0254-6124/2013/33(2)-194–06 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Yang Chengwei, Zheng Jianhua, Gao Dong. Autonomous orbit and attitude determination including time prediction based on XNAV and ultraviolet sensor. *Chin. J. Space Sci.*, 2013, **33**(2): 194-199

基于脉冲星和紫外敏感器的自主定轨定姿授时研究*

杨成伟[1,2] 郑建华[1] 高 东[1]

1(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100190)

2(中国科学院大学 北京 100049)

摘 要 为提高深空探测器的自主导航能力, 利用脉冲星导航的脉冲到达时间和脉冲星角位置测量值、紫外敏感器中心天体质心相对于探测器的方向矢量和距离测量值以及紫外敏感器输出的航天器姿态角, 以探测器在惯性坐标系下的位置和速度、探测器本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态角、星载时钟钟差为系统状态变量, 通过联邦扩展卡尔曼滤波器估计组合导航系统的系统状态, 并利用火星环绕段轨道数据进行仿真实验. 仿真结果表明, 该组合导航方法能够使火星轨道器在环绕段飞行中同时进行定轨、定姿和授时, 且具有较高的导航精度和授时能力.

关键词 脉冲星, 紫外敏感器, 自主导航, 定轨, 定姿, 钟差

中图分类号 V 448. 224

Autonomous Orbit and Attitude Determination Including Time Prediction Based on XNAV and Ultraviolet Sensor

YANG Chengwei[1,2] ZHENG Jianhua[1] GAO Dong[1]

1(*Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

2(*University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

Abstract In order to improve the autonomous navigation ability of deep space spacecraft, the X-ray detector and ultraviolet sensor were applied simultaneously. The attitude angles and errors of time of pulse arrival of pulsars were measured by X-ray detector, and simultaneously the central body's barycenter line-of-sight vector, distance between spacecraft and the barycenter, and the attitude angles were measured by ultraviolet sensor. The state of the integrated navigation system includes position and velocity vectors in inertial coordinate system, attitude angles and clock error. The Federated Extended Kalman Filter (FEKF) was applied to estimate the state of the navigation

* 空间科学预先研究项目资助 (XDA04074300)

2011-12-12 收到原稿, 2012-09-17 收到修定稿

E-mail: yangchengwei2009@126.com

system. Simulation results in Mars orbit demonstrate that this method can fulfill orbit determination, attitude determination and clock time prediction simultaneously. Moreover, this integrated navigation system can provide high navigation precision and predict clock time effectively.

Key words Pulsar, Ultraviolet sensor, Navigation, Orbit determination, Attitude determination, Clock error

0 引言

X 射线脉冲星自主导航对于未来航天活动具有重要战略意义, 其具有精度高、误差不随时间积累的优点和完全的自主性, 可同时进行航天器的定轨、定姿和授时. 紫外敏感器属被动式敏感器, 不但具有完全自主性, 而且能够实现多个敏感器的功能, 嫦娥一号和嫦娥二号月球探测卫星都装备了紫外敏感器, 其对于开展地外行星探测活动具有重要应用价值.

航天器自主导航技术是深空探测活动的关键技术之一 [1], 对于深空空间, 目前亟需提高航天器的自主导航能力和导航精度. 本文采用 X 射线脉冲星和紫外敏感器构建组合导航系统, 进行航天器的定轨、定姿和授时, 通过导航方式间的优势互补, 提高了导航精度和授时能力.

1 数学模型

1.1 坐标系定义

(1) 太阳系质心惯性坐标系 $O_{\rm BCRS}X_{\rm BCRS}Y_{\rm BCRS}Z_{\rm BCRS}$ (简称 BCRS 系). 坐标原点 $O_{\rm BCRS}$ 位于太阳系质心, 参考平面为 J2000 地球平赤道, $X_{\rm BCRS}$ 轴指向 J2000 地球平春分点, $Z_{\rm BCRS}$ 轴垂直于参考平面指向北极, $Y_{\rm BCRS}$ 轴与 $X_{\rm BCRS}$ 轴和 $Z_{\rm BCRS}$ 轴垂直, 并构成右手系.

(2) 太阳质心惯性坐标系 $O_{\rm S}X_{\rm S}Y_{\rm S}Z_{\rm S}$ (简称 S 系). 坐标原点 $O_{\rm S}$ 位于太阳质心, 各轴向与太阳系质心惯性坐标系相同.

(3) 火星质心惯性坐标系 $O_{\rm M}X_{\rm M}Y_{\rm M}Z_{\rm M}$ (简称 M 系). 坐标原点 $O_{\rm M}$ 位于火星质心, 各轴向与太阳系质心惯性坐标系相同.

(4) 航天器本体坐标系 $O_{\rm B}X_{\rm B}Y_{\rm B}Z_{\rm B}$ (简称 B 系). 本体坐标系与航天器固连, 坐标原点 $O_{\rm B}$ 位于航天器质心, $X_{\rm B}$ 轴与航天器纵对称轴重合指向前进方向, $Z_{\rm B}$ 轴与纵对称面垂直, $Y_{\rm B}$ 轴与 $X_{\rm B}$ 轴和 $Z_{\rm B}$ 轴垂直, 并构成右手系.

1.2 X 射线脉冲星测量模型

X 射线脉冲星导航的测量设备为 X 射线探测器, 可以测量并记录 X 射线脉冲星辐射的脉冲光子到达航天器的时间, 通过导航解算进行定轨、定姿和授时.

1.2.1 X 射线脉冲星脉冲到达时间测量模型

在进行导航解算时, 需要将 X 射线探测器记录的脉冲到达航天器时间 (TOA) 折叠到太阳系质心, 与脉冲星计时模型预报得到的脉冲到达太阳系质心时间做差, 形成基本观测量.

在考虑相对论效应的情况下, 基于航天器当前估计位置得出的脉冲到达太阳系质心时间为 [2]

$$\begin{aligned}\tilde{t}_{\rm SSB} =& t_{\rm SC}+\frac{\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})}{c}+\\ &\frac{1}{2cD_0}\{[\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})]^2-\|\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m}\|^2\}+\\ &\frac{2\mu_{\rm s}}{c^3}\ln\left|\frac{\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})+\|\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m}\|}{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b}+b}+1\right|.\end{aligned} \tag{1}$$

式中, $t_{\rm SC}$ 为脉冲到达探测器的时钟显示时间, $\boldsymbol{n}$ 为太阳系质心惯性坐标系中脉冲星位置单位矢量, $\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}$ 为航天器在火星质心惯性坐标系下的位置矢量, $\boldsymbol{r}_{\rm m}$ 为火星质心在太阳系质心惯性坐标系中的位置矢量, c 为光速, D_0 为太阳系质心到脉冲星的距离, $\boldsymbol{b}$ 和 b 分别为太阳系质心在太阳质心惯性坐标系中的位置矢量及其模, $\mu_{\rm s}$ 为太阳引力常数.

脉冲到达太阳系质心时间的计时模型为 [3]

$$\phi(t)=\phi(t_0)+f[t-t_0]+\sum_{n=2}^{+\infty}\frac{{\rm d}^{n-1}f}{{\rm d}t^{n-1}}(t-t_0)^n/n!. \tag{2}$$

式中, t_0 为参考时间原点, f 为脉冲星的辐射频率. 由式 (2) 可得脉冲到达太阳系质心的模型时间为

$$t_{\rm SSB}=\arg(\phi). \tag{3}$$

在时钟存在钟差的情况下, 时钟显示时间

$$t_{\rm SC}=t'_{\rm SC}+\delta t. \tag{4}$$

式中, $t'_{\rm SC}$ 为真实时间, δt 为钟差. 将式 (4) 代入式 (1), 有

$$\begin{aligned}\tilde{t}_{\rm SSB} =& t'_{\rm SC}+\delta t+\frac{\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})}{c}+\\ &\frac{1}{2cD_0}\{[\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})]^2-\\ &\|\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m}\|^2\}+\frac{2\mu_{\rm s}}{c^3}\cdot\\ &\ln\left|\frac{\boldsymbol{n}\cdot(\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m})+\|\tilde{\boldsymbol{r}}_{\rm SC/m}+\boldsymbol{r}_{\rm m}\|}{\boldsymbol{n}\cdot\boldsymbol{b}+b}+1\right|.\end{aligned} \tag{5}$$

由式 (1)、式 (3) 和式 (5) 可得到, 脉冲星导航的基本观测量为

$$\Delta t = t_{\rm SSB}-\tilde{t}_{\rm SSB}. \tag{6}$$

1.2.2 X 射线脉冲星姿态测量模型

多个 X 射线探测器可以同时观测多颗脉冲星, 可以获取多颗脉冲星在航天器本体系中的方向矢量, 通过多矢量姿态确定 [4], 可以得到火星质心惯性系到航天器本体系的最优姿态矩阵估计值, 进而得出航天器本体系相对于火星质心惯性系的姿态角估计值.

通过 X 射线探测器测量, 可以得到脉冲星在探测器像平面内的坐标值 (p_x, p_y), 由 X 射线探测器在本体系中的安装矩阵 $\boldsymbol{C}_{\rm BC}$ 可得到脉冲星在航天器本体坐标系中的方向矢量

$$\tilde{\boldsymbol{n}}_{\rm B}=\frac{\boldsymbol{C}_{\rm BC}}{\sqrt{p_x^2+p_y^2+f_{\rm d}^2}}[\,p_x\quad p_y\quad f_{\rm d}\,]^{\rm T}. \tag{7}$$

式中, $f_{\rm d}$ 为 X 射线探测器成像焦距.

设同时能观测到 i 颗脉冲星, 构造矩阵

$$\begin{aligned}\tilde{\boldsymbol{N}}&=[\,\tilde{\boldsymbol{n}}_{\rm B1}\quad\tilde{\boldsymbol{n}}_{\rm B2}\quad\cdots\quad\tilde{\boldsymbol{n}}_{{\rm B}i}\,],\\ \boldsymbol{N}&=[\,\boldsymbol{n}_{\rm M1}\quad\boldsymbol{n}_{\rm M2}\quad\cdots\quad\boldsymbol{n}_{{\rm M}i}\,].\end{aligned}$$

其中, $\tilde{\boldsymbol{n}}_{{\rm B}i}$ 为测量得到的第 i 颗脉冲星在航天器本体系中的方向矢量, $\boldsymbol{n}_{{\rm M}i}$ 为通过脉冲星数据库得到的第 i 颗脉冲星在火星质心惯性系中的方向矢量. 如果没有测量误差, 则有

$$\tilde{\boldsymbol{N}}=\boldsymbol{A}_{\rm BM}\boldsymbol{N}. \tag{8}$$

式中, $\boldsymbol{A}_{\rm BM}$ 为火星质心惯性系到航天器本体系的转换矩阵.

由于存在测量误差, 式 (8) 不再成立, 需引入待定矩阵 $\boldsymbol{G}_{\rm MB}$, 并令 $\boldsymbol{N}=\boldsymbol{G}_{\rm MB}\tilde{\boldsymbol{N}}$, 求解 $\boldsymbol{A}_{\rm BM}$ 的问题转化为求解在正交矩阵约束条件下的代价函数最小值问题, 即

$$\begin{cases}L(\boldsymbol{G}_{\rm MB})=\sum\limits_{k=1}^{i}\|\tilde{\boldsymbol{n}}_{{\rm B}i}-\boldsymbol{G}_{\rm MB}^{\rm T}\boldsymbol{n}_{{\rm M}i}\|=\min,\\ \boldsymbol{G}_{\rm MB}\boldsymbol{G}_{\rm MB}^{\rm T}=\boldsymbol{I}_{3\times3}.\end{cases} \tag{9}$$

可以求得 $\boldsymbol{G}_{\rm MB}$ 的最优近似解为

$$\boldsymbol{G}_{\rm MB}=\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{G}}_{\rm MB}(3\boldsymbol{I}_{3\times3}-\tilde{\boldsymbol{G}}_{\rm MB}^{\rm T}\tilde{\boldsymbol{G}}_{\rm MB}). \tag{10}$$

其中, $\tilde{\boldsymbol{G}}_{\rm MB}=(\boldsymbol{N}\tilde{\boldsymbol{N}}^{\rm T})(\boldsymbol{N}\tilde{\boldsymbol{N}}^{\rm T})^{-1}$, 则最优姿态矩阵估计值为

$$\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}=\boldsymbol{G}_{\rm MB}^{\rm T}. \tag{11}$$

如果火星质心惯性系向航天器本体系旋转时按 3-1-2 顺序, 则姿态角为

$$[\,\tilde{\varphi}\quad\tilde{\psi}\quad\tilde{\theta}\,]^{\rm T}=[\,\arcsin Q\quad\arctan R\quad\arctan S\,]^{\rm T}. \tag{12}$$

其中,

$$Q=\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}(2,3),$$

$$R=-\frac{\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}(2,1)}{\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}(2,2)},\quad S=-\frac{\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}(1,3)}{\tilde{\boldsymbol{A}}_{\rm BM}(3,3)}.$$

1.3 紫外敏感器测量模型

1.3.1 中心天体方向矢量和距离测量模型

紫外敏感器通过拍摄火星紫外波段的光学图像, 经图像处理可以提取火星圆盘边缘信息, 进而得到火星质心方向矢量和航天器距火星质心的距离. 在火星质心惯性系下, 设紫外敏感器对方向矢量和距离的测量噪声 $\boldsymbol{w}'_2$ 为白噪声, 则紫外敏感器的测量方程为 [5]

$$\boldsymbol{z}_2=h_2(\boldsymbol{X})+\boldsymbol{w}'_2=\begin{bmatrix}-\dfrac{\boldsymbol{r}_{\rm SC/m}}{r_{\rm SC/m}}\\ \boldsymbol{r}_{\rm SC/m}\end{bmatrix}+\boldsymbol{w}'_2. \tag{13}$$

式中, $\boldsymbol{r}_{\rm SC/m}$ 和 $r_{\rm SC/m}$ 分别为航天器在火星质心惯性系下的位置矢量及其模.

1.3.2 姿态测量

紫外波段也是观测恒星的极佳波段, 由于紫外敏感器视场较宽, 在任何时刻视场中都可以同时观测多颗恒星, 测量得到恒星角位置信息, 利用恒星数据库, 并结合 1.2 节的多矢量姿态确定方法可以获得航天器姿态角信息.

1.4 星载时钟钟差模型

航天器的时钟钟差可用白噪声驱动的三态多项

式进行仿真, 其离散过程模型及方差为 [6]

$$\begin{aligned}&[\,x_1(t_{k+1}) \quad x_2(t_{k+1}) \quad x_3(t_{k+1})\,]^{\mathrm{T}} = \\ &\quad \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(\tau)\,[\,x_1(t_k) \quad x_2(t_k) \quad x_3(t_k)\,]^{\mathrm{T}} + \\ &\quad [\,w_{\mathrm{c}1}(k) \quad w_{\mathrm{c}2}(k) \quad w_{\mathrm{c}3}(k)\,]^{\mathrm{T}}. \end{aligned} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{c}k}(\tau) = E[\boldsymbol{w}_{\mathrm{c}}(k)\boldsymbol{w}_{\mathrm{c}}(k)^{\mathrm{T}}] = \begin{bmatrix} \dfrac{q_1\tau + q_2\tau^3}{3} + \dfrac{q_3\tau^5}{20} & \dfrac{q_2\tau^2}{2} + \dfrac{q_3\tau^4}{8} & \dfrac{q_3\tau^3}{6} \\ \dfrac{q_2\tau^2}{2} + \dfrac{q_3\tau^4}{8} & \dfrac{q_2\tau + q_3\tau^3}{3} & \dfrac{q_3\tau^2}{2} \\ \dfrac{q_3\tau^3}{6} & \dfrac{q_3\tau^2}{2} & q_3\tau \end{bmatrix}. \tag{15}$$

式中, x_1, x_2, x_3 分别表示时钟钟差、钟差漂移率和钟差漂移率变化率; τ 为步长; $w_{\mathrm{c}1}$, $w_{\mathrm{c}2}$, $w_{\mathrm{c}3}$ 为白噪声; q_1, q_2, q_3 为噪声的功率谱密度; $\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}$ 为 3×3 阶的时钟钟差状态转移矩阵, $\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(\tau)$ 中的元素为

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(1,1) = 1, \quad \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(1,2) = \tau, \\ &\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(1,3) = \tau^2/2, \quad \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(2,1) = 0, \\ &\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(2,2) = 1, \quad \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(2,3) = \tau, \\ &\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(3,1) = 0, \quad \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(3,2) = 0, \\ &\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}}(3,3) = 1. \end{aligned}$$

在估计出时钟钟差后, 可得到星载各系统授时的真实时间

$$t'_{\mathrm{SC}} = t_{\mathrm{SC}} - \delta t = t_{\mathrm{SC}} - x_1. \tag{16}$$

式中, t_{SC} 为星载时钟显示时间; δt 为钟差.

2 组合导航系统模型

取航天器在火星质心惯性系中位置矢量、速度矢量、姿态角和时钟钟差为组合导航系统的状态变量, 即

$$\boldsymbol{X} = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z \ \varphi \ \psi \ \theta \ x_1 \ x_2 \ x_3]^{\mathrm{T}}. \tag{17}$$

为简化研究, 假定航天器只受火星中心引力场和太阳、木星摄动引力的作用, 并且假设航天器在飞行中航天器本体系相对于火星质心惯性系的姿态角始终保持不变, 则系统离散化的状态方程为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k+1} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{E} & \boldsymbol{O}_{6\times3} & \boldsymbol{O}_{6\times3} \\ \boldsymbol{O}_{3\times6} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{O}_{3\times3} \\ \boldsymbol{O}_{3\times6} & \boldsymbol{O}_{3\times3} & \boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{c}} \end{bmatrix} \hat{\boldsymbol{X}}_k + \boldsymbol{W}_k. \tag{18}$$

式中, $\boldsymbol{W}_k$ 为系统噪声项; $\boldsymbol{E}$ 为 6×6 阶矩阵, 将轨道动力学方程进行离散线性化的状态转移矩阵即为 $\boldsymbol{E}$ 阵, 具体可参见文献 [4].

为方便运算, 姿态角采用间接测量量, 则脉冲星导航测量方程为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{Z}_1(k) =&[\Delta t_1 \ \cdots \ \Delta t_i \ \ Q \ \ R \ \ S]^{\mathrm{T}} = \\ &[\Delta t_1 \ \cdots \ \Delta t_i \ \ \sin\varphi \ \ -\tan\psi \ \ -\tan\theta]^{\mathrm{T}} = \\ &\boldsymbol{H}_1(k)\hat{\boldsymbol{X}}_1 + \boldsymbol{w}_1(k). \end{aligned} \tag{19}$$

式中, Q, R, S 的含义与式 (12) 中相同; i 为利用脉冲星的个数; $\boldsymbol{w}_1$ 为脉冲星观测的噪声项; $\boldsymbol{H}_1$ 为脉冲星导航的观测矩阵, 且

$$\boldsymbol{H}_1 = [\,\boldsymbol{H}_x^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{H}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\,]^{\mathrm{T}}, \tag{20}$$

$$\boldsymbol{H}_x = \begin{bmatrix} h_{1x} & h_{1y} & h_{1z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ h_{2x} & h_{2y} & h_{2z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{ix} & h_{iy} & h_{iz} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \tag{21}$$

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{a}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \tag{22}$$

式中, h_{ix}, h_{iy}, h_{iz} 分别为第 i 颗脉冲星的测量方程对 x, y, z 的偏导数; $L = \cos\varphi$, $M = -\sec\psi$, $N = -\sec\theta$.

紫外敏感器测量姿态角时仍采用间接测量量, 则测量方程为

$$\boldsymbol{Z}_2(k) = \boldsymbol{H}_2(k)\hat{\boldsymbol{X}}_2 + \boldsymbol{w}_2(k). \tag{23}$$

式中, $\boldsymbol{w}_2$ 为紫外敏感器观测噪声; $\boldsymbol{H}_2$ 为紫外敏感器的观测矩阵, 且

$$\boldsymbol{H}_2 = [\,\boldsymbol{H}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{H}_{\mathrm{q}}^{\mathrm{T}}\,]^{\mathrm{T}}, \tag{24}$$

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{u}}(k) = \left.\frac{\partial h_2}{\partial \hat{\boldsymbol{X}}_2}\right|_k. \tag{25}$$

组合导航系统采用联邦扩展卡尔曼滤波 (Federated Extended Kalman Filter, FEKF) 算法进行状态

估计, 详细算法参见文献 [5]. 其中, 状态方程式 (18) 和测量方程式 (19) 构成子滤波器 1, 状态方程式 (18) 和测量方程式 (23) 构成子滤波器 2.

组合导航系统的运行流程如下. 在脉冲星信号处理期间, 子滤波器 2 进行自身的时间更新和测量更新, 并将估计结果输出给控制系统, 子滤波器 1 只进行时间更新. 当信号处理得出脉冲到达时间差时, 两个子滤波器同时进行时间更新和测量更新, 并在主滤波器中利用 FEKF 算法进行信息融合, 将融合后的结果输出给控制系统, 同时依据估计的钟差值对星载时钟进行修正, 利用修正后的时间为星载各系统授时.

3 仿真分析

3.1 仿真条件

以火星探测轨道验证本文的组合导航算法.

(1) 火星轨道器在火星质心惯性坐标系中的标称位置初值取为

$$(-3\,437\,565.622\,040\,888, -1\,322\,042.989\,680\,360, -2\,631\,212.185\,332\,485),$$

单位 m; 标称速度初值取为

$$(1\,953.976\,776\,814\,302, -253.710\,228\,318\,93, -2\,198.776\,197\,154\,392),$$

单位 $\mathrm{m\cdot s^{-1}}$; 姿态角真实值分别为 60°, 30°, 45°.

(2) 初始误差. 各轴向位置误差 5000 m, 各轴向速度误差 $1\,\mathrm{m\cdot s^{-1}}$, 姿态角初始误差取 5°, 初始时刻经校正后的钟差为 0 s.

(3) 火星轨道器星载时钟的噪声谱密度为

$$q_1 = 1.11\times10^{-22}\,\mathrm{s},$$
$$q_2 = 2.22\times10^{-32}\,\mathrm{s^{-1}},$$
$$q_3 = 6.66\times10^{-45}\,\mathrm{s^{-3}}.$$

(4) 导航所需要用到的脉冲星为 PSRB0531 + 21, PSRB1937 + 21, PSRB1957 + 20, PSRB1821 − 24. 研究表明 [7], 当信号积分时间为 500 s, X 射线探测器有效面积为 $1\,\mathrm{m^2}$ 的情况下, 这 4 颗脉冲星测距精度分别为 109 m, 344 m, 1866 m, 325 m. 脉冲星对各个姿态角间接测量量的测量误差均为 0.2.

(5) 紫外敏感器测量误差. 火星质心方向矢量测量误差 0.1°, 火星质心距离测量误差 5000 m, 紫外敏感器对各个姿态角间接测量量的测量误差均为 0.02.

(6) 仿真时间. 紫外敏感器测量更新时间为 1 s, 脉冲星测量更新时间为 500 s, 滤波步长为 1 s, 总仿真时间为 30 天.

3.2 仿真结果

图 1 给出了 30 天的组合导航滤波结果. 结果表明, 该组合导航系统能够完成火星轨道器的自主导航, 导航结果能够稳定收敛, 且

位置估计精度为 18.362 301 319 0 m,

速度估计精度为 $0.013\,705\,739\,4\,\mathrm{m\cdot s^{-1}}$,

姿态角估计精度为 0.001 980 956 9°,

钟差为 $3.027\,830\,375\,8\times10^{-7}\,\mathrm{s}$.

表 1 给出了滤波稳定后脉冲星单独导航、紫外敏感器单独导航和组合导航的对比结果. 可以看出, 组合导航要优于单一导航方式, 且组合导航与脉冲星单独导航方式相比, 位置估计精度提高了 49.55%, 速度估计精度提高了 35.51%, 姿态角估计精度提高了 216.6 倍. 组合导航还解决了紫外敏感器由于无法测量时间引起的星载时钟钟差发散问题.

4 结论

利用 X 射线探测器和紫外敏感器设计和实现了火星轨道器的自主导航系统, 并对 X 射线脉冲星导航、紫外敏感器导航和组合导航进行了对比分析. 由仿真结果可以得出以下结论.

(1) 利用脉冲星和紫外敏感器的组合导航方法能够完成火星轨道器的自主定轨、定姿和授时, 可在长

表 1 不同导航方式精度对比

Table 1 Performance of different navigation systems

导航方式	位置误差/m	速度误差/($\mathrm{m\cdot s^{-1}}$)	姿态角误差/(°)	钟差 ($\times10^{-7}$)/s
X 射线脉冲星	36.396 482 6	0.021 252 20	0.429 246 23	2.957 243 805 7
紫外敏感器	29.879 678 6	0.022 676 41	0.002 380 05	发散
组合	18.362 301 3	0.013 705 74	0.001 980 96	3.027 830 375 8

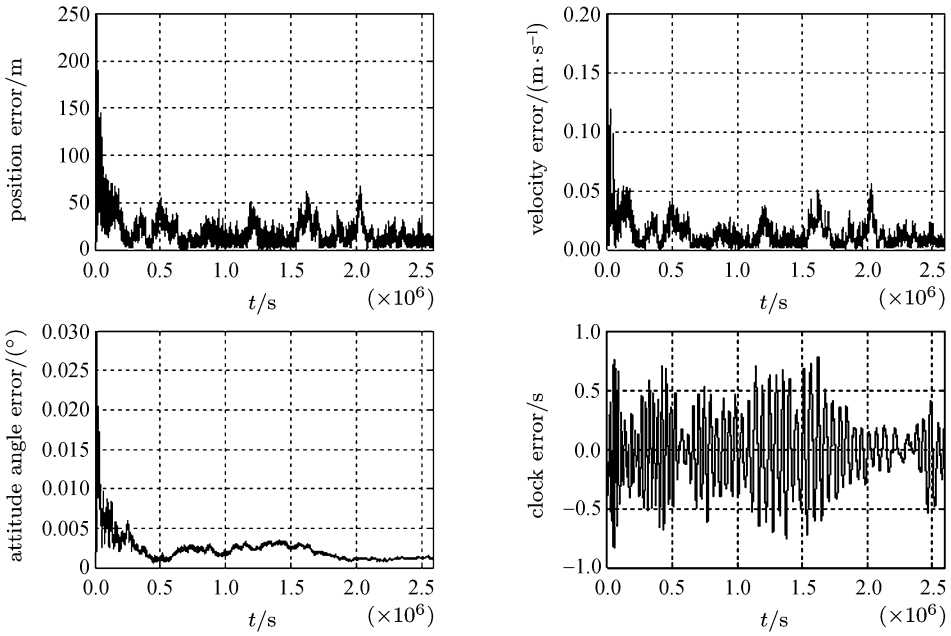


图 1 组合导航结果

Fig. 1 Performance of the integrated navigation system

时间的深空飞行中保持较高的导航精度和授时精度, 为未来自主导航的工程化应用提供借鉴.

(2) 与单一导航方式相比, 组合导航提高了导航精度, 并解决了紫外敏感器由于无法测量时间造成的星载时钟钟差发散问题.

(3) X 射线脉冲星自主导航在深空探测中具有广阔应用前景, 如何从系统的实用性出发, 结合其他敏感器进行自主导航, 在工程上实现高精度的组合导航系统还需要进一步研究.

参考文献

[1] Ye Peijian, Peng Jing. Deep space exploration and its prospect in China [J]. *Eng. Sci.*, 2006, **8**(10):13-18. In Chinese (叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望 [J]. 中国工程科学, 2006, **8**(10):13-18)

[2] Jianxun L, Xizheng K. Study on autonomous navigation based on pulsar timing model [J]. *Sci. China: G*, 2009, **52**(2):303-309

[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] Shuai Ping, Li Ming, Chen Shaolong, *et al.* Theory and Technique of X-ray Pulsars Navigation System [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2009. In Chinese (帅平, 李明, 陈绍龙, 等. X 射线脉冲星导航系统原理与方法 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009)

[5] Li Q, Jianye L, Guanglou Z, Zhi X. Augmentation of XNAV system to an ultraviolet sensor-based satellite navigation system [J]. *IEEE J. Sel. Top. Sign. Proc.*, 2009, **3**(5):777-785

[6] Woodfork D W. The Use of X-ray Pulsars for Aiding GPS Satellite Orbit Determination [D]. Alabama: Air University, 2005

[7] Xie Zhenhua, Xu Luping, Ni Guangren. X-ray pulsars-based spacecrafts' position determination algorithm based on maximum likelihood estimation [J]. *J. Astron.*, 2007, **28**(6):1605-1608. In Chinese (谢振华, 许录平, 倪广仁. 基于最大似然的 X 射线脉冲星空间定位研究 [J]. 宇航学报, 2007, **28**(6):1605-1608)