

基于陆标和脉冲星测量的自主导航方法

褚永辉^{1,2}, 李茂登^{1,2}, 黄翔宇^{1,2}, 王大轶^{1,2}

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: 火星探测器经过近火点制动进入大椭圆环绕轨道后, 要求能够自主确定探测器的位置、速度等导航信息。提出了一种基于陆标和 X 射线脉冲星测量的自主导航方法。该方法针对火星大气辅助减速的大椭圆轨道, 提出在近火点使用陆标导航, 在离开火星大气后的高轨道段使用脉冲星导航。利用星上光学敏感器获得火星陆标信息和 X 射线敏感器测量脉冲星信号, 通过扩展卡尔曼滤波方法 (EKF) 进行滤波处理得到探测器位置。在现有导航传感器水平下, 该组合导航方法能够取得近火点 100 m, 远火点 1 km 的导航精度。该方法实现了两种导航方式优势互补且精度高, 为火星环绕段自主导航提供了一种新思路。

关键词: 自主导航; 陆标导航; 脉冲星导航

中图分类号: V488 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)S-0143-04

Autonomous navigation method based on landmark and pulsar measurement

Chu Yonghui^{1,2}, Li Maodeng^{1,2}, Huang Xiangyu^{1,2}, Wang Dayi^{1,2}

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: Mars probe after brake automatically enters around a large oval orbit, requires the ability to independently determine the position of the detector, speed navigation information. A new autonomous navigation method based on landmarks measurements and X-ray pulsar measurements was proposed. Aimed at the elliptical orbit when brake passing through atmosphere, the landmarks-based navigation was used at perigee and X-ray pulsar-based navigation was used at apogee. According to the principle and measurement of pulsars and landmarks navigation, the extended Kalman filter (EKF) was designed to get the navigation information. Under the existing navigation sensor level, the integrated navigation system can get near the perigee 100 m, 1 km far from the apogee of the navigation accuracy. Simulation results show that this method was a promising and attractive scheme for autonomous navigation of Mars circle satellites.

Key words: autonomous navigation; landmark navigation; pulsar navigation

收稿日期: 2015-10-14; 修订日期: 2015-11-17

基金项目: 国家杰出青年科学基金(61525301); 国家自然科学基金青年基金(61503023); 民用航天项目

作者简介: 褚永辉(1983-), 男, 工程师, 硕士, 主要从事深空探测自主导航、制导与控制方面的研究。Email: cyhwjj@163.com

0 引言

火星探测是近年来航天领域研究的热点方向。对比于近地任务,火星探测飞行时间长、通信距离远、时延长,因此实现火星探测器的自主导航成为迫切需求^[1]。探测器经过制动被火星捕获后进入环绕火星的大椭圆轨道。当使用大气辅助圆化轨道时,需要在近火点进入火星大气制动减速。对于大气内部的近火点和离开火星大气的高轨道段,文中提出一种基于火星陆标观测和 X 射线脉冲星测量的组合导航方法。

基于 X 射线的脉冲星导航技术是近年来自主导航领域研究的热点方向,特别是对于深空探测领域,脉冲星导航具有高精度、高自主等优点。利用 X 射线脉冲星导航的基本原理^[2]是:通过测量同一脉冲信号到达航天器和太阳系质心 (Solar System Barycentre, SSB) 的时间之差可以确定航天器的位置、速度和时间等导航信息。在大椭圆轨道的高轨道段,由于运行时间长且探测器观测火星的方向信息变化缓慢,传统上依靠光学观测火星信息的手段能观度较低,具有先天劣势。文中提出通过观测多颗不同位置的脉冲星,能够较好地确定探测器位置。

20 世纪 60 年代 G.M.Levine 和 W.L.Brogan 等就提出了基于已知陆标的自主导航方法,利用不同时间观测同一陆标信息,通过递推导航理论能够估计出卫星轨道。近年来,陆标导航被广泛应用于地球观测卫星,2006 年发射的气象卫星“GOES-13”上就装备了陆标导航系统^[3]。对于环绕火星的大椭圆轨道,在近火点由于距离火星较近,有利于光学敏感器获取陆标信息;同时,由于探测器进入火星大气层,此时无法观测到 X 射线脉冲星信号源,并且大气制动时也不允许探测器姿态机动观测脉冲星信号。因此,在近火点大气制动过程中使用陆标导航具有重要的工程意义。

1 陆标脉冲星导航系统模型建立

1.1 轨道动力学模型

建立带有火星大气摄动的探测器轨道动力学模型。用 r 表示探测器位置、 v 表示探测器速度,则火星质心 J2000 惯性系下探测器动力学方程为:

$$\begin{cases} \dot{r}=v \\ \dot{v}=-\frac{\mu}{r^3}r+drag_e+a_e \end{cases} \quad (1)$$

式中: r 为探测器在惯性系中位置矢量, $r=|r|$; v 为探测器在惯性系中速度矢量; μ 为中心天体引力常数; m 为探测器质量; $drag_e$ 为大气密度引起的摄动加速度; a_e 为火星非球形引力和第三体引力等引起的摄动加速度。

取状态量为:

$$x=\begin{bmatrix} r \\ v \end{bmatrix} \quad (2)$$

则公式(1)可以写为:

$$\dot{x}=f(x,t)+w \quad (3)$$

其中

$$f(x,t)=\begin{bmatrix} v \\ -\frac{\mu}{r^3}r+drag_e \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $w=a_e$ 并将它简单建模为均值为 0、方差为 Q 白噪声。

1.2 基于脉冲星测量的观测模型

脉冲星导航的原始观测是 X 射线脉冲光子。当探测器检测到 X 射线波段能量范围的光子时,记录下光子的数量、能量和到达航天器的时间,然后将星钟记录的原子时转移到 SSB 处,得到太阳系质心坐标系下的光子到达时间序列。当观测一颗脉冲星时,该时间序列为标量。在太阳系质心坐标系下,考虑到相对论效应的影响和采用 X 射线探测器测量光子 TOA 的局限性,光子到达时间转换方程^[4]可以写成如下形式:

$$t_b-t_x=\frac{n \cdot r}{c}+\frac{1}{2cD_0}[(n \cdot r)^2-r^2]+\frac{2\mu_s}{c^3}\ln\left|\frac{n \cdot r+r}{n \cdot b+b}\right|+ \delta t+v_t \quad (5)$$

式中: t_b 为脉冲光子到达 SSB 的时间; t_x 为同一光子到达航天器的时间; n 为 SSB 指向脉冲星的单位矢量,称为视线矢量; r 为航天器相对于 SSB 的位置; c 为光速; D_0 为脉冲星到 SSB 的距离; b 为 SSB 相对于太阳质心的位置矢量; μ_s 为太阳引力常数;表示星钟漂移产生的偏差; v_t 为测量噪声。文中暂不考虑星钟偏差 δt 的影响。

1.3 陆标导航观测模型

探测器上装有导航相机用于拍摄陆标导航图

像,通过特征点提取可以确定已知陆标点在卫星本体坐标系中的视线方向。

在 t_k 时刻,利用光学导航敏感器成像,通过图像处理技术从实际拍摄的导航图像中提取陆标点的像素坐标。设当前导航图像中包含了 m 个陆标信息,其中第 j 个陆标的实际像素坐标为 $(p_{m,j}, l_{m,j})$,它与真实的探测器位置之间满足成像关系:

$$p_{m,j} = -K_f \frac{C_{11}(x_{m,j}-x) + C_{12}(y_{m,j}-y) + C_{13}(z_{m,j}-z)}{C_{31}(x_{m,j}-x) + C_{32}(y_{m,j}-y) + C_{33}(z_{m,j}-z)} + p_0 + v_{p,j} \quad (6)$$

$$l_{m,j} = -K_f \frac{C_{21}(x_{m,j}-x) + C_{22}(y_{m,j}-y) + C_{23}(z_{m,j}-z)}{C_{31}(x_{m,j}-x) + C_{32}(y_{m,j}-y) + C_{33}(z_{m,j}-z)} + l_0 + v_{l,j} \quad (7)$$

式中: $v_{p,j}$ 和 $v_{l,j}$ 为成像噪声。

设第 j 个路标的位置记为 $r_{m,j}^i$ (省略代表时间的下标 k), 并有 $r_{m,j}^i = [x_{m,j} \ y_{m,j} \ z_{m,j}]^T$ 。

2 扩展卡尔曼滤波器设计

对于 X 射线脉冲星导航,星上装载一个 X 射线测量敏感器,采用分时段观测多颗脉冲星的方法。对于第 i 颗脉冲星,利用公式(5)构成测量方程^[5]:

$$Z_i = h_i(x) + v_i \quad (8)$$

其中

$$h_i(x) = n_{\text{psri}} \cdot r + \frac{1}{2D_0} [(n_{\text{psr}} \cdot r)^2 - r^2] + \frac{2\mu_x}{c^2} \ln \left| \frac{n_{\text{psri}} \cdot r + r}{n_{\text{psri}} \cdot b + b} \right| + 1 \quad (9)$$

对于陆标导航,令第 j 个陆标的观测量为 $Z_j = [p_{m,j}, l_{m,j}]^T$, 则公式(6)和(7)可以构成测量方程:

$$Z_j = h(x) + v_j \quad (10)$$

其中

$$h_j(x) = \begin{bmatrix} K_f \frac{C_{11}(x_{m,j}-x) + C_{12}(y_{m,j}-y) + C_{13}(z_{m,j}-z)}{C_{31}(x_{m,j}-x) + C_{32}(y_{m,j}-y) + C_{33}(z_{m,j}-z)} + p_0 \\ K_f \frac{C_{21}(x_{m,j}-x) + C_{22}(y_{m,j}-y) + C_{23}(z_{m,j}-z)}{C_{31}(x_{m,j}-x) + C_{32}(y_{m,j}-y) + C_{33}(z_{m,j}-z)} + l_0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$v_j = \begin{bmatrix} v_{p,j} \\ v_{l,j} \end{bmatrix} \quad (12)$$

那么由当前时刻同时获得的 m 个路标构成完整的滤波测量方程为:

$$Z = h(x) + v \quad (13)$$

其中

$$Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ \vdots \\ Z_m \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$h(x) = \begin{bmatrix} h_1(x) \\ \vdots \\ h_m(x) \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$v = \begin{bmatrix} v_1 \\ \vdots \\ v_m \end{bmatrix} \quad (16)$$

并设 v 的方差为 R 。

根据以上观测方程结合状态方程,就可以使用扩展卡尔曼滤波进行状态估计。

首先,计算滤波增益阵

$$K_k = P_k H_k^T (H_k P_k H_k^T + R_k)^{-1} \quad (17)$$

且有

$$H_k = \frac{\partial h(X)}{\partial X} \Big|_{X=\hat{X}_{k-1}} \quad (18)$$

然后利用实际的测量对预估的状态进行修正

$$\hat{X}_k = \hat{X}_k + K_k [Z_k - h(\hat{X}_k)] \quad (19)$$

最后对预测的状态方差阵进行修正

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \quad (20)$$

3 数学仿真验证

仿真初始历元为2018年7月10日10时12分20秒,航天器初始位置为(11 596.111 km, -27 591.616 km, -15 930.027 km),初始速度为(0.280 km/s, 0.694 km/s, 0.401 km/s)。仿真使用的大椭圆轨道为: $a=23747$ km, $e=0.85$, $i=30^\circ$, $\Omega=0$, $\omega=90^\circ$, 真近点角 $f=-160^\circ$ 。生成标称轨迹如图1所示。从图中可以看出,在星时25 000 s附近时探测器经过近火点。仿真时在此处附近设置陆标观测点。

仿真选取近火点4个已知火星陆标点,如表1所示。仿真选取的陆标点均偏离星下点 10° , 光学导航敏感器测量误差取 $10''$ 。

表1 火星陆标位置

Tab.1 Mars landmarks position

Position/ km	Landmark 1	Landmark 2	Landmark 3	Landmark 4
x	1 049 333.608	732 393.415	402 204.918	-3 057.301
y	2 798 109.723	2 872 843.745	2 921 081.159	2 941 803.732
z	1 615 273.975	1 658 415.888	1 686 610.996	1 698 501.0

依次观测 3 颗脉冲星 B0531+21、B1821-24 和 B1937+21, 测量更新时间为 10 min。

标称轨道考虑大气阻力、火星非球形摄动、第三体引力和太阳光压影响。仿真 40 000 s, 得到仿真结果如图 2~3 所示。

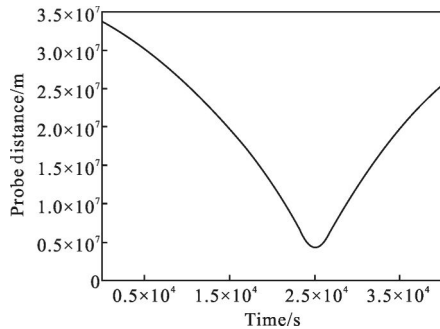


图 1 标称轨迹

Fig.1 Nominal trajectory

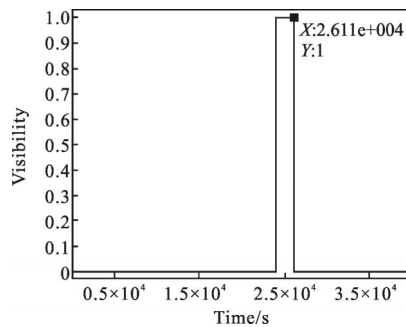


图 2 陆标可见性

Fig.2 Landmark visibility

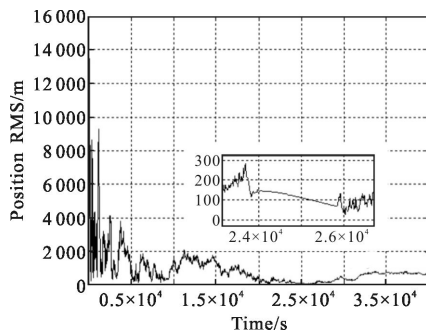


图 3 导航位置误差

Fig.3 Position RMS

图 2 给出了火星陆标的可见性。在仿真 24 050 s 时探测器见到陆标 1, 开始使用陆标导航, 随着陆标信息增多, 逐渐加入导航序列; 当 26 110 s 后陆标均不可见, 开始使用脉冲星导航。图 3 给出了导航全程的位置误差。从图 3 中可以看到, 当火星陆标可见后, 随着陆标信息增多导航误差逐渐减小, 精度达到 100 m 量级。在离开近火点后, 脉冲星导航定位误差在 1 km 量级。

4 结论

研究了一种基于陆标和 X 射线脉冲星测量的火星环绕段自主导航新方法。该方法发挥了脉冲星导航基于几何定位的优势和近火点陆标光学导航优势, 在近火点采用 4 个已知陆标导航, 导航定位误差在 100 m 量级; 在高轨道段脉冲星导航定位误差为 1 km 量级。该方法为利用火星大气减速的大椭圆轨道自主导航提供了新思路。

参考文献:

- [1] Li Jianguo, Cui Huta, Tian Yang. Sensors relative calibration method for landing navigation based on feature matching [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 267-273. (in Chinese)
李建国, 崔祜涛, 田阳. 基于特征匹配的着陆导航传感器相对校准算法[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(1): 267-273.
- [2] Hanson J E. Principles of X-ray navigation [D]. Stanford: Stanford University, 1996.
- [3] Gibbs, B P, Utrecht, D S. Analysis of GOES-13 orbit and attitude determination [C]//Proceeding of 2008, AIAA SpaceOps Conference, 2008.
- [4] Sheikh S I, Pines D J. Spacecraft navigation using X-ray pulsars [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2006, 29(1): 55-56.
- [5] Sheikh S I. The use of variable celestial X-ray sources for spacecraft navigation [D]. Washington: University of Maryland, 2005.