考虑星历误差的天文测角/时间延迟量测组合导航方法*

桂明臻[1]，宁晓琳[2]，芦佳振[1]，魏才盛[1]

（1. 中南大学 航空航天学院·长沙·410083；
2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院·北京·100191）

摘　要：基于太阳振荡的时间延迟是一种新型天文导航量测量，可以提供探测器相对反射天体的距离信息，与星光角距量测量结合，可以提高导航性能。然而，星光角距量测模型与时间延迟量测模型均含有火卫一相对火星的位置矢量，火卫一的星历误差将影响导航精度。针对这一问题，提出了一种基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航方法，建立了包含火卫一位置及速度的状态模型，利用星光角距及时间延迟量测量同时对火卫一的位置和速度进行在线估计。仿真结果表明，提出的方法可以有效抑制火卫一星历误差对组合导航精度的影响，为探测器提供高精度的自主导航信息。

关键词：深空探测；天文导航；组合导航；时间延迟量测；星历误差

中图分类号：V448.22+4　　**文献标志码**：A　　**文章编号**：2096-5974(2020)04-0024-09

Celestial Star Angle/ Time Delay Measurement Integrated Navigation Method Considering Ephemeris Error

GUI Mingzhen[1], NING Xiaolin[2], LU Jiazhen[1], WEI Caisheng[1]

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083;
2. School of Instrumentation Science & Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191)

Abstract: The time delay based on solar oscillation is a new type of celestial navigation measurement, which can provide the distance information of the spacecraft relative to the reflected celestial body. Combined with the star angle measurement, it can improve the navigation performance. However, both the measurement model of star angle and the measurement model of time delay contain the position vector of Phobos relative to Mars. The ephemeris error of Phobos will affect the navigation accuracy. To solve this problem, a celestial star angle/ time delay measurement integrated navigation method based on online estimation is proposed, and a state model including Phobos position and velocity is established. The star angle and time delay measurement are used to simultaneously estimate the position and velocity of Phobos. The simulation results show that the proposed method can effectively suppress the influence of the ephemeris error of Phobos on the integrated navigation accuracy, and provide high-precision autonomous navigation information for the spacecraft.

Keywords: deep space exploration; celestial navigation; integrated navigation; time delay measurement; ephemeris error

---

* 收稿日期：2020-05-24；修回日期：2020-07-02
基金项目：国家自然科学基金项目（61722301）
作者简介：桂明臻（1992—），男，博士，副教授，主要从事天文自主导航系统的研究。
E-mail：guimingzhen@126.edu.cn

0 引　　言

深空探测已成为国家综合实力与科技水平的重要标志。虽然我国在深空探测领域起步较晚，但发展迅速，并已取得了阶段性的研究成果。随着我国运载火箭和其他深空探测技术的发展和经济实力的提高，后续还将逐步开展火星、金星、小行星及太阳系边际等探测任务[1]。对于行星探测任务而言，导航精度对于任务的成败有着重要的影响[2]。目前探测器导航主要依赖于地面无线电测控[3]。这种方法可以满足大部分的近地空间任务需求，但是对于距离较远的深空探测任务，地面无线电测控主要存在通信时延长、运行成本高、可能受日凌和天体遮挡等干扰导致导航中断等方面的问题[4]。为了克服以上问题，自主导航技术引起了人们的重视。天文导航利用敏感器实时获得自然天体信息，结合探测器的运动规律，采用最优估计方法获取探测器的位置、速度信息。天文导航不需要地面设备的支持，具有全自主、无时延、无遮挡等优点，已成为一种有效的自主导航手段[5]。

目前天文导航可以分为天文测角导航、天文脉冲星测距导航、天文多普勒测速导航等。天文测角导航[6-7]瞬时定位精度高，可提供探测器相对目标天体的方向信息，但是探测器与天体间距离越远，测角导航的定位精度越低，且该方法无法直接提供探测器相对目标天体的距离信息[8]。天文脉冲星测距导航[9-10]适用于整个太空，但是目前可用于导航的脉冲星的数量较少，并且信号微弱，需要的采样周期较长[11]。天文多普勒测速导航[12-13]可以直接获得速度信息，但是该方法易受恒星自身光谱频率变化的影响，并且导航位置误差随时间积累，不具备完全可观测性[14]。

为弥补现有天文导航方法的不足，宁晓琳提出一种基于太阳振荡时间延迟量测的自主天文导航方法[15]。太阳振荡引起太阳谱线中心的强度和波长在短时间内剧烈变化，使用两个原子鉴频仪分别指向太阳和反射天体，同时探测太阳光光谱线心波长并记录时间，获得直接接收的太阳光到达时间和经天体反射的太阳光到达时间之间的时间延迟。因为时间延迟与太阳的位置、反射天体的位置及探测器的位置有关，因此将时间延迟作为量测量，提供探测器的位置信息。由于仅以太阳振荡时间延迟作为量测量的天文导航的精度受时间延迟量测误差、量测量获取的时间间隔、反射天体星历误差、探测器到反射天体间距离等因素影响，因此宁晓琳提出了天文测角/时间延迟量测组合导航方法[16]，利用天文测角导航与基于太阳振荡时间延迟量测的天文导航间的互补特性，将太阳振荡时延量测量与星光角距量测量组合，提高导航性能。

受现有观测技术的限制，用来预测行星位置的行星历表并不准确。文献［17］指出，1950 年火卫一的星历误差约为 1km，到 2050 年将会增加 8km。天体星历误差对天文测角导航及基于太阳振荡时间延迟量测的天文导航精度均会产生影响。研究结果表明，1km 的火卫一的星历误差引起最大值为 40″的测角量测误差[18]；火卫一的星历误差为 1km 时基于太阳振荡时间延迟量测的天文导航的导航位置误差是无火卫一星历误差时的近 8 倍[15]。为提高深空探测器导航精度，有必要对天体星历误差进行分析和抑制。文献［19］提出一种通过将编队飞行的两颗探测器接收的天文量测量差分，消除由星历误差引起的系统误差，但这种方法需要多探测器协同工作。文献［20］提出一种通过将同一探测器在不同历元接收的天文量测量差分，消除由星历误差引起的系统误差，该星历误差抑制方法适用于单一探测器任务。通过量测差分对星历误差进行抑制时，差分量测量只能提供相对导航信息，导致绝对导航信息缺失。文献［18］针对星历误差提出一种在线估计的方法，将火卫一的位置及速度作为状态量进行在线估计，抑制火卫一的星历误差。

本文提出了一种考虑星历误差的天文测角/时间延迟量测组合导航方法，将反射天体的位置和速度作为系统状态量扩维到状态向量中，根据轨道动力学建立系统状态模型，再利用星光角距量测量及时间延迟量测量在线估计并修正反射天体的位置及速度，最终得到探测器高精度的位置和速度信息。

1 天文测角/时间延迟量测组合导航方法

1.1 状态模型

对于火星捕获段的探测器，其运动可描述为以火星为中心天体的受摄三体模型，将其他扰动

视为过程噪声。火星惯性坐标系下探测器的动力学模型可写为

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{v}\\ \dot{\boldsymbol{v}}=-\dfrac{\mu_{\mathrm{m}}}{r^{3}}\boldsymbol{r}-\mu_{\mathrm{s}}\left[\dfrac{1}{r_{\mathrm{ts}}^{3}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts}}+\dfrac{1}{r_{\mathrm{sm}}^{3}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}\right]+\boldsymbol{w}_{\mathrm{v}}\end{cases}\tag{1}$$

其中 $\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 分别表示探测器相对火星的位置及速度矢量，μ_{m} 和 μ_{s} 分别表示火星和太阳的引力常数，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts}}$ 表示探测器相对太阳的位置矢量，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}$ 表示太阳相对火星的位置矢量，r、r_{ts} 及 r_{sm} 分别表示 $\boldsymbol{r}$、$\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts}}$ 及 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}$ 的二范数，$\boldsymbol{w}_{\mathrm{v}}$ 表示探测器推力及其他摄动引起的过程噪声。

1.2　量测模型

1.2.1　星光角距量测模型

利用测角敏感器获得探测器与火星及其背景恒星间的星光角距，以及探测器与火卫一及其背景恒星间的星光角距，以这些星光角距作为量测量建立量测模型：

$$\begin{cases}\alpha_{\mathrm{m}i}=\arccos\left(\dfrac{1}{r}\boldsymbol{r}\boldsymbol{s}_{i}\right)\\ \alpha_{\mathrm{p}i}=\arccos\left(\dfrac{1}{r_{\mathrm{tp}}}\boldsymbol{r}_{\mathrm{tp}}\boldsymbol{s}_{i}\right)\qquad i=1,2,3\\ \quad=\arccos\left(\dfrac{1}{\|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}\|}(\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}})\boldsymbol{s}_{i}\right)\end{cases}\tag{2}$$

其中 $\alpha_{\mathrm{m}i}$ 是探测器与火星及其背景恒星间的星光角距，$\alpha_{\mathrm{p}i}$ 是探测器与火卫一及其背景恒星间的星光角距，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{tp}}$ 是探测器相对于火卫一的位置矢量，r_{tp} 表示 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{tp}}$ 的二范数，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{mp}}$ 是火卫一相对于火星的位置矢量，$\|\cdot\|$表示矢量的2范数，$\boldsymbol{s}_{i}$ 表示第 i 颗导航恒星的星光方向矢量，通过恒星识别从恒星星历表获得。

1.2.2　时间延迟量测模型

图1给出了时间延迟量测模型的示意图。太阳振荡在时刻发生，此时探测器相对太阳的位置及速度分别是 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts0}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts0}}$，火卫一相对太阳的位置

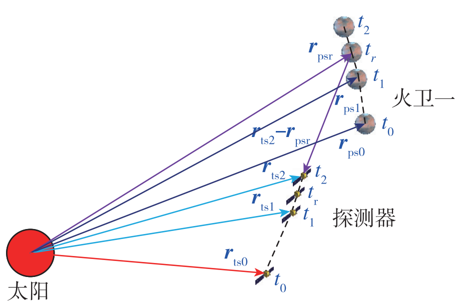


图1　时间延迟量测模型

Fig. 1　Measurement model of time delay

及速度分别为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps0}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps0}}$。在 t_1 时刻记录下直射太阳光线心波长变化，此时探测器相对太阳的位置及速度分别是 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts1}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts1}}$，火卫一相对太阳的位置及速度分别为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps1}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps1}}$。太阳光在 t_{r} 时刻被火卫一反射，此时火卫一相对太阳的位置及速度分别为 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{psr}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{psr}}$。在 t_2 时刻记录下反射太阳光线心波长变化，此时探测器相对太阳的位置及速度分别是 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts2}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts2}}$。

通过轨道动力学可以由 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts2}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts2}}$ 求出 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts1}}$ 和 $\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts1}}$：

$$(\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts1}},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts1}})=f'(\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts2}},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ts2}},\Delta t)\tag{3}$$

其中 $f'(\cdot)$ 表示式（1）中探测器轨道动力学的逆过程，$\Delta t=t_2-t_1$。通过 t_1 和 r_{ts1} 求出 t_0：

$$t_0=t_1-\frac{r_{\mathrm{ts1}}}{c}\tag{4}$$

其中 c 表示光速。由于：

$$c(t_{\mathrm{r}}-t_0)=r_{\mathrm{psr}}\tag{5}$$

且

$$(\boldsymbol{r}_{\mathrm{psr}},\boldsymbol{v}_{\mathrm{psr}})=f(\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps1}},\boldsymbol{v}_{\mathrm{ps1}},t_{\mathrm{r}}-t_1)\tag{6}$$

可用二分法解上述非线性方程，求出 t_{r}，并得到 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{psr}}$。通过 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts1}}$ 及 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{psr}}$，可建立时间延迟的隐式量测模型：

$$\begin{aligned}&(\|\boldsymbol{r}_{\mathrm{pmr}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{smr}}\|+\|\boldsymbol{r}_{2}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm2}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{pmr}}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{smr}}\|-\\&\quad\|\boldsymbol{r}_{1}-\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm1}}\|)/c-\Delta t=0\end{aligned}\tag{7}$$

其中 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pmr}}$ 及 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{smr}}$ 分别为 t_{r} 时刻火卫一及太阳相对火星的位置矢量，$\boldsymbol{r}_1$ 和 $\boldsymbol{r}_2$ 分别为 t_1 及 t_2 时刻探测器相对火星的位置矢量，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm1}}$ 及 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm2}}$ 分别为 t_1 及 t_2 时刻太阳相对火星的位置矢量。

1.2.3　导航滤波器

由于太阳光发生振荡的时间存在随机性，故以太阳振荡造成谱线波长变化为特征的时间延迟量测量的采样周期不固定，可能存在一段时间无时间延迟量测量的情况。在没有太阳振荡时间延迟量测量时，以式（1）作为状态模型、式（2）作为量测模型通过固定滤波周期的无迹卡尔曼滤波[21]获得导航结果；当获得太阳振荡时间延迟量测量时，以式（1）作为状态模型、式（7）作为量测模型，通过隐式无迹卡尔曼滤波[22]获得导航结果。

2　基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航方法

2.1　在线估计火卫一位置及速度

由式（2）及式（7）可以看到，星光角距量

测模型及时间延迟量测模型中均含有火卫一相对火星的位置矢量 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$。受现有观测技术的限制，并不能准确获得 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$。文献［18］给出了火卫一的轨道参数和不确定度，根据轨道动力学，可以求出火卫一的星历误差（如图 2 所示）。

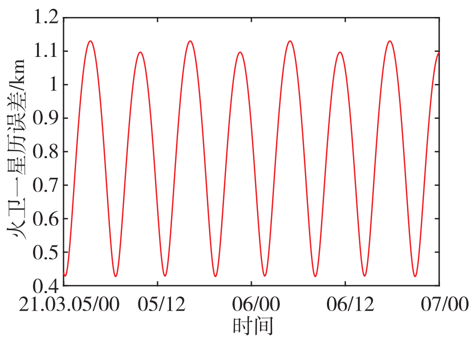


图 2　火卫一星历误差

Fig. 2　Ephemeris error of Phobos

当直接用含有误差的火卫一的位置进行滤波时，$\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$ 的误差将同时对星光角距量测及时间延迟量测的估计精度产生影响。为了抑制火卫一星历误差的影响，本文在状态向量中加入火卫一的位置和速度矢量，通过星光角距及时间延迟量测对火卫一的位置和速度进行在线估计。扩维后的系统状态向量为：

$$\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{r}\quad \boldsymbol{v}\quad \boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}\quad \boldsymbol{v}_{\mathrm{pm}}]^{\mathrm{T}} \tag{8}$$

系统状态模型为：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{v}\\ \dot{\boldsymbol{v}}=-\mu_{\mathrm{m}}\dfrac{\boldsymbol{r}}{r^{3}}-\mu_{\mathrm{s}}\left[\dfrac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{ts}}}{r_{\mathrm{ts}}^{3}}+\dfrac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}}{r_{\mathrm{sm}}^{3}}\right]+\boldsymbol{w}_{\mathrm{v}}\\ \dot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{pm}}=\boldsymbol{v}_{\mathrm{pm}}\\ \dot{\boldsymbol{v}}_{\mathrm{pm}}=-\mu_{\mathrm{m}}\dfrac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}}{r_{\mathrm{pm}}^{3}}-\mu_{\mathrm{s}}\left[\dfrac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}}{r_{\mathrm{ps}}^{3}}+\dfrac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}}{r_{\mathrm{sm}}^{3}}\right]+\boldsymbol{w}_{\mathrm{pv}}\end{cases} \tag{9}$$

其中 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}$ 为火卫一相对太阳的位置矢量，r_{ps} 表示 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}$ 的二范数，$\boldsymbol{w}_{\mathrm{pv}}$ 表示火卫一受到的扰动造成的过程噪声。

以式（2）及式（7）作为系统量测模型，在状态向量中加入火卫一的位置和速度矢量后，式（2）及式（7）中的火卫一相对火星的位置矢量 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$ 采用状态估计值。图 3 给出了基于在线估计的天文测角/时间延迟组合导航示意图。在没有太阳振荡时间延迟量测量时，以 60s 的滤波周期通过扩维状态模型（式（9））及星光角距量测模型（式（2）），采用无迹卡尔曼滤波获得状态估计及误差协方差估计；当获得太阳振荡时间延迟量测量时，通过扩维状态模型（式（9））及时间延迟量测模型（式（7）），采用隐式无迹卡尔曼滤波获得状态估计及误差协方差估计。

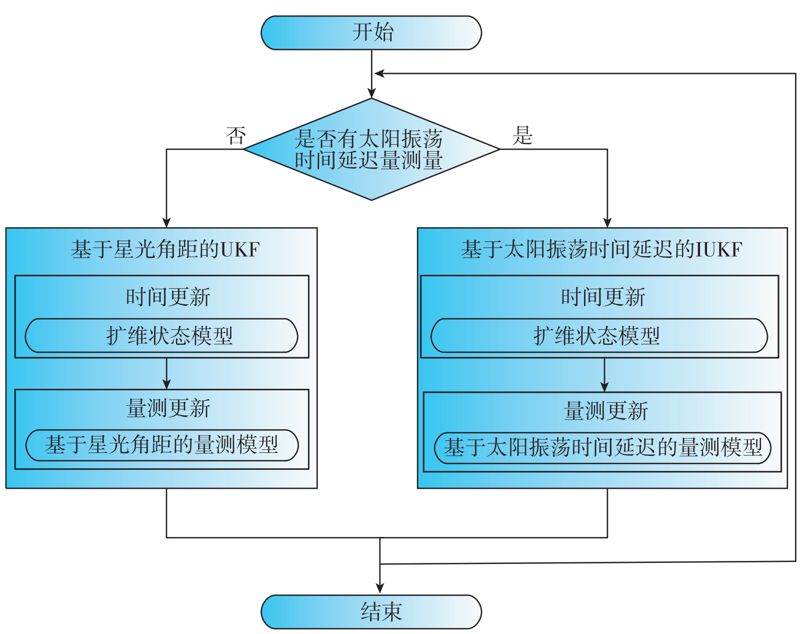


图 3　基于在线估计的天文测角/时间延迟组合导航

Fig. 3　Celestial star angle/ time delay measurement integrated navigation based on online estimation

2.2 系统可观测分析

通过分析系统可观测矩阵是否满秩对系统可观测性进行分析。系统状态矩阵为

$$\boldsymbol{F}=\frac{\partial f(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{S}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{S}'_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix} \tag{10}$$

系统量测矩阵为

$$\boldsymbol{H}=\frac{\partial h(\boldsymbol{X})}{\partial \boldsymbol{X}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_1 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_2 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_2 & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_3 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_4 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_4 & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_5 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_6 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_6 & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{A}_7 & \boldsymbol{B}_7 & \boldsymbol{C}_7 & \boldsymbol{D}_7\end{bmatrix} \tag{11}$$

系统可观测矩阵为

$$\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}\\ \boldsymbol{HF}\\ \boldsymbol{HF}^2\\ \vdots\\ \boldsymbol{HF}^{11}\end{bmatrix} \tag{12}$$

显然，rank($\boldsymbol{Q}$)=9，即系统可观测矩阵$\boldsymbol{Q}$是满秩矩阵，因此，基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航系统可观测。

3 仿真试验及结果分析

3.1 仿真条件

地-火转移轨道的标称轨迹通过 STK 的 Astrogator 组件产生，其初始轨道参数如表 1 所示。仿真时间从 2021 年 3 月 5 日 0 点至 2021 年 3 月 7 日 0 点。

表 1 初始轨道参数

Tab. 1 Initial orbital parameters

参数	取值
发射时间	2020 年 7 月 20 日
到达时间	2021 年 3 月 8 日
C3 能量	18.2287 km^2/s^2
出发渐近线赤经	6.80876°
出发渐近线赤纬	45.9439°

以火卫一作为反射天体，星光角距量测量及时间延迟量测量由探测器的标称轨迹、DE421 行星星历、SPICE 星历及 Tycho-2 恒星星表产生，星光角距的量测误差为 3″，时间延迟量测误差设为 10^{-7}s，火卫一星历误差参考文献［18］得到，如图 2 所示。其他滤波参数见表 2。

表 2 滤波参数

Tab. 2 Filtering parameters

参数	取值
滤波周期	60s
初始状态误差	$\delta\boldsymbol{X}_0=[\delta x_1,\delta x_1,\delta x_1,\delta x_2,\delta x_2,\delta x_2,\delta x_3,\delta x_3,\delta x_3,\delta x_4,\delta x_4,\delta x_4]^{\mathrm{T}}$ $\delta x_1=5\mathrm{km}$，$\delta x_2=0.1\mathrm{m/s}$，$\delta x_3=1\mathrm{km}$，$\delta x_4=0.05\mathrm{m/s}$
初始状态协方差阵	$\boldsymbol{P}_0=\mathrm{diag}[p_1,p_1,p_1,p_2,p_2,p_2,p_3,p_3,p_3,p_4,p_4,p_4]^{\mathrm{T}}$， $p_1=25\mathrm{km}^2$，$p_2=(0.1\mathrm{m/s})^2$，$p_3=1\mathrm{km}^2$，$p_4=(0.05\mathrm{m/s})^2$
过程噪声协方差阵	$\boldsymbol{Q}=\mathrm{diag}[q_1,q_1,q_1,q_2,q_2,q_2,q_1,q_1,q_1,q_2,q_2,q_2]^{\mathrm{T}}$，$q_1=10^{-3}\mathrm{m}^2$，$q_2=10^{-7}(\mathrm{m/s})^2$

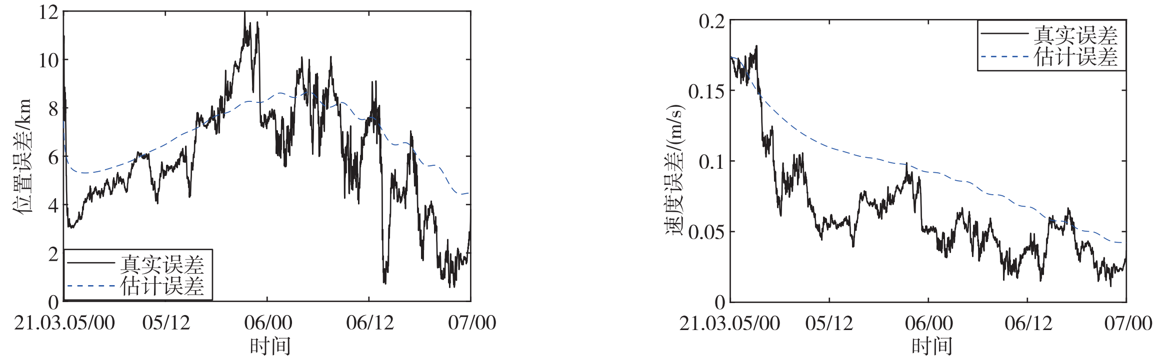
3.2 结果及分析

3.2.1 天文测角导航结果

图 4 和图 5 分别给出了不考虑火卫一星历误差及考虑火卫一星历误差时天文测角导航的结果。图中真实误差表示估计值与真实值之差，估计误差表示通过滤波中的误差协方差矩阵得到的误差，估计误差反映真实误差的趋势。可以看到，在不考虑火卫一星历误差时，天文测角导航可以得到探测器较好的位置及速度估计结果。然而，当加入火卫一星历误差时，天文测角导航的精度显著下降，相比不考虑火卫一星历误差时的结果，其位置误差增大了 1.71 倍，速度误差增大了 1.80 倍，具体数值见表 3。

图 6 给出了基于在线估计的天文测角导航的结果，通过在线估计火卫一的星历误差，抑制了火卫一星历误差对导航结果的影响，相比考虑星历误差时的天文测角导航结果，其位置误差减小了约 29％，速度误差减小了约 11％。由于只利用

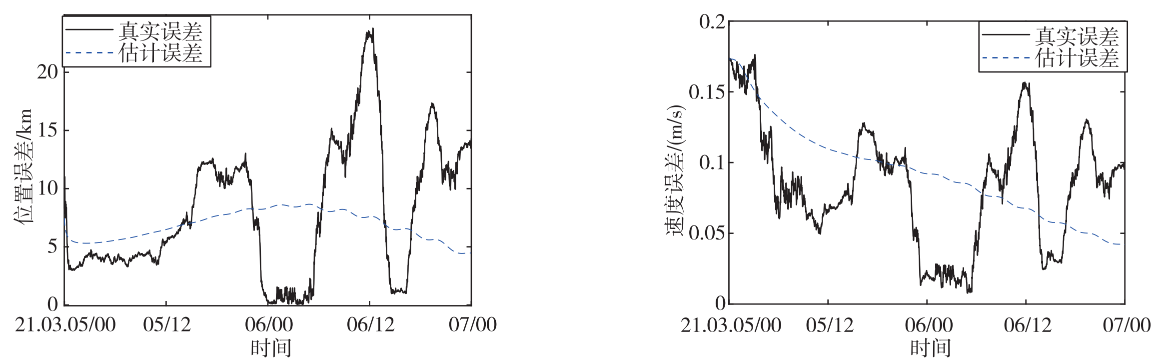
了星光角距量测量对火卫一星历误差进行估计，估计精度有限，因此与传统天文测角导航结果相比导航精度提升不显著。



（a）位置误差　　（b）速度误差

图 4　不考虑星历误差时天文测角导航结果

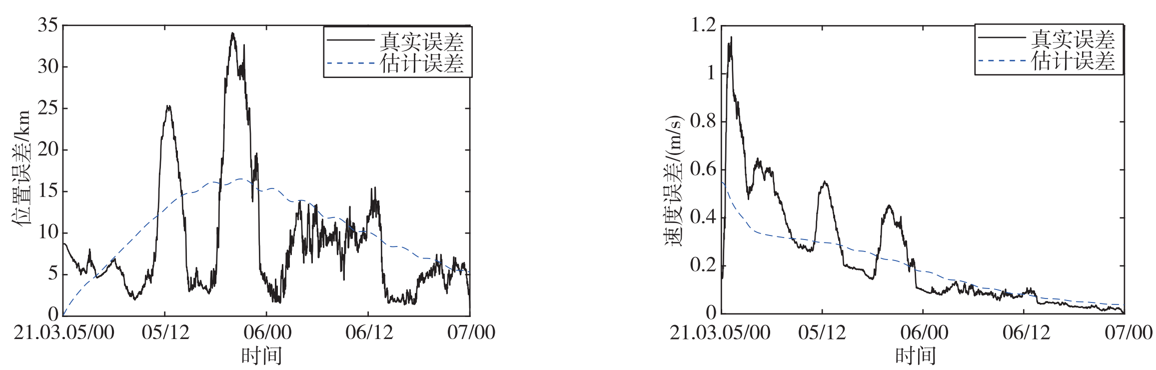
Fig. 4　Navigation results of celestial navigation when the ephemeris error is not considered



（a）位置误差　　（b）速度误差

图 5　考虑星历误差时天文测角导航结果

Fig. 5　Navigation results of celestial navigation when the ephemeris error is considered



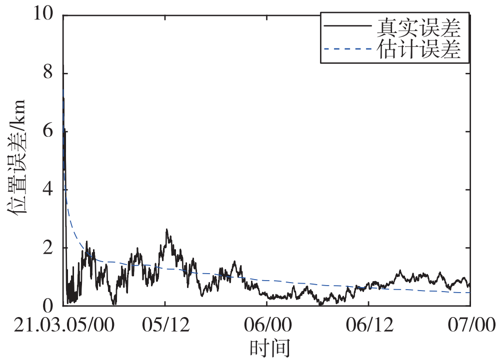
（a）位置误差　　（b）速度误差

图 6　基于在线估计的天文测角导航结果

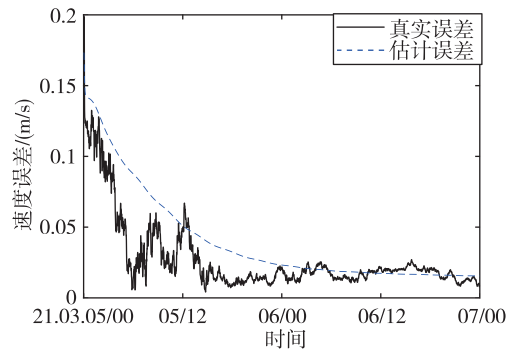
Fig. 6　Navigation results of celestial navigation based on online estimation

3.2.2　天文测角/时间延迟量测组合导航结果

图 7 和图 8 分别给出了不考虑火卫一星历误差及考虑火卫一星历误差时天文测角/时间延迟量测组合导航的结果。可以看到，在不考虑火卫一星历误差时，加入时间延迟量测后的天文测角/时间延迟量测组合导航的精度相比天文测角导航显著提高。然而，考虑火卫一星历误差时，由于火卫一的星历误差同时影响星光角距及时间延迟量测对探测器位置及速度的估计，因此导航精度显著降低，相比不考虑火卫一星历误差时的结果，其位置误差及速度误差均增大了近 5 倍。



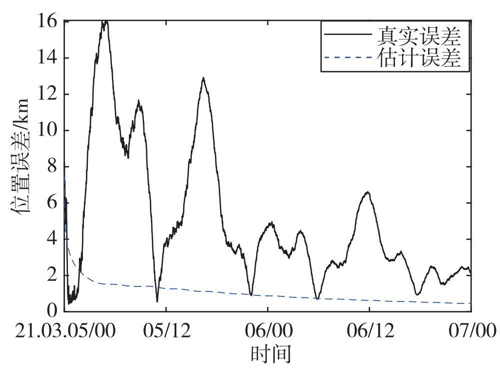
（a）位置误差



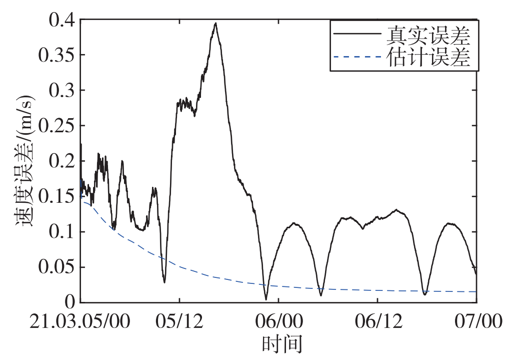
（b）速度误差

图 7　不考虑星历误差时天文测角/时间延迟量测组合导航结果

Fig. 7　Navigation results of star angle/ time delay measurement integrated navigation when the ephemeris error is not considered



（a）位置误差



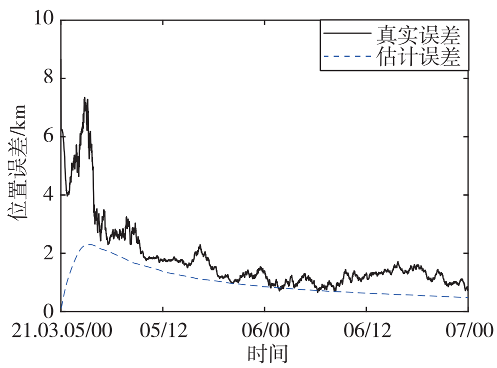
（b）速度误差

图 8　考虑星历误差时天文测角/时间延迟量测组合导航结果

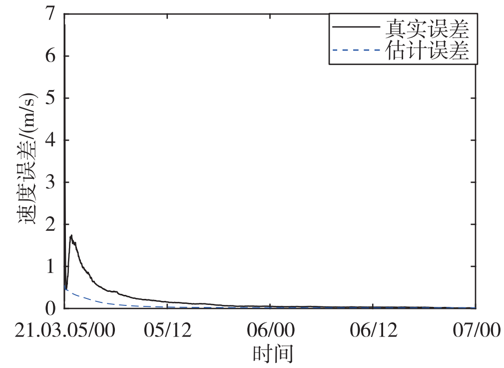
Fig. 8　Navigation results of star angle/ time delay measurement integrated navigation when the ephemeris error is considered

3.2.3　基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航结果

图 9 给出了基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航结果，表 3 给出了各种导航方法的结果对比。可以看到，相比考虑星历误差时的天文测角/时间延迟量测组合导航结果，提出的基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航的位置误差减小了约 63%，速度误差减小了约 67%，估计精度与不考虑星历误差时的天文测角/时间延迟量测组合导航结果相近。仿真结果表明，通过星光角距及时间延迟量测同时对火卫一的星历误差进行估计，有效抑制了火卫一星历误差对导航结果的影响。



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图 9　基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航结果

Fig. 9　Navigation results of star angle/ time delay measurement integrated navigation based on online estimation

表 3　仿真结果

Tab. 3　Simulation results

导航方法		后半段平均位置误差/m	后半段平均速度误差/（m/s）
天文测角导航	不考虑火卫一星历误差	5.51	0.04
	考虑火卫一星历误差	9.43	0.07
基于在线估计的天文测角导航	—	6.74	0.06
天文测角/时间延迟量测组合导航	不考虑火卫一星历误差	0.62	0.02
	考虑火卫一星历误差	3.07	0.09
基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航	—	1.14	0.03

4　结　　论

本文提出了一种基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航方法，在状态向量中加入火卫一的位置和速度矢量，通过星光角距及时间延迟量测量同时对火卫一的位置和速度进行在线估计，抑制了火卫一星历误差对天文测角/时间延迟量测组合导航估计精度的影响。仿真结果表明，相比传统天文测角/时间延迟量测组合导航，提出的基于在线估计的天文测角/时间延迟量测组合导航的位置误差减小了约 63%，速度误差减小了约 67%，有效抑制了火卫一星历误差的影响，提高了导航精度。

参考文献 (References)

[1] 吴伟仁，于登云，黄江川，等．太阳系边际探测研究［J］．中国科学：信息科学，2019，49（1）：1-16.
WU W R，YU D Y，HUANG J C，et al. Exploring the solar system boundary［J］．SCIENTIA SINICA Informationis，2019，49（1）：1-16（in Chinese）．

[2] 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（in Chinese）．

[3] ORTORE E，CINELLI M，CIRCI C. A ground track-based approach to design satellite constellations［J］．Aerospace Science and Technology，2017，69：458-464.

[4] 宝音贺西，马鹏斌．火星探测器自主导航方法综述［J］．飞控与探测，2018，1（1）：34-40.
BAOYIN H X，MA P B. Overview of autonomous navigation method for Mars probe［J］．Flight Control & Detection，2018，1（1）：34-40（in Chinese）．

[5] 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（in Chinese）．

[6] 王大轶，黄翔宇．深空探测转移段光学成像测量自主导航及仿真验证技术［J］．控制理论与应用，2014，31（12）：1714-1722.
WANG D Y，HUANG X Y. Autonomous optical navigation

for deep space transfer phase and its simulation verification. [J]. Control Theory & Applications, 2014, 31 (12): 1714-1722 (in Chinese).

[7] MA X, FANG J C, NING X L, et al. A radio/optical integrated navigation method based on ephemeris correction for an interplanetary probe to approach a target planet [J]. The Journal of Navigation, 2016, 69 (3): 613-638.

[8] NING X L, GUI M Z, ZHANG J, et al. Impact of the pulsar's direction on Cns/Xnav integrated navigation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53 (6): 3043-3055.

[9] 喻子原，刘劲，宁晓琳，等．面向编队飞行的天文多普勒差分/脉冲星组合导航［J］．深空探测学报，2018，5（3）：212-218.

YU Z Y, LIU J, NING X L, et al. Celestial Doppler difference/pulsar for formation flying and its integrated navigation [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018, 5 (3): 212-218 (in Chinese).

[10] WANG Y D, ZHENG W. Pulsar phase and Doppler frequency estimation for Xnav using on-orbit epoch folding [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52 (5): 2210-2219.

[11] LIU J, NING X L, MA X, et al. Direction/distance/velocity measurements deeply integrated navigation for Venus capture period [J]. Journal of Navigation, 2018, 71 (4): 861-877.

[12] CUI P Y, WANG S, GAO A, et al. X-ray pulsars/Doppler integrated navigation for Mars final approach [J]. Advances in Space Research, 2016, 57 (9): 1889-1900.

[13] 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 (in Chinese).

[14] LIU J, FANG J C, YANG Z H, et al. X-ray pulsar/Doppler difference integrated navigation for deep space exploration with unstable solar spectrum [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 41: 144-150.

[15] NING X L, GUI M Z, FANG J C, 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.

[16] NING X L, GUI M Z, ZHANG J, et al. Solar oscillation time delay measurement assisted celestial navigation method [J]. Acta Astronautica, 2017, 134: 152-158.

[17] JACOBSON R A, LAINEY V. Martian satellite orbits and ephemerides [J]. Planetary and Space Science, 2014, 102: 35-44.

[18] 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.

[19] LIU J, FANG J C, MA X, et al. X-ray pulsar/starlight doppler integrated navigation for formation flight with ephemerides errors [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2015, 30 (3): 30-39.

[20] WANG Y D, ZHENG W, SUN S M, et al. X-ray pulsar-based navigation using time-differenced measurement [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 36: 27-35.

[21] JULIER S J, UHLMANN J, 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 (3): 477-482.

[22] NING X L, WANG F, FANG J C, et al. Implicit UKF and its observability analysis of satellite stellar refraction navigation system [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 54: 49-58.