

具有多物理特性的X射线脉冲星导航地面验证系统

方海燕 丛少鹏 孙海峰 李小平 苏剑宇 张力 沈利荣

Ground verification system of X-ray pulsar navigation with multi-physical properties

Fang Hai-Yan Cong Shao-Peng Sun Hai-Feng Li Xiao-Ping Su Jian-Yu Zhang Li Shen Li-Rong

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 68, 089701 (2019) DOI: 10.7498/aps.68.20182232

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7498/aps.68.20182232>

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

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

X射线脉冲星导航动态模拟实验系统研制与性能测试

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

物理学报. 2017, 66(5): 059701 <https://doi.org/10.7498/aps.66.059701>

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 <https://doi.org/10.7498/aps.64.219701>

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 <https://doi.org/10.7498/aps.64.149701>

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 <https://doi.org/10.7498/aps.65.079701>

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 <https://doi.org/10.7498/aps.64.219702>

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 <https://doi.org/10.7498/aps.65.119701>

具有多物理特性的 X 射线脉冲星 导航地面验证系统

方海燕 丛少鹏 孙海峰[†] 李小平 苏剑宇 张力 沈利荣

(西安电子科技大学空间科学与技术学院, 西安 710126)

(2018 年 12 月 19 日收到; 2019 年 2 月 16 日收到修改稿)

导航地面验证是 X 射线脉冲星导航研究必不可少的环节. 针对导航算法验证需要真实连续的脉冲星信号的需求, 同时避免 X 射线调制及探测难度大、成本高的问题, 提出了一种基于可见光源的 X 射线脉冲星导航地面验证系统. 该系统利用太阳系质心处脉冲星信号模型和航天器轨道信息, 建立航天器处实时光子到达速率函数, 再通过硬件系统转换成电压信号, 利用该电压控制线性光源输出, 最后经衰减、探测及甄别后获得航天器处的实时光子到达时间序列. 该时间序列不仅具有导航脉冲星的轮廓特性、自转特性, 还包括空间传播时间效应及宇宙 X 射线背景. 本系统利用半物理装置对可见光进行调制及衰减, 实时判断轨道各位置处导航脉冲星的可见性, 实现 X 射线脉冲星信号传播过程的模拟. 该系统提供四路可控输出信号, 支持多种导航模式的验证. 仿真系统的性能分析和功能验证结果表明, 该系统具有良好的性能, 可提供真实便捷的地面验证环境.

关键词: X 射线脉冲星导航, 地面验证系统, 多物理特性, 信号模拟**PACS:** 97.60.Gb, 98.70.Qy, 07.05.Fb, 07.05.-t**DOI:** 10.7498/aps.68.20182232

1 引言

X 射线脉冲星导航是一种新型的天文自主导航方式, 通过探测脉冲星辐射信号提取导航观测信息^[1]. 由于大气中的氧原子与氮原子对 X 射线的强吸收, 地面设备难以探测 X 射线脉冲星信号, 导航实验要在稀薄的大气层或其外部进行. 因此需在地面完成验证后再开展空间实验, 这就要求建立一套可靠有效的地面验证系统. X 射线脉冲星导航地面验证系统的关键是具有多物理特性的脉冲星信号模拟及导航过程的模拟.

脉冲星信号模拟主要有算法模拟^[2-4]和半物理模拟两种方式, 其中半物理模拟又有机械转盘^[5, 6]和电控光源^[7-12]两种形式. 算法模拟中光子到达时间 (time of arrival, TOA) 序列是由计算机产生

的伪随机序列, 半物理模拟通过对光信号的衰减, 得到真实的随机序列. 机械转盘的模拟方式结构较复杂, 脉冲星轮廓特性和频率特性的模拟精度相对较低, 且模拟不同的脉冲星信号需要更换形状不同的转盘, 灵活性较差. 而电控光源的方式, 可以解决上述问题, 根据采用的光源不同, 可以分为 X 射线光源^[5-8, 12]和可见光源^[9-11]模拟. 由于脉冲星导航的观测量是光子到达时间序列, 该序列体现出的脉冲星的轮廓特性、频率特性及空间传播特性是导航验证必不可少的物理特性, 这些特性的模拟是导航算法地面验证中信号模拟的关键所在. X 射线在不同能级上的轮廓特性有微小的差别, 导航选用的能级确定后其轮廓特性也是稳定的^[13], 虽然可见光与 X 射线在信号能量上具有较大差异, 但产生的光子时间序列能反映出相同的轮廓特性及其他所需的物理特性, 因此可用于 X 射线脉冲星导

[†] 通信作者. E-mail: hfsun@xidian.edu.cn

航信号的模拟^[11]. X 射线源的使用管理、调制及探测成本较高, 其优势在于对探测器和系统整体的验证; 而基于调制可见光的信号模拟结构简单且安全性高, 更便于导航算法的验证.

导航过程的模拟可分为实时、非实时模拟. 非实时导航模拟是先模拟产生一段时间内的脉冲星光子序列, 然后再利用该序列进行导航验证, 这种模拟方式中信号模拟与导航验证过程各自独立, 与实际导航过程不完全符合, 而且模拟的信号没有包含脉冲星频率的缓变特性, 文献 [6, 8] 采用了这种模式. 实时模拟则在导航验证过程中根据航天器的实际轨道、速度等信息, 实时产生航天器处具有多物理特性的各导航脉冲星的光子序列, 对导航进行验证. 实时模拟过程与航天器实际飞行过程一致, 模拟的真实度更高. 本文所提导航验证系统, 采用实时模拟.

目前我国在脉冲星观测及在轨导航实验方面取得了一定进展, 天宫二号^[14]、XPNAV-1 卫星^[15]和 HXMT 慧眼卫星^[16]均搭载有 X 射线探测器, 可开展定轨实验; 美国 NASA 利用 SEXTANT 完成世界首次 X 射线脉冲导航空间验证^[17]. 我国已具有空间 X 射线探测的能力, 但在开展空间导航验证前, 利用具有多物理特性的地面系统进行验证都是必要的环节.

本文提出了一种具有多物理特性的 X 射线脉冲星导航地面验证系统, 该系统采用电控可见光源

模拟 X 射线脉冲星信号, 光子序列具有导航验证所需的多种物理特性; 信号模拟具有高的频率稳定度, 光子到达时间标记精度达到 10 ns; 采用实时导航过程模拟方式, 四路可控输出信号的设计可支持多种导航算法的验证.

2 地面验证系统结构

X 射线脉冲星导航地面验证系统由信号模拟与控制、单光子产生与探测、单光子甄别与处理和导航算法验证四个单元组成, 如图 1 所示. 针对目前脉冲星导航算法研究中涉及的航天器对脉冲星信号的不同探测方式: 单探测器同时探测多颗脉冲星、单探测器分时探测多颗脉冲星、单探测器探测单颗脉冲星, 本验证系统实现了四路可控独立输出, 每路均具有上述三种方式输出的功能, 提供所需模式的探测器信号, 支持多星导航、贯序导航等不同类型导航算法的验证.

为获得航天器接收到的脉冲星光子序列, 本系统首先由信号模拟控制单元实时产生航天器处的光子速率函数, 并转换成连续变化的电压输出. 利用该电压控制线性蓝色光源 (linear visible light source, LVS), 使 LVS 的发光功率与控制电压成正比线性关系. 线性光源发出的光经屏蔽腔内的衰减器衰减成单光子流, 再由光电倍增管 (photomultiplier tube, PMT) 进行探测. 经脉冲甄别器将 PMT 输

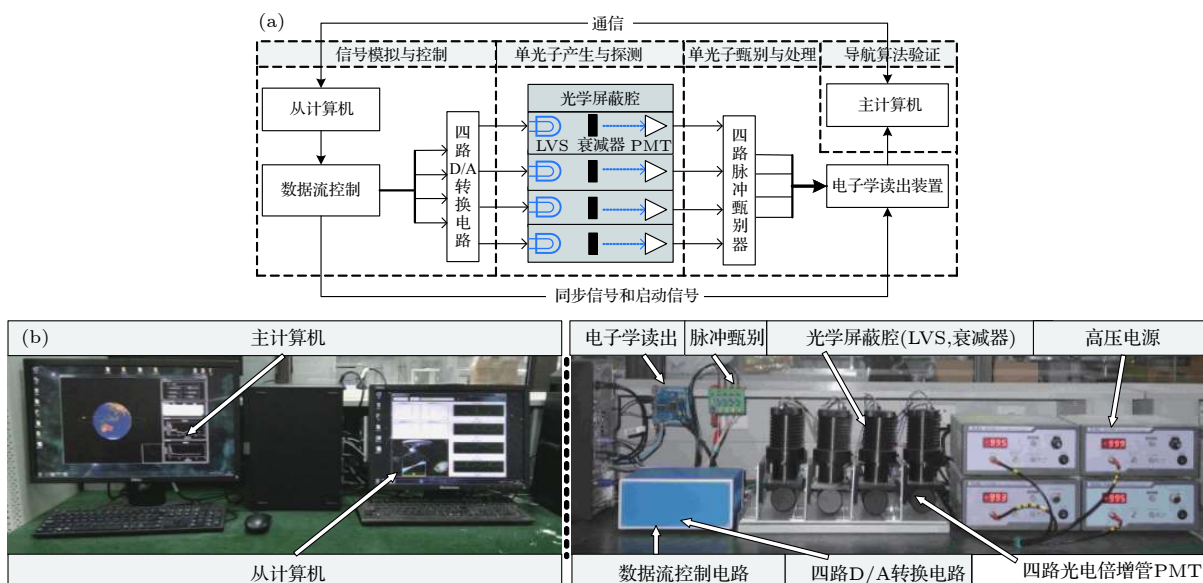


图 1 系统组成 (a) 结构图; (b) 实物图

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

出信号处理成标准脉冲电压信号,最后由电子学读出装置对脉冲到达时间打标.

验证系统采用主从控制模式,主计算机主要实现参数设置及导航算法的验证,验证中所需的脉冲星参数、轨道参数、星历等数据均存放于主计算机的数据库中;从计算机主要实现脉冲星信号模拟.主、从计算机之间通过 TCP/IP 协议进行通信,实现验证中的参数传递及实时控制.验证系统软件平台框架如图 2 所示.

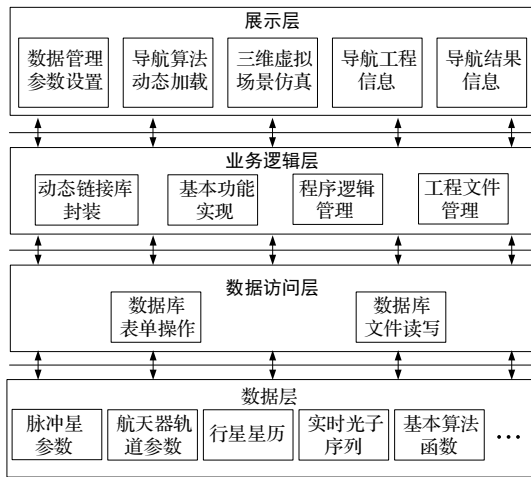


图 2 导航验证系统软件框架
Fig. 2. Framework of navigation verification platform.

3 航天器处光子序列实时模拟

航天器在轨飞行过程中接收到的光子序列不仅包含了脉冲星的物理特性、大尺度空间下的时间效应,还体现了航天器的位置及速度等信息.

3.1 航天器处光子速率函数

航天器处 X 射线脉冲星光子到达时间可建模为强度是 $\lambda_{SC}(t)$ 的非齐次泊松过程^[18], $\lambda_{SC}(t)$ 即航天器处的光子速率函数,可通过将脉冲星自转特性、航天器轨道信息等调制到太阳系质心 (SSB) 处的 X 射线脉冲星信号模型上获得.

SSB 处的 X 射线脉冲星信号模型可表示为^[1, 18]

$$P(N_{s,e} = k) = \frac{\left(\int_s^e \lambda(t) dt\right)^k \exp\left(-\int_s^e \lambda(t) dt\right)}{k!}, \quad (1)$$

其中 $N_{s,e}$ 表示在观测时间段 (s, e) 内接收到的光子

数; $\lambda(t)$ 表示光子到达的速率函数 (单位为 $\text{ph}\cdot\text{s}^{-1}$), 包含两部分

$$\lambda(t) = \lambda_b + \lambda_s h(\phi(t)), \quad (2)$$

其中 λ_b 和 λ_s 分别是宇宙背景流量和脉冲星源信号的光子流量; $h(\phi)$ 为 $\phi \in [0, 1)$ 上的脉冲星标准轮廓^[18, 19], 满足 $\min_{\phi} h(\phi) = 0, \int_0^1 h(\phi) d\phi = 1$; $\phi(t)$ 为脉冲星 SSB 处的计时模型, 表示为

$$\phi(t) = \phi_0 + \sum_{n=1}^N \frac{f^{(n-1)}}{n!} \cdot (t - t_0)^n, \quad (3)$$

其中 ϕ_0 是脉冲星 t_0 时刻在 SSB 处的相位, $f^{(n-1)}$ 是脉冲星的频率项, $f^{(0)} (n = 1, \text{即 } f)$ 为脉冲星的自转频率, $f^{(1)} (n = 2, \text{即 } \dot{f})$ 为频率一阶项, 依次类推, 高阶导数项反映了 X 射线脉冲星长期自转变慢的特性^[20, 21], 通常取 $n = 3$; t 采用太阳系质心力学时 (barycentric dynamic time, TDB).

设航天器处固有时 t 时刻接收到的脉冲星信号的相位为 $\phi_{SC}(t)$, 则

$$\phi_{SC}(t) = \phi(t + \tau(t)), \quad (4)$$

其中 $\tau(t)$ 为时间转换项, 包括光子从航天器传播到 SSB 处的光行时和航天器固有时到 TDB 时间系统的转换. 时间转换采用 RXTE 平台里的实用简化公式:

$$\begin{aligned} \tau(t) = & \frac{\mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{SC/SSB}(t)}{c} \\ & + \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left[1 + \cos \left(\frac{\mathbf{r}_{SC/SSB}(t) \cdot \mathbf{n}}{\sqrt{\mathbf{r}_{SC/SSB}(t) \cdot \mathbf{n}}} \right) \right] \\ & + \frac{1}{c^2} \mathbf{r}_{SC/E}(t) \cdot \mathbf{v}_{E/SSB}(t) + P, \end{aligned} \quad (5)$$

其中 c 为光速, μ_s 为太阳引力常数, \mathbf{n} 为脉冲星在 SSB 坐标系下的单位方向矢量, $\mathbf{r}_{SC/SSB}$ 和 $\mathbf{r}_{SC/E}$ 分别为航天器相对于 SSB 和地球质心的位置矢量, $\mathbf{v}_{E/SSB}$ 为地球质心相对于 SSB 的速度矢量, P 是地球时 (terrestrial time, TT) 到 TDB 的解析法转换公式中的周期校正项. 公式右侧第一项为几何延迟, 第二项为太阳 Shapiro 延迟, 第三和第四项为爱因斯坦延迟校正.

航天器在轨飞行中接收到的光子流量会受到多普勒效应的影响, X 射线脉冲星在航天器处的光子速率函数可建模为^[4]

$$\lambda_{SC}(t) = \left(1 + \frac{\mathbf{v}_{SC/SSB}(t) \cdot \mathbf{n}}{c}\right) [\lambda_b + \lambda_s h(\phi_{SC}(t))]. \quad (6)$$

3.2 航天器处光子序列产生与测量

为获得航天器处的光子序列, 首先利用太阳系质心处脉冲星信号模型和航天器轨道信息, 建立航天器处实时光子到达速率函数; 再通过硬件系统转换成电压信号, 利用该电压控制线性光源输出; 最后经衰减、探测及甄别后获得航天器处的光子序列, 原理如图 3 所示. 基于本文的模拟原理, 将脉冲星宇宙背景流量的统计结果 λ_b 代入 (6) 式中, 就可实现含有实际宇宙 X 射线背景的航天器处光子序列的模拟. 若在模拟时间内宇宙背景流量趋势性变化小, 可将 λ_b 设为常数.

本系统航天器处光子序列生成流程如图 4 所示, 首先计算出包含脉冲星自转特性及多普勒效应的航天器处 $\lambda_{sc}(t)$; 然后经轮廓电压合成电路, 使

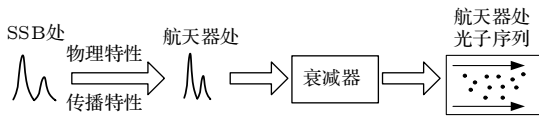


图 3 航天器处光子序列实时模拟原理图

Fig. 3. Principle flow diagram of real-time simulation of photon TOA at the spacecraft.

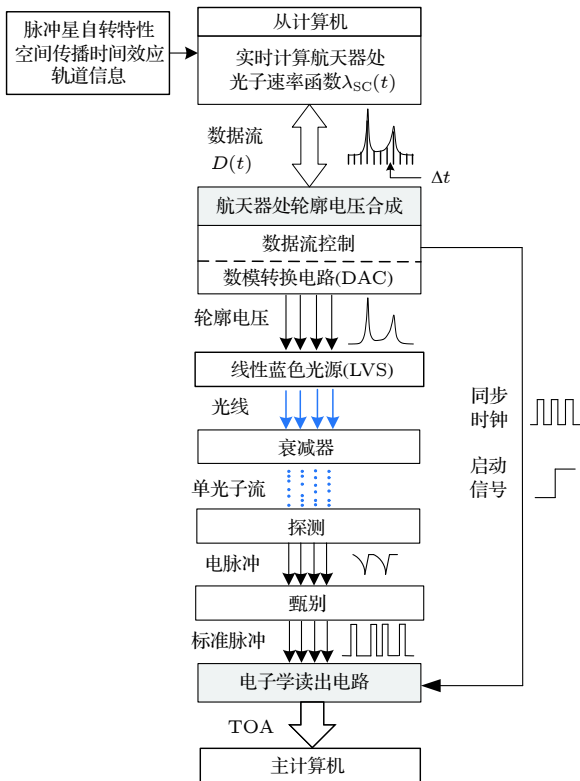


图 4 航天器处光子序列实时模拟流程图

Fig. 4. Flow diagram of simulation of photon TOA at the spacecraft.

用数/模转换电路 (DAC) 合成正比于 $\lambda_{sc}(t)$ 的电压信号 $U(t)$, 由 $U(t)$ 驱动线性光源 LVS, 经衰减器得到单光子流, 即航天器处光子序列; 最后经过探测、甄别及电子学读出电路的处理, 获得每个光子的到达时间. 在物理上模拟该过程, 要求线性光源的瞬时发光功率 $P(t)$ 与其衰减后的光子速率函数 $\lambda_{sc}(t)$ 成正比线性关系 [10].

获得 $\lambda_{sc}(t)$ 后, 以 Δt 为取样周期对其进行取样, 可获得离散化的轮廓 $D(t)$. Δt 的取值取决于两个因素: X 射线脉冲星信号的截止频率、DAC 的零阶保持输出方式, 这种输出方式会对理论采样信号的频谱有一定的衰减作用. 为满足模拟要求, 采样率要尽可能高于信号的截止频率.

将 $D(t)$ 转换成 LVS 的控制电压, 是由轮廓电压合成电路完成的. 这部分电路由数据流控制、DAC 构成, 是在 FPGA 上开发的, 如图 5 所示. 数据流控制电路的主要目的是高速接收从计算机传输的 $D(t)$, 并以一定的速率将接收到的数据写入 DAC, 并产生启动信号和同步时钟信号. 本系统采用 FIFO (first-in-first-out) 来解决多比特数据跨时钟域传输问题, 实现数据的连续传输. 从计算机一次计算四颗脉冲星的 $\lambda_{sc}(t)$, 并且控制每次传入 FIFO 里 $D(t)$ 的时间段一致, 解决了各通道仿真时间不一致的问题.

DAC 输出的电压经过低通滤波器 (LPF) 后, 便可驱动 LVS. LVS 的线性度会影响观测脉冲轮廓幅度的精度, 为此设计了将反射光作为反馈信号的反馈回路, 扩展了运放的带宽, 提高了输入电压与光源发光功率的线性度 [11]. 光线经过衰减器衰减为光子流, 这些光子流拥有 $\lambda_{sc}(t)$ 所包含的多种物理特性.

光子到达时间的精确标定是进行导航算法验证的重要基础. PMT 将接收到的光子信号, 转换成电脉冲信号, 经过脉冲甄别电路得到标准的脉冲方波, 最后由电子学读出装置标定脉冲到达时间, 同时稳定地将数据传送至主计算机.

本系统设计了 PMT 的后续处理电路, 即脉冲甄别器和电子学读出设备. 脉冲甄别器是对光电倍增管输出的负脉冲信号进行转换、放大、甄别和整形, 输出标准的方波电压信号. 电子学读出设备的设计中采用了基于 FPGA 的双缓冲存储器结构, 解决了以下两个问题: 1) 在突发的高流量光子脉冲到达时, 存储器能够及时地保存光子到达时间, 避免

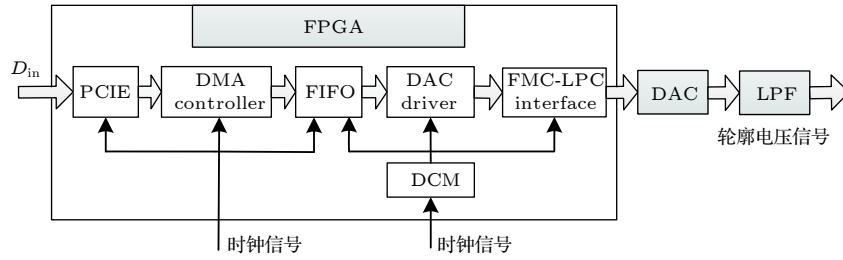


图 5 电压合成电路组成

Fig. 5. Diagram of the voltage synthesis which consists of a FPGA and a DAC.

了数据的丢失; 2) 数据的传输中, 存储器能够容纳足够的数 据, 在通信速率一定的情况下, 保证数据传输不阻塞、不丢失.

4 系统测试

本文导航验证系统的测试主要从系统性能、航天器处光子序列模拟的真实性及导航验证等三方面进行论述.

4.1 系统性能

4.1.1 脉冲轮廓取样频率

为获得离散化的轮廓 $D(t)$, 需要对 $\lambda_{SC}(t)$ 进行取样, 取样频率 f_s 的选取直接影响模拟系统的工作性能和模拟获得的轮廓特性. 脉冲星轮廓的频谱具有收敛性 [22], 是频带有限信号. 但由于后续 DAC 电路采用零阶保持的方式对信号进行输出, 相当于理论采样信号卷积宽度为采样时间间隔的窄脉冲信号, 体现在频域上就是信号频谱乘以 sinc 函数, 会引起频谱上的衰减, 造成输出的轮廓失真, 因此仅由奈奎斯特取样定理确定取样频率是不够的.

由于每颗脉冲星都具有唯一的周期和脉冲轮廓形状, 因此不同脉冲星的取样频率也不同, 本文以 B0531+21(Crab) 脉冲星为例进行说明, 如图 6 所示 (实验条件为采样时间间隔 $\Delta t = 60 \mu s$, 对应的脉冲轮廓取样频率 $f_s = 16.67 \text{ kHz}$). Crab 脉冲星的周期约为 33 ms, 经计算在频率为 1.8 kHz 时, 其标准脉冲轮廓幅频谱已达到 -200 dB 的衰减, 因此可将 1.8 kHz 作为 Crab 脉冲星的带宽. 当采样频率 $f_s = 16.67 \text{ kHz}$ 时, 在 1.8 kHz 频率点处, sinc 函数对理论频谱的衰减系数为 0.977, 此时 sinc 函数对 Crab 脉冲星频谱的影响很小, 满足无失真恢复脉冲轮廓的要求.

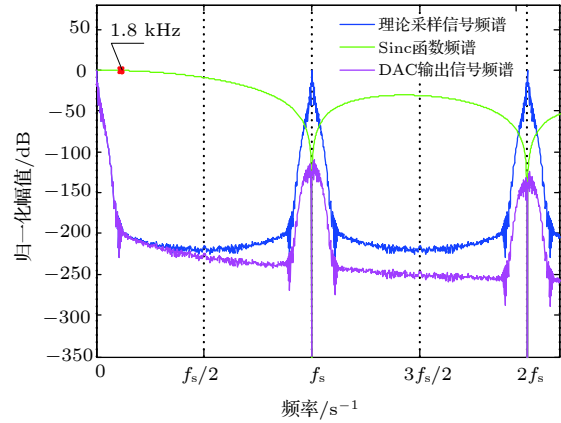


图 6 DAC 输出信号频谱

Fig. 6. Frequency spectrum analysis of the DAC output signal.

4.1.2 系统的时间延迟

本文的地面验证系统中采用了时钟同步来保证光子时间标记的一致性, 但由于信号经过硬件系统时存在延迟, 导致光子到达时间产生整体的偏移, 因此需要对系统的时间延迟进行测量, 从而实现光子到达时间的修正.

系统时间延迟的测量原理如图 7 所示, 将具有确定周期 T 的信号替代脉冲星轮廓信号作为基准信号, 对系统产生的光子时间序列以周期 T 进行叠加, 获得观测信号, 然后利用基于最优频段的 Taylor FFT 算法 [22] 计算观测信号与基准信号的时延, 所得结果即为系统的时间延迟. 根据该时延算法原理, 为提高估计精度, 本文采用具有丰富频率成分的周期矩形脉冲信号 (如图 7 所示) 进行实

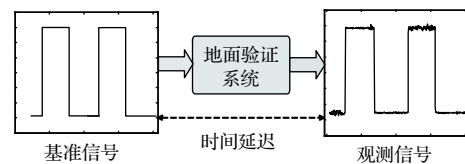


图 7 系统时间延迟测量原理

Fig. 7. Principle of system time delay measurement.

验. 经蒙特卡罗实验, 本系统四个通道的时延分别为 (11 ± 2) , (15 ± 4) , (14 ± 3) 和 (16 ± 4) μs . 从统计结果看, 各通道的延迟不一致, 这主要是由线性光源引入的误差, 后期可改进光源响应性能来降低通道时延误差.

4.2 系统模拟的真实性

4.2.1 脉冲星流量与轮廓

本文模拟了 5 颗脉冲星, 模拟中设置的实际流量^[20]如表 1 所示, 实际流量中包含宇宙背景流量, 模拟时长 36000 s. 将所得光子数据分成 500 段, 光子流量统计结果见表 1, 实验结果表明, 模拟的 X 射线脉冲星信号光子流量与实际流量基本一致, 存在的微小偏差主要是由 PMT 暗计数和 LVS 热效应导致的.

表 1 脉冲星流量
Table 1. Flux of pulsars.

| 脉冲星 | 实际流量/ $\text{ph}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$ | 模拟流量/ $\text{ph}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1} \pm$ 标准差 |
|----------|--|--|
| B0531+21 | 15400 | 15410 ± 100 |
| B1821-24 | 51.93 | 53 ± 6 |
| B1937+21 | 50.499 | 51 ± 4 |
| B1509-58 | 212 | 214 ± 10 |
| B0833-45 | 65.9 | 66 ± 5 |

将模拟得到的航天器处三颗脉冲星 B0833-45, B0531+21 和 B1509-58 的光子到达时间序列, 根据 (5) 式和 (6) 式转换到 SSB 处, 并对转换后的时间序列进行历元折叠, 可得到脉冲星的观测轮廓如图 8 所示, 经计算, 与其标准轮廓的相关系数分别为 0.9926, 0.9970 和 0.9982. 模拟时间越长, 观测轮廓的信噪比越高.

4.2.2 频率缓变特性与多普勒频移

频率缓变特性是 X 射线脉冲星信号的重要物理特性, 对 (3) 式求导可得到 SSB 处脉冲星信号频率 f_p 随时间的变化规律

$$f_p(t) = f + \dot{f} \cdot (t - t_0) + \frac{\ddot{f}}{2} \cdot (t - t_0)^2. \quad (7)$$

因此通过将模拟的光子序列转换到 SSB 处, 搜索频率即可以分析其是否具有频率缓变特性.

为此, 设置模拟时间为 MJD 49353 到 MJD 49383, 轨道高度约为 450 km, 模拟 B0531+21 和

B1509-58 脉冲星在航天器处光子到达时间序列. 共模拟了 30 段数据, 每段时长 360 s, 每段时间间隔为 1 d. 根据 (5) 式和 (6) 式, 将所有时间序列转换到 SSB 处, 然后使用 Z_m^2 方法^[23]进行频率搜索. 图 9 给出了脉冲星频率缓变的理论值和模拟信号频率的实验值, 模拟值相对理论值的标准差分别为 7.85×10^{-6} Hz (B1509-58) 和 5.25×10^{-6} Hz (B0531+21). 实验结果表明模拟的光子序列具有脉冲星的频率缓变特性.

航天器处接收的 X 射线脉冲星信号的频率 f_{sc} 会受到多普勒效应的影响, 理论上会随航天器在轨周期运动而出现周期性变化:

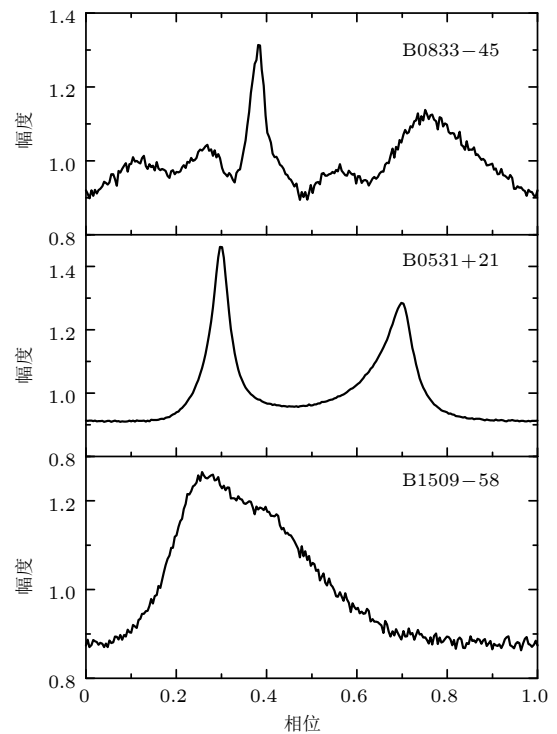


图 8 面积归一化的观测轮廓

Fig. 8. Observed profiles by area normalization.

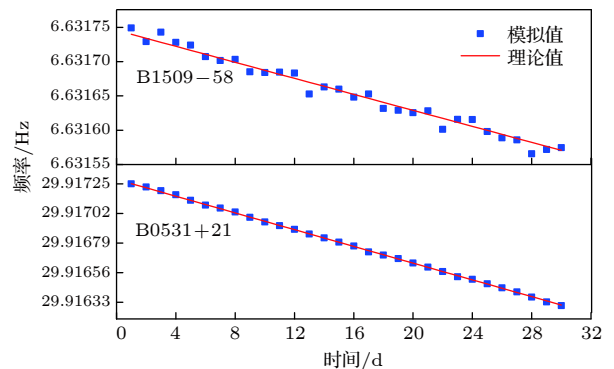


图 9 频率缓变特性模拟

Fig. 9. Simulation of slow changing frequency characteristics.

$$f_{sc} = \left[1 + \frac{n_{SSB}}{c} \cdot v_{SC/SSB}(t) \right] \cdot f_p, \quad (8)$$

式中 f_p 是脉冲星在 t 时刻的频率.

根据本系统的模拟原理, 模拟的航天器处光子到达时间序列也应具有这一现象. 利用 (8) 式计算出理论频率值, 再利用频率搜索方法获得模拟的光子序列的频率值, 比较两者的差异即可检验所模拟的光子序列. 设定系统的初始参考历元为 MJD 49353.000696574074, 分别模拟了轨道高度约为 450 km 的航天器处 B0531+21 和 B0833-45 两颗脉冲星光子到达时间序列, 时长 9360 s. 将模拟的光子到达时间序列均分成 26 段, 使用 Z_m^2 法对每段数据进行频率搜索. 图 10 给出了理论多普勒频移曲线和模拟信号的频率值, 模拟值相对理论值的标准差分别为 1.04×10^{-5} Hz (B0531+21) 和 3.44×10^{-5} Hz (B0833-45). 实验结果表明模拟的光子序列的确具有航天器的多普勒效应.

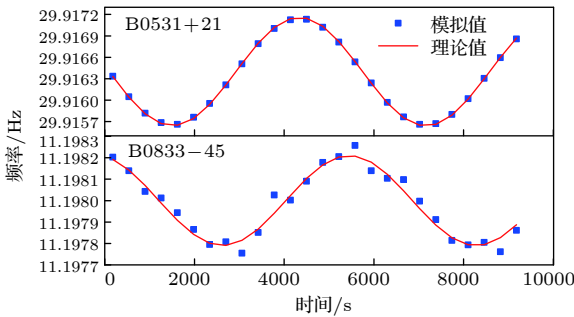


图 10 光子序列的多普勒频移

Fig. 10. Doppler frequency of photon TOA at the spacecraft.

上述实验结果中出现的标准差主要是由观测时间不足及算法误差引起的. 综上所述, 本系统模拟的航天器处光子到达时间序列具有多物理特性, 更接近于真实的 X 射线脉冲星信号, 利用该系统对导航算法验证的可信度更高.

4.3 导航算法验证测试

4.3.1 验证流程

X 射线脉冲星导航中首先把航天器处光子到达时间序列校正到 SSB 处, 然后利用 SSB 处的计时模型进行历元折叠, 获得观测脉冲轮廓. 理论上当不存在定位误差时, 观测轮廓与标准轮廓的相位差为零. 当与标准轮廓存在相位差时, 该相位差反映了航天器的误差轨道与真实轨道在平均意义上

的偏差. 以该相位差为观测量, 利用导航滤波算法校正航天器轨道, 可实现航天器自主导航 [1, 20, 24]. 本系统实现导航算法验证的流程如图 11 所示.

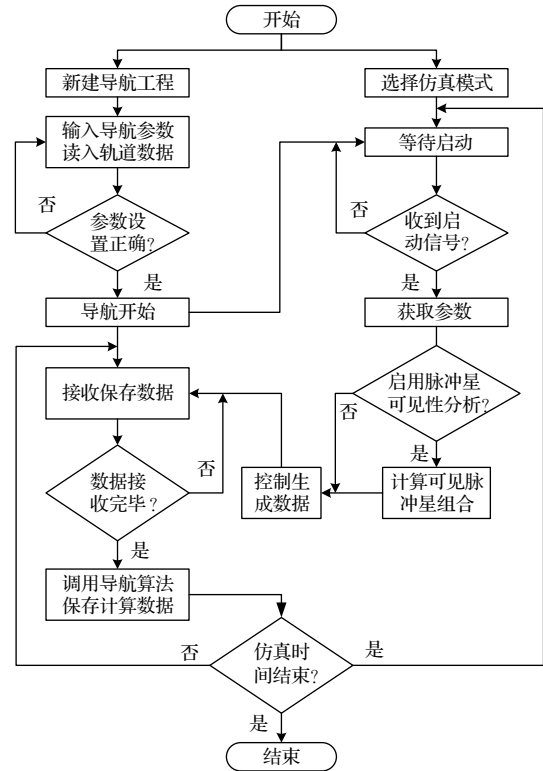


图 11 导航算法验证流程图

Fig. 11. Flow diagram of navigation algorithm verification.

4.3.2 导航验证结果

进行导航验证, 需要知道航天器的真实轨道, 选取的导航脉冲星及导航算法更新时间等参数, 更重要的是加载被测试的导航算法, 并进行导航结果的显示及评价. 而这些都可以通过主计算机的人机界面方便地进行设置和加载.

本文给出的导航验证实例中, 航天器轨道初始参数见表 2. 考虑地球和卫星的二体运动模型, 用

表 2 航天器初始参数

Table 2. Initial parameters of spacecraft.

| 参数 | 航天器初始状态 | 状态初始估计值 |
|----------------------|---------------|--------------------------|
| X/m | -13305111.403 | -13305111.403 + 10000 |
| Y/m | 13305111.403 | 13305111.403 + 10000 |
| Z/m | 18816268.995 | 18816268.995 + 10000 |
| $V_x/m \cdot s^{-1}$ | -2736.715 | -5473.431 + 10 |
| $V_y/m \cdot s^{-1}$ | -2736.715 | -5473.431 + 10 |
| $V_z/m \cdot s^{-1}$ | 0 | 0 + 10 |
| R/m | 26610222.806 | 26610222.806 + 17320.508 |
| $V/m \cdot s^{-1}$ | 3870.299 | 3870.299 + 17.321 |

数值积分生成航天器间隔为 60 s 的轨道文件, 将该轨道文件加载到导航工程中. 导航初始参考历元为 MJD 49353.000696574074, 导航验证总时长 37080 s, 导航算法的更新时间为 360 s. 导航所选脉冲星见表 3, 流量参数见表 1. 表 3 中 RAJ 与 DECJ 分别表示脉冲星在 J2000 坐标系下的赤经和赤纬, MJD 是脉冲星参考历元的约化儒略日, Area 表示航天器的有效探测面积.

导航算法实时验证过程中, 主计算机人机界面提供实时显示航天器位置的三维虚拟场景和导航误差曲线, 从计算机实时显示所选脉冲星的轮廓波形 (见图 1(b)). 图 12(a) 为主计算机导航算法评估部分界面截图, 显示了航天器三维位置偏差和速度误差曲线; 图 12(b) 为利用导出数据绘制的相应曲线. 收敛后的位置和速度误差均值分别为 13.587 km 和 $14.277 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$.

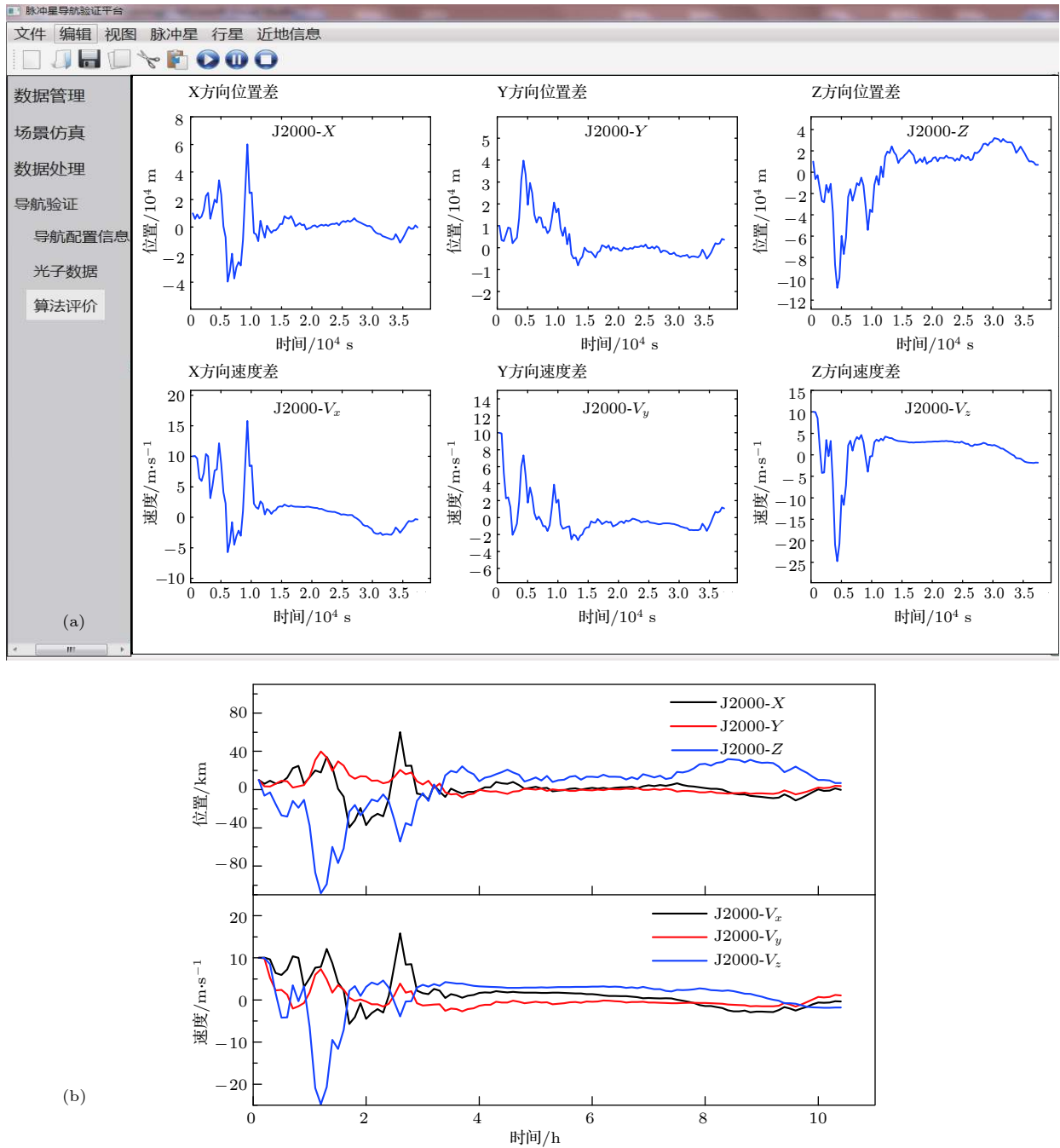


图 12 导航算法结果 (a) 评估界面截图; (b) 算法精度

Fig. 12. Results of navigation algorithm: (a) Evaluation-interface screenshot; (b) algorithm precision.

表3 脉冲星参数
Table 3. Pulsars parameters.

| Pulsar | B1509-58 | B0531+21 | B0833-45 |
|---------------------|----------------------------|----------------------------|----------------------------|
| RAJ | 15 13 55.598 | 5 34 31.972 | 8 35 20.591 |
| DECJ | -59 8 9.56 | 22 0 52.07 | -45 10 35.35 |
| MJD | 49180.000000505 | 49368.000000239 | 49353.000000103 |
| $f^{(0)}/s^{-1}$ | 6.6327493860874 | 29.9167641742573 | 11.1975539227276 |
| $f^{(1)}/s^{-2}$ | -6.75556×10^{-11} | -3.76613×10^{-10} | -1.55984×10^{-11} |
| $f^{(2)}/s^{-3}$ | 1.96×10^{-21} | 4.28×10^{-21} | 1.72×10^{-22} |
| Area/m ² | 1 | 1 | 1 |

5 结 论

本文提出的导航验证系统实现了从光子仿真到导航算法验证的全过程. 系统模拟了 X 射线脉冲星信号在宇宙空间的衰减, 产生了具有轮廓、自转及空间传播等多物理特性的航天器处实时光子序列, 实现了导航算法的地面验证. 从光子到达时间标记精度、流量稳定度、观测轮廓形状、信号的周期演变特性、多普勒现象和导航算法验证示例综合验证了平台的可靠性, 说明了模拟的航天器处光子到达时间序列更接近真实情况. 该地面验证系统利用可见光源, 便于实验室实现, 可有效支撑 X 射线脉冲星导航相关算法的研究.

参考文献

- [1] Sheikh S I 2005 *Ph. D. Dissertation* (USA: University of Maryland)
- [2] 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]
- [3] Bei X M, Shuai P, Huang L W, Sun H F, Wu Y J, Zhang Q 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 219701 (in Chinese) [贝晓敏, 帅平, 黄良伟, 孙海峰, 吴耀军, 张倩 2014 物理学报 **63** 219701]
- [4] Xue M F, Li X P, Sun H F, Liu B, Fang H Y, Shen L R 2015 *Acta Phys. Sin.* **64** 219701 (in Chinese) [薛梦凡, 李小平, 孙海峰, 刘兵, 方海燕, 沈利荣 2015 物理学报 **64** 219701]
- [5] 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]
- [6] Liu L, Zheng W, Tang G J, Sun S M 2012 *Journal of National University of Defense Technology* **34** 10 (in Chinese) [刘利, 郑伟, 汤国建, 孙守明 2012 国防科技大学学报 **34** 10]
- [7] 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]
- [8] Xu N, Sheng L Z, Zhang D P, Chen C, Zhao B S, Zheng W, Liu C L 2017 *Acta Phys. Sin.* **66** 059701 (in Chinese) [徐能, 盛立志, 张大鹏, 陈琛, 赵宝升, 郑伟, 刘纯亮 2017 物理学报 **66** 059701]
- [9] Zhang H, Xu L P 2011 *Journal of Optoelectronics · Laser* **22** 905 (in Chinese) (in Chinese) [张华, 许录平 2011 光电子·激光 **22** 905]
- [10] Sun H F, Xie K, Li X P, Fang H Y, Liu X P, Fu L Z, Sun H J, Xue M F 2013 *Acta Phys. Sin.* **62** 109701 (in Chinese) [孙海峰, 谢楷, 李小平, 方海燕, 刘秀平, 傅灵忠, 孙海建, 薛梦凡 2013 物理学报 **62** 109701]
- [11] Li X P, Xue M F, Fang H Y, Liu B, Sun H F, Liu Y M 2017 *IEEE Trans. Ind. Electron.* **64** 1486
- [12] Winternitz L M B, Mitchell J W, Hassouneh M A, Valdez J E, Price S R, Semper S R, Yu W H, Ray P S, Wood K S, Arzoumanian Z, Gendreau K C 2015 *IEEE Aerospace Conference Big Sky, MT, USA, March 7-14, 2015* p1
- [13] Sun H F, Bao W M, Fang H Y, Li X P 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 069701 (in Chinese) [孙海峰, 包为民, 方海燕, 李小平 2014 物理学报 **63** 069701]
- [14] Zheng S J, Ge M Y, Han D W, Wang W B, Chen Y, Lu F J, Bao T W, Chai J Y, Dong Y W, Feng M Z, He J J, Huang Y, Kong M N, Li H C, Li L, Li Z H, Liu J T, Liu X, Shi H L, Song L M, Sun J C, Wang R J, Wang Y H, Wen X, Wu B B, Xiao H L, Xiong S L, Xu H H, Xu M, Zhang J, Zhang L Y, Zhang L, Zhang X F, Zhang Y J, Zhao Y, Zhang S N 2017 *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica* **47** 120 (in Chinese) (in Chinese) [郑世界, 葛明玉, 韩大炜, 王文彬, 陈勇, 卢方军, 鲍天威, 柴军营, 董永伟, 冯旻子, 贺健健, 黄跃, 孔敏南, 李汉成, 李陆, 李正恒, 刘江涛, 刘鑫, 师昊礼, 宋黎明, 孙建超, 王瑞杰, 王源浩, 文星, 吴伯冰, 肖华林, 熊少林, 许寒晖, 徐明, 张娟, 张来宇, 张力, 张晓峰, 张永杰, 赵一, 张双南 2017 中国科学: 物理学 力学 天文学 **47** 120]
- [15] Zhang D P, Wang Y D, Jiang K, Zheng W 2018 *Journal of Astronautics* **39** 411 (in Chinese) (in Chinese) [张大鹏, 王奕迪, 姜坤, 郑伟 2018 宇航学报 **39** 411]
- [16] Xu Y T, Gong C L, Hu H J, Zhang Y T, Shao S P, Shi Y F, Song J, Song X L 2018 *Spacecraft Engineering* **27** 114 (in Chinese) [徐延庭, 宫超林, 胡慧君, 张玉兔, 邵思霏, 史钰峰, 宋娟, 宋晓林 2018 航天器工程 **27** 114]
- [17] Mitchell J W, Winternitz L M, Hassouneh M A, Price S R, Semper S R, Yu W H, Ray P S, Wolff M T, Kerr M, Wood K S 2018 *41st Annual American Astronautical Society (AAS) Guidance and Control Conference Breckenridge, CO, United States, February 1-7, 2018* p1
- [18] Emadzadeh A A, Speyer J L (translated by Hou J W, Yang G, He L, Wu R) 2013 *Navigation in space by X-ray Pulsars* (Beijing: National Defense Industry Press) pp15-19 (in Chinese) [艾玛德扎赫, 斯派尔 著 (侯建文, 阳光, 贺亮, 吴蕊译) 2013 X射线脉冲星导航 (北京: 国防工业出版社) 第 15—19页]
- [19] Chen P T, Speyer J L, Bayard D S, Majid W A 2017 *J. Guid. Control Dyn.* **40** 2237
- [20] Mao Y 2009 *Ph. D. Dissertation* (Zhengzhou: The PLA Information Engineering University) (in Chinese) [毛悦 2009 博士学位论文(郑州: 解放军信息工程大学)]
- [21] Margaret A L, Victoria M K 2011 *Astrophys. J.* **742** 31

- [22] Fang H Y, Liu B, Li X P, Sun H F, Xue M F, Shen L R, Zhu J P 2016 *Acta Phys. Sin.* **65** 119701 (in Chinese) [方海燕, 刘兵, 李小平, 孙海峰, 薛梦凡, 沈利荣, 朱金鹏 2016 物理学报 **65** 119701]
- [23] de Jager O C, Swanepoel J W H, Raubenheimer B C 1989 *Astron. Astrophys.* **221** 180
- [24] Sheikh S I, Pines D J, Ray P S, Wood K S, Lovellette M N, Wolff M T 2006 *J. Guid. Control Dyn.* **29** 49

Ground verification system of X-ray pulsar navigation with multi-physical properties

Fang Hai-Yan Cong Shao-Peng Sun Hai-Feng[†] Li Xiao-Ping
Su Jian-Yu Zhang Li Shen Li-Rong

(School of Aerospace Science and Technology, Xidian University, Xi'an 710126, China)

(Received 19 December 2018; revised manuscript received 16 February 2019)

Abstract

Navigation ground verification is an essential part of X-ray pulsar navigation (XPNAV) research. Aiming at the need of real and continuous pulsar signals for navigation algorithm verification, and to avoid the difficulties and high costs of X-ray modulation and detection, we propose an XPNAV ground verification system based on visible light source. In this system, the pulsar signal model at the solar system barycenter and the orbit information are used to establish the real-time photon arrival rate function at a spacecraft, and then the rate function is digitized and converted into voltage signal by the designed hardware system to drive a linear light source. After the processes of light attenuation, signal detection and pulse discrimination are experienced, the real-time photon time of arrivals (TOAs) at a spacecraft can be achieved. These photon TOAs contain characteristics of the pulsar profiles and frequency, the time propagation effect in the solar system, and cosmic X-ray background. The system uses semi-physical devices to modulate and attenuate visible light, and judges whether the spacecraft can observe the navigation pulsar according to the real position, thereby realizing the simulation of X-ray propagation in space. At present, the detection method of pulsar observation with single detector include detection of single pulsar, time division detection of multiple pulsars, and simultaneous detection of multiple pulsars. The system has four channels, each of which has three output modes mentioned above, and can support the verification of multiple navigation modes. This system consists of signal simulator and controller, single photon generator and detector, single photon screening and time tagging, and navigation algorithm verification. This paper presents the testing results of the system characteristics, the authenticity of the simulated photon arrival time series and the navigation verification. Monte Carlo experiments show that the recording accuracy of photon arrival time is 10 ns and the delays of the four channels are (11 ± 2) , (15 ± 4) , (14 ± 3) , and (16 ± 4) μs , respectively. The multi-physical properties of simulated photon arrival time series are introduced in detail, including photon flux, shape of observation profile, pulsar frequency characteristics and Doppler shift. The position and velocity errors of autonomous navigation algorithm test are 13.587 km and $14.277 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$, respectively, with an orbital altitude 26610 km and within 10 h. The ground verification system adopts master-slave control mode, the master computer mainly implements parameter setting and navigation algorithm verification, and the slave computer mainly carry out pulsar signal simulation. The communication based on TCP/IP protocol is applied to realize parameter transmission and real-time control between the master and slave computers in navigation verification process. The results of performance and functional test show that the system is available to accomplish the simulation of photon TOAs of X-ray pulsars at a spacecraft in real time and implement the ground verification of XPNAV.

Keywords: X-ray pulsar navigation, ground verification system, multi-physical properties, signal simulation

PACS: 97.60.Gb, 98.70.Qy, 07.05.Fb, 07.05.-t

DOI: 10.7498/aps.68.20182232

[†] Corresponding author. E-mail: hfsun@xidian.edu.cn