

# 基于联邦卡尔曼滤波的月球车自主导航方法

裴福俊<sup>1</sup>, 居鹤华<sup>1</sup>, 崔平远<sup>2</sup>

(1. 北京工业大学电子信息与控制工程学院, 北京 100022; 2. 哈尔滨工业大学深空探测基础研究中心, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 月球车自主导航系统是其完成月球探测任务的基础和关键,因此针对月球车导航的特殊要求设计了一种基于天文导航与航位推算相结合的月球车自主导航方法。首先根据月球车运动模型建立了系统的状态方程,然后利用太阳敏感器测量的太阳高度和方位角为观测信息建立了天文子导航系统,以航位推算系统输出的航向角速率和月球车行进距离为观测信息建立了 DR 子导航系统,并采用了联邦卡尔曼滤波实现导航信息的最优估计和信息综合以增加导航系统的可靠性和容错能力。最后,通过计算机仿真证明该方法具有很好的位置和航向估计精度,同时该方法有效提高了月球车导航系统的可靠性和容错能力,是解决月球车自主导航问题的一种有效而实用的方法。

**关键词:** 月球车; 天文导航; 航位推算; 太阳敏感器; 联邦卡尔曼滤波

**中图分类号:** V448.22      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-1328(2009)04-1429-06

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.00.020

## 0 引言

为了保证月球车在复杂的月面环境中完成探测任务,要求月球车必须具备高度的自主功能,而导航系统是其实现自主性的一项重要手段。同时,高精度的位姿信息是月球车完成探测任务的前提和基础。通常,月球车是借助地面站通过无线电测控进行导航控制,但由于地球和月球的自转和公转运动以及由此所带来的地面站和月球车相对地理位置的变化等原因,使得地面遥操作存在定位精度不高,实时性差的问题,因此月球车利用自身携带的测量设备进行自主导航控制已经成为月球车必备的导航技术。目前,应用于月球车自主导航的导航技术主要有相对定位技术和绝对定位技术两种方式。相对定位技术主要是指以惯性导航<sup>[2]</sup>为主体的导航技术,例如航位推算技术(Dead Reckoning, DR)。相对定位技术具有很高的精度、绝对的实时性和完全的自主性,但其误差随时间积累,不适合于长时间、长距离的导航定位。绝对定位技术包括视觉导航<sup>[3]</sup>、无线电导航及天文导航(Celestial Navigation System, CNS)<sup>[4-5]</sup>。绝对定位技术的误差不随时间积累,但是存在着易受导航星体可观测等因素的影响。随着月球车导航技术的发展,任何单一的导航定位技术

都无法满足要求。因此,借助太阳、地球及恒星的观测信息进行定位、定向的天文导航方法与相对定位技术相结合的组合导航方法已成为各种行星探测车长距离自主定位导航的主要方法<sup>[6-10]</sup>。

本文针对月球车导航的特殊要求,将天文导航与航位推算有机结合起来,构成了基于 CNS/DR 组合的月球车自主导航系统。该系统通过综合两种导航系统的特点,互相取长补短,能够获得较高的定位和定向精度及可靠性:当 DR 系统的定位误差积累至较大时,可以利用 CNS 的信息对其进行校正和标定,而当 CNS 的信息误差较大时,能够利用 DR 系统的自主定位结果维持系统短期的正常导航。此外,当 CNS 系统和 DR 系统同时可用时,还可利用 DR 系统在一定短距离内的高精度位置信息改善 CNS 的定位精度。本文首先依据月球车运动模型建立了系统状态方程,然后利用太阳敏感器测量的高度和方位角信息作为观测信息建立了天文子导航系统,以 DR 系统测量的航向角速率和月球车行进距离作为量测信息建立了 DR 子导航系统。同时,采用联邦卡尔曼滤波实现两个子系统的最优估计和信息综合。最后,对基于 CNS/DR 组合的月球车自主导航方法进行了仿真分析,通过仿真结果可以看出本文提出的自主导航方法比天文自主导航方法具有更

好的位置和航向估计精度。另外,通过对天文导航系统测量误差对导航系统的性能的影响进行了仿真分析和研究,证明了该方法的可靠性和容错能力。

### 1 月球车自主导航系统模型

#### 1.1 系统状态方程

考虑到月球车在运动过程中虽然速度较慢,但

$$\begin{bmatrix} v_e \\ a_e \\ \dot{a}_e \\ v_n \\ a_n \\ \dot{a}_n \\ \varepsilon \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{a_e}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_{a_n}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_\varepsilon} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_e \\ a_e \\ \varphi \\ v_n \\ a_n \\ \varepsilon \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{a}_e}{\tau_{a_e}} \\ 0 \\ 0 \\ \frac{\bar{a}_n}{\tau_{a_n}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ w_{a_e} \\ 0 \\ 0 \\ w_{a_n} \\ \omega_\varepsilon \\ w_\psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中,  $\tau_{a_e}$  和  $\tau_{a_n}$  分别为东向和北向机动加速度的相关时间常数;  $\tau_\varepsilon$  为陀螺仪漂移中的一阶马尔科夫过程的相关时间常数;  $\bar{a}_e$  和  $\bar{a}_n$  分别为“当前”东向和北向机动加速度分量的均值;  $w_{a_e}$ 、 $w_{a_n}$ 、 $w_\varepsilon$ 、 $w_\psi$  分别为  $(0, \sigma_{a_e}^2)$ 、 $(0, \sigma_{a_n}^2)$ 、 $(0, \sigma_\varepsilon^2)$ 、 $(0, \sigma_\psi^2)$  的高斯白噪声。

#### 1.2 基于天文导航系统的观测方程

由于自然天体的运动规律是固定不变的,因此太阳在某个时刻相对固定坐标系的位置矢量可以精确得到。对于月球车来说,太阳的高度和方位角取决于月球车所在位置的经度  $\lambda$  和纬度  $\varphi$ 。因此,只要月球车所在位置的经度和纬度已知,就可以按下式计算出太阳的高度和方位<sup>[12]</sup>:

$$\begin{aligned} \sin H &= \sin\varphi \sin Dec + \cos\varphi \cos Dec \sin LHA \\ \sin A &= \frac{-\cos Dec \sin LHA}{\cos\varphi \sin Dec - \sin\varphi \cos Dec \cos LHA} \quad (2) \\ LHA &= GHA + \lambda \end{aligned}$$

其中,  $H$  和  $A$  为当地水平坐标系中天体的高度和方位值;  $\lambda$ 、 $\varphi$  为月球车在 J2000.0 月固坐标系中的经度和纬度;  $Dec$  和  $LHA$  为天体的赤纬和地方时角,其中  $LHA$  为天体的格林时角  $GHA$  ( $0^\circ$  经线处的地方时角) 和月球车所在位置的经度  $\lambda$  之和,且经度为东经,则  $\lambda$  取正;经度为西经,则  $\lambda$  取负。 $Dec$  和  $LHA$  为可以通过查阅 JPL 星历表得到。

是由于月球表面环境的非结构化特点,月球车自主运动时随机性较强,因此采用月球车的“当前”统计模型建立月球车运动的系统方程,分别取月球车的东向和北向的位置、速度和加速度分量,陀螺仪漂移误差中的一阶马尔科夫过程  $\varepsilon$  和里程表标定系数  $\psi$  为系统状态量:  $X = [\lambda \ v_e \ a_e \ \varphi \ v_n \ a_n \ \varepsilon \ \psi]^T$ 。建立的系统状态方程如下<sup>[11]</sup>:

如果以测得的天体高度  $H_b$  和方位  $A_b$  的正弦值作为观测量,由式(2)就可以建立系统的量测方程。简写为:

$$Z_1(t) = \begin{bmatrix} \sin H \\ \sin A \end{bmatrix} = h_1[X(t), t] + V_1(t) \quad (3)$$

式中,  $V_1(t)$  为量测噪声。

#### 1.3 基于 DR 导航系统的观测方程

DR 导航系统的观测量取为陀螺仪的航向变化率  $\omega$  和里程表的采样周期  $T$  时间内车辆行进的距离  $s$ , 即

$$Z_2(t) = \begin{bmatrix} \omega \\ s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{v_e a_e - v_n a_n}{v_e^2 + v_n^2} + \varepsilon + \varepsilon_\omega \\ \psi T \sqrt{v_e^2 + v_n^2} + \varepsilon_s \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中,  $\varepsilon$  和  $\varepsilon_\omega$  为陀螺仪的漂移误差,  $\varepsilon_\omega$  为  $(0, \sigma_\omega^2)$  的高斯白噪声,  $\varepsilon$  为一阶马尔科夫过程分量;  $\psi$  为里程表的标定系数;  $T$  为采样周期;  $\varepsilon_s$  为里程表的量测误差,为  $(0, \sigma_s^2)$  的高斯白噪声。

则由式(4)就可以建立基于 DR 系统的量测方程,简写为:

$$Z_2(t) = \begin{bmatrix} \omega \\ s \end{bmatrix} = h_2[X(t), t] + V_2(t) \quad (5)$$

式中,  $V_2(t) = [\varepsilon_\omega \ \varepsilon_s]^T$  为量测噪声。

## 2 联邦自适应卡尔曼滤波算法

由于天文导航存在着恒星的可观测性等因素的影响,所以当 CNS 测量信息的误差较大或失效时,自主天文导航系统将很快出现发散。本文将天文导航与航位推算有机结合起来进行信息融合,采用状态方程(1)和观测方程(3)构成天文子导航系统,用状态方程(1)与观测方程(5)构成 DR 子导航系统,并采用联邦卡尔曼滤波技术完成系统状态变量的最优估计和信息融合,增强自主导航系统的可靠性和容错能力。

可以看出,观测方程(3)和(5)均为非线性方程,所以在应用扩展卡尔曼滤波进行最优估计之前,需要先对观测方程进行线性化处理。

对两个子导航系统的观测方程进行如下的离散化处理

$$Z_1(k) = \begin{bmatrix} \sin(\varphi(k))\sin Dec + \\ \cos(\varphi(k))\cos Dec \sin(GHA + \lambda(k)) \\ - \cos Dec \sin(GHA + \lambda(k)) \\ \cos(\varphi(k))\sin Dec - \\ \sin(\varphi(k))\cos Dec \cos(GHA + \lambda(k)) \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$Z_2(k) = \begin{bmatrix} \frac{v_e(k)a_e(k) - v_n(k)a_n(k)}{v_e^2 + v_n^2} + \varepsilon(k) \\ \psi(k)T \sqrt{v_e^2(k) + v_n^2(k)} \end{bmatrix} \quad (7)$$

则公式(6)和(7)可表示为

$$Z_1(t) = h_1[X(k), k] + V_1(k) \quad (8)$$

$$Z_2(t) = h_2[X(k), k] + V_2(k) \quad (9)$$

将  $h_1[X(k), k]$  和  $h_2[X(k), k]$  在  $\hat{X}(k, k-1)$  附近展开为泰勒级数,并只保留一阶小量,得

$$Z_1(t) \approx h_1[\hat{X}(k, k-1), k] + \frac{\partial h_1[\hat{X}(k, k-1), k]}{\partial \hat{X}^T(k, k-1)} \cdot$$

$$[X(k) - \hat{X}(k, k-1)] + V_1(k)$$

$$Z_1(t) \approx h_1[\hat{X}(k, k-1), k] + \frac{\partial h_1[\hat{X}(k, k-1), k]}{\partial \hat{X}^T(k, k-1)} \cdot$$

$$[X(k) - \hat{X}(k, k-1)] + V_1(k)$$

令

$$H_1(k) = \frac{\partial h_1[\hat{X}(k, k-1), k]}{\partial \hat{X}^T(k, k-1)}$$

$$H_2(k) = \frac{\partial h_2[\hat{X}(k, k-1), k]}{\partial \hat{X}^T(k, k-1)}$$

则

$$H_1(k) = \begin{bmatrix} H_{00} & 0 & 0 & H_{03} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ H_{10} & 0 & 0 & H_{13} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

其中

$$H_{00} = \cos(\varphi(k, k-1))\cos Dec \cdot \cos(GHA + \lambda(k, k-1))\hat{v}_e(k, k-1)$$

$$H_{03} = \cos(\varphi(k, k-1))\sin(Dec)v_n(k, k-1) - \sin(\varphi(k, k-1))\cos Dec \cdot \sin(GHA + \lambda(k, k-1))v_n(k, k-1)$$

$$H_{10} = [-\cos Dec \cos(GHA + \lambda(k, k-1)) \cdot [\cos(\varphi(k, k-1))\sin Dec - \sin(\varphi(k, k-1)) \cdot \cos Dec \cos(GHA + \lambda(k, k-1))]v_e(k, k-1) + \cos Dec \sin(GHA + \lambda(k, k-1))\sin(\varphi(k, k-1)) \cdot \cos Dec \sin(GHA + \lambda(k, k-1))v_e(k, k-1)] \div [\cos(\varphi(k, k-1))\sin Dec - \sin(\varphi(k, k-1)) \cdot \cos Dec \cos(GHA + \lambda(k, k-1))]^2$$

$$H_{13} = \cos Dec \sin(GHA + \lambda(k, k-1)) \cdot [-\sin(\varphi(k, k-1)) \cdot \sin Dec \cos(GHA + \lambda(k, k-1))]v_n(k, k-1) \div [\cos(\varphi(k, k-1))\sin Dec - \sin(\varphi(k, k-1)) \cdot \cos Dec \cos(GHA + \lambda(k, k-1))]^2$$

$$H_2(k) = \begin{bmatrix} 0 & H_{21} & H_{22} & 0 & H_{24} & H_{25} & H_{26} & 0 \\ 0 & H_{31} & 0 & 0 & H_{34} & 0 & 0 & H_{37} \end{bmatrix}$$

其中,  $H_{26} = 1$

$$H_{21} = [\hat{a}_n(k, k-1)\hat{v}_e^2(k, k-1) - 2\hat{v}_e(k, k-1) \cdot \hat{v}_n(k, k-1)\hat{a}_e(k, k-1) - \hat{a}_n(k, k-1) \cdot \hat{v}_n^2(k, k-1)] \div [\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)]^2$$

$$H_{22} = \frac{\hat{v}_n(k, k-1)}{\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)}$$

$$H_{24} = [\hat{a}_e(k, k-1)\hat{v}_e^2(k, k-1) - 2\hat{v}_e(k, k-1) \cdot \hat{v}_n(k, k-1)\hat{a}_n(k, k-1) - \hat{a}_e(k, k-1) \cdot \hat{v}_n^2(k, k-1)] \div [\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)]^2$$

$$H_{25} = -\frac{\hat{v}_e(k, k-1)}{\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)}$$

$$H_{31} = \frac{\hat{\psi}(k, k-1)T\hat{v}_e(k, k-1)}{\sqrt{\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)}}$$

$$H_{34} = \frac{\hat{\psi}(k, k-1)T\hat{v}_n(k, k-1)}{\sqrt{\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)}}$$

$$H_{37} = T \sqrt{\hat{v}_e^2(k, k-1) + \hat{v}_n^2(k, k-1)}$$

则基于公式(1)给出的系统状态方程和以上线性化的两个观测方程,可以建立两个局部卡尔曼滤波器:天文子导航系统和 DR 子导航系统。在滤波过程中,当天文导航系统出现问题时,对天文子导航系统只进行时间更新,而 DR 子导航系统进行时间更新和量测更新;当天文导航系统正常时,对两个子导航系统同时进行时间更新和量测更新。

系统整体的状态量  $X_g$  及两个子导航系统的状态量  $X_1, X_2$  均取为  $X = [\lambda \ v_e \ a_e \ \varphi \ v_n \ a_n \ \varepsilon \ \psi]^T$ , 即  $X_1 = X_2 = X_g = X$ 。则在经过分散化并行运算的滤波器处理后,得到两个局部估计值  $X_i(k) (i = 1, 2)$  和估计误差  $P_i(k) (i = 1, 2)$ , 在主滤波器中利用如下信息分配原理实现两个子滤波器信息的最优综合,得到全局估计值为

$$X_g(k) = P_g(k) [P_1^{-1}(k)X_1(k) + P_2^{-1}(k)X_2(k)]$$

$$P_g(k) = [P_1^{-1}(k) + P_2^{-1}(k)]^{-1}$$

然后将全局估计值结果反馈给两个子滤波器,作为  $k$  时刻两个子滤波器的估计值

$$\hat{X}_i(k) = \hat{X}_g(k)$$

$$Q_i^{-1}(k) = \beta_2 Q_g^{-1}(k)$$

$$P_i^{-1}(k) = \beta_1 P_g^{-1}(k)$$

其中,  $\beta_1$  为天文子导航系统所对应的信息分配因子;  $\beta_2$  为 DR 子导航系统所对应的信息分配因子。信息分配因子选择的基本原则是在满足信息守恒式  $\beta_1 + \beta_2 = 1 (0 < \beta_1, \beta_2 < 1)$  的前提下与局部滤波器的滤波精度成正比,为了使自主导航系统具有更强的自适应能力和容错能力,使用基于估计误差矩阵  $P$  的范数的动态分配因子的如下算法

$$\beta_i(k) = \frac{(\|P_i(k-1)\|_F)^{-1}}{\sum_{i=1}^2 (\|P_i(k-1)\|_F)^{-1}}$$

式中,  $\|\cdot\|_F$  为 Frobenius 范数,即对于任意矩阵  $A$ ,

$$\|A\|_F = \sqrt{\text{diag}(A^T \cdot A)}$$

### 3 仿真研究

本文中对由状态方程式(1)和量测方程式(3)、式(5)构成的月球车自主导航系统进行仿真分析。

仿真中月球车的行进路径选用美国勘探者 3 号探测器的着陆点(月球  $2^{\circ}56'N, 336^{\circ}40'E$ )作为起始点,月球车以约  $2\text{km/h}$  的速度匀速运行 1 小时。具体的仿真参数如下:

坐标系: J2000. 0 月固坐标系, 月球半径  $1738\text{km}$ ;

天文测量仪器的精度: 太阳敏感器精度:  $1'$ ;

DR 系统: 陀螺仪的漂移误差的方差分别为  $\sigma_{\omega}^2 = (0.1^{\circ}/\text{s})^2, \sigma_{\varepsilon}^2 = (0.01^{\circ}/\text{s})^2$ ; 里程计误差的方差分别为:  $\sigma_s^2 = (0.01\text{m})^2, \sigma_{\psi}^2 = (0.003)^2$ 。

滤波周期:  $5\text{s}$ 。

天文导航的相关计算方法及相应的坐标转换请参考文献[12-13]。

在滤波过程中,  $\Phi(k, k-1)$  和  $Q(k)$  的确定方法参见文献[11]。

观测噪声协方差阵如下

$$R_1 = \text{diag}\{\sigma_H^2, \sigma_A^2\},$$

$$R_2 = \text{diag}\{\sigma_{\omega}^2, \sigma_{\varepsilon}^2\}$$

其中,  $\sigma_H^2, \sigma_A^2$  分别为天文测量误差引起的观测噪声的方差。

仿真结果如图 1 所示,图 1 中列出了基于天文观测的自主导航方法与本文提出的自主导航方法的仿真结果。从仿真结果中可以看出,本文提出的自主导航方法估计出的航向精度在  $5'$  以内,与基于天文观测的自主导航方法的估计精度相近;位置精度

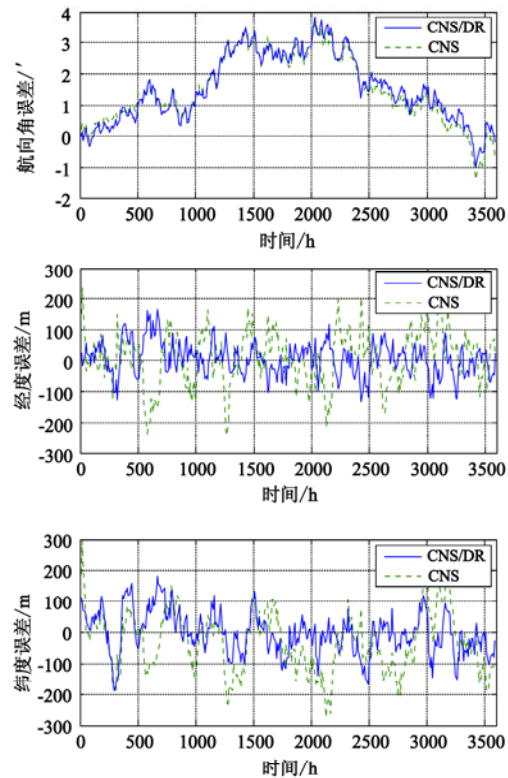


图 1 仿真结果

Fig.1 Results of simulation

在 100m 以内,精度明显优于基于天文观测的自主导航方法。

从仿真结果可以看出本文提出的自主导航方法实际上是实现天文导航与航位推算互相校正和补充,当 DR 系统的定位误差积累至较大时,利用 CNS 的信息对其进行校正和标定;同时,该方法还利用 DR 系统在一定短距离内的高精度位置信息改善 CNS 的定位精度,从而有效提高了自主导航系统的定位精度。

同时,本文提出的自主导航方法还具有当 CNS 测量的误差较大或失效时,能够利用 DR 系统的自主定位结果维持系统短期的正常导航的能力。因此,下面分别对天文导航系统中途失效时自主导航系统的性能进行仿真分析。

**仿真条件 1:**仿真运行两个小时,前一个小时内天文导航系统正常工作;从第二个小时开始时刻天文导航系统出现故障,3 分钟后恢复正常。仿真结果如图 2 所示,图 2 中分别列出了基于天文观测的自主导航方法与本文提出方法的仿真结果。

**仿真条件 2:**仿真运行两个小时,前一个小时内天文导航系统正常工作;从第二个小时开始天文导航系统出现故障,观测误差从 1'跳变到 10',并一直未能恢复正常,仿真结果如图 3 所示。

从仿真结果可以看出,本文提出的自主导航方法在天文导航系统在失效半小时内,其定位精度仍能保持在 1000m 以内,与 DR 导航系统的精度相近。仿真结果证明本文提出的自主导航方法具备了 DR 导航系统的能力,有效提供了月球车自主导航系统

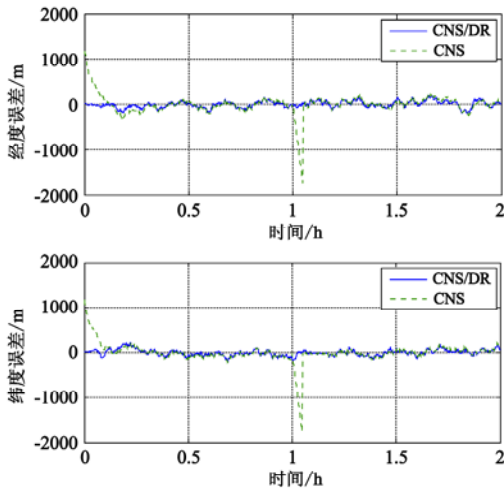


图 2 天文测量误差对系统精度的影响  
Fig. 2 Impact of celestial measurement error

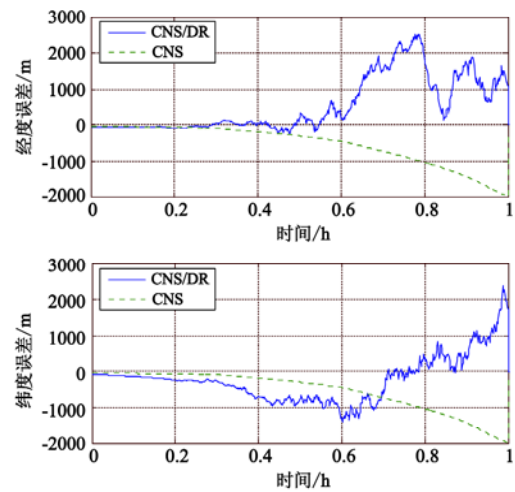


图 3 天文导航失效对导航系统性能的影响  
Fig. 3 Impact of celestial navigation system is fault

的可靠性和容错能力。

#### 4 结论

本文针对月球车导航的特殊要求,设计实现了一种适合于实际应用的基于 CNS/DR 组合的月球车自主导航方法。首先,依据月球车运动模型建立了系统状态方程,然后利用太阳敏感器测量的高度和方位角信息作为观测信息建立了天文子导航系统,以 DR 系统测量的航向角角速率和月球车行进距离作为量测信息建立了 DR 子导航系统,并采用联邦滤波实现两个子系统的最佳校正和信息综合。通过仿真结果可以看出该方法可以提供高精度的位置和航向信息,证明了该方法的有效性和实用性。同时,该方法通过将天文导航系统与 DR 导航系统的组合有效提高了月球车自主导航系统的可靠性和容错能力,并且该方法对传感器的精度要求不高。因此该方法具有可靠性高、成本低、容错能力强、易于实现的特点。

#### 参考文献:

[ 1 ] Lacroix S, Mallet A. Integration of concurrent localization algorithms for a planter rover[ C ]// Proceedings of the 6<sup>th</sup> international symposium on artificial intelligence, robotics and automation in space. Canada Canadian Space Agency, 2001: 380 - 387.

[ 2 ] Yenilmez L, Temeltas H. Autonomous navigation for planetary exploration by a mobile robot[ J ]. Recent Advances in Space Technologies, 2003 International Conference on RAST, 2003: 397 - 402.

[ 3 ] Goldberg S B, Maimone M W, Matthies L. Stereo vision and rover navigation software for planetary exploration[ C ]// 2002 IEEE

- Aerospace Conference Proceedings, BigSky, Montana, 2002, 5: 5 - 2025 - 5 - 2036.
- [ 4 ] Benjamin P. Malay. Celestial navigation on the surface of mars [J]. Trident scholar project rept. no. 284, ADA392455, Naval Academy, Annapolis, MD, 2001.
- [ 5 ] Krotkov E, Hebert M, Buffa M. Stereo driving and position estimation for autonomous planetary rovers [C]// Proc. IARP Workshop on Robotics in Space, Montreal Canada, 1994: 263 - 268.
- [ 6 ] Kuroda Y, Kurosawa T, Tsuchiya A, Kubota T. Accurate localization in combination with planet observation and dead reckoning for lunar rover [C]// Proc. of 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA2004), April 26 - May 1, 2004, 2: 2092 - 2097.
- [ 7 ] Furuki S, Yuta S. Pose Estimation of a vehicle on rough terrain by using the Sun direction [C]// 2003 IEEE Conference on Multi-sensor Fusion and Integration for Intelligent Systems, Tokyo, Japan, 2003: 58 - 63.
- [ 8 ] 宁晓琳, 房建成. 一种基于纯天文观测的火星车自主导航方法 [J]. 空间科学学报, 2006, 26(2): 142 - 147. [ NING Xiao-lin, FANG Jian-cheng. A new autonomous navigation method for martian rover based on celestial observation [J]. Chin. J. Space Sci, 2006, 26(2): 142 - 147. ]
- [ 9 ] 宁晓琳, 房建成. 一种基于 UPF 的月球车自主天文导航方法 [J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 648 - 653. [ NING Xiao-lin, FANG Jian-cheng. A new method of autonomous celestial navigation for lunar rover and analysis of precision [J]. Journal of Astronautic, 2006, 27(4): 648 - 653. ]
- [ 10 ] 宁晓琳, 房建成. 一种基于天体观测的月球车位置姿态确定方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(7): 756 - 759, 787. [ NING Xiao-lin, FANG Jian-cheng. Position and pose estimation by celestial observation for lunar rovers [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautic, 2006, 32(7): 756 - 759, 787. ]
- [ 11 ] 万德钧, 房建成, 王庆. GPS 动态滤波的理论、方法及其应用 [M]. 南京: 江苏科学技术出版社, 2000, 168 - 181. [ WAN De-jun, FANG Jian-cheng, WANG Qing. Theory and Method of GPS Dynamic Filter and Its Application [M]. Nanjing: Jiangsu Science and Technology Pres, 2000: 168 - 181. ]
- [ 12 ] Hening Umland. A Short Guide to Celestial Navigation [M]. <http://www.celnv.de>.
- [ 13 ] 郗晓宁, 曾国强, 任莹, 赵汉元. 月球探测器轨道设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001, 102 - 108. [ XI Xiao-ning, ZENG Guo-qiang, REN Xuan, ZHAO Han-yuan. Orbit Design of Lunar Probe [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001: 103 - 108. ]

作者简介: 裴福俊 (1976 -), 男, 工学博士, 讲师, 研究方向为惯性导航及组合导航, 信息融合。

通信地址: 北京朝阳区平乐园 100 号北京工业大学电子信息与控制工程学院自动化学科部 (100022)

电话: (010) 67396190

E-mail: pfj@bjut.edu.cn

## Autonomous Navigation Method Based on Federated Kalman Filter for Lunar Rover

PEI Fu-jun<sup>1</sup>, JU He-hua<sup>1</sup>, CUI Ping-yuan<sup>1,2</sup>

(1. School of Electronic Information & Control Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100022, China;

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

**Abstract:** It is essential for lunar rover to know its position in order to fulfill the lunar exploration mission. So the autonomous navigation method for lunar rover has become an important topic. In this paper, a new autonomous navigation method for lunar rover based on federated Kalman filter was described. The principle of this method was introduced, and the system equation for lunar rover based on the rover motion model was developed. Then the celestial navigation subsystem based on the measurement coming from sun sensor and the DR navigation subsystem based on the measurement coming from velocity gyro and odometer were presented. And the federated Kalman filter was used to implement optimization estimation and information fusion in this method. Finally, the simulation of this method was finished. A simulation results demonstrated that this method has higher precision of position and head angle. Another simulation results demonstrated the reliability, fault tolerance and feasibility of this method.

**Key words:** Lunar rover; Celestial navigation; Dead reckon; Sun sensor; Federated Kalman filter