

关于X射线脉冲星导航的轨道力学问题

帅平*, 陈忠贵, 曲广吉

中国空间技术研究院总体部, 北京 100094

* E-mail: <mailto:shuaiping@cast.cn>

收稿日期: 2008-08-13; 接受日期: 2008-12-05

国家高技术研究发展计划(“863”计划)(批准号: 2008AA12Z304)资助项目

摘要 X射线脉冲星导航是以脉冲星辐射的X射线信号作为信息输入, 经过相应的信号和数据处理, 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、时间和姿态等导航信息的实现过程. 本文在概述X射线脉冲星导航概念和原理的基础上, 重点研究利用X射线脉冲星导航的航天器轨道力学模型以及时钟系统状态方程. 并通过数值分析试验, 定量分析基于X射线脉冲星的导航卫星轨道确定与时间同步的可行性, 初步论证X射线脉冲星导航与航天器轨道力学模型的基本关系.

关键词

X射线脉冲星
自主导航算法
轨道力学模型
动力定轨方法

X射线脉冲星导航是以脉冲星辐射的X射线信号作为信息输入, 经过相应的信号和数据处理, 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、时间和姿态等导航信息的实现过程. 由于脉冲星距离太阳系达到几万光年, 因此在航天器上探测到脉冲星辐射的X射线信号极其微弱, 通常需要几百秒的信号积分时间, 才能获得较高信噪比的脉冲轮廓^[1]. X射线脉冲星导航的实质就是解决航天器持续自主高精度轨道确定和时间同步问题. 显然, 采用几何定轨方法难以满足应用需求. 因而, 针对具体航天器运行环境, 建立高精度的航天器轨道力学模型和时钟系统状态模型, 构造系统状态方程和测量方程, 采用动力定轨方法, 估计导航系统状态参数, 以满足航天器高精度自主导航应用需求.

本文在简要概述X射线脉冲星导航概念和原理的基础上, 详细研究利用X射线脉冲星导航的航天器轨道力学模型和时钟系统状态模型, 着重分析研究导航卫星轨道摄动模型. 最后通过数值分析试验, 定量分析基于X射线脉冲星的导航卫星轨道确定与时间同步的可行性, 初步论证X射线脉冲星导航与航天

器轨道力学模型的基本关系.

1 X射线脉冲星导航的基本概念

1.1 脉冲星的基本概念

脉冲星是大质量恒星演化、坍缩、超新星爆发的遗迹, 是一种具有超高温、超高压、超高密度、超强磁场、超强电场和超强引力场等极端物理条件的天体, 其典型半径约为10 km, 而质量却与太阳相当, 核心密度达到 10^{12} kg/cm^3 .

脉冲星属于高速自转的中子星, 其自转轴与磁极轴之间有一个夹角, 两个磁极各有一个辐射波束. 当星体自转且磁极波束扫过安装在地面或航天器上的探测设备时, 探测设备就能够接收到一个脉冲信号. 脉冲星具有良好的周期稳定性, 尤其是毫秒级脉冲星的自转周期变化率达到 $10^{-19} \sim 10^{-21}$, 被誉为自然界最稳定的天文时钟^[2]. 脉冲星在射电、红外、可见光、紫外、X射线和 γ 射线等电磁波段产生信号辐射. X射线属于高能光子, 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, 但难以穿过地球稠密大气层, 因此只能在地球大气层外空间才能

观测到。

1967年,英国剑桥大学的Hewish教授及其学生Bell博士发现了第一颗射电脉冲星。1976年,美国的天文观测卫星Ariel-5首次观测到脉冲星辐射的X射线信号。目前已发现和编目的脉冲星达到1790多颗,其中约有140颗脉冲星具有X射线辐射,10余颗脉冲星具有良好的X射线周期性稳定辐射特性。

1.2 X 射线脉冲星导航系统组成

基于X射线脉冲星的航天器(卫星)自主导航系统由X射线探测器、星载原子时钟组、太阳系行星参数数据库、X射线脉冲星模型及特征参数数据库、星载计算机设备、捷联惯性导航系统(SINS)和自主导航算法模块库组成(如图1所示)。其中,X射线探测器包括X射线光子计数器和X射线成像仪,分别用于探测X射线光子和提取脉冲星影像信息;星载原子时钟组用于保持星上时间系统,记录X射线光子和脉冲到达时间(TOA);太阳系行星参数数据库提供太阳系行星星历和引力常数、太阳引力常数以及时空基准维持参数等;脉冲星模型及特征参数数据库提供脉冲星标准轮廓、计时模型、星历表和特征参数等;导航算法模块库提供卫星自主导航系统状态方程、组成测量方程、双核Kalman滤波器、 H_∞ 滤波器、导航参数预报器等软件模块;星载计算机主要用于X射线脉冲星信号处理、导航数据处理和控制指令生成等;SINS包括陀螺仪和加速度计等惯性测量部件(IMU),负责提供

卫星短时线加速度和角速度测量值,起辅助导航、参数平滑和测量冗余作用。

基于X射线脉冲星的航天器轨道确定和时间同步与航天器姿态测量分别在2个环路中实现。前者称为航天器轨道确定和时间同步环路,其输入信息为光子计数器提取的脉冲信号和相位,输出为航天器位置、速度和时间信息;后者称为航天器姿态测量环路,其输入信息为X射线成像仪提取的脉冲星角位置,输出为航天器姿态角分量。利用X射线脉冲星信号测定航天器姿态的方法与星体跟踪器类似,区别在于用X射线代替可见光观测^[4]。本文对X射线脉冲星与SINS组合导航问题不做深入研究,主要讨论利用X射线脉冲星的航天器轨道确定和时间同步的轨道力学问题。

1.3 X 射线脉冲星导航的时空基准与几何原理

基于X射线脉冲星的航天器自主导航是以太阳系质心坐标系为时空基准的。太阳系质心坐标系是以整个太阳系质量中心为坐标原点, X_{SSB} 轴指向J2000.0定义的春分点,在天球赤道面内构成的右手坐标系,也称为国际天球参考框架(ICRF)。在太阳系质心坐标系中所受到的惯性力与来自银河系中除太阳以外的其他恒星引力互相抵消,因而太阳系质心坐标系属于典型的惯性坐标系,能够精确表达三维位置坐标和第四维时间坐标。

在图2中展示了航天器利用X射线脉冲星进行自主导航的几何原理。其中,Sat表示航天器;PSR表示脉冲星; O_E 、 O_S 和 O_{SSB} 分别表示地球质心、太阳质心

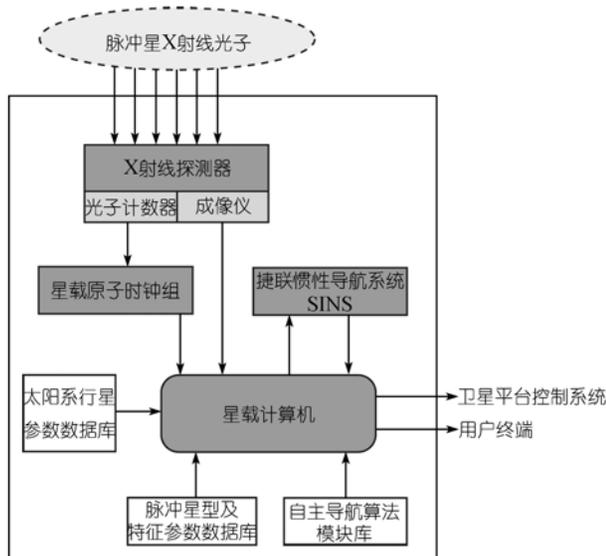


图1 X 射线脉冲星导航系统组成

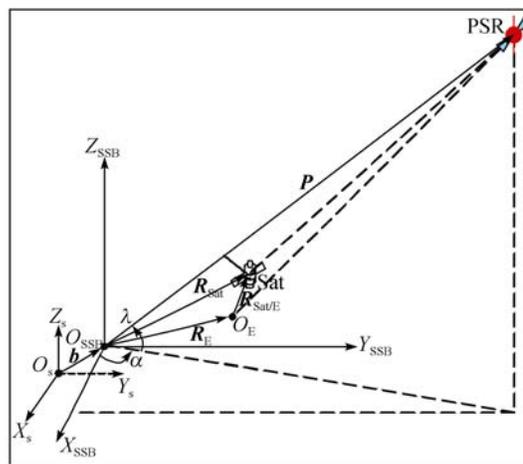


图2 X 射线脉冲星导航的几何原理

和太阳系质心; $O_S-X_S Y_S Z_S$ 和 $O_{SSB}-X_{SSB} Y_{SSB} Z_{SSB}$ 分别表示太阳质心坐标系和太阳系质心坐标系; \mathbf{P} 脉冲星位置单位矢量; α, λ 分别为脉冲星在太阳系质心坐标系中的赤经和赤纬; $\mathbf{R}_{\text{Sat}}, \mathbf{R}_E$ 和 $\mathbf{R}_{\text{Sat}/E}$ 分别表示在太阳系质心坐标系中卫星位置矢量、地球位置矢量以及卫星相对于地球的位置矢量; \mathbf{b} 表示太阳系质心在太阳质心坐标系中的位置矢量. 由于脉冲星距离太阳系达几万光年, 因此对于整个太阳系来说, \mathbf{P} 可以被视为常矢量处理.

从图2中可以看到, 从脉冲星发出的X射线脉冲信号到达卫星的时间与到达太阳系质心的时间差可以表达为卫星相对于太阳系质心坐标系的位置矢量在脉冲星方向上投影的等效时延与卫星钟差之和, 并进行广义相对论时间转换误差修正.

1.4 基于X射线脉冲星的航天器自主导航测量方程

在太阳系质心坐标系中, X射线脉冲星导航的基本观测是脉冲星计时模型的预报时间与卫星测量脉冲到达时间之差^[4]. 因此, 对于观测历元 t_k , 利用脉冲星的航天器自主导航测量方程可以表示为

$$\delta\rho = (\cos\lambda\cos\alpha)\delta x + (\cos\lambda\sin\alpha)\delta y + (\sin\lambda)\delta z + c\delta\tau_\varphi + \nu, \quad (1)$$

式中

$$\begin{aligned} \delta\rho = & c\tau_{\text{SSB}} - c\tau_{\text{Sat}} - \mathbf{P}(\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E}) \\ & - \frac{1}{2D_0} \left\{ [\mathbf{P}(\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E})]^2 - \|\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E}\|^2 \right. \\ & \left. + 2(\mathbf{P} \cdot \mathbf{b})[\mathbf{P}(\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E})] - 2[\mathbf{b}(\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E})] \right\} \\ & - \frac{2\mu_s}{c^2} \ln \left[\frac{\mathbf{P}(\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E}) + \|\mathbf{R}_E + \mathbf{R}'_{\text{Sat}/E}\|}{\mathbf{P} \cdot \mathbf{b} + \|\mathbf{b}\|} + 1 \right] - d_{\text{other}}, \quad (2) \end{aligned}$$

$$\mathbf{P} = [\cos\lambda\cos\alpha \quad \cos\lambda\sin\alpha \quad \sin\lambda]^T;$$

$\delta x, \delta y$ 和 δz 表示相对于地球的卫星位置坐标分量偏差; $\delta\tau_\varphi$ 为星载时钟偏差; c 为光速; ν 为测量噪声; μ_s 为太阳引力常数; D_0 为太阳质心至脉冲星的距离; $\mathbf{R}'_{\text{Sat}/E}$ 为在太阳系质心坐标系中卫星相对于地球的近似位置矢量; d_{other} 为其它误差项修正量; $\|\bullet\|$ 表示求矢量的模. (2)式右边的第3和4项称为Roemer延迟, 第5项称为Shapiro延迟.

2 X 射线脉冲星导航的航天器轨道力学模型与时钟系统模型

X射线脉冲星导航系统状态方程包括卫星摄动轨道力学方程和星载时钟状态方程. 前者为非线性连续时变系统, 若考虑高阶项摄动, 则方程的线性化和离散化过程极其复杂; 后者由具体的星载原子时钟系统确定, 通常表示为多项式展开的线性离散系统.

2.1 航天器轨道力学模型

基于X射线脉冲星的航天器自主导航的轨道力学问题, 一般为摄动二体轨道问题或限制性三体问题. 选择导航系统状态参量有2种基本类型, 即轨道根数和位置速度. 当采用轨道根数构造导航系统状态时, 航天器轨道动力学模型为Gauss-Lagrange型方程

$$\begin{cases} \frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} [Se\sin f + T(1+e\cos f)], \\ \frac{de}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} [S\sin f + T(\cos f + \cos E)], \\ \frac{di}{dt} = \frac{r\cos u}{na^2\sqrt{1-e^2}} \cdot W, \\ \frac{d\Omega}{dt} = \frac{r\sin u}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \cdot W, \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{nae} \left[-S\cos f + T\left(1 + \frac{r}{p}\right)\sin f \right] \\ \quad - \frac{r\sin u\cos i}{na^2\sqrt{1-e^2}\sin i} \cdot W, \\ \frac{dM}{dt} = n - \frac{1-e^2}{nae} \left[-S\left(\cos f - 2e\frac{r}{p}\right) + T\left(1 + \frac{r}{p}\right)\sin f \right], \end{cases} \quad (3)$$

式中, $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$; $u = f + \omega$; $p = a(1-e^2)$; a 为轨道半长轴; e 为轨道偏心率; i 为轨道倾角; Ω 为升交点赤经; ω 为近地点幅角; M 为平近点角; S, T 和 W 分别表示卫星轨道径向、切向和法向摄动加速度; f, E 分别为真近点角和偏近点角.

当采用位置和速度矢量构造导航系统状态时, 航天器轨道力学模型可以表示为

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ -\mu \frac{x}{r^3} + a_x \\ -\mu \frac{y}{r^3} + a_y \\ -\mu \frac{z}{r^3} + a_z \end{bmatrix}, \quad (4)$$

式中, μ 为地球引力常数; r 为地心至卫星的距离; a_x , a_y 和 a_z 为摄动加速度分量, 其中摄动加速度包括地球非中心引力摄动、日月摄动和太阳辐射压摄动等.

比较 2 种系统状态参量, 具有如下基本特征.

1) 位置和速度参量变化较快, 而对于轨道根数形式, 只有平近点角参量变化较快, 而其余 5 个参数均为慢变量.

2) 位置和速度参量的量级相差较大, 而轨道根数的半长轴量级较大, 其余参数量级相当.

3) 用轨道根数表示轨道的空间形状, 其微小改变对于航天器的空间位置和速度影响很大. 在考虑摄动因素较多的情况下, 轨道力学模型均比较复杂, 在计算量上相差不大.

考虑高阶项摄动, 航天器轨道力学模型具有复杂的非线性特征, 简化表示为

$$\dot{X} = F(X), \quad (5)$$

经线性化后得到

$$\dot{X} = AX, \quad (6)$$

式中, $A = \left. \frac{\partial F}{\partial X} \right|_{\hat{X}}$, \hat{X} 为线性化时的参考状态. 则有,

状态离散化系统状态转移矩阵为

$$\Phi(t, 0) = e^{At}, \quad (7)$$

相应的微分方程求解表达式为

$$\dot{\Phi} = A\Phi. \quad (8)$$

2.2 导航卫星轨道摄动分析

针对导航卫星自主导航, 主要考虑地球非中心引力、太阳辐射压和日月引力等 3 类摄动因素对导航星座构形的影响^[5]. 一般地, 在 J2000.0 历元平赤道坐标系中, 导航卫星摄动运动方程表示为

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \vec{r} + \vec{a}_1 + \vec{a}_2 + \vec{a}_3 + \vec{a}_4, \quad (9)$$

式中, μ 为地球引力常数; \vec{r} 为卫星位置矢量; r 为地心至卫星的距离; \vec{a}_1 为地球非中心引力摄动加速度; \vec{a}_2 为太阳辐射压摄动加速度; \vec{a}_3 和 \vec{a}_4 分别为日、月引力摄动加速.

2.2.1 地球非中心引力摄动加速度 在地心固联坐标系(ECEF)中, 地球非中心引力位可以表示为

$$U(r, \varphi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \varphi) \cdot [\bar{C}_{nm} \cos(n\lambda) + \bar{S}_{nm} \sin(m\lambda)], \quad (10)$$

式中, r 为卫星至地心距离; φ 为卫星的地心纬度; λ 为卫星的地心经度; R_e 为平均地球半径; \bar{P}_{nm} 为规范化的 Legendre 多项式; \bar{C}_{nm} , \bar{S}_{nm} 为规范化的地球引力场系数; μ 为地球引力常数. 于是, 地球引力摄动加速度可以表示为

$$\vec{a}_e = [a_{ex} \ a_{ey} \ a_{ez}]^T = \left(\frac{\partial U}{\partial (x_e, y_e, z_e)} \right)^T. \quad (11)$$

利用相应的岁差、章动、地球自转和极移转换矩阵, 可以将 \vec{a}_e 转化为在 J2000.0 历元平赤道坐标系中的摄动加速度 \vec{a}_1 .

2.2.2 太阳辐射压摄动加速度 太阳辐射压摄动加速度与太阳光的强度、卫星受晒面积、卫星与太阳光线的几何关系、以及卫星表面材料特性等密切相关. 考虑到卫星表面材料的老化、太阳能量随太阳活动的变化、以及卫星姿态控制误差等因素的影响, 太阳辐射压摄动力通常难以精确建模. 因此, 太阳辐射压精确建模技术一直是精密确定和预报导航卫星轨道的技术难点. 常用的太阳辐射压摄动模型有标准光压模型、三角多项式模型以及 Rock4 模型等, 具体模型参数确定与卫星的结构设计参数有关. 标准光压模型可以表示为

$$\vec{a}_2 = f_e P_s C_r \frac{A}{m} r_s^2 \frac{(\vec{r} - \vec{r}_s)}{|\vec{r} - \vec{r}_s|^3}, \quad (12)$$

式中, f_e 为星蚀因子; $\left(\frac{A}{m} \right)$ 为卫星面质比; \vec{r} 为卫星位置矢量; \vec{r}_s 为太阳位置矢量; $P_s = 4.5605 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$;

C_r 的取值范围为1~1.44. 在实际工程应用中, 根据卫星外形结构设计和试验数据, 建立符合实际工况的太阳辐射压摄动模型. 例如, GPS卫星采用考虑热辐射的三角函数多项式摄动力模型.

2.2.3 日、月引力摄动加速度 考虑包含卫星和地球在内的 $n+2$ 个天体之间的相互作用, 日、月引力摄动加速可以分别表示为

$$\vec{a}_3 = \mu_s \left(\frac{\vec{r}_s - \vec{r}}{|\vec{r}_s - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_s}{r_s^3} \right), \quad (13)$$

$$\vec{a}_4 = \mu_m \left(\frac{\vec{r}_m - \vec{r}}{|\vec{r}_m - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_m}{r_m^3} \right), \quad (14)$$

式中, \vec{r} , \vec{r}_s 和 \vec{r}_m 分别为卫星和日、月在 J2000.0 坐标系中的位置矢量; μ_s, μ_m 分别为日、月引力常数.

2.3 星载原子时钟系统状态模型

星载原子钟具有良好的稳定性能, 频率漂移变化缓慢, 确定性的频率漂移可以利用数据库进行周期性补偿, 因此时钟系统状态方程可以表示为^[6]

$$\begin{bmatrix} \delta\tau_\phi \\ \delta\tau_f \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_{k-1} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\tau_\phi \\ \delta\tau_f \end{bmatrix}_{k-1} + \begin{bmatrix} w_\phi \\ w_f \end{bmatrix}_{k-1}, \quad (15)$$

式中, $\delta\tau_\phi, \delta\tau_f$ 分别为卫星时钟偏差和频率误差; Δt_{k-1} 为滤波周期; w_ϕ, w_f 分别时钟相位噪声和频率噪声, 由具体时钟 Allan 方差确定.

一般地, 星载原子时钟 Allan 方差表达为

$$\sigma_y^2(\tau) = \frac{2\pi^2 h_{-2}}{3} \tau + 2 \ln 2 \cdot h_{-1} + \frac{h_0}{2} \cdot \frac{1}{\tau} + \frac{h_1 [6 + 3 \ln(2\pi f_h \tau) - \ln 2]}{4\pi^2} \cdot \frac{1}{\tau^2} + \frac{3f_h h_2}{4\pi^2} \cdot \frac{1}{\tau^2}, \quad (16)$$

式中, τ 为采样间隔; f_h 为测量设备的高端截止频率; h_α 为与噪声过程 α 有关的系数, α 取值为 -2, -1, 0, 1 和 2 分别对应调频随机游走噪声、调频闪变噪声、调频白噪声、调相闪变噪声以及调相白噪声等 5 种噪声过程.

可见, 星载原子时钟系统噪声属于典型的有色噪声过程. 在设计 Kalman 滤波器时, 首先需要对系统噪声进行白色化处理. 依据 Allan 方差与 Kalman 滤波统计特征参数之间的相互关系, 有色系统噪声可

以被转化为零均值的高斯白噪声^[7].

3 数值分析试验

基于星间链路的导航星座自主导航模式, 星座的空间方位是不确定的, 存在星座整体旋转误差随时间累积问题, 致使星座难于长时间自主运行^[8,9]. 而基于 X 射线脉冲星的导航星座自主导航, 脉冲星辐射的 X 射线信号提供了绝对时空基准, 不存在星座整体旋转误差随时间累积问题. 利用 X 射线脉冲星的导航星座卫星自主导航仿真试验条件:

- 1) 采用导航星座构形为 Walker 24/6/1;
- 2) 星载时钟采用铷原子时钟频标, 仅考虑调频随机游走噪声系数和调频白噪声系数, 分别取值为 $4.0 \times 10^{-34}, 2.0 \times 10^{-22}$;
- 3) X 射线脉冲星角位置精度为 10^{-4} as;
- 4) X 射线脉冲星计时模型、TOA 转换模型及 TOA 测量精度均为 100 ns;
- 5) 星载时钟初始相位和频率误差分别为 20 ns, 2×10^{-12} Hz;
- 6) 卫星轨道和速度初始误差分别 50 m, 0.5 m/s;
- 7) X 射线脉冲星信号积分时间为 500 s;
- 8) 系统仿真时间为 200 天.

如果星载原子钟系统参数在长时间得不到修正的情况下, 完全依赖于时钟性能进行时间保持, 那么星载时钟误差随时间逐渐累积, 星座卫星不能进行时间同步^[6]. 在图 3, 4 和 5 中分别给出了基于 X 射线脉冲星的导航卫星 200 天的三维轨道确定误差、径向轨道确定误差和时间同步误差时间序列. 统计星座的三维轨道、径向轨道和时间同步精度分别为 10.02 m, 1.45 m 和 0.74 ns. 顾及星座卫星轨道和时钟误差, 可以计算得到基于 X 射线脉冲星的导航星座卫星用户测距误差 (URE) 时间序列, 如图 6 所示. 统计星座自主导航用户测距精度 (URA) 值分别为 2.01 m, 能够满足提高用户高精度导航定位应用需求.

从图 6 中可以看到: 利用脉冲星辐射的 X 射线信号, 能够高精度确定星座卫星轨道和精密时间同步, 尤其卫星径向轨道误差较小, 获得较小的 URE 值; 星座卫星时间同步误差与星座平均基准时间不存在漂移问题, 说明 X 射线脉冲星为导航卫星提供绝对的外部时空基准.

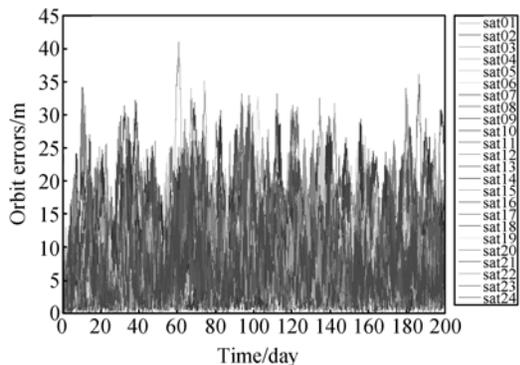


图 3 导航卫星轨道确定误差

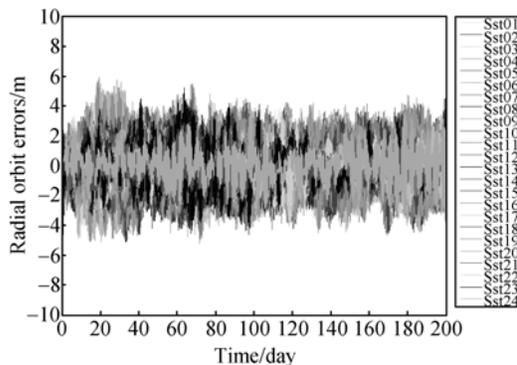


图 4 导航卫星径向轨道确定误差

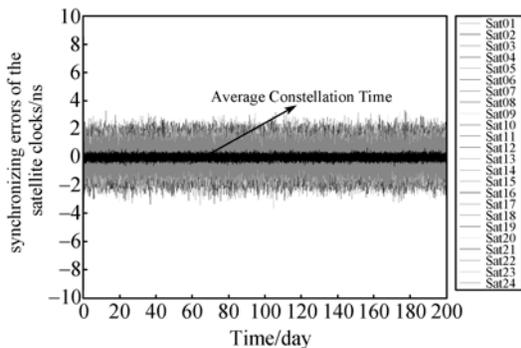


图 5 导航卫星时间同步误差

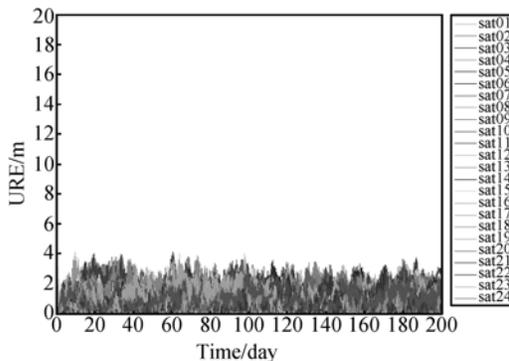


图 6 导航卫星用户测距误差(URE)

4 结束语

建立高精度的航天器轨道力学模型是 X 射线脉冲星导航的基础和前提条件. 通过测量 X 射线脉冲星辐射的脉冲信号达到航天器的时间, 获得航天器至太阳系质心的时间延迟量, 构造 X 射线脉冲星导航测量方程; 同时针对具有航天器运行环境, 建立高精度的航天器轨道力学模型和时钟系统模型, 构造 X 射线脉冲星导航系统状态方程; 最后, 通过 Kalman 滤波

处理, 估计航天器轨道和时间参数, 满足实际工程应用需求.

X 射线脉冲星脉冲到达时间提供了外部信息基准, 直接确定单颗卫星轨道和时间参数, 不存在导航星座整体旋转问题, 能够实现星座长时间高精度自主导航. 本文的数值分析试验结果初步验证了基于 X 射线脉冲星的导航卫星动力定轨模型和算法的可行性.

参考文献

- 1 帅平, 陈绍龙, 吴一帆, 等. X 射线脉冲星导航技术研究进展. 空间科学学报, 2007, 27(2): 169—176
- 2 Taylor J H. Millisecond pulsars: Nature's most stable clocks. In: Proceedings of the IEEE, Las Vegas, Nevada, 1991. 1054—1062
- 3 帅平, 陈绍龙, 吴一帆, 等. X 射线脉冲星导航原理. 见: 中国宇航学会总体专业学术讨论会, 张家界: 中国宇航学会, 2006
- 4 Sheikh S I, Pines D J, Wood K S, et al. The use of X-ray pulsar for spacecraft navigation. In: Proceedings of the 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, AAS 04-109, Maui, 2004. 105—119
- 5 帅平, 曲广吉. 导航星座构形保持策略研究. 见: 2006 年中国飞行力学学术会议, 黄山: 中国宇航学会, 2006
- 6 帅平, 曲广吉. 导航星座自主导航的时间同步技术. 宇航学报, 2005, 26(6): 768—772
- 7 Brown R G, Hwang P Y C. Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering. New York: John Wiley & Sons, 1997. 419—460
- 8 Menn M D, Bernstein H. Ephemeris observability issues in the global positioning system (GPS) autonomous navigation (Autonav). In: Proceedings of IEEE Position, Location and Navigation Symposium, Las Vegas, Nevada, 1994. 677—680
- 9 Rajan J A, Brodie P, Rawicz H. Modernization GPS autonomous navigation with anchor capability. In: Proceedings of the 16th International Technology Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GPS/GNSS 2003, Portland, OR, 2003. 1534—1542