

一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法

桂明臻¹, 宁晓琳², 马辛², 叶文³

(1. 中南大学 航空航天学院, 湖南 410083; 2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191;
3. 中国计量科学研究院 力学与声学计量科学研究所, 北京 100029)

摘要: 基于太阳震荡的时间延迟是一种新型天文导航量测量, 将其与星光角距量测量结合, 可以提高导航性能。然而, 火卫一的星历误差将降低导航精度。针对这一问题, 提出了一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法, 在线估计火卫一的位置和速度, 抑制火卫一星历误差对星光角距/时间延迟量测组合导航估计精度的影响, 并引入事件触发机制, 通过设定阈值对新息(innovation)的幅值进行检验, 选择性地对基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波。仿真结果表明, 提出的方法可以在保证导航精度的前提下, 比在线估计运行的天文测角/时间延迟量测组合导航方法耗时减少约90%, 有效提高了导航实时性, 可为火星导航提供技术支持。

关键词: 深空探测; 天文导航; 组合导航; 太阳震荡; 时间延迟量测; 星历误差

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)02-0190-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20200080

引用格式: 桂明臻, 宁晓琳, 马辛, 等. 一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(2): 190-197.

Reference format: GUI M Z, NING X L, MA X, et al. A fast star angle/ time delay measurement integrated navigation method[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(2): 190-197.

引言

2020年7—8月是火星探测的发射窗口, 新一轮的火星探测已按计划顺利实施^[1-2]。对于深空探测而言, 导航信息对于任务成败起着至关重要的作用^[3]。目前, 深空探测器的导航主要依赖于地面无线电测控^[4]。这种方法可以满足大部分近地空间任务需求, 但在较远距离的深空探测任务中, 地面无线电测控主要存在通信时延长、可能受日凌和天体遮挡等干扰导致导航中断、运行成本高等3方面的问题, 难以满足未来深空探测任务对高精度实时导航的需求^[5]。以火星探测为例, 火星与地球之间的距离平均约为1.57亿km, 双向时延平均约17 min, 而火星捕获段的持续时间只有约45 min, 如果探测器难以及时获得自身的导航信息进行机动, 在捕获段“刹车”制动过早或过晚, 将导致探测器撞击或飞越火星。

为了克服以上问题, 不需要依赖地面站的自主导航受到了国内外广泛的关注。深空探测器实现自主导航一方面可以克服地面测控导航在实时性、运行成本

和资源上的限制, 增强深空探测器的自主生存能力; 另一方面可与地面测控相互补充, 共同提高深空探测器的导航精度和实时性, 是保证深空探测任务成功的有效手段, 具有极其重要的工程应用价值。天文导航^[6-7]是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。天文测角导航^[8-9]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^[10]。

为弥补天文测角导航方法的不足, Ning等^[11]提出一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法。太阳震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。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

收稿日期: 2020-11-21 修回日期: 2020-12-29

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(62003369, 61722301, 61901431); 中国博士后科学基金资助项目(2020T130625, 2020M670413)

仅以太阳震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，Ning等^[12]提出了天文测角/时间延迟量测组合导航方法，利用天文测角导航与基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航间的互补特性，将太阳震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。1950年火卫一的星历误差约为1 km，到2050年将会增加8 km^[13]。火卫一星历误差对天文测角导航及基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航精度均会产生影响。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[14]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，将火卫一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同时对火卫一的位置及速度进行估计及修正，最终得到高精度的探测器位置和速度估计信息。由于在量测模型中需要采用二分法解非线性方程组，而在状态向量中进行扩维将显著增大系统计算量。

在卡尔曼滤波中，由状态一步预测得到的估计量测量与实际量测量的差值称为新息。本文提出一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法，通过设定阈值对新息（innovation）的幅值进行检验，选择性地地进行基于时间延迟的隐式卡尔曼滤波，从而减少滤波计算量，提升导航实时性。

1 星光角距/时间延迟量测组合导航

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，将其它扰动视为过程噪声。火星惯性坐标系下探测器的动力学模型可写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\mu_m \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \mu_s \left[\frac{\mathbf{r}_{ts}}{r_{ts}^3} + \frac{\mathbf{r}_{sm}}{r_{sm}^3} \right] + \mathbf{w}_v \end{cases} \quad (1)$$

其中： \mathbf{r} 和 \mathbf{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； \mathbf{r}_{ts} 表示探测器相对太阳的位置矢量； \mathbf{r}_{sm} 表示太阳相对火星的位置矢量； \mathbf{w}_v 表示探测器推力及其它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

由于天体在惯性系下的位置是已知的，因此可通过探测器观测到的星光方向建立与探测器位置有关的

量测方程。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为

$$\begin{cases} \alpha_{mi} = \arccos \left(\frac{\mathbf{r}}{r} \cdot \mathbf{s}_i \right) \\ \alpha_{pi} = \arccos \left(\frac{\mathbf{r}_{ip}}{r_{ip}} \cdot \mathbf{s}_i \right) = \arccos \left(\frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_{pm}}{\|\mathbf{r} - \mathbf{r}_{pm}\|} \cdot \mathbf{s}_i \right) \end{cases}, i = 1, 2, 3 \quad (2)$$

其中： α_{mi} 是探测器与火星及其背景恒星间的星光角距； α_{pi} 是探测器与火卫一及其背景恒星间的星光角距； \mathbf{r}_{ip} 是探测器相对于火卫一的位置矢量， \mathbf{r}_{pm} 是火卫一相对于火星的位置矢量； \mathbf{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

探测器接收到的直射太阳光与经火卫一反射太阳光之间的时间延迟可作为量测量提供探测器的位置信息。分别利用两个原子鉴频仪，一个对准太阳观测直射太阳光，另一个对准火卫一观测反射太阳光。由于太阳震荡造成太阳光谱波长在短时间内剧烈变化，以此作为特征，对两个原子鉴频仪观测得到的波长进行匹配，得到时间延迟量测量。图1给出了时间延迟量测模型的示意图。太阳震荡在 t_0 时刻发生，此时探测器相对太阳的位置及速度分别是 \mathbf{r}_{ts0} 和 \mathbf{v}_{ts0} ，火卫一相对太阳的位置及速度分别为 \mathbf{r}_{ps0} 和 \mathbf{v}_{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 \mathbf{r}_{ts1} 和 \mathbf{v}_{ts1} ，火卫一相对太阳的位置及速度分别为 \mathbf{r}_{ps1} 和 \mathbf{v}_{ps1} 。太阳光在 t_1 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 \mathbf{r}_{psr} 和 \mathbf{v}_{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 \mathbf{r}_{ts2} 和 \mathbf{v}_{ts2} 。

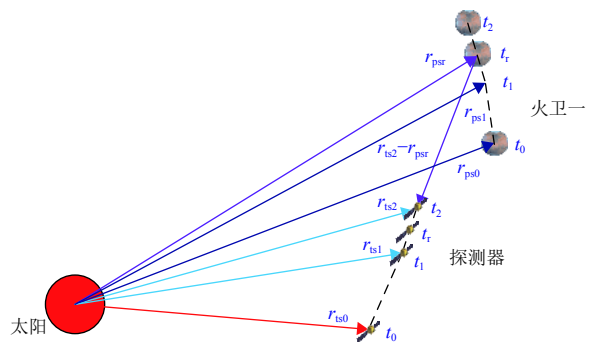


图1 时间延迟量测示意
Fig. 1 Time delay measurement

由各天体间的位置关系可以得到

$$\Delta t = t_2 - t_1 = \left(\|\mathbf{r}_{psr}\| + \|\mathbf{r}_{ts2} - \mathbf{r}_{psr}\| - \|\mathbf{r}_{ts1}\| \right) / c \quad (3)$$

其中: c 表示光速。由于

$$\mathbf{r}_{ts1} = \mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_{sm1} \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_{ts2} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_{sm2} \quad (5)$$

其中: \mathbf{r}_1 和 \mathbf{r}_2 分别为 t_1 及 t_2 时刻探测器相对火星的位置矢量, 也即待估状态; \mathbf{r}_{sm1} 及 \mathbf{r}_{sm2} 分别为 t_1 及 t_2 时刻太阳相对火星的位置矢量。

将式(4)和式(5)代入式(3), 可得时间延迟量测方程

$$\Delta t = (\|\mathbf{r}_{psr}\| + \|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_{sm2} - \mathbf{r}_{psr}\| - \|\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_{sm1}\|)/c \quad (6)$$

由于滤波在 t_2 时刻进行, 因此需建立 \mathbf{r}_{psr} 、 \mathbf{r}_1 与待估状态 \mathbf{r}_2 间的关系。

首先通过轨道动力学可以由 \mathbf{r}_{ts2} 和 \mathbf{v}_{ts2} 求出 \mathbf{r}_{ts1} 和 \mathbf{v}_{ts1}

$$(\mathbf{r}_{ts1}, \mathbf{v}_{ts1}) = f'(\mathbf{r}_{ts2}, \mathbf{v}_{ts2}, \Delta t) \quad (7)$$

其中: $f'(\cdot)$ 表示式(1)中探测器轨道动力学的逆过程。

利用式(7)及式(4)、式(5)即可通过 \mathbf{r}_2 得到 \mathbf{r}_1 。为得到 \mathbf{r}_{psr} , 首先通过 t_1 和 \mathbf{r}_{ts1} 求出 t_0

$$t_0 = t_1 - \frac{r_{ts1}}{c} \quad (8)$$

由于

$$c \times (t_r - t_0) = r_{psr} \quad (9)$$

$$(\mathbf{r}_{psr}, \mathbf{v}_{psr}) = f(\mathbf{r}_{ps1}, \mathbf{v}_{ps1}, t_r - t_1) \quad (10)$$

可用二分法解上述非线性方程组求出 t_r , 并得到 \mathbf{r}_{psr} 。可以看到 \mathbf{r}_{psr} 与 \mathbf{r}_1 的计算均与时间延迟量测 Δt 有关, 因此建立时间延迟的隐式量测模型

$$(\|\mathbf{r}_{psr}\| + \|\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_{sm2} - \mathbf{r}_{psr}\| - \|\mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_{sm1}\|)/c - \Delta t = 0 \quad (11)$$

2 快速在线估计滤波

2.1 在线估计火卫一位置与速度

由式(2)及式(11)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 \mathbf{r}_{pm} 。受现有观测技术的限制, 并不能准确获得 \mathbf{r}_{pm} 。文献[15]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。

直接用含有误差的火卫一位置进行滤波时, 火卫一的星历误差将同时影响星光角距量测及时间延迟量测的估计精度。为了抑制火卫一星历误差的影响, 采用状态扩维在线估计的方法, 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

量对火卫一的位置和速度进行在线估计, 并在量测模型中进行修正。扩维后的系统状态向量为

$$\mathbf{X} = [\mathbf{r} \quad \mathbf{v} \quad \mathbf{r}_{pm} \quad \mathbf{v}_{pm}]^T \quad (12)$$

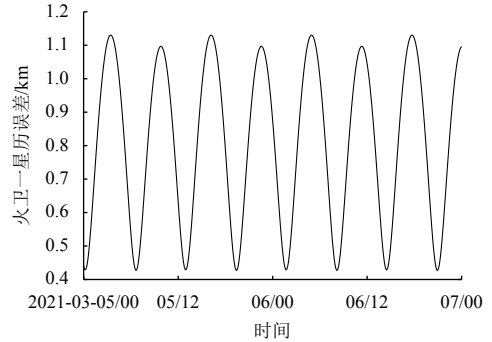


图2 火卫一星历误差

Fig. 2 Ephemeris error of Phobos

系统状态模型为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\mu_m \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \mu_s \left[\frac{\mathbf{r}_{ts}}{r_{ts}^3} + \frac{\mathbf{r}_{sm}}{r_{sm}^3} \right] + \mathbf{w}_v \\ \dot{\mathbf{r}}_{pm} = \mathbf{v}_{pm} \\ \dot{\mathbf{v}}_{pm} = -\mu_m \frac{\mathbf{r}_{pm}}{r_{pm}^3} - \mu_s \left[\frac{\mathbf{r}_{ps}}{r_{ps}^3} + \frac{\mathbf{r}_{sm}}{r_{sm}^3} \right] + \mathbf{w}_{pv} \end{cases} \quad (13)$$

其中: \mathbf{r}_{ps} 为火卫一相对太阳的位置矢量; \mathbf{w}_{pv} 表示火卫一受到的扰动造成的过程噪声。

在状态向量中加入火卫一的位置和速度矢量后, 星光角距及时间延迟量测模型中火卫一相对火星的位置矢量 \mathbf{r}_{pm} 采用状态估计值代替星历数据。

2.2 基于事件触发的快速滤波

时间延迟量测模型式(11)是量测量 Δt 的隐式方程, 因此通过隐式无迹卡尔曼滤波^[16], 把零向量视为等效的量测量, 通过UT变换获得等效的量测噪声协方差阵, 进而得到状态估计及误差协方差估计。由于需要采用二分法解式(9)及式(10)的非线性方程组求出 t_r , 而在状态向量中进行扩维也将显著增大计算量, 因此需研究如何减少滤波计算量, 提高导航实时性。

事件触发是一种间歇性的非周期采样方法, 在计算资源消耗及精度间达到平衡^[17-19]。考虑到基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波耗费的计算量较大, 而滤波中的新息可以反映待估状态与量测值间的偏差, 可以通过设定适当的阈值检验新息的幅值, 判断是否进行基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波, 从而减少计算量。事件触发条件可设为

$$\gamma_k = \begin{cases} 1, h_k^T(\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a, \mathbf{Z}_{t,k}) \cdot h_k(\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a, \mathbf{Z}_{t,k}) > \delta \\ 0, h_k^T(\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a, \mathbf{Z}_{t,k}) \cdot h_k(\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a, \mathbf{Z}_{t,k}) \leq \delta \end{cases} \quad (14)$$

其中

$$\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a = f(\mathbf{X}_{c,k}^a, \mathbf{Z}_{t,k}) + \mathbf{W}_{k-1} \quad (15)$$

其中： $\mathbf{Z}_{t,k}$ 表示 k 时刻的时间延迟量测量； $\mathbf{X}_{c,k}^a$ 表示通过基于星光角距UKF输出的估计值； $\mathbf{X}_{t,k/k-1}^a$ 表示基于太阳震荡时间延迟IUKF的先验估计； $h_t(\cdot)$ 表示时间延迟量测模型。

对于星光角距/时间延迟量测组合导航，以60 s的滤波周期通过基于星光角距的无迹卡尔曼滤波获得状

态估计及误差协方差估计，式（13）作为系统扩维状态模型，式（2）作为星光角距量测模型。通过由基于星光角距的无迹卡尔曼滤波获得的状态估计求出时间延迟量测的新息，并设定阈值检验新息的幅值，当新息幅值大于阈值时，通过基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波获得状态估计及误差协方差估计；当新息幅值小于阈值时，不进行基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波，直接进行下个周期的基于星光角距的无迹卡尔曼滤波。快速星光角距/时间延迟量测组合导航示意图如图3所示。

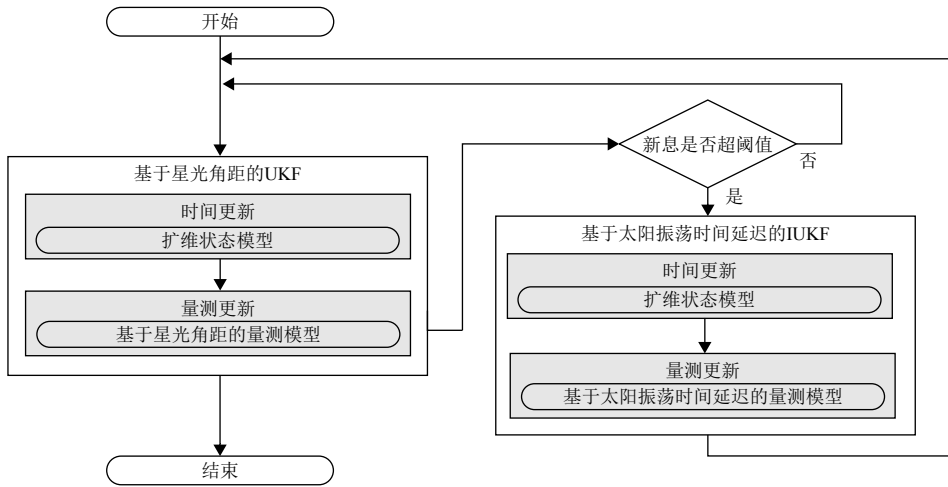


图 3 快速星光角距/时间延迟量测组合导航

Fig. 3 Fast star angle/ time delay measurement integrated navigation method

3 仿真试验及结果分析

3.1 仿真条件

仿真计算机CPU为3.60 GHz频率的英特尔Core i9-9900K，内存为64 GB。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0:00—2021年3月7日0:00。

表 1 初始轨道参数
Table 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/ (km ² ·s ⁻²)	18.228 7
出发渐近线赤经/ (°)	6.808 76
出发渐近线赤纬/ (°)	45.943 9

以火卫一作为反射天体，星光角距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[15]得到，如图2所示。其它滤波参数见表2。

3.2 结果及分析

3.2.1 星光角距导航结果

图4给出了考虑火卫一星历误差、不考虑火卫一星历误差及基于在线估计的星光角距导航结果。可以看到，在不考虑火卫一星历误差时，星光角距导航可以得到探测器较好的位置及速度估计结果。然而，考虑火卫一星历误差时，星光角距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。基于在线估计的星光角距导航以式（13）作为系统的状态模型，且以式（2）作为系统量测模型，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星光角距导航结果，其位置误差减小了约29%，速度误差减小了约11%。但是只利

用了星光角距量测量对火卫一星历误差进行估计时, 估计精度有限, 可以看到其估计结果收敛较慢, 与传

统星光角距导航结果相比导航精度提升不显著。具体数值如表3所示。

表 2 滤波参数

Table 2 Filter parameters

参数	取值
滤波周期/s	60
初始状态误差	$\delta X_0 = [\delta x_1, \delta x_1, \delta x_1, \delta x_2, \delta x_2, \delta x_2, \delta x_3, \delta x_3, \delta x_3, \delta x_4, \delta x_4, \delta x_4]^T$ $\delta x_1 = 5 \text{ km}, \delta x_2 = 0.1 \text{ m/s}, \delta x_3 = 1 \text{ km}, \delta x_4 = 0.05 \text{ m/s}$
初始状态协方差阵	$P_0 = \text{diag}[p_1, p_1, p_1, p_2, p_2, p_2, p_3, p_3, p_3, p_4, p_4, p_4]$ $p_1 = 25 \text{ km}^2, p_2 = (0.1 \text{ m/s})^2, p_3 = 1 \text{ km}^2, p_4 = (0.05 \text{ m/s})^2$
过程噪声协方差阵	$Q = \text{diag}[q_1, q_1, q_1, q_2, q_2, q_2, q_1, q_1, q_1, q_2, q_2, q_2], q_1 = 10^{-3} \text{ m}^2, q_2 = 10^{-7} (\text{m/s})^2$

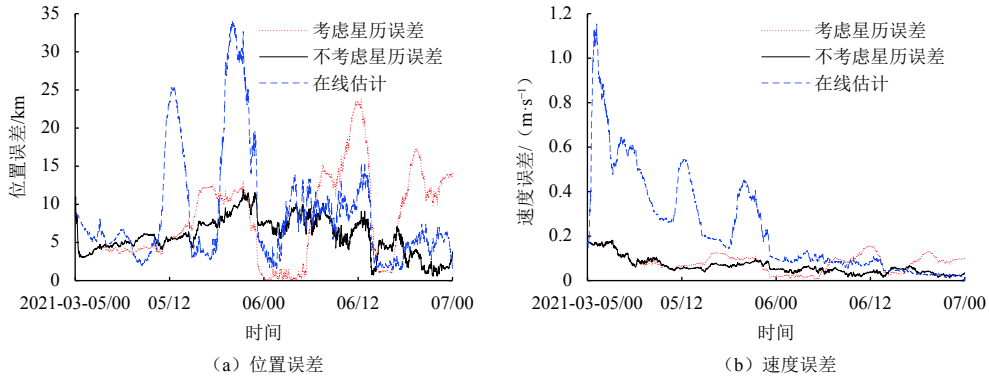


图 4 星光角距导航结果

Fig. 4 Navigation results of the celestial navigation methods with star angle measurements

表 3 仿真结果

Table 3 Simulation results

导航方法		后半段平均位置误差/km	后半段平均速度误差/ (m·s ⁻¹)	运行耗时/s
星光角距导航	不考虑火卫一星历误差	5.51	0.04	15
	考虑火卫一星历误差	9.43	0.07	15
基于在线估计的星光角距导航	—	6.74	0.06	17
星光角距/时间延迟量测组合导航	不考虑火卫一星历误差	0.62	0.02	125
	考虑火卫一星历误差	3.07	0.09	126
基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航	—	1.14	0.03	225
快速星光角距/时间延迟量测组合导航	—	1.21	0.03	26

3.2.2 星光角距/时间延迟量测组合导航结果

图5给出了考虑火卫一星历误差、不考虑火卫一星历误差及基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航结果。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星光角距/时间延迟量测组合导航的精度相比星光角距导航显著提高。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量测模型及时间延迟量测模型的精度, 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。提出的基

于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航通过星光角距量测量及时间延迟量测量同时对火卫一的星历误差进行在线估计, 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星光角距/时间延迟量测组合导航结果, 其位置误差减小了约63%, 速度误差减小了约67%, 估计精度与不考虑星历误差时的星光角距/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。

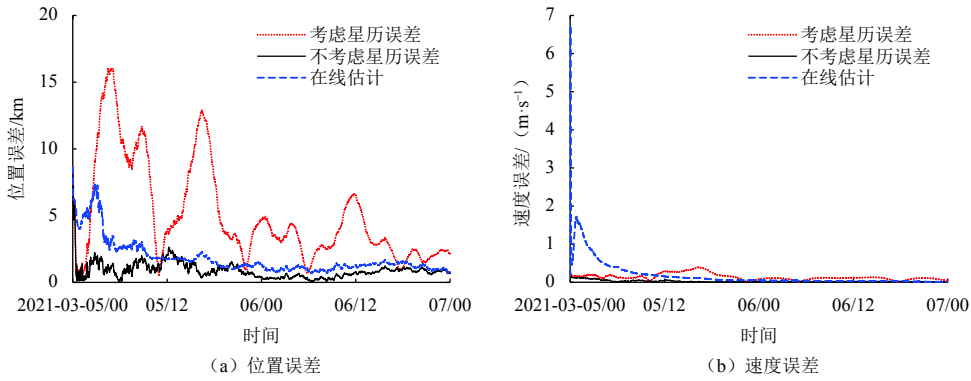


图 5 星光角距/时间延迟量测组合导航结果

Fig. 5 Navigation results of the time delay/star angle integrated navigation methods

3.2.3 快速星光角距/时间延迟量测组合导航结果

图6给出了快速星光角距/时间延迟量测组合导航及基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航结果，其中阈值取 1×10^{-4} 。可以看到，通过设定阈值对

新息的幅值进行检验，选择性地地进行基于时间延迟的隐式卡尔曼滤波，估计精度与基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航相近。

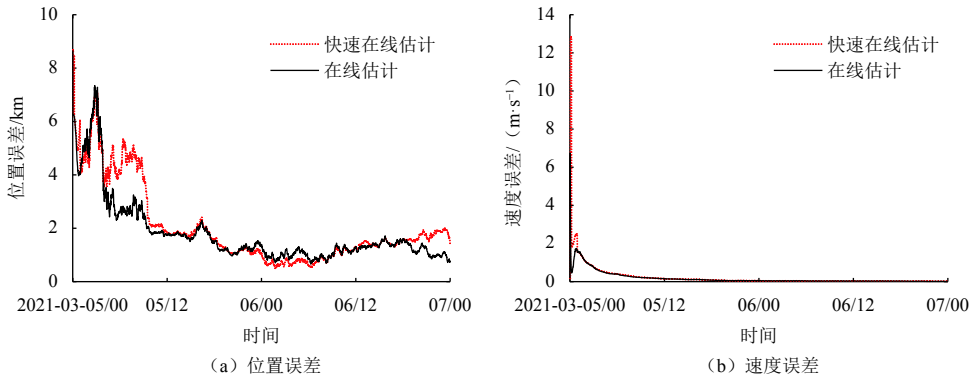


图 6 快速星光角距/时间延迟量测组合导航结果

Fig. 6 Navigation results of the fast star angle/ time delay measurement integrated navigation method

表3给出了各种导航方法的估计结果与运行耗对比。可以看到，虽然基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航可以获得较高的导航精度，然而其运行耗时也几乎是星光角距/时间延迟量测组合导航的1.8倍。通过引入基于新息的事件触发机制，提出方法的IUKF运行次数从2880次减少到5次，运行耗时相比基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航节省了约90%，大幅提升了导航实时性，并且可以获得与基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航相近的精度。

误差在阈值小于 1×10^{-4} 时较小，当阈值大于 1×10^{-4} 时位置误差随阈值快速增大，并最终与基于在线估计的星光角距导航的位置误差相近。这是由于阈值选取过大时，基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波的运行次

3.2.4 阈值选取影响分析

基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波的运行次数与阈值的取值有关，阈值取值的准确与否会影响事件触发机制的效果，因此对阈值选取影响进行分析。图7给出了不同阈值下的导航结果对比，其中位置误差为蓝色曲线，运行耗时为红色曲线。可以看到，位置

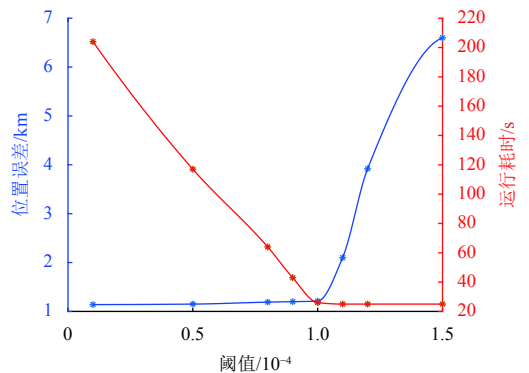


图 7 不同阈值下的导航结果

Fig. 7 Navigation results using different thresholds

数过少,最终退化为基于在线估计的星光角距导航。此外,阈值选取过小时,基于时间延迟的隐式无迹卡尔曼滤波的运行次数过多,运行耗时无事件触发机制的基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航结果相近。因此,阈值的选取不宜过大或过小,选择合适的阈值可使系统在导航精度与运行耗时间达到最优。

4 结 论

本文提出了一种快速星光角距/时间延迟量测组合导航方法。将火卫一的位置与速度作为状态量,通过星光角距及时间延迟量测进行在线估计,抑制火卫一星历误差对星光角距/时间延迟量测组合导航估计精度的影响。此外,通过设定阈值对新息的幅值进行检验,选择性地基于时间延迟的隐式卡尔曼滤波,大幅提升了导航实时性。仿真结果表明,提出的快速星光角距/时间延迟量测组合导航可以获得与基于在线估计的星光角距/时间延迟量测组合导航相近的精度,并且运行耗时减少了约90%,在保证导航精度的前提下显著提高了导航实时性。

需要指出:①除火卫一星历误差外,火星星历误差同样会影响星光角距/时间延迟量测组合导航的精度,但是由于火星星历误差相对火卫一星历误差而言较小^[20],因此在本文中未考虑火星星历误差的影响;②星光角距/时间延迟量测组合导航的计算耗时主要来源于采用二分法求解非线性方程组式(9)、(10),将 t_r 作为一个状态量进行在线估计,是减小组合导航耗时的另一种解决思路,值得后续进一步研究。

参 考 文 献

- [1] POO M M. Mars exploration on the move[J]. *National Science Review*, 2020, 7(9): 1413-1418.
- [2] GRIP H F, JOHNSON W, MALPICA C, et al. Modeling and identification of hover flight dynamics for NASA's Mars helicopter[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2020, 43(2): 179-194.
- [3] 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.
- [4] ORTORE E, CINELLI M, CIRCI C. A ground track-based approach to design satellite constellations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 69: 458-64.
- [5] 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.
- [6] LIU J, NING X L, MA X, et al. Geometry error analysis in solar Doppler difference navigation for the capture phase[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2019, 55(5): 2556-2567.
- [7] 宁晓琳, 李卓, 黄盼盼, 等. 火星探测器捕获段自适应卡尔曼滤波方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2016, 3(3): 237-245.
NING X L, LI Z, HUANG P P, et al. An adaptive Kalman filter for Mars spacecraft acquisition phase[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(3): 237-245.
- [8] 于正混, 崔平远. 行星着陆自主导航与制导控制研究现状与趋势[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2016, 3(4): 345-355.
YU Z S, CUI P Y. Research status and developing trend of the autonomous navigation, guidance, and control for planetary landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2016, 3(4): 345-355.
- [9] 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.
- [10] 马辛, 宁晓琳, 刘劲, 等. 一种平面约束辅助测量的深空探测器自主天文导航方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(3): 293-300.
MA X, NING X L, LIU J, et al. An autonomous celestial navigation method for deep space probe based on coplanar constraint aided measurement[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(3): 293-300.
- [11] NING X, GUI M, 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.
- [12] 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.
- [13] 宁晓琳, 桂明臻, 孙晓函, 等. 一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2019, 6(1): 88-95.
NING X L, GUI M Z, SUN X H, et al. A novel autonomous celestial navigation method using solar oscillation time delay measurement[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2019, 6(1): 88-95.
- [14] 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.
- [15] JACOBSON R A, LAINEY V. Martian satellite orbits and ephemerides[J]. *Planetary and Space Science*, 2014, 102: 35-44.
- [16] 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*, 2018, 41(1): 268-275.
GUI L Z, NING X L, LU J Z, et al. Ephemeris corrections in celestial/pulsar navigation using time differential and ephemeris estimation[J]. *Flight Control & Detection*, 2018, 41(1): 268-275.
- [17] NING X L, WANG F, FANG J C. Implicit UKF and its observability analysis of satellite stellar refraction navigation system[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 54: 49-58.
- [18] LI L, YU D D, XIA Y Q, et al. Event-triggered UKF for nonlinear dynamic systems with packet dropout[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2017, 27(18): 4208-4226.

- [19] KOOSHKBAGHI M, MARQUEZ H J. Event-triggered discrete-time cubature kalman filter for nonlinear dynamical systems with packet dropout[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2020, 65(5): 2278-2285.
- [20] ZHANG H, ZHOU X, WANG Z Q, et al. Maneuvering target tracking with event-based mixture Kalman filter in mobile sensor networks[J].

IEEE Transactions on Cybernetics, 2020, 50(10): 4346-4357.

作者简介:

桂明臻(1992-), 男, 副教授, 硕士生导师, 主要研究方向: 天文导航。

通讯地址: 湖南省长沙市麓山南路932号(410083)

电话: (0731)88830945

E-mail: guimingzhen@126.com

A Fast Star Angle/Time Delay Measurement Integrated Navigation Method

GUI Mingzhen¹, NING Xiaolin², MA Xin², YE Wen³

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083, China;

2. School of Instrumentation Science & Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

3. Division of mechanics and acoustics, National Institute of Metrology, Beijing 100029, China)

Abstract: The time delay based on solar oscillation is a new type of celestial navigation measurement. Combined with the star angle measurement, it can improve the navigation performance. However, the ephemeris error of Phobos will reduce the navigation accuracy. To solve this problem, a fast star angle/time delay measurement integrated navigation method is proposed. The position and velocity of Phobos are estimated online to suppress the effect of Phobos ephemeris error on the estimation accuracy of star angle/time delay measurement integrated navigation. The amplitude of the innovation is tested by setting a threshold, and the implicit unscented Kalman filter based on time delay measurement is selectively performed, which greatly improves the real-time performance of navigation. Simulation results show that the proposed method can significantly improve the real-time performance of navigation while ensuring navigation accuracy.

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

Highlights:

- A fast star angle/time delay measurement integrated navigation method is proposed.
- By estimating the position and velocity of Phobos online, the influence of Phobos ephemeris errors is suppressed.
- Through the fast-filtering method, the real-time performance of navigation is greatly improved.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]