基于 ASUKF 的火星探测器脉冲星自主导航方法

宁晓琳 马 辛 张学亮 武瑾媛

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 脉冲星导航可靠、稳定、精度高, 是实现火星探测器自主导航的有效手段之一. 针对脉冲星导航中脉冲到达时间的微小误差会引起巨大的位置估计误差这一问题,提出了一种基于扩维 Unsented 卡尔曼滤波(ASUKF,Augmented State Unscented Kalman Filter)的火星探测器脉冲星自主导航方法,建立了以位置、速度和脉冲到达时间的常值测量误差作为状态量的导航系统数学模型,可在对探测器位置、速度进行估计的同时有效估计并修正脉冲到达时间的常值测量误差,并降低随机测量误差的影响. 仿真结果表明该方法的导航定位精度可达 350 m以内,可以满足火星探测自主导航的需要.

关 键 词: 脉冲星; 自主导航; 火星探测; 扩维 Unsented 卡尔曼滤波

中图分类号: V 488.22^{+}4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)01-0022-06

Autonomous pulsars navigation method based on ASUKF for Mars probe

Ning Xiaolin Ma Xin Zhang Xueliang Wu Jinyuan

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Autonomous navigation using pulsars is characterized by its steady, credible performance, high navigation accuracy, which is suitable for mars probe. Because errors in photons time of arrival reduce location accuracy, a kind of pulsars navigation method based on ASUKF (augmented state unscented Kalman filter) was presented. System models using position, velocity and constant error in time of arrival as state parameters were built. The method could not only estimate and correct the constant error in photons time of arrival, but reduce the influence of random error as well. Simulations show that a estimated position error within 350m is obtained, which demonstrates this method can satisfy the requirements of Mars exploration.

Key words: pulsars; autonomous navigation; Mars exploration; augmented state unscented Kalman filter (ASUKF)

火星探测任务与近地空间航天任务相比,具有飞行时间长、通信距离远、时延长、信号微弱和日凌时间长等特点,为了提高火星探测器的安全性和可靠性,实现自主导航成为火星探测器的迫切需求. 目前火星探测器主要的自主导航方法是天文导航,根据所观测天体的不同,大致可分为3类:基于太阳和行星的自主导航[1-2]、基于大行星卫星或小行星的自主导航[3-4]和基于 X 射线脉冲星的自主导航[5-6]. 前 2 种方法技术成熟,已成功应用于多次火星探测任务中,但导航精度受测量仪器精度和导航原理的制约,目前只能达到千米级,第 3 种方法由于目前脉冲到达时间测量精度较低,且可用于导航的 X 射线脉冲星数目较少,因此尚未实际应用. 但 X 射线脉冲星具有良好的周期稳定性,可以实现深空探测和星际飞行的全天候、全天时导航信息服务,不仅可以提供高

收稿日期: 2010-09-02; **网络出版时间**: 2012-01-06 15:10; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20120106.1510.003

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120106.1510.003.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60874095,60736025); 北京市优秀博士论文指导教师资助项目(YB20091000601); 国家973 计划资助项目(2009CB724002)

作者简介: 宁晓琳(1979 -),女,山东济南人,副教授,ningxiaolin@buaa.edu.cn.

精度的位置、速度和姿态等导航信息,而且还可以提供时间基准,因此可以预见基于 X 射线脉冲星的自主导航具有广阔的应用前景.

国外在脉冲星导航方面已进行了大量的研究工作,文献[7]提出了射电脉冲星用于行星际导航的思想,文献[8]提出了脉冲星脉冲到达时间的测量方法,文献[5]开始使用脉冲星的 X 射线波段改进导航方法,文献[8]对基于 X 射线源的授时、定轨和定姿方法进行了深入研究. 文献[9]和文献[10]系统阐述了基于 X 射线脉冲星的自主导航原理,提出多种定位、定姿和授时方法,并针对 ARGOS, LAGEOS-1, GPS Block IIA-16 PRN-01, DirecTV 2(DBS 2)和 LRO 等航天器进行了仿真. 我国在该方向的研究虽然起步较晚,但发展迅速,并取得了大量的研究成果[11-15].

目前国内外在该方向的研究主要是集中在地球卫星,对深空探测器的研究还较少. 事实上,火星探测器脉冲星导航的基本原理虽然与地球卫星相似,但由于探测器的轨道动力学模型不同,相应的脉冲到达时间的量测模型也不同,因此导航方法有其自身的特点. 同时,脉冲到达时间的测量精度是影响导航精度的最重要因素. 由于脉冲星信号接收装置、脉冲星特性相关的特征参数、脉冲星计时模型和探测器系统等存在的误差使得最终测量得到的脉冲到达时间存在较大误差,这些误差如不进行处理,将会极大的降低导航性能. 针对上述问题,本文研究了一种基于 ASUKF(Augmented State Unscented Kalman Filter)的火星探测器脉冲星自主导航方法.

1　脉冲星自主导航的基本原理

在基于 X 射线脉冲星的自主导航方法中,其位置确定和姿态确定分别使用了来自脉冲星的不同量测信息,定位使用的量测信息为光子计数器提取的脉冲相位(脉冲到达时间),输出为探测器的位置、速度信息;定姿使用的量测信息为 X 射线成像仪提取的脉冲星角位置,输出为探测器的姿态角. 本文仅研究基于 X 射线脉冲星的定轨方法.

基于 X 射线脉冲星的火星探测器自主位置确定的基本原理如图 1 所示. 在太阳系质心惯性系中,脉冲到达太阳系质心(SSB, Solar System Barycenter)的时间为 t_{SSB},火星探测器上测量到的脉冲到达时间为 t_{SC},二者之差 Δt 与光速 c 的乘积等于火星探测器位置矢量 $\boldsymbol{r}$ 在脉冲星视线单位矢量方向 $\boldsymbol{n}$ 上投影的大小,即

$$c\Delta t = c(t_{SSB} - t_{SC}) = \boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r} \tag{1}$$

t_{SC} 可由火星探测器上的脉冲星信号接收装置测量得到,t_{SSB} 可根据脉冲相位模型精确预测得到. 当有多于 3 颗脉冲星的测量信息时,就可计算得到火星探测器的三维位置.

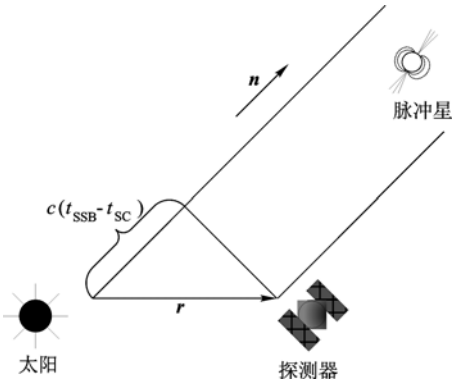

图 1　脉冲星定位的基本原理

式(1)是简化模型,还需考虑 X 射线平行到达太阳系引起的 Roemer 延迟和在太阳引力场作用下光线弯曲产生的 Shapiro 延迟. 式(1)中的时间要求必须是在统一的坐标系下,只有当火星探测器上的时钟相对于 SSB 是静止的,且在相同的重力势能处时,由其提供的时间才能符合要求[10]. 文献[15]研究表明:当时间测量精度在 μs 量级时,坐标时和固有时的转换可以忽略,同时略去其他高阶小量,可得脉冲到达时间的量测方程为

$$t_{SSB} - t_{SC} = \frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}}{c} + \frac{1}{2cD_0}[(\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r})^2 - r^2] + \frac{2\mu_s}{c^3}\ln\left|\frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}+r}{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b}+b}+1\right| + v_t \tag{2}$$

式中,$\boldsymbol{b}$ 为太阳系质心在太阳质心坐标系 O_s-$X_sY_sZ_s$ 的位置矢量;D_0 为脉冲星在 O_s-$X_sY_sZ_s$ 的位置矢量大小;b,r 分别为矢量 $\boldsymbol{b}$,$\boldsymbol{r}$ 的大小;μ_s 为太阳引力常数;v_t 为脉冲到达时间的测量误差. 各变量的几何意义如图 2 所示. 由式(2)可以看出,脉冲星导航方法对脉冲到达时间的测量精度有很高的要求.

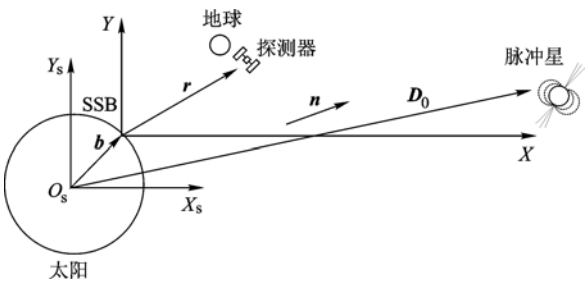

图 2　脉冲星、火星探测器、太阳及 SSB 的相互位置关系

2 自主导航的系统模型

由于脉冲到达时间的量测信息中不可避免存在测量误差,因此在此采用 ASUKF 滤波方法,修正脉冲到达时间的常值测量误差,并降低随机测量误差的影响. 本文选取火星探测器的位置、速度和脉冲到达时间的常值测量误差作为状态量,其中位置、速度的状态模型可由轨道动力学模型得到.

2.1 火星探测器的轨道动力学模型

常用的火星探测器轨道动力学模型有:二体模型、限制性四体模型和完整模型.

1) 二体模型. 火星探测器飞向火星的过程中,如果仅考虑探测器质点在太阳中心引力下的轨道运动,忽略其他天体的引力以及其他摄动力因素. 所建立的轨道动力学模型就是二体模型,表达式为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{ps}} = -\mu_{\mathrm{s}} \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}}{r_{\mathrm{ps}}^3} \tag{3}$$

式中, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}$ 为日心到探测器的矢量; r_{ps} 为矢量 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}$ 的大小.

这种方法虽然可以得到探测器轨道运动的解析解,但是由于忽略了其他天体对探测器的引力作用,所得的探测器导航参数误差较大.

2) 限制性四体模型. 圆形限制性四体模型需要考虑太阳中心引力、火星中心引力和地球中心引力对探测器的作用,其他摄动的影响则忽略不计,并且不计探测器对日、地、火运动的影响,表达式为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{ps}} = -\mu_{\mathrm{s}} \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}}{r_{\mathrm{ps}}^3} - \mu_{\mathrm{m}} \left[\frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}}{r_{\mathrm{pm}}^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}}{r_{\mathrm{sm}}^3} \right] - \mu_{\mathrm{e}} \left[\frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{pe}}}{r_{\mathrm{pe}}^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{se}}}{r_{\mathrm{se}}^3} \right] \tag{4}$$

式中, μ_{m}, μ_{e} 分别为火星、地球的引力常数; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$ 为火心到探测器的矢量; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}$ 为日心到火心的矢量; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pe}}$ 为地心到探测器的矢量; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{se}}$ 为日心到地心的矢量; r_{pm}, r_{sm}, r_{pe}, r_{se} 分别为矢量 $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}$, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}$, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{pe}}$, $\boldsymbol{r}_{\mathrm{se}}$ 的大小.

3) 完整模型. 完整模型需要考虑太阳、火星、地球以及其他天体对火星探测器的引力、辐射压力、轨道机动过程中的火箭推力以及高精度的火星历表等因素,表达式为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{ps}} = -\mu_{\mathrm{s}} \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{ps}}}{r_{\mathrm{ps}}^3} - \mu_{\mathrm{m}} \left[\frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{pm}}}{r_{\mathrm{pm}}^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{sm}}}{r_{\mathrm{sm}}^3} \right] - \mu_{\mathrm{e}} \left[\frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{pe}}}{r_{\mathrm{pe}}^3} - \frac{\boldsymbol{r}_{\mathrm{se}}}{r_{\mathrm{se}}^3} \right] + \boldsymbol{a}_{\mathrm{c}} + \boldsymbol{a}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{a}_{\mathrm{s}} \tag{5}$$

式中, $\boldsymbol{a}_{\mathrm{c}}$ 为其他天体对火星探测器的引力加速度; $\boldsymbol{a}_{\mathrm{p}}$ 为火箭推力加速度; $\boldsymbol{a}_{\mathrm{s}}$ 为太阳辐射压力加速度.

在火星探测器从地球到火星的转移轨道段,圆形限制性四体模型与二体模型相比,模型精度更高,与完整模型相比,考虑了对探测器轨道影响最大的天体:太阳、地球和火星,计算简单而且精度损失较小,因此本文采用圆形限制性四体模型.

实际计算中,把矢量形式化成直角坐标形式,选取日心黄道惯性坐标系,可得火星探测器位置、速度的状态模型为

$$\left.\begin{aligned}
\dot{x} &= v_x + w_x \\
\dot{y} &= v_y + w_y \\
\dot{z} &= v_z + w_z \\
\dot{v}_x &= -\mu_{\mathrm{s}} \frac{x}{r_{\mathrm{ps}}^3} - \mu_{\mathrm{m}} \left(\frac{x - x_1}{r_{\mathrm{pm}}^3} + \frac{x_1}{r_{\mathrm{sm}}^3} \right) - \\
&\quad \mu_{\mathrm{e}} \left(\frac{x - x_2}{r_{\mathrm{pe}}^3} + \frac{x_2}{r_{\mathrm{se}}^3} \right) + w_{v_x} \\
\dot{v}_y &= -\mu_{\mathrm{s}} \frac{y}{r_{\mathrm{ps}}^3} - \mu_{\mathrm{m}} \left(\frac{y - y_1}{r_{\mathrm{pm}}^3} + \frac{y_1}{r_{\mathrm{sm}}^3} \right) - \\
&\quad \mu_{\mathrm{e}} \left(\frac{y - y_2}{r_{\mathrm{pe}}^3} + \frac{y_2}{r_{\mathrm{se}}^3} \right) + w_{v_y} \\
\dot{v}_z &= -\mu_{\mathrm{s}} \frac{z}{r_{\mathrm{ps}}^3} - \mu_{\mathrm{m}} \left(\frac{z - z_1}{r_{\mathrm{pm}}^3} + \frac{z_1}{r_{\mathrm{sm}}^3} \right) - \\
&\quad \mu_{\mathrm{e}} \left(\frac{z - z_2}{r_{\mathrm{pe}}^3} + \frac{z_2}{r_{\mathrm{se}}^3} \right) + w_{v_z}
\end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中, (x, y, z) 为火星探测器位置坐标; (x_1, y_1, z_1) 为火星位置坐标; (x_2, y_2, z_2) 为地球位置坐标,其中火星和地球坐标为时间函数,可以由星历表求得; v_x, v_y, v_z 分别为火星探测器在坐标轴 X, Y, Z 方向的速度; $w_x, w_y, w_z, w_{v_x}, w_{v_y}, w_{v_z}$ 分别为系统噪声.

2.2 扩维状态模型

火星探测器的导航精度主要受脉冲到达时间精度的影响,脉冲到达时间的测量误差根据误差来源可以分为:脉冲星接收装置误差、脉冲星特征参数误差、脉冲星计时模型误差、探测器系统误差和其他误差[16-17],详细信息如表 1 所示.

在上述测量误差中,星载时钟误差、太阳系质心位置误差等为常值误差,脉冲接收装置的背景噪声、脉冲星背景扩散噪声等为随机误差,还有一些误差二者兼有,既包含常值分量也包含随机分量,因此根据误差特性大体上可将以上测量误差分为两类:一类为常值测量误差;另一类为随机测量误差. 其中随机误差可利用滤波方法降低其影响,而常值误差必须建模予以补偿. 因此本文将脉

冲到达时间的常值测量误差作为增补的状态量,与位置、速度同步估计并补偿相应的扩维状态模型,表达式为

$$\left.\begin{aligned}
&\dot{x} = v_x + w_x\\
&\dot{y} = v_y + w_y\\
&\dot{z} = v_z + w_z\\
&\dot{v}_x = -\mu_s\frac{x}{r_{ps}^3} - \mu_m\left(\frac{x-x_1}{r_{pm}^3} + \frac{x_1}{r_{sm}^3}\right) -\\
&\qquad \mu_e\left(\frac{x-x_2}{r_{pe}^3} + \frac{x_2}{r_{se}^3}\right) + w_{v_x}\\
&\dot{v}_y = -\mu_s\frac{y}{r_{ps}^3} - \mu_m\left(\frac{y-y_1}{r_{pm}^3} + \frac{y_1}{r_{sm}^3}\right) -\\
&\qquad \mu_e\left(\frac{y-y_2}{r_{pe}^3} + \frac{y_2}{r_{se}^3}\right) + w_{v_y}\\
&\dot{v}_z = -\mu_s\frac{z}{r_{ps}^3} - \mu_m\left(\frac{z-z_1}{r_{pm}^3} + \frac{z_1}{r_{sm}^3}\right) -\\
&\qquad \mu_e\left(\frac{z-z_2}{r_{pe}^3} + \frac{z_2}{r_{se}^3}\right) + w_{v_z}\\
&\Delta\dot{t} = 0
\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,Δt 为脉冲到达时间的常值测量误差.

表 1　脉冲到达时间的测量误差

误差分类	误差名称
脉冲接收装置误差	接收装置本底噪声和背景噪声; 接收装置读出噪声; 接收装置效率; 背景噪声反射效率
脉冲星特征参数误差	脉冲星辐射能量; 脉冲星自旋周期; 脉冲星背景扩散噪声
脉冲星计时模型误差	脉冲星相对太阳系的矢量方向; 脉冲星距离太阳系质心的距离; 脉冲星的自行
探测器系统误差	星载时钟
其他误差	太阳系质心的位置

2.3　量测模型

以脉冲到达时间作为观测量,考虑到测量误差有常值误差和随机误差,则量测模型可由式(2)得

$$t_{SSB} - t_{SC} = \frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}}{c} + \frac{1}{2cD_0}[(\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r})^2 - r^2] + \frac{2\mu_s}{c^3}\ln\left|\frac{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{r}+r}{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b}+b}+1\right| + \Delta t + v_n \tag{8}$$

式中,v_n 为脉冲到达时间的随机测量误差.

3　计算机仿真

仿真中使用由软件 STK 生成的“Pathfinder”火星任务的轨道数据,标称轨道参数为半长轴为 193 216 365.381 km,升交点赤径为 0.258°,偏心率为 0.236 386,近升角距为 71.347°,轨道倾角为 23.455°,真近点角为 85.152°. 仿真时间为 1997-06-01 ~ 1997-06-15. 导航中使用的 X 射线脉冲星为 B1937 + 21, B1821 − 24, J1617 − 5055,脉冲到达时间的随机测量误差均值为 0 μs,方差为 0.5 μs的高斯白噪声,常值测量误差为 1 μs. 一般脉冲星信号累积 5 ~ 10 min 可以得到较为稳定的波形,考虑到脉冲星信号波形脉冲轮廓提取、脉冲轮廓对比所需时间和星载计算机运算能力等方面的因素,将滤波周期适当延长至 1 200 s. 滤波器状态初始误差为

$$\mathrm{d}\boldsymbol{X} = [10\ \mathrm{m}\ 10\ \mathrm{m}\ 10\ \mathrm{m}\ 0.001\ \mathrm{m/s}\ 0.001\ \mathrm{m/s}\ 0.001\ \mathrm{m/s}]^{\mathrm{T}}$$

在以上仿真条件下,本文分别使用直接计算方法、UKF(Unscented Kalman Filter)滤波方法和 ASUKF 滤波方法对导航参数进行估计. 直接计算方法是利用 3 颗脉冲星进行几何定位,对测量噪声非常敏感,导航精度受测量误差的影响大;UKF 滤波方法虽然可以有效地降低随机测量误差对导航精度的影响,却无法改善常值测量误差的影响;而 ASUKF 滤波方法一方面可以降低随机误差的影响,另一方面通过把常值测量误差作为增补的状态量进行估计,可以修正常值误差对导航精度的影响,提高导航精度.

3.1　直接计算方法仿真结果

图 3 给出了利用脉冲星定位直接计算方法的一次计算机仿真结果,其中速度误差是由位置误差的微分计算得出,从图中可以看出位置误差约为 2.408 1 km,速度误差约为 2.830 9 m/s.

3.2　UKF 方法仿真结果

图 4 给出了不对常值误差进行修正的条件下 UKF 滤波方法的计算机仿真结果. 从图中可以看出位置估计误差约为 764.600 8 m,速度估计误差约为 0.005 547 m/s.

表 2 给出了不同常值误差对导航精度的影响,从表中可以看出,常值误差每增加 1 μs,定位误差增加约 600 m.

表 2　常值误差对导航精度的影响

Δt/μs	位置误差/m
0	315.519 740
1	764.600 751
2	1 322.112 256
3	1 894.638 001
4	2 471.766 694
5	3 050.887 281

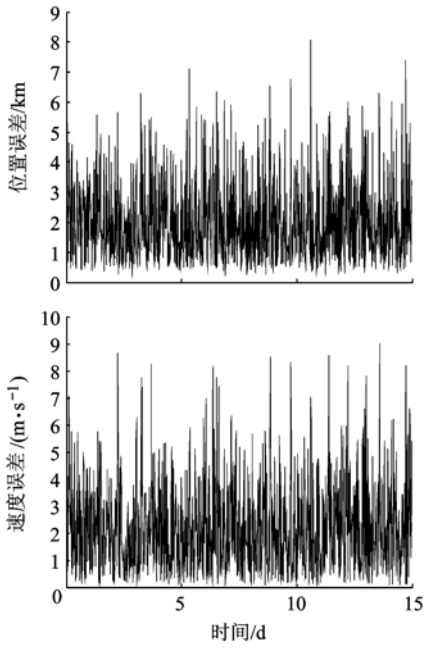

图3 直接计算方法的仿真结果

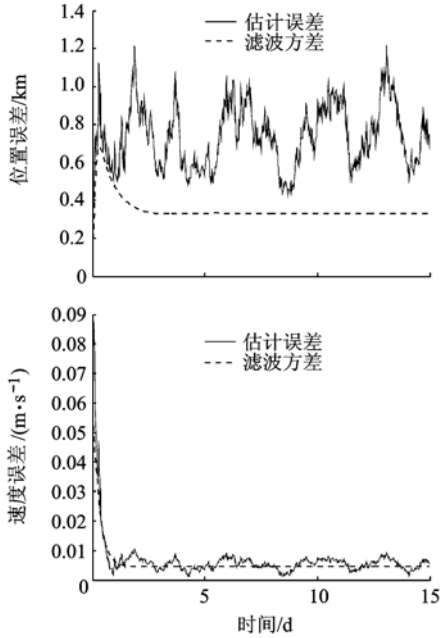

图4 UKF方法的仿真结果

3.3 ASUKF方法仿真结果

图5给出了常值误差为1 μs时ASUKF滤波方法的一次计算机仿真结果.从图中可见,该方法的位置估计误差约为314.7003 m,速度估计误差约为0.005546 m/s,与在理想情况下没有常值误差的仿真结果精度相当.图6给出了ASUKF滤波方法对常值误差的估计结果,从图中可见,常值误差估计值为1.00059035 μs,与常值误差真实值基本相同.上述结果说明,该方法可以有效估计并修正常值误差对导航精度的影响.

3.4 3种方法的比较

表3比较了利用直接计算方法、UKF方法和

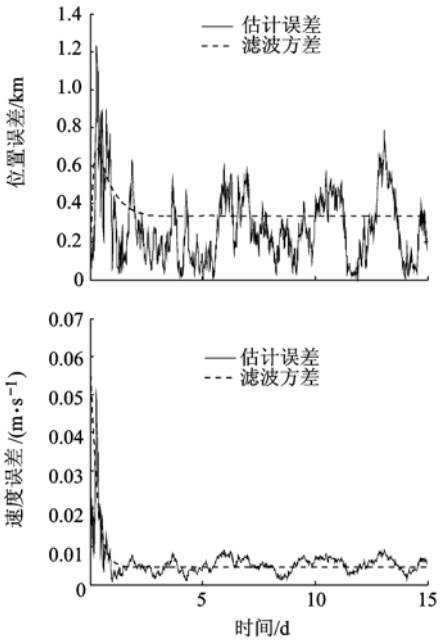

图5 ASUKF方法的仿真结果

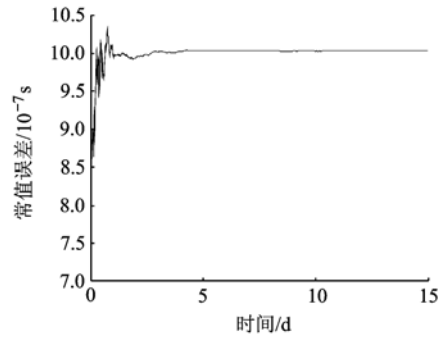

图6 常值误差的估计结果

ASUKF方法Monte-Carle仿真30次的平均导航精度.从表中可以看出,在测量误差相同的条件下,与直接计算方法相比,UKF滤波方法可以有效抑制随机误差对导航精度的影响,但由于常值误差的存在,导航精度仍较低;而ASUKF滤波方法,不仅具有UKF滤波方法的优点,可以减低随机误差的影响,而且还可以有效估计并修正常值误差,提高导航精度.

表3 3种方法导航精度比较

导航方法	位置误差/m	速度误差/(m·s⁻¹)
直接计算	2418.8125	2.7677
UKF	762.4229	0.005545
ASUKF	305.8676	0.005537

4 结 论

本文研究了基于ASUKF的火星探测器脉冲星自主导航方法,针对影响脉冲到达时间测量精度的两类测量误差:常值误差和随机误差,研究了

一种可有效抑制两种误差的 ASUKF 方法,并对其进行了计算机仿真,仿真结果说明:

1) 把常值测量误差作为增补状态量的 ASUKF 方法,可以有效估计并修正常值测量误差,并减小随机误差对导航精度的影响;

2) 在脉冲到达时间的常值测量误差为 1 μs,随机误差为 0.5 μs 时,基于 X 射线脉冲星的 ASUKF 自主导航方法可以达到 350 m 以内的导航精度,是一种可行的火星探测器自主导航方法.

参考文献 (References)

[1] Lowrie J W. Autonomous navigation systems technology assessment[C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics. Proceedings of the 17th Aerospace Sciences Meeting. New Orleans, Louisiana. Reston: AIAA, 1979: 1 - 12

[2] Fang Jiancheng, Ning Xiaolin. Celestial navigation methods for space explorers[J]. Measurement and Control, 2008, 41(3): 77 - 80

[3] Graf J E, Zurek R W, Eisen H J, et al. The Mars reconnaissance orbiter mission [J]. Acta Astronautica, 2005, 57 (2 - 8): 556 - 578

[4] Rourke K H, Acton C H, Breckenridge W G, et al. The determination of the interplanetary Orbits of Vikings 1 and 2[C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics. Proceedings of the 15th Aerospace Sciences Meeting. Los Angeles, California, Reston: AIAA, 1977: 1 - 23

[5] Chester T J, Butman S A. Navigation using X-ray pulsars[R]. NASA Technical Reports N81-27129, 1981

[6] 帅平,李明,陈绍龙,等. X 射线脉冲星导航系统原理与方法[M]. 北京:中国宇航出版社,2009
Shuai Ping, Li Ming, Chen Shaolong, et al. X-ray pulsar navigation system theory and methods[M]. Beijing: China Astronautics Publishing House, 2009 (in Chinese)

[7] Downs G S. Interplanetary navigation using pulsation radio sources[R]. NASA Technical Report 32-1594, 1974

[8] Wood K S. Navigation studies utilizing the NRL-801 experiment and the ARGOS satellite [J]. Proceedings of SPIE, 1993, 140(1): 105 - 116

[9] Sheikh S I, Pines D J. Recursive estimation of spacecraft position using X-ray pulsar time of arrival measurements[C]//Institute of Navigation. Proceedings of ION the 61st Annual Meeting. Cambridge, MA, Manassas, VA: ION, 2005: 464 - 475

[10] Sheikh S I. The use of variable celestial X-ray sources for spacecraft navigation[D]. Maryland: the University of Maryland, College Park, 2005

[11] 杨廷高,南仁东,金乘进,等. 脉冲星自主导航概述[C]//2005 年全国时间频率学术交流会论文集. 西安:中国天文学会,2005: 461 - 467
Yang Tinggao, Nan Rendong, Jin Chengjin, et al. Pulsars overview of autonomous navigation[C]//Proceedings of 2005 the national academic exchanges of time and frequency. Xi'an: Societas Astronomica Sinca, 2005: 461 - 467 (in Chinese)

[12] 费保俊,孙维瑾,肖昱,等. X 射线脉冲星自主导航的基本测量原理[J]. 装甲兵工程学院学报,2006,20(3):59 - 63
Fei Baojun, Sun Weijin, Xiao Yu, et al. X-ray pulsars thebasic measurement principle of autonomous navigation[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering, 2006, 20(3): 59 - 63 (in Chinese)

[13] 李黎,郑伟. 基于 X 射线脉冲星网络自主导航研究进展[C]//全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议论文集. 桂林:中国自动化学会空间及运动体控制专业委员会,2006: 190 - 199
Li Li, Zheng Wei. Based on the X-ray pulsars autonomous navigation research network[C]//Proceedings of the 12th National Conference of Motion Control Technology. Guilin: Chinese Association of Automation Space and Sport Body Control Professional Committee, 2006: 190 - 199 (in Chinese)

[14] 熊凯,魏春岭,刘良栋. 基于脉冲星的空间飞行器自主导航技术研究[J]. 航天控制,2007,25(4):36 - 45
Xiong Kai, Wei Chunling, Liu Liangdong. Pulsars based on autonomous navigation of spacecraft technology research[J]. Aerospace Control, 2007, 25(4): 36 - 45 (in Chinese)

[15] 费保俊,孙维瑾,潘高田,等. X 射线脉冲星自主导航的光子到达时间转换[J]. 空间科学学报,2010,30(1):85 - 90
Fei Baojun, Sun Weijin, Pan Gaotian, et al. Transformation of photon time of arrival in XNAV[J]. Chinese Journal of Space Science, 2010, 30(1): 85 - 90 (in Chinese)

[16] Graven P, Collins J, Sheikh S, et al. XNAV beyond the moon [C]//Institute of Navigation. Proceedings of ION the 63rd Annual Meeting. Cambridge, MA, Manassas, VA: ION, 2007: 423 - 431

[17] Hanson J, Sheikh S, Graven P, et al. Noise analysis for X-ray navigation systems[C]//Institute of Electrical and Electronics Engineers/Institute of Navigation. Proceedings of Position, Location and Navigation Symposium. Monterey, CA Washington DC: IEEE/ION, 2008: 704 - 713

(编　辑:刘登敏)