0254-6124/2006/26(2)-142-06 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Ning Xiaolin, Fang Jiancheng. A new autonomous navigation method for martian rover based on celestial observation. *Chin. J. Space Sci.*, 2006, **26**(2): 142—147

# 一种基于纯天文观测的火星车自主导航方法*

宁晓琳　房建成

(北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院　北京 100083)

**摘　要**　提出了一种基于纯天文观测的火星车自主天文导航新方法. 该方法仅需利用由星敏感器视场内测量得到的火星卫星 (火卫一、火卫二) 和某一恒星之间的星光角距, 结合火星车的运动模型, 通过 Unscented 粒子滤波方法, 即可获得高精度的火星车实时位置信息. 计算机仿真结果表明了该方法的有效性, 同时对几个关键的精度影响因素进行了仿真分析.

**关键词**　深空探测; 火星车; 自主导航; 天文导航

**中图法分类号**　V 448

# A New Autonomous Navigation Method for Martian Rover Based on Celestial Observation

NING Xiaolin　　FANG Jiancheng

(*School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing* 100083)

**Abstract**　It is essential for a Martian rover to know its position in order to fulfill a task. For there are some disadvantages of the rover controlled and navigated by ground station. The autonomous navigation and control of planet rover have become an important topics. Since the celestial navigation method has become one of the main trends of mobile robots navigation development, a new Autonomous navigation method for Martian rover based on celestial observation is described in this paper. This method only uses the angles between the stars and the center of Martian moons, Phobos or Deimos, which are got from an image of such objects taken by a star camera. At a given time these angles contains the information of rover's position, we can determine the position of Martian rover by the UPF (Unscented Particle Filter) method combined with the rover motion model. A simulation result demonstrated the validity and feasibility of this new method. The main factors which affect the precision, including measurement error and ephemeris error, are also analyzed.

**Key words**　Deep space exploration, Martian rover, Autonomous navigation, Celestial navigation

* 国家自然科学基金 (60574086) 和国家 863-703 计划 (2003AA735101) 共同资助

2005-06-18 收到原稿, 2006-01-12 收到修定稿

# 1 引言

火星车通常借助地面站通过无线电测控进行导航控制，但由于地球和火星的自转和公转运动及其所带来的地面站和火星车相对地理位置的变化等，有时火星车会处于地面站无法测控的区域内，因此火星车利用自身携带的测量设备进行自主导航控制已经成为重要的发展方向．当前对火星车进行自主导航的方法主要有：惯性导航 (包括航位推算) 、天文导航和视觉导航. 惯性导航具有输出信息连续、短时间精度高的特点, 主要缺点是误差随时间积 累 [1]. 基于视觉的导航方法是一种相对导航，更适用于短距离、利用标志点导航及障碍检测、路径规划等 [2]. 天文导航是一种传统的完全自主的导航方法，不需要与外界进行任何信息交换，可以同时提供位置和航向信息，且精度不受时间、距离的影响，已成为漫游车长距离自主定位导航的主要方法.

由于所采用的观测量及估计方法的不同，漫游车天文导航的具体方法也有很多种． Benjamin 等研究了传统航海中的天文导航方法在火星车上的应用，介绍了天文导航的基本原理以及相应的天体星历表生成方法 [3]. Krotkov 等研究了一种利用对太阳的连续观测，通过最小二乘法求解天文位置圆非线性方程组，获得漫游车固定点位置的天文导航方法 [4]. Kuroda 等研究了将利用太阳、地球的观测信息进行定位、定向的天文导航方法与航位推算法相结合的月球车组合导航方法 [5]. 本文将 Trautner 等使用的、由星敏感器得到的火星卫星 (火卫一、火卫二) 和邻近恒星之间的星光角距作为观测信息 [6], 结合火星车的运动模型，提出了一种通过 UPF 滤波获得火星车的高精度位置信息的新方法．该方法的特点是不需其他任何测量仪器，仅需利用高分辨率星敏感器，即可进行导航．最后还通过计算机仿真，对该方法的有效性和可行性进行了验证，并对关键的精度影响因素进行了分析.

# 2 火星车自主天文导航的基本原理

由于自然天体总是按其固有规律运动的，它们在某个时刻相对特定坐标系的位置矢量是可以精确得到的，天文导航就是利用对天体的测量来确定自身位置和航向的自主导航技术．火星有两颗卫星火卫一和火卫二，他们差不多就在火星的赤道平面上运行．火卫一离火星中心 9450 km, 直径为 20 多 km, 公转周期 7.7 h, 从火星上看, 它每天西升东落两次. 火卫二离火星中心大约 23 500 km, 直径只有 15 km, 公转周期是 30.3 h, 约 5.5 天东升西落一次．对于火星车来说，通过观测得到的火卫一 (或火卫二) 和某颗恒星之间的夹角 (如图 1 中的 $\alpha$), 可以确定一个位置圆锥，该圆锥的顶点位于火卫一，轴线指向导航恒星．该圆锥与火星表面相交，就确定了火星表面上的火星车的一条位置线，从该位置线上任意一点观测火卫一和该恒星之间的夹角均为 $\alpha$. 通过观测火卫一和另一颗恒星之间的夹角，可以得到另一条位置线．多条位置线在火星表面上的交点，就是火星车的位置所在 [6].

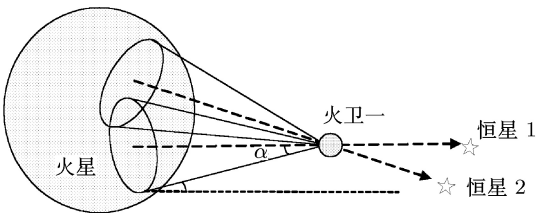



图 1 火星车自主天文定位方法的原理

Fig.1 Theory of celestial navigation for Martian rover

具体方法是利用高分辨率的星敏感器拍摄火卫一的照片，获得火卫一的星光矢量方向和同一幅照片背景中拍摄得到的某一恒星的星光矢量方向，并计算二者之间的星光角距．通过观测时间，从恒星行星星历表中获取火卫一和该恒星的位置信息．有了上述信息，就可以根据下面的方法计算得到火星车的位置.

# 3 火星车自主天文导航方法

## 3.1 导航系统的数学模型

考虑到火星车在运动过程中虽然速度较慢，但由于火星表面崎岖不平，自主运行时随机性较强，因此在讨论火星车的运动时，选取 J2000.0 火星固连坐标系下火星车自主导航系统的状态模型 (当前统计模型) 为 [7]

$$\begin{bmatrix}\dot{\lambda}\\ \dot{v}_\lambda\\ \dot{a}_\lambda\\ \dot{\varphi}\\ \dot{v}_\varphi\\ \dot{a}_\varphi\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0&1&0&0&0&0\\0&0&1&0&0&0\\0&0&-1/\tau_{a\lambda}&0&0&0\\0&0&0&0&1&0\\0&0&0&0&0&1\\0&0&0&0&0&-1/\tau_{a\varphi}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\lambda\\ v_\lambda\\ a_\lambda\\ \varphi\\ v_\varphi\\ a_\varphi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\0\\ \bar{a}_\lambda/\tau_{a\lambda}\\0\\0\\ \bar{a}_\varphi/\tau_{a\varphi}\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\0\\ w_{a\lambda}\\0\\0\\ w_{a\varphi}\end{bmatrix}. \tag{1}$$

其中，状态矢量 $\boldsymbol{X}=[\lambda,\ v_\lambda,\ a_\lambda,\ \varphi,\ v_\varphi,\ a_\varphi]$ 为火星车在东向和北向的位置 (经纬度)、速度和加速度. $\tau_{a\lambda}$ 和 $\tau_{a\varphi}$ 分别为东向和北向机动加速度的相关时间常数, $\bar{a}_\lambda$ 和 $\bar{a}_\varphi$ 分别为 "当前" 东向和北向加速度分量的均值，状态模型噪声 $\boldsymbol{W}=[0,\ 0,\ w_{a\lambda},\ 0,\ 0,\ w_{a\varphi}]^{\mathrm{T}}$. 式 (1) 可简写为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=f(\boldsymbol{X}(t),\boldsymbol{W}(t)). \tag{2}$$

这里使用火卫一与恒星之间的星光角距作为观测量，则由图 1 可得到星光角距的表达式为

$$\begin{aligned}&\alpha=\arccos\Big(\frac{\boldsymbol{r}_{rm}}{|\boldsymbol{r}_{rm}|}\cdot\boldsymbol{s}\Big)+v_\alpha,\\&\boldsymbol{r}_{rm}=\boldsymbol{r}_r-\boldsymbol{r}_m,\\&\boldsymbol{r}_r=[r\cos\varphi\cos\lambda,r\cos\varphi\sin\lambda,r\sin\varphi]^{\mathrm{T}},\\&\boldsymbol{r}_m=[d\cos\Delta_m\cos t_m,d\cos\Delta_m\sin t_m,d\sin\Delta_m]^{\mathrm{T}}.\end{aligned} \tag{3}$$

其中，$v_\alpha$ 为量测噪声，$\boldsymbol{r}_r$ 为火星车的位置矢量，$\boldsymbol{r}_m$ 为火卫一的位置矢量，$\boldsymbol{s}$ 为恒星的星光矢量方向. $r$ 为火星半径，$d,\Delta_m,t_m$ 分别为火卫一与火星质心之间的距离，与其在火星固连坐标系下的赤纬和时角，可由星历表中获取，其具体含义参见文献 [8]. 令 $\boldsymbol{Z}=[\alpha]$, $\boldsymbol{V}=[v_\alpha]$, 则由式 (3) 可得天文导航系统的量测方程为

$$\boldsymbol{Z}(t)=h(\boldsymbol{X}(t),\boldsymbol{V}(t)). \tag{4}$$

由于上述系统的量测方程是非线性的，所以非线性的滤波方法是较适于这类系统的估计方法. 同时考虑到火星大气虽然非常稀薄，密度不到地球大气的 1%, 但火星的气候不稳定，常有强风和尘暴，因此火星大气底层中存在较多灰尘，使天文观测的误差具有不确定性. 同时测量仪器的误差的分布规律、噪声特性等也会受外界环境的影响发生变化. 因此在这里采用 Unscented 粒子滤波 (Unscented Particle Filter, UPF) 方法.

### 3.2 UPF 粒子滤波算法

以往天文导航系统通常采用扩展卡尔曼滤波 EKF (Extended Kalman Filter) 方法，EKF 方法是将非线性的系统方程和量测方程通过 Taylor 展开近似为线性系统处理，这就决定了该方法只适用于滤波误差和预测误差很小的情况. 近年来提出的 Unscented 卡尔曼滤波 UKF (Unscented Kalman Filter) 是一种 EKF 的改进方法，其核心思想是用确定的采样点来近似状态分布，捕获状态分布的真实均值和方差. 经过非线性变换得到的采样点的分布以 3 阶精度近似于真实的均值和方差. UKF 虽然可以有效地解决系统的非线性问题，但其不足之处是不适于噪声非高斯分布的系统. 粒子滤波 PF (Particle Filter) 是一种利用随机样本 (粒子) 表示系统状态变量的后验概率分布的递推 Baysian 滤波方法, 可适用于各种噪声分布的系统. 序贯重要采样法 SIS (Sequential Importance Sampling) 是目前应用最广泛也是最基本的一种粒子滤波方法，其基本原理是通过 Monte Carlo 模拟实现递推 Baysian 滤波, 当样本点数增至无穷大，SIS 滤波器接近于最优 Baysian 估计, 但是该方法的缺点是存在退化现象. 消除退化主要依赖于两个关键技术：适当选取重要密度函数和进行再采样. 对于前者的改进方法，即为 EKPF (Extended Kalman Particle Filter)、UPF (Unscented Particle Filter) 等，其中 UPF 粒子滤波算法是利用 UKF 来得到粒子重要密度函数的一种粒子滤波方法，由于该重要密度函数中包含了最新量测信息，因此与传统的序贯重要采样法 (SIS) 等基本粒子滤波方法相比具有更好的性能. 由 3.1 节可以看出，火星车天文导航系统实际上是非线性、噪声非高斯分布的系统，因此 UPF 方法是较适合的一种滤波方法，其具体步骤如下 [9].

系统状态方程和量测方程可由式 (2)、(4) 得到，且 $\boldsymbol{x}_k=f(\boldsymbol{x}_{k-1},\boldsymbol{W}_{k-1})\leftrightarrow p(\boldsymbol{x}_k|\boldsymbol{x}_{k-1})$, $\boldsymbol{z}_k=h(\boldsymbol{x}_k,\boldsymbol{V}_k)\leftrightarrow p(\boldsymbol{z}_k|\boldsymbol{x}_k)$.

(1) 初始化 $T=0$ 时，生成服从先验分布 $q(\boldsymbol{x}_0)$ 的 $N$ 个样本 $\{\boldsymbol{x}_0^1,\boldsymbol{x}_0^2,\cdots,\boldsymbol{x}_0^n\}$, 并将每个样本的初始

权值 $w_0^i$ 均设为 $1/N$, $i=1,2,\cdots,N$.

$$\bar{\boldsymbol{x}}_0^i = E[\boldsymbol{x}_0^i], \quad \boldsymbol{P}_0^i = E[(\boldsymbol{x}_0^i - \bar{\boldsymbol{x}}_0^i)(\boldsymbol{x}_0^i - \bar{\boldsymbol{x}}_0^i)^{\mathrm{T}}].$$

(2) $T=k$ 时的粒子滤波过程. 具体步骤如下.

①重要采样 (importance sampling step)

对 $N$ 个粒子分别用 UKF 更新粒子，从 $\{\boldsymbol{x}_{k-1}^i, \boldsymbol{P}_{k-1}^i\}$ 得到 $\{\bar{\boldsymbol{x}}_k^i, \bar{\boldsymbol{P}}_k^i\}$，并采集一个新样本 $\hat{\boldsymbol{x}}_k^i$, 使得 $\hat{\boldsymbol{x}}_k^i \sim q(\boldsymbol{x}_k^i|\boldsymbol{x}_{k-1}^i, \boldsymbol{Z}_k) = N(\bar{\boldsymbol{x}}_k^i, \bar{\boldsymbol{P}}_k^i)$.

根据样本的相似程度，更新权值，使得

$$\bar{w}_k^i = w_{k-1}^i \frac{p(\boldsymbol{Z}_k|\hat{\boldsymbol{x}}_k^i)p(\hat{\boldsymbol{x}}_k^i|\boldsymbol{x}_{k-1}^i)}{q(\hat{\boldsymbol{x}}_k^i|\boldsymbol{x}_{k-1}^i, \boldsymbol{Z}_{k-1})},$$

从计算公式可以看出，样本的权值包括了后验概率和先验概率两部分. 这样就得到了一个服从先验分布的样本集 $[\hat{\boldsymbol{x}}_k^i]$, $i=1,2,\cdots,N$.

然后，对每个粒子的权值进行归一化，即令

$$w_k^i = \frac{1}{\sum_{j=1}^N \bar{w}_k^i}.$$

最后计算有效粒子的尺寸 $N_{\mathrm{eff}}$,

$$N_{\mathrm{eff}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (w_k^i)^2}.$$

如果 $N_{\mathrm{eff}}$ 小于门限值 $N_{\mathrm{th}}$, 说明粒子多样性降低，需转入步骤②，进行重采样. 否则，转步骤③输出该次的滤波结果.

②重采样 (systematic resampling step)

重采样的目的是消除权值较小的粒子，增加权值较大的粒子，使重采样后的样本集 $[\tilde{x}_k^i]$, $i=1,2,\cdots,N$ 的分布符合后验密度 $p(x_k|Z_k)$. 重采样的详细步骤可参看文献 [10].

由于重采样是独立同分布的，每个样本的权值 $w_k^i$ 被重新设置为 $1/N$.

③结果输出

状态估计值为

$$\boldsymbol{x}_k = \sum_i^N w_k^i \boldsymbol{x}_k^i,$$

状态估计误差阵

$$\boldsymbol{P}_k = \sum_{i=1}^N w_k^i \boldsymbol{P}_k^i = \sum_{i=1}^N w_k^i (\boldsymbol{x}_k^i - \hat{\boldsymbol{x}}_k^i)(\boldsymbol{x}_k^i - \hat{\boldsymbol{x}}_k^i)'.$$

经过上述操作，一方面通过 UKF 得到了较好的粒子重要密度函数，另一方面通过再采样避免了粒子耗尽问题，增加了粒子的多样性. 解决了粒子滤波最主要的退化问题，提高了系统的性能.

# 4 计算机仿真及结果

## 4.1 仿真条件

仿真中火星车的行进路径选用美国机遇号探测器的着陆地点 (火星 2°S, 354.5°E) 作为起点，火星车以约 1 km/h 的速度匀速运行 2 h，到达 1.98°S, 354.53°E, 具体仿真条件如下.

(1) 坐标系. J2000.0 火星固连坐标系，火星半径为 3397.2 km.

(2) 测量仪器的精度. 相机分辨率为 1024×1024, 视场大小为 10° × 10°, 测量误差为 3″ ($1\sigma$). 噪声数据由自行研制的天文导航半物理仿真系统产生 [11], 该数据基本反映了星敏感器在星图图像畸变校正、星图匹配和星体识别过程中所生成的噪声特性.

(3) 导航星历采用 JPL405 恒星行星星历，仿真用星图由 Starry Night Backyard 软件提供. 火卫一的星历误差参考文献 [6], 径向误差 5 km ($1\sigma$), 法向误差 3 km ($1\sigma$).

(4) 滤波周期 $T=20$ s.

(5) 滤波参数. 滤波器的初值为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{P}_0 =& \mathrm{diag}[(1\times10^{-2})^2, (1\times10^{-4})^2,\\ & (1\times10^{-4})^2, (1\times10^{-2})^2,\\ & (1\times10^{-4})^2, (1\times10^{-4})^2],\\ \boldsymbol{X}_0 =& [-2^\circ \quad 0 \quad 0 \quad 354.5^\circ \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}},\end{aligned}$$

$\tau_{a\lambda}$ 和 $\tau_{a\varphi}$ 取为 1, $\bar{a}_\lambda$ 和 $\bar{a}_\varphi$ 取为上一时刻的 $a_\lambda$、$a_\varphi$ 估计值.

## 4.2 仿真结果

图 2 为在上述仿真条件下火星车使用 UPF 粒子滤波方法进行天文导航的定位结果. 从仿真结果可以看出，在上述仿真条件下，使用该方法的火星车天文导航的平均位置精度可以达到 1.5 km 以内, 速度精度约为 0.02 m/s.

## 4.3 导航精度影响因素分析

从天文导航的原理分析，由于位置信息主要来自于观测到的火卫一与恒星之间的星光角距信息，因此火星车天文导航精度的主要影响因素如下.

(1) 火卫一与恒星之间的星光角距的测量误差 ($\alpha$ 的误差);

(2) 火卫一与恒星的位置矢量误差 (由测量时间的误差和星历误差带来的 $\boldsymbol{r}_m$ 和 $\boldsymbol{s}$ 的误差).

下面针对这两个主要影响因素进行仿真分析.

#### 4.3.1 火卫一与恒星之间的星光角距的量测误差对导航精度的影响

火卫一与恒星之间的星光角距的量测误差主要来源于相机的测量误差. 该误差由星图生成、提取和识别过程中的误差造成, 提高相机的分辨率可减小该误差. 图 3 给出了使用本文提出的 UPF 粒子滤波方法对火星车进行天文导航, 其位置估计误差随量测误差方差的变化关系. 随着量测噪声方差的增大, 位置估计误差也相应增大, 二者基本成线性关系. 但由于滤波技术对随机噪声具有较强的处理能力, 所以增幅不大, 星历误差每增加 5″, 位置估计误差约增加 0.7 km.

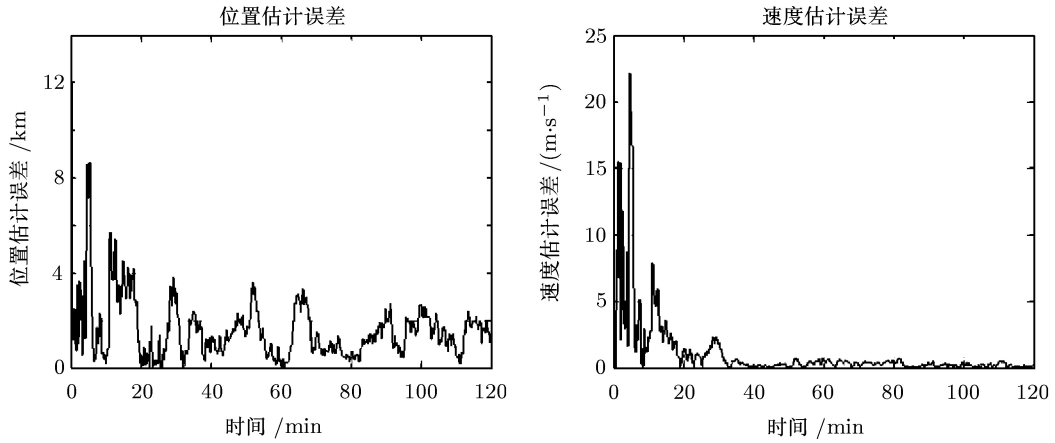



图 2 火星车天文导航定位结果

Fig.2 Simulation results of Martian rover celestial navigation

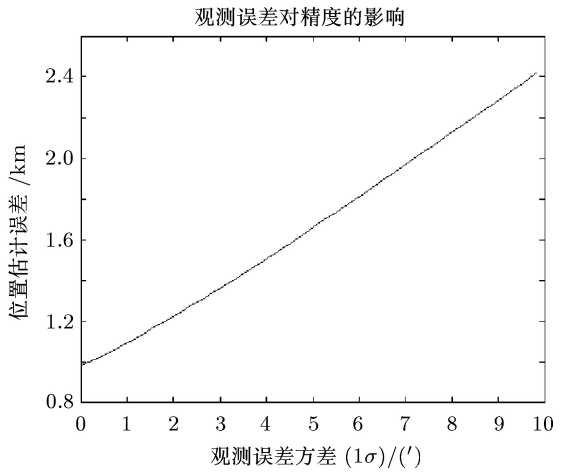



图 3 量测误差对导航精度的影响

Fig.3 Effects of measurement error

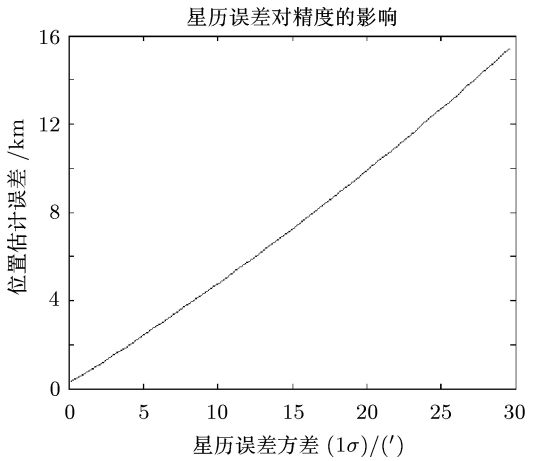



图 4 星历误差对导航精度的影响

Fig.4 Effects of ephemeris error

#### 4.3.2 星历误差对导航精度的影响

火卫一与恒星的位置矢量误差主要来源于由于星历本身不准确造成的误差和由于测量时间以及相应的坐标转换不准确带来的误差等, 在此仅考虑星历误差对导航精度的影响. 图 4 给出了位置估计误差随星历误差的变化关系, 可以看出二者也基本成线性关系, 星历误差每增加 10″, 位置估计误差约增加 5 km.

从上述仿真结果可以看出, 由于 UPF 粒子滤波方法可以对量测噪声的分布进行有效的建模, 因

此这种基于 UPF 粒子滤波的火星车自主天文导航新方法对量测噪声的随机噪声可以起到有效的抑制作用. 而星历误差等系统模型固有误差以现有的方法暂时还不能有效地消除.

## 5 结论

本文研究了一种利用火星卫星 (火卫一、火卫二) 和恒星之间的星光角距作为观测信息, 通过UPF粒子滤波, 获得火星车的高精度位置信息的自主天文导航方法. 该方法的特点是不需其他任何测量仪器, 仅需利用高分辨率相机拍摄得到的火卫一相片, 即可进行导航. 仿真结果表明了该方法的有效性和可行性, 同时显示该方法还可以有效地减弱量测噪声中的随机误差对系统性能的影响, 使系统具有更高的适应能力. 火卫一与恒星的位置矢量是影响该类天文导航精度的一个关键因素, 对其精度影响因素的仿真分析也说明了这一点. 因此如何获取高精度的火卫一与恒星的位置矢量信息, 以及利用更为先进的滤波估计方法对其进行处理以提高火星车的定位精度仍是值得深入研究的问题. 由于天文导航不能输出连续的位置信息, 将天文导航方法与其他导航方法相结合, 研究火星车的高鲁棒组合导航方法也是下一步需要研究的重要问题. 另外在白天及其它无法观测到火卫一和火卫二的情况下, 可使用其他天文导航方法, 如基于太阳和恒星观测的高度差法以实现火星车的全天候导航.

### 参考文献


[1] Yenilmez, L, Temeltas, H. Autonomous navigation for planetary exploration by a mobile robot. Recent Advances in Space Technologies, 2003. In: RAST'03. Intern. Conf. Proc., 2003, 397—402

[2] Goldberg S B, Maimone, M W, Matthies L. Stereo vision and rover navigation software for planetary exploration. *Aeros. Conf. Proc., IEEE,* 2002, **5**:2025—2036

[3] Benjamin P M. Celestial Navigation on the Surface of Mars. Naval Academy Annapolis MD. AIAA Trident Scholar Project Report, no.284, 2001

[4] Krotkov E M, Hebert M, Buffa F, Cozman L R. Stereo driving and position estimation for autonomous planetary rovers. In: IARP Works. Rob. Space, 1994

[5] Kuroda Y, Kurosawa T, Tsuchiya A, Kubota, T. Accurate localization in combination with planet observation and dead reckoning for lunar rover. *Rob. Autom.*, 2004. In: Proc. ICRA'04, 2004 IEEE Intern. Conf., 2004. 2:2092—2097

[6] Trautner R, Mora M B, Hechler M, Koschny D. A new celestial navigation method for mars landers. *Lunar Planet. Sci.*, 2004, 35

[7] Wan Dejun, Fanf Jiancheng, Wang Qing. Theory and Method of GPS Dynamic Filter and Its Application. Nanjing: Jiangsu Science and Technology Press, 2000. in Chinese (万德钧, 房建成, 王庆. GPS 动态滤波的理论、方法及其应用. 南京: 江苏科学技术出版社, 2000)

[8] Hobbs R R. Marine Navigation. 3 Edition, Maryland: Naval Institute Press, 1974

[9] Yong Rui, Yunqiang Chen. Better proposal distributions: Object tracking using unscented particle filter. Computer Vision and Pattern Recognition, 2001. CVPR 2001. In: Proc. 2001 IEEE Comp. Soc. Conf., 2001, **2**:786—79

[10] Miodrag B P. New Resamping Algorithms for particle filters. Acoustics, Speec, and Signal Processing. In: 2003 Proc. (ICASSP'03), IEEE Intern. Conf., 2003, **2**:589—592

[11] Tian Yulong, Wang Guangjun, Fang Jianchng, Liu Jian. Semi-physical simulation technoloy of star sensor. *Aeros. China*, 2004, **4**:25—26. in Chinese (田玉龙, 王广君, 房建成, 柳建. 星光模拟的半物理仿真技术. 中国航天, 2004, **4**:25—26)