X射线脉冲星导航在行星际轨道上的应用

杨 博 郭星灿 杨 勇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: X射线脉冲星导航技术被认为是新一代导航技术,非常适合于行星际探测. 深入分析了利用搜索空间方法求解飞行器真实位置和估计位置相位差的脉冲整周期模糊数, 解决了相位导航方法存在的周期模糊数问题. 利用轨道动力学模型估计飞行器的位置,并以真实位置和估计位置上的脉冲相位之差作为反馈进行偏差校正. 仿真表明, X射线脉冲星导航方法在行星际轨道上是可行和高效的.

关 键 词: 行星际轨道; X射线脉冲星; 脉冲整周期模糊数; 搜索空间矩阵法

中图分类号: P 128. 4; P 145. 6; V 476. 4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965 (2009) 11-1384-04

Use of X-ray pulsar-based navigation method on interplanetary trajectory

Yang Bo Guo Xingcan Yang Yong

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: It is supposed that the X-ray pulsar-based navigation method (XPNAV) can provide high-precision navigation throughout the solar system, and its utility on the heliocentric transfer orbit was discussed. The search space array method was introduced to resolve integer pulse phase cycle ambiguities between the nominal position and estimated position of the spacecraft. A description of blending the vehicle dynamics with the pulse phase differences at nominal and estimated spacecraft locations within an Kalman Filter was provided for recursive determination of vehicle position and velocity. The simulation illustrates that this method is feasible and effective for interplanetary missions.

Key words: interplanetary trajectory; X-ray pulsar; phase measurement; search space array method

行星际飞行的关键环节是使飞行器从地球精确地沿着预定的轨道到达目标. 目前能够应用在转移轨道上的导航技术只有深空网测控技术和天文导航技术. 前者技术成熟,但我国需要良好的国际环境来建设庞大的深空网;后者具有良好的实时性和自主性,但其精度尚不及前者,且存在成本和可靠性等问题. 本文研究一种新型导航技术——X射线脉冲星导航 XPNAV (X-Ray Pulsar-Based Navigation for Spacecraft). XPNAV具有良好的实时性和自主性,可以在整个太阳系内为飞行器持续提供高精度的导航信息[1-2].

1 XPNAV基本原理

XPNAV通过测量飞行器和参考点上的脉冲信号相位来确定飞行器的位置,参考点通常选择太阳系质心 SSB (Solar System Barycenter). 飞行器 SC (SpaceCraft)和参考点 SSB 上的脉冲相位之差包含飞行器相对于 SSB 点的位置矢量在脉冲星视线方向上的距离分量信息,多个不同脉冲星方向上的距离分量即可确定飞行器的位置.

SSB 点的脉冲相位由定义在 SSB 点的脉冲计时模型预测[1,3],如方程 (1)所示. 根据 SSB 的脉冲相位和脉冲信号在空间的传播规律可以计算空间任意已知点上的脉冲相位.

$$\Phi(t) = \Phi(t_0) + f\cdot(t-t_0) + \frac{\dot{f}}{2}\cdot(t-t_0)^2 + \frac{\ddot{f}}{6}\cdot(t-t_0)^3 + \cdots \quad (1)$$

收稿日期: 2008-10-10

基金项目: 航天创新基金资助项目

作者简介: 杨 博 (1963-),女,北京人,副教授, yangbo@buaa. edu. cn.

式中,$\Phi(t_0)$是初始历元 t_0 时刻的脉冲相位; $(f, \dot{f}, \ddot{f}, \cdots)$是 t_0 时刻脉冲信号的频率及其各阶导数.

2　导航滤波算法

本文利用 UKF(Unscented Kalman Filter)滤波器融合飞行器的轨道动力学模型和脉冲相位测量信息,经迭代滤波得到高精度的导航信息[4-5]. 滤波器选择飞行器的位置和速度作为状态变量,其状态方程如下所示.

$$\dot{X}(t) = f(X, t) + \omega(t) \tag{2}$$

式中,$X = [x \quad y \quad z \quad v_x \quad v_y \quad v_z]^T$ 是状态变量; $f(X, t)$是状态动力学的非线性函数; $\omega(t)$是噪声项.

$f(X, t)$由飞行器的轨道动力学模型确定. 飞行器在行星际轨道上受到多种引力和非引力作用,动力学模型非常复杂[6]. 为便于研究,本文仅考虑太阳系各大天体的引力作用,因此 $f(X, t)$为

$$f(X, t) = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ -\mu_s \dfrac{x}{r_{ps}^3} - \sum_{i=1}^{9}\mu_i\left(\dfrac{x - x_i}{r_{pi}^3} + \dfrac{x_i}{r_{si}^3}\right) \\ -\mu_s \dfrac{y}{r_{ps}^3} - \sum_{i=1}^{9}\mu_i\left(\dfrac{y - y_i}{r_{pi}^3} + \dfrac{y_i}{r_{si}^3}\right) \\ -\mu_s \dfrac{z}{r_{ps}^3} - \sum_{i=1}^{9}\mu_i\left(\dfrac{z - z_i}{r_{pi}^3} + \dfrac{z_i}{r_{si}^3}\right) \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中,$(v_x \quad v_y \quad v_z)$是飞行器相对太阳的速度; $(x \quad y \quad z)$, $(x_i \quad y_i \quad z_i)$分别是飞行器、各大行星和冥王星相对太阳的位置坐标; $(r_{ps} \quad r_{pi})$分别是飞行器到太阳、各大行星和冥王星的距离; r_{si}是太阳到各大行星和冥王星的距离; i为 1～9的自然数.

滤波过程中,滤波器将飞行器探测到的其真实位置 r点上的脉冲相位与计算得到的飞行器估计位置 $\tilde{r}$点上的脉冲相位作差,然后对 $\tilde{r}$进行差分校正,如图 1所示[1-2].

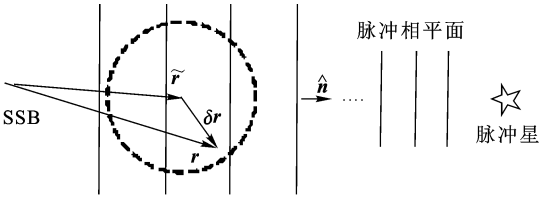

图 1　偏差校正 *XPNAV*原理图

脉冲相位 Φ 包括整周数相位 N 和小数相位 $\phi \in [0, 1)$两部分. 假设 r和 $\tilde{r}$点上的脉冲相位分别为 (Φ, N, ϕ)和 $(\tilde{\Phi}, \tilde{N}, \tilde{\phi})$,暂时不记观测噪声,则观测模型如式 (4)所示. 显然当 $\Delta\Phi = \Phi - \tilde{\Phi}$ 趋于 0时,位置估计误差 $\delta r = r - \tilde{r}$趋于 0.

$$\Delta\Phi = (N - \tilde{N}) + (\phi - \tilde{\phi}) = \delta N + \delta\phi = \frac{\hat{n} \cdot \delta r}{\lambda} \tag{4}$$

3　整周期模糊数求解

相位导航方法原理上存在相位整周期模糊数问题,即不能测得整周期相位 N,只能测得小数相位 ϕ,使 XPNAV存在脉冲整周期模糊数问题. 显然,如果不能精确求解 N 或 $\delta N = N - \tilde{N}$,则无法实现高精度的导航解算.

脉冲周期模糊数的求解通常采用搜索空间方法[1]. 如果 X射线探测器同时观测到多颗 (4颗以上)脉冲星的信号,首先选择其中的 3颗,根据滤波器的状态预估方差阵 $P(k|k-1)$估计 δN_1, δN_2 和 δN_3 可能的候选值,不同候选值组成多个候选集合,全部候选集合构成搜索空间. 然后根据观测值 $[\phi_1 \quad \phi_2 \quad \phi_3]$由下式计算每个候选集合对应的位置估计偏差 $\delta r = r - \tilde{r}$.

$$\begin{bmatrix} \hat{n}_1 \\ \hat{n}_2 \\ \hat{n}_3 \end{bmatrix} \delta r = H\delta r = \begin{bmatrix} \lambda_1(\delta\phi_1 + \delta N_1) \\ \lambda_2(\delta\phi_2 + \delta N_2) \\ \lambda_3(\delta\phi_3 + \delta N_3) \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中,λ_i 为各脉冲星的脉冲波长. 接着使用计算出的 δr计算其它脉冲星 $(j > 3)$的周期模糊数,如下所示:

$$\delta N_j = \mathrm{round}(\hat{n}_j/\lambda_j \cdot \delta r - \delta\phi_j) \tag{6}$$

式中, round函数把括号中的浮点类型的值圆整为最近的整数. 最后使用这些新估计的周期模糊数进行如下的相位残差检验:

$$v_j = \hat{n}_j/\lambda_j \cdot \delta r - \delta\phi_j - \delta N_j \tag{7}$$

如果观测到更多的脉冲星,则残差检验可以写成如方程式 (8)所示的矢量形式.

$$v = \begin{bmatrix} v_j \\ v_{j+1} \\ \cdots \\ v_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{\hat{n}_j}{\lambda_j} \cdot \delta r - \delta\phi_j - \delta N_j \\ \dfrac{\hat{n}_{j+1}}{\lambda_{j+1}} \cdot \delta r - \delta\phi_{j+1} - \delta N_{j+1} \\ \cdots \\ \dfrac{\hat{n}_k}{\lambda_k} \cdot \delta r - \delta\phi_k - \delta N_k \end{bmatrix} \tag{8}$$

矢量的幅值 $\sigma_v = \mathrm{norm}(v)$可以衡量对应集合的正确性. 如果选择的集合是正确的,那么 σ_v将很小. 搜索空间法可以选择一个残差的统计结果 σ_v作为门限值来排除不正确的候选集合,从而确定 δ_r. 如果还有多个集合未被排除,可以引入更多的信息来判别,如方程式 (9)所示.

$$\varepsilon = \left(\frac{\hat{n}_a}{\lambda_a} - \frac{\hat{n}_b}{\lambda_b}\right) \cdot \delta_r - (\delta\phi_a - \delta\phi_b) - (\delta N_a - \delta N_b) \tag{9}$$

式中,ε是 2颗脉冲星相位残差之差; $a, b > 3$. 选择 $\sigma_\varepsilon = \mathrm{norm}(\varepsilon)$的一个统计值 σ_ε作为门限值对剩余集合进行二次检验,可进一步排除错误.

4 系统性能仿真

4.1 仿真条件

仿真所需的轨道数据和 SSB点位置全部由 STK软件生成,其中飞行器的标称轨道根据火星探路者刚进入行星际轨道时的参数生成. 仿真所用的脉冲星的相关数据如表 1所示,模糊数残差检验的门限值选择为 $\sigma_v = 0.011, \sigma_\varepsilon = 0.011$.

表 1 所选导航脉冲星的数据

序号	名称	J2000赤经 /(°)	J2000赤纬 /(°)	脉冲周期 /s	脉冲波长 /km	距离 /kpc
1	PSR B1937+21	294.911 64	21.583 86	0.001 56	467.676	3.6
2	XTE J1751-305	267.803 07	-30.623 79	0.002 30	689.523	8
3	PSR J0218+4232	34.527 35	42.534 55	0.002 32	695.519	0.18
4	B1617-155	244.980 24	-15.646 03	0.003 23	968.33	1(假设)
5	PSR J0437-4715	69.321 57	-47.249 46	0.005 75	1 723.81	5.70

仿真步长暂定为 900 s,脉冲观测时间 500 s. 动力学模型和观测模型的噪声假设为高斯白噪声,方差 $E[\omega(t)\omega(t)^{\mathrm{T}}] = Q$和 $E[v(t)v(t)^{\mathrm{T}}] = R$,如下所示. 为了便于比较,本文将脉冲相位测量的误差表示成时间的形式.

$$Q = \mathrm{diag}[q_1^2 \quad q_1^2 \quad q_1^2 \quad q_2^2 \quad q_2^2 \quad q_2^2]$$

$$R = \mathrm{diag}[q_3^2 \quad q_3^2 \quad q_3^2 \quad q_3^2 \quad q_3^2]$$

$$q_1 = 1.0 \times 10^{-2}\ \mathrm{s} \qquad q_2 = 1.0 \times 10^{-4}\ \mathrm{s}$$

$$q_3 = 1.0 \times 10^{-5}\ \mathrm{s}$$

4.2 仿真结果

根据上述条件进行仿真,结果表明:当飞行器的初始状态估计误差为 100 km和 0.1 km/s,观测噪声约 10 μs(1σ)时,滤波能够可靠地收敛稳定,如图 2和图 3所示. 滤波稳定后导航误差约 3 km和 0.5 m/s(1σ). 图中只显示了 200个采样点,但同样条件下完整转移轨道上的仿真表明, XPNAV在整个转移轨道上都能收敛,收敛结果与图 2和图 3所示一致.

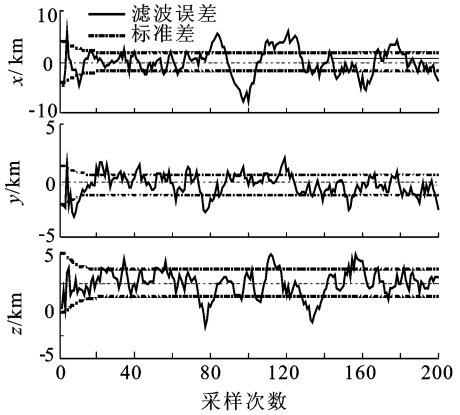

图 2 XPNAV导航的位置误差图

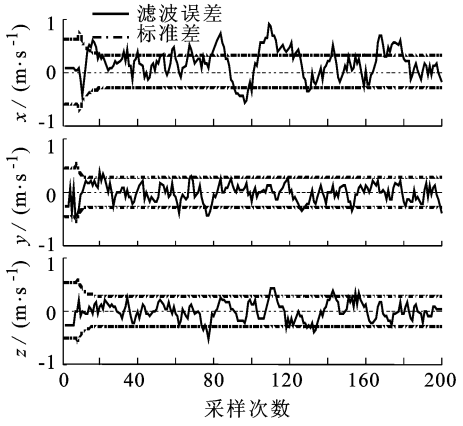

图 3 XPNAV导航的速度误差图

5 性能分析

5.1 观测噪声对导航精度的影响

在 XPNAV中,精确的相位测量与观测噪声基本上呈线性关系,是实现高精度导航的关键. 假设观测噪声 1σ值为 1 μs和 0.1 μs,初始状态、动力学模型和过程噪声不变,则滤波的位置精度将提高一个数量级,分别达到 0.5 km和 0.1 km. 当观测噪声大于 10 μs(1σ)时,滤波容易发散.

5.2 初始状态估计误差对导航精度的影响

仿真表明,初始状态估计误差对导航精度(假设滤波保持稳定)影响极小. 如表 2所示,假定观测噪声为 10 μs(1σ),当初始状态估计差变大时, 50次仿真的平均结果没有明显变化. 这再次说明 XPNAV的导航精度主要由脉冲相位的测量精度决定.

5.3 仿真步长的影响

研究不同仿真步长时 XPNAV的精度显然是

非常必要的,上述分析都是以 900 s的仿真步长为基础的.如表 3所示,假定初始状态估计误差为 100 km和 0.1 km/s,观测噪声约 10 μs(1σ),延长仿真步长, r和 $\tilde{r}$之间的距离将增大,使得滤波稳定性有所下降,模糊数解算耗时明显更加.

表 2　初始状态估计误差对导航精度的影响

初始位置误差/km	初始速度误差/(m·s^{-1})	位置估计误差/km	速度估计误差/(m·s^{-1})
10	10	3	0.5
100	10	3	0.5
1 000	100	3	0.5

表 3　仿真步长对导航精度的影响

仿真步长/s	位置估计误差/km	速度估计误差/(m·s^{-1})
900	3	0.5
9 000	6	2
18 000	7	4

5.4　滤波稳定性

稳定的滤波是实现 XPNAV的关键.研究表明,初始状态估计精度对滤波稳定性的影响是很显著的.假定观测噪声为 10 μs(1σ),初始状态估计误差超过 1 000 km和 100 m/s时,滤波稳定性下降,容易发散.此外,观测噪声对滤波稳定性有重大影响.当观测噪声超过 10 μs量级时,即使初始状态很精确,滤波也容易发散.最后,脉冲星的颗数也明显地影响滤波的稳定性.仿真表明,如果同时观测 4颗脉冲星,滤波比较容易发散.本文的结果都是在同时观测 5颗星的情况下得出的.

5.5　搜索空间矩阵法的性能

求解脉冲整周期模糊数是 XPNAV的关键步骤,表 3给出了当观测噪声为 10 μs(1σ),残差检验门限值为 $\sigma_{\nu}'=0.011$和 $\sigma_{\varepsilon}'=0.011$,同时观测表 1中的 5颗星时,搜索空间矩阵法的性能.

如表 4所示,当 r和 $\tilde{r}$之间的距离 $|\delta r|\leq 1\,000$ km时,搜索空间矩阵法可以快速可靠地求解模糊数,出错的概率极低.如前所述, XPNAV的定位精度很高,一步预测的 $|\delta r|$通常仅为几百公里,搜索空间矩阵法能够满足 XPNAV的需要.

尽管如此,搜索空间矩阵法还是有一些不足.①该方法对初始状态估计精度要求很高.如果初始状态估计精度较低, $|\delta r|$可能很大,导致模糊数解算出错,最终造成滤波发散.②该方法计算过程复杂,计算量大.该方法需对每个候选集合进行大量的计算,当 $|\delta r|$较大时集合数目激增,计算量和计算时间将成倍增长.最后,该方法从原理上要求至少同时观测 4颗脉冲星,飞行器的观测负担较重.

表 4　搜索空间矩阵法的性能

$\|\delta r\|$/km	集合数目	抽样次数	残差检验结果		
			正确解	多解	无解
10	1	10 000	9 993	0	7
100	1	10 000	9 991	0	9
1 000	15	10 000	9 992	0	8
2 000	135	10 000	9 888	103	9
3 000	351	10 000	6 736	3 260	4
4 000	935	10 000	3 406	6 592	2

6　结　论

本文利用搜索空间矩阵法求解脉冲整周期模糊数,解决了相位导航方法存在的周期模糊数问题.以行星际飞行为例研究了 X射线脉冲星导航的性能,分析了观测噪声,初始状态估计误差和仿真步长对导航性能和滤波稳定性的影响.仿真表明, XPNAV在行星际轨道上具有实现高精度导航的巨大潜力,虽然搜索空间矩阵法存在一些不足,但 XPNAV的性能仍非常优异,随着技术进步,它必将能够提供高精度和完整的导航信息,提高飞行器的自主性和飞行任务的成功率.

参考文献 (References)

[1] Sheikh S I. The use of variable celestial X-ray sources for spacecraft navigation[D]. America: College Park, University of Maryland, 2005

[2] 李黎, 郑伟. 基于 X射线脉冲星的航天器自主导航方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学航天与材料工程学院, 2006
Li Li, Zheng Wei. The research of the navigation of spacecraft based on the X-ray pulsars[D]. Changsha: College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, 2006(in Chinese)

[3] Sheikh S I, Pines D J. Recursive estimation of spacecraft position and velocity using X-ray pulsar time of arrival measurements[J]. Navigation, 2006, 53(3): 149 - 166

[4] 房建成, 宁晓琳. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 48 - 70
Fang Jiancheng, Ning Xiaolin. Spacecraft autonomous celestial navigation principle and method[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 48 - 70(in Chinese)

[5] 刘军,韩潮. 基于 UKF的雷达高度计自主定轨[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 889 - 893
Liu Jun, Han Chao. Autonomous orbit determination of spacecraft based on UKF using radar altimeter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 889 - 893(in Chinese)

[6] 郑学塘. 行星际火箭和人造行星卫星的轨道设计问题[J]. 空间科学学报, 1991, 11(1): 40 - 45
Zheng Xuetang. The orbits designing for interplanetary probes and artificial planetary satellites[J]. Chinese Journal of Space Science, 1991, 11(1): 40 - 45(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)