

文章编号 1004-924X(2014)04-0863-07

## 利用火星卫星光学测量实现火星探测器自主导航

马鹏斌<sup>1,2\*</sup>, 宝音贺西<sup>1\*</sup>, 沐俊山<sup>3</sup>

(1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084; 2. 宇航动力学国家重点实验室,  
陕西 西安 710043; 3. 中国卫星海上测控部, 江苏 江阴 214431)

**摘要:**以火星探测为例,提出了通过对火星卫星进行光学测量实现火星探测器自主导航的方法。该方法在火星探测器上搭载光学相机,在飞向火星过程中对火星天然卫星(Phobos,火卫一;Deimos,火卫二)拍摄带有恒星背景的图像;通过恒星位置确定精确的惯性指向,利用得到的光学观测数据完成对火星探测器的自主导航。分别给出了基于扩展卡尔曼滤波(EKF)和无迹卡尔曼滤波(UKF)进行自主导航的方法和仿真计算结果。数据显示:EKF和UKF得到的结果基本一致,说明EKF在线性化过程中损失精度并不多。在巡航段后半程,与火星距离越近,导航精度越高。距离火星 $(1\sim 5)\times 10^7$  km时,取数据间隔为1 min,如果测量精度为 $0.1''$ ,导航精度可达 $10\sim 100$  km量级,速度精度为 $0.01$  m/s量级;如果测量精度为 $1''$ ,导航精度也相应要低一个量级。另外,单独使用火卫二的导航精度要高于单独使用火卫一,联合使用火卫一和火卫二的精度最高。仿真计算结果表明,利用火星卫星光学测量的火星探测器自主导航,可满足火星探测器高精度导航的要求。

**关键词:**火星探测器;火星卫星;光学测量;自主导航

**中图分类号:**V476.4;V448.2 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20142204.0863

## Autonomous navigation of Mars probe based on optical observation of Martian moon

MA Peng-bin<sup>1,2\*</sup>, BAOYIN He-xi<sup>1\*</sup>, MU Jun-shan<sup>3</sup>

(1. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China;  
2. State Key Laboratory of Astronautics Dynamics, Xi'an 710043, China;  
3. China Satellite Maritime Tracking and Control Department, Jiangyin 214431, China)

\* Corresponding author, E-mail: baoyin@tsinghua.edu.cn

**Abstract:** By taking Mars probing for an example, an autonomous navigation method for a Mars probe based on the optical observation of Martian moon is proposed. By carrying the Mars probe on an optical camera, the method uses the camera to take the images for natural satellites of the Mars (Phobos, Deimos) and their backgrounds in the process of flying to Mars. The star position is used to determine precisely inertial pointing, then, the autonomous navigation of Mars is completed by obtained right ascension and declination data from optical observation. The sequential estimation algorithms based on Extended Kalman Filter(EKF) and Unscented Kalman Filter(UKF) are given. The results show that

收稿日期:2013-06-24;修订日期:2013-08-14.

基金项目:国家 973 重点基础研究发展计划资助项目(No. 2012CB720004);国家自然科学基金资助项目(No. 11372150)

the precision of EKF is similar to that of the UKF, which means that the precision loss of the EKF is not much in the linearization process. At cruising in the second half, the closer is the camera to Mars, the higher the navigation precision is. When the distance is  $(1-5) \times 10^7$  km from Mars and the data interval is set to be 1 min, the navigation accuracy can reach 10-100 km magnitude, and the speed accuracy is 0.01 m/s. When the measurement precision is  $0.1''$ , the navigation precision is lowered an order of magnitude. In addition, the navigation precision of Deimos alone is higher than that of the Phobos, and both of them to be used will get the highest accuracy. Simulation computation results show that the autonomous navigation for Mars detectors by the Martian moon optical measurement can satisfy the requirement of high precision navigation.

**Key words:** Mars prober; Martian moon; optical observation; autonomous navigation

## 1 引言

随着深空探测任务的增多,长时间的巡航给地面测控带来了极大的人力、财力负担。某些特殊任务对探测器实时导航及控制能力有很高的要求,由于距离远、通信时延长,地面测控难以满足任务需求。

在美国的“阿波罗”登月计划中,Battin 等人提出了星际航天器光学自主导航理论<sup>[1]</sup>,即通过测量已知天体(太阳、地球、月球等)与恒星视线之间的夹角,结合预先存储的天体星历,求解探测器在空间中的位置。1974年,Duxbury 等人<sup>[2]</sup>提出了利用观测火星天然卫星对水手 9 号探测器进行导航的方法。由于自主导航算法复杂,对星载设备和计算机要求高,早期的深空探测器很少应用自主导航技术。但随着星载计算机和导航敏感器的精度和可靠性的不断提高,深空探测器自主导航技术已经逐步从原理方法研究走向飞行试验及实际应用。1998年,美国发射的“深空一号”探测器首次实现了巡航过程中的自主导航与控制<sup>[3-5]</sup>,基于导航相机拍摄带有恒星背景的小行星图像,光学自主导航最终达到的位置精度为 250 km,速度精度为 0.5 m/s。近年来,自主导航技术受到广泛关注,并逐渐成为航天技术领域的研究热点。

1997年第 23 届 IAU 大会公布了包含极限量星等为 12.4 等的 118 218 颗恒星的高精度依巴谷星表(称为 Tycho-1)<sup>[6]</sup>,1999 年又公布了包含 2 500 000 个恒星精确度在千分之一弧秒的 Tycho-2<sup>[7]</sup>,这些为高精度深空导航光学惯性参考系的建立奠定了基础。同时,各种光学新技术和方法的出现使得星载光学观测设备的测量精度不断

提高<sup>[8-9]</sup>。基于光学成像测量的自主导航方式可以实现高精度的深空导航。

火星及其天然卫星探测是当前深空探测的热点,美国、俄罗斯和欧洲航空航天局都分别制定了相应的深空探测新计划,中国也在规划火星探测计划<sup>[10]</sup>。火星有两颗天然卫星,分别为火卫一(Phobos)和火卫二(Deimos),它们的星历精度非常高,位置精度可达到公里量级<sup>[11]</sup>。火卫一和火卫二的轨道半长轴分别为 9 377 km 和 23 460 km,星等分别为 11 等和 12 等,形状 3 轴直径分别为  $26.8 \text{ km} \times 22.4 \text{ km} \times 18.4 \text{ km}$  和  $15.0 \text{ km} \times 12.2 \text{ km} \times 10.4 \text{ km}$ <sup>[12]</sup>。这两颗天然卫星是火星探测器光学导航中很好的导航星。本文在火星探测器上搭载光电望远镜,拍摄带有恒星背景的火星天然卫星图像,通过恒星位置精确确定惯性指向,利用光学观测数据来进行自主导航。由于火卫一、火卫二的轨道高度远大于火星半径,且轨道面与探测器轨道面有一定夹角,在巡航段不会出现火星遮挡情况。同时,导航星-探测器-太阳之间的夹角绝大多数时间大于  $90^\circ$ ,夹角为  $90^\circ$  时火星卫星的太阳光照面积是  $180^\circ$  时的 50%,视星等没有很大下降,满足整个巡航段的光线条件。

## 2 计算模型

### 2.1 动力学模型

在探测器飞向火星的过程中,在日心 J2000 惯性坐标系中建立探测器运动方程:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_s}{r^3} \mathbf{r} + \sum_{i=1}^n \mu_i \left( \frac{\mathbf{r}}{r^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{r_i^3} \right) + kG \left( \frac{A}{m} \right) \frac{\mathbf{r}}{r} + \mathbf{a}, \quad (1)$$

式中:右边第一项为太阳引力,第二项为行星引力,第三项为太阳光压,第四项  $\mathbf{a}$  为推力等其它作

用力对探测器产生的加速度。 $\mathbf{r}$ 为探测器的位置矢量, $\mu_s$ 为太阳中心引力常数, $\mu_i$ 为各行星引力常数, $\mathbf{r}_i$ 为各行星的位置矢量, $k$ 为探测器的光反射系数, $G$ 为探测器附近的太阳通量常数, $A$ 为垂直于太阳方向的探测器横截面积, $m$ 为探测器质量, $n$ 为考虑摄动的行星数目。通过 RKF7(8)数值积分方法对此方程进行积分。

### 2.2 测量模型

如图 1 所示,同一照片中火星卫星和背景恒星的角距量为  $\theta = \arccos(\mathbf{n}_m \cdot \mathbf{n}_s)$ ,其中  $\mathbf{n}_s$  为背景恒星在 J2000 惯性坐标系的单位向量,由于距离遥远,可忽略日心系内不同坐标原点的差别; $\mathbf{n}_m$  为火星天然卫星在以探测器为原点的 J2000 惯性坐标系的单位向量。

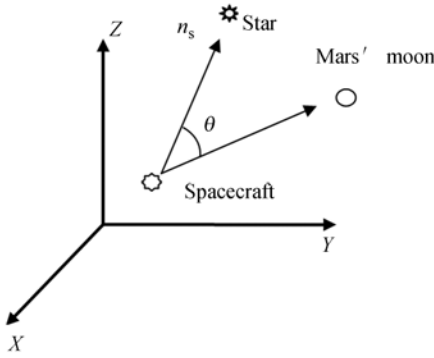


图 1 火星天然卫星和背景恒星的测量示意图

Fig. 1 Optical measurement of Martian moon and background stars

根据光学照片中火星天然卫星和 3 个以上恒星的角距量即可得到  $\mathbf{n}_m$ ,进而可得到天文观测中常用的赤经赤纬观测量。

$$\begin{cases} \theta_1 = \arccos(\mathbf{n}_m \cdot \mathbf{n}_{s1}) \\ \theta_2 = \arccos(\mathbf{n}_m \cdot \mathbf{n}_{s2}) \\ \theta_3 = \arccos(\mathbf{n}_m \cdot \mathbf{n}_{s3}) \end{cases} \quad (2)$$

赤经赤纬观测量  $\alpha, \delta$  为:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{y_{sm}}{x_{sm}}\right), \quad (3)$$

$$\delta = \arctan\left(\frac{z_{sm}}{r_{sm}}\right), \quad (4)$$

偏导数为:

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{x_{sm}^2 + y_{sm}^2} \begin{pmatrix} y \\ -x \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

$$\frac{\partial \delta}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{r_{sm}^2 \sqrt{x_{sm}^2 + y_{sm}^2}} \begin{pmatrix} -x_{sm} z \\ -y_{sm} z \\ x_{sm}^2 + y_{sm}^2 \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$\frac{\partial \alpha}{\partial \mathbf{r}} = 0, \quad (7)$$

$$\frac{\partial \delta}{\partial \mathbf{r}} = 0, \quad (8)$$

其中:  $\mathbf{r}_{sm}(x_{sm}, y_{sm}, z_{sm}) = \mathbf{r}_m - \mathbf{r}, \mathbf{r}(x, y, z), \mathbf{r}_m(x_m, y_m, z_m)$  分别为探测器和火星天然卫星在日心惯性 J2000 坐标系的矢量,  $r_{sm}$  为  $\mathbf{r}_{sm}$  的模。

背景恒星空间指向和火星卫星星历可取自恒星星表<sup>[6-7]</sup>和 JPL 星历表(数据来源于 <http://ssd.jpl.nasa.gov/horizons.cg>)。由于火星及其天然卫星和背景恒星都取自同一照片,从而消除了探测器姿态和设备安装位置等带来的误差,精度只与恒星和火星天然卫星的精度相关,故此很高,现有的处理方法可使星点精度为 0.01 pixel<sup>[8-9]</sup>,如视场为 1°,则精度为 0.036";且视场越小,精度越高,所以探测器对火星卫星的光学测量精度优于 0.1"。另外,光照条件变化可能会给火星卫星质心的判断带来困难,从而对测量精度造成一定影响,火星卫星质心误差最大可达 5 km。如用图像处理等方法来判断质心,可在一定程度上减小该误差。

### 2.3 序贯状态估计算法

设探测器的状态方程和测量方程为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), t] + \mathbf{w}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t), t] + \mathbf{R}(t) \end{cases}, \quad (9)$$

其中:  $\mathbf{w}$  为模型噪声,  $\mathbf{R}$  为观测噪声。线性化后的方程为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{\Phi}(t_{k+1}, t_k) \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{R}_k \end{cases}. \quad (10)$$

若  $t_k$  时刻的估值为  $\mathbf{x}_k$ ,协方差矩阵为  $\mathbf{P}_k$ ,  $t_{k+1}$  时刻的一个新观测数据为  $y_{k+1}$ ,导航算法即是  $t_{k+1}$  时刻的估值  $x_{k+1}$ 。

根据观测数据估计探测器状态量的算法主要有批处理算法和序贯算法两种。典型的批处理算法是加权最小二乘(WLS)法<sup>[13]</sup>,由于要同时保存和处理大量数据,在线实时计算中不太常用该方法。常见的序贯算法有扩展卡尔曼滤波(Extend Kalman Filter, EKF)<sup>[14]</sup>、无损卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)<sup>[15]</sup>和粒子滤波(Particle Filter, PF)<sup>[16]</sup>。PF 的计算量太大,难以

在计算机能力不强的深空自主导航中应用,因此,深空探测器自主导航采用 EKF 和 UKF 两种方法。

EKF 算法需要对方程进行线性化,基本算法如下:

(1) 计算  $t_{k+1}$  时刻的预测轨道  $\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$  (通过  $\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), t]$  数值积分计算)。

(2) 计算  $t_{k+1}$  时刻的预测协方差矩阵:

$$\bar{\mathbf{P}}_{k+1} = \Phi(t_{k+1}, t_k) \mathbf{P}_k \Phi^T(t_{k+1}, t_k) + \mathbf{w}. \quad (11)$$

(3) 计算 Kalman 增益:

$$\mathbf{K}_{k+1} = \bar{\mathbf{P}}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T [\mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{P}}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}]^{-1}. \quad (12)$$

(4) 更新状态:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \bar{\mathbf{x}}_{k+1} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{x}}_{k+1}]. \quad (13)$$

(5) 更新误差协方差矩阵:

$$\mathbf{P}_{k+1} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}] \bar{\mathbf{P}}_{k+1}. \quad (14)$$

UKF 是由 Julier 等提出的一种新型的非线性卡尔曼滤波算法<sup>[16]</sup>。与 EKF 算法相比,UKF 不需要计算动力学方程和观测方程的雅克比矩阵,也不需要计算状态转移矩阵。UKF 的核心是无损变换(Unscented Transfer, UT),它是用一组确定性的离散采样点来近似状态变量的分布,进而逼近系统状态变量的均值和方差。UKF 的滤波过程和 EKF 类似,步骤为:

(1) UT 变换,产生采样点:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\chi}_0 = \mathbf{x}_k, \omega_0 = \frac{\kappa}{n+\kappa} \\ \boldsymbol{\chi}_i = \mathbf{x}_k + \sqrt{n+\kappa} \cdot (\sqrt{\mathbf{P}_{xx}})_i, \omega_i = \frac{\kappa}{2(n+\kappa)} \\ \boldsymbol{\chi}_{i+n} = \mathbf{x}_k - \sqrt{n+\kappa} \cdot (\sqrt{\mathbf{P}_{xx}})_i, \omega_{i+n} = \frac{\kappa}{2(n+\kappa)} \end{cases}, \quad (15)$$

其中:  $i=1, \dots, n; \kappa \in \mathbb{R}$ , 当状态变量  $\mathbf{x}$  服从高斯分布时,通常有  $n+\kappa=3$ ;  $(\sqrt{\mathbf{P}_{xx}})_i$  表示  $\mathbf{P}_{xx}$  矩阵 Cholesky 分解后所得矩阵的第  $i$  列;  $\omega_i$  是第  $i$  点的权值。

(2) 预报状态和协方差矩阵,由  $\boldsymbol{\chi}_{i,k}$  计算  $\boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k}$  (通过  $\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}[\mathbf{x}(t), t]$  数值积分计算)。

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i \boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k}, \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_{xx,k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i [\boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k} - \bar{\mathbf{x}}_{k+1|k}] \cdot [\boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k} - \bar{\mathbf{x}}_{k+1|k}]^T + \boldsymbol{\omega}, \quad (17)$$

(3) 计算理论观测值及其协方差矩阵:

$$\boldsymbol{\gamma}_{i,k+1|k} = \mathbf{h}(\boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k}), \quad (18)$$

$$\tilde{\mathbf{y}}_{k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i \boldsymbol{\gamma}_{i,k+1|k}, \quad (19)$$

$$\mathbf{P}_{yy,k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i [\boldsymbol{\gamma}_{i,k+1|k} - \tilde{\mathbf{y}}_{k+1|k}] \cdot [\boldsymbol{\gamma}_{i,k+1|k} - \tilde{\mathbf{y}}_{k+1|k}]^T + \mathbf{R}_{k+1}. \quad (20)$$

(4) 计算 Kalman 增益矩阵:

$$\mathbf{P}_{xy,k+1|k} = \sum_{i=0}^{2n} \omega_i [\boldsymbol{\chi}_{i,k+1|k} - \bar{\mathbf{x}}_{k+1|k}] \cdot [\boldsymbol{\gamma}_{i,k+1|k} - \tilde{\mathbf{y}}_{k+1|k}]^T, \quad (21)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{xy,k+1|k} \cdot \mathbf{P}_{yy,k+1|k}^{-1}. \quad (22)$$

(5) 更新状态和协方差矩阵:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \bar{\mathbf{x}}_{k+1|k} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{y}_{k+1} - \tilde{\mathbf{y}}_{k+1|k}], \quad (23)$$

$$\mathbf{P}_{xx,k+1} = \mathbf{P}_{xx,k+1|k} - \mathbf{K}_{k+1} \cdot \mathbf{P}_{yy,k+1|k} \cdot \mathbf{K}_{k+1}^T. \quad (24)$$

## 3 仿真计算

### 3.1 仿真设置

利用表 1 给出的轨道进行仿真计算。整个飞行过程为 280 天,在前半程距离火星较远时,火星卫星较暗不易观测,所以本文用后半程 4 个月(5~8 月)数据为例进行仿真。将后半程分 4 个时间段,每 30 天给出一组算例,数据间隔 1 min。仿真中火星卫星的星历精度误差取 1 km。每次滤波探测器轨道初值精度均为位置 5 000 km,速度精度为 5 m/s。赤经赤纬数据的测量精度取误差为正态分布 0.1" 和 1" 两种。分别使用火卫一、火卫二及二者联合 3 种方法来进行导航计算。

表 1 探测器初始轨道位置速度

Tab. 1 Initial state of probe

坐标轴	位置/m	速度/(m·s <sup>-1</sup> )
X	24 306 991 289.3	-32 455.391
Y	132 523 850 221.9	3 658.828
Z	58 427 884 532.8	3 362.343

注: EPOCH(TDT)2013-12-12 12:00:00.000

### 3.2 仿真计算结果

以 6 月份数据为例,探测器距离火星  $(3.3 \sim 2.3) \times 10^7$  km,测量精度为 0.1" 和 1" 时的计算结果分别见图 2 和图 3。计算过程中 UKF 的耗时是 EKF 的 12 倍左右。

每次计算 30 天数据,由图 2 和图 3 可知,0.1"的测量误差,在 5 天左右计算过程收敛;1"测量误差的收敛时间在 10 天左右。

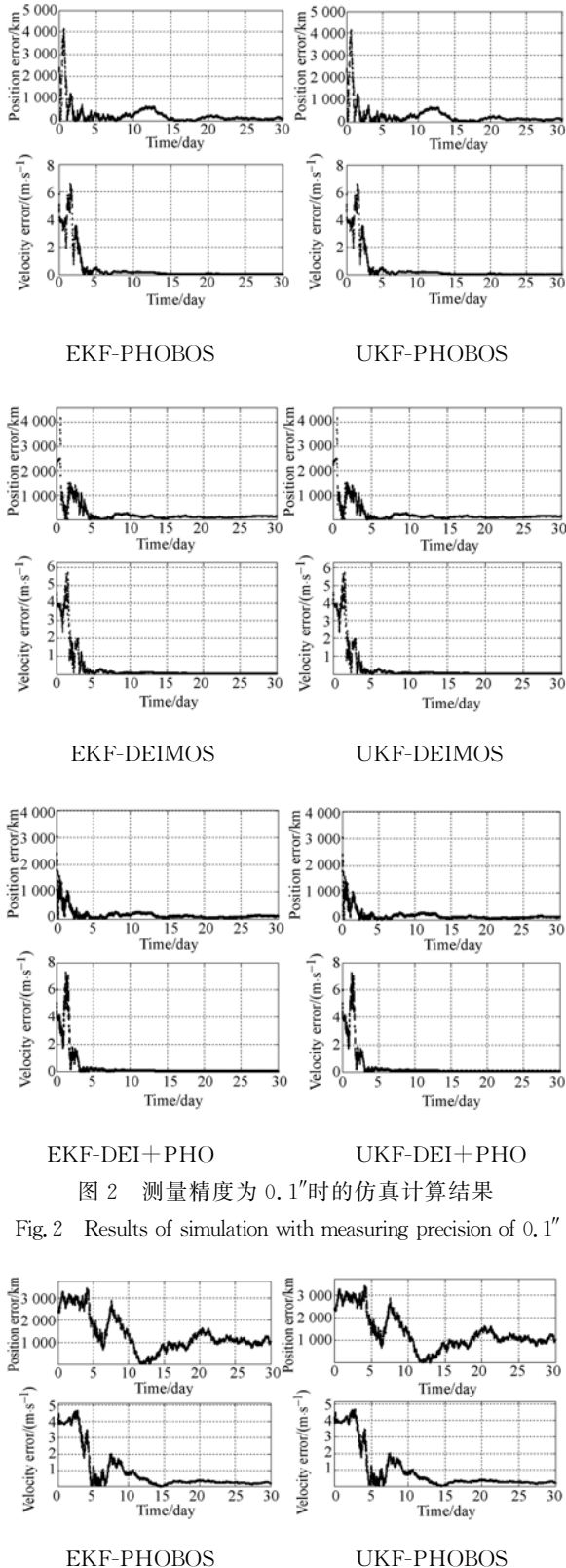


图 2 测量精度为 0.1"时的仿真计算结果

Fig.2 Results of simulation with measuring precision of 0.1"

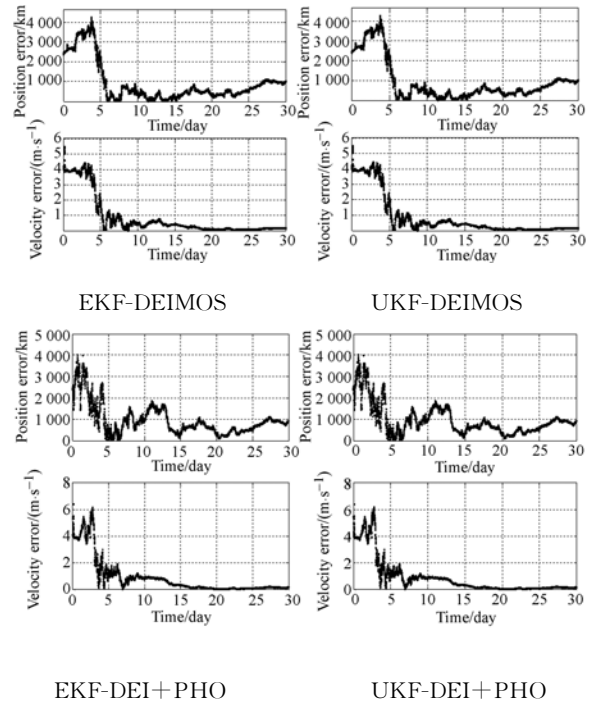


图 3 测量精度为 1"时的仿真计算结果

Fig.3 Results of simulation with measuring precision of 1"

由此可以认为,后 15 天的计算已经收敛,取后 15 天数据的误差均方根结果作为导航精度。4 个月(5~8 月)的仿真结果分别如表 2、表 3 所示。

表 2 测量精度为 0.1"时的仿真结果

Tab.2 Results of simulation with measuring precision of 0.1"

日距离/ 期 10 <sup>6</sup> km	导航星	EKF 精度(RMS)		UKF 精度(RMS)	
		位置 /km	速度 /(m·s <sup>-1</sup> )	位置 /km	速度 /(m·s <sup>-1</sup> )
5 月 50~33	PHOBOS	391.544	0.067	391.458	0.067
	DEIMOS	143.680	0.027	143.648	0.027
	PHO+DEI	75.775	0.018	75.743	0.018
6 月 33~23	PHOBOS	124.819	0.029	124.810	0.029
	DEIMOS	105.979	0.018	105.908	0.018
	PHO+DEI	76.529	0.011	76.409	0.011
7 月 23~15	PHOBOS	32.444	0.013	32.439	0.013
	DEIMOS	13.808	0.003	13.804	0.003
	PHO+DEI	8.737	0.003	8.735	0.003
8 月 15~7	PHOBOS	26.166	0.012	26.162	0.012
	DEIMOS	12.526	0.004	12.525	0.004
	PHO+DEI	7.641	0.007	7.639	0.007

表 3 测量精度为 1" 时的仿真结果

Tab. 3 Results of simulation with measuring precision of 1"

日 距离/ 期 10 <sup>6</sup> km	导航星	EKF 精度(RMS)		UKF 精度(RMS)	
		位置 /km	速度 /(m·s <sup>-1</sup> )	位置 /km	速度 /(m·s <sup>-1</sup> )
5 月	PHOBOS	3 218.16	0.564	3 218.16	0.564
	50~33 DEIMOS	1 623.12	0.304	1 623.01	0.304
	PHO+DEI	1 129.14	0.228	1 129.15	0.228
6 月	PHOBOS	1 135.26	0.270	1 135.24	0.270
	33~23 DEIMOS	703.78	0.111	703.75	0.111
	PHO+DEI	457.62	0.082	457.51	0.082
7 月	PHOBOS	440.82	0.156	440.70	0.156
	23~15 DEIMOS	116.66	0.024	116.63	0.024
	PHO+DEI	72.92	0.034	72.90	0.034
8 月	PHOBOS	282.67	0.101	282.66	0.101
	15~7 DEIMOS	123.88	0.043	123.87	0.043
	PHO+DEI	75.50	0.069	75.49	0.069

由仿真计算结果可知,在初值位置偏差为 5 000 km 和速度偏差为 5 m/s 的情况下,0.1" 的测量误差,60 s 的测量间隔,在 5 天左右计算过程收敛;1" 的测量误差,收敛时间在 10 天左右。距离火星越近,收敛越快。

UKF 和 EKF 的精度和收敛情况基本一致,但 UKF 的计算耗时是 EKF 的 12 倍左右。UKF 的位置精度比 EKF 仅高几十米,没有明显的优

势。这是由于巡航段间隔为 1 min, EKF 在方程线性化中损失精度并不多。

在巡航段后半程,距离火星  $(1\sim 5)\times 10^7$  km,按 1 min 的数据间隔,如果测量精度为 0.1", 导航位置精度可达 10~100 km 量级,速度精度达 0.01 m/s 量级,与火星距离越近,导航精度越高;如测量精度为 1", 导航精度也相应要低一个量级。单独使用火卫二的导航精度要高于单独使用火卫一,这是因为火卫二的半长轴要比火卫一大得多,数据变化范围大。联合使用二者精度最高。

## 4 结 论

本文提出了一种基于火星卫星的光学自主导航方法,利用火星探测器上搭载的光电望远镜拍摄带有恒星背景的火星天然卫星图像,建立了探测器飞向火星的动力学模型和光学测量模型,最后通过 EKF 和 UKF 两种算法对导航精度进行了计算。仿真计算结果显示,UKF 的精度与 EKF 基本相同,但耗时为 EKF 的 12 倍;火星距离的测量精度越大,距离火星越近,导航精度越高。当测量精度为 0.1" 时,导航位置精度为 10~100 km 量级,速度精度为 0.01 m/s。由此表明,利用火星卫星光学测量的火星探测器自主导航,可满足火星探测器的高精度导航。

## 参考文献:

- [1] BATTIN R H. *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics*[M]. Reston VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [2] THOMAS C D, BORN G H. Viewing Phobos and Deimos for navigation Mariner 9[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1974, 11:215-222.
- [3] BHASKARAN S, DESAI S D, DUMONT P J, et al.. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation system[C]. *AIAA/AAS Space Flight Mechanics Meeting, Monterey*, 1998.
- [4] RIEDEL J E, BHASKARAN S, DESAI S, et al.. Deep space 1 technology validation report autonomous optical navigation[R]. Pasadena CA: JPL

Publication, 2000.

- [5] BHASKARAN S, RIEDEL J E, SYNNOTT S P, et al.. The deep space 1 autonomous navigation system-A post-flight analysis[C]. *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Denver*, 2000.
- [6] FABRICIUS C, HOG E, MAKAROV V V, et al.. The hipparcos and tycho catalogues[R]. ESA SP-1200, A1997(17).
- [7] HOG E, FABRICIUS C, MAKAROV V V, et al.. The Tycho-2 catalogue of the 2.5 million brightest stars[J]. *Astronomy & Astrophysics*, 2000, 355(2):L27-L30.
- [8] 孙瑾秋, 周军, 张臻, 等. 基于能量累加的空间目标星像质心定位[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(12): 3043-3048.
- SUN J Q, ZHOU J, ZHANG ZH, et al.. Centroid location for space targets based on energy accumulation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12):

- 3043-3048. (in Chinese)
- [9] 魏新国,徐佳,张广军. 星敏感器质心定位的S曲线误差补偿[J]. 光学精密工程 2013, 21(4): 849-857.  
WEI X G, XU J, ZHANG G J. S-curve error compensation of centroiding location for star sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(4): 849-857. (in Chinese)
- [10] 李黎. 深空探测轨道测定与控制[M]. 北京:国防工业出版社, 2012:112-117.  
LI L. *Orbit Determination and Control for Deep Space Exploration*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012:112-117. (in Chinese)
- [11] JACOBSON R A. The orbits and masses of the martian satellites and the libration of Phobos[J]. *The Astronomical Journal*, 2010, 139(2): 668-679.
- [12] EUGENE F M, WILLIAM J F W. *Solar System Astrophysics: Volume I Background Science and Inner Solar System*[M]. Springer Science + Business Media, LLC, 2008.
- [13] RAOL J R, SINHA N K. On the orbit determination problem [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1985, 21(3): 274-291.
- [14] BAR-LTZHACK L Y, MEDAN Y. Efficient square root algorithm for measurement update in Kalman filtering[J]. *Journal of Guidance and Control*, 1983, 6(3): 129-134.
- [15] JULIER S J, UHLMANN J K. Unscented filtering and nonlinear estimation[C]. *Proceedings of the IEEE*, 2004, 92(3): 401-422.
- [16] ARULAMPALAM M S. A tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking [C]. *IEEE Trans. Signal Processing*, 2002, 50(2): 174-188.

## 作者简介:



马鹏斌(1973—),男,陕西户县人,博士研究生,高级工程师,1996年和2006年于南京大学和西安交通大学分别取得学士和硕士学位,主要从事航天器轨道计算和深空自主导航方面的研究。E-mail: mpb12@mails. tsinghua. edu. cn

## 通讯作者:



宝音贺西(1972—),男,内蒙古兴安盟人,教授,博士生导师,1999年于在哈尔滨工业大学获得博士学位,主要研究方向为航天器动力学与控制。E-mail: baoyin@tsinghua. edu. cn

(版权所有 未经许可 不得转载)