

X射线脉冲星导航动态模拟实验系统研制与性能测试

徐能 盛立志 张大鹏 陈琛 赵宝升 郑伟 刘纯亮

Development and performance test of dynamic simulation system for X-ray pulsar navigation

Xu Neng Sheng Li-Zhi Zhang Da-Peng Chen Chen Zhao Bao-Sheng Zheng Wei Liu Chun-Liang

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, **66**, 059701 (2017) DOI: 10.7498/aps.66.059701

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.059701>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2017/V66/I5>

---

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

一种基于最优频段的X射线脉冲星累积轮廓时延估计方法

Time delay estimation method of X-ray pulsar observed profile based on the optimal frequency band

物理学报.2016, 65(11): 119701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.119701>

空间X射线观测确定脉冲星星历表参数精度分析

Analysis of measurement accuracy of ephemeris parameters for pulsar navigation based on the X-ray space observation

物理学报.2016, 65(7): 079701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.65.079701>

一种新的X射线脉冲星信号模拟方法

A new simulation method of X-ray pulsar signals

物理学报.2015, 64(21): 219701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.219701>

多谐波脉冲星信号时延估计方法

Multiple harmonic X-ray pulsar signal phase estimation method

物理学报.2015, 64(21): 219702 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.219702>

标定脉冲星导航探测器的荧光X射线光源

Fluorescence X-ray source used for calibrating the detector of X-ray navigation

物理学报.2015, 64(14): 149701 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.149701>

# X射线脉冲星导航动态模拟实验系统研制 与性能测试\*

徐能<sup>1)2)3)</sup> 盛立志<sup>1)</sup> 张大鹏<sup>4)</sup> 陈琛<sup>1)2)</sup> 赵宝升<sup>1)†</sup> 郑伟<sup>4)</sup> 刘纯亮<sup>3)</sup>

1)(中国科学院西安光学精密机械研究所, 瞬态光子学与光子技术国家重点实验室, 西安 710119)

2)(中国科学院大学, 北京 100049)

3)(西安交通大学电子与信息工程学院, 西安 710049)

4)(国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073)

(2016年10月9日收到; 2016年11月9日收到修改稿)

本文设计了一种半实物实验系统, 能模拟出航天器在地球轨道及深空飞行时接收脉冲星周期X射线信号的情形. 该系统主要由动态信号数据库、X射线模拟源、真空系统和探测系统组成. 模拟源可以模拟出任意波形的脉冲轮廓, 探测系统的时间分辨率优于 $2\ \mu\text{s}$ , 通过分析时间转化模型给出了动态信号生成方法. 实验模拟了航天器在近地轨道飞行一周接收Crab脉冲信号, 将采集的光子到达时间转换到太阳系质心时后累积脉冲轮廓与标准轮廓相关度为0.9882.

**关键词:** X射线脉冲星导航, 动态实验, X射线模拟源, 硅漂移探测器

**PACS:** 97.60.Gb, 07.85.Fv, 07.05.Fb

**DOI:** 10.7498/aps.66.059701

## 1 引言

X射线脉冲星导航(X-ray pulsar-based navigation, XNAV)是利用毫秒脉冲星辐射稳定的X射线脉冲, 实现近地轨道、深空和星际间的航天器的姿态、位置和速度信息的确定, 是一种完全自主的导航系统, 具有广阔的应用前景<sup>[1,2]</sup>. 由于X射线难以穿透地球大气层, 地面上难以观测到X射线脉冲星信号, 因此在进行XNAV空间搭载试验和未来脉冲星导航系统应用之前, 需搭建基于X射线脉冲星导航的地面模拟系统<sup>[3,4]</sup>.

现有的模拟系统有基于计算机的软件模拟系统, 用于验证X射线脉冲信号处理方法和导航算法的正确性<sup>[5,6]</sup>. 也有软件和硬件结合的模拟系统,

信号模拟计算机将脉冲信号传输给电脉冲信号生成器, 光子到达时间记录器记录电脉冲时间并传给导航参数解算计算机<sup>[3]</sup>, 该系统能根据接收的脉冲信息实时解算航天器的位置信息, 但不能分析探测器性能对导航的影响. 半实物模拟系统能较好地模拟常用脉冲星的脉冲轮廓并准确还原, 常使用栅控X射线管<sup>[7]</sup>和调制X射线源作为模拟光源, 探测器使用较多的是硅漂移探测器(silicon drift detector, SDD), 不仅能对导航算法进行验证, 也可以对探测器等硬件设备进行测试标定, 但目前文献报道的基于半实物实验系统开展的都是静态实验.

本文提出了一种XNAV地面模拟动态实验的方案, 介绍了系统的组成和工作原理. 通过对模拟源加载航天器轨道信息, 实现了X射线模拟源、真空环境、探测系统之间的动态闭环实验.

\* 国家自然科学基金(批准号: 61471357)和中国科学院“西部之光”基金资助的课题.

† 通信作者. E-mail: [open@opt.ac.cn](mailto:open@opt.ac.cn)

## 2 实验系统组成和工作原理

XNAV 动态模拟实验系统的组成如图 1 所示, 图 1(a) 为系统原理图, 图 1(b) 为实物图. 主要由动态信号数据库、X 射线模拟源、真空系统、探测系统和数据处理五部分组成.

动态数据库中存放着航天器绕地球飞行一周接收到的脉冲信号数据, 经过 USB2.0 接口实时传输给模拟源, 当模拟源接收到数据头时给探测系统发送一个同步触发信号, 然后模拟源发射与信号一致的 X 射线脉冲. X 射线经过真空管道后被探测器接收, 采集电子学在收到同步触发信号后开始记录每个 X 射线光子的到达时间, 经过 USB2.0 接口上传至数据处理系统.

X 射线模拟源主要由栅控信号调制器和栅控

X 射线管组成. 栅控信号调制器对接收的动态信号进行幅度修正、非线性变换、数模转换等处理, 动态信号传输速率为  $10^6$  个采样点每秒, 数模转换工作频率为 1 MHz. 将调制信号加到栅控 X 射线管的栅极, X 射线管就会发射与动态信号轮廓一致的 X 射线脉冲. X 射线探测器采用具有高量子效率、高信噪比和高时间响应能力的 SDD [8,9]. 当 SDD 每探测到一个 X 射线光子, 在 SDD 的耗尽层中就会产生大量的电子-空穴对, 电子-空穴对中的电子在漂移电场的作用下被阳极收集. 将 SDD 输出的原始信号整形为负指数脉冲信号, 然后进行数字梯形成形处理后提取光子到达时间. 本文使用的高速采样芯片工作频率和数字信号处理时钟频率都为 250 MHz, 负指数脉冲信号宽度为  $1.5 \mu\text{s}$ , 实验测得光子到达时间测量的分辨率优于  $2 \mu\text{s}$ .

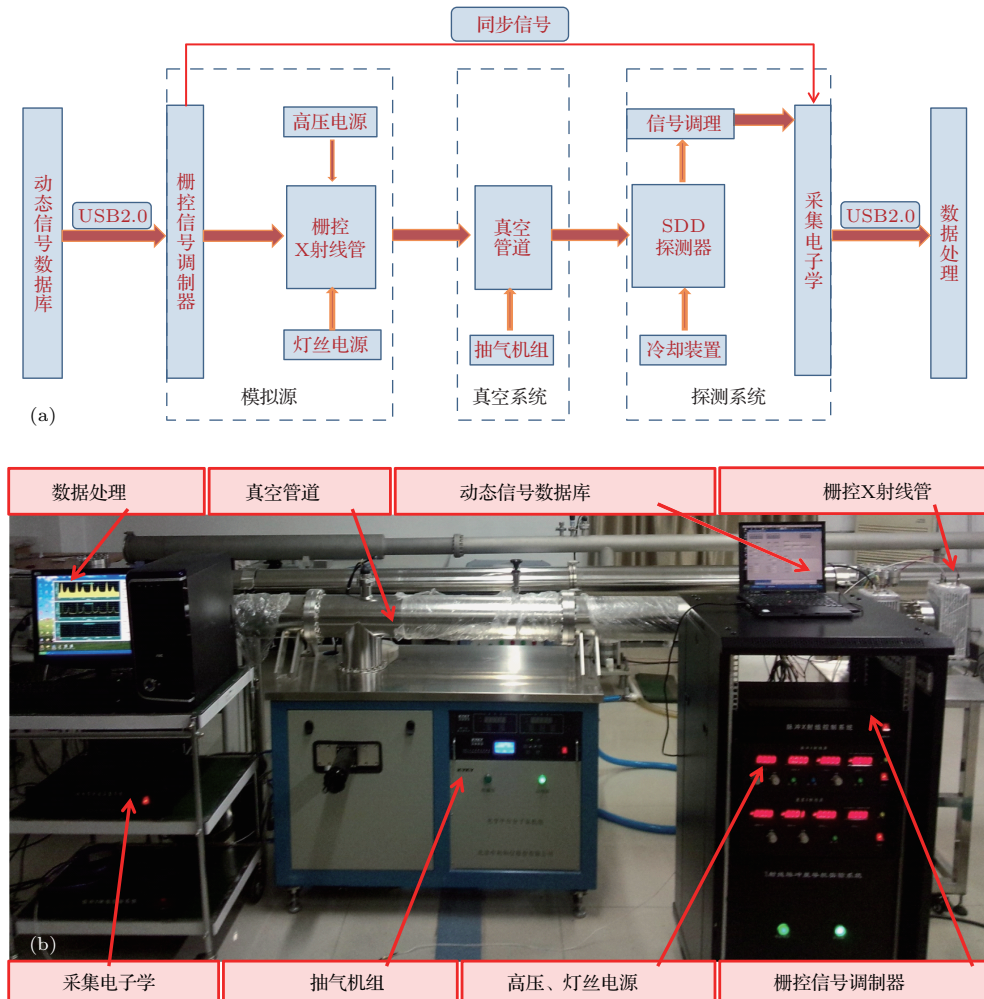


图 1 实验系统组成 (a) 原理图; (b) 实物图

Fig. 1. Component of the experimental system: (a) Schematic diagram; (b) physical diagram.

### 3 动态信号的产生

本文所要模拟的动态信号即航天器在轨飞行时接收的脉冲星脉冲信号, 在脉冲星导航中使用的标准脉冲轮廓模型是指太阳系质心 (solar system barycenter, SSB) 处接收到某颗脉冲星的 X 射线脉冲的高信噪比理想模型, 因此需将航天器固有时转化为 SSB 处 TCB (barycentric coordinate time) 时, 经过比对得出航天器接收脉冲的相位, 生成脉冲轮廓.

#### 3.1 时间转化模型分析

根据文献 [10], 绕地球飞行航天器固有时与航天器所在位置的 TCB 时间的关系为

$$\Delta t = \Delta \tau + \frac{1}{c^2} \Delta (\mathbf{r}_{EA} \cdot \mathbf{V}_E + 2\mathbf{r}_{EA} \cdot \mathbf{V}_{EA} + 2\mathbf{r}_E \cdot \mathbf{V}_E), \quad (1)$$

其中,  $t$  为坐标时,  $\tau$  为航天器固有时,  $\mathbf{r}_{EA}$  为地心到航天器的距离矢量,  $\mathbf{r}_E$  为 SSB 到地心的距离矢量,  $\mathbf{V}_E$  为地球相对于 SSB 的速度矢量,  $\mathbf{V}_{EA}$  为航天器相对地心的速度矢量. 当航天器轨道选定后, 在轨道某点处, 上述矢量都为确定值.

由于模拟源的时间分辨率有限, (1) 式只取有限个时间点进行转化. 将航天器固有时  $\tau$  按间隔  $\Delta \tau$  排列为  $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_k$ , 与之对应的坐标时为  $t_1, t_2, \dots, t_k$ , 有

$$\begin{aligned} t_k - t_0 &= k \cdot \Delta \tau + \frac{1}{c^2} (\mathbf{r}_{EA_k} \cdot \mathbf{V}_{E_k} + 2\mathbf{r}_{EA_k} \cdot \mathbf{V}_{EA_k} \\ &+ 2\mathbf{r}_{E_k} \cdot \mathbf{V}_{E_k}) - \frac{1}{c^2} (\mathbf{r}_{EA_0} \cdot \mathbf{V}_{E_0} + 2\mathbf{r}_{EA_0} \cdot \mathbf{V}_{EA_0} \\ &+ 2\mathbf{r}_{E_0} \cdot \mathbf{V}_{E_0}), \end{aligned} \quad (2)$$

其中,  $k \cdot \Delta \tau = \tau_k - \tau_0$ . 根据 (2) 式就可将等间隔的固有时序列转换为坐标系时间序列, 坐标系时间序列并非等间隔.

航天器所在位置的 TCB 时间与 SSB 处 TCB 时间关系为

$$\begin{aligned} &(t_{SSB} - t) \\ &= \frac{\hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{r}}{c} + \frac{1}{2cD_0} [(\hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{r})^2 - r^2] \\ &+ \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left( \frac{r + \hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{r}}{b - \hat{\mathbf{n}} \cdot \mathbf{b}} + 1 \right) + O(10^{-8}), \end{aligned} \quad (3)$$

其中,  $t_{SSB}$  为 SSB 处的 TCB 时,  $t$  为航天器处 TCB 时,  $\hat{\mathbf{n}}$  为太阳系到脉冲星视线方向的单位向量,  $\mathbf{r}$  为 SSB 指向航天器的距离矢量,  $D_0$  为太阳质心到脉冲星的距离,  $\mathbf{b}$  为 SSB 到太阳质心的距离矢量,  $\mu_s = GM_s$  为太阳引力常数. 同样, 对于选定的航天器轨道,  $\mathbf{r}$  可以确定, 其他量都为常量. 对于航天器所在位置 TCB 时间  $t_k$ , 就能转化成 SSB 处 TCB 时间  $t_{SSB_k}$ . 将 (3) 式表达为  $t_{SSB_k} = g(t_k)$ , (2) 式表达为  $t_k = h(\tau_k)$ , 则

$$\tau_k = h^{-1}[g^{-1}(t_{SSB_k})], \quad (4)$$

航天器接收的脉冲相位与所选坐标系无关, 则  $\phi_{sc}(t_k) = \phi_{sc}(\tau_k)$ , 该相位值对应着 SSB 处  $t_{SSB_k}$  时刻的相位值, 即  $\phi_{sc}(t_k) = \phi_{SSB}(t_{SSB_k})$ , 所以

$$\phi_{sc}(\tau_k) = \phi_{SSB}(t_{SSB_k}). \quad (5)$$

根据 SSB 处相位预测模型 [1] 有

$$\begin{aligned} &\phi_{SSB}(t_{SSB_k}) \\ &= \phi_{SSB}(t_{SSB_0}) + f(t_{SSB_k} - t_{SSB_0}) \\ &+ \frac{\dot{f}}{2}(t_{SSB_k} - t_{SSB_0})^2 + \frac{\ddot{f}}{6}(t_{SSB_k} - t_{SSB_0})^3, \end{aligned} \quad (6)$$

其中,  $f$  为脉冲星频率,  $\dot{f}$  和  $\ddot{f}$  分别为其一阶导数和二阶导数, 本文模拟的 Crab 脉冲星周期稳定性较好, 导数项可以略去, 脉冲周期为  $T$ , 有

$$\phi_{SSB}(t_{SSB_k}) = \phi_{SSB}(t_{SSB_0}) + \frac{t_{SSB_k} - t_{SSB_0}}{T}. \quad (7)$$

#### 3.2 生成脉冲轮廓

等间隔固有时序列  $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_k$  对应的 SSB 时间序列  $t_{SSB_1}, t_{SSB_2}, \dots, t_{SSB_k}$  并不是等间隔的, 因此  $\phi_{sc}(\tau_1), \phi_{sc}(\tau_2), \dots, \phi_{sc}(\tau_k)$  也不是等间隔的, 不与标准轮廓的已知相位点重合. 为得到这些相位点对应的脉冲强度, 本文采用 SINC 插值法 [3].

由文献 [11], Crab 脉冲星的脉冲轮廓信号带宽在 1 kHz 以内, 远小于模拟源的采样率, 满足 SINC 插值法使用条件. 设标准轮廓已知相位点的时间间隔为  $T_0$ , 时间点  $t_{SSB_k}$  可表示为  $t_{SSB_k} = mT_0 + \delta_k$ ,  $m$  为整数,  $\delta_k$  表示与相邻已知相位点的时间偏移量, 则  $t_{SSB_k}$  对应脉冲强度为

$$\begin{aligned} &S(t_{SSB_k}) = S(mT_0 + \delta_k) \\ &= \sum_{n=-\infty}^{n=+\infty} S(nT_0) \cdot \text{sinc}(mT_0 + \delta_k - nT_0). \end{aligned} \quad (8)$$

为精确计算  $t_{SSB_k}$  处强度值, 实际上不可能取遍无限个点. 由于 sinc 函数在原点具有最大值, 而随离开原点距离的增加其函数值衰减很快, 所以 (8) 式中只需取  $n = m$  附近较少的点就可得到比较精确的脉冲强度值.

由 (5) 式有  $S(\tau_k) = S(t_{SSB_k})$ , 于是时间序列  $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_k$  对应的脉冲强度就可以确定了, 它对应的是航天器在轨飞行时所接收到的脉冲星信号轮廓.

### 4 实验结果与分析

本文模拟了航天器在近地轨道飞行一周的情形, 航天器做圆周运动, 初始状态为  $[x_{x0}, x_{y0}, x_{z0}, v_{x0}, v_{y0}, v_{z0}]^T = [0, 6578000, 0, -7784.3384, 0, 0]^T$ , 即航天器轨道半径 6578 km, 速度 7.78 km/s, 轨道周期 5400 s. 在该轨道模型中, 时间转化时由航天器运动造成的影响占主导因素, 因此生成动态信号时只代入了 (3) 式右边的第一项 [12,13]. 选取了 Crab 脉冲星, 脉冲周期 33.4 ms. 控制实验条件为管道真空度  $1.0 \times 10^{-4}$  Pa, 探测器与源的距离为 3 m, 探测器计数率为 200 cps.

### 4.1 脉冲轮廓累积

为与动态实验做对比, 在相同的实验条件下进行了静态实验, 即模拟源加载的脉冲信号周期是固定的. 对采集的光子到达时间序列经过历元叠加, bin 的个数为 1000, 累积出脉冲轮廓如图 2, 与标准脉冲轮廓相关度 [7] 为 0.9953.

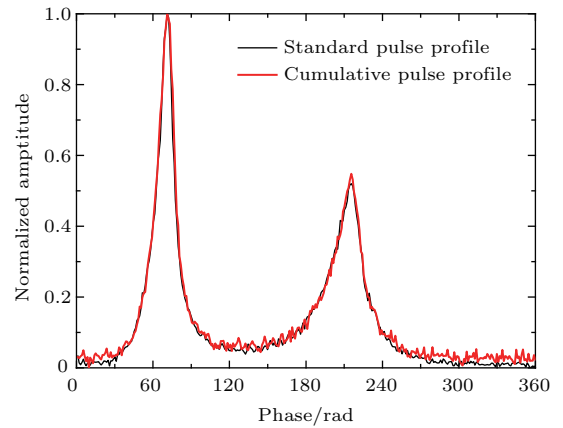


图2 (网刊彩色) 静态实验累积轮廓

Fig. 2. (color online) Cumulative profile of static experiment.

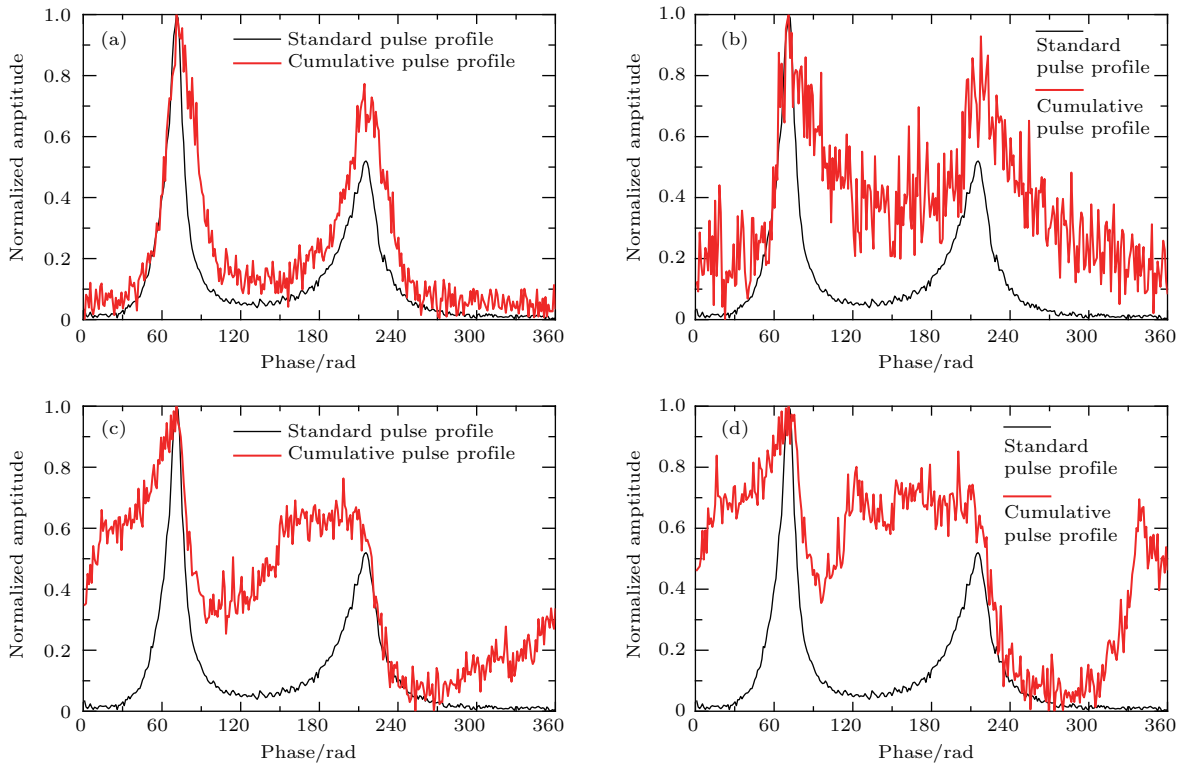


图3 (网刊彩色) 动态实验不同观测时间的累积轮廓 (a) 300 s; (b) 1800 s; (c) 3600 s; (d) 5400 s

Fig. 3. (color online) The cumulative profile of different observation time in dynamic experiment: (a) 300 s; (b) 1800 s; (c) 3600 s; (d) 5400 s.

下面对动态实验数据采取同静态实验一样的处理方法, 直接用静态脉冲周期 33.4 ms 去做叠加处理. 图 3 给出了观测时间分别为 300, 1800, 3600 和 5400 s 时累积脉冲轮廓图, 与标准脉冲轮廓的相关度分别为 0.9094, 0.7194, 0.5908 和 0.4080. 由于航天器做圆周运动, 其相对脉冲星的速度在脉冲星与 SSB 连线方向的分量是变化的, 接收脉冲信号频率也是变化的. 当所观测的脉冲周期发生变化时, 若仍以周期 33.4 ms 进行轮廓还原, 每一周期的脉冲轮廓并不重合导致脉冲展宽. 随着观测时间的增加, 脉冲展宽量增加, 还原轮廓畸变更强, 与标准轮廓相关度逐渐下降.

### 4.2 脉冲周期变化

周期搜索采用  $\chi^2$  量评估方法 [14], 周期搜索的准确度受光子数影响较大. 由于光子流量的限制, 在脉冲周期搜索中选取 60 s 为一个时间段, 分别对 90 个时间段进行周期搜索, 结果如图 4(a) 所示. 每

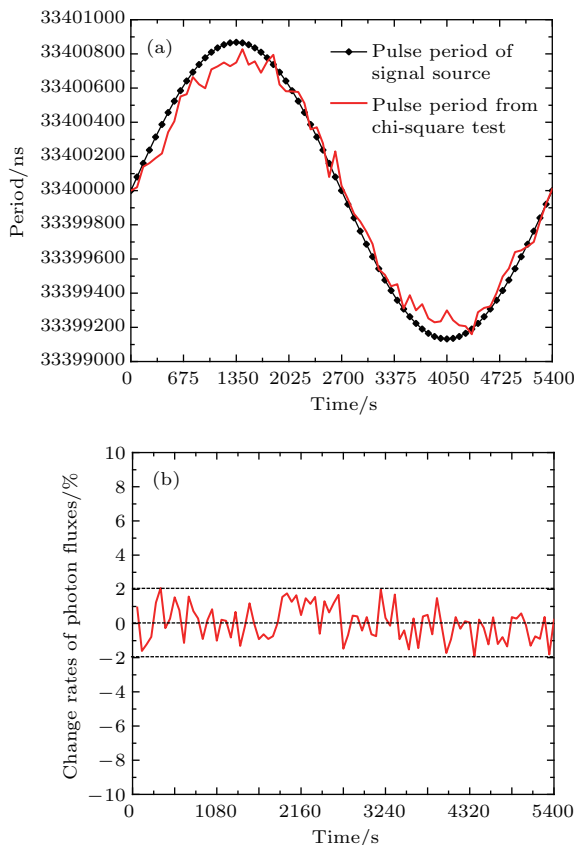


图 4 (网刊彩色) 脉冲周期搜索和光子流量统计 (a) 脉冲周期变化; (b) 光子流量变化率

Fig. 4. (color online) Pulse period search and photon fluxes statistics: (a) Period change of pulse; (b) change rates of photon fluxes.

个时间段内的光子数为 12000 左右, 对于 Crab 脉冲星, 使用  $\chi^2$  量评估方法在该光子数目下搜索周期的误差在 200 ns 以内. 图 4(b) 为对光子流量的统计, 其变化率在 2% 以内, 对周期搜索造成的误差可以忽略. 由于航天器相对地球做匀速圆周运动, 航天器在脉冲星与 SSB 连线方向的速度分量呈正弦变化, 因此, 航天器所接收的脉冲信号周期呈正弦变化. 在第 0, 2700 和 5400 s, 航天器运动方向与脉冲星和 SSB 连线方向垂直, 脉冲周期为 33.4 ms, 变化量为 0; 在第 1350 和 4050 s, 航天器运动方向与脉冲星和 SSB 连线方向平行, 脉冲周期变化量达到最大值 868 ns.

### 4.3 转换到 SSB 处的脉冲轮廓

利用 (3) 式将光子到达时间转换为 SSB 处的对应时间, 同样只用到等式右边第一项, 再经过历元叠加得到脉冲轮廓如图 5 所示, 与标准轮廓相关度为 0.9882. 脉冲主峰与标准轮廓重合较好, 次峰较标准轮廓高并有一定展宽. 这是由于模拟源与探测器之间的同步存在一定误差. 当开始给栅控 X 射线管的栅极发送动态调制信号时, 同时向探测器发送同步触发信号, 而 X 射线光子要经电子束打靶发射后再通过真空管道才被探测器接收, 探测器接收同步触发与开始接收 X 射线光子的时间存在一定误差. 同步误差导致时间转换起始时刻不重合, 转换后的时间序列与理论时间序列存在偏差, 偏差量随航天器位置的变化而变化, 对转换后的光子到达时间作历元叠加时出现脉冲展宽. 通过对多组实验数据处理, 得出同步误差在 1  $\mu$ s 以内.

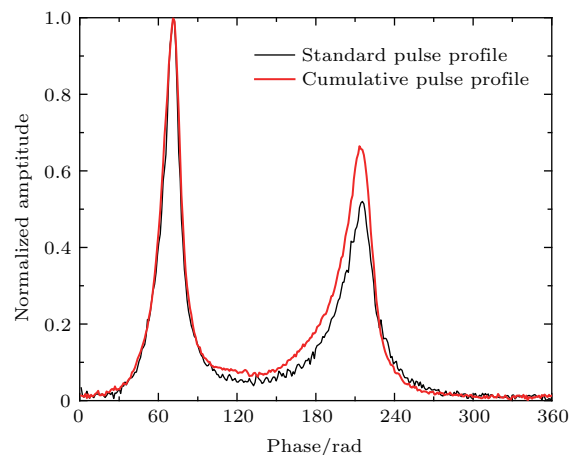


图 5 (网刊彩色) 转换到 SSB 后的累积脉冲轮廓

Fig. 5. (color online) Cumulative pulse profile at SSB.

## 5 结 论

本文设计了一种半实物的X射线脉冲星导航的动态模拟实验系统, 能实现X射线模拟源、真空环境、探测系统之间的动态闭环实验. 模拟源可以模拟出任意波形的脉冲轮廓, 探测系统时间分辨率优于 $2\ \mu\text{s}$ . 通过分析时间转化模型给出了动态信号生成的方法, 信号幅值由使用SINC插值法对标准轮廓插值产生.

对航天器在近地轨道飞行一周所接收的Crab脉冲信号进行了模拟, 实验验证了该系统具有较好的稳定性, 光子流量变化率在2%以内, 同时也具有较高的模拟精度, 对静态脉冲信号的模拟相关度能达到0.9953. 在动态实验中, 航天器接收脉冲周期呈正弦变化, 直接累积轮廓与标准轮廓相似度逐渐降低, 转换到SSB后的轮廓与标准轮廓相关度高达0.9882. 实验结果表明该模拟系统能较好地模拟出航天器在轨飞行时所接收X射线脉冲信号的情形, 能为导航算法的验证及探测器性能标定提供实验基础.

## 参考文献

- [1] Sheikh S I 2005 *Ph. D. Dissertation* (USA: University of Maryland)
- [2] Sheikh S I, Pines D J, Ray P S, Wood K S, Lovellette M N, Wolff M T 2004 *Proceedings of 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference* Maui, HI, February 8–12, 2004 p105

- [3] Su Z, Xu L P, Wang T 2011 *Acta Phys. Sin.* **60** 119701 (in Chinese) [苏哲, 许录平, 王婷 2011 物理学报 **60** 119701]
- [4] Hu H J, Zhao B S, Sheng L Z, Yan Q R 2011 *Acta Phys. Sin.* **60** 029701 (in Chinese) [胡慧君, 赵宝升, 盛立志, 鄢秋荣 2011 物理学报 **60** 029701]
- [5] Rinauro S, Colonnese S, Scarano G 2013 *Signal Process.* **93** 326
- [6] Wang Y D, Zheng W, Sun S M, Li L 2014 *Aerosp. Sci. Technol.* **36** 27
- [7] Sheng L Z, Zhao B S, Wu J J, Zhou F, Song J, Liu Y A, Shen J S, Yan Q R, Deng N Q, Hu H J 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 129702 (in Chinese) [盛立志, 赵宝升, 吴建军, 周峰, 宋娟, 刘永安, 申景诗, 鄢秋荣, 邓宁勤, 胡慧君 2013 物理学报 **62** 129702]
- [8] Gatti E, Rehak P 1984 *Nucl. Instrum. Meth.* **225** 608
- [9] Wu G G, Huang Y, Jia B, Cao X L, Meng X C, Wang H Y, Li X Z, Liang K, Yang R, Han D J 2009 *Nuclear Electronics Detection Technology* **29** 436 (in Chinese) [吴广国, 黄勇, 贾彬, 曹学蕾, 孟祥承, 王焕玉, 李秀芝, 梁琨, 杨茹, 韩德俊 2009 核电子学与探测技术 **29** 436]
- [10] Fei B J, Sun W J, Pan G T, Ji C X 2010 *Chin. J. Space Sci.* **30** 85 (in Chinese) [费保俊, 孙维瑾, 潘高田, 季诚响 2010 空间科学学报 **30** 85]
- [11] Zhou F, Wu G M, Zhao B S, Sheng L Z, Song J, Liu Y A, Yan Q R, Deng N Q, Zhao J J 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 119701 (in Chinese) [周峰, 吴光敏, 赵宝升, 盛立志, 宋娟, 刘永安, 鄢秋荣, 邓宁勤, 赵建军 2013 物理学报 **62** 119701]
- [12] Wang Y D, Zheng W, Sun S M, Li L 2013 *Adv. Space Res.* **51** 2394
- [13] Zhang D P, Zheng W, Wang Y D, Zhang L 2016 *Math. Probl. Eng.* **1** 2
- [14] Zhou Q Y, Ji J F, Ren H F 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 019701 (in Chinese) [周庆勇, 姬剑锋, 任红飞 2013 物理学报 **62** 019701]

# Development and performance test of dynamic simulation system for X-ray pulsar navigation\*

Xu Neng<sup>1)2)3)</sup> Sheng Li-Zhi<sup>1)</sup> Zhang Da-Peng<sup>4)</sup> Chen Chen<sup>1)2)</sup> Zhao Bao-Sheng<sup>1)†</sup>  
Zheng Wei<sup>4)</sup> Liu Chun-Liang<sup>3)</sup>

1) (State Key Laboratory of Transient Optics and Photonics, Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China)

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

3) (School of Electronics and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

4) (College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

( Received 9 October 2016; revised manuscript received 9 November 2016 )

## Abstract

X-ray pulsar navigation is a complete autonomous navigation system, which has broad application prospects. Because of the huge cost of the navigation system, the implementation of ground simulation system is essential to the application of X-ray pulsar navigation. At present, most of researches on the semi physical experiment system are static. The aim of this article is to develop the dynamic simulation experiment system as well as its performance test. Specifically, this system consists of the dynamic signal database, X-ray simulation source, vacuum system and detection system designed for different science purposes. The core component of the X-ray source is the gate controlled X-ray tube, which can simulate the pulse profile of arbitrary waveform. The detecting system is based on the silicon drift detector with high time response capability. It uses trapezoidal shape for signal processing, and the timing resolution of the detection system is better than 2  $\mu$ s. In addition, the dynamic signal generation method is given by analyzing the time transformation model while the SINC interpolation method is provided to generate the dynamic pulse profile. Finally, the spacecraft revolving around the earth for a circle and receiving a pulse signal of Crab is simulated. In the simulation, the orbital radius of satellite is 6578 km and the orbital period is 5400 s. The Crab pulsar is selected, and the pulse period is 33.4 ms, the number of photons received by the detector is 200 per second. As a contrast, a set of static experiments is also performed. The correlation coefficient between the cumulative pulse profile and the standard pulse profile is 0.9953. However, the correlation coefficient decreases gradually, from 0.9094 at 300 s to 0.4080 at 5400 s, in the dynamic experiment. Then, the pulse period is searched from the arrival time of photons. The periodicity of the pulse signal is sinusoidal when the search period is 60 s. The change rate of photon flux is less than 2%, and the influence on the period search is negligible. The variation of pulse period is consistent with the motion law of spacecraft, which indicates that spacecraft motion is the dominant factor in time conversion. Finally, the arrival time of photons is transformed into the time at the solar system barycenter, indicating that the correlation coefficient between cumulative pulse profile and standard pulse profile is 0.9882. The result shows that the simulation system can simulate the X-ray pulse signal received by the spacecraft in orbit, which can provide the experimental basis for verifying the navigation algorithm and calibrating the detector performance.

**Keywords:** X-ray pulsar-based navigation, dynamic experiment, X-ray simulation source, silicon drift detector

**PACS:** 97.60.Gb, 07.85.Fv, 07.05.Fb

**DOI:** 10.7498/aps.66.059701

\* Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61471357) and the West Light Foundation of the Chinese Academy Sciences.

† Corresponding author. E-mail: [open@opt.ac.cn](mailto:open@opt.ac.cn)