

一种适合于月球车的长距离自主导航方法^①

裴福俊^② 居鹤华 崔平远*

(北京工业大学电子信息与控制工程学院 北京 100022)

(* 哈尔滨工业大学深空探测基础研究中心 哈尔滨 150001)

摘 要 针对月球车自主导航系统的特殊要求,设计了一种月球车长距离自主导航方法。该方法首先依据惯性导航和天文学的基本原理建立月球环境下惯性导航系统的姿态、速度和位置误差方程,然后针对捷联惯性系统平台失准角较大的问题,引入里程计测量的速度信息与球面天文三角公式,共同构建量测方程,由于建立的系统状态方程和量测方程均为线性方程,所以采用卡尔曼滤波实现月球车位姿信息的最优估计。最后,对这一导航方法进行了仿真研究,仿真结果表明,该方法具有更高的位置和姿态估计精度,同时可有效提高系统的稳定性和可靠性,是解决月球车自主导航问题的一种有效而实用的自主导航方法。

关键词 月球车, 惯性导航, 自主导航, 卡尔曼滤波

0 引 言

月球车导航系统是保证月球车在复杂的月面环境中执行探测任务的前提和基础^[1]。通常,月球车是借助地面站通过无线电测控进行导航控制,但是无线电导航精度低、实时性差,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重要的发展方向。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^[2]为主体的导航技术,该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^[3]和天文导航^[4,5],其误差不随时间积累,但受环境影响较大,无法保证信息的连续性的问题。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,将相对定位技术与绝对定位技术相结合的组合导航方法就成为各种行星探测车长距离自主定位导航的主要方法^[6-10]。

与平台惯导系统相比,捷联惯导系统具有体积小、重量轻、可靠性高的特点,非常适合于月球车导航的要求。但是,捷联惯导系统存在速度误差而且

陀螺漂移引起的姿态和位置误差将随时间积累,并产生等幅振荡(舒拉振荡、傅科振荡等),受这些误差的影响,这种系统的平台失准角较大^[11]。如果直接以捷联惯导系统为天文导航提供水平基准,必然会由于失准角误差的引入而使天文测量产生较大的误差,因而无法实现由天文测量信息校正捷联惯导系统的目的。本文针对这一问题,设计并实现了一种适合于月球车的长距离自主导航方法。该方法依据天文学及惯性导航的基本原理建立了月面环境下惯性导航的姿态、速度和位置误差模型,然后直接依据球面天文学原理的球面三角公式建立了天文观测方程,并与里程计测量的速度信息共同建立了量测方程。由于建立的系统方程和量测方程都是线性方程,因此采用了卡尔曼滤波实现月球车自主导航系统的最优估计。最后,对本文提出的月球车导航方法进行了仿真研究,仿真结果表明所提出的方法具有更好的位置和姿态估计精度,并具有更好的稳定性和可靠性,从而证明了其有效性和实用性。

1 月球车自主导航系统误差模型

运行于月球表面的月球车的自主导航系统的状

① 863 计划(2006AA12Z307)和博士科研启动基金项目(52002011200704)资助。

② 男,1976 年生,博士,讲师;研究方向:惯性导航及组合导航,信息融合;联系人,E-mail: pfj@bjut.edu.cn
(收稿日期:2008-10-27)

态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + W(t) \quad (1)$$

其中, 状态量 $X = [\delta\lambda, \delta\varphi, \delta V_E, \delta V_N, \phi_E, \phi_N, \phi_U, \nabla_E, \nabla_N, \varepsilon_E, \varepsilon_N, \varepsilon_U]^T$; $\delta\lambda, \delta\varphi$ 分别为东、北向位置误差, $\delta V_E, \delta V_N$ 分别为东、北向速度误差, ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 分别为东、北、天向的姿态误差, $\varepsilon_E, \varepsilon_N, \varepsilon_U$ 分别为东、北、天向陀螺漂移, ∇_E, ∇_N 分别为东、北向加速度计零偏。 $W = [w_{\delta\lambda}, w_{\delta\varphi}, w_{\delta V_E}, w_{\delta V_N}, w_{\phi_E}, w_{\phi_N}, w_{\phi_U}, 0_{1 \times 5}]^T$ 为状态模型噪声。

选取月球天球坐标系为惯性坐标系定义为 i 系、月固坐标系为 m 系、地理坐标系(东北天)为 n 系、月球车体坐标系为 b 系。月球环境下的导航需考虑月球公转的影响。定义月球绕地球公转的角速度为 ω_0 , 则其在月固坐标系下的投影表示为 $C_i^m \omega_0$, 其中, C_i^m 为惯性坐标系到月固坐标系的转换矩阵。根据天文导航原理可知: $C_i^m = R_z(u_l) R_x(i_l) R_z(\Omega_l)$, Ω_l 为月球相对地球升交点的赤经, u_l 为该升交点至月球起始子午线间的角度, i_l 为月球赤道相对地球赤道的倾角, 这 3 个欧拉角可以通过查星历表或计算得到^[12]。定义月球自转角速度为 ω , 则月球相对惯性空间的转动角速度为 $\omega_{im} = \omega + C_i^m \omega_0$ 。如果已知月球车所在的经度和纬度分别为 λ, φ , 则可以得到月固坐标系到地理坐标系的转换矩阵

$$C_m^n = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\sin\varphi\cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & \cos\varphi \\ \cos\varphi\cos\lambda & \cos\varphi\sin\lambda & \sin\varphi \end{bmatrix}$$

这样可将 ω_{im} 转换到地理坐标系下: $\omega_{in}^n = C_m^n \omega_{im}^m$ 。月固坐标系相对地理坐标系的转动角速度可以表示为 $\omega_{mn}^n = [-V_N/R \ V_E/R \ V_E \tan\varphi/R]^T$, 则地理坐标系相对惯性坐标系的转动角速度表示为 $\omega_{in}^n = \omega_{in}^n + \omega_{mn}^n$ 。根据惯性导航系统的建模原理, 可以建立月球表面惯性导航系统的 3 个误差模型, 即位置误差模型

$$\begin{cases} \dot{\delta\varphi} = -\frac{\delta V_N}{R} \\ \dot{\delta\lambda} = \frac{\delta V_E}{R \cos\varphi} \end{cases} \quad (2)$$

失准角误差模型

$$\dot{\phi}^n = \delta\omega_{in}^n - \omega_{in}^n \times \phi^n + \delta\omega_{ib}^n \quad (3)$$

速度误差模型

$$\begin{aligned} \delta\dot{V}^n &= \nabla^n + f^n \times \phi^n - (\omega_{in}^n + \omega_{mn}^n) \times \delta V^n \\ &\quad - (\delta\omega_{in}^n + \delta\omega_{mn}^n) \times V^n \end{aligned} \quad (4)$$

其中:

$$\delta\omega_{ib}^n = [\varepsilon_E, \varepsilon_N, \varepsilon_U]^T$$

$$\omega_{mn}^n = [-\delta V_N/R \ \delta V_E/R \ \delta V_E \tan\varphi/R + V_E \sec^2\varphi \delta\varphi/R]^T$$

$$\omega_{in}^n = \begin{bmatrix} -\frac{V_N}{R} - B \sin\lambda + C \cos\lambda \\ \frac{V_E}{R} - B \sin\varphi \cos\lambda - C \sin\varphi \sin\lambda + D \cos\varphi \\ \frac{V_E}{R} \tan\varphi + B \cos\varphi \cos\lambda + C \cos\varphi \sin\lambda + D \sin\varphi \end{bmatrix}$$

$$\delta\omega_{in}^n =$$

$$\begin{bmatrix} -\frac{\delta V_N}{R} + C \sin\lambda \delta u_l - B \cos\lambda \delta\lambda - B \cos\lambda \delta u_l - C \sin\lambda \delta\lambda \\ \frac{\delta V_E}{R} - C \sin\varphi \cos\lambda \delta u_l - B \cos\varphi \cos\lambda \delta\varphi + B \sin\varphi \sin\lambda \delta\lambda + \\ B \sin\varphi \sin\lambda \delta u_l - C \cos\varphi \sin\lambda \delta\varphi - C \sin\varphi \cos\lambda \delta\lambda - D \sin\varphi \delta\varphi \\ \frac{\delta V_E}{R} \tan\varphi + \frac{V_E}{R} \sec^2\varphi \delta\varphi - C \cos\varphi \cos\lambda \delta u_l - B \sin\varphi \cos\lambda \delta\varphi \\ - B \cos\varphi \sin\lambda \delta\lambda - B \cos\varphi \sin\lambda \delta u_l - C \sin\varphi \sin\lambda \delta\varphi \\ + C \cos\varphi \cos\lambda \delta\lambda + D \cos\varphi \delta\varphi \end{bmatrix}$$

其中, $B = \sin u_l \sin i_l \omega_0$, $C = \cos u_l \sin i_l \omega_0$,

$$D = \cos i_l \omega_0 + \omega$$

2 天文与速度联合观测方程

对于月球车来说, 太阳的高度角和方位角取决于月球车所在位置的经度和纬度, 分别为 λ, φ 。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^[13]:

$$\begin{aligned} H &= \arcsin(\sin\varphi \sin Dec + \cos\varphi \cos Dec \sin LHA) \\ A &= \arcsin\left\{\frac{-\cos Dec \sin LHA}{\cos\varphi \sin Dec - \sin\varphi \cos Dec \cos LHA}\right\} \\ LHA &= GHA + \lambda \end{aligned} \quad (5)$$

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

月球车上安装的太阳敏感器测量的太阳的高度和方位角是车体坐标系下的高度 H_b 和方位角 A_b , 依据模拟地理坐标系的惯导平台为基准, 可以把月球车体坐标系下的太阳的高度和方位角转化为惯导

平台坐标系下的太阳的高度和方位角,分别记为 H_p 和 A_p 。因此,太阳与平台坐标系原点的连线在平台坐标系三轴上的单位分量分别是 $L\cos H_p \sin A_p$ 、 $L\cos H_p \cos A_p$ 、 $L\sin A_p$, L 为地理坐标系原点到太阳的距离。另外,利用惯导系统计算出的月球车的经、纬度,依据公式(5)可以计算出太阳的高度角与方位角记为 H_c 和 A_c ,则太阳在计算坐标系三个轴上的分量为 $L\cos H_c \sin A_c$ 、 $L\cos H_c \cos A_c$ 、 $L\sin A_c$ 。由于平台坐标系与计算坐标系之间的误差角为 $\Psi^n = [\Psi_E, \Psi_N, \Psi_U]^T$ 。因此,根据 Ψ^n 角可得平台坐标系与计算坐标系之间的方向余弦阵,利用该矩阵可以实现太阳的高度和方位从计算坐标系到平台坐标系的转化,具体的转化关系如下:

$$\begin{aligned}\cos H_p \cos A_p &= \cos H_c \cos A_c \\ &+ \cos H_c \sin A_c (\phi_U - \delta\lambda \sin \varphi) \\ &+ \sin H_c (-\phi_N + \delta\lambda \cos \varphi) \\ \cos H_p \sin A_p &= \cos H_c \cos A_c (\phi_U - \delta\lambda \sin \varphi) \\ &+ \cos H_c \sin A_c + \sin H_c (\phi_E + \delta\varphi) \\ \sin A_p &= \cos H_c \cos A_c (\phi_N - \delta\lambda \cos \varphi) \\ &+ \cos H_c \sin A_c (-\phi_E - \delta\varphi) + \sin H_c\end{aligned}\quad (6)$$

公式(6)表示的是天文测量信息与误差角 Ψ^n 之间的关系,而状态量是平台坐标系与真实地理坐标系之间的姿态误差角,为 $\phi^N = [\phi_E, \phi_N, \phi_U]^T$,因此需进行变换建立天文测量信息与状态量的关系。由惯性导航系统的误差特性可得到下面的关系式^[14]:

$$\begin{cases} \Psi_E = \phi_E - \theta_E = \phi_E + \delta\varphi \\ \Psi_N = \phi_N - \theta_N = \phi_N - \delta\lambda \cos \varphi \\ \Psi_U = \phi_U - \theta_U = \phi_U - \delta\lambda \sin \varphi \end{cases}\quad (7)$$

将(7)式代入(6)式可得

$$H = \begin{bmatrix} \cos H_c \sin A_c \sin \varphi + \sin H_c \cos \varphi & 0 & 0 & 0 & 0 & \sin H_c & \cos H_c \sin A_c \\ -\cos H_c \cos A_c \sin \varphi & \sin H_c & 0 & 0 & \sin H_c & 0 & \cos H_c \cos A_c \\ -\cos H_c \cos A_c \cos \varphi & -\cos H_c \sin A_c & 0 & 0 & \sin H_c & 0 & \cos H_c \cos A_c \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad 0_{4 \times 5}$$

3 仿真研究

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 2km/h 的速度匀速运行 2h 。具体的仿真参数如下:

$$\begin{aligned}\cos H_p \cos A_p &= \cos H_c \cos A_c \\ &+ \cos H_c \sin A_c (\phi_U - \delta\lambda \sin \varphi) \\ &+ \sin H_c (-\phi_N + \delta\lambda \cos \varphi) \\ \cos H_p \sin A_p &= \cos H_c \cos A_c (\phi_U - \delta\lambda \sin \varphi) \\ &+ \cos H_c \sin A_c + \sin H_c (\phi_E + \delta\varphi) \\ \sin A_p &= \cos H_c \cos A_c (\phi_N - \delta\lambda \cos \varphi) \\ &+ \cos H_c \sin A_c (-\phi_E - \delta\varphi) + \sin H_c\end{aligned}\quad (8)$$

天文/惯性组合导航系统中,通常采用天体方位角误差 $\Delta A = A_p - A_c$ 和高度角误差 $\Delta H = H_p - H_c$ 作为观测信息,因此公式(8)就是一个非线性方程,一般的解决方案是假设 ΔA 和 ΔH 均为小量,从而对公式(8)进行线性化简^[14]。但是,由于将 ΔA 和 ΔH 视为小量进行的化简,必然引入了误差,从而影响了系统的稳定性。

通过观察公式(8)可以发现,如果以方位角和高度角的三角函数值 $\cos H_p \sin A_p$ 、 $\cos H_p \cos A_p$ 、 $\sin A_p$ 作为观测信息,则观测信息与系统状态量是非耦合的,即观测方程为线性方程。因此,直接采用公式(8)作为观测方程,可以简写如下:

$$Z_1(t) = H_1(t)X(t) + V_1(t)\quad (9)$$

其中, $Z_1 = [\cos H_p \cos A_p \ \cos H_p \sin A_p \ \sin A_p]^T$, V_1 为量测噪声。

另外,根据测速仪测量的速度信息,可以建立系统的速度观测方程:

$$Z_2(t) = H_2(t)X(t) + V_2(t)\quad (10)$$

其中, $Z_2 = [\Delta V_E \ \Delta V_N]^T$, V_2 为量测噪声。

联合式(9)和式(10)可以建立系统的观测方程

$$\begin{aligned}Z(t) &= \begin{bmatrix} Z_1(t) \\ Z_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1(t) \\ H_2(t) \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_1(t) \\ V_2(t) \end{bmatrix} \\ &= HX(t) + V(t)\end{aligned}\quad (11)$$

坐标系:J2000.0月固坐标系,月球半径 1738km 。

天文测量仪器的精度:太阳敏感器精度: $1'$ 。

IMU精度:光纤陀螺仪随机漂移 $0.05^\circ/\text{h}$,常值漂移 $0.2^\circ/\text{h}$;石英加速度计随机漂移 $1 \times 10^{-4}g_m$,常值漂移 $3 \times 10^{-4}g_m$, g_m 为月球的重力加速度。

初始姿态误差: 0.2° 。

滤波周期:5s。

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]。

滤波器初始参数选择:

$$P(0) = \text{diag}\{(0.05^\circ)^2, (0.05^\circ)^2, (0.1\text{m/s})^2, (0.1\text{m/s})^2, (1^\circ)^2, (1^\circ)^2, (1^\circ)^2, (500\mu\text{g})^2, (500\mu\text{g})^2, (0.5^\circ/\text{h})^2, (0.5^\circ/\text{h})^2, (0.5^\circ/\text{h})^2\}$$

$$Q(0) = \text{diag}\{(0.002^\circ)^2, (0.002^\circ)^2, (0.1\text{m/s})^2, (0.1\text{m/s})^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, (0.5^\circ)^2, 0, 0, 0, 0\}$$

$$R(0) = \text{diag}\{(0.02)^\circ, (0.02)^\circ, (1\text{m/s})^2, (1\text{m/s})^2\}$$

如图 1 分别列出了本文提出的自主导航方法(方法一)和以方位角误差和高度角误差作为观测量的自主导航方法(方法二)的仿真结果(为显示清晰,图中仅列出了半小时的运行结果)。从图 1 中可以看出,以天体方位角误差和高度角误差作为观测量的自主导航方法的姿态估计精度在 5' 以内,位置估计精度在 0.5" 左右,但是姿态估计误差和位置估计误差均明显不稳定,波动较大;而本文提出的自主导航方法的姿态估计精度在 3' 以内,位置估计精度 0.5" 以内,而且姿态估计误差和位置估计误差的稳定性明显提高。

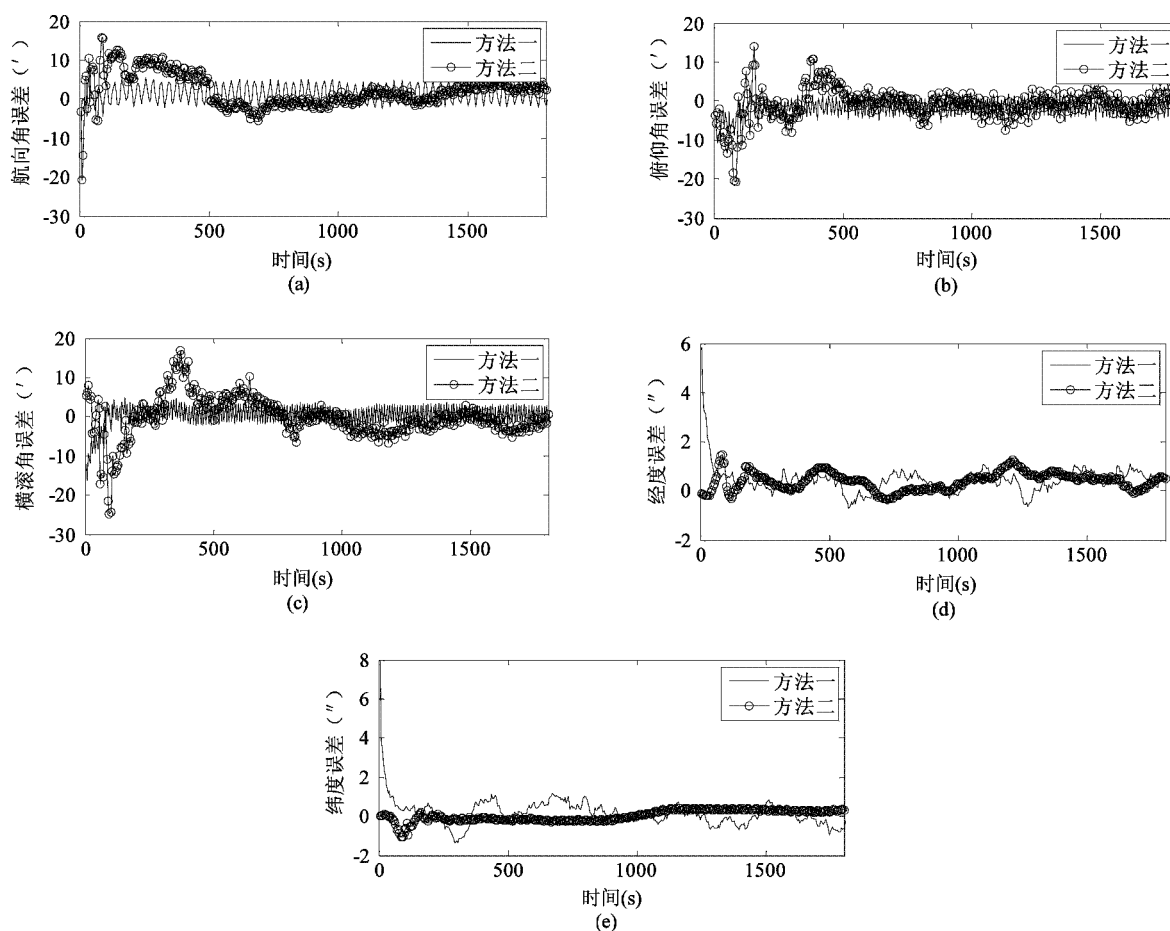


图 1 仿真结果

从以上仿真结果可以看出,本文提出的算法由于引入了速度观测,有效地补偿了捷联惯导系统的平台失准角误差,从而为天文导航提供了高精度的平台基准,保证了天文导航测量信息对捷联惯导系统的有效补偿,提高了自主导航系统的精度。同时,由于采用了天文球面三角公式作为系统的观测方程,避免了对天体方位角和高度角线性化所引起的

误差及稳定性问题,并进一步减弱了观测误差对系统性能的影响,提高了系统的可靠性和适应性。

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月球车长距离自主导航方

法。首先,该方法依据惯性导航的基本原理建立了月面环境下惯性导航的误差状态模型,然后以球面天文三角公式和速度观测信息建立了量测方程,并采用了 Kalman 滤波实现月球车位置和姿态的最优估计。通过仿真证明,该方法可有效克服由于对天文测量信息线性化带来的系统误差和滤波稳定性问题,可提供高精度的位置和姿态信息,仿真证明了该方法的有效性和实用性。此导航方法的优点是系统的状态方程和量测方程都是线性方程,可直接利用 Kalman 滤波进行实现位置和姿态的最优估计,而且对传感器的精度要求不高,因此具有可靠性高、成本低、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. In: Proceedings of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Fort Lauderdale, USA, 2001. 380-387
- [2] Yenilmez L, Temeltas H. Autonomous navigation for planetary exploration by a mobile robot. In: Proceedings of the 2003 International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, Turkey, 2003. 397-402
- [3] Goldberg S B, Maimone M W, Matthies L. Stereo vision and rover navigation software for planetary exploration. In: Proceedings of the 2002 IEEE Aerospace Conference, BigSky, USA, 2002. 5. 2025-2036
- [4] Benjamin P. Malay. Celestial navigation on the surface of mars: [project report]. Annapolis, MD: Naval Academy, 2001
- [5] Krotkov E, Hebert M, Buffa M. Stereo driving and position estimation for autonomous planetary rovers. In: Proceedings of IARP Workshop on Robotics in Space, Montreal, Canada, 1994. 263-268
- [6] Kuroda Y, Kurosawa T, Tsuchiya A, et al. Accurate localization in combination with planet observation and dead reckoning for lunar rover. In: Proceedings of 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation, New Orleans, USA, 2004. 2. 2092-2097
- [7] Furuki S, Yuta S. Pose estimation of a vehicle on rough terrain by using the Sun direction. In: Proceedings of 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. 空间科学学报, 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. 宇航学报, 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. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(7): 756-759, 787
- [11] 秦永元. 惯性导航原理. 西安: 西北工业大学出版社, 2005. 355-361
- [12] 郝晓宁, 曾国强, 任萱等. 月球探测器轨道设计. 北京: 国防工业出版社. 2001. 102-108
- [13] Umland H. A Short Guide to Celestial Navigation. <http://www.celnav.de>: Henning Umland's homepage, 1997
- [14] 陆恺, 田蔚风. 最优估计理论及其在导航中的应用. 上海: 上海交通大学出版社, 1990. 202-204

A long-range autonomous navigation method for lunar rovers

Pei Fujun, Ju Hehua, Cui Pingyuan*

(School of Electronic Information & Control Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100022)

(* Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract

According to the lunar exploration mission requirements, this paper proposes a new long-range autonomous navigation method for lunar rovers. The method establishes the equation for the attitude, velocity and position error of an inertia navigation system in the lunar environment based on the theories of inertial navigation and astronomy, and then constructs the observation model based on celestial triangle expressions and velocity error. Because the system equation and the observation model are linear, the Kalman filter is used to implement the optimization estimation in this method. The simulation results demonstrate that this method has the higher precision of position and head angle, and show its reliability, validity and feasibility.

Key words: Lunar rover, inertial navigation, autonomous navigation, Kalman filter