

一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法

宁晓琳¹, 桂明臻¹, 孙晓函¹, 刘劲², 吴伟仁³

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 武汉科技大学 信息科学与工程学院, 武汉 430081;
3. 探月与航天工程中心, 北京 100191)

摘要: 太阳震荡可以在短时间内引起太阳光强度和光谱线心波长的剧烈变化, 通过探测太阳光强度和光谱线心波长并记录时间, 可以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, 可以利用时间延迟作为量测量提供航天器的位置信息。提出了一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法; 建立了基于时间延迟的隐式量测模型, 并应用了IUKF方法。仿真结果表明: 本文所提出的导航方法, 应用在转移轨道上的位置误差和速度误差分别约为3.55 km和0.077 m/s, 环绕轨道分别为1.76 km和1.57 m/s。同时也研究了3种因素对导航性能的影响。

关键词: 自主导航; 天文导航; 太阳震荡; 时间延迟; IUKF

中图分类号: P128.4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2019)01-0088-08

DOI:10.15982/j.issn.2095-7777.2019.01.013

引用格式: 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, 2019, 6(1): 88-95.

Reference format: 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.

引言

天文导航是一种自主导航方法, 能够通过观测天体信息获得实时准确的导航信息。目前常用的天文导航方法包括测角导航、基于X射线脉冲星测距导航和天文多普勒测速导航。测角导航是一种传统、成熟的天文导航方法, 通过测量航天器与近天体及导航恒星之间的夹角获得航天器的位置信息。但是, 这种方法的导航精度随着航天器与近天体间距离的增加而下降。基于X射线脉冲星测距导航可以提供高精度的位置信息, 且导航精度不受航天器与天体间位置的影响。但是, 由于X射线脉冲星的信号比较微弱, 通常需要通过较长时间的历元折叠以得到量测量。天文多普勒测速导航通过测量由航天器与恒星间径向运动造成的光谱频移获得航天器的速度信息。但是, 这种方法无法提供位置信息, 且恒星光谱的动态变化将影响其导航精度。

为弥补现有天文导航方法的不足, 提出一种利用太阳震荡造成的波长变化特征提供航天器导航信息的时间延迟量测量。众所周知, 存在太阳震荡使得太阳光强度和光谱线心波长在短时间内发生剧烈变化^[1-3]。如果把它作为特征记录下来, 就可以用来提供有用的导航信息。在文献^[4]中, 太阳震荡时间延迟的测量用

来辅助量测量星光角距, 以提高导航精度。但对于太阳震荡时间延迟的获取并没有详细的阐述, 而且只利用太阳震荡时间延迟测量的天文导航的导航性能也没有在论文中进行论述。此外, 观测两种量测量在费用和重量上增加了负担。

本文介绍了一种利用太阳震荡时间延迟作为量测量的天文导航方法。利用原子鉴频仪检测光谱线心波长, 对太阳震荡时间延迟的获取做了详细的解释。由于时间延迟的量测模型是一个隐函数, 因此利用IUKF方法^[5]得到最优估计。值得注意的是, 基于太阳震荡时间延迟的量测模型不能只用一个方程来表示, 这与文献^[5]中提到的卫星星光折射导航不同。因此还介绍了计算隐式量测量的过程以及基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航方法的整个过程。分析了基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航方法在转移轨道的效率, 并分析了3种因素对导航性能的影响。

1 太阳震荡时间延迟量测量及其量测模型

1.1 量测量的获取

众所周知, 行星和卫星自身不发光, 反射太阳光。可以利用两个光电器件, 同时的探测沿两种路线传播的太阳光线, 如果存在某种特征, 那么时间延迟

就可以被获取。太阳震荡将引起太阳谱线中心的强度和波长在短时间内剧烈变化,因此,这可以被看作为一种特征。以2011年1月4日的太阳动力学观测卫星数据为例,如图1所示,在1天内,特别是15:00—16:00,光谱线He II的光谱线心波长存在明显的变化。

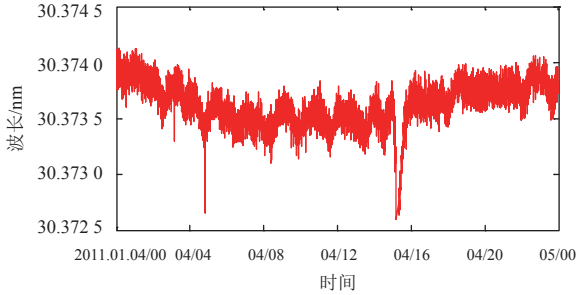


图1 太阳振荡引起的He II 30.4 nm的光谱线心波长的典型变化
Fig. 1 Typical variation of the spectral central wavelengths of He II 30.4 nm caused by the solar oscillation

原子鉴频仪是一种反常色散滤光鉴频器件,它的原理是依靠光激发原子的能级跃迁形成对光波长的分辨能力,即鉴频能力,具有中心频率极稳、工作带宽极窄、以及带外抑制强、透射效率高等诸多优点^[6]。近年来,原子鉴频仪的时间分辨率也不断提高。例如原子鉴频仪中的荧光光谱仪目前已具有皮秒时间分辨率^[7-8]。因此,本文利用原子鉴频仪检测光谱线心波长的变化。

如果可以同时得到直接观测太阳光的线心波长变化时刻与经反射太阳光的线心波长变化时刻,则可以得到它们之间的时间延迟。由于时间延迟与探测器的位置有关,所以可以采用它作为量测量来提供探测器的位置信息。如图2所示,原子鉴频仪1朝向太阳安装,测量直接观测太阳光的线心波长,并标记时间。同时,原子鉴频仪2朝向反射天体安装,测量经反射太阳光的线心波长,并标记时间。

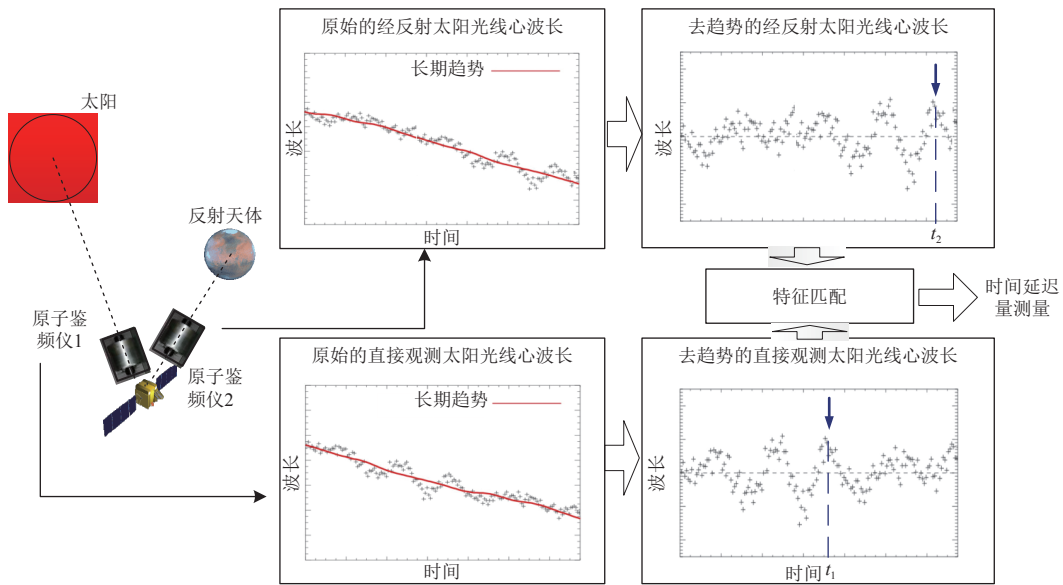


图2 太阳震荡时间延迟量测量的获取
Fig. 2 The acquisition of solar oscillation time delay measurement

由于探测器与太阳或反射天体之间的相对运动,会引起光谱的多普勒频移,考虑到它们之间的相对径向速度的变化是缓慢且呈趋势的,因此可以通过平滑获得其长期趋势,并获得仅反映太阳震荡的去趋势的线心波长。由于太阳光的传播路径不同,太阳光谱线心波长的变化将先后被两个原子鉴频仪记录。假设由太阳震荡引起的一个波长变化特征被原子鉴频仪2在 t_2 时刻记录,通过特征匹配可以确定此特征被原子鉴频仪1记录的時刻 t_1 。由上,可得到太阳震荡时间延迟量测量如下

$$Z = [\Delta t] = [t_2 - t_1] \quad (1)$$

1.2 量测模型

图3给出了各天体与探测器之间的相对位置关系,并给出了时间延迟量测模型的基本原理。假设在 t_0 时刻发生了太阳震荡,此时探测器的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_0 和 \mathbf{v}_0 ,反射天体的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_{r0} 和 \mathbf{v}_{r0} 。朝向太阳安装的原子鉴频仪将在 t_1 时刻记录此震荡引起的线心波长变化,此时探测器的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_1 和 \mathbf{v}_1 ,反射天体的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_{r1} 和 \mathbf{v}_{r1} 。设太阳光在 t_r 时刻被反射天体反射,此时反射

天体的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_{rr} 和 \mathbf{v}_{rr} 。然后在 t_2 时刻被朝向反射天体的原子鉴频仪接收,此时探测器的位置与速度矢量分别为 \mathbf{r}_2 和 \mathbf{v}_2 。以两个时刻的时间延迟 Δt 作为量测量。

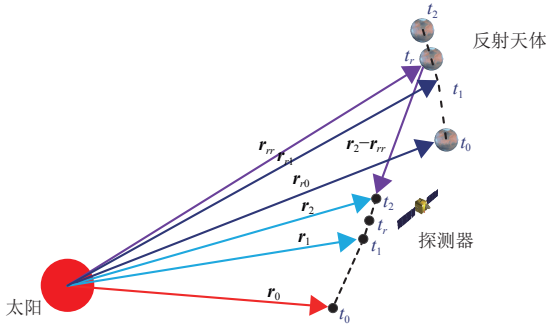


图3 太阳震荡时间延迟量测模型

Fig. 3 Measurement model of solar oscillation time delay

时间延迟的量测模型可写为

$$\Delta t = (|\mathbf{r}_{rr}| + |\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_{rr}| - |\mathbf{r}_1|) / c \quad (2)$$

其中: c 表示光速; $|\cdot|$ 表示矢量的2范数。

\mathbf{r}_2 和 \mathbf{v}_2 之间的关系可近似表示为

$$(\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1) = f'(\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2, \Delta t) \quad (3)$$

其中: $f(\cdot)$ 表示探测器的轨道动力学方程; $f'(\cdot)$ 表示 $f(\cdot)$ 的逆过程。

为了表达出 \mathbf{r}_{rr} , 必须求得反射时刻 t_r 。首先, 可以通过 t_1 和 \mathbf{r}_1 求得 t_0 。

$$t_0 = t_1 - \frac{|\mathbf{r}_1|}{c} \quad (4)$$

由于

$$c \cdot (t_r - t_0) = |\mathbf{r}_{rr}| \quad (5)$$

当反射天体选为行星卫星时, 为了简便说明, 此时考虑反射天体和探测器的轨道动力学相同, 可得

$$(\mathbf{r}_{rr}, \mathbf{v}_{rr}) = f(\mathbf{r}_{r1}, \mathbf{v}_{r1}, t_r - t_1) \quad (6)$$

通过式(5)及(6), 可以采用数值方法解上述非线性方程计算出 t_r , 如二分法、割线法、牛顿法等。然后可由 t_r 得到 \mathbf{r}_{rr} 。

通过以上分析可知, \mathbf{r}_{rr} 是 \mathbf{r}_1 的函数, 而 \mathbf{r}_1 又是 \mathbf{r}_2 、 \mathbf{v}_2 及 Δt 的函数。因此, 式(3)是 Δt 的隐函数。可将式(3)改写为

$$(|\mathbf{r}_{rr}| + |\mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_{rr}| - |\mathbf{r}_1|) / c - \Delta t = 0 \quad (7)$$

根据式(7), 可将太阳震荡时间延迟量测模型写为如下一般形式

$$h(\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2, \Delta t) = 0 \quad (8)$$

其中: $h(\mathbf{g})$ 是 \mathbf{r}_2 、 \mathbf{v}_2 和 Δt 的隐函数; 设状态量 $\mathbf{X} = [\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2]^T$, 并考虑测量误差, 则量测模型可如下表示

$$0 = h(\mathbf{X}, \mathbf{Z} - \mathbf{V}) \quad (9)$$

2 基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航方法

由于火星探测已成为近年来世界各国的研究热点, 因此本文以火星探测为例。基于轨道动力学建立利用太阳震荡时间延迟量测天文导航的状态模型。在地-火捕获轨道的探测器运动可描述为以太阳为中心天体的受摄二体模型, 考虑太阳光压的影响, 将其它扰动视为过程噪声。在日心天球坐标系下的动力学模型可写为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} = -\mu_s \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} - \mu_m \left[\frac{\mathbf{r}_{sm}}{|\mathbf{r}_{sm}|^3} + \frac{\mathbf{r}_m}{|\mathbf{r}_m|^3} \right] - c_R p_{SR} \left(\frac{A}{m} \right) \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|} + \mathbf{w}_v \end{cases} \quad (10)$$

其中: \mathbf{r} 和 \mathbf{v} 是探测器相对太阳的位置和速度; μ_s 和 μ_m 分别是太阳和火星的引力常数; \mathbf{r}_m 是火星相对太阳的位置矢量; $\mathbf{r}_{sm} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_m$ 是探测器相对火星的位置矢量; c_R 为反射系数, 与航天器表面材料、形状等性质有关; p_{SR} 为太阳光压强度; A 为垂直于太阳光的航天器截面积; \mathbf{w}_v 是各种扰动造成的过程噪声。

在火星的捕获段, 火星及其卫星可被选作反射天体, 考虑到火星被大气包围, 影响反射效果。因此采用其卫星(如火卫一、火卫二)作为反射天体。利用太阳震荡时间延迟量测天文导航的量测模型由式(9)给出。由于状态模型式(10)及量测模型式(9)均是非线性的, 且量测模型是个隐式方程, 因此采用IUKF^[5]进行滤波估计。

由于太阳震荡的发生时刻是随机的, 因此时间延迟量测量的获取时刻也是不确定的。若没有收到时间延迟量测量, 则以固定周期60 s通过状态模型式(10)进行时间更新获得状态估计及误差协方差估计。若收到时间延迟量测量, 进行量测更新, 通过IUKF滤波获得状态估计及误差协方差估计。

3 仿真验证

3.1 仿真条件

仿真中, 分别研究了提出的导航方法在地-火转移轨道和火星环绕轨道的导航性能。地-火转移轨道的理想轨迹通过Systems Tool Kit (STK) 的Astrogator组件

产生，其初始轨道参数如表 1 所示。仿真周期从 2021 年 3 月 5 日 0 点—2021 年 3 月 7 日 0 点。

表 1 地-火转移轨道的初始轨道参数

Table 1 Initial orbital parameters of the Earth-Mars transfer orbit

参数	取值
发射时间	Jul. 20 2020
到达时间	Mar. 8 2021
C3 能量/ ($\text{km}^2 \cdot \text{s}^{-2}$)	18.228 7
发射渐近线赤经/ ($^\circ$)	6.808 76
发射渐近线赤纬/ ($^\circ$)	45.943 9

环绕轨道的理想轨迹通过 STK 的火星勘测轨道器 (MRO) 产生，其初始轨道参数如表 2 所示。航天器的轨道周期为 2 h。仿真周期从 2021 年 3 月 5 日 0 点—2021 年 3 月 6 日 0 点。

表 2 以火星为中心的惯性坐标系下 MRO 的轨道参数

Table 2 The orbital parameters of MRO

参数	取值
半长轴/km	3 684.5
偏心率	0.010
轨道倾角/ ($^\circ$)	93.0
升交点赤经/ ($^\circ$)	278.0
近地点幅角/ ($^\circ$)	270.0

以火卫一作为反射天体，太阳震荡时间延迟量测量由探测器及天体的理想轨迹产生，相邻两次太阳震荡间的时间间隔设为 60 s，时间延迟量测误差设为 10^{-7} s。

初始估计误差

[5 km, 5 km, 5 km, 0.1 m/s, 0.1 m/s, 0.1 m/s]。

初始估计协方差 P_0 设为

$\text{diag}[25 \text{ km}^2, 25 \text{ km}^2, 25 \text{ km}^2, 0.01(\text{m/s})^2, 0.01(\text{m/s})^2, 0.01(\text{m/s})^2]$ 。

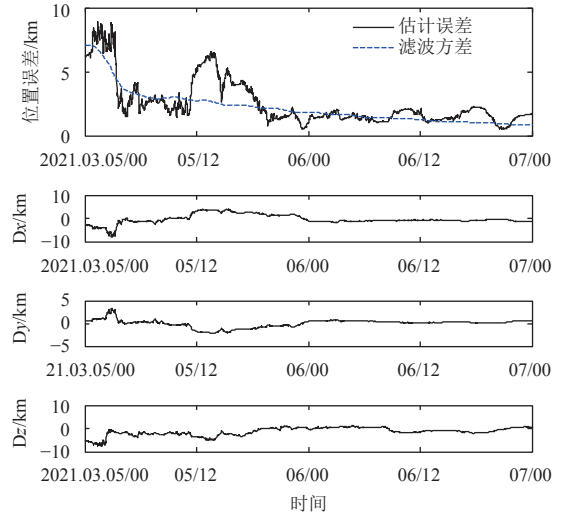
转移轨道的过程噪声协方差矩阵 Q 设为

$\text{diag}[10^{-3} \text{ m}^2, 10^{-3} \text{ m}^2, 10^{-3} \text{ m}^2, 10^{-7}(\text{m/s})^2, 10^{-7}(\text{m/s})^2, 10^{-7}(\text{m/s})^2]$ 。

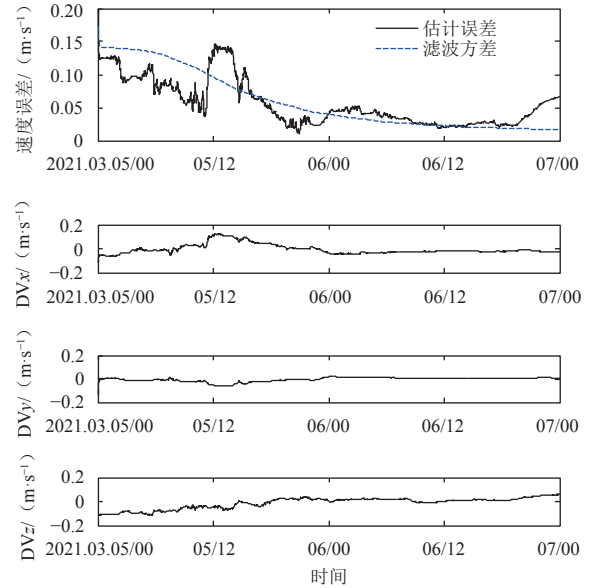
3.2 结果分析

3.2.1 两种轨道下的导航结果

基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航方法在地-火转移轨道的导航结果如图 4 所示。由图 4 中可看出，约 3 h 后估计曲线可收敛并到达一个稳定准确的状态。第 1 天的平均位置误差及平均速度误差分别为 3.55 km 及 0.077 m/s，而第 2 天的平均位置误差及平均速度误差分别为 1.49 km 及 0.035 m/s。随着探测器与火卫一距离减少，导航精度提高，这与上文分析结果一致。



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图 4 转移轨道导航结果

Fig. 4 Navigation results of the proposed method for the transfer orbit

然后研究所提出的方法在火星环绕轨道的导航性能。在环绕阶段，存在火卫一被火星遮挡的情况。因此，需要考虑火卫一的可见性。图 5 给出了仿真中火卫一的可见性结果。图中“0”代表不可见，“1”代表可见，火卫一可见的时间约占总时间的 51%。当火卫一不可见时，不能收到太阳震荡时间延迟量测量，仅通过状态模型进行时间更新获得状态估计及误差协方差估计。

基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航方法在火星环绕轨道的导航结果如图 6 所示。当火卫一被火星遮挡时，估计误差迅速增大，反之估计误差减少。平均位置误差约为 1.76 km，平均速度误差约为 1.57 m/s。导航结果表明，所提出的方法同样可适用于火星环绕段。

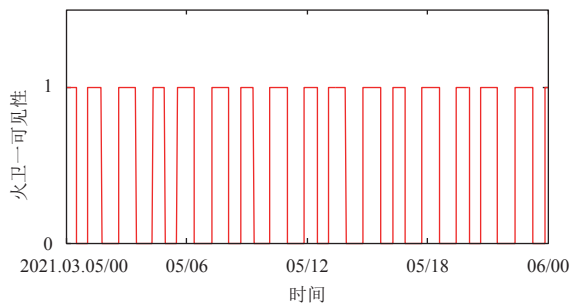
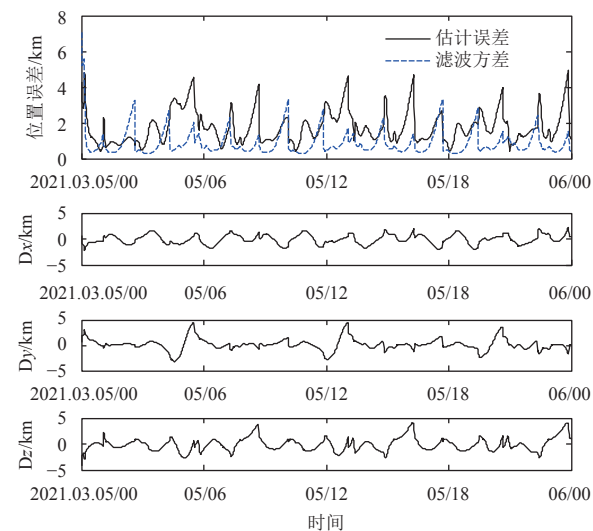
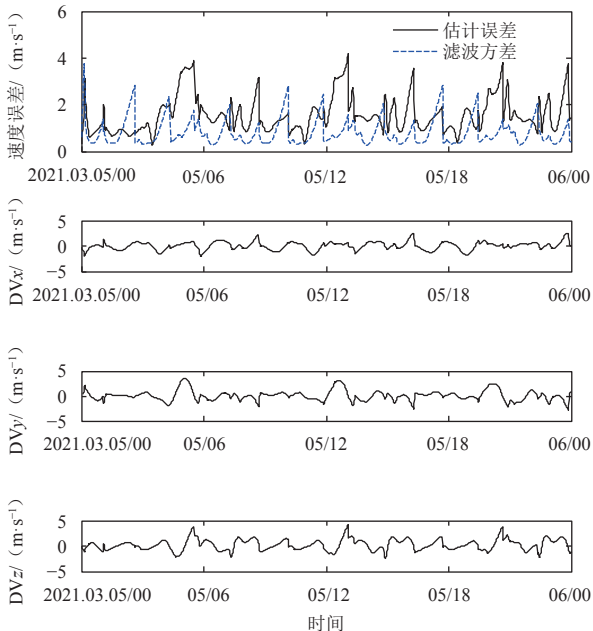


图5 火卫一的可见性

Fig. 5 Visibility of Phobos during the simulation period



(a) 位置误差



(b) 速度误差

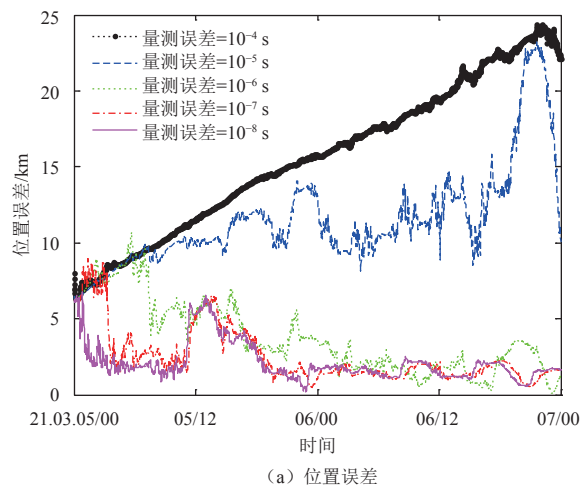
图6 环绕轨道导航结果

Fig. 6 Navigation results of the proposed method for the surrounding orbit

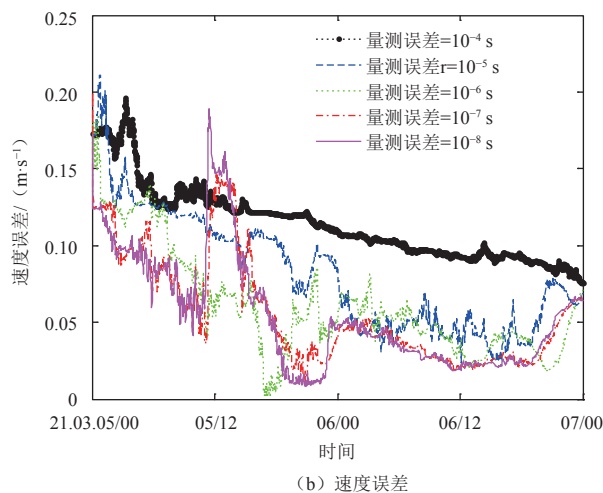
3.2.2 影响因素分析

1) 太阳震荡时间延迟量测误差

由于太阳震荡时间延迟量测的精度会受周年视差、Shapiro延迟及其它摄动的影响，因此量测误差的大小难以确定。比较了不同量测误差下所提出方法的导航结果，其他仿真条件同上，导航结果如图7所示。从导航结果可以看出，导航精度受量测误差的显著影响。当太阳震荡时间延迟量测误差小于 10^{-6} s时，可得到较高的导航精度。然而，当太阳震荡时间延迟量测误差大于 10^{-5} s时，导航结果将发散。



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图7 不同量测误差下的导航结果

Fig. 7 Comparison of the navigation results with different measurement errors

2) 相邻两次太阳震荡间的时间间隔

相邻两次太阳震荡间的时间间隔 (T_i) 是随机且无法预测的。为研究 T_i 对导航性能的影响，比较了不同 T_i 下所提出方法的导航结果。太阳震荡时间延迟量测误差设为 10^{-7} s，其他仿真条件同上。导航结果如图8所示。从导航结果可看出，为了获得较好的导航

性能, 相邻两次太阳震荡间的时间间隔需小于100 min。
若 T_i 大于300 min, 导航结果将发散。

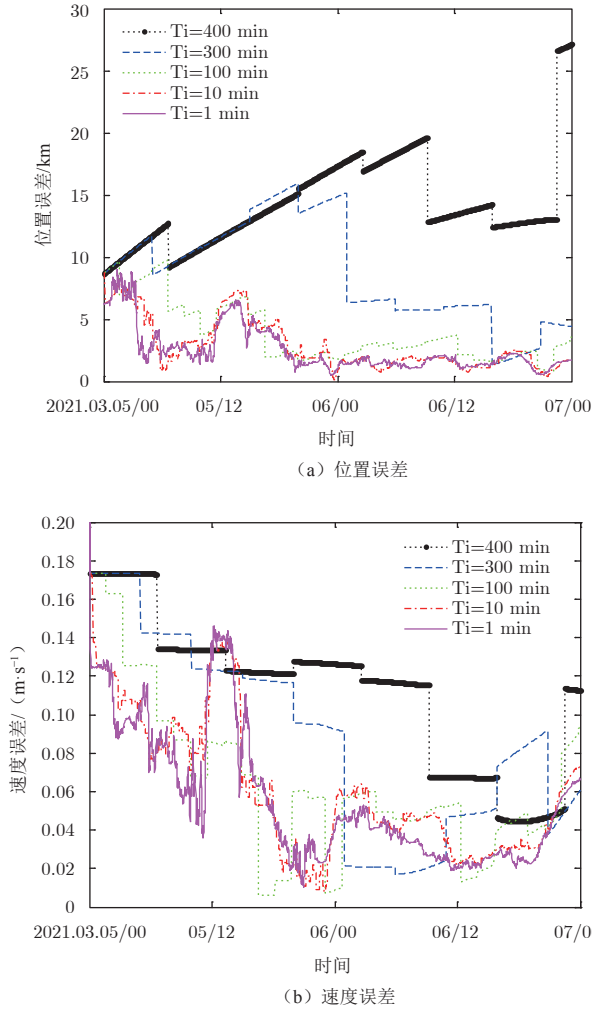


图8 不同 T_i 下的导航结果

Fig. 8 Comparison of the navigation results with different T_i

3) 火卫一星历误差

受限于当前的测量水平, 不可避免地存在火卫一的星历误差。这里研究不同火卫一星历误差对导航性能的影响。相邻两次太阳震荡间的时间间隔设为60 s, 时间延迟量测误差设为 10^{-7} s, 其他仿真条件同上。图9给出了仿真结果。可以看到, 火卫一的星历误差对导航结果有较大影响。火卫一的星历误差小于300 m时, 提出的导航方法可获得较好的导航性能。

4) 探测器与反射天体间的距离

如上所述, 为获得较好的导航性能, 太阳震荡时间延迟 Δt 期望不要过大, 也即是探测器与反射天体间的距离不要过远。这里研究探测器与反射天体间的距离对导航性能的影响。相邻两次太阳震荡间的时间间隔设为60 s, 时间延迟量测误差设为 10^{-7} s, 其他仿真条件同上。图10给出了当两者距离从 5×10^5 km增大至

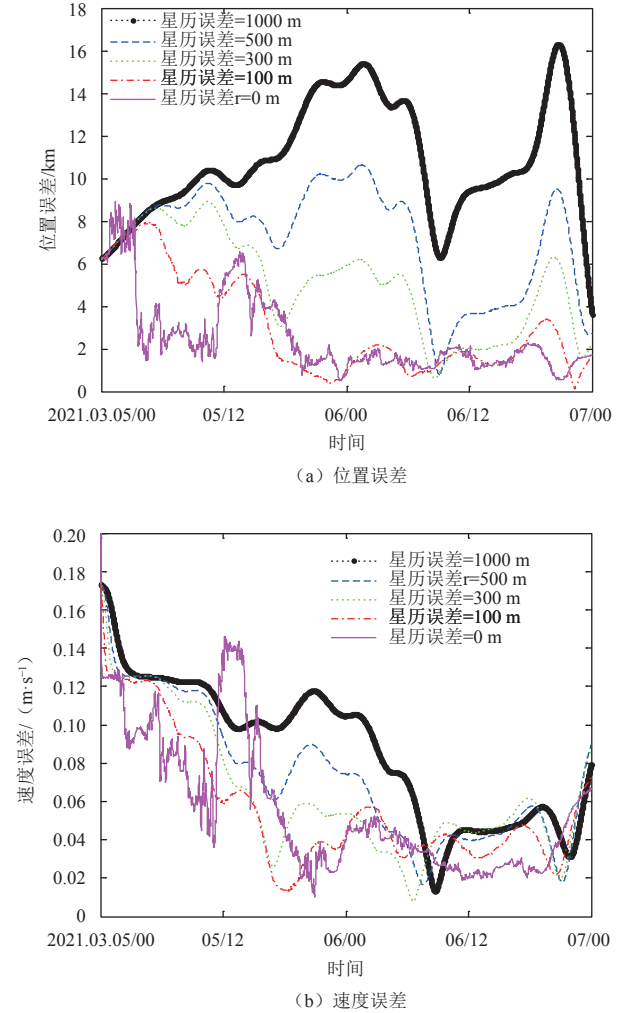


图9 火卫一不同星历误差下的导航结果

Fig. 9 Comparison of the navigation results with Phobos ephemeris errors

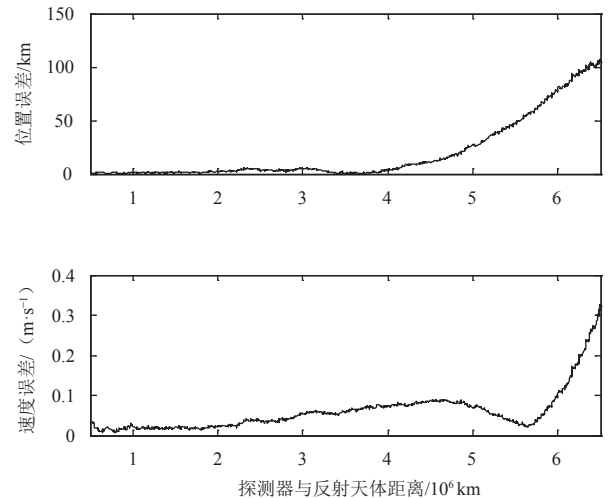


图10 探测器与反射天体间不同距离下的导航结果

Fig. 10 Navigation results of the different spacecraft and the reflective celestial body

6.5×10^6 km时所提出方法的导航结果。当探测器与反射天体间的距离小于 4×10^6 km时, 导航精度较高。然而, 当探测器与反射天体间的距离大于 4×10^6 km时, 估计误差迅速增大。因此, 探测器与反射天体间的距离对所提出方法的导航精度有显著影响, 应选择合适的目标作为反射天体。

4 结 论

本文提出了一种基于太阳震荡时间延迟量测的自主天文导航方法。因为反射的太阳光的强度会受到天体表面性质的影响, 因此使用原子鉴频仪来测量太阳光谱线心波长并记录变化。使用两个分别指向太阳和反射天体的原子鉴频仪来记录两个数据序列, 就可以得到时间延迟。因为基于时间延迟的量测模型是一个隐函数, 因此使用了IUKF方法。由于量测模型并不能用一个方程来表示, 因此给出了计算隐式量测量的过程。设计了基于太阳震荡时间延迟量测的天文导航系统, 以适应时间延迟量测量获得的随机性。仿真结果表明, 所提出的导航方法可以应用于转移轨道。此外, 所提出的导航方法的性能会受测量误差、两个相邻的太阳震荡之间的时间间隔以及航天器和反射天体之间的距离的影响, 为了获得好的导航性能, 应保证时间延迟量测误差小于 10^{-6} s, 两个相邻的太阳震荡之间的时间间隔小于100 min, 航天器与反射天体之间的距离小于 4×10^6 km。总之, 所提出的天文导航方法是完全自主且可行的, 对未来应用于实际导航系统有很大的研究潜力和价值。

参 考 文 献

- [1] SCHERRER P, BOGART R, BUSH R, et al. The solar oscillations Investigation-Michelson Doppler imager[J]. Solar Physics, 1995, 162: 129-188.
- [2] ABRAMOV-MAXIMOV V E, GELFREIKH G B, KOBANOV N I, et al. Multilevel analysis of oscillation motions in active regions of the Sun[J]. Solar Physics, 2011, 270: 175-189.
- [3] KALLUNKI J, RIEHOKAINEN A. Investigation of quasi-periodic solar oscillations in sunspots based on SOHO/MDI magnetograms[J]. Solar Physics, 2012, 280: 347-354.
- [4] 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.
- [5] NING X L, WANG F, FANG J C. An implicit UKF for satellite stellar refraction navigation system[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017(26): 1-9.
- [6] GONG S, CHENG X, LI F, et al. Applications of atomic spectra filtering and atomic frequency discrimination in optoelectronic systems[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2010, 47: 042301 1-7.
- [7] GREETHAM G M, BURGOS P, CAO Q, et al. ULTRA: a unique instrument for time-resolved spectroscopy[J]. Applied Spectroscopy, 2010, 64: 1311-1319.
- [8] PHILLIPS D. A lifetime in photochemistry: some ultrafast measurements on singlet states[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Science, 2016, 472(2190): 20160102.

作者简介:

宁晓琳(1979-), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 航天器、深空探测器自主导航技术。

通信地址: 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院(100191)

E-mail: ningxiaolin@buaa.edu.cn

A Novel Autonomous Celestial Navigation Method Using Solar Oscillation Time Delay Measurement

NING Xiaolin¹, GUI Mingzhen¹, SUN Xiaohan¹, LIU Jin², WU Weiren³

(1. School of Instrument Science & Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. School of Information Science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China;

3. Lunar Exploration and Space Program Center, Beijing 100191, China)

Abstract: Solar oscillation, causing a dramatic variation of the sunlight spectral central wavelengths and intensity during a short time, has been studied in detail over the years, both observationally and theoretically. Through detecting the sunlight spectral central wavelengths and intensity and recording the moment when solar oscillation occurs, the time delay between the sunlight coming from the Sun directly and the sunlight reflected by a celestial body such as the satellite of planet or asteroid can be obtained. Because the solar oscillation time delay is determined by the relative positions of the spacecraft, reflective celestial body and the Sun, it can be adopted as the navigation measurement to provide the spacecraft's position information. In this paper, a novel celestial navigation method using solar oscillation time delay measurement is proposed. The implicit measurement model of time delay is built, and the Implicit Unscented Kalman Filter (IUKF) is applied. Simulation results indicate that the position error and velocity error of the proposed method for the transfer orbit are about 3.55 km and 0.077 m/s respectively, and for the surrounding orbit are about 1.76 km and 1.57 m/s respectively. The impact of the three factors on the navigation performance is also investigated.

Key words: autonomous navigation; celestial navigation; solar oscillation; time delay; implicit UKF

High lights:

- A celestial navigation method using solar oscillation time delay measurement is proposed.
- The procedure for calculating the implicit measurement is given.
- The celestial navigation system using solar oscillation time delay measurement is designed.

[责任编辑：高莎，英文审校：朱恬]