

# 基于 X 射线脉冲星的航天器自主导航算法分析

仲崇霞<sup>1,2†</sup> 张立<sup>1,2</sup> 年丰<sup>1,2</sup> 杨军<sup>1,2</sup>

(1 北京无线电计算测试研究所 北京 100854)

(2 计量与校准技术重点实验室 北京 100854)

**摘要** 脉冲星自转非常稳定, 可以用作时间标准, 许多脉冲星的空间位置、自行、距离、自转周期及其导数等天体测量参数和天体物理参数都能被精确测定. 由于脉冲星能够同时提供时间信号和空间位置坐标, 安装在航天器上的脉冲星导航系统能够实现航天器的自主导航. 首先根据航天器轨道动力学方程预测航天器的位置, 再通过航天器上观测的脉冲到达时间和预报的脉冲到达时间之差, 应用 Kalman 滤波计算航天器位置估计的误差, 从而对航天器的位置进行修正. 最后, 分析初始误差、脉冲到达时间测量精度、脉冲星个数对导航精度的影响.

**关键词** X 射线; 脉冲星, 状态方程, 航天器, 方法: 数据分析

**中图分类号:** P 128; **文献标识码:** A

## 1 引言

脉冲星自转非常稳定, 可以用作时间标准, 许多脉冲星的空间位置、自行、距离、自转周期及其导数等天体测量参数和天体物理参数都能被精确测定. 由于脉冲星能够同时提供时间信号和空间位置坐标, 利用空间脉冲星网络的导航系统的开发研究受到重视. 除甚长基线干涉测量之外, 航天器导航的传统方法只在沿航天器的视线方向提供高精度, 且当太阳位于航天器与地球中间时根本无法实现导航. 安装在航天器上的脉冲星导航系统能够实现飞行器的自主导航, 能给出航天器相对于太阳系质心的三维坐标和飞行速度. 射电脉冲星自主导航系统只适用于载荷量大的空间飞行器, 而 X 射线脉冲星未来的适用范围可能非常广阔. 目前, 已发现和编目的射电脉冲星 2 000 多颗, X 射线脉冲星约 140 颗. 利用脉冲星钟模型能高精度地预报脉冲星脉冲到达太阳系质心的时间, 即在任何时刻, 脉冲星相对于太阳系质心的相位是可以预报的. 在航天器上测量脉冲星脉冲的到达时间 (TOA) 所得到的相位与该脉冲星相对于太阳系质心的相位之间的差值包含航天器的位置信息. 通过航天器上脉冲星导航系统对多颗脉冲星的计时观测 (相位测量), 就能解算出观测时刻航天器相对于太阳系质心的位置坐标. 脉冲星导航系统采用的脉冲星探测器的性能决定了脉冲星相位的测量精度, 这也是影响航天器位置解算精度的关键因素.

2010-08-23 收到原稿, 2010-11-06 收到修改稿

† azhong0203@126.com

X 射线脉冲星导航是以脉冲星的 X 射线辐射信号作为信息输入, 经过相应的数据处理, 为近地轨道、深空和星际空间飞行的航天器提供高精度的位置、速度和姿态等导航信息的实现过程. 下面将从理论方法和工程应用角度, 论证 X 射线脉冲星导航的原理可行性和算法可实现性.

## 2 脉冲到达航天器的时间测量

由于脉冲星距离遥远, 因此不能像 GPS 系统那样通过距离测量来完成导航. 脉冲星导航的基本观测量是脉冲到达航天器的时间, 通过比较观测得到的积分脉冲轮廓和高信噪比的标准脉冲轮廓得到<sup>[1]</sup>. 对于同一颗 X 射线脉冲星, 观测得到的积分脉冲轮廓  $p(t)$  与事先建好的同一能量波段的标准脉冲轮廓  $s(t)$  的关系为

$$p(t) = \alpha + \beta s(t - \tau) + g(t), \quad (1)$$

(1) 式中,  $\alpha$  为相位偏差,  $\tau$  为时间偏差,  $\beta$  为比例因子,  $g(t)$  为随机噪声. 观测轮廓与标准轮廓比较就是要确定上述的  $\alpha$ 、 $\tau$ 、 $\beta$  3 个系数来得到基本观测量 TOA. 通过对来自脉冲星的量子的探测, 可以创建脉冲轮廓<sup>[3][2]50-52</sup>. 探测器能够记录每一个单独的 X 射线量子相对于高精度系统钟的到达时间, 单个量子到达时间被转换到同一惯性系下, 然后按照已知的脉冲星时间模型叠加就得到了观测脉冲轮廓. 标准脉冲轮廓的产生和观测脉冲轮廓相似, 只不过为了使信噪比更高, 观测时间更长, 叠加的历元也更多.

脉冲星导航的基础就是其周期频率的高稳定性, 因此, 对于空间某一确定位置, 选取某一时刻作为参考历元, 并记此时的脉冲相位为 0, 任给将来某一时刻, 就可以确定该颗脉冲星的脉冲相位. 这种将脉冲星相位和时间联系起来的数学模型就称为脉冲星相位时间模型. 脉冲星相位时间模型需要建立在惯性坐标系下, 一般建立在太阳系质心 (SSB) 坐标系, 参考时间选取质心坐标时 (TCB). 脉冲星相位时间模型用公式表示如下:

$$\phi(t) = \phi(0) + f(t - t_0) + \frac{1}{2}\dot{f}(t - t_0)^2 + \frac{1}{6}\ddot{f}(t - t_0)^3 + \dots, \quad (2)$$

(2) 式中  $\phi(t)$  为  $t$  时刻的相位,  $\phi(0)$  为  $t_0$  时刻的初始相位,  $f = \frac{1}{p}$  ( $p$  为脉冲星自转周期) 为自转频率,  $\dot{f}$  和  $\ddot{f}$  为自转频率的一阶和二阶导数. 对多数脉冲星而言, 我们主要关心  $f$  和  $\dot{f}$ , 高阶项影响几乎可以忽略. 这种联系脉冲星自转相位与时间的物理过程, 提供了在脉冲星固有参考架中, 由测量脉冲星的自转相位来实现时间的可能性. 建立了脉冲星相位时间模型就可以得到任何时刻脉冲达到 SSB 的相位<sup>[4]</sup>.

X 射线脉冲星导航的基本原理是, 测量脉冲星脉冲到达航天器时的相位, 将其转换到太阳系质心, 并与由脉冲星相位模型得到的脉冲相位作比较得到相位差, 该差是航天器位置和脉冲星位置的函数, 假定已知脉冲星的位置, 通过一定的导航算法, 就可以得到航天器相对于 SSB 的位置.

脉冲星相位时间模型是在 SSB 处定义的, 为了将由远离 SSB 的航天器测得的脉冲到达时间与预估到达 SSB 的时间相比较, 必须将航天器上测量的脉冲到达时间  $t_{\text{obs}}$  转换

到 SSB 到达时间  $t_b$  [1]. 转换公式如下:

$$t_{\text{obs}} - t_b = -\frac{1}{c}\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}} + \frac{1}{2cD_0}[r_{\text{obs}}^2 - (\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}})^2] + 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}\Delta t)(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}}) - 2\mathbf{r}_{\text{obs}} \cdot \mathbf{V}\Delta t + 2(\mathbf{b} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}}) - 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{b})(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}})] - \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}} + r_{\text{obs}}}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} + 1 \right| + \delta t + \Delta_E + \Delta_f, \quad (3)$$

式中,  $D_0$  是太阳系质心到脉冲星的距离,  $r_{\text{obs}}$  是太阳系质心到航天器的距离,  $\mathbf{V}$  是脉冲星的运动速度,  $\Delta t$  是相对航天器而言第 1 个脉冲与当前脉冲到达时间之差,  $\mathbf{b}$  是太阳系质心相对于太阳质心的位置矢量,  $b$  为矢量  $\mathbf{b}$  的模.  $\mu_s$  是太阳引力常数,  $\delta t$  是航天器上的时钟偏差. (3) 式等号右边第 1 项  $-\frac{1}{c}\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}}$  称为一阶多普勒延迟, 即  $\mathbf{r}_{\text{obs}}$  在视线矢量  $\mathbf{n}$  上的投影; 第 2 项中括号里的部分表示周年视差影响; 第 1 项和第 2 项合称为 Roemer 延迟, 该延迟是构成脉冲星观测量的主要因素; 第 3 项  $-\frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}} + r_{\text{obs}}}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} + 1 \right|$  称为 Shapiro 延迟, 是 X 射线经过大质量天体时, 由于时空弯曲造成的延迟; 第 4 项  $\delta t$  表示航天器上的时钟偏差; 第 5 项  $\Delta_E$  和第 6 项  $\Delta_f$  分别表示爱因斯坦效应和色散效应误差, 前者反映了航天器相对运动和太阳系重力场对安装在航天器上的时钟所产生的影响, 后者是 X 射线在星际介质中传播相对于在真空中传播的延迟, 鉴于这两项与 Roemer 延迟相比小几个数量级, 因此可以忽略二者的影响.

### 3 基于 Kalman 滤波的导航算法分析

首先, 设法获得线性的位置误差方程. 假设位置矢量  $\mathbf{r}_{\text{obs}}$  的估计值为  $\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}$ , 那么根据 (3) 式可以得到脉冲到达时间  $t_{\text{obs}}$  的估计值  $\hat{t}_{\text{obs}}$ :

$$\hat{t}_{\text{obs}} = t_b - \frac{1}{c}\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} + \frac{1}{2cD_0}[\hat{r}_{\text{obs}}^2 - (\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}})^2] + 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{V}\Delta t)(\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}) - 2\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} \cdot \mathbf{V}\Delta t + 2(\mathbf{b} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}) - 2(\mathbf{n} \cdot \mathbf{b})(\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}})] - \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} + \hat{r}_{\text{obs}}}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} + 1 \right|, \quad (4)$$

(4) 式用于描述带有误差的位置估计值  $\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}$  对时间估计的影响, 因此, 式中不包含钟差  $\delta t$ . 航天器位置矢量  $\mathbf{r}_{\text{obs}}$  与其估计值  $\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}$  的关系如图 1 所示. 图中位置误差  $\delta\mathbf{r}_{\text{obs}} = \mathbf{r}_{\text{obs}} - \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}$ , 时间误差  $\delta t_{\text{obs}} = t_{\text{obs}} - \hat{t}_{\text{obs}}$ , 上标 1、2 用于区分不同的脉冲星. 不难看出, 脉冲到达时

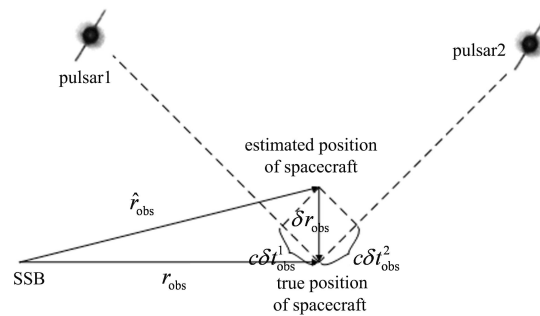


图 1 位置误差  $\delta\mathbf{r}_{\text{obs}}$  与时间误差  $\delta t_{\text{obs}}$  的关系

Fig. 1 The relation between position error  $\delta\mathbf{r}_{\text{obs}}$  and time error  $\delta t_{\text{obs}}$

间的估计值和观测量之间的差异  $\delta t_{\text{obs}}$  反映了航天器位置误差  $\delta \mathbf{r}_{\text{obs}}$  的大小. 为了简便起见, 此后将  $\delta \mathbf{r}_{\text{obs}}$  记为  $\delta \mathbf{r}$ .

利用近似公式  $\ln(1 + \delta x) = \delta x$ , 其中  $\delta x$  为很小的量, 不难验证

$$\ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}} + \mathbf{r}_{\text{obs}}}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} + 1 \right| - \ln \left| \frac{\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} + \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}}}{\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b} + 1 \right| \approx \frac{\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r} + (\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} \cdot \delta \mathbf{r}) / \hat{r}_{\text{obs}}}{(\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} + \hat{r}_{\text{obs}}) + (\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b)}. \quad (5)$$

(3) 式减 (4) 式, 并忽略高阶小量  $O(\delta r^2)$ , 应用近似表达式  $r_{\text{obs}}^2 - \hat{r}_{\text{obs}}^2 \approx 2\hat{r}_{\text{obs}} \cdot \delta r$ ,  $(\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{\text{obs}})^2 - (\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}})^2 \approx 2(\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}})(\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r})$  以及 (5) 式可以得到时间误差  $\delta t_{\text{obs}}$  的表达式:

$$\begin{aligned} \delta t_{\text{obs}} = & -\frac{1}{c} \mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r} + \frac{1}{cD_0} [\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} \cdot \delta \mathbf{r} - (\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}})(\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r}) + (\mathbf{n} \cdot \mathbf{V} \Delta t)(\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r}) - \delta \mathbf{r} \cdot \mathbf{V} \Delta t + \\ & (\mathbf{b} \cdot \delta \mathbf{r}) - (\mathbf{n} \cdot \mathbf{b})(\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r})] - \frac{2\mu_e}{c^3} \left[ \frac{\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r} + (\hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} \cdot \delta \mathbf{r}) / \hat{r}_{\text{obs}}}{(\mathbf{n} \cdot \hat{\mathbf{r}}_{\text{obs}} + \hat{r}_{\text{obs}}) + (\mathbf{n} \cdot \mathbf{b} + b)} \right] + \delta t. \end{aligned} \quad (6)$$

同时观测  $m$  个脉冲星, 可以获得  $\mathbf{y}_t = [\delta t_{\text{obs}}^1, \dots, \delta t_{\text{obs}}^m]^T$ ,  $\mathbf{y}_t$  即为观测矢量. 选择状态变量  $z = [\delta \mathbf{r}^T, \delta \mathbf{r}^T, \delta t]^T$ , 则观测方程和状态方程可分别写为如下形式:

$$y(k) = H \cdot z(k) + \nu(\kappa), \quad (7)$$

$$z(k+1) = A \cdot z(k) + w(k), \quad (8)$$

其中,  $w(k)$  表示系统噪声, 满足  $E(w(k) \cdot w(k)^T) = Q_k$ ,  $\nu(\kappa)$  表示测量噪声, 满足  $E(\nu(k) \cdot$

$$\nu(\kappa)^T) = R_k. \text{ 状态转移矩阵 } \mathbf{A} = \mathbf{I} + t \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{F}_{21} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 0 \end{bmatrix}, \text{ 其中 } \mathbf{I} \text{ 为 } 7 \times 7 \text{ 的单位矩}$$

阵,  $\mathbf{F}_{21} = \begin{bmatrix} f_{41} & f_{42} & f_{43} \\ f_{51} & f_{52} & f_{53} \\ f_{61} & f_{62} & f_{63} \end{bmatrix}$  [5],  $t$  为采样时间间隔.

$$f_{41} = -\frac{\mu_e}{r^3} (1 - 3r_x^2/r^2) + \frac{\mu_e R_e^2 J_2}{r^5} [(7.5r_z^2/r^2 - 1.5) - \frac{r_x^2}{r^2} (52.5r_z^2/r^2 - 7.5)],$$

$$f_{42} = \frac{\mu_e r_x r_y}{r^5} [3 - \frac{R_e^2 J_2}{r^2} (52.5r_z^2/r^2 - 7.5)],$$

$$f_{43} = \frac{\mu_e r_x r_z}{r^5} [3 - \frac{R_e^2 J_2}{r^2} (52.5r_z^2/r^2 - 22.5)],$$

$$f_{51} = f_{42},$$

$$f_{52} = -\frac{\mu_e}{r^3} (1 - 3r_y^2/r^2) + \frac{\mu_e R_e J_2}{r^5} [(7.5r_z^2/r^2 - 1.5) - \frac{r_y^2}{r^2} (52.5r_z^2/r^2 - 7.5)],$$

$$f_{53} = \frac{\mu_e r_y r_z}{r^5} [3 - \frac{R_e^2 J_2}{r^2} (52.5r_z^2/r^2 - 22.5)],$$

$$f_{61} = f_{43},$$

$$f_{62} = f_{53},$$

$$f_{63} = -\frac{\mu_e}{r^3} (1 - 3r_z^2/r^2) - \frac{\mu_e R_e J_2}{r^5} (52.5r_z^4/r^4 - 45r_z^2/r^2 + 4.5),$$

其中  $[r_x, r_y, r_z]$  表示航天器相对地球的位置矢量估计值, 可由航天器轨道动力学方程预测得到,  $r = \sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}$ ,  $\mu_e$  是地球引力常数,  $\mu_e = 398603 \text{ km}^3/\text{s}^2$ .  $R_e$  为地球平均赤道半径,  $R_e = 6378.137 \text{ km}$ .  $J_2$  为反映地球形状摄动的带谐项系数,  $J_2 = 1.08262669 \times 10^{-3}$ .

测量矩阵  $\mathbf{H}$  的形式为  $\mathbf{H} = \begin{bmatrix} A_1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ A_m & \mathbf{0}_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix}$ . 在观测矢量、状态矢量及观测方程确

定的情况下,  $A_i$  ( $i = 1, 2, \dots, m$ ) 可由 (6) 式获得. 采用 Kalman 滤波算法得到估计值  $\hat{z}_k$  [6], 预测

$$\hat{z}_{k|k-1} = A \cdot \hat{z}_{k-1}, \quad C_{k|k-1} = A_k \cdot C_{k-1} A_k^T + Q_k, \quad (9)$$

更新

$$\hat{z}_k = \hat{z}_{k|k-1} + K_k [y_k - H_k \hat{z}_{k|k-1}], \quad (10)$$

$$K_k = C_{k|k-1} H_k^T (H_k C_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1}, \quad C_k = (I - K_k H_k) C_{k|k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T. \quad (11)$$

基于卡尔曼滤波实现对状态变量的递推估计, 充分利用包含在轨道方程和脉冲到达时间观测量中的信息, 能够有效地消除测量噪声的不利影响, 提高航天器的导航精度.

## 4 仿真计算结果及分析讨论

### 4.1 仿真计算结果

仿真过程所用航天器轨道根数如下: 轨道半长轴  $a = 42164169$  m, 偏心率  $e = 0$ , 轨道倾角  $i_0 = 60^\circ$ , 升交点赤经  $\Omega_0 = 30^\circ$ , 近地点幅角  $\omega = 30^\circ$ , 过近地点时刻  $\tau = 25280$  s. 仿真所用的脉冲星数据资料 [2]12-14 如表 1 所示. 距离的单位 kpc 与 m 之间的换算关系为  $1 \text{ kpc} = 3 \times 10^{19} \text{ m}$ .

表 1 X 射线脉冲星参数

Table 1 Values of parameters of X-ray pulsars

Name	Period (s)	Right ascension( $^\circ$ )	Declination ( $^\circ$ )	Frequency (Hz)	First-order derivative	Second-order derivative	Distance (kpc)
B1937+21	0.001558	19.661	21.58	641.928261	$-4.332 \times 10^{-14}$	$4.00 \times 10^{-26}$	3.6
B1821-24	0.003054	18.409	-24.87	327.405665	$-1.735 \times 10^{-13}$	$-3.30 \times 10^{-26}$	5.5
B1055-52	0.197108	10.966	-52.45	5.073371	$-1.501 \times 10^{-13}$	-	1.5
B1617-5055	0.069357	16.291	-50.92	14.418187	$-2.809 \times 10^{-11}$	-	4.5

仿真观测数据时加入了随机白噪声, 按照表 1 中脉冲星的顺序, 加入的白噪声的均方根依次为  $1 \mu\text{s}$ 、 $1.5 \mu\text{s}$ 、 $5 \mu\text{s}$  和  $3 \mu\text{s}$ , 另外加入了  $1 \mu\text{s}$  的常值偏差和原子钟的噪声, 观测值的采样间隔为 500 s, 仿真时间为 250 000 s. 设初始位置误差为 [1000 m, 1000 m, 1000 m], 导航解算时, 选择观测噪声自相关为  $R = \text{diag}(1 \times 10^{-12} \text{ s}^2, 1 \times 10^{-12} \text{ s}^2, 1 \times 10^{-12} \text{ s}^2)$ , 选择动态噪声自相关为  $Q = \text{diag}(0.04 \text{ m}^2, 0.04 \text{ m}^2, 0.04 \text{ m}^2, 0.0036 \text{ m}^2/\text{s}^2, 0.0036 \text{ m}^2/\text{s}^2, 0.0036 \text{ m}^2/\text{s}^2, 0)$ . 利用上述仿真数据, 应用第 3 部分的方法进行导航解算, 所得到的航天器位置的真值与通过航天器轨道根数计算得到的估计值的误差曲线如图 2 所示.

### 4.2 各误差对导航精度的影响分析

#### 4.2.1 初始位置误差对导航精度的影响

其他参数都不变, 初始位置误差分别选择为 [1 km, 1 km, 1 km]、[10 km, 10 km, 10 km] 和 [100 km, 100 km, 100 km], 所得航天器位置误差曲线如图 2、图 3(a) 和图 3(b) 所示. 从这 3 个图可看出, 初始位置误差越小, 导航精度越高. 初始误差增加一个量级, 得到导航精度也基本降低一个量级.

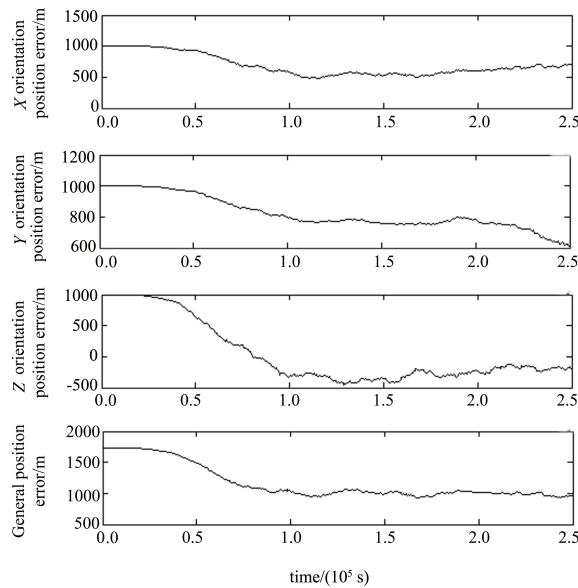


图 2 基于 Kalman 滤波的 X 射线脉冲星导航位置误差曲线

Fig. 2 The position error curves of X-ray pulsar navigation based on Kalman filter

#### 4.2.2 时间测量误差对导航精度的影响

在不改变其他参数的条件下, 仿真观测数据时改变测量噪声, 对应 4 颗不同的脉冲星, 测量噪声均方根分别取为原来的 2 倍和 5 倍, 所得到的航天器位置误差曲线如图 2、图 4(a) 和图 4(b) 所示. 从这 3 个图中可以看出, 随着测量误差的增大, 导航精度逐渐降低. 测量误差方差按比例增大, 导航精度基本是按比例降低.

#### 4.2.3 脉冲星数对导航精度的影响

不改变其他参数的条件下, 改变脉冲星个数, 当参与导航计算的脉冲星数为 4、3、2、1 颗时, 得到的航天器位置误差曲线如图 5(a)、图 2、图 5(b) 和图 5(c) 所示. 比较这 4 个图可以看出, 当参与导航计算的脉冲星数小于 4 颗时, 随着参与导航计算的脉冲星数每增加一颗, 导航精度也会提高一倍, 但是参与导航计算的脉冲星数从 3 颗增加为 4 颗时, 导航精度并没有提高那么多. 也就是说, 利用 3 颗脉冲星进行导航解算就能达到较好的效果, 当然还与 3 颗脉冲星的位置关系有关, 这里不作研究.

## 5 结论

X 射线脉冲星自主导航研究在很多发达国家甚至全世界是一个热门话题, 我国目前在脉冲星方面的理论研究和硬件设备使得我们已初步具备开展 X 射线脉冲星自主导航研究的条件. 本文主要介绍了脉冲到达时间的测量和基于 Kalman 滤波的导航解算方法, 从第 4 部分计算的结果可知, 要想得到  $10^3$  km 以下量级的导航定位精度, 必须满足: 设

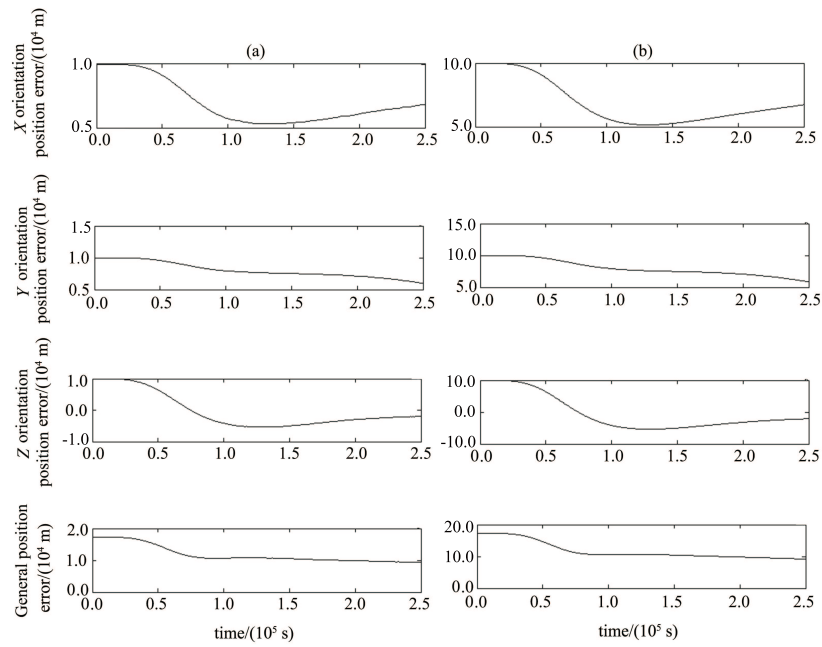


图 3 初始位置误差为  $[10 \text{ km}, 10 \text{ km}, 10 \text{ km}]$ (a) 和  $[100 \text{ km}, 100 \text{ km}, 100 \text{ km}]$ (b) 时的航天器位置误差曲线  
 Fig. 3 The position error curves of spacecraft with initial position errors of  $[10 \text{ km}, 10 \text{ km}, 10 \text{ km}]$ (a) and  $[100 \text{ km}, 100 \text{ km}, 100 \text{ km}]$ (b)

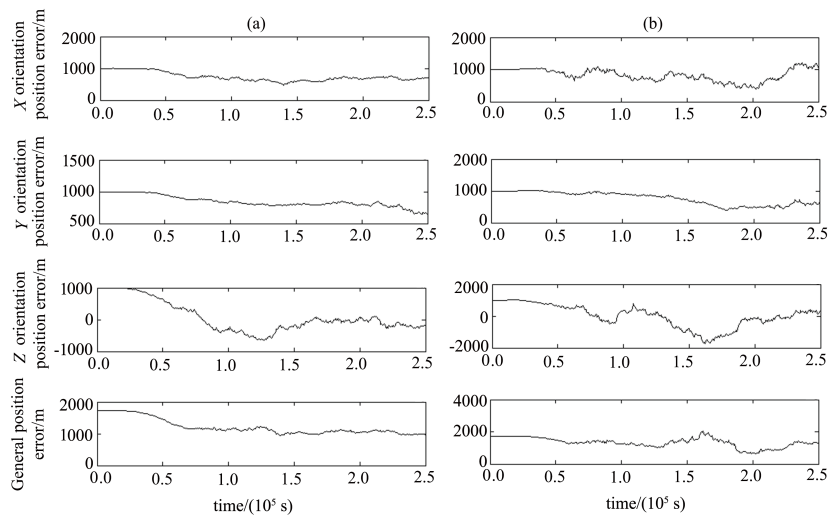


图 4 测量噪声均方根分别为原来的 2 倍 (a) 和 5 倍 (b) 时的航天器位置误差曲线  
 Fig. 4 The position error curves of spacecraft with RMS of measured noise double (a) and quintuplicate (b) to primary

置初始位置误差也是 km 以下量级; 时间测量精度至少达到  $\mu\text{s}$  量级; 至少同时观测 3 颗脉冲星.

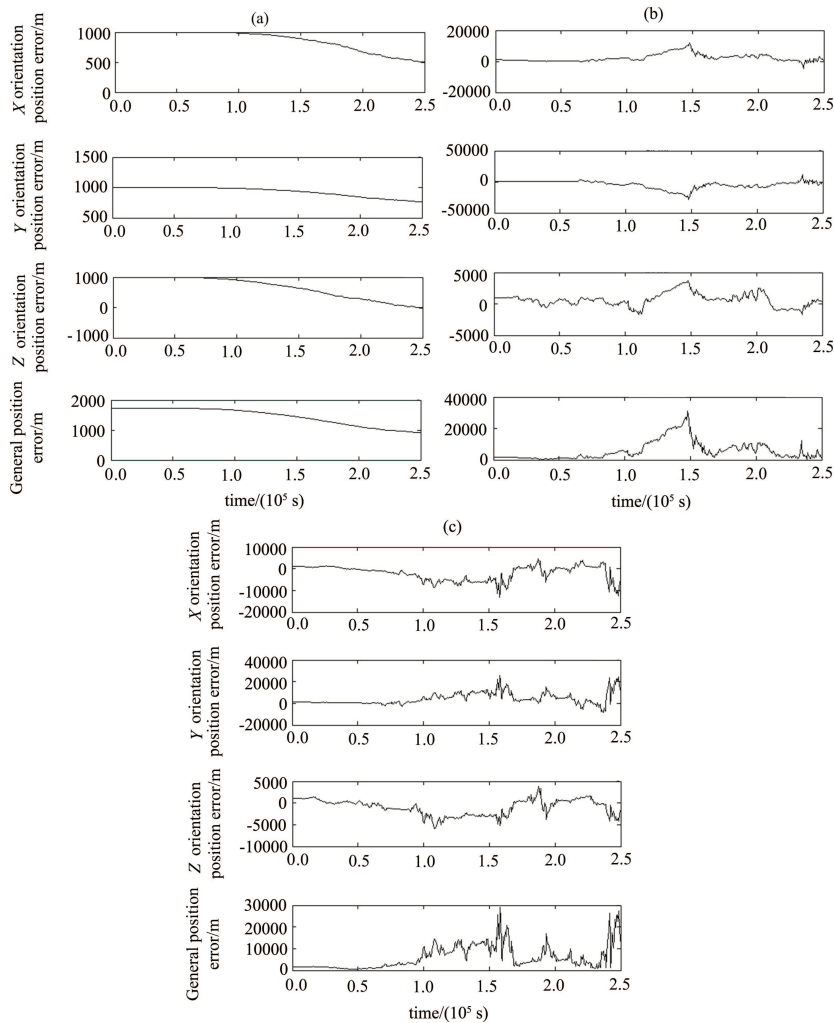


图 5 4 颗 (a)、2 颗 (b) 和 1 颗 (c) 脉冲星参与导航时的航天器位置误差曲线

Fig. 5 The position error curves of spacecraft for four pulsars (a), two pulsars (b) and one pulsar (c) being used for navigation

### 参 考 文 献

- [1] Sheikh S I. The Use of Variable Celestial X-ray Sources for Spacecraft Navigation. College Park: University of Maryland, 2005
- [2] Sala J, Urruela A, Villares X, et al. Feasibility Study for a Spacecraft Navigation System Relying on Pulsar Timing Information. European Space Agency, the Advanced Concepts Team, Ariadna Final Report (03-4202), 2004

- [3] Sheikh S I, Pines D J. *Navig*, 2006, 53: 149
- [4] Kaspi V M. *IAUS*, 1995, 166: 163
- [5] 范利涛. 自动转移飞行器自主导航方法研究. 长沙: 国防科技大学, 2009: 51
- [6] 沈凤麟, 叶中付, 钱玉美. 信号统计分析处理. 合肥: 中国科技大学出版社, 2002: 488-489

## Algorithm Analysis of Autonomous Navigation of Spacecraft Based on X-ray Pulsars

ZHONG Chong-xia<sup>1,2</sup>    ZHANG Li<sup>1,2</sup>    NIAN Feng<sup>1,2</sup>    YANG Jun<sup>1,2</sup>

(1 *Beijing Institute of Radio Metrology and Measurement, Beijing 100854*)

(2 *Science and Technology on Metrology and Calibration Laboratory, Beijing 100854*)

**ABSTRACT** Pulsar can be used as time standard because of its very stable rotation. The astrometric parameters and astrophysical parameters such as the space position, proper motion, distance, rotation period and its derivative of many pulsars can be measured accurately. Pulsars can provide time signal and space position coordinate, so spacecraft can realize autonomous navigation by pulsar navigation system fixed on spacecraft. Firstly, spacecraft position is predicted based on orbital dynamical equations of spacecraft. Secondly, the difference between the observed time of arrival (TOA) on spacecraft and the predicted TOA with the model is calculated. Thirdly, the estimated position error is calculated by using Kalman filter and the position of spacecraft is modified. Finally, the influence of initial position error, the measured precision of TOA of pulse and the number of pulsars on navigation precision is analyzed.

**Key words** X-ray: pulsars, equation of state, space vehicles, methods: data analysis