

文章编号: 1001- 2486(2010) 06- 0082- 05

X 射线脉冲星/SINS 组合导航中的钟差修正方法研究*

孙守明, 郑 伟, 汤国建

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: X 射线脉冲星/SINS 组合导航是提高脉冲星导航通用性的有效手段和未来工程应用的可行方案之一, 但当星载时钟存在钟差漂移时, 该组合导航系统在长航时不能保证导航精度。为此, 本文提出一种 X 射线脉冲星/SINS 组合导航系统的钟差修正方法, 通过将钟差增广为组合导航系统的状态变量有效解决了因星载时钟钟差漂移引起的导航精度下降问题, 为 X 射线脉冲星导航的工程应用奠定了理论基础。

关键词: 脉冲星导航; 捷联惯导; 组合导航; 钟差

中图分类号: V249. 3 **文献标识码:** A

A New Clock Error Control Algorithm of X-Ray Pulsars/SINS Integrated Navigation

SUN Shou-ming, ZHENG Wei, TANG Guo-jian

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: X-Ray pulsars/SINS integrated navigation is one of the effective means to extend the application scope of pulsars navigation, and it is also a feasible project of the application of pulsars navigation in the future. When the clock error drifts with time, the Pulsars/SINS Integrated Navigation will be affected. In this paper, the clock error is extended as the state variable, thus a new clock error control algorithm of X-Ray pulsars/SINS integrated navigation is proposed. Results show that the new algorithm can well control the clock error and guarantee the navigation precision of pulsars/SINS integrated navigation, so the new algorithm is referable to the application of navigation based on X-Ray pulsars.

Key words: navigation based on pulsars; SINS; integrated navigation; clock error

基于 X 射线脉冲星的自主导航是一种创新式、前瞻性的导航方法, 由于该导航方法稳定、可靠、精度高, 适用范围广, 目前已经成为国际导航界研究的热点问题。针对基于 X 射线脉冲星的组合导航问题, 国内外学者开展了一些研究, 其中刘劲^[1-2]将脉冲星导航分别与传统天文导航系统和多普勒导航系统进行组合, 采用联邦滤波器将测量系统提供的信息进行融合, 提高了传统天文导航定位精度。Dennis^[3]将 X 射线脉冲星自主导航方法与 GPS 卫星的轨道确定相结合, 为提高 GPS 卫星的自主性提供了新的思路。

X 射线脉冲星/SINS 组合导航是未来 X 射线脉冲星导航工程应用的发展趋势之一, 其不但可以提高 X 射线脉冲星导航的通用性, 而且可以有效抑制惯导的误差累积, 在各种极端环境下能够为航天器提供有效的导航数据。目前航天器上安装的各种时钟系统, 由于自身机理的缺陷或其他一些不确定因素的影响, 导致星载时钟钟差随着时间不断漂移^[4-5], 从而影响 X 射线脉冲星/SINS 的组合导航精度。但从近几年国内外公开发表的文献来看, 尚未涉及 X 射线脉冲星/SINS 组合导航中的钟差修正问题, 本文将对此开展研究。

* 收稿日期: 2010- 06- 12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10973048)

作者简介: 孙守明(1981-), 男, 博士生。

1 数学模型

1.1 X 射线脉冲星导航模型

星载时钟存在钟差下的 X 射线脉冲星导航, 是通过将脉冲信号到达 SSB 原点的真实时间与外推的到达时间做差分, 从不同方向观测多颗脉冲星, 同时结合航天器动力学方程和钟差模型完成导航定位计算, 基本原理如图 1 所示。

由图 1 可以看出, 在考虑相对论效应下, 基于航天器当前预估位置 r_{sc} , 到达航天器的脉冲信号 ϕ_k 传播到 SSB 原点的时间为^[6]

$$t_{SSB} = t_{sc} + \frac{\mathbf{n}_i \cdot \mathbf{r}_{sc}}{c} + \hat{\alpha}_a + \hat{\alpha}_v + \hat{\alpha}_D + \hat{\alpha}_G \quad (1)$$

其中, t_{sc} 是航天器上测量到的脉冲到达时间; \mathbf{n} 为在 SSB 惯性系中脉冲星角位置的单位矢量; \mathbf{r}_{sc} 是航天器在 SSB 坐标系中的位置矢量; c 是光速; $\hat{\alpha}_a$ 是周年视差影响; $\hat{\alpha}_v$ 是脉冲星运动引起的多普勒频移影响; $\hat{\alpha}_D$ 是色散时延; $\hat{\alpha}_G$ 是光路弯曲和引力时延。

将星载时钟的钟面时间 $t_x = t_{sc} - \hat{\alpha}$ 和 $\mathbf{r}_x = \mathbf{r}_{sc} - \delta\mathbf{r}$ 代入(1)式, 可得

$$t_{SSB} = t_x - \hat{\alpha} + \frac{\mathbf{n} \cdot (\mathbf{r}_{sc} - \delta\mathbf{r})}{c} + \hat{\alpha}_a + \hat{\alpha}_v + \hat{\alpha}_D + \hat{\alpha}_G \quad (2)$$

其中, t_{sc} 为钟面时刻 t_x 对应的真实时间, $\hat{\alpha}$ 为钟差; $\delta\mathbf{r}$ 为航天器位置误差; \mathbf{r}_{sc} 为航天器的真实位置矢量。

在 SSB 惯性系中, 脉冲星信号的时间相位模型为^[7-8]

$$\phi(t) = \phi(t_0) + f[t - t_0] + \sum_{n=2}^{+\infty} \frac{d^{n-1}f}{dt^{n-1}} \frac{1}{n!} (t - t_0)^n \quad (3)$$

式中, t_0 为参考时间原点, f (Hz) 是脉冲频率。则由(3)式可以获得脉冲信号 ϕ_k 到达 SSB 原点的时间为 $t_{SSB} = \arg(\phi_k)$ 。

脉冲信号 ϕ_k 到达 SSB 原点真实时间 t_{SSB} 与估算的到达时间 t_{SSB} 之差为

$$\Delta t = t_{SSB} - t_{SSB} = \hat{\alpha} + \frac{\mathbf{n} \cdot \delta\mathbf{r}}{c} \quad (4)$$

1.2 SINS 误差模型

捷联惯性导航系统的误差可以用一个 15 维的状态方程表示^[9]。

(1) 陀螺仪与加速度计误差方程

通常, 经过标定可以得到陀螺常值漂移项和加速度计的常值零偏项, 并改正相应的观测量。剩余元器件误差可认为是高斯一阶马尔科夫随机过程, 具体模型为

$$\begin{cases} d\mathbf{a} = -\mathbf{A}d + \mathbf{W}_d \\ d\mathbf{b} = -\mathbf{B}b + \mathbf{W}_b \end{cases} \quad (5)$$

其中, d 和 b 分别表示陀螺漂移和加速度计偏置的随机分量; $\mathbf{A} = \text{diag}(\alpha)$, $\mathbf{B} = \text{diag}(\beta)$, 其元素等于相应随机过程的反相关时间; \mathbf{W}_d , \mathbf{W}_b 为白噪声向量, 其协方差为

$$\mathbf{C}(t) = \mathbf{C}_0 e^{-\begin{Bmatrix} \alpha \\ \beta \end{Bmatrix} t} \quad (6)$$

其中, \mathbf{C}_0 为方差值。

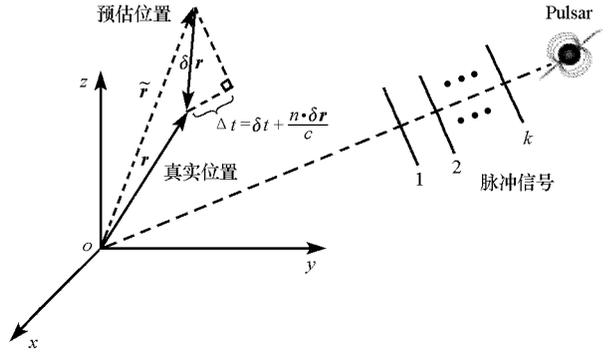


图 1 X 射线脉冲星导航中钟差修正的原理示意图

Fig. 1 The principle of clock error control of X-ray pulsar/SINS integrated navigation

(2) 平台失准角状态方程

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}^i = \mathbf{R}_b^i \boldsymbol{d} \quad (7)$$

其中 \mathbf{R}_b^i 为体坐标系向惯性坐标系的转换矩阵。

(3) 速度误差方程

$$\delta \dot{\mathbf{V}}^i = -\mathbf{F}^i \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{R}_b^i \boldsymbol{b} + \mathbf{N}^i \delta \mathbf{r} \quad (8)$$

$$\text{其中, } \mathbf{F}^i \text{ 为 } \mathbf{f}^i \text{ 的反相关阵, } \mathbf{N}^i = \frac{\mu}{r^3} \begin{bmatrix} -1 + \frac{3x^2}{r^2} & 3\frac{xy}{r^2} & 3\frac{xz}{r^2} \\ 3\frac{xy}{r^2} & -1 + 3\frac{y^2}{r^2} & 3\frac{yz}{r^2} \\ 3\frac{xz}{r^2} & 3\frac{yz}{r^2} & -1 + 3\frac{z^2}{r^2} \end{bmatrix}.$$

(4) 位置误差方程

$$\delta \dot{\mathbf{r}}^i = \delta \mathbf{v}^i \quad (9)$$

1.3 星载时钟钟差模型

卫星时钟中的同步可以通过估计相对于标准时间的偏差、偏差漂移率和偏差漂移率的变化率获得,因此星载时钟性能可用三态多项式过程来仿真^[3,10],连续模型如下:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_1 \mathbf{x} + \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_1(t) \\ \omega_2(t) \\ \omega_3(t) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\mathbf{Q}_k(\tau) = E[\boldsymbol{\omega}(k) \boldsymbol{\omega}(k)^T] = \begin{bmatrix} q_1 \tau + \frac{1}{3} q_2 \tau^3 + \frac{1}{20} q_3 \tau^5 & \frac{1}{2} q_2 \tau^2 + \frac{1}{8} q_3 \tau^4 & \frac{1}{6} q_3 \tau^3 \\ \frac{1}{2} q_2 \tau^2 + \frac{1}{8} q_3 \tau^4 & q_2 \tau + \frac{1}{3} q_3 \tau^3 & \frac{1}{2} q_3 \tau^2 \\ \frac{1}{6} q_3 \tau^3 & \frac{1}{2} q_3 \tau^2 & q_3 \tau \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中, $\mathbf{x} = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$ 中元素依序分别表示时钟钟差、时钟钟差漂移率和时钟漂移率变化率; ω_1 、 ω_2 和 ω_3 为时钟系统噪声; q_1 、 q_2 和 q_3 为连续过程噪声的功率谱密度。

1.4 组合导航的钟差修正模型

将星载时钟钟差增广为组合导航系统的状态变量,即取 $\mathbf{X} = [\delta \mathbf{r} \ \delta \mathbf{v} \ \boldsymbol{\varepsilon} \ \boldsymbol{d} \ \boldsymbol{b} \ \mathbf{x}]^T$,可得考虑钟差修正的 X 射线脉冲星/SINS 组合导航系统的状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{v} \\ \boldsymbol{\varepsilon} \\ \boldsymbol{d} \\ \boldsymbol{b} \\ \mathbf{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \mathbf{v} \\ -\mathbf{F}^i \boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{R}_b^i \boldsymbol{b} + \mathbf{N}^i \delta \mathbf{r} \\ \mathbf{R}_b^i \boldsymbol{d} \\ -\mathbf{A} \boldsymbol{d} \\ -\mathbf{B} \boldsymbol{b} \\ \mathbf{A}_1 \mathbf{x} \end{bmatrix} + \mathbf{W} \quad (12)$$

其中 \mathbf{W} 为系统噪声。

当使用 i 颗脉冲星导航时,由(4)式可得考虑钟差修正的 X 射线脉冲星/SINS 组合导航系统的观测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \Delta t_1 \\ \vdots \\ \Delta t_i \end{bmatrix} = \mathbf{H} \mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (13)$$

$$H = \begin{bmatrix} n_{1x}/c & n_{1y}/c & n_{1z}/c & \mathbf{0}_{1 \times 12} & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ n_{ix}/c & n_{iy}/c & n_{iz}/c & \mathbf{0}_{1 \times 12} & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中, V 为观测噪声。

2 仿真实验与分析

以 GPS 轨道为初始轨道, 在航天器运行过程中, 给定三个坐标轴方向的连续机动加速度大小为 $(10\text{m/s}^2, 10\text{m/s}^2, 10\text{m/s}^2)$; 航天器时钟误差漂移率^[3] 为 3.637979×10^{-12} , 时钟漂移率的变化率为 $6.66 \times 10^{-18}/\text{s}$; 依据铷原子钟模型, 取星载时钟的噪声谱密度分别为 $q_1 = 1.11 \times 10^{-22}\text{s}$, $q_2 = 2.22 \times 10^{-32}/\text{s}$ 和 $q_3 = 6.66 \times 10^{-45}/\text{s}^3$; 初始导航误差为 $(10\text{m}, 10\text{m}, 10\text{m})$ 和 $(0.01\text{m/s}, 0.01\text{m/s}, 0.01\text{m/s})$, 平台安装误差为 $(10^{-4}\text{rad}, 10^{-4}\text{rad}, 10^{-4}\text{rad})$, 陀螺漂移随机分量初值为 $(10^{-4}\text{rad/s}, 10^{-4}\text{rad/s}, 10^{-4}\text{rad/s})$, 加速度计偏置随机分量初值为 $(10^{-4}\text{g/s}, 10^{-4}\text{g/s}, 10^{-4}\text{g/s})$; 导航中使用的脉冲星为 PSR B1937+ 21, PSR B1957+ 20, PSR J0218+ 4232 和 PSR B1821- 24。

给定星载时钟初始时刻的钟差 0s , 在航天器运行过程中 SINS 系统始终参与工作, 采用卡尔曼滤波

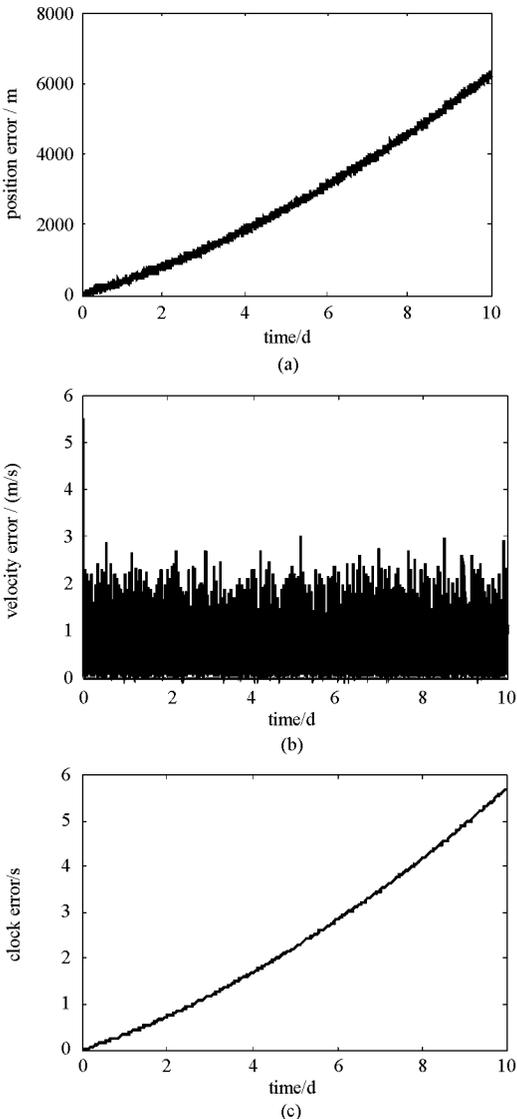


图 2 钟差未修的组合导航误差

Fig. 2 Navigation error without clock error control

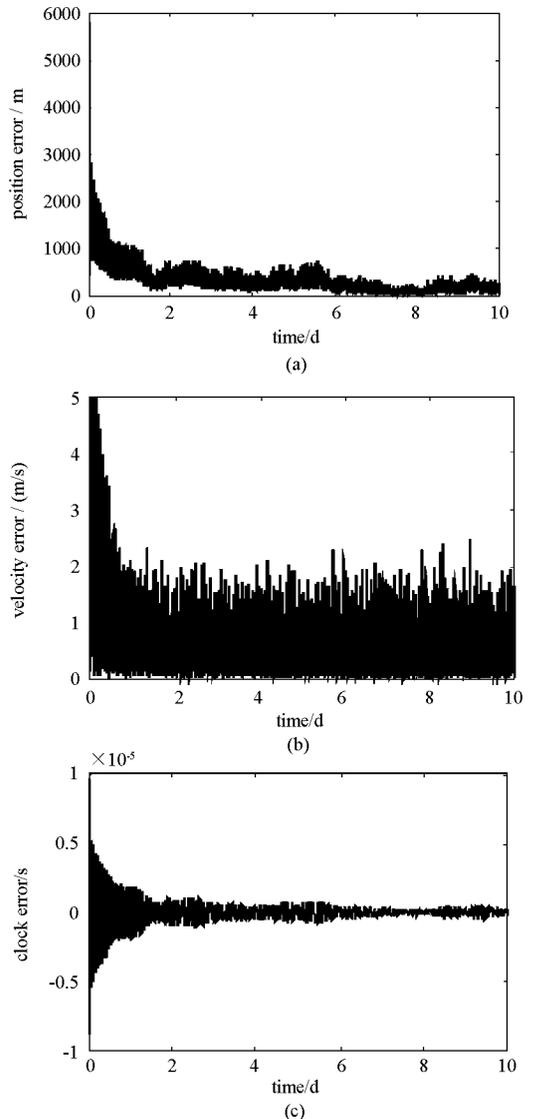


图 3 钟差修正后的组合导航误差

Fig. 3 Navigation error without clock error control

进行导航计算,组合导航计算时间步长为 10s,当存在星载时钟钟差漂移且未对其进行有效处理的仿真计算结果如图 2 所示。为检验 X 射线脉冲星/SINS 组合导航中钟差处理方法的有效性,此处给出星载时钟的初始钟差为 3.5858×10^{-6} s,其他计算条件不变,采用新方法下对星载时钟钟差修正后的组合导航计算结果如图 3 所示。

从仿真结果可以看出,当星载时钟存在钟差漂移且未对其进行有效处理时,X 射线脉冲星/SINS 组合导航误差随着时间不断增加,在航天器飞行 10d 时,钟差已经接近 6 μ m,导航误差已达到 6km,高于钟差直接影响下对应的位置误差。出现此种情况的主要原因是由于星载时钟钟差的存在,导致组合导航系统的测量噪声为有色噪声,从而导致了滤波器性能的下降,因此当存在星载时钟钟差漂移时,X 射线脉冲星/SINS 组合导航已很难满足空间长航时飞行任务的需求;采用新的钟差处理方法后,星载时钟钟差漂移得到了有效抑制,保证了组合导航系统精度,因此可以得出结论:当航天器时钟存在钟差漂移时,采用新的钟差处理方法可以有效解决因钟差漂移引起的 X 射线脉冲星/SINS 组合导航精度下降问题,且理论上是可行的。

3 结论

针对 X 射线脉冲星/SINS 组合导航精度随着星载时钟钟差漂移而下降问题,本文通过将星载时钟钟差增广为组合系统的状态向量,提出一种新的 X 射线脉冲星/SINS 组合导航的钟差处理方法并进行了仿真分析。研究结果表明,该方法可以有效消除星载时钟钟差漂移对组合导航精度的影响,保证了导航精度,对未来 X 射线脉冲星/SINS 组合导航的工程应用具有一定的技术支撑作用。

参考文献:

- [1] 刘劲,马杰,田金文.基于 MMAE-UKF 的脉冲星/CNS 组合导航[J].华中科技大学学报,2009,37(11):61-64.
- [2] 刘劲,马杰,田金文.利用 X 射线脉冲星和多普勒频移的组合导航[J].宇航学报,2010,31(6):1553-1557.
- [3] Dennis W W. The Use of X-Ray Pulsars for Aiding GPS Satellite Orbit Determination[D]. Air Force Institute of Technology, 2005.
- [4] 李方洲. GPS 同步时钟系统设计[J]. 全球定位系统,2001,26(3):43-45.
- [5] 袁海波,李滚,王正明.小波包分解算法及 Kalman 滤波进行原子钟信号消噪的比较[J].电子测量与仪器学报,2005,119(16):21-24.
- [6] 费保俊.相对论在现代导航中的应用[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [7] Suneel I S. The Use of Variable Celestial X-Ray Sources for Spacecraft Navigation[D]. University of Maryland, 2005.
- [8] Josep S, Andreu U, Xavier V, et al. Feasibility Study for a Spacecraft Navigation System Relying on Pulsar Timing Information[R]. Spain: University of Barcelona, 2004.
- [9] 董绪荣,张守信,华仲春. GPS/INS 组合导航定位及应用[M].长沙:国防科技大学出版社,1998.
- [10] 李孝辉,吴海涛,高海军,等.用 Kalman 滤波器对原子钟进行控制[J].控制理论与应用,2003,20(4):551-554.