差

Fig. 16 Ground-based filtering velocity error

5 结 论

本文融合恒星角距与天体轮廓测量设计了自主导航滤波方法，同时针对系统误差设计了标校算法，并开展了在轨飞行测试。主要结论如下：

1） 针对木星轨道探测器的光行差导航所需星历中的速度精度给出了一种评估方法，获得了DE440/441木星星历速度精度足以支持基于恒星光行差导航需求的结论。

2） 设计了基于恒星角距与天体轮廓的自主导航算法并在近地轨道开展在轨飞行测试，测试表明，自

主导航系统可实现5 km级定位精度水平。

3） 针对带有基准测量的高精度星敏感器，开展了星敏感器安装基准误差测量与补偿、星敏感器光轴夹角余弦校正、宽视场敏感器与星敏感器基准统一等标校算法设计，并基于在轨飞行数据验证了算法的正确性和有效性。

后续将在本文研究结果基础上继续开展工程化研究，确保基于恒星角距与天体轮廓的自主导航方法能够真正适用于木星飞行环境。

参考文献

[1] 高博宇，陈忠贵，周文艳. 国外木星探测任务进展与分析[J]. 航天器工程，2021，30(5)：107-114.
Gao B Y，Chen Z G，Zhou W Y. Progress and analysis of foreign Jovian exploration missions[J]. Spacecraft Engineering，2021，30(5)：107-114.

[2] 中华人民共和国国务院新闻办公室. 2021中国的航天[EB/OL]. (2026-05-08)[2022-01-28]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758824/n6758845/c10006721/content.html.
The State Council Information Office of the People's Republic of China. China Aerospace 2021[EB/OL]. (2022-01-28)[2026-05-08]. https://www.cnsa.gov.cn/n6758824/n6758845/c10006721/content.html.

[3] 陈略，平劲松，李文潇，等. 基于中国深空站的木星探测器开环测量试验[J]. 深空探测学报(中英文)，2018，5(4)：382-386.
Chen L，Ping J S，Li W X，et al. Juno radio open loop measurement experiment based on China's deep space stations[J]. Journal of Deep Space Exploration，2018，5(4)：382-386.

[4] Durante D，Parisi M，Serra D，et al. Jupiter's gravity field halfway through the Juno mission[J]. Geophysical Research Letters，2020，47(4)：1-8.

[5] 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.

[6] 段建锋，张宇，孔静，等. 火星探测器行星际转移段定轨精度评估[J]. 空间科学学报，2023，43(3)：499-506.
Duan J F，Zhang Y，Kong J，et al. Evaluation of orbit determination accuracy in interplanetary transfer section of Mars probe[J]. Chinese Journal of Space Science，2023，43(3)：499-506.

[7] 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.

[8] 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.
Gui M Z，Zhang Z H，Xiong K，et al. A star angle/star NAV integrated navigation method for Jupiter exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration，2025，12(2)：144-152.

[9] 戴志雯，侯博文，张艺捷，等. QLEKF的木星探测环绕段自主导航方法[J]. 深空探测学报(中英文)，2025，12(2)：162-171.
Dai Z W，Hou B W，Zhang Y J，et al. Research on an autonomous navigation method for the orbital phase of jupiter probe based on QLEKF[J]. Journal of Deep Space Exploration，2025，12(2)：162-171.

[10] 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.

[11] 吕振铎，雷拥军. 卫星姿态测量与确定[M]. 北京：国防工业出版社，2013.
Lv Z D，Lei Y J. Satellite attitude measurement and determination[M]. Beijing：National Defense Industry Press，2013.

[12] 熊凯，魏春岭，李连升，等. 深空探测器相对论导航方法[J]. 深空探测学报(中英文)，2023，10(2)：269-286.
Xiong K，Wei C L，Li L S，et al. Relativistic navigation method for deep space probes[J]. Journal of Deep Space Exploration，2023，10(2)：269-286.

[13] Park R S，Folkner W M，Williams J G，et al. The JPL planetary and lunar ephemerides DE440 and DE441[J]. The Astronomical Journal，2021，161(3)：1-15.

[14] Christian J A. Optical navigation using planet's centroid and apparent diameter in image[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2015，38(2)：192-204.

[15] 刘一武. 多体柔性卫星全天时的高精度控制方法与应用[M]. 北京：中国宇航出版社，2024.

[16] Mao X Y，Arnold D，Girardin V，et al. Dynamic GPS-based LEO orbit determination with 1 cm precision using the bernese gnss software[J]. Advances in Space Research，2021，67：788-805.

[17] Selvan K，Siemuri A，Prol F S，et al. Precise orbit determination of LEO satellites：a systematic review[J]. GPS Solutions，2023，27：1-17.

作者简介：

陆栋宁(1982－)，男，高级工程师，主要研究方向：航天器导航、制导与控制。**本文通信作者**。

通信地址：北京2729信箱(100081)

E-mail：dongninglu@126.com

Deep-Space Navigation Based on Stellar Angular Measurements and Planetary Limb Observations of Jupiter

Lu Dongning[1]，Xiong Kai[1]，Guo Ruike[1]，Li Yuming[1]，Zhao Ming[1]，
Pan Lixin[1]，Chen Chao[1]，Yuan Li[2]

（1. Beijing Institute of Control Engineering，Beijing 100081，China；
2. China Academy of Space Technology，Beijing 100081，China）

Abstract：To satisfy the requirements of highly autonomous and real-time Jupiter exploration，an autonomous orbit determination method based on active-reference measurements and stellar aberration was proposed. An onboard active optical reference source was used to establish a common alignment reference for multiple star trackers. By combining stellar aberration measurements derived from the optical axes of different star trackers with observations of Jupiter's line-of-sight direction and apparent angular radius from a wide-field-of-view navigation sensor，autonomous spacecraft orbit determination was achieved. A stellar aberration measurement model and an active-reference geometric constraint model were formulated，and an Extended Kalman Filter-based autonomous navigation algorithm was developed. On-orbit experiments using a low-Earth-orbit satellite demonstrate a positioning accuracy better than 5 km，validating the feasibility of the proposed approach for high-precision autonomous navigation of deep-space spacecraft under long-range weak-signal conditions.

Keywords：stellar angular measurements；stellar aberration；star-sensor-based reference measurement；autonomous navigation；wide-field-of-view navigation sensor

Highlights：

- The velocity accuracy of Jupiter's ephemeris required for the stellar aberration-based navigation of Jovian orbiters was investigated，and an evaluation method was proposed.
- The study concludes that the velocity accuracy of the DE440/441 Jupiter ephemeris is sufficient to support the requirements of navigation based on stellar aberration.
- An autonomous navigation algorithm based on stellar angular distances and celestial body contours was designed for Jovian orbiters. Following the on-orbit flight test，the system achieved a navigation accuracy at the 5 km level.
- Focused on ultra-high-precision measurements，calibration algorithms were designed for reference error measurement and compensation，cosine correction of inter-tracker boresight angles，and unification of wide-field sensor and star tracker references. The correctness and effectiveness of these algorithms were subsequently validated using on-orbit flight data.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]