

NPF 算法在 X 射线脉冲星导航中的应用研究

金 晶¹, 王 敏¹, 黄良伟², 贺 亮³, 姜 宇¹

(1. 哈尔滨工业大学控制科学与工程系, 哈尔滨 150001; 2. 中国空间技术研究院钱学森空间技术实验室, 北京 100048;
3. 上海航天控制工程研究所, 上海 200233)

摘 要: 针对 X 射线脉冲星导航中航天器模型的强非线性、高阶模型不确定性等问题, 提出应用非线性预测滤波(NPF)算法实时估计航天器的轨道信息。首先, 建立具有模型不确定性的 X 射线脉冲星导航定轨指标函数, 优化得到满足指标函数最小的系统模型误差值, 通过降低模型不确定性的影响来提高航天器自主定轨精度。对 STK 生成的“火星探路者”和“金星快车”及“北斗一号”三种航天器轨道数据进行分析, 仿真结果表明, 该算法比 EKF 算法具有更高的定轨精度, 能够满足深空以及近地轨道航天器的自主定轨精度指标要求。

关键词: 自主定轨; X 射线脉冲星; 非线性预测滤波

中图分类号: V448.25+3 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2015)11-1248-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.11.005

Study on the Application of NPF Algorithm in the X-Ray Pulsar Navigation

JIN Jing¹, WANG Min¹, HUANG Liang-wei², HE Liang³, JIANG Yu¹

(1. Dept. Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China
2. Qian Xuesen Space Technology Laboratory, China Academy of Space Technology, Beijing 100048, China
3. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 200233, China)

Abstract: In this paper, a Nonlinear Predictive Filter (NPF) based on the minimum model error criterion is proposed to estimate the orbit information of spacecrafts in real time, which can solve problem contained in the X-ray pulsar navigation, such as strong nonlinearity of spacecraft system model and high-order model uncertainty. Firstly, A navigation orbit index function is established based on the models with uncertainty, and the model error is calculated which minimizes the index function, thus the influence caused by model uncertainty can be reduced and eventually the accuracy of autonomous orbit determination (OD) for spacecrafts can be further improved. The orbits of Path Finder, Venus Express and Beidou-01B are adopted to validate the navigation method. The simulation results demonstrate that the proposed method based on NPF has higher precision than EKF, and it can meet the requirements of autonomous OD accuracy for different orbit types of spacecrafts.

Key words: Autonomous orbit determination; X-ray pulsar; Nonlinear predictive filter

0 引 言

导航定轨是对航天器进行飞行控制的基础, 在深空探测过程中, 由于航天器远离地球, 无法与地面站进行实时通信, 并易受到干扰产生中断, 因此航天器具有自主导航能力具有重要意义^[1]。传统的自主导航方式包括卫星导航、惯性导航与天文导

航^[2-3]。近年来, 由于 X 射线脉冲星导航具有全信息、全空域、长时间、高精度等优势, 成为深空探测航天器自主导航中最重要的方式之一, 受到了越来越多的关注^[4-6]。

脉冲星是一种高速旋转的中子星, 自转周期极其稳定, 可以为深空探测航天器提供准确可靠的自主导航信息服务。X 射线脉冲星作为一种自然天

体,其运行特性不易受到人为的破坏与干扰,具有较高的导航安全性。脉冲星在 X 射线波段特征显著,集中了脉冲星绝大部分辐射能量,易于小型化设备探测与处理。综上所述,X 射线脉冲星尤其适合用于深空探测航天器的自主导航。

为了准确获得航天器自主导航信息,基于扩展卡尔曼滤波(EKF)的导航定轨算法在航天工程任务中得到了广泛应用^[7-8]。它的基本思想是将系统非线性的状态方程和观测方程作线性化处理。该算法具有收敛速度快,算法简单等优点;其缺点是要求系统模型具有高度准确性,且在将非线性系统模型线性化的过程中会引入截断误差,对于具有不确定性系统模型或者具有较强非线性特性的系统,无法保证该算法的导航定轨精度和收敛性。在深空探测过程中,由于航天器受力复杂,轨道动力学模型具有强非线性,太阳辐射光压等高阶摄动项无法精确建模,在轨道动力学方程中必然存在模型不确定性,且脉冲星到达时间不可避免存在量测噪声,随着时间推移,将严重影响导航定轨算法的收敛速度与精度。

NPF^[9]是一种考虑模型不确定性的滤波算法,该算法以非线性模型为研究对象,利用当前时刻的状态估计值以及下一时刻的系统观测量估计下一时刻的模型误差,并基于非线性系统轨道动力学模型进行数值积分得到下一时刻的状态最优估计值。由于该算法不存在线性化误差,且可以实时估计模型误差,修正模型不确定性,因此能够大幅提高导航定轨精度。近年来,NPF 算法在各类航天器的定轨、定姿中得到了广泛应用。文献[10]针对陀螺漂移所引起的卫星姿态角速度模型误差进一步预测,大幅提高了卫星姿态角速度的估计精度。文献[11]针对无陀螺的卫星姿态确定系统,提出了使用星敏感器测量值在线估计模型参数和姿态角的非线性预测滤波方法,降低了环境干扰力矩和估计误差等不确定因素对滤波器稳定性和估计精度的影响。文献[12]针对近地微纳卫星模型误差进行 NPF 估计,结合 GPS 信息作为观测量,并与扩展卡尔曼滤波组合,弥补了微纳卫星建模不精确的缺点。但现有文献还未见利用 NPF 算法开展 X 射线脉冲星导航定轨的研究工作。

本文针对 X 射线脉冲星导航中航天器模型的强非线性、高阶模型不确定性等影响定轨精度的问

题,提出了一种基于 X 射线脉冲星观测模型实时估计航天器模型参数和轨道参数的 NPF 算法,该算法建立了包含测量误差和模型误差的指标函数,优化得到满足指标函数最小的模型误差估计值,并结合航天器轨道动力学模型,求解轨道参数的估计值,实现深空探测航天器的导航定轨。本文第 1 节建立航天器的轨道动力学模型及 X 射线脉冲星的观测模型;第 2 节提出基于 NPF 的 X 射线脉冲星自主定轨算法;第 3 节对航天器自主定轨问题进行仿真验证;第 4 节给出结论。

1 轨道动力学模型与观测模型

1.1 轨道动力学模型

选取 J2000 日心黄道惯性系,航天器动力学模型为^[13]:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v} \\ \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \mathbf{a}_{\text{sun}} + \mathbf{a}_{\text{body}} + \mathbf{d}(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: \mathbf{r}, \mathbf{v} 分别为航天器在惯性系下的位置和速度, $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$, $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$; $\mathbf{a}_{\text{sun}} = -\mu_s \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|^3}$ (本文中范数均指 2 范数)为太阳引力加速度, μ_s 为太阳引力常数; $\mathbf{a}_{\text{body}} = \sum_{i=1}^n \mu_i \left(\frac{\mathbf{r}_i - \mathbf{r}}{\|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}\|^3} - \frac{\mathbf{r}_i}{\|\mathbf{r}_i\|^3} \right)$ 为所考虑的除太阳以外其他天体的引力加速度, n 为考虑天体的个数, μ_i 为第 i 个天体的引力常数, $\mathbf{r}_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$ 为第 i 个天体在惯性系下的位置坐标,来自 JPL 星历表; $\mathbf{d}(t) = [d_1(t) \ d_2(t) \ d_3(t)]^T$ 为模型误差,即中心天体非球形引力及太阳辐射光压等高阶摄动力。本文将航天器的高阶摄动力作为模型误差,其只作用于速度微分。

1.2 基于 X 射线脉冲星的观测模型

基于 X 射线脉冲星的定轨原理如图 1 所示^[14], PSR , SC , O_s , O_{SSB} 分别表示脉冲星、航天器、太阳质心和太阳系质心的位置。 Q 为航天器位置矢量在脉冲星视线方向的投影点, b 为太阳系质心相对于太阳质心的位置, $\mathbf{n}_j = [\cos\lambda\cos\alpha \ \cos\lambda\sin\alpha \ \sin\lambda]^T$ 为脉冲星单位方向矢量,其中 λ 和 α 分别表示脉冲星的赤经和赤纬; \mathbf{r}_{SC} 为航天器相对于 SSB 的位置矢量;脉冲星发射的脉冲沿脉冲星视线方向从航天器传播到

O_{SSB} , 航天器处的脉冲到达时间 t_{SC}^j 与 O_{SSB} 处的脉冲到达时间 t_{SSB}^j 之间的差值 $t_{SSB}^j - t_{SC}^j$, 反映了 R_{SC} 在脉冲星视线方向 \mathbf{n}_j 上的投影, 记为 y_j 。具体表示如下:

$$y_j = \mathbf{n}_j^T \mathbf{R}_{SC} = c(t_{SSB}^j - t_{SC}^j) \quad (2)$$

式中: j 表示脉冲星的序号, $j = 1, 2, \dots, m$, m 表示所用脉冲星的总数; c 表示光的传播速度; 利用 JPL 标准星历表提供的太阳系质心相对于太阳质心的位置矢量 \mathbf{b} , 可将 \mathbf{R}_{SC} 转化为航天器在日心黄道惯性系下的位置矢量 \mathbf{r} , $\mathbf{r} = \mathbf{R}_{SC} + \mathbf{b}$ 。

本文将 $c(t_{SSB}^j - t_{SC}^j)$ 作为基本观测量, 其值可由前述航天器处的测量脉冲轮廓与 O_{SSB} 处的标准脉冲轮廓比较得到。由于星载原子钟定时噪声及脉冲星到达时间的短期稳定性较差等因素的影响, 使得航天器上测得的脉冲到达时间存在误差, 体现在观测方程中存在量测噪声, 一般被看作为零均值的高斯白噪声^[15]。假设同时观测 m 颗脉冲星, 得到以 y_j 为观测量的观测方程为:

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(t)) + \boldsymbol{\eta}(t) \quad (3)$$

式中: $\mathbf{y}(t) = [y_1 \ y_2 \ \dots \ y_m]^T$, $\mathbf{h}(\mathbf{x}(t)) = [h_1(\mathbf{x}(t)) \ h_2(\mathbf{x}(t)) \ \dots \ h_m(\mathbf{x}(t))]^T$, 其中 $h_j(\mathbf{x}(t)) = \mathbf{n}_j^T \mathbf{R}_{SC}$; $\boldsymbol{\eta}(t)$ 为测量噪声, $\boldsymbol{\eta}(t) = [\eta_1(t) \ \eta_2(t) \ \dots \ \eta_m(t)]^T$, 其方差为 \mathbf{R} , 标准差 σ 体现脉冲测距精度, 可由观测脉冲星的脉冲到达时间精度 σ_{TOA} 与光速的乘积计算得到, 即 $\sigma = c\sigma_{TOA}$, 而脉冲到达时间精度 σ_{TOA} 可由下式计算得到^[16]:

$$\sigma_{TOA} = \frac{W \sqrt{[B_X + F_X(1 - P_f)]d + F_X P_f}}{2F_X P_f \sqrt{AT_m}} \quad (4)$$

式中: W 为脉冲宽度, B_X 为 X 射线背景辐射流量, F_X 为 X 射线脉冲星辐射光子流量, P_f 为在一个脉冲周期内的脉冲辐射流量与平均辐射流量之比, d 为脉冲宽度 W 与脉冲周期 P 之比, 即 $d = \frac{W}{P}$, A 为 X 射线探测器有效面积, T_m 为脉冲观测周期。

2 基于 NPF 的 X 射线脉冲星自主定轨算法

在 J2000 日心黄道惯性系下, 取状态变量为 $\mathbf{x} = [\mathbf{r}^T \ \mathbf{v}^T]^T$, 由方程(1)和(3)可得基于 NPF 算法进行自主定轨的系统状态估计模型与观测估计模型分别为:

$$\dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}(t)) + \mathbf{G}(t)\dot{\mathbf{d}}(t) \quad (5)$$

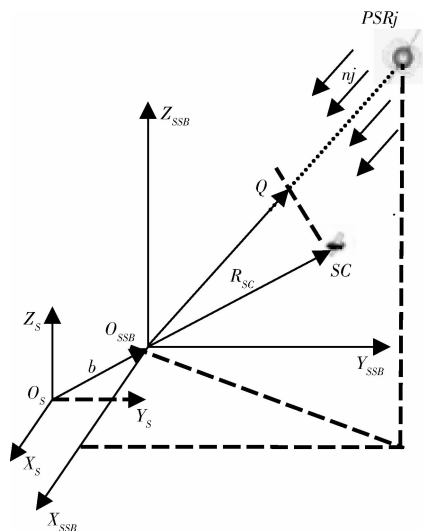


图 1 X 射线脉冲星的定轨原理示意图

Fig. 1 Illustration of orbit determination principle based on X-ray pulsar

$$\hat{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}(t)) \quad (6)$$

式中: $\hat{\mathbf{x}} = [\hat{\mathbf{r}}^T \ \hat{\mathbf{v}}^T]^T$ 为状态变量 $\mathbf{x}(t)$ 的估计值; 模型误差分布矩阵 $\mathbf{G}(t) = [0_{3 \times 3} \ \mathbf{I}_{3 \times 3}]^T$; $\hat{\mathbf{y}}(t) \in \mathbf{R}^m$ 是观测估计值; \mathbf{h} 物理意义与式(3)相同。

$$\mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}(t)) = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ -\mu_s \frac{\hat{x}}{\|\mathbf{r}\|^3} + \sum_{i=1}^n \mu_i \left(\frac{\hat{x}_i - \hat{x}}{\|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}\|^3} - \frac{\hat{x}_i}{\|\mathbf{r}_i\|^3} \right) \\ -\mu_s \frac{\hat{y}}{\|\mathbf{r}\|^3} + \sum_{i=1}^n \mu_i \left(\frac{\hat{y}_i - \hat{y}}{\|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}\|^3} - \frac{\hat{y}_i}{\|\mathbf{r}_i\|^3} \right) \\ -\mu_s \frac{\hat{z}}{\|\mathbf{r}\|^3} + \sum_{i=1}^n \mu_i \left(\frac{\hat{z}_i - \hat{z}}{\|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}\|^3} - \frac{\hat{z}_i}{\|\mathbf{r}_i\|^3} \right) \end{bmatrix} \quad (7)$$

本文提出的基于 X 射线脉冲星的 NPF 算法设计方案步骤如下:

1) 初始化:

给定状态的初始估计值 $\hat{\mathbf{x}}(t_0)$; 根据所选脉冲星的属性参数, 基于式(4)计算得到每颗脉冲星的脉冲测距精度 σ_j , 进而得到测量噪声的方差 $\mathbf{R} = \text{diag}(\sigma_1^2, \dots, \sigma_j^2, \dots, \sigma_m^2)$ 。

2) 模型误差估计:

系统观测量是状态可观测的离散测量矢量, 由式(3)可得系统观测方程的离散化形式如下:

$$\tilde{\mathbf{y}}(t_k) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(t_k)) + \boldsymbol{\eta}(t_k) \quad (8)$$

式中: $\tilde{\mathbf{y}}(t_k) \in \mathbf{R}^m$ 为 t_k 时刻的实际观测量, $\mathbf{x}(t_k)$ 为 t_k 时刻的状态值, $\boldsymbol{\eta}(t_k)$ 为 t_k 时刻的测量噪声, 常假设为零均值的高斯白噪声, 满足: $E[\boldsymbol{\eta}(t_k)] = 0$, $E(\boldsymbol{\eta}(t_k)\boldsymbol{\eta}(t_l)^T) = \mathbf{R}\delta_{kl}$, \mathbf{R} 为式(3)中测量噪声的方差, 且有:

$$\delta_{kl} = \begin{cases} 1, & k = l \\ 0, & k \neq l \end{cases} \quad (9)$$

将观测估计方程(6)进行泰勒展开, 忽略高阶项, 运用李导数知识, 得

$$\hat{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) = \hat{\mathbf{y}}(t_k) + \mathbf{z}(\hat{\mathbf{x}}(t_k), \Delta t) + \mathbf{A}(\Delta t)\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}}(t_k))\mathbf{d}(t) \quad (10)$$

式中: $t \in [t_k, t_k + \Delta t]$, 假设采样速率恒定, 则采样周期 $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ 。

$\mathbf{A}(\Delta t) \in \mathbf{R}^{m \times m}$, 其对角线上的元素为:

$$\lambda_{jj} = \frac{(\Delta t)^{p_j}}{p_j!}, j = 1, 2, \dots, m \quad (11)$$

式中: p_j 为系统相对阶, 是对方程(6)中的 $h_j(\hat{\mathbf{x}}(t))$

进行连续微分, 并将 $\hat{\mathbf{x}}(t_k)$ 代入后, $\mathbf{d}(t)$ 任一元素首次出现时, $h_j(\hat{\mathbf{x}}(t))$ 的最低微分阶次。

$\mathbf{z}(\hat{\mathbf{x}}(t_k), \Delta t) \in \mathbf{R}^{m \times 1}$, 其第 j 个元素为:

$$z_j(\hat{\mathbf{x}}(t_k), \Delta t) = \sum_{k=1}^{p_j} \frac{(\Delta t)^k}{k!} L_f^k(h_j), j = 1, 2, \dots, m \quad (12)$$

式中: $L_f^k(h_j)$ 为 h_j 关于 f 的 k 阶李导数, 定义如下:

$$\begin{cases} L_f^k(h_j) = h_j, & k = 0 \\ L_f^k(h_j) = \frac{\partial L_f^{k-1}(h_j)}{\partial \hat{\mathbf{x}}} f, & k \geq 1 \end{cases} \quad (13)$$

$\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}}(t_k)) \in \mathbf{R}^{m \times q}$, 其第 j 行元素为:

$$\begin{aligned} \mathbf{S}_j &= [L_{g_1}[L_f^{p_j-1}(h_j)] \quad \dots \quad L_{g_k}[L_f^{p_j-1}(h_j)] \quad \dots \\ &\quad L_{g_q}[L_f^{p_j-1}(h_j)]] \\ j &= 1, 2, \dots, m; k = 1, 2, \dots, q \end{aligned} \quad (14)$$

式中: q 为模型误差 $\mathbf{d}(t)$ 的维度, \mathbf{g}_k 是矩阵 $\mathbf{G}(t)$ 的第 k 列元素, L_{g_k} 是关于 \mathbf{g}_k 的李导数, 定义如下:

$$L_{g_k}[L_f^{p_j-1}(h_j)] = \frac{\partial L_f^{p_j-1}(h_j)}{\partial \hat{\mathbf{x}}} \mathbf{g}_k \quad (15)$$

按照最小模型误差准则^[9], 根据测量误差和模型误差加权平方和最小, 设计基于 X 射线脉冲星进行自主定轨的 NPF 算法的定轨指标函数为:

$$J[\hat{\mathbf{d}}(t)] = \frac{1}{2} \{ \tilde{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) - \hat{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) \}^T \mathbf{R}^{-1} \cdot$$

$$\{ \tilde{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) - \hat{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) \} + \frac{1}{2} \hat{\mathbf{d}}^T(t) \mathbf{W} \hat{\mathbf{d}}(t) \quad (16)$$

式中: $\mathbf{W} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为半正定模型误差加权矩阵; 由于采样速率恒定, 则 $\tilde{\mathbf{y}}(t + \Delta t) \equiv \tilde{\mathbf{y}}(t_{k+1})$ 。NPF 算法旨在求解令定轨指标函数(16)取得最小值的 $\hat{\mathbf{d}}(t)$ 。将式(10)带入式(16), 并令 $\frac{\partial J[\hat{\mathbf{d}}(t)]}{\partial \hat{\mathbf{d}}(t)} = 0$,

得到使 $J[\hat{\mathbf{d}}(t)]$ 达到最小的模型误差估计值为:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{d}}(t) &= - \{ [\mathbf{A}(\Delta t)\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}})]^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{A}(\Delta t)\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}}) + \mathbf{W} \}^{-1} \cdot \\ &\quad [\mathbf{A}(\Delta t)\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}})] \mathbf{R}^{-1} [\mathbf{z}(\hat{\mathbf{x}}, \Delta t) - \\ &\quad \tilde{\mathbf{y}}(t_k + \Delta t) + \hat{\mathbf{y}}(t_k)] \end{aligned} \quad (17)$$

由于 X 射线脉冲星观测估计模型, 即式(6)需要对 $\hat{\mathbf{x}}(t)$ 经过连续两次求导才显式包含模型误差 $\hat{\mathbf{d}}(t)$, 因此在 X 射线脉冲星自主定轨中, h_1, h_2, \dots, h_m 的系统相对阶均为 2, 即 $p_j = 2$ 。各阶李导数的计算公式如下:

$$l_f^0 h_j = h_j(\hat{\mathbf{x}}) = \mathbf{n}_j^T \mathbf{R}_{SC} \quad (18)$$

$$l_f^1 h_j = [\mathbf{n}_j^T \quad \mathbf{0}_{1 \times 3}]^T f \quad (19)$$

$$l_f^2 h_j = [\mathbf{0}_{1 \times 3} \quad \mathbf{n}_j^T]^T f \quad (20)$$

将式(18)~(20)代入式(12)、(14)、(15), 得到各变量计算公式如下:

$$\mathbf{A}(\Delta t) = \frac{1}{2} (\Delta t)^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad (21)$$

$$\mathbf{z}(\hat{\mathbf{x}}(t_k), \Delta t) = \Delta t l_f^1(h) + \frac{1}{2} (\Delta t)^2 l_f^2(h) =$$

$$\Delta t [\mathbf{n}_j^T \quad \mathbf{0}_{1 \times 3}]^T f + \frac{1}{2} (\Delta t)^2 [\mathbf{0}_{1 \times 3} \quad \mathbf{n}_j^T]^T f \quad (22)$$

$$\mathbf{S}(\hat{\mathbf{x}}(t_k)) = [\mathbf{n}_1 \quad \dots \quad \mathbf{n}_j \quad \dots \quad \mathbf{n}_m]^T \quad (23)$$

3) 状态估计:

当接收到 t_{k+1} 时刻的观测量 $\tilde{\mathbf{y}}(t_{k+1})$ 时, 将观测量同 k 时刻的状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}(t_k)$ 、观测估计值 $\hat{\mathbf{y}}(t_k)$, 代入式(17)~(23)中, 求得模型误差估计值 $\hat{\mathbf{d}}(t_k)$ 。将 $\hat{\mathbf{d}}(t_k)$ 代入式(5)中, 采用四阶龙格库塔法进行数值积分, 可得 t_{k+1} 时刻的状态估计值 $\hat{\mathbf{x}}(t_{k+1})$ 。

从以上步骤可以看出, NPF 的实质是将中心天体的非球形引力摄动、太阳辐射光压、大气阻力等不易建模的高阶摄动项所引起的模型误差作为估计量, 首先估计下一时刻由高阶摄动项所引起的模型误差, 修正系统轨道动力学模型的不确定性, 然后再

对状态估计值进行传播。从整个推导过程来看,该算法无需对非线性的状态方程进行线性化处理,因而不存在线性化截断误差;同时可对模型误差进行在线估计,及时修正系统模型,进而提高导航定轨精度。

3 仿真分析

3.1 仿真条件

选取“火星探路者”及“金星快车”两种典型深空探测航天器轨道,验证所提出方法在深空探测航

天器自主定轨中应用的有效性。为说明本文方法在近地轨道中的适用性,选取“北斗一号”近地航天器轨道进行仿真研究。轨道的仿真参数如表 1 所示,三种航天器的标称轨道数据由 STK 软件生成,初始的航天器轨道根数如表 2 所示。

选取 PSRB1821 - 24, PSRB0531 + 21, SRB1937 + 21 作为导航脉冲星,参数如表 3 所示。X 射线探测器有效面积 $A = 1\text{ m}^2$, X 射线背景辐射噪声 $B_x = 0.005\text{ ph/cm}^2/\text{s}$, $T_m = 500\text{ s}$, 脉冲星测距精度 σ 如表 4 所示。

表 1 航天器轨道参数
Table 1 Orbit parameters for the spacecraft

探测器	轨道	开始时间/(s)	结束时间/(s)
火星探路者	巡航	1997.03.01.00:00:00.0000	1997.03.07.00:00:00.0000
金星快车	巡航	2005.11.10.12:00:00.0000	2005.11.16.12:00:00.0000
北斗一号	巡航	2000.12.21.12:00:00.0000	2000.12.27.12:00:00.0000

表 2 标称轨道参数
Table 2 The nominal orbit parameters

探测器	轨道	半长轴/(km)	偏心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近升角距/(°)	初始真近点角/(°)
火星探路者	巡航	193216365.38	0.236386	23.455	0.258	71.347	85.152
金星快车	巡航	-50830.980	1.136898	50.625	111.275	56.022	147.916
北斗一号	巡航	203340.000	0.967200	27.845	319.470	306.140	0.000

表 3 脉冲星属性参数
Table 3 Attribute parameters of pulsars

脉冲星	赤经/(°)	赤纬/(°)	$P/(10^{-3}\text{ s})$	$W/(10^{-3}\text{ s})$	$F_x/(\text{ph/cm}^2/\text{s})$	$P_f/(\%)$
B1821 - 24	276.1334	-24.8698	3.05	0.055	1.93×10^{-4}	98
B0531 + 21	83.6332	22.01446	33.4	1.67	1.54	70
B1937 + 21	294.9107	21.5831	1.56	0.021	4.99×10^{-5}	86

表 4 测距精度
Table 4 Range measurement accuracy

脉冲星	编号	测距精度 $\sigma/(\text{m})$
B1821 - 24	1	325
B0531 + 21	2	109
B1937 + 21	3	344

仿真参数如下:

- 1) 仿真时间:6 天(518500 s);
- 2) 采样周期:受脉冲星周期折叠要求(5 ~ 10 分钟)^[13], 设定 $\Delta t = 500\text{ s}$;
- 3) 初始位置和速度误差分别为:1 km 和 2 m/s;
- 4) 测量噪声方差 \mathbf{R} 与误差加权矩阵 \mathbf{W} 分别如下:
 $\mathbf{R} = \text{diag}(325^2, 109^2, 344^2)$

$\mathbf{W} = 10^5 \times \text{diag}(0.0947, 0.8417, 0.0845)$ 。

定轨指标要求:

- 1) 定位精度小于 100 m;
- 2) 定速精度小于 1 m/s。

为了考虑随机测量噪声序列对滤波效果的影响,采用蒙特卡罗方法来评估滤波效果。定义位置和速度估计的误差均方根为:

$$\text{RMSE}_r = \sqrt{\sum_{j=1}^M \|\Delta \mathbf{r}(t_{k_0+j})\|^2}$$

(24)

$$\text{RMSE}_v = \sqrt{\sum_{j=1}^M \|\Delta \mathbf{v}(t_{k_0+j})\|^2}$$

(25)

式中: $\Delta \mathbf{r}$ 和 $\Delta \mathbf{v}$ 分别为位置和速度的估计误差, t_{k_0} 为滤波稳定的初始时刻, M 为滤波稳定区间采样点

数。仿真中应用蒙特卡罗方法时,取误差均方根的平均值作为精度指标。

3.2 仿真结果及分析

图 2 和图 3 分别给出了基于 EKF 和 NPF 的“火星探路者”和“金星快车”两种航天器的定轨误差曲线,从图中可以看出两种算法的定轨误差曲线均可有效收敛,但 NPF 算法具有更高的定轨精度。这是由于航天器的轨道动力学模型具有高度非线性,且采样周期较大,采用 EKF 算法进行自主定轨,线性化的过程中必然带来较大的截断误差,同时太阳辐射光压等阶摄动项也带来了模型不确定性误差。而 NPF 则可以直接应用非线性模型,估计系统模型误差,修正系统模型的不确定性。

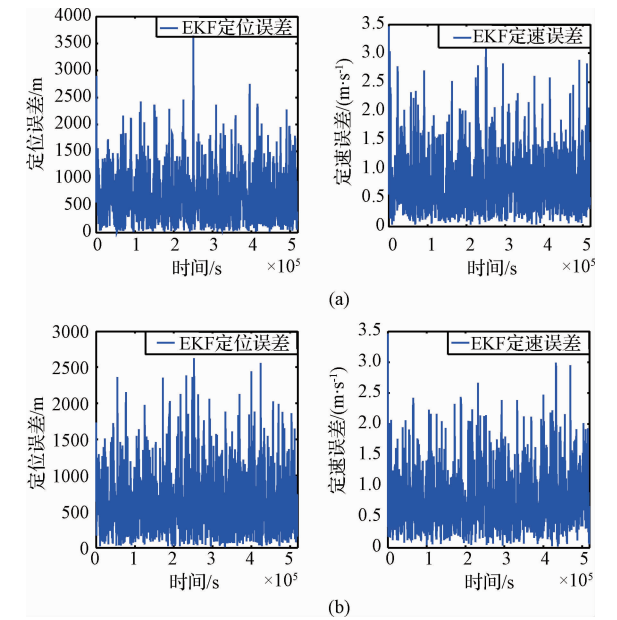


图 2 火星探路者(a),金星快车
(b)上的定轨误差曲线 - EKF

Fig.2 Estimated orbits errors of Path Finder
(a) and Venus Express (b) - EKF

同时,以“北斗一号”航天器自主定轨为例(假设在轨道仿真周期内脉冲星均可见),验证了 NPF 算法在近地轨道航天器定轨应用中的有效性,如图 3(c)所示。从图中可以看出基于 NPF 算法的近地轨道航天器定轨误差曲线能够有效收敛,并具有较高的定轨精度。

此外,由式(24)和式(25)计算得到航天器位置、速度估计的误差均方根,在相同条件下,分别给出三种典型航天器轨道上的 10 次蒙特卡罗的仿真结果,如表 5 所示。仿真结果表明基于 NPF 算法的定轨精度明显高于基于 EKF 算法的定轨精度。稳

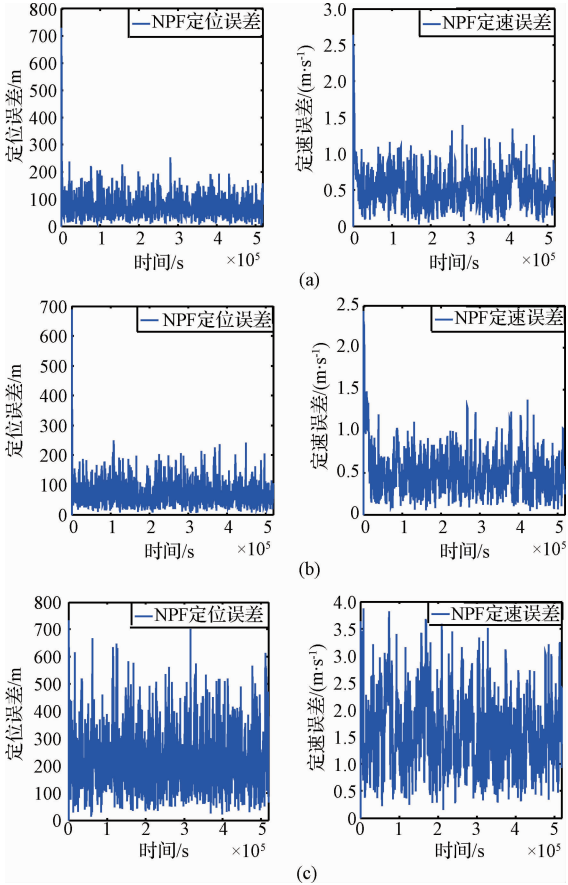


图 3 火星探路者 (a), 金星快车 (b), 北斗一号
(c)上的定轨误差曲线 - NPF

Fig.3 Estimated orbits errors of Path Finder (a), Venus
Express (b) and Beidou-01B(c)-NPF

定后 NPF 算法的位置估计误差均方根在 100 m 以内,速度估计误差均方根在 1 m/s 以下,满足深空探测以及近地轨道航天器 X 射线脉冲星自主定轨的精度指标要求。

4 结 论

针对航天器轨道动力学模型呈高度的非线性和模型误差的不确定性,本文将 NPF 算法应用到 X 射线脉冲星导航中,该算法引入模型误差,并设计具有模型不确定性的 X 射线脉冲星导航定轨指标函数,通过优化得到满足指标函数最小的系统模型误差值,降低模型不确定性的影响,并结合航天器轨道动力学模型,求解轨道参数的估计值,实现航天器的导航自主定轨。基于 STK 生成了三种典型航天器的轨道,并将该算法通过生成的轨道数据进行仿真验证。仿真结果表明,本文所提方法适用于深空探测以及近地轨道航天器自主定轨,具有较高的定轨精度。

表 5 不同算法定轨精度
Table 5 Estimated errors with different filtering algorithms

探测器	轨道	NPF 定轨精度		EKF 定轨精度	
		位置估计误差 均方根/(m)	速度估计误差 均方根/(m·s ⁻¹)	位置估计误差 均方根/(m)	速度估计误差 均方根/(m·s ⁻¹)
火星探路者	巡航	75.5487	0.1576	793.1747	0.8732
金星快车	巡航	76.0763	0.5374	774.9504	0.9075
北斗一号	巡航	85.9686	0.5379	821.5616	1.6332

参 考 文 献

[1] 王大轶, 黄翔宇. 深空探测自主导航与控制技术综述 [J]. 空间控制技术与应用, 2009, 35(3): 6-12. [Wang Da-yi, Huang Xiang-yu. Survey of autonomous navigation and control for deep space exploration [J]. Journal of Aerospace Control and Application, 2009, 35(3): 6-12.]

[2] Fang J C, Ning X L. Celestial navigation methods for space explorers [J]. Measurement & Control, 2008, 41(3): 77-80.

[3] 王鹏, 张迎春. 基于信息融合的自主天文导航方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(5): 1001-1006. [Wang Peng, Zhang Ying-chun. Method of autonomous celestial navigation based on information fusion [J]. System Engineering and Electronics, 2012, 34(5): 1001-1006.]

[4] 帅平, 陈绍龙, 吴一帆, 等. X 射线脉冲星导航原理 [J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1538-1543. [Shuai Ping, Chen Shao-long, Wu Yi-fan, et al. The navigation principle of X-ray pulsar [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(6): 1538-1543.]

[5] 孙守明. 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, 2011. [Sun Shou-ming. Study on autonomous navigation method of spacecraft based on X-ray pulsars [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011.]

[6] 乔黎. X 射线脉冲星高轨道卫星自主导航及其应用技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010. [Qiao Li. X-ray pulsar-based autonomous navigation and its application to high earth orbits satellites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.]

[7] Huang L, Liang B, Zhang T, et al. An autonomous navigation method for GEO satellite using X-ray pulsars [C]. 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics, Harbin, China, June 8-10.

[8] 钟敏, 刘劲, 孙永明, 等. 基于 EKF 的脉冲星导航在转移轨道的应用 [J]. 电子设计工程, 2014, 22(6): 4-6. [Zhong Min, Liu Jin, Sun Yong-ming, et al. EKF- based pulsar navigation for transfer orbit [J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(6): 4-6.]

[9] Crassidis J L, Markley F L. Predictive filtering for nonlinear systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(3): 566-572.

[10] 林玉荣, 邓正隆. 基于模型误差确定卫星姿态的预测滤波算

法 [J]. 宇航学报, 2001, 22(1): 79-83. [Lin Yu-rong, Deng Zheng-long. Model error based predictive filter for satellite attitude determination [J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(1): 79-83.]

[11] 张惟, 林宝军. 非线性预测滤波在星敏感器姿态确定中的应用 [J]. 计算机仿真, 2011, 28(5): 60-63. [Zhang Wei, Lin Bao-jun. A nonlinear predictive filter for satellite attitude determination using star sensor solely [J]. Journal of Computer Simulation, 2011, 28(5): 60-63.]

[12] 钟慧敏, 房建成. 基于非线性模型预测滤波的微纳卫星定位方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 34(11): 1339-1342. [Zhong Hui-min, Fang Jian-cheng. Novel method of position determination for low earth orbiter micro-nano satellite based on nonlinear model predict filter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 34(11): 1339-1342.]

[13] Feng D, Guo H, Wang X, et al. Autonomous orbit determination and its error analysis for deep space using X-ray pulsar [J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 31(1): 35-41.

[14] 张兰兰. X 射线脉冲星导航的整周模糊度解算方法研究 [D]. 西安: 西安电子科技大学, 2013. [Zhang Lan-lan. Research on cycle ambiguity resolution of the X-ray pulsar navigation system [D]. Xi'an: Xi'an University of Electronic Science and Technology, 2013.]

[15] 孙景荣, 许录平, 梁逸升, 等. 中心差分 Kalman 滤波方法在 X 射线脉冲星导航中的应用 [J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1829-1833. [Sun Jing-rong, Xu Lu-ping, Liang Yi-sheng, et al. Application of central difference Kalman filter method in based on X-ray pulsars navigation [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 1829-1833.]

[16] Sheikh S I, Pines D J, Ray P S, et al. Spacecraft navigation using X-ray pulsars [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49-63.

作者简介:
金 晶(1980-), 女, 博士, 副教授, 主要从事信号处理, 滤波算法。
通信地址: 哈尔滨市南岗区西大直街 92 号主楼 327 信箱
(150001)
电话: (0451)86413411-8602
E-mail: jinjinghit@hit.edu.cn