

文章编号:1000-6893(2006)06-1145-05

# 绕月探测器的自主光学导航研究

孙军伟<sup>1</sup>, 崔平远<sup>1</sup>, 黄翔宇<sup>2</sup>

(1. 哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

(2. 北京控制工程研究所, 北京 100080)

## Autonomous Optical Navigation for Spacecraft Around Moon

SUN Jun-wei<sup>1</sup>, CUI Ping-yuan<sup>1</sup>, HUANG Xiang-yu<sup>2</sup>

(1. Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

(2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100080, China)

**摘 要:** 提出了一种利用高斯-马尔科夫过程和 Unscented 卡尔曼滤波的绕月探测器自主光学导航算法。针对很难事先确定精确地绕月探测器轨道动力学模型问题,提出利用高斯-马尔科夫过程来近似轨道动力学中的无模型加速度,进而提高了轨道动力学模型的精度;考虑到基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定存在的问题,提出利用基于 Unscented 卡尔曼滤波来估计探测器的位置、速度及无模型加速度,提高了轨道估计精度和保证了算法的稳定性。最后,通过数学仿真验证了自主光学导航算法的有效性。

**关键词:** 自主光学导航; 绕月探测器; 高斯-马尔科夫过程; Unscented 卡尔曼滤波

**中图分类号:** V448.22<sup>+</sup>4 **文献标识码:** A

**Abstract:** The autonomous optical navigation algorithm for spacecraft around Moon using the Gauss-Markov process and Unscented Kalman filter is presented. For the problems arising from the absence of exact orbit dynamics models of spacecraft around Moon, the un-modeled acceleration of orbit dynamics is approximated by using the Gauss-Markov process in order to improve the precision of orbit dynamics. Considering the problems of orbit determination algorithm based on extended Kalman filter, the position, and velocity of spacecraft and the un-modeled acceleration are estimated by using the Unscented Kalman filter to improve the precision of orbit estimation and ensure the stability of algorithm. And the autonomous optical navigation algorithm is validated using the numerical simulation.

**Key words:** autonomous optical navigation; spacecraft around moon; Gauss-Markov process; Unscented Kalman filter

20 世纪 60 年代前苏联发射的“月球 9 号”探测器首次完成了软着陆月球。其后,美国也实现了无人探测器的月球表面软着陆,继而实施了阿波罗登月。继 20 世纪 90 年代,美国以“克莱门汀”和“月球探测器”等探测器开始重返月球的计划之后,新一轮探月热潮已经到来。日本和欧空局等研究机构提出了自己的月球探测计划;中国于 2004 年启动了月球探测工程,中国的探月工程将分为“绕”、“落”、“回”3 个阶段实施。对于绕月阶段,由于地面站与探测器距离较远,信号延迟大,地面基线短,特别是存在月球背面不可见弧段等不利因素<sup>[1]</sup>。因此,发展绕月探测器的自主导航技术变得十分重要。绕月探测器的自主导航可以准确实时地提供对应观测历元的位置信息,从

而可以大大提高观测数据的利用程度。探测器自主导航还能减少操作的复杂性,降低任务的费用,简化地面支持系统,可以大大增强探测器的自主生存能力,扩展探测器的空间应用潜力。

与基于地面的导航相比,自主导航带来新的问题,如没有直接的速度测量,则探测器的速度必须通过轨道动力学方程和一系列与位置相关的观测量来确定。但由于很难事先确定精确的高阶月球引力场模型及地球引力摄动和太阳光压摄动等,导致很难建立精确的探测器轨道动力学模型,这给自主导航带来较大的困难。为了提高轨道动力学模型的精度,本文提出利用一阶高斯-马尔科夫过程近似绕月探测器轨道动力学中的无模型加速度;考虑到基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定存在的问题,提出利用基于 Unscented 卡尔曼滤波来估计探测器的位置、速度及无模型加速度,提高了轨道的估计精度和保证了算法的稳定性。

收稿日期:2005-06-02; 修订日期:2005-09-06

基金项目:民用航天预研课题、863 计划(2004AA735080)

## 1 绕月探测器的轨道动力学方程

首先定义需要的参考坐标系,然后给出绕月探测器的轨道动力学模型。定义坐标系如下:

(1) 地心赤道惯性坐标系( $O_E x_E y_E z_E$ )

采用 J2000 平地心赤道惯性系,  $x_E$  轴指向历元春分点,基准面为地球赤道面,  $z_E$  轴指向地球北极。

(2) 月心惯性坐标系( $Oxyz$ )

以月心为原点,将上面的 J2000 地心赤道惯性坐标系平移至月心,从而得到 J2000 月心惯性坐标系。

月球的引力场势函数有如下形式

$$U(r, \phi, \theta) = \frac{GM}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=1}^{\infty} J_n \left( \frac{R_m}{r} \right)^n P_n(\sin \phi) + \sum_{n=1}^{\infty} \left( \frac{R_m}{r} \right)^n \sum_{m=1}^n P_{nm}(\sin \phi) [C_{nm} \cos m\theta + S_{nm} \sin m\theta] \right\} \quad (1)$$

通过对引力势求梯度,可以得到月球引力对探测器产生的加速度。

在 J2000 月心平移惯性坐标系,可以建立绕月探测器的轨道动力学方程

$$\ddot{\mathbf{r}} = -GM_m \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{P}_t + \mu_e \left[ \frac{\mathbf{r}_{re}}{r_{re}^3} - \frac{\mathbf{r}_{pe}}{r_{pe}^3} \right] + \mu_s \left[ \frac{\mathbf{r}_{rs}}{r_{rs}^3} - \frac{\mathbf{r}_{ps}}{r_{ps}^3} \right] - \frac{AG}{mr_{rs}^3} \mathbf{r}_{rs} - 2\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} \quad (2)$$

式中:第 1 项为月球的中心引力;第 2 项为月球的非球形摄动力;第 3 项为地球对探测器的摄动力;第 4 和第 5 项分别为太阳引力和太阳光压摄动;最后两项是由于月球旋转引起的加速度。其中,  $\mathbf{r}$  和  $\mathbf{v}$  分别为探测器在月心惯性坐标系的位置和速度矢量;  $\boldsymbol{\omega}$  为旋转角速度矢量;

$$\mathbf{P}_t = \frac{GM_m}{r^2} \left\{ \sum_{n=2}^{N_z} J_n \left( \frac{R_m}{r} \right)^n \left[ P_n \frac{(n+1)\mathbf{r}}{r} - \dot{P}_n' \cdot \mathbf{r} \left( \frac{\partial \sin \phi}{\partial \mathbf{r}} \right) \right] + \sum_{n=2}^{N_l} \left( \frac{R_m}{r} \right)^n \sum_{m=1}^n \left[ (C_{nm} \cos m\theta + S_{nm} \sin m\theta) \left[ P_{nm}' \left( \frac{\partial \sin \phi}{\partial \mathbf{r}} \right) - P_{nm} \frac{(n+1)\mathbf{r}}{r} \right] + m(S_{nm} \cos m\theta - C_{nm} \sin m\theta) P_{nm} \mathbf{r} \left( \frac{\partial \theta}{\partial \mathbf{r}} \right) \right] \right\} \quad (3)$$

式中:  $N_z$  为截取的球形扩展带谐项的阶数;  $N_l$  为截取的田谐项阶数。

## 2 自主光学导航的测量

由文献[1]可知,利用紫外 3 轴姿态敏感器可以测出的月心方向和探测器的姿态,可以得到在

月心惯性坐标系中的月心矢量。利用激光测距仪可以测出的探测器与月球表面的距离,这样利用探测器的惯性姿态信息、激光测距仪的指向和月球的形状模型能够得到探测器到月心的距离。于是可以选择月心矢量和探测器-月心距离作为观测量,可以建立如下观测方程。

以月心方向为观测量的观测方程

$$\mathbf{h}[\mathbf{X}] = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|} \quad (4)$$

以探测器-月心距离为观测量的观测方程

$$\mathbf{h}[\mathbf{X}] = |\mathbf{r}| \quad (5)$$

在太阳对月球光照条件好的轨道区域内,利用紫外 3 轴敏感器测量得到的月心方向和探测器-月心距离为观测量;在其他轨道段,仅利用探测器-月心距离为观测量。

## 3 无模型加速度的近似

探测器的轨道动力学方程可以表达为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{v} \\ \dot{\mathbf{v}} &= \mathbf{a}_m(\mathbf{r}, \mathbf{v}) + \mathbf{m}(t) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中:  $\mathbf{r} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$  和  $\mathbf{v} = [x_4 \ x_5 \ x_6]^T$  分别为探测器的位置和速度;  $\mathbf{a}_m(\mathbf{r}, \mathbf{v})$  为作用在探测器上的模型加速度;  $\mathbf{m}(t)$  为作用在探测器上的所有未建模的加速度。

对绕月探测器的轨道动力学模型而言,其运动学模型是严格和精确的,但其动力学模型存在各种不确定性,如模型参数误差、未知的高阶引力场模型、各种引力摄动及推力测量误差等,都能归结为无模型加速度。一般可假设无模型加速度包括两部分:与时间相关的部分和纯粹随机的部分,所以,可用一阶高斯-马尔科夫过程  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  来代替无模型加速度  $\mathbf{m}(t)$ 。  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  满足下面矢量微分方程

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = \tilde{\mathbf{F}}\boldsymbol{\varepsilon}(t) + \tilde{\mathbf{G}}\mathbf{u}(t) \quad (7)$$

式中:  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  为 3 维矢量;  $\mathbf{u}(t)$  为 3 维高斯噪声矢量,假设其满足

$$\left. \begin{aligned} E[\mathbf{u}(t)] &= 0 \\ E[\mathbf{u}(t)\mathbf{u}^T(t)] &= \mathbf{I}\delta(t-\tau) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{I}$  为三维单位矩阵;系数矩阵  $\tilde{\mathbf{F}}$  和  $\tilde{\mathbf{G}}$  分别由  $\tilde{F}_{ij} = \beta_i \delta_{ij}$  和  $\tilde{G}_{ij} = q_i \delta_{ij}$  来定义,  $i, j = 1, 2, 3$ ,  $\beta_i$  为未知的参数,  $q_i$  为常数,  $\delta_{ij}$  为克罗内克符号。

## 4 扩展的轨道参数方程

定义轨道参数为  $\mathbf{X} = [\mathbf{r}^T \ \mathbf{v}^T \ \boldsymbol{\varepsilon}^T \ \boldsymbol{\beta}^T]^T$ , 组合式(6)和式(7),且  $\dot{\boldsymbol{\beta}} = 0$ , 则有

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}(\mathbf{X}, \mathbf{u}, t) =$$

$$[\mathbf{v}^T \quad (\mathbf{a}_m + \boldsymbol{\varepsilon})^T \quad (\tilde{\mathbf{F}}\boldsymbol{\varepsilon}(t) + \tilde{\mathbf{G}}\mathbf{u}(t))^T \quad \mathbf{0}] \quad (9)$$

对于  $t > t_i$ ,  $t_i$  为某一参考时刻, 积分式(9)可得

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{r}(t) &= \mathbf{r}_i + \mathbf{v}_i \Delta t + \int_{t_i}^t \mathbf{a}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, \boldsymbol{\varepsilon}, \tau) [t - \tau] d\tau \\ \mathbf{v}(t) &= \mathbf{v}_i + \int_{t_i}^t \mathbf{a}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, \boldsymbol{\varepsilon}, \tau) d\tau \\ \boldsymbol{\varepsilon}(t) &= \mathbf{E}\boldsymbol{\varepsilon}_i + \mathbf{l}_i \\ \boldsymbol{\beta}(t) &= \boldsymbol{\beta}_i \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中:  $\Delta t = t - t_i$ ;  $\mathbf{a}(\mathbf{r}, \mathbf{v}, \boldsymbol{\varepsilon}, t) = \mathbf{a}_m(\mathbf{r}, \mathbf{v}, t) + \boldsymbol{\varepsilon}(t)$ ;

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \alpha_1 & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_2 & 0 \\ 0 & 0 & \alpha_3 \end{bmatrix}; \mathbf{l}_i = \begin{bmatrix} \sigma_1 \sqrt{1 - \alpha_1^2} u_1 \\ \sigma_2 \sqrt{1 - \alpha_2^2} u_2 \\ \sigma_3 \sqrt{1 - \alpha_3^2} u_3 \end{bmatrix};$$

其中:  $\alpha_i = \exp[-\beta_i(t - t_i)]$ ;  $\sigma_j = q_j / (2\beta_j)$ ,  $j = 1, 2, 3$ .

由式(10)计算出利用动力学模型积分得到的轨道参数误差为

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{n}_r &= \int_{t_i}^t \mathbf{l}_i(t - \tau) d\tau \\ \mathbf{n}_v &= \int_{t_i}^t \mathbf{l}_i d\tau \\ \mathbf{n}_e &= \mathbf{l}_i \\ \mathbf{n}_\beta &= \mathbf{0} \\ E[\mathbf{n}_i] &= \mathbf{0} \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

定义  $\mathbf{n}^T = [\mathbf{n}_r^T \quad \mathbf{n}_v^T \quad \mathbf{n}_e^T \quad \mathbf{0}]$ , 则有  $E[\mathbf{n}_i \mathbf{n}_j^T] =$

$$\mathbf{Q}_i \delta_{ij} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{rr} & \mathbf{Q}_{rv} & \mathbf{Q}_{re} & \mathbf{0} \\ \mathbf{Q}_{vr} & \mathbf{Q}_{vv} & \mathbf{Q}_{ve} & \mathbf{0} \\ \mathbf{Q}_{er} & \mathbf{Q}_{ev} & \mathbf{Q}_{ee} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \delta_{ij}; \mathbf{Q}_{rr} = \mathbf{S}_i \Delta t^4 / 4,$$

$\mathbf{Q}_{rv} = \mathbf{Q}_{vr} = \mathbf{S}_i \Delta t^3 / 2$ ,  $\mathbf{Q}_{re} = \mathbf{Q}_{er} = \mathbf{S}_i \Delta t^2 / 2$ ,  $\mathbf{Q}_{vv} = \mathbf{S}_i \Delta t^2$ ,  $\mathbf{Q}_{ve} = \mathbf{Q}_{ev} = \mathbf{S}_i \Delta t$ ,  $\mathbf{Q}_{ee} = \mathbf{S}_i$ ;  $\mathbf{S}_i$  为  $3 \times 3$  对角矩阵, 对角线元素分别为  $S_{11} = \sigma_1^2 (1 - \alpha_1^2)$ ,  $S_{22} = \sigma_2^2 (1 - \alpha_2^2)$ ,  $S_{33} = \sigma_3^2 (1 - \alpha_3^2)$  [2].

### 5 利用 Unscented 卡尔曼滤波的自主轨道确定

由于基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定是通过非线性模型的线性化来实现的, 不可避免的轨道模型误差必然会加大线性化带来的误差, 可能导致轨道确定性能变差, 甚至引起轨道确定算法发散 [3]. 本文提出利用 Unscented 卡尔曼滤波来解决基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定带来的问题。

利用 Unscented 变换 [4]. 探测器的状态方程和观测方程, 可得到递推的 Unscented 卡尔曼滤波算法如下:

初始化

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_0 &= E[\mathbf{x}_0] \\ \mathbf{P}_0 &= E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_0)^T] \\ \hat{\mathbf{x}}_0^a &= E[\mathbf{x}_0] = [\hat{\mathbf{x}}_0^T \quad \mathbf{0} \quad \mathbf{0}]^T \\ \mathbf{P}_{0,a} &= E[(\mathbf{x}_0^a - \hat{\mathbf{x}}_0^a)(\mathbf{x}_0^a - \hat{\mathbf{x}}_0^a)^T] = \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P}_0 & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{R}^v & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{R}^n \end{bmatrix}$$

对于  $k = 1, 2, \dots, \infty$ , 西格玛向量计算和预测方程

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{\chi}_{k-1}^a &= [\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^a \quad \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^v + \gamma \sqrt{\mathbf{P}_{k-1}^a} \quad \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^n - \gamma \sqrt{\mathbf{P}_{k-1}^a}] \\ \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^x &= F(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^x, \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^y) \\ \hat{\mathbf{x}}_k^- &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^{(m)} \boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^x \\ \mathbf{P}_k^- &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^{(c)} [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^x - \hat{\mathbf{x}}_k^-][\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^x - \hat{\mathbf{x}}_k^-]^T \\ \mathbf{y}_{k|k-1} &= H(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^x, \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^y) \\ \hat{\mathbf{y}}_k^- &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^{(m)} \mathbf{y}_{i,k|k-1} \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

测量修正方程

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{P}_{y_k \hat{y}_k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^{(c)} [\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-][\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \\ \mathbf{P}_{x_k y_k} &= \sum_{i=0}^{2L} W_i^{(c)} [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^x - \hat{\boldsymbol{\chi}}_k^-][\mathbf{y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{x_k y_k} \mathbf{P}_{y_k \hat{y}_k}^{-1} \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k^-) \\ \mathbf{P}_k &= \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{y_k \hat{y}_k} \mathbf{K}_k^T \\ \mathbf{P}_k^a &= \begin{bmatrix} \mathbf{P}_k & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{R}^v & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{R}^n \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

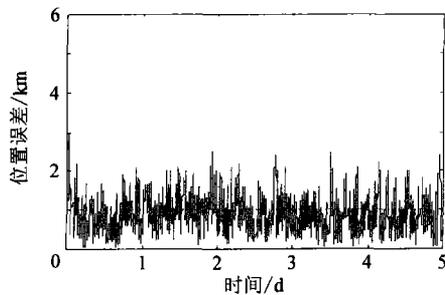
式中:  $\gamma = \sqrt{(L + \lambda)}$ ,  $\lambda$  为一个比例参数;  $L$  为增广的状态维数, 这里  $L = 12$ ;  $\mathbf{x}^a = [\mathbf{x}^T \quad \mathbf{v}^T \quad \mathbf{n}^T]^T$ ;  $\boldsymbol{\chi}^a = [(\boldsymbol{\chi}^x)^T \quad (\boldsymbol{\chi}^v)^T \quad (\boldsymbol{\chi}^n)^T]^T$ .

Unscented 卡尔曼滤波利用高斯随机变量来近似轨道参数的分布, 挑选一个最小样本点集合来表达; 由于这些样本点能完全捕获到高斯随机变量的真实均值和方差, 所以通过真实的非线性系统就可以捕获到预测轨道参数的均值和方差, 因此, 其能解决基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定带来的问题。Wan 等证明了 Unscent-

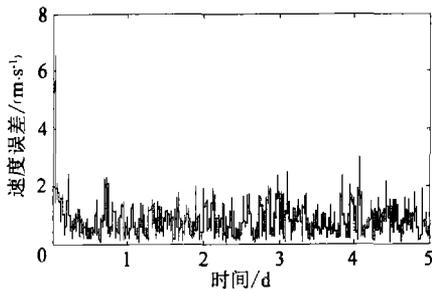
ed 卡尔曼滤波对于任何非线性系统精度都能达到二阶,而扩展卡尔曼滤波仅能达到一阶精度<sup>[4]</sup>。

## 6 数学仿真与分析

对给出的绕月探测器自主光学导航算法进行仿真时,做了如下假设:仿真模型取式(2)中的动力学模型,其中取  $5 \times 5$  月球引力势;滤波器模型中取  $5 \times 3$  月球引力势,太阳和地球引力摄动及太阳光压摄动都存在误差;月心方向测量误差取为  $0.05^\circ$  ( $3\sigma$  任意),激光测距仪的测量精度为  $\sigma_d^2 = 100 \text{ m}^2$ ,月球形状模型精度为  $5 \text{ km}$  ( $1\sigma$  任意);3 轴紫外敏感器和激光测距仪以  $30 \text{ s}$  的采样间隔输出,仿真结果如图 1~图 3 所示。

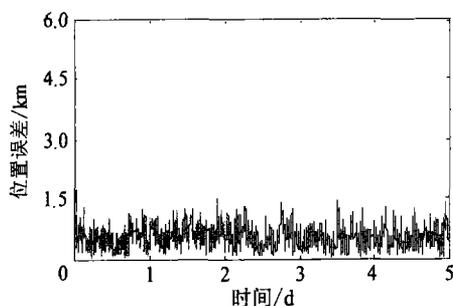


(a) 位置误差

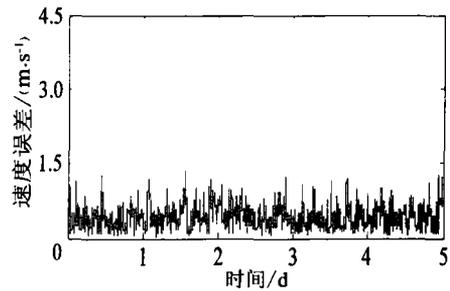


(b) 速度误差

图 1 直接利用扩展卡尔曼滤波的导航位置和速度误差  
Fig. 1 Estimation position and velocity error using extended Kalman filter



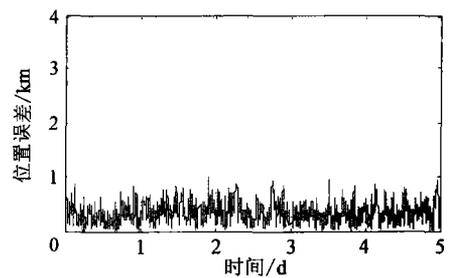
(a) 位置误差



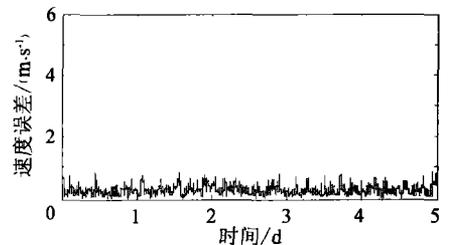
(b) 速度误差

图 2 利用高斯-马尔科夫过程和扩展卡尔曼滤波的导航位置和速度误差

Fig. 2 Estimation position and velocity error using the Gauss-Markov process and Extended Kalman filter



(a) 位置误差



(b) 速度误差

图 3 利用高斯-马尔科夫过程和 Unscented 卡尔曼滤波的导航位置和速度误差

Fig. 3 Estimation position and velocity error using the Gauss-Markov process and Unscented Kalman filter

对比图 1 和图 2,可以看出,利用高斯-马尔科夫过程和 Unscented 卡尔曼滤波估计无模型加速度的导航滤波器输出位置和速度精度明显高于不估计模型加速度的利用扩展卡尔曼滤波的导航算法。这是由于利用一阶高斯-马尔科夫过程来近似估计轨道动力学中的无模型加速度,提高了绕月探测器的轨道动力学模型精度,进而提高了导航系统的估计精度。说明利用高斯-马尔科夫过程的自主轨道确定能够解决无法得到精确的轨道动力学模型带来的轨道确定困难问题。对比图 2

和图3,可以看出,利用 Unscented 卡尔曼滤波可以提高轨道的估计精度。这是由于 Unscented 卡尔曼滤波提高了轨道参数及方差的预测精度均值和方差的预报精度,进而提高了轨道估计精度,保证了算法的稳定性。

## 7 结 论

提出了一种利用高斯-马尔科夫过程和 Unscented 卡尔曼滤波的绕月探测器自主光学导航算法。针对很难事先确定精确的绕月探测器轨道动力学模型问题,提出利用高斯-马尔科夫过程来近似绕月探测器轨道动力学中的无模型加速度,进而提高了轨道动力学模型的精度;考虑到基于扩展卡尔曼滤波的轨道确定存在的问题,提出利用基于 Unscented 卡尔曼滤波来估计探测器的位置、速度及无模型加速度,提高了轨道估计精度和保证了算法的稳定性。数学仿真表明提出的自主光学导航算法是可行的。

## 参 考 文 献

- [1] 赵旭,李铁寿. 月球卫星的自主轨道确定[J]. 航天控制, 2000(1): 31-36.  
Zhao X, Li T S. Autonomous orbit determination for lunar satellites[J]. Aerospace Control, 2000(1): 31-36. (in Chinese)
- [2] Tapley B D, Ingram D S. Orbit determination in the presence of unmodeled accelerations[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1973, 18(4): 369-373.
- [3] 黄翔宇. 探测器自主导航方法及在小天体探测中的应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2005.  
Huang X Y. Research on spacecraft autonomous navigation and application to small celestial bodies exploration[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2005. (in Chinese)
- [4] Haykin S. Kalman filtering and neural networks[M]. John Wiley and Sons, Inc, 2001: 123-174.

### 作者简介:



孙军伟(1971—) 男,博士研究生。主要研究方向:航天器导航、制导与控制,深空探测轨道设计与优化。E-mail: cht@astro.hit.edu.cn, Tel: 0451-86402638。

崔平远(1962—) 男,教授,博士生导师,博士,哈尔滨工业大学深空探测基础研究中心主任,中国宇航学会深空探测技术专业委员会执行主任,国防科工委空间碎片研究管理组成员,国家863计划小型化系统技术主题和深空探测技术主题专家,《数据采集与处理》杂志编委。主要研究方向:控制理论与应用,基于信息融合的车辆组合导航技术,小型化系统智能控制和信息处理技术,深空探测关键技术等。E-mail: cui@astro.hit.edu.cn, Tel: 0451-86408010。

黄翔宇(1976—) 男,工程师,博士。主要研究方向:飞行器导航、制导与控制方面。E-mail: huangxyhit@sina.com, Tel: 010-68745511。

(责任编辑:鲍亚平)