

基于 X 射线脉冲星的航天器动力学定轨

毛悦^{1,2} 宋小勇² 贾小林² 吴显兵²

(1 信息工程大学测绘学院,郑州市陇海中路 60 号,450052)
(2 西安测绘研究所,西安市雁塔中路 1 号,710054)

摘要:系统研究了利用 X 射线脉冲星观测量进行动力学定轨的全过程,给出了观测数据仿真的基本流程,并利用仿真数据对各项因素对定轨精度的影响进行了量化分析。
关键词:X 射线脉冲星;脉冲到达时间;数据模拟;轨道确定
中图分类号:P228.41

脉冲星是太阳系以外的遥远天体,其位置坐标犹如恒星表一样构成一种高精度惯性参考系。脉冲星按一定频率发射稳定的脉冲信号,其长期稳定度好于地球上最稳定的铯原子钟。脉冲星可以提供绝好的空间、时间参考基准,是空间飞行器极好的天然导航信标。

1981 年,Chester 等提出利用脉冲星 X 射线源为航天器导航的构想,为空间航天器导航定位开启了新的发展方向^[1]。

与人造卫星导航系统相比,脉冲星距离遥远,因此,它能够为近地轨道、深空、星际空间乃至整个银河系提供导航服务。脉冲星参数确定后,在较长时间内,不会存在明显变化,可完全实现自主导航,大大减轻地面运控系统的工作负担,减少地面站的布设数量,降低航天器的运行管理和维持费用,具有很强的应用价值。

1 基本原理与数学模型

1.1 基本观测量

X 射线脉冲星导航的基本观测量为脉冲到达时间(time of arrival, TOA),它可以表示为相位 Φ 的形式。两者之间的关系为 $TOA = \Phi \cdot P$ (P 为脉冲周期)。

X 射线探测器根据航天器搭载的原子钟记录下每个 X 射线光子的到达时间,并将其转化到基准点。基准点一般选取为太阳系质心(SSB)。由

于宇宙空间背景辐射的影响,单次观测 X 射线信号的信噪比较低,且单脉冲的波形与周期并不稳定,需要在 TDB/TCB 时间系统下^[2],将一定观测时段内记录的光子叠加累积成相对稳定的累积观测脉冲轮廓。

如图 1 所示,脉冲到达时间是通过将观测脉冲轮廓与标准脉冲轮廓进行比对获得的^[3]。标准脉冲轮廓具有高信噪比,是多年观测数据叠加累积的结果。在 X 射线脉冲星导航中,需要对每颗观测脉冲星进行模糊度搜索^[4]。

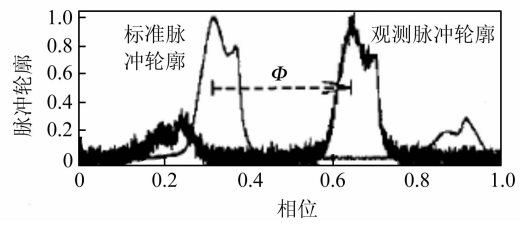


图 1 脉冲到达时间(相位)测量
Fig. 1 Time of Arrival(Phase) Measurement

1.2 脉冲星时间模型

时间模型是 X 射线脉冲星导航的必备输入条件,用于预测任意时刻脉冲到达基准点的相位^[5]。脉冲星时间模型建立在 TDB 或 TCB 时间尺度下,基准点位置一般选取太阳系质心(SSB),也可根据实际情况将距离航天器运行轨道较近的位置作为时间模型基准点位置^[6]。脉冲星时间模型通过多年观测数据拟合获得,可以表示为:

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

(1)

1.3 观测方程及误差修正

脉冲星观测方程为：

$$t_{SSB} = t_{SC} + \Delta t + \Delta t_b - \frac{1}{2cd} [r_{SC} - (\hat{n}r_{SC})^2] + \frac{\hat{n}r_{SC}}{c} + \frac{2GM_{\odot}}{c^3} \ln |(|r_{SC}| - \hat{n}r_{SC})|$$

(2)

$$t_{SSB} = \phi(t) \cdot P$$

(3)

如果脉冲星属双星系统,式(2)还应包含与双星轨道参数相关的改正项。若采用射电信号观测 量还应包含由星际介质引起的色散延迟^[7]。

若将时间模型建立在地球质心,同样可以建立类似的观测方程,则 r_{SC} 将替换为地球质心至航 天器的位置矢量 $r_{SC/E}$ 。假设在一段观测时间内 通过观测多颗脉冲星^[8],共获得 n 组观测量,以起 始时刻包含航天器位置向量 r_0 在内的卫星状态 向量作为解算参数,将脉冲星观测方程与航天器

动力学相结合,通过航天器运动方程及积分变分 方程获得航天器预报状态向量及状态转移矩阵, 建立各观测时刻与起始时刻航天器状态向量之 间的关系,利用轨道改进方法,在已知脉冲星位置情 况下,即可得出 r_0 的估计值。通过动力学轨道预 报可以得出任意时刻的航天器位置^[9]。

2 观测数据仿真

2.1 脉冲星及航天器参数信息

本文在澳大利亚国家实验室(ATNF)提供的 脉冲星数据库中优选了 5 颗同时具有射电及 X 射线信号且具有较小测距误差的脉冲星进行动力 学定轨计算分析,各脉冲星参数信息如表 1 所 示^[10]。其中 f 、 \dot{f} 为以 Hz、 s^{-2} 为单位的脉冲频率 及其一阶导数。 σ_r 为测距误差,其数值大小根据 参考文献[11],在设定观测时间为 5 000 s、探测 器有效面积为 1 m² 情况下计算得到。

表 1 脉冲星基本参数
Tab. 1 Basic Parameters of Pulsars

脉冲星	赤经/(hms)	赤经误差/s	赤纬/(dms)	赤纬误差/s	f /Hz	\dot{f}/s^{-2}	σ_r/m
B0531+21	05:34:31.97	5.0×10^{-3}	22:00:52.06	6.0×10^{-2}	30.23	-3.86×10^{-10}	62.44
B1821-24	18:24:32.01	2.0×10^{-3}	-24:52:11.10	6.0×10^{-1}	327.41	-1.74×10^{-13}	350.59
B1937+21	19:39:38.56	2.0×10^{-6}	21:34:59.14	3.0×10^{-5}	641.93	-4.33×10^{-14}	487.52
J0218+4232	02:18:06.35	1.4×10^{-3}	42:32:17.43	2.7×10^{-2}	430.46	-1.43×10^{-14}	877.72
B1509-58	15:13:55.62	9.0×10^{-2}	-59:08:09.00	1.0	6.64	-6.77×10^{-11}	3 491.45

搭载脉冲星探测器的航天器设定在绕地 MEO 卫星上,卫星质量为 1 403 kg。卫星天线相 位中心偏差为 0.641 m、-0.005 m、1.177 m。起 始时刻航天器在 J2000 惯性系下 X、Y、Z 方向 的位置和速度分别为 -16 242 041.827 m、 -5 242 312.694 m、2 2071 892.826 m 和 -2.669 m/s、-3 676.998 m/s、-877.520 m/s。 对卫星钟差利用二次多项式建模。

2.2 数据仿真流程

动力学定轨分析仿真时间范围为 2008-02-13 ~02-15,以 02-13 零时作为仿真试算开始时刻。 采样间隔为 1 min。采用 3 d 数据定轨,预报 3 d 的策略。定轨精度评定方法为将定轨、预报结果 与数据仿真时采用的精密星历数据比较。观测数 据仿真基本流程为：

- 1) 利用航天器精密星历拟合 t 时刻航天器 在地心惯性坐标系内的坐标 $r_{SC/E}$ 。
- 2) 利用脉冲星时间模型,根据式(1)、式(3) 计算 TCB 时间尺度下 t 时刻脉冲到达太阳系质 心的到达时间 t_{SSB} 。

- 3) 根据 JPL 星历计算 t 时刻地心在太阳系 质心坐标系内的坐标 r_E 。
- 4) 利用 r_E 、 $r_{SC/E}$ 计算航天器在太阳系质心坐 标系下的坐标 r_{SC} ,即 $r_{SC} = r_{SC/E} + r_E$ 。
- 5) 根据式(2)、式(4)计算 t_{SC} 、 t_E ^[12]。
- 6) 根据式(5)消除 t_{SC} 中包含的脉冲相位整 周模糊度部分,得到仅包含小数部分的 t'_{SC} 。其中 round 表示取整运算。
- 7) 根据式(6)在 t'_{SC} 中加入航天器钟差,获得 仿真观测量 t''_{SC} 。其中 a_0 、 a_1 、 a_2 为在仿真时采用 真实定轨解算的结果,分别取为 164 659.59 m、 5 861.16 m/s、15.85 m/s²。
- 8) 根据式(7)在 t''_{SC} 中加入测量误差,获得仿 真观测量 \hat{t}_{SC} 。式(7)中测量误差分为两部分:相 位误差部分加入观测 TOA 的 1%,观测误差部分 σ_r 根据指定数值或利用表 1 中估算值加入。式中 random 为随机数。
- 9) 将仿真 \hat{t}_{SC} 转化为相位的形式。

$$t_E = t_{SSB} - \frac{\hat{n}}{c} \cdot r_E$$

(4)

$$t'_{sc} = t_{sc} - \text{round}(t_{sc}/P) \cdot P \tag{5}$$
$$t''_{sc} = t'_{sc} + [a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2]/c \tag{6}$$
$$\hat{t}_{sc} = t''_{sc} + \text{random} \cdot [(1\% \cdot t'_{sc} + \sigma_r)/c] \tag{7}$$
$$\phi = \hat{t}_{sc}/P \tag{8}$$

3 计算结果分析

影响 X 射线脉冲星动力学定轨精度的误差源主要有：相位误差、观测误差、脉冲星星表误差等^[13]。此外，它还受脉冲星可见性、时间模型基准点位置、观测脉冲星数量、几何结构等因素的影响。

本文在仿真计算时采用的参数解算方案为：解算 6 个航天器轨道根数、一个光压参数及全弧段每颗脉冲星解算一个钟差常数项参数、一个线性项、一个二次项参数。共解算 $7 + N \times 3$ 个参数。 N 为观测脉冲星数，采用表 1 中前 4 颗脉冲星，将时间模型基准点建立在地球质心，定轨解算时，将包含星表误差(表 1)的脉冲星位置作为已知参数代入解算公式，同时包含相位误差、观测误差、脉冲星星表误差的定轨结果与精密轨道在径向(R)、切向(T)、法向(N)的互差见图 2。

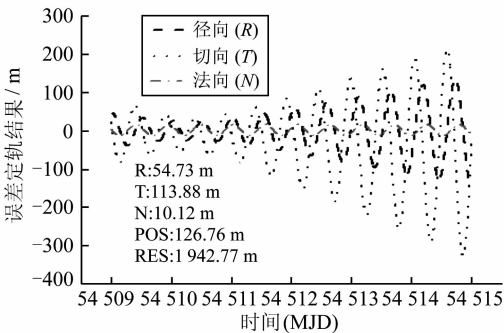


图 2 综合各项误差定轨结果

Fig. 2 Orbit Determination Results Including All Kinds of Error

图中标注给出了 R 、 T 、 N 方向、位置(POS)解算误差以及定轨残差(RES)统计 RMS 值。仿真结果定轨及预报精度达到百米量级，远小于加入的测量误差。这主要是由于同时解算的脉冲星的钟差参数吸收了误差中的系统部分，但同时也造成了表 2 中钟差解算误差较大，不能反映航天器上搭载原子钟本身的误差。我们知道脉冲星本身即为极其稳定的时间频率源，其长期稳定度可以与原子钟相媲美，采用脉冲星时间频率替代钟差解算参数修正原子钟钟差，即可在保证时钟准确性的同时，提高定轨精度。

表 2 钟差参数解算误差

Tab. 2 Calculated Clock Parameters' error			
脉冲星	a_0/m	$a_1/(\text{m/s})$	$a_2/(\text{m/s}^2)$
B0531+21	-5 374.87	1120.10	-410.38
B1821-24	-2 364.01	-137.23	47.54
B1937+21	-1 441.84	52.55	-13.58
J0218+4 232	-2 286.61	155.53	-57.87

为了更清晰地表现各误差项及影响因素对定轨精度的影响，通过计算分析，表 3 给出了各分项分析的定轨误差，表中前两行为仅包含观测误差或星表误差时的定轨误差。对比图 2 定轨结果可以得出，脉冲星相位误差是影响定轨精度的最大误差项。若可削弱或降低该项误差，可将定轨精度提高到 10 m。

星表误差对定轨精度的影响随航天器到时间模型基准点距离的增大而增大。表 3 中第三行给出了将时间模型基准点建立在太阳系质心时，综合各项误差的定轨结果。与图 2 中结果相比，定轨误差并没有大幅度增大，这同样归功于同时解算的钟差参数，与表 2 中结果相比，基准点建立在 SSB 时，钟差解算误差增大了 一个数量级。

表 3 分项分析定轨误差/m

Tab. 3 Subentry Analysis of Orbit Determiation Error				
影响因素	R	T	N	POS
观测误差	2.64	5.73	3.34	7.14
星表误差	0.58	8.54	2.53	8.93
基准点(SSB)	84.04	173.84	8.05	193.26
可见性	118.95	279.60	36.76	306.07
观测脉冲星数 2	262.39	524.03	1 366.79	1 487.14
观测脉冲星数 3	65.08	155.74	41.54	173.82
观测脉冲星数 5	177.14	364.46	88.23	414.72

在仿真观测数据时本文假设在航天器两侧均搭载有 X 射线探测器，可以保证在 92% 以上的观测弧段内脉冲星可见。若将 X 射线探测器架设在航天器顶部，由于航天器自身的的旋转仅能保证 50% 的可见性，但其具有仅需一个探测器即可观测整个星空的优点。表 3 中第 4 行给出了仅有 50% 可观测弧段时的定轨结果。可以得出脉冲星可见性对定轨精度同样具有较大影响，应采取一定措施尽量避免信号遮挡。

在 GPS 卫星导航系统中，增加观测卫星的数量可在一定程度上提高定轨精度，一般不会出现精度下降的情况。这主要是由于所有卫星观测值都具有基本相同的测量误差。但在 X 射线脉冲星导航中，由于各脉冲星的脉冲周期、信号强度等基本特性差异较大，导致各脉冲星的观测误差也具有较大差异。按照表 1 中顺序依次增加观测脉

冲星数,对比表 3 中后 3 行及图 2 计算结果,当观测脉冲星数较少时,增加观测脉冲星可有效提高定轨精度。当观测脉冲星数增大到 5 颗时,由于增加的第 5 颗脉冲星具有较的大观测误差,反而使定轨精度下降。因此在 X 射线脉冲星导航选星时,不仅要考虑脉冲星的空间几何构型,还需要综合各脉冲星测量误差之间的差异。

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[J]. 空间科学学报,2007,27(2):169-176

[2] Moyer T D. Transformation from Proper Time on Earth to Coordinate Time in Solarsystem Barycentric Space-time Frame of Reference,Parts 2 [J]. Celestial Mechanics,1981, 23:57-68

[3] 杨廷高. X 射线脉冲星脉冲到达航天器时间测量[J]. 空间科学学报,2008,28(4):330-334

[4] Sala J, Urruela A, Villares X. Feasibility Study for a Spacecraft Navigation System Relying on Pulsar Timing Informatin[D]. Barcelona SPAIN: Universitat Politecnica de Catalunya,2004

[5] 毛悦,宋小勇. 脉冲星时间模型精化及延迟修正分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版,2009,34(5):581-585

[6] Sheikh S I. The Use of Variable Celestial X-Ray Sources for Spacecraft Navigation[D]. Maryland: University of Maryland,2005

[7] 杨挺高,南仁东,金乘进,等. 脉冲星在空间飞行器定位中的应用[J]. 天文学进展,2007, 25(3):249 -261

[8] 毛悦,宋小勇. X 射线脉冲星导航可见性分析[J]. 武汉大学学·报信息科学版,2009,34(2):581-585

[9] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 北京:解放军出版社,1994:17-26

[10] Manchester R N, Hobbs G B, Teoh A, et al. The Australia Telescope National Facility Pulsar Catalogue [J]. The Astronomical Journal, 2005, 129: 1 993-2 006

[11] Sheikh S I, Pines D J, Rayp S, et al. Spacecraft Navigation Using X-ray Pulsars[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2006,29(1):49-63

[12] Qiao Li, Liu Jianye, Zheng Guanglou, et al. The Algorithm and Simulation for Satellite Navigation using X-ray Pulsars [C]. Second International Conference on Space Information Technology, Wuhan, 2007

[13] 雄凯,魏春岭,刘良栋. 基于脉冲星的空间飞行器自主导航技术研究[J]. 航天控制,2007,25(4):36-40

第一作者简介:毛悦,博士生,主要从事卫星导航及其应用研究。
E-mail:maoyue1981@yahoo. com. cn

Spacecraft Dynamic Orbit Determination Based on X-ray Pulsar

MAO Yue^{1,2} SONG Xiaoyong² JIA Xiaolin² WU Xianbing²

(1 Institute of Surveying and Mapping, Information Engineering University, Zhengzhou 450052 China)
(2 Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, Xi'an 710054, China)

Abstract: Compared to existing satellite navigation systems X-ray pulsar navigation can enlarge the service scope. And it can improve the anti-jamming characteristic and autonomous navigation capability. In this paper we analyzed the process of dynamic orbit determination using X-ray pulsar measurement systemically. The basic steps of simulating the observation measurement are presented. Quantification analyses are carried out aimed to study the influence of all kinds of error on orbit determination. Results indicate that calculating spacecraft position and clock error simultaneously can reduce the influence of position of datum mark. Because it can absorb the systematical error. But the calculated clock error can not reflect the intrinsic error of atomic clock. So we need other methods to correct the clock error. Phase error and pulsar visibility are the major influence in orbit determination. And when we want to increase the number of observed pulsar, observation error must be take into account in order avoid the decrease of orbit determination precision.

Key words: X-ray pulsar; time of arrival(TOA); data simulation; orbit determination