

X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统研究*

苏哲[†] 许录平 王婷

(西安电子科技大学电子工程学院, 西安 710071)

(2010 年 12 月 20 日收到; 2011 年 2 月 22 日收到修改稿)

由于费用巨大, X 射线脉冲星导航初步研究阶段不可能进行空间搭载实验. 为此, 文章设计了一种 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统. 该系统由脉冲星信号模拟部分和导航参数解算部分组成. 模拟部分采用非齐次泊松过程对光子到达太阳系质心的时间建模, 时间转换后, 模拟 X 射线探测器观测脉冲星时输出的脉冲信号. 导航参数解算部分利用 Delta-Correction 方法解算模拟信号中蕴含的导航信息. 该系统可同时模拟 4 颗脉冲星信号, 成本低, 精度高, 可对脉冲星导航的信号处理和参数解算过程进行光子级仿真研究, 并为后续空间搭载实验中原理样机的设计提供一定的参考.

关键词: X 射线脉冲星, 导航, 仿真实验系统, 非齐次泊松过程

PACS: 97.60.Gb, 07.85.Fv, 07.05.Tp

1. 引言

X 射线脉冲星导航 (X-ray navigation pulsar-based, XPNV) 是一项利用 X 射线脉冲星信号进行自主导航的技术^[1], 能够为近地轨道、深空和星际空间飞行的航天器提供位置、速度、时间和姿态等丰富的导航信息, 现已成为空间导航领域的研究热点. 由于地球大气的阻挡, 地面难以观测到 X 射线脉冲星信号, 因此开展 XPNV 飞行实验需要在大气层以外的地球卫星或空间站上进行. 但是空间搭载实验费用巨大, 涉及的技术范围广、难度高. 因此, 在进行空间搭载实验前, 首先需要在地面实验室搭建相对廉价、研制方便、导航原理和信号处理方法与实际情况相符合的 X 射线脉冲星导航仿真实验系统, 以评估研究方案的可行性和导航算法的正确性, 定量考核导航系统的性能指标.

目前, 地面实验室大多采用电机带动光学斩波器的机械调制方法模拟 X 射线脉冲星信号^[2-4], 并利用该信号进行时间延迟测量和导航算法验证^[4,5]. 该方法通过斩波器的匀速旋转模拟脉冲星的周期性, 通过设计斩波器上波形调制孔的形状模拟脉冲辐射轮廓, 通过改变斩波器的转速调控脉冲

辐射周期. 但是, 上述模拟方法存在如下缺陷: 1) 机械调制 X 射线的方法精度很低. 文献[5]指出, 采用这种调制方法模拟的 X 射线脉冲星信号的脉冲到达时间测量精度仅能达到毫秒级, 无法满足 XPNV 仿真实验的精度要求. 2) 该方法通过设计波形调制孔的形状来模拟脉冲轮廓, 对不同的脉冲星需设计不同的开孔形状, 灵活性差, 且难以完全准确模拟脉冲轮廓的细节. 3) 研制 X 射线辐射源、斩波器和探测器的成本较高.

事实上, 是否模拟 X 射线信号对于导航算法的验证和性能评估意义不大, 如果能模拟 X 射线探测器观测脉冲星时的输出信号, 同样可对后续的导航算法进行研究. 本文设计了一种 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统 (X-ray pulsar-based navigation semi-physical simulation experiment system, XPNV-SSSES), 该系统由脉冲星信号模拟部分和导航参数解算部分组成. 脉冲星信号模拟部分利用非齐次泊松过程对光子到达太阳系质心 (solar system barycenter, SSB) 的时间建模, 进行时间转换后, 模拟 X 射线探测器在观测脉冲星时输出的电脉冲信号. 电脉冲信号易于精确调制, 故该系统成本较低, 且能够灵活、准确地模拟脉冲轮廓细节, 可满足 XPNV 仿真实验的精度要求. 导航参数解算部分通

* 国家高技术研究发展计划 (批准号: 2007AA12Z323) 和国家自然科学基金 (批准号: 60772139) 资助的课题.

[†] E-mail: suzhe@mail.xidian.edu.cn

过光子到达时间记录、时间转换、周期叠加和时延测量等步骤,得到并修正卫星位置估计误差.该系统可在地面实验室对 XPNNAV 系统的信号处理和参数解算过程进行光子级仿真,对于导航算法的可行性验证、性能指标评估和后续搭载实验具有一定的参考价值.

2. XPNNAV-SSES 的组成结构和工作原理

如图 1 所示, XPNNAV-SSES 可分为脉冲星信号模拟部分和导航参数解算部分.

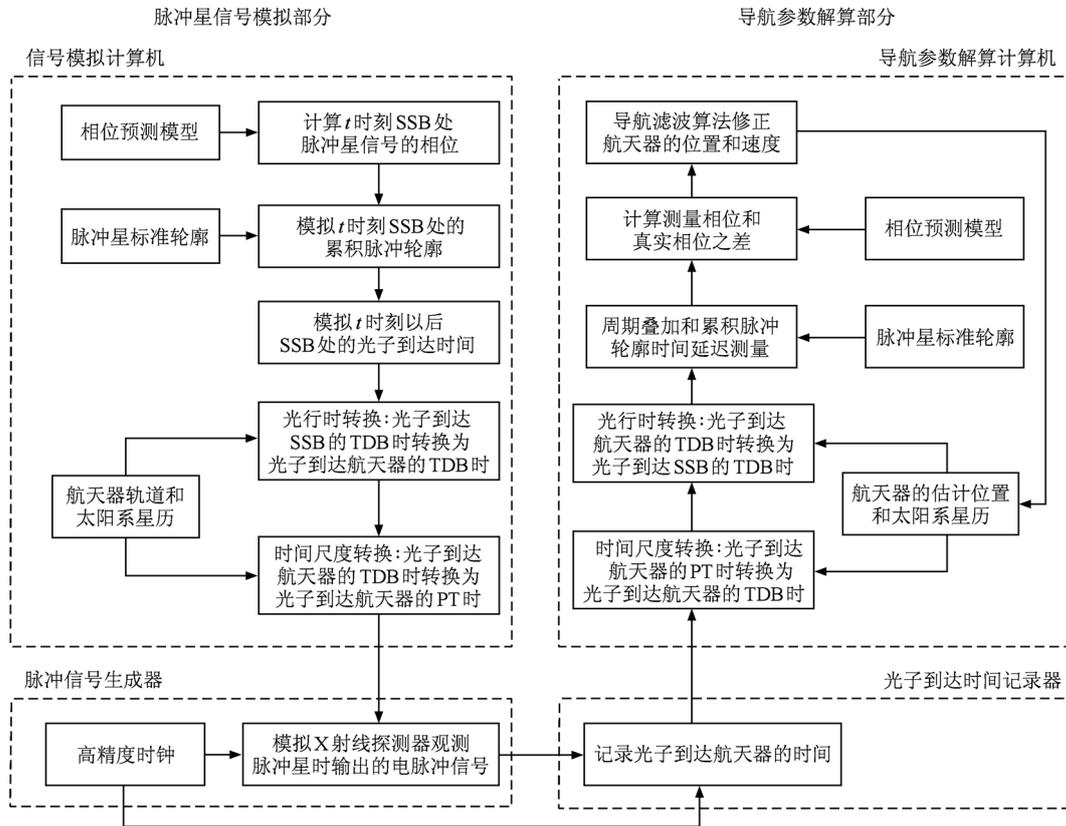


图 1 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统工作流程

脉冲星信号模拟部分由信号模拟计算机和脉冲信号生成器组成. 信号模拟计算机首先根据相位预测模型计算 t 时刻 SSB 处脉冲星信号的相位. 其次,对标准轮廓移位,模拟 t 时刻 SSB 处的累积脉冲轮廓. 然后,采用非齐次泊松过程建模和模拟 t 时刻以后 SSB 处的 X 射线光子到达时间. 最后,根据航天器轨道和太阳系星历,将光子到达 SSB 的质心力学时 (barycentric dynamic time, TDB) 转换为光子到达航天器的固有时 (proper time, PT),从而模拟航天器接收到的 X 射线光子到达时间. 脉冲信号生成器根据光子到达航天器的 PT 时,利用高精度时钟,模拟航天器上搭载的 X 射线探测器观测脉冲星时输出的电脉冲信号,这些信号中蕴含了航天器的位置信息.

导航参数解算部分由光子到达时间记录器和导航参数解算计算机组成. 光子到达时间记录器利用高精度时钟记录光子到达时间. 导航参数解算计算机采用 Delta-Correction^[6,7] 方法解算航天器的位置,其基本过程为:首先,提取光子到达时间,根据航天器估计位置和太阳系星历,将光子到达航天器的 PT 时转换回光子到达 SSB 的 TDB 时. 其次,计算每个光子对应的相位,将它们放入相应的相位间隔中,得到累积脉冲轮廓. 然后,将累积脉冲轮廓和标准轮廓比较,计算脉冲到达 SSB 处的测量相位 ϕ_{mea} . 由于轨道动力学模型对航天器的位置估计存在偏差 δr ,使得时间转换存在误差,最终导致 ϕ_{mea} 相对于真实相位 ϕ_{rea} (由相位预测模型得出) 存在偏差. 文献[6,8]给出了相位偏差和位置估计误差的

关系为

$$\delta\phi = \phi_{\text{rea}} - \phi_{\text{mea}} = \frac{\delta t}{T_p} + \frac{\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{r}}{c \cdot T_p}, \quad (1)$$

其中, δt 为时钟偏差, T_p 为脉冲辐射周期. 最后, 通过相位偏差 $\delta\phi$ 反推出航天器位置估计误差 $\delta \mathbf{r}$, 并利用导航滤波算法修正航天器的估计位置和速度.

3. XPNV-SSES 关键技术

本节详细阐述 XPNV-SSES 设计和实现过程中遇到的关键问题, 并给出解决方法.

3.1. 模拟 SSB 处的 X 射线光子到达时间

要模拟 X 射线脉冲星光子到达航天器的时间, 需首先通过如下三步模拟 SSB 处的光子到达时间:

3.1.1. 根据相位预测模型计算 t 时刻 SSB 处的相位

利用事先在 SSB 惯性系下建立的相位预测模型

$$\begin{aligned} \phi(t) = & \phi(t_0) + f(t - t_0) + \frac{\ddot{f}}{2}(t - t_0)^2 \\ & + \frac{\dddot{f}}{6}(t - t_0)^3 \end{aligned} \quad (2)$$

可计算出任意时刻 t ($t \geq t_0$) 在 SSB 处的脉冲星信号的相位. 上式中, f, \dot{f} 和 \ddot{f} 均取自 Princeton 脉冲星星历数据库. t_0 选择基频初相位为零的点. 为简化计算, 可设 $\phi(t_0) = 0$. 需注意的: 在脉冲星信号模拟部分和导航参数解算部分中, t_0 和 $\phi(t_0)$ 的取值必须一致.

3.1.2. 对标准轮廓移位, 模拟 t 时刻 SSB 处的累积脉冲轮廓

已知 t 时刻相对于 t_0 时刻的相位差 $\phi(t)$ 后, 利用(3)式可计算出累积脉冲轮廓和标准轮廓之间的相位间隔(phase bin)数目 Δn . 然后, 对标准轮廓进行 Δn 点的移位, 即可模拟 t 时刻 SSB 处的累积脉冲轮廓

$$\Delta n = N \cdot \text{frac}[\phi(t)], \quad (3)$$

上式中, N 为一个周期内相位间隔的数目, $\text{frac}[\cdot]$ 为取小数部分运算符.

在实际实验中发现, 在多数情况下 Δn 不为整数, 因此需对标准轮廓进行非整数点移位, 本文采用 SINC 内插法^[9]实现. 设 $\text{sinc}(x) = \sin(\pi x/T_b) / (\pi x/T_b)$ 为 SINC 函数, T_b 为相位间隔的长度(即采样周期), 标准轮廓 $s(t)$ 可表示为 SINC 函数的线性组合

$$s(t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} s(n) \cdot \text{sinc}(t - nT_b). \quad (4)$$

$p(t)$ 为累积脉冲轮廓, 由 $s(t)$ 平移 Δn 点得到

$$\begin{aligned} p(t) = & s(t + \Delta n \cdot T_b) \\ = & \sum_{n=-\infty}^{\infty} s(n) \cdot \text{sinc}(t - nT_b + \Delta n \cdot T_b). \end{aligned} \quad (5)$$

上式表明, SINC 函数内插法将 SINC 函数的平移视为一组基函数, 用插值点附近采样点的线性组合来得到信号内插. 由于 SINC 函数在零点具有最大值, 而随离开原点距离的增加其函数值衰减很快, 所以(5)式中用较少的项数即可得到较高精度的累积脉冲轮廓.

3.1.3. 模拟 t 时刻以后 SSB 处的光子到达时间

脉冲星光子流量密度很低, t 时刻 SSB 处的累积脉冲轮廓仅能表示此时此刻脉冲星信号的相位演化规律, 无法准确模拟 X 射线光子流量密度. 为使模拟信号的流量密度同实际情况相符合, 采用非齐次泊松过程^[10](non-homogeneous Poisson process, NHPP)对光子到达时间建模. 设在任意时间段(t_i, t_j)内, 航天器接收到 k 个光子的概率为

$$\begin{aligned} p[k; (t_i, t_j)] = & \frac{\left(\int_{t_i}^{t_j} \lambda(t) dt \right)^k}{k!} \\ & \times \exp\left(-\int_{t_i}^{t_j} \lambda(t) dt\right), \end{aligned} \quad (6)$$

其中 $\lambda(t) > 0$ 是 NHPP 的时变速率函数, 表示光子到达的瞬时流量, 其表达式为

$$\lambda(t) = B_x + (F_x - B_x) \cdot \tilde{p}(t). \quad (7)$$

F_x 和 B_x 分别为脉冲星方向上 X 射线光子辐射流量和背景辐射流量, $\tilde{p}(t)$ 为归一化的累积脉冲轮廓. 当单个相位间隔的时间很短时, 可近似认为在单个相位间隔(t_n, t_{n+1})内部, 脉冲星辐射近似服从参数为 $\lambda((t_n + t_{n+1})/2)$ 的泊松分布. 根据(7)式计算 $\lambda((t_n + t_{n+1})/2)$, 以泊松分布为依据, 模拟出每个相位间隔中的光子到达数目. 若某相位间隔中的光子数目大于零, 则以该相位间隔的中间时刻作为光子到达时间, 从而模拟出 t 时刻以后 SSB 处的 X 射线光子到达时间.

3.2. 时间转换

脉冲星相位预测模型采用的是 SSB 处的 TDB 时, 而航天器记录光子到达时间采用的是原子钟产生的 PT 时, 要比较时间(或相位)差, 需进行光行时转换和时间尺度转换.

文献[6]给出了光行时转换公式,本文不再详述.关于时间尺度转换,广义相对论框架下通用的时间尺度转换公式和地球轨道航天器的简化公式^[6,7]均需进行复杂的积分运算,并不实用.为降低运算复杂度,本文采用文献[11]中的时间尺度转换公式

$$\left(1 - \frac{W_0}{c^2}\right)\Delta t = \left(1 + \frac{3\mu_E}{2c^2 a} - \frac{W_0}{c^2}\right)\Delta\tau + 2 \frac{\mathbf{r}_{SC/E} \cdot \mathbf{v}_{SC/E}}{c^2}, \quad (8)$$

其中 Δt 为 TDB 时间间隔, $\Delta\tau$ 为 PT 时间间隔, W_0 是地球表面的重力势, c 为光速, μ_E 为地球引力常数, a 为轨道半长轴, $\mathbf{r}_{SC/E}$ 和 $\mathbf{v}_{SC/E}$ 为航天器在地心惯性系中的位置和速度.该公式仅需已知 $\mathbf{r}_{SC/E}$ 和 $\mathbf{v}_{SC/E}$ 即可实现 PT 时与 TDB 时的转换.

在导航参数解算部分中,需将 PT 时转换为 TDB 时.已知航天器的 PT 时 τ ,可利用轨道动力学模型^[12]推出 τ 时刻航天器的粗略位置和速度,代入(8)式即可算出 TDB 时.

在脉冲星信号模拟部分中,需将光子到达航天器的 TDB 时转换为 PT 时.但是,由于航天器的位置和速度均在 PT 时下标定,已知 TDB 时而未知 PT 时,无法直接得到 $\mathbf{r}_{SC/E}$ 和 $\mathbf{v}_{SC/E}$.此时,很难用解析的方法得出 $\Delta\tau$ 的表达式,本文采用迭代法^[13]求出 $\Delta\tau$ 的近似解:

(a) 设 $\Delta\tau_1 = \Delta t$;

(b) 根据 PT 时 $\tau_k = \tau_0 + \Delta\tau_k, (k = 1, 2, \dots)$, 计算 $\mathbf{r}_{SC/E}$ 和 $\mathbf{v}_{SC/E}$;

(c) 将 $\Delta t, \mathbf{r}_{SC/E}$ 和 $\mathbf{v}_{SC/E}$ 代入(8)式,求得 $\Delta\tau$ 作为 $\Delta\tau_{k+1}$;

(d) 若 $|\Delta\tau_{k+1} - \Delta\tau_k| < \varepsilon$, 则停止迭代,否则置 $k = k + 1$, 转步骤 (b).

附录 A 已证明,随迭代次数的增加,转换误差趋于收敛.为使时间转换误差不影响 XPNV-SSES 对定位精度的评估,需使时间转换误差远小于时间延迟测量误差.由实验部分可知,时间延迟测量误差为微秒级,令停止迭代条件 $\varepsilon = 10^{-12}$ s.

4. 实验与结果分析

图 2 为 XPNV-SSES 的硬件实物,包括信号模拟计算机、脉冲信号生成器、光子到达时间记录器和导航参数解算计算机.信号模拟计算机可同时模

拟 4 颗 X 射线脉冲星的辐射光子到达航天器的 PT 时.脉冲信号生成器首先将光子到达时间按先后顺序存入缓冲器中;然后,在高精度时钟信号(由恒温晶振 PTOC32246 产生,频率稳定度为 $\pm 5 \times 10^{-10}/d$)的控制下,确定每一个相位间隔中是否有光子到达;若有,则在该相位间隔的中间时刻,通过可编程逻辑电路控制的数模转换器产生一个电脉冲信号,模拟 X 射线探测器的输出信号.光子到达时间记录器利用高精度时钟记录光子到达时间(与脉冲信号生成器采用相同的时钟信号,可避免频率漂移对仿真实验的影响).导航参数解算计算机采用 Delta-Correction 方法解算航天器的位置和速度,并通过三维成像技术在显示器上显示出来(如图 3 所示).

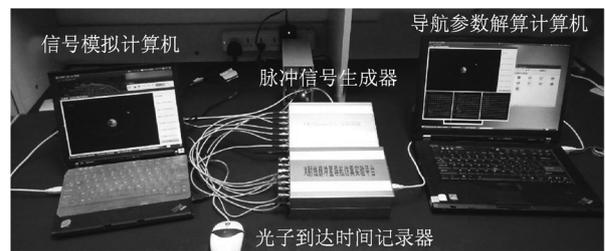


图 2 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统硬件实物

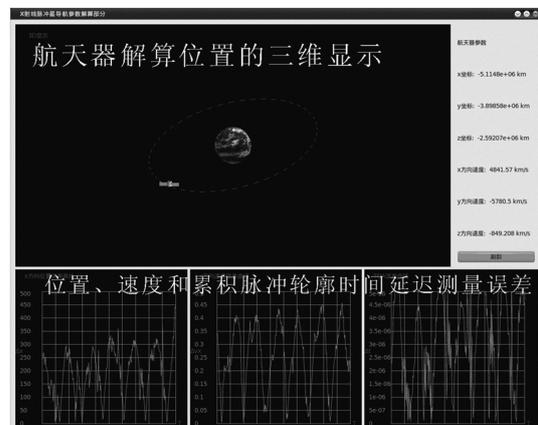


图 3 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统软件界面

4.1. SSB 处 X 射线脉冲星信号模拟实验

为测试脉冲星模拟信号同实测信号在脉冲辐射流量和轮廓细节等方面是否相符,以脉冲星 B0531 + 21 为例,进行模拟和实测数据的对比实验.实测数据由罗希 X 射线时变探测卫星观测得到.实验中用到的脉冲星特征参数(如脉冲周期和辐射流量等)取自文献[6].为使模拟信号更加真

实,将单周期内相位间隔的数目设为 1000. 图 4 为单周期的实测和模拟脉冲星信号. 图 5 为由 60 s 的实测和模拟信号叠加所得累积脉冲轮廓,叠加起始时间 $t_0 = 50849.000000544$ (MJD). 分别对比

图 4、图 5 可看出:模拟信号的脉冲辐射流量(图 4),累积脉冲轮廓的波形、幅度和相位(图 5)同实测信号相符合.

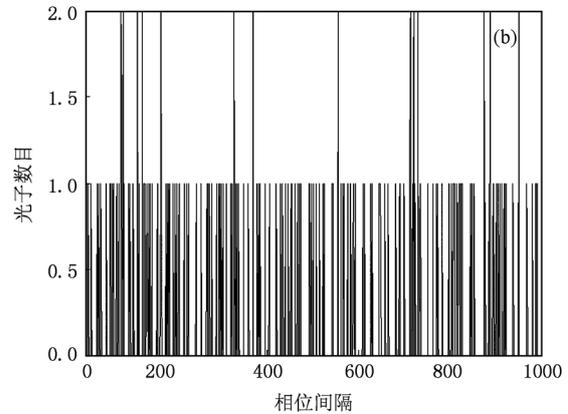
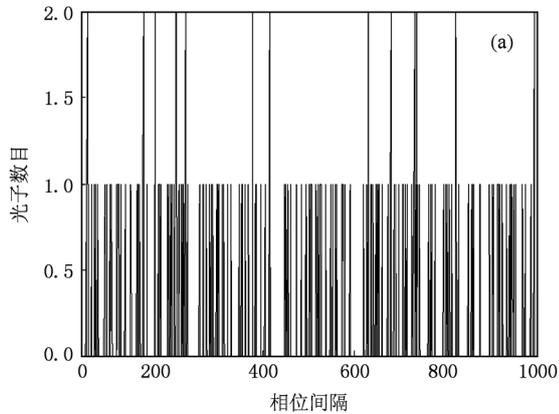


图 4 实测和模拟的脉冲信号 (a) 实测脉冲信号; (b) 模拟脉冲信号

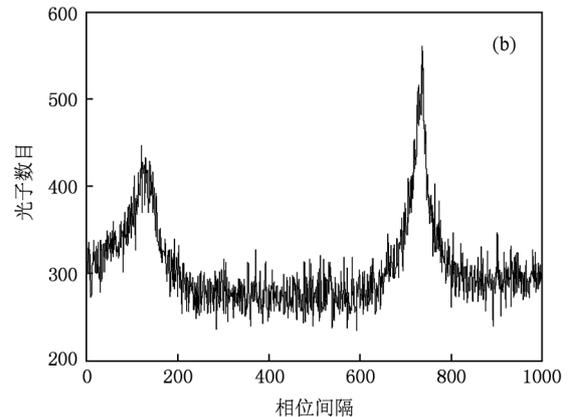
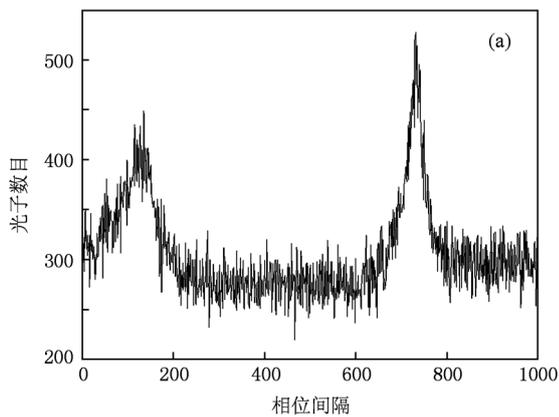


图 5 实测和模拟信号的累积脉冲轮廓 (a) 实测信号的累积脉冲轮廓; (b) 模拟信号的累积脉冲轮廓

4.2. 时间延迟测量实

为考察模拟信号累积脉冲轮廓的时间延迟测量精度,按照如下步骤进行实验:1) 模拟脉冲星 B0531 + 21 在 SSB 处的光子到达时间,辐射流强为 $0.787 \text{ ph/cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$,在软 X 射线能谱段观测,X 射线探测器的有效面积为 6500 cm^2 ;2) 进行时间转换,得到光子到达航天器的 PT 时;3) 根据航天器的估计位置,将光子到达航天器的 PT 时转换回光子到达 SSB 的 TDB 时;4) 周期叠加(为减少后续时间延迟测量实验的运算量,单周期的相位间隔数目设为 200),得到累积脉冲轮廓,并利用 Taylor FFT 算法^[14,15]得到累积脉冲轮廓和标准轮

廓在频域的互相关函数;5) 采用牛顿迭代法求得互相关函数的极值,即为时间延迟的测量值;6) 利用叠加起始时间和相位预测模型计算时间延迟的真实值,并据此计算时间延迟测量误差;7) 重复上述步骤进行 20 次独立实验,求取均方误差;8) 设置不同长度的模拟时间进行实验,实验结果如表 1 所示.

表 1 模拟信号累积脉冲轮廓时间延迟测量均方误差

模拟时间/s	60	300	1500	3000	6000
均方误差/ μs	3.3	1.58	0.92	0.89	0.88

从表 1 可以看出:1) 当模拟时间小于 3000 s 时,随模拟时间的增加,累积脉冲轮廓信噪比逐渐

增加,时间延迟测量精度明显提高. 2) 当模拟时间大于 3000 s 时,随模拟时间的增加,测量误差变化不大. 这是因为当噪声较小时,影响测量精度的主要因素不再是信噪比,而是航天器的估计位置误差. 位置估计误差使得时间转换存在误差,继而导致累积脉冲轮廓时间延迟量存在误差. 时间延迟的误差大小反映了航天器位置估计误差的大小. 因此可通过时间延迟估计误差反推出航天器的位置估计误差,修正航天器的估计位置.

4.3. 仿真实验系统整体实验结果与分析

利用 XPNAV-SSES 对 X 射线脉冲星导航过程进行仿真实验,主要实验条件如下:1) 采用罗希 X 射线时变探测卫星的实测轨道数据进行实验. 2) 实验中采用的脉冲星 B0531 + 21, B1937 + 21, B1957 + 20 和 B1821-24 均具有较高品质因数. 3) 脉冲星信号的累积时间设为 600 s, 仿真时间设为 30000 s.

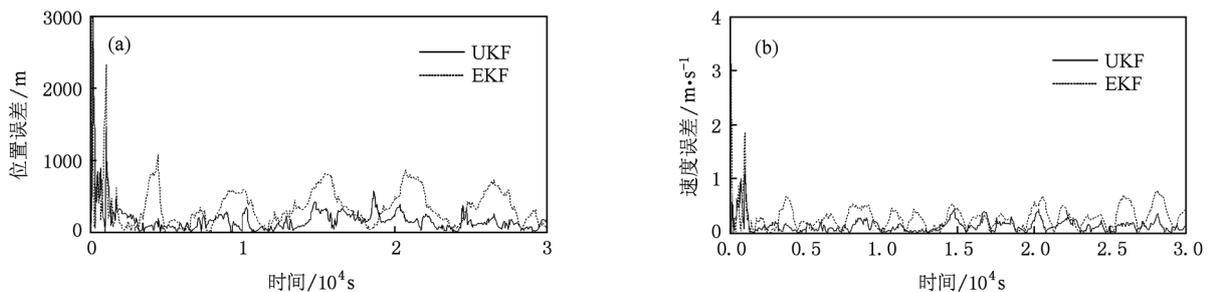


图6 位置速度解算误差 (a)位置误差;(b)速度误差

5. 结论与讨论

为了在地面实验室对 X 射线脉冲星导航过程进行模拟,本文设计了一种 X 射线脉冲星导航半物理仿真实验系统. 该系统模拟航天器运行过程中, X 射线探测器观测脉冲星时输出的电脉冲信号,并利用该信号解算出航天器的位置和速度. 该实验系统实现成本低,模拟精度高,可对时间转换、时间延迟测量和导航滤波算法等 X 射线脉冲星导航的关键技术进行仿真研究,可为后续空间搭载实验中原理样机的设计提供一定的参考.

由于地面实验室条件的限制,XPNAV-SSES 无法完全准确模拟 X 射线脉冲星导航的全部过程,下面将讨论 XPNAV-SSES 存在一些不足之处和未来的研究工作:

4) 采用 Delta-Correction 方法解算航天器的位置,无需确定整周期模糊度. 5) 不考虑天体遮挡因素的影响. 6) 由于轨道动力学模型是非线性的,采用扩展卡尔曼滤波器 (extended Kalman filter, EKF) 和无迹卡尔曼滤波器 (unscented Kalman filter, UKF) 估计航天器的位置和速度.

在实际实验中发现,时间转换的运算量极大,实验用计算机难以实时解算导航参数. 因此,将光子到达时间打包后,存入导航参数解算计算机中,进行非实时处理.

实验结果如图 6 所示,可以看出,该仿真实验系统可利用模拟信号,较准确的解算出航天器的位置和速度;解算误差趋于收敛;一个轨道周期后,位置误差均方差为 289.3 m (EKF) 和 192.6 m (UKF),速度误差均方差为 0.259 m/s (EKF) 和 0.172 m/s (UKF);UKF 具有更好的非线性估计能力,其估计精度略优于 EKF.

1. 在地面实验室中, X 射线实现成本高,且难以被精确调制. 故该仿真实验系统并未模拟 X 射线信号,仅模拟了 X 射线探测器在观测脉冲星时输出的电脉冲信号. 若能够找到一种 X 射线精确调制方法,则可进一步代替 XPNAV-SSES 中的脉冲信号生成器和光子到达时间记录器,实现对 X 射线脉冲星导航全部过程的模拟.

2. 在仿真实验系统中,利用三阶相位预测模型预测 SSB 处脉冲星信号的相位. 但实际上,由于脉冲星时间噪声、周期跃变、双星旋转效应、脉冲星自身辐射的不稳定性、太阳系外空间引力波效应和宇宙空间等离子体引起的电磁传播效应等因素的影响,三阶相位预测模型存在误差. 该实验系统中没有考虑上述因素的影响. 在下一步研究中,需对上述影响因素进行建模分析,以获得更加接近实际情况的模拟信号.

3. 脉冲信号生成器和光子到达时间记录器采用同一个时钟源,因此该仿真实验系统假设光子到达时间的记录没有偏差,即(1)式中 $\delta t = 0$. 但实际上,虽然航天器中采用高精度原子钟的钟差漂移比较缓慢,但是在深空探测领域由于航天器飞行时间长,钟差影响也是不可忽略的. 需进一步研究考虑钟差修正的 X 射线脉冲星导航算法.

4. 时间转换运算量极大,实验用计算机难以实时解算导航参数. 因此,要进行 X 射线脉冲星导航空间搭载实验,需研究具有较低运算复杂度的时间转换方法.

附录 A

引理^[13] 设函数 $\varphi(x)$ 在 $[a, b]$ 上满足条件:

- 1) 对任意 $x \in [a, b]$, 有 $\varphi(x) \in [a, b]$;
- 2) 存在常数 $0 < L < 1$, 使得对任意 $x \in [a, b]$, 都有

$$|\varphi'(x)| \leq L.$$

则方程 $x = \varphi(x)$ 在 $[a, b]$ 上有唯一的根 x^* , 且对任意初值 $x_0 \in [a, b]$, 迭代序列

$$x_{k+1} = \varphi(x_k) \quad (k = 0, 1, 2, \dots) \quad (A1)$$

收敛于 x^* .

在文献[16]中, Δt 和 $\Delta \tau$ 的近似关系式为

$$\Delta t = \Delta \tau + 1.657 \times 10^{-3} \sin(E), \quad (A2)$$

其中, E 为地月质心的日心轨道偏近点角. 可知

$|\Delta t - \Delta \tau| \leq 1.657 \times 10^{-3}$. 令 $\chi = 1.658 \times 10^{-3}$, $\Delta \tau^*$ 为已知 Δt 时(8)式的解.

将(8)式变换为 $\Delta \tau = \varphi(\Delta \tau)$ 的形式, 即

$$\Delta \tau = \varphi(\Delta \tau) = \left(1 - \frac{W_0}{c^2}\right) \Delta t - \left(\frac{3\mu_E}{2c^2 a} - \frac{W_0}{c^2}\right) \Delta \tau - 2 \frac{\mathbf{r}_{SC/E} \cdot \mathbf{v}_{SC/E}}{c^2}, \quad (A3)$$

并求其一阶导数为

$$\frac{d\varphi}{d(\Delta \tau)} = \frac{W_0}{c^2} - \frac{3\mu_E}{2c^2 a} - \frac{2}{c^2} \times (\mathbf{v}_{SC/E} \cdot \mathbf{v}_{SC/E} + \mathbf{r}_{SC/E} \cdot \mathbf{a}_{SC/E}), \quad (A4)$$

取绝对值

$$\left| \frac{d\varphi}{d(\Delta \tau)} \right| \leq \left| \frac{W_0}{c^2} \right| + \left| \frac{3\mu_E}{2c^2 a} \right| + \frac{2}{c^2} |\mathbf{v}_{SC/E} \cdot \mathbf{v}_{SC/E}| + \frac{2}{c^2} |\mathbf{r}_{SC/E} \cdot \mathbf{a}_{SC/E}|. \quad (A5)$$

对于地球轨道航天器, 当 $\Delta \tau \in (\Delta \tau^* - \chi, \Delta \tau^* + \chi)$ 时, 易知存在 $L = 10^{-5}$, 满足

$$\left| \frac{d\varphi}{d(\Delta \tau)} \right| < L < 1. \quad (A6)$$

又由 $\Delta \tau^* = \varphi(\Delta \tau^*)$, 对于任意 $\Delta \tau \in (\Delta \tau^* - \chi, \Delta \tau^* + \chi)$,

$$|\varphi(\Delta \tau) - \Delta \tau^*| = |\varphi(\Delta \tau) - \varphi(\Delta \tau^*)| < L |\Delta \tau - \Delta \tau^*| < \chi, \quad (A7)$$

故有

$$\varphi(\Delta \tau) \in (\Delta \tau^* - \chi, \Delta \tau^* + \chi). \quad (A8)$$

由(A6)和(A8)式可知, 迭代序列 $\Delta \tau_{k+1} = \varphi(\Delta \tau_k)$ ($k = 1, 2, \dots$) 收敛于 $\Delta \tau^*$.

[1] Sheikh S I, Pines D J 2006 *J. Guid. Cont. and Dyn.* **29** 49

[2] Zheng W, Tang G J, Sun S M, Chang S L 2008 *Chinese Patent* 200810031475. 1

[3] Zheng W, Sun S M, Tang G J, Chang S L 2010 *Chinese Patent* 200910043352. 4

[4] Sheng L Z, Zhao B S, Shai X F, Hu H J, Chen D 2010 *Chinese Patent* 201010140837. 8

[5] Zheng W, Shun S M, Tang G J 2010 *1st China Satellite Navigation Conference* Beijing, May 19-21, 2010 p1

[6] Sheikh S I 2005 *Ph. D. Dissertation* (Maryland: Maryland University)

[7] Shuai P, Li Ming, Chen S L, Huang Z 2009 *The Principle and Method of X-ray Pulsar Based Navigation system* (Beijing: China Astronautic Publishing House) p341 (in Chinese) [帅平、李明、陈绍龙、黄震 2009 X 射线脉冲星导航系统原理与方法 (北京: 中国宇航出版社) 第 341 页]

[8] Sun S M, Zheng W, Tang G J, Xu K C 2010 *J. Astronautics* **31** 734 (in Chinese) [孙守明、郑伟、汤国建、徐凯川 2010 宇航学报 **31** 743]

[9] Schanze T 1995 *IEEE Trans. on Sig. Proc.* **43** 1502

[10] Emadzadeh A A, Golshan A R, Speyer J L 2009 *Joint 48th IEEE Conference on Decision and Control and 28th Chinese Control Conference* Shanghai, China, December 16—18, 2009 p1488

[11] Nelson R A 2007 *IEEE International Frequency Control Symposium*, Geneva, May 29, 2007 p1278

[12] Shuai P, Chen Z G, Qu G J 2009 *China Science E* **39** 556 (in Chinese) [帅平、陈忠贵、曲广吉 2009 中国科学 **E** **39** 743]

[13] Mathews J H, Fink K D 2004 *Numerical Methods Using Matlab* (New Jersey: Prentice Hall) p41

[14] Xie Z H, Xu L P, Ni G R 2008 *Acta Phys. Sin.* **57** 6683 (in Chinese) [谢振华、许录平、倪广仁 2008 物理学报 **57** 6683]

[15] Taylor J H 1993 *Class. Quantum Grav.* **10** S167

[16] Theodore D M (Translated by Liu Y C) 2006 *Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation* (Beijing: Tsinghua University Press) p5—14 (in Chinese) [赛德 DM 著 刘迎春 译 2006 深空网导航数据的测量和计算公式 (北京: 清华大学出版社) 第 5—14]

X-ray pulsar-based navigation semi-physical simulation experiment system^{*}

Su Zhe[†] Xu Lu-Ping Wang Ting

(School of Electronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China)

(Received 20 December 2010; revised manuscript received 22 February 2011)

Abstract

For the huge costs, the space flight experiment cannot be realized in the preliminary step of X-ray pulsar based navigation (XPNAV) research. So, a kind of XPNAV semi-physical simulation experiment system is designed in this paper. This system is composed of two parts: the simulation of pulsar signal and the calculation of navigation parameters. In the first part, the time when X-ray photon arrives at the solar system barycenter is modeled by non-homogeneous Poisson process, then the output pulse of X-ray detector can be simulated by time transformation. In the second part, the navigation information included in the pulses which have been simulated in the first part can be reached by using the Delta-Correction method. This system can be used to simulate four pulsar signals simultaneously, and to study the process of signal processing and parameters calculation of XPNAV at photo level. This system has the advantage of low costs and high simulation accuracy, and provides a reference for the design of prototype in space flight experiment.

Keywords: X-ray pulsar, navigation, simulation experiment system, non-homogeneous Poisson process

PACS: 97.60.Gb, 07.85.Fv, 07.05.Tp

^{*} Project supported by the National High Technology Research and Development Program of China (Grant No. 2007AA12Z323) and the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 60772139).

[†] E-mail: suzhe@mail.xidian.edu.cn