

# 利用小行星视线矢量的火星探测光学自主导航研究<sup>1)</sup>

崔文<sup>\*,†</sup> 宝音贺西<sup>\*</sup> 李俊峰<sup>\*,2)</sup>

<sup>\*</sup>(清华大学航天航空学院, 北京 100084)

<sup>†</sup>(宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043)

**摘要** 结合我国即将开展的自主火星探测计划, 研究了航天器在火星探测巡航过程中利用小行星进行光学自主导航的整个过程. 根据巡航段的设计轨道, 给出了导航小行星的筛选条件并筛选出可用于实际任务的导航小行星序列. 将自主导航的数据弧段长度设定为 30 d, 数据观测周期为 5 d. 采用加权最小二乘滤波算法, 当数据弧段长度为 30 d 时, 导航计算的位置误差在 100~400 km 变化, 速度误差不超过 0.25 m/s.

**关键词** 火星探测, 光学自主导航, 小行星筛选, 最小二乘法

中图分类号: V448.22 文献标识码: A 文章编号: 0459-1879(2012)06-1075-04

## 引言

进入 21 世纪后, 深空探测逐渐成为世界各国航天领域的新热点. 由于深空探测中存在通信时延巨大、测控覆盖等困难<sup>[1]</sup>, 自主导航技术在深空探测发展的初期就引起了人们的重视<sup>[2]</sup>. 但由于受到光学传感器技术、图像处理技术等诸多限制, 直到 1999 年 10 月 NASA 的“深空一号”探测器上天, 才第一次成功地验证了真正的深空自主光学导航与控制技术<sup>[3-4]</sup>.

光学自主导航主要包括导航小行星序列的筛选、小行星的观测模型、导航滤波算法等关键因素. 但根据现有的研究文献, 大部分人都只是侧重研究光学自主导航技术中的某一部分, 而忽略其他部分. 文献<sup>[3-4]</sup>中研究了自主光学导航中的轨道确定技术及小行星观测策略, 却没有提及导航小行星的筛选方法及筛选结果; 文献<sup>[5-6]</sup>中只是讨论了导航小行星的筛选准则, 并没有给出最终的小行星筛选结果; 文献<sup>[7]</sup>给出的导航小行星序列是虚拟的, 不能直接用于实际任务.

本文结合我国即将开展的自主火星探测计划, 研究了航天器在火星探测巡航过程中利用小行星进行光学自主导航的整个过程, 并给出了仿真计算结果, 具有一定的参考价值.

## 1 光学自主导航的基本原理

在深空中巡航的航天器, 利用光学相机拍摄导

航小行星图片, 可以确定所拍摄小行星相对于航天器的方向矢量<sup>[4]</sup>. 根据预先存储的小行星星历数据, 可以计算出拍摄时刻小行星在 J2000 日心黄道系中的位置, 进而得到通过航天器的一条直线. 如果同时观测两颗不同的导航小行星, 可以得到空间中的两条直线. 计算这两条直线的交点, 可以得到航天器在空间中的位置.

## 2 导航小行星筛选

在火星探测的巡航过程中, 光学自主导航非常关键的就是导航小行星的筛选. 由于巡航过程中光学数据是确定航天器位置的唯一数据源, 因此导航小行星序列的优劣就直接影响自主导航的精度. 目前比较常用的导航小行星筛选条件主要有<sup>[5]</sup>: 小行星的可见星等<sup>[8]</sup>、航天器与小行星之间的距离及相对速度、小行星-航天器-太阳之间的相角; 徐文明等<sup>[6]</sup>在此基础上还考虑了小行星之间的几何位置关系.

## 3 航天器自主导航建模及算法

### 3.1 巡航段中的动力学模型

航天器从地球飞往火星的巡航过程中, 受到的主要引力是太阳; 此外, 还受到其他各大行星第三体摄动引力. 因此, 在 J2000 日心黄道系中, 建立以太阳为中心天体、八大行星引力为摄动力的深空轨

2012-03-19 收到第 1 稿, 2012-07-14 收到修改稿.

1) 国家重点基础研究发展计划 (2012CB720000) 和自然科学基金 (11072122) 资助项目.

2) E-mail: lijunf@tsinghua.edu.cn

道动力学模型如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{r}} &= \mathbf{v} \\ \ddot{\mathbf{r}} &= -\frac{\mu_s}{r^3}\mathbf{r} + \sum_{k=1}^8 \mu_k \left( \frac{\mathbf{r}_{rk}}{r_{rk}^3} - \frac{\mathbf{r}_{pk}}{r_{pk}^3} \right) + \mathbf{a} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,  $\mathbf{r}$  和  $\mathbf{v}$  分别表示航天器在日心黄道系中的位置和速度矢量,  $r = \|\mathbf{r}\|$ ;  $\mu_s$  和  $\mu_k$  分别表示太阳引力常数和其他各大行星的引力常数;  $\mathbf{r}_{pk}$  表示第  $k$  个大行星在日心黄道系中的位置矢量,  $r_{pk} = \|\mathbf{r}_{pk}\|$ ;  $\mathbf{r}_{rk}$  表示第  $k$  个大行星相对航天器的位置矢量, 即  $\mathbf{r}_{rk} = \mathbf{r}_{pk} - \mathbf{r}$ ,  $r_{rk} = \|\mathbf{r}_{rk}\|$ ;  $\mathbf{a}$  表示其他外力对航天器产生的加速度.

### 3.2 光学导航的观测模型

对拍摄的图像进行处理, 就可以得到包含小行星相对于航天器方向矢量信息的像元像线. 航天器在日心惯性系中的位置与相机像元  $p$ 、像线  $l$  之间的关系如下 [7]

$$\left. \begin{aligned} p &= K_x f \cdot \\ &\frac{a_{11}(x_i - x) + a_{12}(y_i - y) + a_{13}(z_i - z)}{a_{31}(x_i - x) + a_{32}(y_i - y) + a_{33}(z_i - z)} + \nu_p \\ l &= K_y f \cdot \\ &\frac{a_{21}(x_i - x) + a_{22}(y_i - y) + a_{23}(z_i - z)}{a_{31}(x_i - x) + a_{32}(y_i - y) + a_{33}(z_i - z)} + \nu_l \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中,  $K_x$  和  $K_y$  表示相机像素的转换系数,  $f$  表示相机的焦距,  $a_{ij}$  ( $i, j = 1, 2, 3$ ) 表示从 J2000 日心惯性系到光学相机本体坐标系的转换矩阵系数  $(x \ y \ z)^T$  和  $(x_i \ y_i \ z_i)^T$  分别表示航天器和导航小行星在相机拍摄时刻的位置,  $\nu_p$  和  $\nu_l$  表示光学相机的测量噪声.

### 3.3 光学导航的滤波算法

由于航天器在巡航过程中的光学观测资料很少, 为了更加充分地利用观测数据的信息, 一般采用加权最小二乘算法.

假设真实状态  $\mathbf{q}(t)$  的最优估计值为  $\bar{\mathbf{q}}(t)$ , 近似值为  $\mathbf{q}^*(t)$ , 经过观测数据修正后可得

$$\bar{\mathbf{q}}(t) = \mathbf{q}^*(t) + \Delta\mathbf{q}(t) \quad (3)$$

其中,  $\Delta\mathbf{q}(t)$  是每次迭代计算的修正量,  $\bar{\mathbf{q}}(t)$  就是最优估计值.

根据有初始估计信息的加权最小二乘理论 [10],

$\Delta\mathbf{q}(t)$  的迭代计算公式如下

$$\left. \begin{aligned} \Delta\mathbf{q}_k(t) &= [\mathbf{P}_k^{-1} + \tilde{\mathbf{H}}^T \mathbf{W} \tilde{\mathbf{H}}]^{-1} \tilde{\mathbf{H}}^T \mathbf{W} (\mathbf{Z} - \tilde{\mathbf{Z}}_k) \\ \mathbf{q}_{k+1}(t) &= \mathbf{q}_k(t) + \Delta\mathbf{q}_k(t) \\ \mathbf{P}_{k+1} &= [\mathbf{P}_k^{-1} + \tilde{\mathbf{H}}^T \mathbf{W} \tilde{\mathbf{H}}]^{-1} \\ &k = 1, 2, 3, \dots \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中,  $\mathbf{P}_k$  是状态变量的协方差矩阵,  $\tilde{\mathbf{H}}$  是观测矩阵,  $\mathbf{W}$  是观测数据的权重矩阵,  $\mathbf{Z}_k$  是不同导航小行星的观测数据,  $\tilde{\mathbf{Z}}_k$  是计算的理论观测值.

## 4 仿真计算结果与分析

### 4.1 导航小行星筛选结果

根据火星探测航天器的初始轨道及光学相机参数 [3], 本文中导航小行星的筛选条件为: 小行星可见星等小于 12.9; 小行星 - 航天器 - 太阳相角大于 130°; 航天器 - 小行星的距离小于 2.0AU; 航天器 - 小行星的相对速度小于 11.8 km/s; 小行星相对航天器视线夹角大于 5°.

根据上述筛选条件, 筛选用于导航的小行星序列如表 1 所示. 表 1 中, 每个时间段的持续时间为 10d, 时间段 1 的开始时间为 JD = 2 456 809.0, 时间段 12 的结束时间为 JD = 2 456 929.0.

表 1 导航小行星序列

Table 1 The asteroids sequence for optical navigation

Period code	Minor planet number
1	1,9,43,68,117,199,363,438,480,891
2	9,13,68,75,117,199,363,480,751,891
3	9,13,75,108,190,198,480,751,891,1 043
4	9,13,65,108,190,198,363,480,891,1 043
5	9,13,15,22,108,190,198,363,480,891
6	9,13,15,22,61,108,190,198,769,891
7	9,13,15,22,61,190,198,257,463,769
8	13,15,22,61,146,190,198,463,510,1 043
9	13,15,22,29,61,146,198,463,510,1 043
10	13,15,22,29,61,146,257,463,510,1 043
11	13,15,22,61,146,164,354,463,510,1 043
12	13,15,22,29,61,106,146,164,463,510

### 4.2 光学自主导航仿真计算结果

#### (1) 仿真初始条件

在 J2000 日心黄道惯性系中, 设计的火星探测器巡航段初始轨道参数为: 时间 2013-12-11 17:48:38.168, 位置 (25 029 930.489, 132 440 957.316, 58 352 343.189) km, 速度 (-32.434 997, 3.781 542, 3.418 193) km/s; 参考 “深空一号” MICAS 光学系

统<sup>[3-4]</sup>, 相机分辨率  $1024 \times 1024$ , 焦距  $f = 677.0 \text{ mm}$ , 转换系数  $K_x = K_y = 113.6 \text{ pixel/mm}$ ; 光学相机测量数据精度 0.1 像素, 姿态误差  $1.0 \mu\text{rad}$ ; 导航小行星星历在 J2000.0 日心黄道坐标系中每个方向上的位置误差是 100 km, 在计算过程中, 每个小行星的观测数据权重相同. 在巡航过程中, 每 5 d 为一个观测周期, 逐一观测 10 个预先选定的导航小行星. 在观测数据对应的初始时刻, 航天器各个方向的位置误差是  $1.0 \times 10^4 \text{ km}$ , 速度误差是 10 m/s

## (2) 仿真结果

根据表 1 中给出的导航小行星序列, 及上述的仿真初始条件, 采用加权最小二乘滤波算法计算的结果如图 1 和图 2 所示.

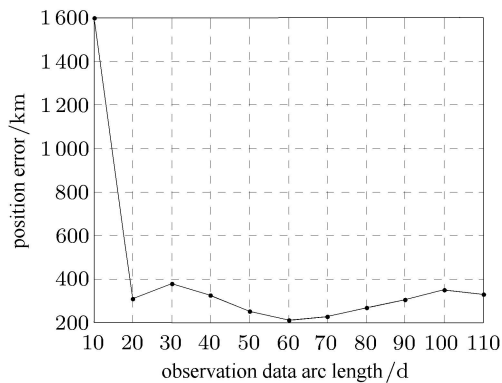


图 1 滤波结果与标准轨道比较的位置误差

Fig. 1 Position error by comparing with standard trajectory

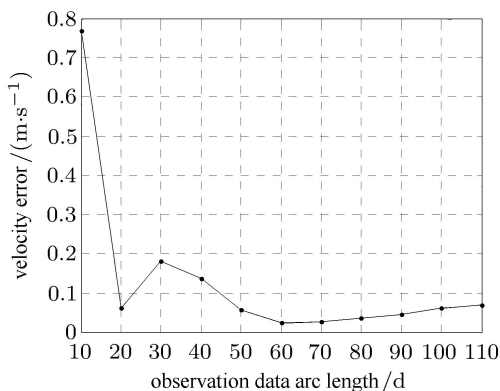


图 2 滤波结果与标准轨道比较的速度误差

Fig. 2 Velocity error by comparing with standard trajectory

根据图 1 和图 2 可知, 当观测数据弧段的长度从 10 d 增加到 20~30 d 的时候, 位置和速度误差的平均值快速减小, 但是随着数据弧段长度的进一步增加, 滤波结果并没有变得更好, 而只是维持在之前的滤波精度. 这主要是由于动力学模型中存在的

误差和观测数据中的测量误差共同影响造成的. 当数据弧段的长度大于 30 d 后, 这些误差对滤波结果产生的影响基本上和增加的数据带来的改进效果保持在平衡状态. 因此最终的滤波结果达到一定的精度后, 不会再因为数据量的增加而提高滤波结果的精度. 考虑到星载计算机的计算能力, 采用 30 d 的数据弧段进行导航定位较为合适.

当数据弧段长度为 30 d 时, 滤波计算的结果是很稳定的, 导航的位置误差在 100~400 km 变化, 速度误差不超过 0.25 m/s.

## 5 结 论

结合我国即将开展的自主火星探测计划, 本文研究了航天器在火星探测巡航过程中利用小行星进行光学自主导航的整个过程; 并给出了相应的小行星光学导航原理、航天器动力学模型、小行星观测模型及滤波算法.

通过仿真计算可知, 当观测数据弧段长度为 30 d 时, 滤波计算的结果是很稳定的, 此时增加数据长度并不能明显的提高导航精度, 只是增加计算量. 因此, 本文将自主导航的数据弧段长度设定为 30 d, 数据观测周期为 5 d. 当数据弧段长度为 30 d 时, 导航计算的位置误差在 100~400 km 之间变化, 速度误差不超过 0.25 m/s. 由此可见, 本文筛选出的导航小行星序列和巡航过程中的导航策略对实际的火星探测计划是有一定的参考意义的.

## 参 考 文 献

- 柴霖, 许秀玲. 深空测控体系结构与技术发展. 电讯技术, 2010, 50(8): 1-6 (Chai Lin, Xu Xiuling. Architecture and technology development of deep space TT&C communication system. *Telecommunication Engineering*, 2010, 50(8): 1-6 (in Chinese))
- 王大轶, 黄翔宇. 深空探测自主导航与控制技术综述. 空间控制技术与应用, 2009, 35(3): 6-12 (Wang Dayi, Huang Xiangyu. Survey of autonomous navigation and control for deep space exploration. *Aerospace Control and Application*, 2009, 35(3): 6-12 (in Chinese))
- Bhaskaran S, Desai SD, Dumont PJ, et al. Orbit determination performance evaluation of the deep space 1 autonomous navigation system. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting Monterey, California, USA, AAS 98-193, 1998
- Riedel JE, Bhaskaran S, Desai S, et al. Deep Space 1 Technology Validation Report-Autonomous Optical Navigation. JPL, Pasadena CA: JPL Publication, 2000
- Delavault S, Berthier J, Foliard J. Optical navigation to a near earth object. In: Proc. of 18th ISSFD, Munich, 2004

- 6 徐文明, 崔祐涛, 崔平远等. 深空自主光学导航小行星筛选与规划方法研究. 航空学报, 2007, 28(4): 891-896 (Xu Wenming, Cui Hutaο, Cui Pingyuan, et al. Se-lection and planning of asteroids for deep space auto-nomous optical navigation. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(4) 891-896 (in Chinese))
- 7 常晓华. 深空自主导航方法研究及在小天体探测中的应用. [博士论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010 (Chang Xiaohua. Research on deep space autonomous navigation scheme and application to small celestial bodies exploration. [PhD Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010 (in Chinese))
- 8 Romanishin W, Tegler SC. Accurate absolute magnitudes for Kuiper belt objects and centaurs. *Icarus*, 2005, 179: 523-526
- 9 Bhaskaran S, Riedel JE, Synnott, SP. Autonomous nucleus tracking for comet/asteroid encounters: The STARDUST example. In: Proceedings of 1998 IEEE Aerospace Conference, Aspen, CO, 1998. 353-365
- 10 Long AC, Velez CE, Fuchs AJ, et al. Goddard Trajectory Determination System (GTDS) Mathematical Theory (Revision 1). Goddard Space Flight Center, Computer Science Corporation, Lanham-Seabrook, Maryland, 1989

DOI: 10.6052/0459-1879-12-071

(责任编辑: 周冬冬)

## RESEARCH ON OPTICAL AUTONOMOUS NAVIGATION FOR MARS EXPLORATION BASED ON ASTEROIDS' LIGHT-OF-VIEW<sup>1)</sup>

Cui Wen<sup>\*,†</sup> BaoYin Hexi<sup>\*</sup> Li Junfeng<sup>\*,2)</sup><sup>\*</sup>(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)<sup>†</sup>(State Key Laboratory of Astronautics Dynamics, Xi'an 710043, China)

**Abstract** Based on the upcoming self-Mars Exploration Program of China, the whole process of the optical auto-navi during the Mars exploration cruise segment is studied in this paper. Using the design orbit of the cruise section, the selection criteria and the asteroids sequence for optical navigation are given. The length of observation data arc is set to 30 days, and the period of the observation data is 5 days. Using the weighted least squares algorithm, the position error is from 100 km to 400 km and the velocity error is less than 0.25 m/s when the length of observation data arc is 30 days.

**Key words** Mars exploration, optical autonomous navigation, selection of asteroids, the least squares

---

Received 19 March 2012, revised 14 July 2012.

1) The project was supported by the National Basic Research Program (2012CB720000) and the National Natural Science Foundation of China (11072122).

2) E-mail: lijunf@tsinghua.edu.cn