

文章编号: 1000-8349(2007)03-0249-13

脉冲星在空间飞行器定位中的应用

杨廷高¹, 南仁东², 金乘进², 甘恒谦²

(1. 中国科学院 国家授时中心, 临潼 710600; 2. 中国科学院 国家天文台, 北京 100012)

摘要: 利用脉冲星钟模型能高精度地预报脉冲星脉冲到达太阳系质心的时间。基于脉冲星时、空参考架可实现各类空间飞行器的自主导航。讨论了脉冲星钟的模型和脉冲星导航系统的框架结构, 描述了脉冲星导航的基本原理和算法。指出脉冲星导航系统对脉冲星脉冲到达探测器时刻的测量精度, 是决定空间飞行器位置解算精度的关键因素。脉冲星导航观测采用的原子钟如果足够稳定, 则空间飞行器位置的解算方法可以简化。在脉冲星导航系统计时观测精度达到或优于几十微秒量级时, 脉冲星视差、相对论效应的影响是不可忽略的。对脉冲星导航系统开发设计中的关键技术和进一步研究的主要问题进行了初步分析和讨论。

关键词: 天文观测设备与技术; 脉冲星; 综述; 脉冲星钟; 空间飞行器; 导航定位

中图分类号: P145.6 **文献标识码:** A

1 引 言

随着人类对空间探测的发展, 太阳系空间飞行器的定位问题越来越受关注。传统的为空间飞行器定位的地基导航系统具有如下缺点: 当太阳位于飞行器和地球之间的位置时, 根本无法实现空间飞行器的定位; 其次, 仅能在沿着飞行器的视线方向具有较好的精度。为克服这些缺点, 有两种方法: 一是建立基于深空间卫星网络的定位系统, 投资大、易受攻击、对远离地球的深空间无效; 二是用脉冲星为空间飞行器定位, 这是目前美国和欧洲空间局正在大力研究和积极实施的新技术和方法。

脉冲星是一种高速旋转的致密中子星, 其自转周期非常稳定。自转周期小于 20 毫秒的脉冲星又被称为毫秒脉冲星, 其自转周期的变化率一般小于 10^{-20} , 被誉为自然界中最稳定的时钟^[1-3]。至今, 已经发现射电脉冲星约 1 800 颗, 其中, 毫秒脉冲星约占 10%。另外, 通过空间观测已发现 X 射线脉冲星约 140 颗, 它们大部分同时也具有射电波段辐射。目前, 脉冲星的搜寻工作正在深入开展, 搜寻技术不断改进, 搜寻规模不断扩大。据理论估计, 辐射流量密度 $L > 0.3$ mJy 的脉冲星数量为 $(3.5 \pm 1.5) \times 10^5$, 假设 20% 的脉冲星的射电辐射束能扫过地球, 则约 70 000 颗脉冲星可以在地面上观测到。至今, 人们已经探测到的脉冲星大部分为较

收稿日期: 2006-05-08; 修回日期: 2006-12-15

亮脉冲星, 其中 $0.3 < L < 3$ mJy 的脉冲星仅占已发现数量的 4% 左右。对于已经发现的脉冲星, 它们的基本参数: 自转参数 (自转的初始相位、自转频率及其导数) 和天体测量参数 (空间位置、自行和距离) 也已测定, 其中大部分具有较高精度。毫秒脉冲星的位置精度达到 $\pm 0.0001''$, 其自行测量精度为 $\pm 0.001''/a$ 。利用脉冲星自转参数, 我们可以建立脉冲星钟模型。这样的脉冲星钟能够精确地预报脉冲星脉冲到达太阳系质心的时间, 即相对于太阳系质心的脉冲星自转相位。因此, 这些分布于宇宙空间, 且位置已知的脉冲星钟为空间飞行器定位奠定了基础。如果在空间飞行器上安装脉冲星计时观测设备, 对一组事先选定的脉冲星进行脉冲星自转相位的测量, 通过在飞行器上测得的相位与脉冲星钟预报的相对于太阳系质心相位的比较, 再加上脉冲星的空间位置参数, 就能解算出观测时刻空间飞行器相对于太阳系质心的位置 (三维坐标)。如果采用更复杂一些的计时观测方案, 还可以得到观测时刻空间飞行器的飞行速度。

空间飞行器的定位精度取决于脉冲星自转相位的测量精度。由于脉冲星辐射信号一般较弱, 计时观测设备的灵敏度和对记录下的信号的处理方法至关重要。另外, 虽然人们在空间飞行器上能精确测定脉冲星的自转相位, 但并不能确切知道在观测时刻接收到的脉冲星脉冲是第几个脉冲信号, 这就是所谓的脉冲“模糊点” (或称为“模糊度”) 问题。为解决该问题, 计时观测采用的原子钟应该具有需要的精度。如果在空间飞行器的整个飞行期间内, 原子钟的误差可以忽略不计, 则观测时刻 t 可以用原子钟作参考, 飞行器位置算法相对简单。但为解决脉冲模糊点问题, 在飞行器位置算法中, 故意将 t 也视为未知量, 和飞行器的位置、速度一起由观测的误差方程解出。其好处是: 采用合适算法能解决相位测量中的脉冲模糊点问题; 同时这样解出的 t 是由一组脉冲星钟的观测数据确定的时间, 可以用来校验原子钟。

上述利用脉冲星为空间飞行器定位的导航系统, 实际上是空间飞行器自主 (自动) 导航系统, 不需要庞大地面系统的支持。应该选择自转稳定度高、辐射信号较强、参数测量精度高的脉冲星, 如果进行观测的一组脉冲星能在空间均匀分布则最好。目前, 脉冲星导航系统可分为两类: 射电脉冲星导航和 X 射线脉冲星导航。前者可利用的脉冲星数量多、筛选余地大, 还可供选择毫秒脉冲星; 缺点是计时观测设备重。射电脉冲星导航只适用于载荷量大的空间飞行器; X 射线脉冲星导航则适用于任何空间飞行器。目前, 可供选择的 X 射线脉冲星数量有限, 但随着 X 射线源空间探测的发展, 会有更多 X 射线脉冲星被发现。现在欧洲空间局已经完成脉冲星导航可行性研究^[5], 美国国防部先进技术研究局 (DARPA) 把 X 射线脉冲星导航项目 (XNAV) 作为重点发展的带头项目^[6]。

下面将重点讨论脉冲星钟模型、应用脉冲星的空间飞行器自主导航系统的结构和脉冲星导航原理及算法。脉冲星导航原理和算法主要以欧洲空间局 ARIADNA Study 03/4202 的研究结果为参考^[5]。最后, 就实用脉冲星导航系统开发研究当中的某些关键问题做了初步分析和讨论。

2 脉冲星钟模型的建立

现以射电脉冲星为例说明脉冲星钟模型的建立。对于已经发现的脉冲星, 必须精确测定它们的自转参数和天体测量参数。目前, 世界上许多射电望远镜都具有脉冲星计时观测能力, 脉冲星脉冲到达时间 (TOA) 的测量精度不低于微秒量级, 有些毫秒脉冲星 TOA 的测量精度达到 $\pm 0.2 \mu\text{s}$, 甚至更高。将地面观测站观测得到的 TOA 转换到太阳系质心, 设 t 为观测站观测得到的 TOA 值, 脉冲星脉冲到达太阳系质心的时间为 t_b , t_b 为 TDB (太阳系质心力学时) 时间

尺度, 有

$$t_b = t + \Delta C + \Delta t_b + \frac{\mathbf{ur}}{c} - \frac{1}{2cd}[\mathbf{r}^2 - (\mathbf{ur})^2] - \frac{D}{\nu^2} + \frac{2GM_\odot}{c^3} \ln(|\mathbf{r}| - \mathbf{ur}) \quad (1)$$

式中, ΔC 是 TOA 测量参考的原子钟的改正^[7-11]。TOA 观测时, 通过时间比对, 将测站原子钟改正到某实验室 UTC 系统, 进而改正到国际原子时 TAI, 最终改正到地球时 (Terrestrial Time) TT 系统。TT 系统是国际计量局 (BIPM) 利用 TAI 和基准原子钟守时资料, 事后处理得到的时间系统, TT 比 TAI 具有更高的准确度和稳定度。式中的 ΔC 项包含测站原子钟至地球时 TT 系统的所有改正。 Δt_b 是地球时 TT 到太阳系质心力学时 TDB 的改正值。式 (1) 中, \mathbf{u} 是太阳系质心至脉冲星的单位矢量, \mathbf{r} 是太阳系质心至测站的矢量, c 是光速, d 是脉冲星的距离。式 (1) 右边第 4 项和第 5 项之和被称为 Roemer 延迟。等式右边第 6 项为信号经过星际介质的色散延迟, 其中 ν 是射电观测频率, D 是色散常数: $D = DM/(2.410 \times 10^{-16} \text{pc} \cdot \text{s} \cdot \text{cm}^{-3})$, DM 为色散量。最后一项是 Shapiro 延迟, 其中 G 是引力常数, M_\odot 是太阳的质量。如果脉冲星是属于双星系统, 式 (1) 中还应包含与双星轨道参数相关的改正项。应该说明的是, 将 TOA 转换到太阳系质心就可以, 不需要从太阳系质心再转换到脉冲星。

利用式 (1) 将 TOA 转换到太阳系质心后, 脉冲星在 t (TDB 时间尺度) 时刻的自转相位, 即相对于太阳系质心的相位可表示为

$$\phi(t) = \phi(T_0) + f(t - T_0) + \sum_{m=1}^M \frac{f^{(m)}(t - T_0)^{m+1}}{(m+1)!}, \quad (2)$$

该式中, $\phi(T_0)$ 为参考历元 T_0 时刻的脉冲星相位, f 为脉冲星在 T_0 历元的自转频率, $f^{(m)}$ 为 f 的 m 阶导数 (一般取 $m = 1, 2, 3$)。利用式 (1) 和式 (2), 对计时观测得到的 TOA 资料 (资料的时间跨度需要至少 2~3 a) 进行拟合, 最终得到脉冲星的自转参数 ($\phi(T_0)$ 、 f 和 $f^{(m)}$) 和天体测量参数 (位置、自行和距离)^[9-12]。如果脉冲星是双星, 则该双星的轨道参数也能由 TOA 资料拟合得到。一旦这些参数精确测定, 我们就可以用这些参数由式 (2) 建立该脉冲星的自转模型, 即脉冲星钟模型。反过来, 由建立的脉冲星钟模型, 可以预报任何时刻该脉冲星相对于太阳系质心的自转相位。应该指出的是, 脉冲星钟在其参数的观测历元附近具有较高精度, 离开观测历元越远, 由于其参数测量误差影响, 建立的脉冲星钟的精度会有所降低。如果继续使用该脉冲星钟, 须利用新的观测资料改进其模型参数。观测表明脉冲星自转长期稳定度优于原子钟, 如毫秒脉冲星 PSR B1855+09 在 15 年以上的长期稳定度优于美国海军天文台保持的原子时系统^[13]。虽然普通脉冲星自转稳定度比毫秒脉冲星低, 但辐射信号比毫秒脉冲星强, 也能适用于为空间飞行器定位的要求。脉冲双星的自转模型较复杂, 如果选脉冲双星作导航脉冲星, 只能选取已精确测定了双星轨道参数的脉冲双星。

3 脉冲星导航系统框架结构

脉冲星导航的主要硬件设备为: 脉冲星计时观测设备, 运转可靠的原子钟和观测控制、信息处理、进行计算的计算机。空间飞行器的飞行范围 (距离) 远远小于脉冲星到太阳系质心的距离, 可以近似认为在空间飞行器的整个旅程期间, 被观测脉冲星的单位矢量 \mathbf{u} 的方向是不变的。

对于少数近距离脉冲星,在精确确定被测脉冲星空间方向时,必须考虑其视差和自行的影响。假设被观测的 N 颗脉冲星均匀分布于空间各个方向,这样则需要 N 套相同的计时观测设备,以便分别瞄准 N 颗脉冲星。本文关于脉冲星导航原理和算法的描述是以同时观测 N 颗星为基础的。如果采用一套计时观测设备,在空间飞行器上按照顺序依次观测 N 颗星,则必须精确计算观测每颗星间的时间差,并且对空间飞行器的姿态和探测器空间指向的控制有较高要求。为获得较高信噪比,计时观测应采用合适的积分时间。在地面上对脉冲星 TOA 的观测,是以积分得到的平均脉冲轮廓上的尖锋为基准点,观测得到的 TOA 就是脉冲基准点到达的时间。因此,TOA 与脉冲轮廓的尖锋一一对应。在空间飞行器上,导航设备的计时观测,可以采用类似地面的方法得到 TOA。也有研究者给出了由积分得到的脉冲轮廓分析得到观测时刻(以空间飞行器上的原子钟为参考)脉冲星自转相位的方法,这实质上是脉冲星自转相位的测量^[5]。

脉冲星导航系统的主要软件包括 TOA 测量软件和空间飞行器位置计算软件。前者功能是对计时观测信息进行统计分析处理,从而给出观测时刻 N 颗脉冲星各自的 TOA(或者自转相位)和测量误差。后者则利用前者的测量结果结合已知的脉冲星钟参数,采用合适算法计算得到空间飞行器在观测时刻相对于太阳系质心的位置和速度及其误差。

4 脉冲星导航原理和算法

4.1 脉冲星自转相位测量与飞行器位置的关系

空间飞行器的位置坐标以太阳系质心参考坐标系为参考。由于脉冲星自转具有非常高的稳定度,由脉冲星钟模型我们可以预报第 n 颗脉冲星在 t 时刻相对于太阳系质心的自转相位,

$$\phi_n^s(t) = \phi_n^s(T_0) + f_n(t - T_0) + \sum_{m=1}^M \frac{f_n^{(m)}(t - T_0)^{m+1}}{(m+1)!}. \quad (3)$$

式中, $\phi_n^s(T_0)$ 是 T_0 时刻第 n 颗脉冲星相对于太阳系质心的相位, f_n 为 T_0 时该脉冲星的自转频率, $f_n^{(m)}$ 为 f_n 的 m 阶导数。一般情况下,取到三阶导数就足够了。设 t 时刻,在空间飞行器上测量得到的第 n 颗脉冲星的自转相位为

$$\hat{\phi}_n^x(t) = \phi_n^s(t - \tau_n) + m_n + \varpi_{\phi_n}, \quad (4)$$

式中, τ_n 是在空间飞行器上测得的相位相对于太阳系质心相位的时间延迟(见图 1)。在空间飞行器上测得的相位值只能是 0~1 周之间的任何小数值,而实际上脉冲星的相位变化还应包含有 m_n 个整周数, m_n 为待定整数,被称为脉冲模糊点。 ϖ_{ϕ_n} 是在飞行器上对第 n 颗脉冲星相位测量的误差。在飞行器上对于 N 颗脉冲星相位测量的协方差矩阵可表示为

$$\mathbf{R}_\phi = \mathbf{E}[\mathbf{W}_\phi \mathbf{W}_\phi^T] = \begin{bmatrix} \sigma_{\phi_1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\phi_N}^2 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

式中, $\mathbf{W}_\phi = [\varpi_{\phi_1} \ \varpi_{\phi_2} \ \cdots \ \varpi_{\phi_N}]^T$, 其中 T 表示矩阵转置。

图 1 给出了在 $t = T'_0 + (t - T'_0)$ 时刻,在飞行器上测得的第 n 颗脉冲星的自转相位相对于该脉冲星钟预报的同一时刻太阳系质心相位的延迟量。图中,箭头 u_n 表示脉冲星方向,箭头

x 表示 t 时刻空间飞行器相对于太阳系质心的位置矢量。用空间距离表示的该脉冲星的自转周期 $D_p = c/f_n$, 其中 c 是光速, f_n 是其自转频率。 $t = T'_0 + (t - T'_0)$, 其中 T'_0 为空间飞行器上原子钟的钟面时刻, T'_0 接近于 t 。由图 1 可见, 第 n 颗脉冲星的相位延迟 τ_n 等于飞行器位

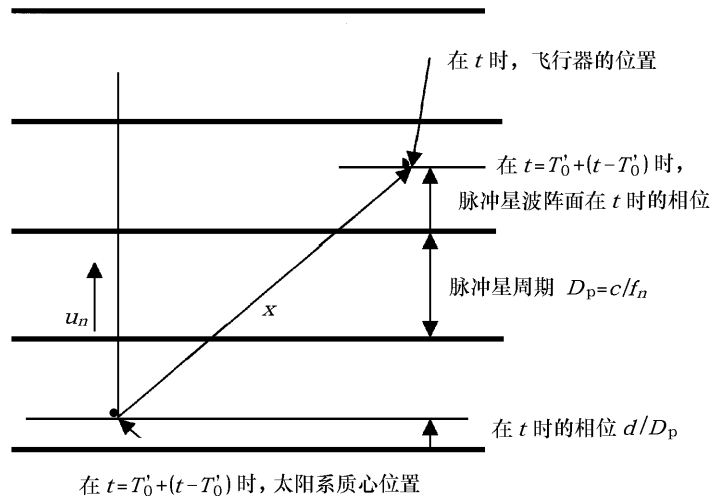


图 1 相位延迟示意图

置矢量在脉冲星方向的投影。 τ_n 可表示为

$$\tau_n = \frac{1}{c} \mathbf{u}_n^T \mathbf{x}. \quad (6)$$

式中, c 是光速, \mathbf{u}_n 为太阳系质心至第 n 颗脉冲星的单位矢量, \mathbf{x} 为空间飞行器相对于太阳系质心的位置矢量, T 表示矩阵转置。令 T'_0 为与 t 接近的飞行器上原子钟的钟面时刻, 由式 (3)、式 (4) 和式 (6) 可得

$$\hat{\phi}_n^x(t) = \phi_n^s(T'_0) + f_n(t - T'_0 - \frac{1}{c} \mathbf{u}_n^T \mathbf{x}) + m_n + \varpi_{\phi_n}. \quad (7)$$

由于 T'_0 和 t 非常接近, f_n 导数的影响可以忽略不计。式 (7) 中 $\phi_n^s(T'_0)$ 是 T'_0 时刻脉冲星钟相对于太阳系质心的相位。根据式 (3), 有

$$\phi_n^s(T'_0) = \phi_n^s(T_0) + f_n(T'_0 - T_0) + \sum_{m=1}^M \frac{f_n^{(m)}(T'_0 - T_0)^{m+1}}{(m+1)!}, \quad (8)$$

式中, T_0 时刻脉冲星相对于太阳系质心的相位 $\phi_n^s(T_0)$ 和 f_n 及各阶导数均为脉冲星的已知参数, 这些参数是以 T_0 历元为参考的。对式 (7) 进一步变换, 有

$$\lambda_n = f_n^{-1}(\hat{\phi}_n^x(t) - \phi_n^s(T'_0)) + T'_0 = t - \frac{1}{c} \mathbf{u}_n^T \mathbf{x} + f_n^{-1}m_n + f_n^{-1}\varpi_{\phi_n}, \quad (9)$$

该式描述了第 n 颗脉冲星的观测量与未知参数 (t 、 \mathbf{x} 和 m_n) 之间的关系。其中 λ_n 是与第 n 颗脉冲星观测量 $\hat{\phi}_n^x(t)$ 有关的线性变换, 等式右边为未知参数 t 、 \mathbf{x} 和 m_n , ϖ_{ϕ_n} 为该脉冲星

相位的测量误差。这里故意将 t 设为未知量，目的是用于解决前面提到的脉冲模糊点问题。由 N 颗脉冲星观测解算出的 t 也可以用来校验星载原子钟。对于 N 颗脉冲星的计时观测，可将式 (9) 写成矩阵形式。为此，令

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \\ \vdots \\ \lambda_N \end{bmatrix}, \quad \mathbf{U} = \begin{bmatrix} \frac{1}{c} \mathbf{u}_1^T \\ \vdots \\ \frac{1}{c} \mathbf{u}_N^T \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} f_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & f_N^{-1} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{m} = \begin{bmatrix} m_1 \\ \vdots \\ m_N \end{bmatrix},$$

则有

$$\lambda = [1_N - \mathbf{U}] \begin{bmatrix} t \\ x \end{bmatrix} + \mathbf{Fm} + \mathbf{F} \begin{bmatrix} \varpi_{\phi_1} \\ \vdots \\ \varpi_{\phi_N} \end{bmatrix}. \quad (10)$$

再令 $\mathbf{W}_\lambda = \mathbf{F} \begin{bmatrix} \varpi_{\phi_1} \\ \vdots \\ \varpi_{\phi_N} \end{bmatrix}$ ，则 λ 的协方差矩阵为

$$\mathbf{R}_\lambda = \mathbf{E}[\mathbf{W}_\lambda \mathbf{W}_\lambda^T] = \begin{bmatrix} \sigma_{\lambda_1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\lambda_N}^2 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

其中， $\sigma_{\lambda_n}^2 = f_n^{-2} \sigma_{\phi_n}^2$ 。最终，式 (10) 可写成：

$$\lambda = [1_N - \mathbf{U}] \begin{bmatrix} t \\ x \end{bmatrix} + \mathbf{Fm} + \mathbf{W}_\lambda. \quad (12)$$

4.2 脉冲到达时间漂移 (PATD) 与飞行器速度的关系

设空间飞行器的速度为 \mathbf{s} ，由于多普勒效应，在空间飞行器上观测到的脉冲星脉冲到达时间 (TOA) 会受到多普勒频移的影响，这种由于飞行器速度 \mathbf{s} 引起的 TOA 的漂移 (PATD) 也能够由空间飞行器导航系统估计得到。假定 \mathbf{s} 的绝对值是近似不变的，则第 n 颗脉冲星的 PATD 估计值 γ_n 与空间飞行器速度 \mathbf{s} 间的关系可表示为

$$\gamma_n = \frac{1}{c} \mathbf{u}_n^T \mathbf{s} + \varpi_{\gamma_n}, \quad (13)$$

式中， ϖ_{γ_n} 是 γ_n 的测量误差。对于 N 颗脉冲星，相应的协方差矩阵

$$\mathbf{R}_\gamma = \mathbf{E}[\mathbf{W}_\gamma \mathbf{W}_\gamma^T] = \begin{bmatrix} \sigma_{\gamma_{o1}}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\gamma_N}^2 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

其中， $\mathbf{W}_\gamma = [\varpi_{\gamma_1} \ \cdots \ \varpi_{\gamma_N}]^T$ ，式 (13) 的矩阵形式为

$$\gamma = \mathbf{U}\mathbf{s} + \mathbf{W}_\gamma. \quad (15)$$

式中 \mathbf{U} 的意义同前。

4.3 连续多次观测的误差方程

前面讨论了空间飞行器导航系统观测 N 颗脉冲星得到的 TOA 和 PATD 与飞行器空间位置和速度之间的关系。如果在飞行器上对 N 颗脉冲星连续进行 L 次计时观测, 每次观测的积分时间 Δt 相同, 则有 $L \times N$ 个 TOA 和 $L \times N$ 个 PATD 观测量。利用式 (12), 由第 l 次的观测, 得

$$\lambda_{(l)} = \begin{bmatrix} 1_N - U \\ \mathbf{x} + l\Delta t\mathbf{s} \end{bmatrix} + \mathbf{F}\mathbf{m} + \mathbf{W}_{\lambda_{(l)}}. \quad (16)$$

式中, \mathbf{s} 为飞行器的速度, $\mathbf{x} + l\Delta t\mathbf{s}$ 是第 l 次观测时飞行器的位置, 其中 $l\Delta t\mathbf{s}$ 表示相对于以前最后一次观测的位置变化。用 $\tilde{\lambda}$ 表示 L 套 TOA 观测量的矩阵, 根据式 (9), 得

$$\tilde{\lambda} = \begin{bmatrix} \lambda_{(1)}^T & \cdots & \lambda_{(L)}^T \end{bmatrix}^T, \quad (17)$$

TOA 观测误差的矩阵

$$\mathbf{W}_{\tilde{\lambda}} = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{\lambda_{(1)}}^T & \cdots & \mathbf{W}_{\lambda_{(L)}}^T \end{bmatrix}^T. \quad (18)$$

于是, 由式 (12), 对于 $L \times N$ 个 TOA 观测的情况, 有

$$\tilde{\lambda} = \begin{bmatrix} 1_N & -U & 0 \\ 1_N & -U & -U \\ 1_N & -U & -2U \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1_N & -U & -(L-1)U \end{bmatrix} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} + \tilde{\mathbf{F}}\mathbf{m} + \mathbf{W}_{\tilde{\lambda}} = \mathbf{A}_{\tilde{\lambda}} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} + \tilde{\mathbf{F}}\mathbf{m} + \mathbf{W}_{\tilde{\lambda}}, \quad (19)$$

式中, $\tilde{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} F^T & \cdots & F^T \end{bmatrix}^T$ 。类似地, 对于 L 套 PATD 的情况, 由式 (15) 不难得到

$$\tilde{\gamma} = \begin{bmatrix} 0_N & 0_{N,P} & U \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0_N & 0_{N,P} & U \end{bmatrix} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} + \mathbf{W}_{\tilde{\gamma}} = \mathbf{A}_{\tilde{\gamma}} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} + \mathbf{W}_{\tilde{\gamma}}. \quad (20)$$

式中, 下标 P 为矢量 \mathbf{x} 的维数, 对三维坐标, $P = 3$ 。类似于 $\tilde{\lambda}$ 和 $\mathbf{W}_{\tilde{\lambda}}$, 式 (20) 中的 $\tilde{\gamma}$ 和 $\mathbf{W}_{\tilde{\gamma}}$ 分别为

$$\tilde{\gamma} = \begin{bmatrix} \gamma_{(1)}^T & \cdots & \gamma_{(L)}^T \end{bmatrix}^T, \quad (21)$$

$$\mathbf{W}_{\tilde{\gamma}} = \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{\gamma_{(1)}}^T & \cdots & \mathbf{W}_{\gamma_{(L)}}^T \end{bmatrix}^T. \quad (22)$$

$\tilde{\lambda}$ 的协方差矩阵:

$$\mathbf{R}_{\tilde{\lambda}} = \mathbf{E}[\mathbf{W}_{\tilde{\lambda}}\mathbf{W}_{\tilde{\lambda}}^T] = \begin{bmatrix} R_{\tilde{\lambda}_{(1)}} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & R_{\tilde{\lambda}_{(L)}} \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$\tilde{\gamma}$ 的协方差矩阵:

$$\mathbf{R}_{\tilde{\gamma}} = \mathbf{E}[\mathbf{W}_{\tilde{\gamma}}\mathbf{W}_{\tilde{\gamma}}^T] = \begin{bmatrix} R_{\tilde{\gamma}(1)} & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & R_{\tilde{\gamma}(L)} \end{bmatrix}. \quad (24)$$

4.4 飞行器位置的解算

假定式 (12) 和 (16) 中的向量 \mathbf{m} 为已知 (有关 \mathbf{m} 的确定方法, 后面单独描述), 下面按单次观测和连续多次观测 N 颗脉冲星的两种情况, 分别讨论飞行器位置的计算问题。

4.4.1 单次观测

设 \mathbf{m} 为已知, 其值为向量 \mathbf{m}_0 , 对于单次观测的情况, 式 (12) 可写成

$$\boldsymbol{\lambda} - \mathbf{F}\mathbf{m}_0 = \begin{bmatrix} 1_N - \mathbf{U} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \end{bmatrix} + \mathbf{W}_{\lambda}. \quad (25)$$

采用最大似然方法 (ML) 估计空间飞行器的位置和其协方差矩阵。上式中未知数 \mathbf{x} 和 t 的最大似然估计及其相应的协方差矩阵分别是

$$\hat{\tilde{\mathbf{x}}} = \left[\mathbf{A}^T \mathbf{R}_{\lambda}^{-1} \mathbf{A} \right]^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{R}_{\lambda}^{-1} (\boldsymbol{\lambda} - \mathbf{F}\mathbf{m}_0), \quad (26)$$

$$\mathbf{R}_{\tilde{\mathbf{x}}} = \left[\mathbf{A}^T \mathbf{R}_{\lambda}^{-1} \mathbf{A} \right]^{-1}. \quad (27)$$

这里, $\hat{\tilde{\mathbf{x}}}$ 是未知参数向量 $\tilde{\mathbf{x}}$ 的最大似然估计, $\tilde{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} t & \mathbf{x}^T \end{bmatrix}^T$, $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1_N & -\mathbf{U} \end{bmatrix}$ 。如果空间飞行器导航系统用的原子钟足够精确, t 可视为已知量, 这时, $\tilde{\mathbf{x}} = \mathbf{x}$, $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -\mathbf{U} \end{bmatrix}$ 。

$\mathbf{R}_{\tilde{\mathbf{x}}}$ 是 $\tilde{\mathbf{x}}$ 的协方差矩阵, 其对角线元素是被估计的参数的方差。假定被观测的 N 颗星的空间分布是近似均匀的, 在 t 视为已知量时, 解算的飞行器位置的方差可近似表示为

$$\sigma_x^2 = \bar{\sigma}_{\lambda}^2 c^2 \frac{P}{N}, \quad (28)$$

式中, $\bar{\sigma}_{\lambda}$ 是 N 颗脉冲星 σ_{λ} 的平均, c 是光速, P 是定位的维数, 对于三维定位, $P = 3$ 。如果 t 为待求的未知量, 则解算得到的飞行器位置的方差为

$$\sigma_x^2 = \bar{\sigma}_{\lambda}^2 c^2 \frac{P}{N-1}. \quad (29)$$

4.4.2 连续多次观测

根据脉冲星导航方案的设计, 如果对空间飞行器位置估计可用的时间足够大, 采用连续多次观测求解飞行器位置的方案是必要的。该观测方案可同时求解飞行器的位置和速度。假定每次位置解算, 对于 N 颗脉冲星中的每一颗, 我们有连续多次观测得到的 L 套 TOA 和 PATD 测量值及其误差, 同时假定 $\mathbf{m} = \mathbf{m}_0$ 为已知, 则由式 (19) 和 (20) 可得到

$$\begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{\lambda}} \\ \tilde{\boldsymbol{\gamma}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{F}} \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{m}_0 = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{\lambda} \\ \mathbf{A}_{\gamma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} t \\ \mathbf{x} \\ \mathbf{s} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{\tilde{\lambda}} \\ \mathbf{W}_{\tilde{\gamma}} \end{bmatrix}. \quad (30)$$

令 $\tilde{x} = \begin{bmatrix} t \\ x \\ s \end{bmatrix}$ 为未知参数向量, $A = \begin{bmatrix} A_\lambda \\ A_\gamma \end{bmatrix}$ 为式 (30) 中未知参数的系数矩阵, 同时, 定义 $T_x = \begin{bmatrix} 0_{2,1} & I_{2,2} & 0_{2,2} \end{bmatrix}^T$, 根据最大似然估计, \tilde{x} 的协方差矩阵为

$$R_{\tilde{x}} = \left[A^T \begin{bmatrix} R_\lambda^{-1} & 0 \\ 0 & R_\gamma^{-1} \end{bmatrix} A \right]^{-1} = \left[A_\lambda^T R_\lambda^{-1} A_\lambda + A_\gamma^T + R_\gamma^{-1} A_\gamma \right]^{-1}, \quad (31)$$

空间飞行器位置 x 的协方差矩阵为

$$R_x = T_x^T R_{\tilde{x}} T_x. \quad (32)$$

\tilde{x} 的协方差矩阵对角线元素给出了连续多次观测解算得到的飞行器的位置、速度和时间 t 的方差。根据 t 的精度, 可以判断脉冲星导航系统用作时间标准的可行性。如果 t 的精度足够高, 则可以利用脉冲星导航系统提供的时间对导航用的原子钟进行改正。如果原子钟精度足够高, 可将式 (30) 中的 t 视为已知量, 这样只须求解飞行器的位置和速度, 从而使问题变得相对简单。

4.5 未知量 m 的估计方法

在空间飞行器上对脉冲星相位测量得到的值只能是 $0 \sim 1$ 的小数值, 脉冲星自转的整周数是未知的, 设整周数的值为 m (只含整数值), 对 N 颗脉冲星, 有 $\mathbf{m} = [m_1, m_2, m_3, \dots, m_N]^T$ 。如果采用的原子钟足够稳定, 在飞行器旅程的整个期间内, 其累积偏离 Δt 在允许误差范围内, 则对向量 \mathbf{m} 的估计会变得比较容易。实际上, 目前的星载原子钟的性能, 秒稳定度优于 3×10^{-12} , 日稳定度优于 5×10^{-14} , 基本上能满足要求。首先, 认为空间飞行器在观测时刻 t 的位置是在半径为 R 的球范围内, 由此估计出向量 \mathbf{m} 的所有可能值。对于每颗脉冲星, 会有多个可能值, 其数量可用下式估算

$$p = \frac{R/c + \Delta t}{T}. \quad (33)$$

式中, c 是光速, T 是该脉冲星的自转周期。对于现代星载原子钟 Δt 的影响可忽略不计。将 p 按上限取整为 N_p , 这 N_p 个可能值称为脉冲模糊点, 其中只有一个值是正确的, 其余的均应排除掉。从式 (33) 可知, 自转周期大的脉冲星, 模糊点数量少。

对于空间飞行器的三维定位, 如果内部原子钟读数已知, 原则上只需 3 颗脉冲星就能计算出飞行器的位置, 但为了排除不正确的模糊点, 宁可把 t 作为未知量包含在方程式中, 参见式 (25) 和式 (30)。这样, 至少用 4 颗脉冲星才能求出飞行器的位置和时间 t 。为解决模糊点问题, 首先处理 4 颗自转周期较大的脉冲星, 自转周期非常小的毫秒脉冲星暂不包括在内。由首选 4 颗星的所有模糊点进行组合, 每个组合中只含 4 颗星中各星的一个模糊点。对于所有可能的组合按式 (25) 或式 (30) (取决于采用的观测方案) 解算出 t 的估计值 \hat{t} 和 \hat{t} 的误差 σ_t 。如果用 t_c 表示原子钟的读数, 则由大部分组合 (具有正确 \mathbf{m} 值的模糊点除外) 得到的 \hat{t} 与原子钟读数 t_c 之差的绝对值会明显大于解算误差, 即

$$|\hat{t} - t_c| \geq \alpha(\sigma_t). \quad (34)$$

式中, α 为门限参数, 可取 4, 5, 6, \dots 。凡满足式 (34) 的组合均为不正确的 \mathbf{m} 值, 应该排除。模拟解算表明, 当 $R \leq 10^6$ m 时, 上述办法能完全解决模糊点问题^[5]。如果 R 更大,

经过同样的处理后, 仍会剩余一些没有排除的模糊点。通过进一步计算这些模糊点上的最大似然函数的办法^[5], 可最终解决问题。如果 R 非常大 (如在导航系统电源中断后重新启动, 由于模糊点数量太多, 导航系统的恢复需要一定时间, 甚至会出现困难), 这种情况是应该避免的。

在首选 4 颗脉冲星的 m 值确定后, 由该 4 颗星解算出飞行器的位置及其误差 σ_x , 这时, σ_x 的绝对值会远小于初始采用的 R 值。对于剩余的所有脉冲星 (包括周期小的毫秒脉冲星), 由 σ_x 可推算出每颗星的模糊点数,

$$p_{\sigma_x} = \frac{\sigma_x}{cT}, \quad (35)$$

式中, c 是光速, T 是脉冲星周期。由于 p_{σ_x} 一般很小, 再照上述处理方法, 则很容易得到每颗星的正确 m 值。

5 讨 论

空间飞行器利用脉冲星的自主导航系统设计与空间飞行器的轨道、飞行速度、允许的载荷量大小和飞行时间长短等因素有关。在需要解决的关键技术、弱信号处理方法、飞行器位置算法和脉冲星的筛选等方面仍有必要深入探讨和研究。

5.1 计时观测设备性能

能用于导航的有射电脉冲星和 X 射线脉冲星。射电观测设备主要是天线和接收机等, 天线可选用螺旋形微带天线, 天线和接收机有效载荷量比较大 (观测 N 颗星, 需 N 套同样设备)。射电观测只适用于允许载荷量大的空间飞行器。X 射线波段观测适用于任何空间飞行器。由式 (28) 和式 (29) 知, 空间飞行器位置解算精度主要取决于 TOA 的测量误差 σ_λ , 对于选定的 N 颗脉冲星, σ_λ 又主要取决于计时观测设备 (探测器) 的灵敏度和观测信噪比。高性能探测器的研制是脉冲星导航系统中的关键技术。

5.2 弱信号处理方法

脉冲星辐射一般较弱, 为得到稳定的脉冲轮廓, 计时观测需要合适的积分时间。接收到的信号中, 包含有来自背景辐射等方面的干扰, 这种干扰并不能像在地面观测那样, 采用有效方法予以消除。在空间 TOA 测量中, 为正确地由接收到的信号检测脉冲星的自转相位, 信号处理方法的研究也很重要。Sala 等人^[5] 详细讨论了以最大似然估计为基础的处理方法, 采用其他方法的试验及不同方法间的比较是必要的。

5.3 关于 TOA 中的某些改正项

如果脉冲星导航系统 TOA 的测量精度 σ_λ 达到或优于几十微秒量级 ($1 \mu\text{s}$ 相当于 300 m 空间距离), 则空间飞行器位置算法中应该计及相对论效应的影响; 对于已经测得视差值的脉冲星, 还应计及脉冲星视差的影响, 即式 (6) 中应加上视差项和相应的 Shapiro 项。对于近距星, 视差项是不可忽略的。由于这些项和飞行器位置的关系是非线性关系, 可以考虑对测得的 TOA 用加改正的方法, 以消除它们的影响。为此, 在每次位置解算时, 先不考虑这些项, 预算出飞行器的位置和速度, 再用预算出的飞行器位置和速度值计算 Shapiro 和视差项的延迟量, 进而改正 TOA 后, 再重新解算飞行器位置和速度。

Sheikh 等人^[14] 最近提出了脉冲星导航的 δ 改正算法。该方法的观测误差方程式直接包括脉冲星视差和相对论效应对 TOA 测量的改正项。如果空间飞行器的近似位置已知 (一般情

况下, 可由空间飞行器轨道动力学近似预报), 则可以采用 δ 改正算法, 得到观测时刻空间飞行器近似位置 (归算采用值) $\tilde{\mathbf{x}}$ 的改正值 $\delta\mathbf{x}$ 。设 δt_{obs} 为在空间飞行器上观测得到的脉冲星脉冲到达时间与预报值的差值, 可理解为 TOA 测量参考的原子钟相对于 TDB 时间尺度的改正值; δt_{b} 为在太阳系质心处对同一脉冲星同一脉冲观测得到的到达时间 (由空间飞行器上测得的 TOA 转换到太阳系质心得到) 与脉冲星钟模型预报的到达太阳系质心时间的差值。则有

$$\delta t_{\text{b}} = \delta t_{\text{obs}} + \frac{\mathbf{u} \cdot \delta\mathbf{x}}{c} + \frac{1}{cd} \left[\begin{array}{l} (\mathbf{u} \cdot \tilde{\mathbf{x}})(\mathbf{u} \cdot \delta\mathbf{x}) - \tilde{\mathbf{x}} \cdot \delta\mathbf{x} + \delta\mathbf{x} \cdot \mathbf{V}\Delta t \\ -(\mathbf{u} \cdot \mathbf{V}\Delta t)(\mathbf{u} \cdot \delta\mathbf{x}) - (\mathbf{b} \cdot \delta\mathbf{x}) + (\mathbf{u} \cdot \mathbf{b})(\mathbf{u} \cdot \delta\mathbf{x}) \end{array} \right] + \frac{2\mu_{\odot}}{c^3} \left[\frac{\mathbf{u} \cdot \delta\mathbf{x} + (\tilde{\mathbf{x}} \cdot \delta\mathbf{x})/(\tilde{\mathbf{x}} \cdot \tilde{\mathbf{x}})^{\frac{1}{2}}}{(\mathbf{u} \cdot \tilde{\mathbf{x}} + (\tilde{\mathbf{x}} \cdot \tilde{\mathbf{x}})^{\frac{1}{2}}) + (\mathbf{u} \cdot \mathbf{b} + b)} \right]. \quad (36)$$

式中 d 为脉冲星的距离, \mathbf{V} 为脉冲星的运动速度矢量, Δt 为观测时刻相对于脉冲星钟参考历元 T_0 的时间间隔, $\mu_{\odot} = GM_{\odot}$ 为太阳引力常数, \mathbf{b} 为日心相对于太阳系质心的矢量, b 为 \mathbf{b} 的绝对值, 其余各量意义如前所述。令矢量 $\mathbf{A} = \mathbf{A}(\tilde{\mathbf{x}}, \mathbf{u}, d, \mathbf{V}, \mathbf{b}, \Delta t)$, 上式可简写为

$$\delta t_{\text{b}} = \delta t_{\text{obs}} + \mathbf{A} \cdot \delta\mathbf{x}. \quad (37)$$

利用 N 颗脉冲星的 TOA 观测, 可由式 (37) 解算出 $\delta\mathbf{x}$ 。

5.4 银河系背景和太阳辐射的影响

对于射电观测, 银河系背景和太阳辐射是不可忽视的噪声源。银河系背景辐射的亮度温度 T_{G} 与观测频率 ν 的关系, 当 $\nu > 0.1$ GHz 时, $T_{\text{G}} \approx \nu^{-2.2}$, 在 $\nu = 1$ GHz 时, 银心方向 $T_{\text{G}} \approx 40$ K, 在反银心区域 $T_{\text{G}} \approx 5$ K, 银极区 $T_{\text{G}} \approx 3$ K。在确定观测频率和选择脉冲星时, 应充分考虑银河系背景辐射的影响。

太阳活动有 11 年的周期, 太阳在活动期与宁静期的辐射相差巨大。太阳辐射影响也与飞行器离太阳的距离有关。在选择脉冲星时, 应尽量避开位于黄道面附近的脉冲星, 因为当天线指向太阳方向时, 太阳的强辐射会导致脉冲星观测无法进行。

对于 X 射线观测, ROSAT 巡天得到的在 0.1~2.0 keV 数字化的软 X 射线背景图表明, 银心方向大约比高银纬区亮 6 倍, 且呈现明显的结构特征^[15]。银心方向的 X 射线脉冲星受银河系背景辐射影响是显著的。

5.5 脉冲星的选择

毫秒脉冲星比普通脉冲星自转稳定度高, 虽然辐射信号比周期较长的普通脉冲星弱, 但毫秒脉冲星能提供更稳定的时间标准, 应列为首选对象。由于脉冲双星计时模型复杂, 只能选双星轨道参数已经精确测定了的脉冲双星, 且在空间飞行器位置算法中, 必须改正双星轨道参数对 TOA 的影响。位于球状星团的脉冲星, 应该对星团引力势的影响作出估计。有些普通脉冲星具有自转跃变现象, 应排除在外。另外, 脉冲星辐射信号的强弱、脉冲轮廓形状、所在方向的背景辐射等也是选星时考虑的因素。对于选定的脉冲星, 应该对其已知的自转参数和天体测量参数进行仔细分析, 尽量选用基本参数测定精度高的脉冲星。如果脉冲星有多年的 TOA 观测资料可用, 应该利用这些资料, 对其自转稳定度进行分析研究^[16,17]。应首选自转稳定度较高的脉冲星。所选脉冲星最好能在空间均匀分布。目前, 射电脉冲星数量多, 筛选余地较大。X 射线脉冲星数量不多, 继续搜寻 X 射线脉冲星十分必要。对具有射电辐射的 X 射线脉冲星, 在射电和 X 射线两个波段观测结果进行比较研究是必要的。

5.6 脉冲星导航精度及发展前景

脉冲星导航的理论方法日趋成熟,其关键技术也在开发研究中,但至今还没有正式发表的脉冲星导航实验结果。为展示脉冲星导航的精度, Sheikh 等人^[14]分析研究了美国海军实验室利用 ARGOS 卫星,于 1999 年 12 月对 PSR B0531+21(Crab 脉冲星)进行的三次观测。观测用 X 射线探测器的有效面积为 $1\ 000\ \text{cm}^2$, 3 次观测积分时间分别为 446.7 s、695.9 s 和 421.7 s。虽然这些观测的目的并不是用于脉冲星导航实验,但利用这些资料,初步分析获得了 3 次观测得到的 TOA 数据。通过观测得到的 TOA 与 PSR B0531+21 脉冲星钟预报的到达太阳系质心 TOA 的比较,计算得到 ARGOS 卫星在观测时刻的位置(以太阳系质心为参考沿脉冲星方向的投影距离)。3 次测量的精度分别为 $\pm 1.8\ \text{km}$ 、 $\pm 1.6\ \text{km}$ 和 $\pm 1.9\ \text{km}$ 。如果忽略 PSR B0531+21 脉冲星钟模型误差,并假定 X 射线探测器为理想探测器(没有内部损耗和噪声),理论上其对 ARGOS 卫星的位置测量精度应为 $\pm 0.3\ \text{km}$ ^[14]。实际得到的精度约为理论精度的 6 倍,其主要原因值得进一步探讨。

现在,利用 GPS 卫星导航系统能够实现地面和近地空间目标的精确定位,但 GPS 还不能满足为深空目标导航的需求。基于雷达测距的深空网能够精确测量深空目标沿视线方向的距离,但难以得到精确的三维坐标。利用脉冲星的导航系统能够实现太阳系范围内空间飞行器的自主导航,原理上不需要地面系统的支撑,因而更安全,并有可能实现深空目标的高精度三维坐标定位。随着深空探测的发展,空间飞行器自主导航的需求越来越迫切。由于脉冲星导航更安全,因而具有潜在的军事应用。2004 年,美国国防部启动了利用 X 射线脉冲星的自主导航(XNAV)研究项目,计划花 5 年完成实验。其目标是:在太阳系范围内实现约 $\pm 100\ \text{m}$ 的导航定位精度,并希望将来能最终实现不低于 $\pm 10\ \text{m}$ 的精度。如果能够实现这样的定位精度,脉冲星导航将有可能获得迅速发展和广泛应用。

参考文献:

- [1] Taylor J H. Timing Neutron Stars, Edward P, Van den H, eds. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1989: 17-26
- [2] Lorimer D R. "Binary and Millisecond Pulsars at the New Millennium", "Living Reviews in Relativity". Germany: Max Planck Institute for Gravitational Physics, 2001: 4
- [3] Hill C M. Timekeeping and the Speed of Light: New Insights from Pulsar Observations, Galilean Electrodynamics, 1995, 6(1): 3-10
- [4] Taylor R. SKA Science Workshop, held in Calgary, Canada 1998
- [5] Sala J, Urruela A, Villares X, et al. Feasibility Study for a Spacecraft Navigation Relying on Pulsar Timing Information, 2004
- [6] Tether T. Military Eyes Pulsar Navigation Network, 2005
- [7] Kaspi V M, Taylor J H, Ryba M F. ApJ, 1994, 428: 713
- [8] Fairhead L, Bretagnon P. A&A, 1990, 229: 240
- [9] Hellings R W. AJ, 1986, 91: 650
- [10] Fairhead L. A&A, 1991, 241: 289
- [11] Davis M M, Taylor J H, Weisberg J M, et al. Nature, 1985, 315: 547
- [12] Taylor J H, Weisberg J M. ApJ, 1989, 345: 434
- [13] Lommen A N. Precision Multi-Telescope Timing of Millisecond Pulsars: New Limits on Gravitational Wave Background and Other Results from Pulsar Timing Array. Berkeley: University of California, 2001
- [14] Sheikh S I, Pines D J, Ray P S, et al. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1):49-63
- [15] Snowden S L. ApJ, 1997, 485: 125

- [16] Matsakis D N, Taylor J H, Eubanks T M. *A&A* , 1997 , 326: 924–928
[17] Arzoumanian Z, Nice D J, Taylor J H, et al. *ApJ*,1994, 422: 671

Positioning for a Spacecraft using Pulsars

YANG Ting-gao¹, NAN Ren-dong², JIN Cheng-jin², GAN Heng-qian²

(1. *National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Lintong 710600, China;* 2. *National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China*)

Abstract: Pulsars offer most reliable timing standard due to their very stable rotation. Their celestial positions in space was determined. So pulsars can be used as both time standard and spatial reference coordinates. It is very important to investigate navigation for a spacecraft using pulsar timing information. Earth-based navigation of deepspace satellites has satisfactory navigational accuracy only along the line-of-sight. During Solar conjunctions no precision navigation is possible. Autonomous navigation for a spacecraft may be realized by using pulsars. Such a navigation system offers three dimension coordinates of spacecraft with respect to the barycenter of solar system. Radio pulsars can be used only for navigation of spacecraft with heavier payload and X ray pulsar navigation system is suitable for most popular spacecraft. The model of pulsar clock is discussed and a frame structure of pulsar navigation system is outlined. The algorism of spacecraft position is referenced to the Ariadna study by Sala J, Urruela A, Villares X. Today about 1 800 radio pulsars and 70 X ray pulsars are known. For the most of them rotational parameters (rotational frequency and its derivatives) and astrometry parameters (positions and proper motions) was determined. Modeled pulsar clock can predict rotational phase with respect to the barycenter of solar system. Measured phase delay on spacecraft relative to predicted value with respect to the barycenter of Solar system contains information on spacecraft position. Timing observations on spacecraft of a group of pulsars well distributed on the sky may offer positions of spacecraft by a good algorism. The positioning accuracy of spacecraft is mainly determined by timing ability on spacecraft which depends on performance of detectors to pulsar radiation. Shapiro and Einstein delay and parallax effect should be considered while high precision timing is carried out on spacecraft. Some key technology and method in developing such a navigation system is addressed and discussed.

Key words: astronomical facilities and technique; pulsar; review; pulsar clock; spacecraft; pulsar navigation