

文章编号: 1001-1595(2011)S-0031-03

基于转发式的北斗卫星导航系统地球静止轨道卫星精密定轨试验

雷 辉^{1,2}, 李志刚¹, 杨旭海¹, 武文俊^{1,2}, 成 璇^{1,2}, 冯初刚³

1. 中国科学院 国家授时中心, 陕西 西安 710600; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049; 3. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030

Precise Orbit Determination Experiment of Compass GEO Based on Transponder Ranging

LEI Hui^{1,2}, LI Zhigang¹, YANG Xuhai¹, WU Wenjun^{1,2}, CHENG Xuan^{1,2}, FENG Chugang³

1. National Time Service Center, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710600, China; 2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

Abstract: GEO satellites play a significant role in Compass satellite navigation system. So it has important significance using other orbit measurement system for its precision orbit determination, using itself pseudorange and phase measurement. Observing data has been obtained through transponder ranging system build by national time service center, Chinese academy of sciences. This paper makes the orbit determination for Compass GEO satellite using transponder ranging data, analyze the accuracy of orbit determination through measurement accuracy, orbit residuals and orbit overlap respectively.

Key words: Compass; GEO; precise orbit determination; transponder ranging

摘 要: 地球静止轨道卫星(GEO)在北斗卫星导航系统(Compass)的卫星导航中具有特别重要的作用,除了利用导航系统自身的伪距相位以外,利用其他的测轨系统对其进行精密定轨有着重要的意义。利用国家授时中心的转发式测轨网对 Compass 的 GEO 卫星进行观测,获取转发式测轨数据,利用该数据对 Compass 的 GEO 卫星进行精密定轨分析。分别从观测数据的观测精度,定轨残差以及轨道重叠误差等方面分析 GEO 卫星的定轨精度。

关键词: 北斗卫星导航系统; 地球静止轨道卫星; 精密定轨; 转发式

中图分类号: P228

文献标识码: A

基金项目: 国家 973 计划(2007CB815503); 国家自然科学基金重点项目(11033004);“西部之光”联合学者项目(2007LH01); 中国科学院知识创新工程青年人才领域前沿项目(O700YR1S01); 武汉大学卫星导航与定位教育部重点实验室项目(GRG 2009002)

1 引 言

卫星轨道的误差直接影响卫星导航系统用户的定位精度,因此,精确地确定卫星轨道是卫星导航定位的保障。我国卫星导航系统的空间部分采用 GEO/IGSO/MEO 混合星座,在导航定位性能上有很多优点,在中国及周边区域有更高的定位精度,并且便于管理,覆盖稳定。GEO 卫星的任务之一是通过改善用户定位的精度放大因子 GDOP 提高区域用户的定位精度,其二是提供不间断的短报文 RDSS(radio determination satellite service)服务。导航卫星的精密定轨是整个卫星导航系统运行的基础,与其他轨道类型卫星相比,GEO 卫星精密轨道确定存在较大的困难,主要表现在:①由于 GEO 卫星轨道高约 36 000 km,跟踪站布设范围相对较小,集中于国内,使得对 GEO 卫星的观测几何结构强度相当差;② GEO 卫星与

地面跟踪站的位置相对静止,站星几何变化很小,增加观测时间带来的信息量有限,使得一些系统误差如钟差及测站偏差等难以解算和分离;③为了保持位置相对地球同步,GEO 卫星需要频繁地实施机动控制,也给 GEO 卫星精密轨道的确定和预报带来较大麻烦^[1-4]。

GEO 卫星常用的测控手段是 S 波段或 C 波段统一测控系统(USB 或 UCB)观测技术,其测距精度为米级,卫星定轨精度为百米级水平,可以完成卫星常规定轨和测控任务,但是为了满足卫星导航对定轨精度的要求,还需要发展更高精度的 GEO 卫星测轨技术。目前高精度的 GEO 卫星测定轨技术主要还是距离测量,包括伪距和载波相位测量、转发式测距测量和激光测距等模式。利用伪距对 GEO 卫星定轨,GEO 卫星的静地特性致使在定轨解算中无法对星地组合钟差进行有效估计,需要星地时间同步和站间时间同步的支

持,同样,载波相位测量虽然精度很高(毫米级),但需克服整周模糊度等问题。卫星激光测距(SLR)精度高,目前已经达到厘米级或毫米级,但要实现对36000 km外的GEO卫星的激光测距,对卫星上的激光反射器和地面的激光测距系统都提出了很高的要求^[5],而且激光测距受天气等因素影响较大,测量数据有限,一般作为定轨精度外符之用。

为了进一步提高GEO卫星的轨道确定精度,针对传统测定轨手段的不足,国内外一些学者对GEO卫星测定轨新技术展开了一系列理论研究和试验。这些新技术包括:高分辨率角度观测,如甚长基线干涉测量(VLBI);连线干涉测量(CEI);高精度 CCD 光学照相技术;GPS 辅助 GEO 卫星精密定轨技术;天地基联合定轨等^[1,6]。

在卫星双向时间传递技术多年研究基础上,文献[7]提出了一种全新的卫星轨道测定方法——“转发器式卫星测轨定轨方法与技术”。该方法不但能测定高精度的卫星轨道,而且能给出高精度的时间比对结果。其优点是观测精度高,观测方法能实现卫星测轨和时间同步分别归算,时间同步误差不影响卫星测轨确定,因此有很高的卫星测轨精度。

2 转发器式卫星测轨观测原理

“转发器式卫星轨道测定方法”的原理是用各卫星地面站的原子钟产生的高精度时间信号,用不同伪码调制,同时向同一颗卫星发射相同载频的伪码扩频信号,经卫星转发器转向各卫星地面站,每个地面站接收到所有台站发送的时间信号,测定信号路径的时延,从而确定地面站到卫星间的距离^[7]。

图1表示转发器式卫星测轨观测原理。*i*站和*j*站处于同等地位,*i*站主钟的时间信号经调制后发送给卫星,卫星转发*i*站信号给*j*站,*j*站解调来自*i*站的时间信号,确定接收到的时间信号和*j*站主钟的时间信号之间的时刻差,从而确定*i*站到卫星、再从卫星到*j*站之间的距离。

3 数据分析和讨论

分析过程采用的天文常数、参考系、力学模型和测量模型参照 IERS 规范(1996),力学模型包括:①日月引力摄动;②固体潮摄动;③海潮摄动;④地球形状摄动(JGM3 地球引力场模型,截取到10阶次);⑤太阳光压摄动;⑥广义相对论;⑦地球自转形变摄动;⑧经验加速度。

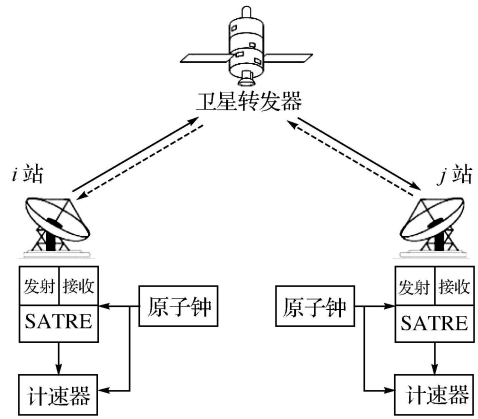


图1 转发器式卫星测距原理

Fig. 1 The principle of transponder ranging for satellite

测量模型包括:① Saastamoinen NMF 大气折射模型;② 固体潮引起的台站位移;③ 永久潮汐项对台站的影响;④ 海潮负荷潮对台站的影响;⑤地球自转形变对台站的影响。

定轨计算中涉及的参考系包括:① J2000.0 平赤道(*X-Y*平面)和平春分点(*X*轴方向);② IAU 76岁差;③ IAU 1980 章动模型,加上 IERS 章动改正;④ DE403/LE403 行星历表;⑤地球参考架 ITRF2000。

测量数据包括:用2010-08-13—2010-08-17 5 d数据,长春、临潼、喀什3个站的C波段转发器式数据定轨。各转发器式测轨站在每个小时的前10分钟测量设备的系统差。

定轨弧段取为1.5 d,待估参数包括初始历元6个轨道根数,1个光压系数*C_r*,每个测站的转发器式测距数据系统差,每12h解算一组*T*方向经验加速度。

定轨残差如图2和表1所示。

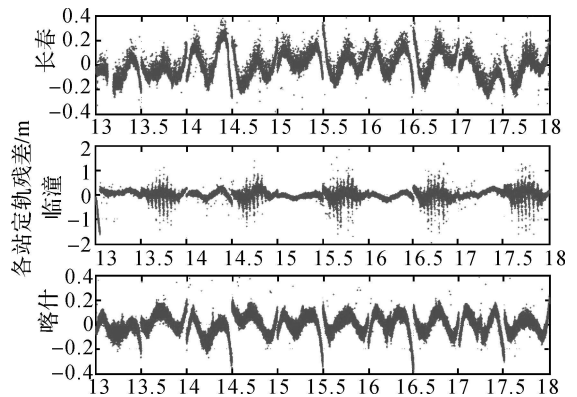


图2 2010 08 13—2010 08 17 期间用 1.5 d 弧长精密定轨的各站残差

Fig. 2 The residuals of each station during 2010-08-13—2010-08-17

从图中看出, 各站均存在明显的端部效应, 而且临潼站部分时段存在噪声大的问题。除了临潼站以外各站的均方差值(RMS)均小于 10 cm。

表 1 2010 08 13—2010 08 17 期间用 1.5 d 弧长精密定轨的各站残差(RMS)

Tab. 1 The RMS for residuals of each station during 2010 08 13—2010 08 17

日期	均方差/m			
	长春	临潼	喀什	总计
2010-08-13	0.084	0.109	0.058	0.086
2010-08-14	0.097	0.115	0.070	0.096
2010-08-15	0.068	0.093	0.067	0.077
2010-08-16	0.087	0.107	0.080	0.092
2010-08-17	0.066	0.113	0.075	0.087

定轨弧段取为 1.5 d, 每两次定轨有 0.5 d 重叠, 用于检验定轨精度, 这种方法经常用于卫星精密定轨的轨道精度检核, 其结果如表 2 所示。

表 2 2010 08 13—2010 08 17 期间用 1.5 d 弧长精密定轨的轨道重叠差

Tab. 2 The orbit overlap during 2010 08 13—2010 08 17

日期	均方差			
	R 方向	T 方向	N 方向	三维位置方向
2010-08-14	2.131	0.986	6.958	7.343
2010-08-15	1.956	0.445	1.495	2.502
2010-08-16	3.449	0.823	2.024	4.083
2010-08-17	6.397	1.212	5.075	8.255

从表 2 可以看出轨道在 R 方向以及 N 方向上比较大, 这可能是由于只有 3 个观测站而且 3 个观测站均分布在北半球有关, 同时所观测卫星在 3 个观测站的同一侧也是导致 N 方向上比较大的原因, 三维位置方向上小于 10 m。

4 结 论

对 2010-08-13—2010-08-17 期间的 Compass-GEO 卫星进行精密轨道确定计算, 使用 C 波段转发式测距数据进行定轨。从定轨残差来看, 各站均存在明显的端部效应, 而且临潼站部分时段存在噪声大的问题, 除了临潼站以外各站的均方差均小于 10 cm。从轨道重叠上来看, 轨道在 R 方向以及 N 方向上比较大, 这与观测站的数量以及观测站位置与卫星的关系有关, 在三维位置方向

上小于 10 m。轨道的真实精度还有赖于 SLR 的检核。

参考文献:

- [1] OU Jikun, LIU Jihua, SUN Baoqi. Precision Orbit Determination of a Geostationary Satellite GEO with Mirror Surface Projection Method[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2007, 32(11): 975-979. (欧吉坤, 刘吉华, 孙保琪. 镜面投影法确定地球同步卫星精密轨道[J]. 武汉大学学报: 信息科学版, 2007, 32(11): 975-979.)
- [2] DU Lan. A Study on the Precise Orbit Determination of Geostationary Satellites [D]. Zhengzhou: Information Engineering University, 2006. (杜兰. GEO 卫星精密定轨技术研究[D]. 郑州: 信息工程大学, 2006.)
- [3] HUANG Yong, HU Xiaogong, HUANG Cheng, et al. Precise Orbit Determination of a Maneuvered GEO Satellite Using CAPS Ranging Data[J]. Science in China Series G: Physics Mechanics and Astronomy, 2009, 52(3): 346-352.
- [4] YANG Xuhai, LI Zhigang, FENG Chugang, et al. Methods of Rapid Orbit Forecasting after Maneuvers for Geostationary Satellites[J]. Science in China Series G: Physics Mechanics and Astronomy, 2009, 52(3): 333-338.
- [5] GUO Rui, HU Xiaogong, LIU Li, et al. Orbit Determination for Geostationary Satellites with the Combination of Transfer Ranging and Pseudorange Data[J]. Science in China Series G: Physics Mechanics and Astronomy, 2010, 53(9): 1746-1754.
- [6] DU Lan, ZHENG Yong, LI Jie. VLBI augmented Orbit Determination for Geostationary Satellites[J]. Journal of Institute of Surveying and Mapping, 2006, 23(4): 269-271. (杜兰, 郑勇, 李杰. VLBI 在 GEO 卫星精密定轨中的应用[J]. 测绘科学技术学报, 2006, 23(4): 269-271.)
- [7] LI Zhigang, YANG Xuhai, AI Guoxiang, et al. A New Method for Determination of Satellite Orbits by Transfer [J]. Science in China Series G: Physics Mechanics and Astronomy, 2009, 52(3): 384-392.

(责任编辑: 雷秀丽)

收稿日期: 2011-01-03

修回日期: 2011-03-22

第一作者简介: 雷辉(1981—), 男, 助理研究员, 主要研究方向为飞行器精密定轨及应用。

First author: LEI Hui (1981—), male, assistant professor, majors in precise orbit determination for spacecraft and its application.

E-mail: leihui@ntsc.ac.cn