

火星探测巡航段自主导航方法研究

宋 敏^{1,2} 袁运斌¹

1 中国科学院测量与地球物理研究所大地测量与地球动力学国家重点实验室,湖北 武汉,430077
2 上海市空间导航与定位技术重点实验室,上海,200030

摘 要:针对火星探测巡航段轨道导航需求,结合不同的星载敏感器提出了一种基于太阳、地球、火星及恒星信息的火星巡航段自主导航方法。该方法根据导航天体的特点,在分析不同导航天体观测模型基础上,根据地球视线矢量和火星视线矢量的可观性,结合信息融合技术,建立了基于太阳、地球、恒星观测以及太阳、火星、恒星观测两种模式下的多源天体数据融合处理方案,实现了探测器位置与速度信息的实时估计。仿真结果表明,本文方法能够有效地利用多源导航天体观测信息,为巡航轨道提供高精度的导航结果,可满足火星探测巡航段任务要求。

关键词:深空探测;自主导航;信息融合;巡航轨道

中图法分类号:P228.41 **文献标志码:**A

火星作为距离地球最近的行星之一,在自然环境等很多方面与地球相似,已成为近年来深空探测的热点任务之一。对于火星探测,其巡航段即所谓的深空星际航行段,此阶段飞行时间持续较长,大约经历十个月的星际飞行才能进入火星轨道。在此过程中,完全依靠地面测控系统实现探测器的导航与控制,将严重增加地面站负担;此外,巡航段的导航精度影响目标天体捕获、接近、绕飞等后续探测任务的成功率,因而需满足一定的要求。为降低探测任务成本,保证探测任务安全,有必要研究探测器巡航段自主导航方法,以便作为地基导航的有效补充和备份。

随着星载计算机、光学敏感器及执行部件性能、精度的不断提高,光学自主导航受到广泛的重视和关注^[1-7]。在光学导航在深空巡航段的研究和应用中,采用的导航信息源主要是一些已知星历的天体,如小行星、X 射线脉冲星、太阳、大行星和恒星等^[1-7],通过利用这些天体的观测信息实现探测器轨道的确定。

在可用的导航天体中,太阳是非常稳定的参考源,能够提供丰富的光谱信息和电磁信号,直接将太阳信息作为观测量能够简化导航系统的信息处理过程^[5-6];恒星角直径极小,性能稳定且数量

众多,可提供丰富的姿态及导航信息;大行星星历信息较为精确,且容易识别。对于火星巡航轨道段,需较长时间对日定向、对地通讯及对火星观测,使太阳、地球、火星及背景恒星信息的获取更为便利,避免 X 射线脉冲星、小行星导航中,多 X 射线脉冲星接收器工程实现难度较大以及小行星信息批次观测、批次处理的限制^[1-4]。文献[5-6]分别研究了基于太阳观测的行星际自主导航方法。房建成等提出了基于恒星和行星夹角信息的深空自主导航方案^[7]。由于巡航段飞行时间持续较长,单一导航方式无法在深空长时间飞行中互为备份,很难满足探测器高精度及高稳定性的要求,因此,在巡航段任务中,如何提高导航系统的精度和可靠性还需进一步研究。

1 导航系统状态模型

选取日心惯性坐标系(坐标原点为日心,基本平面为地球绕日公转的黄道面,主方向为春分点方向),建立以太阳为中心天体,大行星引力为摄动力的探测器巡航段轨道动力学模型表示如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{v} \\ \ddot{\mathbf{r}} = -\mu_s \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \sum_{i=1}^{n_p} \mu_i \left[\frac{\mathbf{r}_{si}}{r_{si}^3} - \frac{\mathbf{r}_{pi}}{r_{pi}^3} \right] + \mathbf{a} \end{cases} \quad (1)$$

和 $\mathbf{r}_e$ 分别为探测器和地球在日心惯性坐标系中的位置矢量。

考虑测量误差,地球与恒星的星光角距观测模型可写为:

$$\mathbf{Z}_e = \mathbf{h}_e(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_e = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \beta_3]^T + \mathbf{V}_e$$

(10)

式中, $\mathbf{V}_e$ 为观测噪声。

同理,通过对火星成像观测,可得日心惯性系内火星和恒星的星光角距观测模型:

$$\theta_i = \arccos(\mathbf{l}_s \cdot \mathbf{S}_{si}) = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}_m - \mathbf{r}}{\|\mathbf{r}_m - \mathbf{r}\|} \cdot \mathbf{S}_{si}\right)$$

(11)

式中, $\mathbf{l}_s$ 、 $\mathbf{r}_m$ 分别为日心惯性坐标系中的探测器到火星的方向矢量和火星的位置矢量; $\mathbf{S}_{si}$ 和 r 含义同式(9)。

考虑测量误差,火星与恒星的星光角距观测模型可写为:

$$\mathbf{Z}_m = \mathbf{h}_m(\mathbf{X}) + \mathbf{V}_m = [\theta_1 \quad \theta_2 \quad \theta_3]^T + \mathbf{V}_m$$

(12)

式中, $\mathbf{V}_m$ 为观测噪声。

3 可观性分析

可观性反映了系统利用有限时间内的观测量确定系统状态参数的能力,其估计的精度与可观测度相关^[8]。对于基于太阳信息的导航模式,Yim 等分析了太阳视线方向对导航参数的可观性,仅使用太阳视线信息,导航系统可观测度较低,常晓华等分析了利用太阳视线信息和径向速度信息提高导航精度的可行性^[5-6]。本文仅对于基于恒星和大行星(地球/火星)信息的导航模式进行分析,由于夹角信息由视线方向组成,为简化计算,分析地球和火星视线方向的可观性。

地球和火星视线方向的可观性分析采用非线性可观性秩条件方法^[8],其可观性矩阵表示为:

$$\mathbf{Q}(\mathbf{X}) =$$
$$[\mathrm{d}L_j^0 h(\mathbf{X}) \quad \mathrm{d}L_j^1 h(\mathbf{X}) \quad \cdots \quad \mathrm{d}L_j^{n-1} h(\mathbf{X})]^T$$

(13)

式中, n 为状态向量 $\mathbf{X}$ 的维数, $L_j^k h(\mathbf{X})$ 为 k 阶李导数,定义如下:

$$L_j^0 h(\mathbf{X}) = h(\mathbf{X})$$
$$L_j^k h(\mathbf{X}) = \partial(L_j^{k-1} h)/\partial \mathbf{X} \cdot \mathbf{f}(\mathbf{X}), k = 1, 2, \cdots$$

式中, $h(\mathbf{X})$ 和 $\mathbf{f}(\mathbf{X})$ 分别为观测方程和状态方程, $\mathrm{d}L_j^k h(\mathbf{X})$ 定义如下:

$$\mathrm{d}L_j^k h(\mathbf{X}) = \partial(L_j^k h)/\partial \mathbf{X}, k = 0, 1, \cdots$$

利用可观性矩阵定义系统的可观度:

$$\delta(\mathbf{X}) = \sigma_{\min}(\mathbf{Q})/\sigma_{\max}(\mathbf{Q})$$

(14)

由于轨道参数和观测信息选取不同的度量单位,在数值计算中,对轨道参数和观测信息采用无量纲化处理。

4 导航系统信息融合方法

深空巡航段单一导航方式无法在长时间飞行中互为备份,很难满足导航系统高精度及高可靠性要求。为有效利用导航信息源,本文采用联邦滤波方法,对基于太阳信息的导航模式和基于地球、火星和恒星的导航模式构成的两个子系统进行信息融合处理,以期提高导航系统的精度和可靠性。

子系统一由观测方程式(4)、式(6),即太阳视线方向矢量、探测器相对于太阳的径向速度矢量和状态方程式(1)组成;子系统二根据地球视线方向矢量和火星视线方向矢量的可观性分两种情况:在地球视线方向矢量可观性较好时,利用观测方程式(10)即地球与恒星的星光角距和状态方程式(1)进行导航;否则,利用观测方程式(12)即火星与恒星的星光角距和状态方程式(1)进行导航。

上述两个子滤波器独立进行时间更新和量测更新,输出局部估计结果,主滤波器融合和处理所有的局部输出,得到全局状态估计,融合后的结果再反馈到各子滤波器进行下一周期的处理。主滤波器与子滤波器间信息分配采用基于矩阵范数的分配方式,即

$$\beta_j = (\|\mathbf{P}_k^j\|_F)^{-1} / \sum_{i=1}^2 (\|\mathbf{P}_k^i\|_F)^{-1}$$

(15)

式中, $j=1, 2$;信息分配因子 β_j 满足信息守恒原理 $\beta_1 + \beta_2 = 1$; $\|\cdot\|_F$ 为 Frobenius 范数; $\mathbf{P}_k^i$ 为子滤波器误差方差协方差阵。

子滤波器采用适用于非线性系统的 UKF 滤波方法,其具体算法实现参见文献[9]。主滤波器按下式对子滤波器局部输出进行融合处理,得到最优估计^[10]:

$$\hat{\mathbf{X}}_k^g = [(\mathbf{P}_k^1)^{-1} + (\mathbf{P}_k^2)^{-1}]^{-1} \times$$
$$[(\mathbf{P}_k^1)^{-1} \hat{\mathbf{X}}_k^1 + (\mathbf{P}_k^2)^{-1} \hat{\mathbf{X}}_k^2]$$

(16)

$$\mathbf{P}_k^g = [(\mathbf{P}_k^1)^{-1} + (\mathbf{P}_k^2)^{-1}]^{-1}$$

(17)

式中, $\hat{\mathbf{X}}_k^1$ 和 $\hat{\mathbf{X}}_k^2$ 分别为两个子滤波器的状态估计参数; $\hat{\mathbf{X}}_k^g$ 、 $\mathbf{P}_k^g$ 为最优估计输出; $\mathbf{P}_k^1$ 、 $\mathbf{P}_k^2$ 同式(15)。

5 仿真分析

1) 仿真中利用美国 Pathfinder 火星探测任

务数据^[11],其轨迹图如图 2 所示,选择发射后 T_0+50 天(T_0 为发射时间)到 T_0+110 天的一段巡航段轨道进行验证;

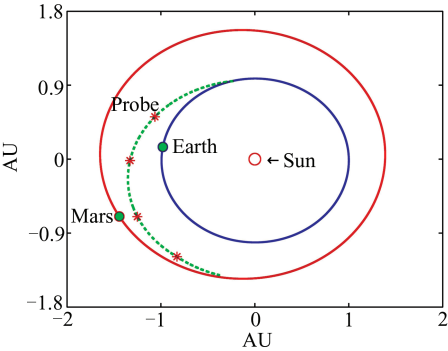


图 2 探测器飞行轨迹
Fig.2 Trajectory of the Spacecraft

2) 采用的太阳视线方向矢量测量误差为 5×10^{-5} rad;探测器相对于太阳的径向速度测量误差为 1×10^{-5} km/s;采用的相机分辨率为 1 024 像素 $\times$ 1 024 像素,焦距为 677.0 mm,像元像线精度为 0.1 像素;测量噪声取为零均值高斯白噪声;

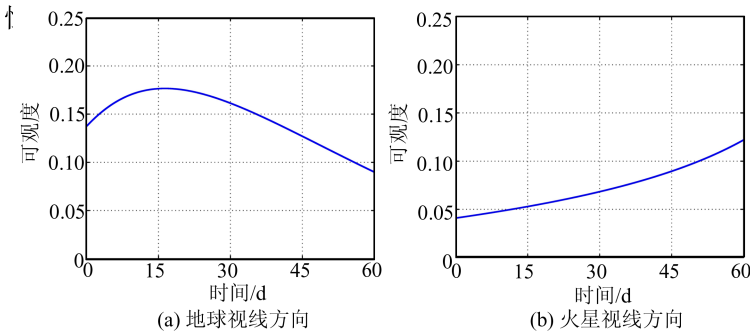


图 3 地球视线方向和火星视线方向的可观测度
Fig.3 Observability of the Earth LOS and Mars LOS

图 5 分别为基于太阳、地球、火星和恒星多源信息的自主导航系统位置图和速度图估计误差,图中红色为 3σ 均方差。可以看出,滤波结果具有较好的收敛性和稳定性,由于观测方案中包含速度信息,速度估计收敛速度较快。为了比较融合后的系统与两个子系统单独工作时的导航结果,表 1 给出了这 3 个系统收敛后的位置和速度结果(RMS)统计。从表中可以看出,在测量误差相同的条件下,单独基于太阳信息和单独基于地球及火星、恒星信息的导航系统精度较低,而基于信息融合的导航方法根据观测信息获取的便利性及观测信息变化情况充分利用了多源导航信息,可获得高精度的全局最优估计参数,其估计结果可满足巡航段高精度深空探测任务的需求。

为分析子系统二采用地球、火星和恒星观测

用 Tycho-2 星历,选星规则为视场范围内星等小于 12 的 3 颗恒星;

3) 考虑到探测器各任务系统间的规划和调度,滤波周期取 600 s。

图 3 为基于地球和火星视线方向矢量的自主导航系统的可观性结果。由可观测度曲线可以看出,基于地球视线方向矢量的导航系统可观测度逐渐降低,但初始阶段较好,而基于火星视线方向矢量的导航系统可观测度逐渐增加,在此过程中,探测器与地球间距离逐渐增大,与火星间距离逐渐减小。根据可观度分析结果,在 T_0+50 至 T_0+97 天,利用地球视线方向矢量与恒星组成的星光角距信息进行导航,剩余时段利用火星视线方向矢量与恒星组成的星光角距信息进行导航。

图 4 给出了仿真时间内导航敏感器可观测到的恒星数,可以看出,在仿真时间内导航敏感器视场内可观测到 3 颗以上的恒星,可满足星图识别至少需要 3 颗恒星及仿真中选取 3 颗恒星的需求。

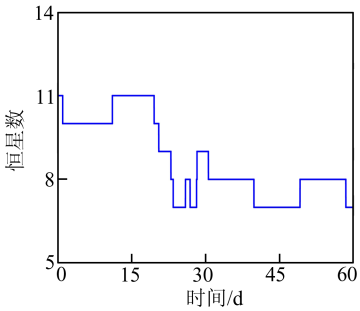


图 4 仿真时段内可观测的恒星
Fig.4 Visible Star Numbers in the Simulation Time

表 1 不同导航系统仿真结果比较(RMS)
Tab.1 Performance Comparison of Different Navigation Systems (RMS)

导航方式	位置精度/km	速度精度/(m·s ⁻¹)
子系统一	151.74	0.163
子系统二	197.67	0.204
信息融合	71.82	0.064

信息的有效性,对子系统二中仅采用火星和恒星星光角距信息与子系统一进行融合的组合导航方式进行了分析。图 6 分别为此导航系统的位置图和速度图估计误差,图中红色为 3σ 均方差。从图中可以看出,子系统二仅采用火星和恒星星光角距进行导航时,其参数估计误差较大,与图 5 相比,导航精度低于采用太阳、地球和火星星光角距的组合导航方式。由此可见,本文提出的方法考虑了观测信息变化情况,可实现导航天体目标的

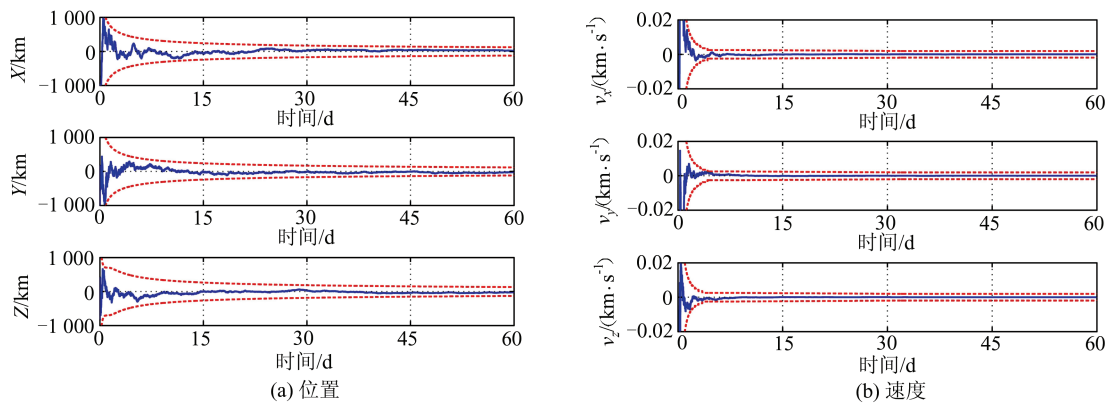


图 5 基于多源信息的探测器位置和速度估计误差
Fig. 5 Position and Velocity Estimation Error of Spacecraft Based on Multi-source Observations

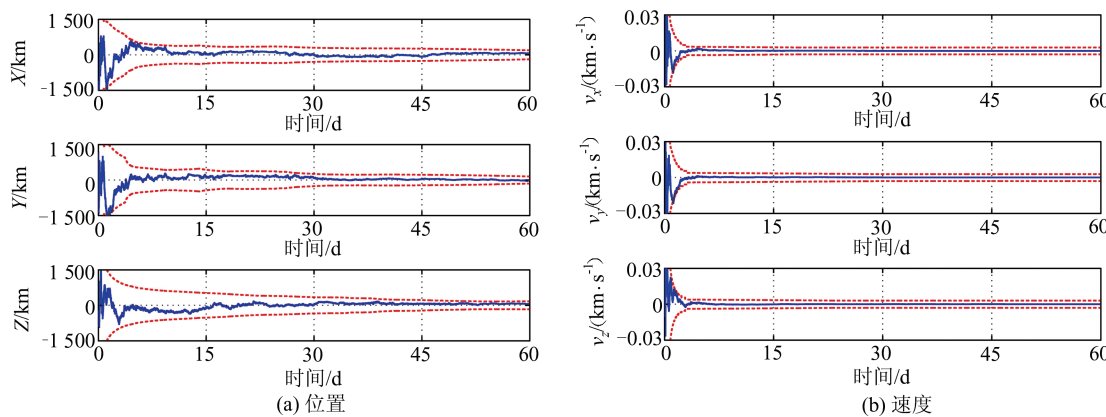


图 6 基于太阳、火星和恒星信息的探测器位置和速度估计误差
Fig. 6 Position and Velocity Estimation Error of Spacecraft Based on the Sun, Mars and Star

有效利用,从而提高导航系统的精度。由于太阳和恒星是非常稳定的参考天体,可近似地看作点光源,从而简化传感器设计和姿态确定算法,也使该方法的实现更加简便有效。

6 结 语

本文针对火星探测巡航段可用导航天体的特点及观测信息获取的便利性,提出了一种基于太阳、地球、火星和恒星信息的自主导航方法。该方法基于地球视线矢量和火星视线矢量的可观性,结合信息融合技术和 UKF 滤波,实现了地球可观及火星可观两种模式下的多源天体数据融合处理。仿真结果表明,该方法能够有效利用多源观测信息,提供高精度的导航定位结果,其精度优于基于太阳信息(视线矢量、径向速度)和星光角距信息的单独导航系统,并且在深空长时间飞行中可互为备份,提高了导航系统的适用性和可靠性,对实现火星探测巡航段高精度自主导航具有一定的参考意义。

实际导航结果受导航敏感器精度、轨道力学模型等多种因素的影响,本文得到的精度统计适用于采用的 Mars Pathfinder 探测器轨道和仿真条件。

参 考 文 献

[1] Desai S, Han D, Bhaskaran S, et al. Autonomous Optical Navigation (AutoNav) Technology Validation Report [R]. Deep Space 1 Technology Validation Report, California, 2002

[2] Mastrodemos N, Kubitschek D G, Robert A, et al. Autonomous Navigation for the Deep Impact [C]. The AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Tampa, Florida, 2006

[3] Sheikh S I, Hanson J E, Collins J, et al. Deep Space Navigation Augmentation Using Variable Celestial X-ray Sources[C]. Institute of Navigation International Technical Meeting, Anaheim, 2009

[4] Wu Weiren, Ma Xin, Ning Xiaolin. Autonomous Navigation Method with High Accuracy for Cruise Phase of Mars Probe[J]. Science China, 2012, 42 (8): 936-948 (吴伟仁,马辛,宁晓琳. 火星探测器

转移轨道的自主导航方法[J]. 中国科学, 2012, 42 (8): 936-948)

[5] Yim J R, Crassidis J L, Junkins J L. Autonomous Orbit Navigation of Interplanetary Spacecraft[C]. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Denver, CO, 2000

[6] Chang Xiaohua, Cui Pingyuan, Cui Hutao. Research on Autonomous Navigation Method of Deep Space Cruise Phase Based on the Sun Observation[J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(4):1 017-1 023 (常晓华, 崔平远, 崔祐涛. 基于太阳观测的深空巡航段自主导航方法研究[J]. 宇航学报, 2010, 31 (4):1 017-1 023)

[7] Fang Jiancheng, Ning Xiaolin. Autonomous Deep-space Probe Celestial Navigation Method [D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University Press, 2010(房建成, 宁晓琳. 深空探测器自主天文导航方法[D]. 西安: 西北工业大学出版社, 2010)

[8] Hermann R, Krener A J. Nonlinear Controllability and Observability[J]. *IEEE Trans Autom Control*, 1977, 22(5): 728-740

[9] Cai Zhiwu, Zhao Dongming . Unscented Kalman Filter for Non-linear Estimation[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2006, 31(2): 180-183(蔡志武, 赵东明. UKF 滤波器性能分析及其在轨道计算中的仿真试验[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2006, 31(2):180-183)

[10] Vershinin Y A , West M J. A New Data Fusion Algorithm Based on the Continuous-time Decentralized Kalman Filter[J]. *Target Tracking: Algorithms and Applications*, *IEEE*, 2001, 16(1):1-6

Research on Autonomous Navigation Method for the Cruise Phase of Mars Exploration

SONG Min^{1, 2} YUAN Yunbin¹

1 State Key Laboratory of Geodesy and Earth's Dynamics , Institute of Geodesy and Geophysics, Chinese Academy of Sciences, Wuhan 430077, China

2 The Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Position Techniques, Shanghai 200030, China

Abstract: In order to meet the navigation demand of the Mars exploration cruise phase, an autonomous navigation method based on observing the Sun, Mars, Earth and Stars with different sensors is presented in this paper. According to the characteristics of celestial navigation, the paper analyzes the different observation models. After that, according to the operability of the Line-of-Sight between Earth and Mars, two navigation models are established which use the Sun, Earth and Star observations and the Sun, Mars, Star observations, respectively. Then combined with information fusion technology, a real-time position and velocity estimation of the probe is achieved in any kind of navigation model. Finally, the feasibility of the method is verified by simulations. Simulation results show that the proposed method can be more feasible and efficient using multi-source observations, and can provide precise orbit determination information which meets the navigation requirements of the Mars exploration cruise phase.

Key words: deep space exploration; autonomous navigation; information fusion; interplanetary cruise phase

First author: SONG Min, PhD, specializes in autonomous navigation of spacecraft. E-mail: msong82 @hotmail.com

Foundation support: The National Basic Research Program of China (973 Program), No. 2012CB825604; the Opening Project of Shanghai Key Laboratory of Space Navigation and Position Techniques, No. 12DZ2273300; the Key Laboratory of Geo-Informatics of National Administration of Surveying, Mapping and Geoinformation of China, No. 201119.