

# 博士学位论文

## <u>北斗广播星历与钟差模型精度提升方法研究</u>

作者姓名:	巩秀强			
指导教师:_	友 送	(研究员	中科院上海天文台)	
_	周善石	(副研究员	中科院上海天文台)	
学位类别:_		理学	博士	
学科专业:	天体测量与天体力学			
培养单位:_	中国科学院上海天文台			

2018年05月

### **Research On the Accaracy Improvement Of BDS Broadcast**

Ephemeris and Clock Offset Model

A dissertation submitted to

University of Chinese Academy of Sciences

in partial fulfillment of the requirement

for the degree of

**Doctor of Philosophy** 

By

Gong XiuQiang

Supervisor: Professor Wu Bin

Professor Zhou Shanshi

Shanghai Astronomy Observatory

MAY 2018

## 中国科学院大学 研究生学位论文原创性声明

本人郑重声明: 所呈交的学位论文是本人在导师的指导下独立进行研究工 作所取得的成果。尽我所知,除文中已经注明引用的内容外,本论文不包含任 何其他个人或集体已经发表或撰写过的研究成果。对论文所涉及的研究工作做 出贡献的其他个人和集体,均已在文中以明确方式标明或致谢。

作者签名:

日期:

### 中国科学院大学

### 学位论文授权使用声明

本人完全了解并同意遵守中国科学院有关保存和使用学位论文的规定,即 中国科学院有权保留送交学位论文的副本,允许该论文被查阅,可以按照学术 研究公开原则和保护知识产权的原则公布该论文的全部或部分内容,可以采用 影印、缩印或其他复制手段保存、汇编本学位论文。

涉密及延迟公开的学位论文在解密或延迟期后适用本声明。

作者签名:导师签名: 日期:日期:

#### 摘要

导航卫星播发的广播信息是提供用户 PNT (Positioning Navigation and Timing)服务的基本产品,其中卫星广播星历和钟差模型是主要的两类参数,在很大程度上决定了系统的服务性能。北斗系统采用区别于 GPS 的混合导航星座,其中的 GEO 和 IGSO 两种卫星为高轨卫星,而且采用区域监测站进行卫星跟踪测量,无法实现卫星运行弧段的全部覆盖。在上述区域跟踪网和高轨卫星条件下,卫星定轨计算的观测几何强度有限,导致卫星轨道与钟差参数相关性增加,降低定轨估计轨道与钟差的精度。

对于卫星钟差的计算,北斗卫星导航系统(Beidou Navigation Satellite System, BDS)通过布设专用的时间同步监测站,采用星地双向时频传递 (Two-Way satellite Time and Frequency Transfer, TWTFT)获得高精度的卫星 钟相对于地面系统时间(BDT)钟差,并拟合成偏差、钟速和加速度三个参数 通过广播电文播发给用户,双向时频传递以及基于双向钟差的建模预报精度决 定了广播钟差模型的精度,直接影响导航系统的服务性能。

星地双向时频传递技术不受卫星轨道误差、测站坐标误差和环境段传播时 延建模误差的影响,直接反应卫星钟差的物理变化,加入星地双向时频传递测 量的卫星钟差有助于减轻地面有限跟踪网和混合星座对北斗卫星广播星历计算 带来的不利影响。

低轨卫星一般搭载 GNSS 接收机用以确定精密低轨卫星轨道。然而,低轨 卫星也可以作为快速移动的测站,在导航卫星定轨中发挥重要作用。利用低轨 卫星星载数据增强导航卫星定轨也是值得探讨的一种导航卫星定轨的新模式, 尤其对于 BDS 不能全球建立监测站。利用地面监测网和少数低轨卫星的星载接 收机观测数据,可以完成高精度 GNSS 卫星的轨道与钟差测定。

用户测距误差(User Range Error)是反映导航系统服务性能的重要指标。北 斗系统初始运行阶段,已实现用户距离误差(URE)优于 2.5m 的性能指标。本 文以用户距离误差(URE)优于 1m 为目标,研究基于区域监测网观测数据以 及双向时频传递数据的北斗卫星广播星历与钟差模型精度提升方法。

Ι

本文的主要研究成果和贡献如下:

1、北斗双向时频传递模型精化与广播钟差模型精度提升。本文对北斗星地 双向时间比对的误差源进行分析,重点讨论了电离层延迟误差、卫星相位中心 误差对不同类型卫星(GEO/IGSO/MEO)双向钟差精度的影响,实测数据分析 结果表明,模型精化后钟差精度(RMS)优于 0.15ns。分别用定轨估计钟差与 双向钟差评估北斗星钟性能,发现双向钟差评估北斗钟的稳定性更高。采用 TWSTF 钟差测量为参考,分析了 BDS 广播钟差模型的精度,结果表明 BDS 广 播电文的钟差模型精度优于 2ns(数据龄期小于 12 小时)。结合 BDS 地面段的 钟差模型计算策略,本文提出进一步提升精度的多种方法。对于预报时长小于 6 小时的短期预报,本文提出加权线性模型与混合区间线性模型的钟差拟合预 报方法,短期预报的精度可提高 35%以上。对于中长期广播电文参数预报(6 小 时以上),本文采用谱分析钟差时间序列,并根据谱分析结果构造预报模型,与 简单的二次多项式模型预报相比,预报 6 小时精度提高 13%,预报 12 小时平均 提高了 21%。经过以上改进,本文对 2017年 1-6 月的钟差数据重新处理,获得 了新的广播电文钟差模型时间序列。利用北斗监测接收机定位精度评估,N、E、 U 3 个方向精度分别提高 14.9%、28.4%、15.5%。

2、基于定轨估计钟差与双向钟差比对的轨道误差监视与预报。分析了 BDS 广播星历与钟差参数的相关性,结果表明广播星历存在幅度 0.6m 的径向误差, 指出广播星历的径向误差和钟差参数的未标定时延偏差是影响广播星历与钟差 参数自洽性的两个重要因素。不同卫星具备大小不等、符号不同的未标校时延, 未标校时延序列的最大标准差超过 1.0ns,必须进行实时修正,而不能当作常数。 为实现本章基于单双向钟差比对的轨道监视与预报方法,编写了轨道性能优化 软件 BRDIMP。软件研制完成后,利用实际数据进行了试验和验证。2017 年 1 月布署到 BDS 系统并实现在线运行,实现优化后的广播星历替换原有广播星历 对用户进行播发。评估了新广播星历播发前后 2 年的空间信号误差 (signal-in-space ranging error, SISRE),结果表明播发新的广播星历后,GEO 的 SISRE 由 1.14ns 提升到 0.93ns, IGSO 卫星由 0.99ns 提升到 0.85ns, MEO 卫 星由 1.31ns 提升到 0.96ns,三种卫星平均提升幅度为 19.8%。利用分布于我国

II

不同区域测站的实测数据评估了新广播星历播发前后各卫星区域用户距离精度

(RURA, Regional User Range Accuracy)和用户导航定位精度,结果表明播发新的广播星历后,北斗导航系统的区域用户距离精度(RURA)平均提升了约 32%,定位的精度提升了 17%,定位三维误差小于 2.50m。

3、约束双向钟差的北斗卫星轨道确定。分析表明多星定轨钟差与双向钟差 一致性较高,均能表达卫星钟差历元间细致的变化。本文试验一种约束卫星钟 差的多星定轨策略,将星地双向测量钟差为已知,不再单历元解算卫星钟差, 而仅全局解算星地双向测量钟差中的未标定时延参数。试验结果表明,约束卫 星钟定轨处理的伪距残差 RMS 与常规定轨伪距残差 RMS 相当,这表明约束卫 星双向钟差的定轨策略实现了轨道动力学参数与其他参数和测量噪声的分离。 解算的未标定时延参数与单双向钟差互差具有一致性很好,两者之差均值为 0.04ns, RMS 为 0.61ns,说明约束卫星双向钟差定轨可以解算高精度的未标校 时延。激光评估表明,约束卫星钟差的多星定轨可明显提升北斗卫星的轨道精 度,其中 GEO 卫星激光残差由 85.13cm 减小至 52.47cm, IGSO 卫星的激光残 差由 35cm 和 40cm 分别减小至约 20cm, MEO 卫星激光残差由 50cm 减小至约 20cm。

4、低轨卫星增强北斗定轨仿真分析。参照北斗全球星座的组网,分析不同 低轨卫星个数对北斗定轨的影响。分析结果表明:1)增加3个海外站使定轨精 度略有提高,但由于海外站数量较少,跟踪弧段不足,精度提升幅度不大。2) 增加3颗低轨卫星,进行星地及高低链路的联合定轨,定轨精度 R 方向可达到 cm 级,URE 也有量级性提高。3)增加多颗低轨卫星与3颗低轨卫星相比,定 轨精度基本相当,仅有个别卫星精度存在小量差异。4)中高轨卫星与低轨卫星 联合定轨在钟差解算精度上略有提高,但幅度不大。

关键词: GNSS 系统,双向时频传递,精密定轨,低轨卫星增强

III

#### ABSTRACT

The broadcast information transmitted by navigation satellite is the basic product that provides PNT (Positioning Navigation and Timing) service. The satellite broadcast ephemeris and clock difference model are the two main types of parameters, which determine the service performance of the system to a great extent. The Beidou system uses a hybrid navigation constellation different from GPS, of which two satellites of GEO and IGSO are high orbit satellites, and the satellite tracking measurement using regional monitoring stations can not achieve full coverage of the satellite operation arcs. Under the conditions of the above regional tracking network and the high orbit satellite, the observation geometric intensity of the satellite orbit determination is limited, which leads to the increase of the correlation between the satellite orbit and the clock difference parameters, and reduces the accuracy of the orbit estimation and the clock difference.

For the calculation of satellite clock difference, the Beidou satellite navigation system (Beidou Navigation Satellite System, BDS) uses a special time synchronization monitoring station to obtain a high-precision satellite clock phase for the ground system time (BDT) Zhong Cha, and to synthesize the deviation, clock speed and acceleration by using a satellite to earth bidirectional time-frequency transfer (TWSTF). The three parameters are broadcast to the users through broadcast messages. The accuracy of the broadcast clock difference model is determined by two-way time-frequency transmission and the accuracy of modeling prediction based on two-way clock difference, which directly affects the service performance of the navigation system.

The satellite and ground two-way time-frequency transfer technology is not affected by the satellite orbit error, the measuring station coordinate error and the modeling error of the propagation delay of the environment section. It directly reflects the physical changes of the satellite clock difference. The satellite clock difference

V

measured by the satellite and ground two-way time-frequency transfer can help to reduce the ground finite tracking network and the mixed constellations to the Beidou satellite broadcast ephemeris. The adverse effects of calculation.

Low earth orbit satellites generally carry GNSS receivers to determine the orbit of precision LEO satellites. However, LEO satellites can also be used as fast moving stations and play an important role in the orbit determination of navigation satellites. It is also a new model for navigation satellite orbit determination by using satellite borne satellite borne satellite data to enhance navigation satellite orbit determination, especially for BDS, which can not build a monitoring station globally. The orbit and clock error of high-precision GNSS satellites can be measured by using ground surveillance network and a few satellite observations of LEO satellites.

The user range error (User Range Error) is an important indicator to reflect the service performance of the navigation system, and the Beidou system has realized the performance index of the user distance error (URE) superior to the 2.5m. In this paper, using the user distance error (URE) better than the 1m as the target, this paper studies the lifting method of the Beidou satellite broadcast ephemeris and clock difference model based on the two-way time-frequency transmission and the observation data of the regional monitoring network.

The main achievements and contributions of this paper are as follows:

1, Beidou two-way time frequency transmission model refinement and radio clock difference model accuracy improvement. In this paper, the error sources of the bi-directional time comparison of the Beidou star are analyzed, and the influence of the ionosphere delay error and the satellite phase center error on the difference precision of the bidirectional clock of different types of satellites (GEO/IGSO/MEO) is emphatically discussed. The results of the measured data analysis show that the RMS is better than the 0.15ns after the model refinement. With the reference of TWSTF clock difference measurement, the precision of clock difference parameters of BDS broadcast message is analyzed. The result shows that the precision of clock difference model of BDS broadcast message is better than that of 2ns (the age of data is less than 12 hours). Combined with the clock error model of BDS ground segment,

this paper proposes several ways to further improve the accuracy. In this paper, the prediction method of clock difference between weighted linear model and mixed interval linear model is proposed in this paper, which is less than 6 hours. The accuracy of short term prediction can be increased by more than 35%. For the medium and long term radio message prediction (more than 6 hours), the time series of clock difference is analyzed by spectral analysis, and the prediction model is constructed according to the spectral analysis results. Compared with the simple two polynomial model forecast, the accuracy of the forecast is increased by 13% and the average of the forecast is 21% higher than that of the 12 hour forecast. Through the above improvements, this paper reprocessed the clock error data of 1-6 months in 2017, and obtained a new time sequence of radio message clock error model. Using Beidou monitoring receiver positioning accuracy evaluation, N, E and U 3 direction accuracy increased by 14.9%, 28.4% and 15.5% respectively.

2. Track error monitoring and prediction based on orbit determination clock error and two-way clock error. The correlation between BDS broadcast ephemeris and clock error parameters is analyzed. The results show that there is radial error of 0.3m~0.6m amplitude in broadcast ephemeris. It is pointed out that the radial error of broadcast ephemeris and the uncalibrated delay deviation of clock error parameter are two important factors that affect the consistency of broadcast ephemeris and clock error parameters. In order to implement the track monitoring and prediction method based on single two-way clock error ratio, the author has compiled the track performance optimization software BRDIMP. After the completion of the software development, the actual data are tested and verified. In January 2017, it was deployed to the BDS system and implemented online. The optimized broadcast ephemeris replaced the original broadcast ephemeris to broadcast the users. The spatial signal error (signal-in-space ranging error, SISRE) of 2 years before and after the new broadcast ephemeris were evaluated. The results showed that after the broadcast of the new broadcast ephemeris, the SISRE of GEO was promoted from 1.14ns to 0.93ns, the IGSO satellite was raised from 0.99ns to 0.85ns, and the MEO satellite was raised to the 0.93ns, and the average elevation of the three satellites was 19.8%. Using the measured data from different regional stations in China, the accuracy of user distance accuracy (RURA, Regional User Range Accuracy) and user navigation positioning accuracy before and after the broadcast of the new broadcast ephemeris are evaluated. The results show that after the broadcast of the new broadcast ephemeris, the regional user distance precision (RURA) of the Beidou navigation system is average (RURA). Up to 32%, the positioning accuracy is increased by 17%, and the positioning error is less than 2.50M.

3. The orbit determination of the Beidou satellite with two way clock error. In this paper, a multi satellite orbit determination strategy which restrains the satellite clock difference is tested. The two way measurement clock difference is known, and the satellite clock difference is not calculated by single epoch, but the uncalibrated time delay parameters in the clock difference are calculated only by the global satellite. The test results show that the pseudo range residual RMS of the constrained satellite clock tracking is equivalent to the conventional pseudo range residual error RMS of the orbit determination, which indicates that the orbit determination strategy of the bidirectional clock difference of the constrained satellite realizes the separation of the orbital dynamic parameters and other parameters and the measurement noise. The uncalibrated delay parameters of the solution are in good agreement with the single and bi-directional clock difference difference. The mean difference between them is 0.04ns and RMS 0.61ns, which indicates that the delay of the bidirectional clock differential orbit of the constrained satellite is correct. The laser evaluation shows that the orbit precision of the Beidou satellite can be greatly enhanced by the multi satellite orbit determination with the restricted satellite clock difference, in which the GEO satellite laser residual is reduced from 85.13cm to 52.47cm, and the laser residual of the IGSO satellite is reduced from 35cm and 40cm to about 20cm, and the residual difference of the MEO satellite is reduced from 50cm to about 20cm.

4, the simulation analysis of the low orbit satellite enhanced Beidou orbit determination. Referring to the Beidou global constellation network, the influence of different LEO satellites on Beidou orbit determination is analyzed. The results show that: 1) increase the accuracy of orbit determination by adding 3 overseas stations.

**KeyWords:** GNSS system, two-way time-frequency transmission, precise orbit determination, LEO satellite enhancement

目录

摘要	I
ABSTRACT	V
第1章 绪论	1
1.1 引言	1
1.2 GNSS 服务现状	3
1.2.1 GPS 系统	3
1.2.2 GLONASS 系统	5
1.2.3 GALILEO 系统	6
1.2.4 北斗卫星导航系统	6
1.3 其他导航系统	7
1.4 MGEX 监测网	8
1.5 本文选题意义及研究内容	9
1.5.1 研究北斗广播星历与钟差提升的重要意义	9
1.5.2 本文主要内容安排	
第2章 GNSS 精密定轨基础理论	11
2.1 时空基准	11
2.1.1 时间系统	11
2.1.2 坐标系统	13
2.2 动力学模型	16
2.2.1 变分方程	16
2.2.2 构建法方程和参数估计	17
2.2.3 主要摄动力	
2.3 GNSS 测量模型	22
2.3.1 伪距相位数据测量模型	22
2.3.2 与卫星有关的测量误差	23
2.3.3 与传播介质有关的测量误差	25

2.3.4 与测站有关的测量误差	
2.4 地面与星上多路径效应分析	27
2.4.1 相位平滑伪距	27
2.4.2 星上多径	
2.4.3 相位数据精度	31
第3章 北斗双向时频传递与钟差模型精度提升	33
3.1 北斗双向时间同步体制	
3.2 双向时间同模型精度精化	
3.2.1 模型公式	
3.2.2 双星钟差噪声分析	
3.2.3 电离层误差改正方法分析	
3.2.4 卫星相位中心误差改正方法分析	
3.3 北斗卫星钟差性能分析	40
3.3.1 卫星钟序列分析	40
3.3.2 利用双向钟差评估卫星钟性能	41
3.4 广播钟差精度分析及预报精度提升	43
3.4.1 北斗广播钟差参数精度分析	43
3.4.2 GEO 卫星预报精度提升	44
3.4.3 IGSO/MEO 预报精度提升	46
3.4.4 定位结果分析	48
3.5 小结	49
第4章 基于定轨估计钟差与双向钟差比对的轨道误差监视与	∋预报51
4.1 估计轨道与钟差精度分析	52
4.1.1 钟差拟合残差	52
4.1.2 估计钟差与双向钟差滤波分析	54
4.1.3 轨道误差分析	55
4.1.4 未标校时延分析	58
4.2 轨道误差拟合与预报	61
4.2.1 轨道误差预报	61
4.2.2 轨道误差发播	64
4.3 新广播星历播发后精度分析	65

4.3.1 比较方法	
	65
4.3.2 精度评价方法	65
4.3.3 比较结果分析	66
4.4 新广播星历播发后系统综合性能提升分析	69
4.4.1 区域用户距离精度 RURA	69
4.4.2 定位结果	72
4.5 小结	73
第5章 约束双向钟差的北斗卫星轨道确定	75
5.1 定轨策略	75
5.2 定轨试验结果	76
5.2.1 多星定轨残差	76
5.2.2 双向钟差未标定时延	78
5.2.3 轨道精度提升	80
5.3 小结	82
第6章低轨卫星增强北斗定轨仿真分析	83
6.1 仿真星座	83
611 中劫道星座	02
onin paraer	
6.1.2 低轨道星座	83
6.1.2 低轨道星座         6.2 数据仿真	83 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> </ul>	83 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> </ul>	83 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> </ul>	83 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> <li>6.2.4 动力学模型</li> </ul>	83 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> <li>6.2.4 动力学模型</li> <li>6.3 解算方案</li> </ul>	
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> <li>6.2.4 动力学模型</li> <li>6.3 解算方案</li> <li>6.4 对比分析</li> </ul>	
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2.1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> <li>6.2.4 动力学模型</li> <li>6.3 解算方案</li> <li>6.4 对比分析</li> <li>6.5 小结</li> </ul>	83 83 83 83 84 85 85 85 85 86 86 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li> <li>6.2 1 测站信息</li> <li>6.2.2 钟差信息</li> <li>6.2.3 测量模型</li> <li>6.2.4 动力学模型</li> <li>6.3 解算方案</li> <li>6.4 对比分析</li> <li>6.5 小结</li> <li>第 7 章 总结与展望</li> </ul>	83 83 83 83 84 84 85 85 85 86 86 86 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li> <li>6.2 数据仿真</li></ul>	83 83 83 83 84 85 85 85 86 86 86 80 
<ul> <li>6.1.2 低轨道星座</li></ul>	83 83 83 83 85 85 85 86 86 86 86 91 91 91 91

致谢	 

作者简介及在学期间发表的学术论文与研究成果	10	){	5
作者间并及在于新问交农时于不吃又与阿九成未	ιυ	١.	•

## 表格一览表

-	表 1-1 GPS 在轨卫星	5
-	表 1-2 北斗二号卫星列表(截止到 2018 年 4 月)	7
-	表 2-1 不同时间系统	11
-	表 2-2 GS84 与 CGCS2000 的万有引力常数与地球自转角速度差异	15
-	表 3-1 北斗双向时频传递采用各波段频率(MHZ)	34
-	表 3-2 北斗卫星钟差预报精度(RMS)统计表(ns)	43
;	表 3-3 GEO 卫星不同钟差拟合模型	45
-	表 3-4 GEO 钟差不同钟差拟合模型精度	46
-	表 3-5 二次多项式与谱分析模型预报对比	48
;	表 3-6 各站改进广播钟差参数前后定位结果比较	49
-	表 4-1 定轨估计钟差与双向钟差的拟合残差	54
-	表 4-2 定轨估计钟差与双向钟差互差的标准差	57
-	表 4-3 各卫星时延偏差序列统计结果	61
-	表 4-4 轨道误差与修正后轨道误差序列统计表	64
-	表 4–5 新广播星历播发前后轨道径向误差与 SISRE	69
-	表 4-6 区域用户距离精度 RURA 提升前后统计表	72
	表 4-7 导航定位 RMS 的均值	72
-	表 5-1 常规多星定轨策略及附有卫星钟差变化信息的多星定轨比较	76
-	表 5-2 常规多星定轨策略与附有卫星钟差变化信息的多星定轨处理的伪距定轨残	差
	RMS 比较(单位: cm)	77
-	表 5-3 常规多星定轨策略与附有卫星钟差变化信息的多星定轨策略处理的相位定轨	残
	差 RMS 比较(单位: cm)	78
-	表 5-4 常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的均值减去约束双向时间同步钟差定	轨
	解算的未标校设备时延值序列统计结果(单位 ns)	79
	表 5-5 北斗区域导航卫星不同定轨模式轨道结果的激光残差	82
	表 6-1 监测站信息	85
	表 6-2 中高轨卫星定轨精度对比分析(m)	87
	表 6-3 低轨卫星定轨精度对比分析(m)	88
-	表 6-4 定轨残差对比分析(cm)	88

## 插图一览表

图 2-1 不同原子时系统的关系	13
图 2-2 UNX3 站距离相对论改正	24
图 2-3 GMSD 站 GPS 卫星的相位缠绕变化	25
图 2-4 ONSA 站 GO2 卫星不同相位平滑伪距方法的 OMC	29
图 2-5 原始伪距与 CNMC 伪距双频定位结果	29
图 2-6 文献[36]报道的北斗区域卫星多径	30
图 2-7 GEO 卫星 B1B3 与 B1B2 相位数据无电离层组合之差	31
图 2-8 IGSO 卫星 B1B3 与 B1B2 相位数据无电离层组合之差	32
图 2-9 MEO 卫星 B1B3 与 B1B2 相位数据无电离层组合之差	32
图 3-1 北斗双向时间比对示意图	34
图 3-2 双向测定钟差的随机噪声统计	36
图 3-3 各 GEO 卫星双频相位平滑伪距计算电离层延迟对双向钟差的影响	37
图 3-4 IGSO 各卫星相位平滑伪距求得电离层延迟对双向钟差的影响	37
图 3-5 GEO 卫星 GIM 求得电离层延迟对双向钟差的影响	38
图 3-6 IGSO 卫星 GIM 求得电离层延迟对双向钟差的影响	38
图 3-7 不同姿态下相位中心误差对钟差影响之差	39
图 3-8 不同来源卫星相位中心对双向钟差影响	40
图 3-9 北斗卫星钟差序列图	41
图 3-10 利用双向钟差评估北斗 GEO / IGSO 卫星的 ALLAN 方差	42
图 3-11 利用定轨估计钟差评估北斗 GEO / IGSO 卫星的 ALLAN 方差	42
图 3-12 GEO/IGSO/MEO 双向钟差与广播钟差之差	44
图 3-13 线性模型、不等权线性模型和混合区间线性模型预报结果	46
图 3-14 IGSO-1 号星钟单天拟合残差与轨道周期	47
图 3-15 广播钟差改正前后定位精度比较	49
图 4-1 定轨估计钟差和星地双向钟差序列的扣除趋势项后残差图	53
图 4-2 卫星钟差滤波残差	55
图 4-3 定轨估计钟差与双向钟差互差以及 UERE 序列图	57
图 4-4 定轨估计钟差与双向钟差计算的 UERE	58
图 4-5 GEO 卫星时延偏差序列	59
图 4-6 IGS0 卫星时延偏差序列	60
图 4-7 MEO 卫星时延零值偏差序列	60
图 4-8 轨道误差曲线预报示意图	62
图 4-9 轨道误差与修止后轨道误差序列	63
图 4-10 新广播星历播友前后轨道径问误差	67
图 4-11 新广播星历播友前后 SISR	68
图 4-12 评估使用测站示意图	70
图 4-13 定对所有卫星母大 RURA 及谷奕卫星的均值统计	71
图 5-1	钒
解算的禾标校设备时延值序列	79
图 5-2 北斗区域导航卫星轨道重叠弧段比较结果	81

图 5-3 北斗区域导航卫星的轨道激光残差。	
图 6-1 仿真低轨卫星可见性分析	
图 6-2 中高轨卫星 URE 比较分析	
图 6-3 PRN 15、21、30 URE 时间序列	

## 术语和缩略语

GPS	Global Positioning System	全球定位系统
GNSS	Global Navigation Satellite System	全球卫星导航定位系统
IERS	InternationalEarthRotationService	国际地球自转服务组织
IGS	InternationalGNSSService	国际 GNSS 服务组织
IGSO	InclinedGeosynchronousOrbit	倾斜地球同步轨道
ITRF	InternationalTerrestrialReferenceFrame	国际地球参考架
ITRS	InternationalTerrestrialReferenceSystem	国际地球参考系
TT	TerrestrialTime	地球时
UT	UniversalTime	世界时
UT1	UniversalTime	世界时1
UTC	UniversalCoordinateTime	协调世界时

#### 第1章 绪论

#### 1.1 引言

经过几十年的发展,以美国的 GPS(Global Positioning System)为代表的全 球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)已经被广泛应用 在军事、科技、经济、社会的各个领域。无论是全球范围内的地球参考框架建立、 区域范围内的地球形变、省市级的地形图测量、小范围内的建筑物变形监测、放 样测量,还是低轨卫星的实时定轨、武器制导、车辆和个人手中的地图导航仪, 甚至是深空探测航天器的实时定轨<sup>[10]</sup>,均离不开卫星导航系统。卫星导航系统 已经成为国家和地区的空间基础设施,不仅能够保障国家的安全,还能产生巨大 的经济效益,带动相关产业的发展。

北斗卫星导航系统(Beidou Navigation Satellite System, BDS)是我国自主 研制的卫星导航系统,2012年12月27日进入运行阶段,实现了覆盖我国及周 边的区域服务。运行阶段北斗系统已实现用户距离误差(URE)优于2.5m的性 能指标。GPS系统实际服务结果表明,2010年GPS全网平均URE年就已经达 到1m以内<sup>[7]</sup>,单纯 BLOCK IIR/IIR-M卫星的URE的估计值平均已达到0.46米, 北斗系统与GPS的空间信号精度差距明显。

广播星历与钟差模型精度是影响导航卫星系统服务精度的重要因素,制约北 斗卫星导航系统广播星历精度提升的主要原因是空间混合星座和区域监测网。 GPS 和 GALILEO 空间部分全部由 MEO 卫星组成,地面部分采用全球均匀分布 的约 15 个测站利用动力学定轨的方式完成卫星的广播星历和钟差参数的计算。 全球均匀分布的监测站可以覆盖 MEO 卫星的整个运行弧段。而 BDS 空间部分 是由 GEO 卫星、IGSO 卫星和 MEO 卫星共同组成的混合星座。GEO 卫星相对 地面静止,轨道与钟差高度相关,地面测距数据中的各项误差将对 GEO 卫星轨 道的精度产生非常不利的影响。区域跟踪网无法实现对 IGSO 和 MEO 卫星的全 弧段跟踪,导致其轨道误差明显大于 GPS 和 GALILEO 卫星的轨道误差。

随着 GNSS 在国防军事、社会经济和人民生活等各方面的应用不断深入,用 户对 GNSS 服务性能的要求不断提高,提高导航卫星空间信号精度将是提高卫星

导航系统竞争力的重要方面。GPS 系统和 GLONASS 系统的发展历程也是其空间信号精度不断提升的过程。从目前能够获得资料来看,国外卫星导航系统性能指标的提升主要得益于以下几个方面的发展:

1) 卫星星座的完善

伴随着 GLONASS 系统星座卫星个数从 2006 年的 12 颗到 2011 年底的 24 颗, GLONASS 系统性能指标也在不断提升。

2) 监测站网络的完善

随着美国国家大地测量局(NGA)的11个跟踪站监测站加入地面监测站系统,监测站系统实现对 GPS 卫星 100% 弧段可见,并且每颗卫星全天候至少能被3个测站跟踪。监测网络的完善显著改善了 GPS 运控系统(OCS)Kalman 滤波器的性能。

3) 信息处理系统性能的提升

GPS 系统于 1995 年正式宣布全星座服务,当时其 UERE 约为 2.7 米<sup>[4]</sup>。之 后 GPS 信息处理系统进行几次较大的提升,其 UERE 指标也逐步提升到目前好 于 1 米。信息处理系统的核心是它的 Kalman 滤波器。在 GPS 系统建设的过程中, 其滤波器的处理能力以及精度在不断提高。

4) 信号接收设备性能的提升

GPS 监测站接收设备在其系统发展过程中经历了几次较大的技术更新,包括:时频精度的提高、测距精度的提高等。

北斗系统区域星座已经组网完成,而考虑到系统的安全性以及可靠性,目前 系统无法在境外布站,因此只从信息处理系统能力和信号接收设备系能角度来提 升北斗性能。BDS运行以来,地面接收机进行了多次升级改造,降低测量噪声, 减小伪距偏差等<sup>[9]</sup>。通过科技部 863 课题"北斗空间信号精度提升"以及多个精 度提升重大专项,信息处理系统能力也在不断提升。

为弥补混合星座和区域跟踪网对广播星历和钟差参数计算带来的不利影响, 北斗区域卫星导航系统采用星地双向时频传递技术完成卫星钟差的测定,与精密 定轨过程相互独立,并将双向钟差拟合成偏差、钟速和加速度三个参数通过广播 电文播发给用户。卫星钟差参数的预报精度直接影响卫星导航系统的服务性能, 影响卫星钟预报精度的影响因子有很多,其中最重要的影响因素是原子钟自身的

物理性能。只有最能反映星载原子钟自身物理特性和运行状态的模型才能获得更高的卫星钟预报精度。北斗卫星钟稳定性差,相当于 GPS BLOCK IIR 水平<sup>[10]</sup>,如何利用双向钟差提高预报精度是一个关键问题。

对于北斗卫星轨道精度的改进,除了增加全球布站范围,增强定轨观测几何 外,还可以通过长期数据分析,精化卫星动力学模型。卫星动力学摄动模型的研 究需要大量的历史数据,其模型精化是一个长期的过程。因此,在短期内无法有 效精化卫星摄动模型和改进布站区域的前提下,如何通过其他手段实现对卫星轨 道误差的分析、预报和修正,是北斗系统亟待解决的关键问题之一。

利用低轨卫星星载数据增强导航卫星定轨也是值得探讨的一种导航卫星定 轨的新模式,尤其对于 BDS 不能全球建立监测站。随着国内"星地空间一体化" 重大专项的提出,很多公司公布了规模宏大的低轨卫星计划。对低轨卫星增强导 航卫星轨道进行仿真分析,对于建设下一代全球导航卫星系统提供技术支撑。

现有的北斗导航卫星精密定轨方法仅以伪距相位数据作为观测量,对星地双向钟差增强的北斗卫星广播星历计算方法缺乏详细的分析和实测数据的分析。本 文以空间信号精度 URE 优于 1m 为目标,研究星地双向时频传递模型精化、钟 差预报精度提升以及双向钟差支持下的北斗广播星历精度提升方法。本文的研究 成果对于北斗系统空间信号精度提升、提高 BDS 的市场竞争力有重要意义。

#### 1.2 GNSS 服务现状

20世纪建设的卫星导航系统有美国 GPS 系统、俄罗斯全球卫星导航定位系统(GLONASS)。进入 21 世纪,很多国家和地区出于自身安全和战略考虑,先后开展卫星导航系统的建设。这些系统包括欧盟的 GALLIEO 卫星导航系统,中国的北斗卫星导航系统、日本的准天星卫星导航系统(Quasi-Zeinth Satellite System,QZSS)和印度的区域卫星导航系统(IRNSS)。为应对新兴系统带来的挑战,GPS 系统和 GLONASS 系统宣布实施现代化计划。本节对这几大系统的概况及其最新发展进行简要介绍。

#### 1.2.1 GPS 系统

GPS 作为最先建立的全球卫星导航系统,美国国防部于 1973 年开始试验论

证,1995年完成均匀分布在 6 个轨道面上的 24 颗 BlockII 和 BlockIIA 中轨卫星 (Media Earth Orbit, MEO),轨道高度 20200km,倾角 55°,运行周期 11 时 58 分,能保证任意时刻地点观测到满足定位要求的 4 颗卫星。实际上,目前 GPS 在轨运行的卫星有 31 颗,更全面覆盖了全球区域,保证全球任意时刻地点实现至少 7 重卫星覆盖<sup>[6]</sup>。

1999 年美国开始实施"GPS 现代化",通过升级地面系统与卫星,不断提升 GPS 系统服务性能。GPS 一共经历了 BlockII、BlockIIA、BlockIIR、BlockIIR-M、 BlockIIF 等不同类型卫星。1995 年 GPS 具备完全工作能力时,空间星座由 BlockII 和 BlockIIA 卫星构成,2016 年已经完成了对 BlockIIA 卫星的全部替换。截至 2018 年 3 月,在轨运行的卫星中包含 12 颗 BlockIIR、7 颗 BlockIIR-M、12 颗 BlockIIF 卫星,如表 1-1。GPS 卫星包括 L1 和 L2 两个频率,随着 GPS 的发展,BlockIIR-M 卫星增加了第二代信号 L2C,BlockIIF 增加了第三代信号 L5。2018 年 GPS 计划 发射新一代 BlockIII 卫星,GPSIII 将提供第四代信号 L1C,并搭载了激光反射器 和生命搜救载荷,其设计寿命长达 15 年,并不再使用 SA (Selective Availability) 政策。随着 GPS 卫星类型的更新,其上搭载的原子钟性能越来越高,BlockIIFRb 钟的千秒稳与天稳比前几代原子钟提高了一个数量级<sup>[8]</sup>,这使得 GPS 广播星历 卫星钟差预报误差越来越小。目前 GPS 整网星座的平均 SISURE 优于 0.6m,其 中 BlockIIF 卫星 SISURE 仅为 0.35m<sup>[8]</sup>。采用 IGS GNSS 站评估,GPS 在全球的 平均用户距离误差 UERE 优于 0.715m (95%)<sup>1</sup>,如此高的空间信号精度使 GPS

GPS 地面部分由 2 个主控站(其中一个为备用站),15 个全球分布的监测站 及 11 个控制站组成,监测站系统实现对 GPS 卫星 100% 弧段可见,并且每颗卫 星全天至少能被 3 个测站跟踪。得益于其良好的监测站分布,GPS 广播星历轨道 精度相对其他系统较高<sup>[3]</sup>。随着 IT 网络技术的发展,为提高 GPS 运营能力以及 对新信号 L2C、L5 与 L1C 的支持,新一代 GPS 地面运控系统(OCX)于 2010 年开始研制,保证与当前地面运控系统(OCS)的平稳过渡。采用 JPL 实时精密 定轨和钟差测定技术,滤波解算卫星轨道和钟差,对于 BlockIIF 卫星可实现预 报 1 小时空间信号精度 URE 优于 0.25m,24 小时优于 1.50m 的指标。

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup> http://www.gps.gov/systems/gps/performance/accuracy/

表 1-1 GPS 在轨卫星				
卫星钟类型	卫星号			
BlockIIRRb	2, 11, 13, 14, 16, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 28			
BlockIIR-MRb	5, 7, 12, 15, 17, 29, 31			
BlockIIFRb	1, 3, 4, 6, 8, 9, 10, 25, 26, 27, 30, 32			
BlockIIFCs	24			

备注: 4、32、26 和 8、10 为 2015-3 至 2016-2 替换。4、26 与 32 为 BlockIIARb, 8、10 为 **BlockIIACs** 

#### 1.2.2 GLONASS 系统

GLONASS 作为第二个成熟的卫星导航系统,苏联于 1976 年开始研制, 1995 年完成分布在 3 个轨道面的 24 颗 MEO 卫星,轨道高度 19100km,倾角 64.8°, 运行周期为 11 时 15 分。由于卫星设计寿命短以及没有发射补充, 1996 年开始 其可用卫星数逐步减少,至 2001 年降至 6 颗。俄罗斯于 2000 年开始恢复 GLONASS 星座,并实施 GLONASS 现代化<sup>[11]</sup>计划。一方面,经过补网发射,2011 年12月 GLONASS 完成了其星座补充,重新开始了满星座服务。另一方面,完 成了地面控制系统第一阶段现代化改进,升级轨道监测和时间同步系统,大大提 高了 GLONASS 系统的全球可用性。GLONASS 系统大地测量参考框架升级至 PZ-90.02版本<sup>[16,17]</sup>。为了提高与其它导航系统的兼容性,GLONASS也计划在后 续发射的卫星上采用 CDMA 模式(Revnivykh,2012), 但目前仍然没有正式的接口 文件(Montenbruck, 2017)。

目前 GLONASS 主要由 GLONASS-M 和 GLONASS-K1 两种类型卫星组成, 其稳定性为 5\*10<sup>-14</sup> 至 1\*10<sup>-15</sup>,远低于 GPS 卫星。根据最新研究结果,目前 GLONSS 的空间信号精度在 2.4m 以内(Montenbruck, 2017), 相比 2011 年的 2.8m 略有提高(Revnivykh, 2012)。GLOBNASS下一代卫星计划为GLONASS-K2,钟 差稳定性将提升一个量级。

GLONASS 地面控制部分由 1 个主控站、5 个跟踪站、2 个 SLR(SatelliteLaserRanging)站及10个监测站组成,主要分布于前苏联地区。为了 提高 GLONASS 空间信号精度, GLOANSS 除了发展下一代卫星外, 也积极在巴 西、南极等海外建设监测站,并预期在 2020 将空间信号精度提高至 0.6m 以内2。

 $<sup>^2\</sup> https://www.rbth.com/articles/2012/02/16/glonass\_benefits\_worth\_the\_extra\_expense\_14862.html$ 

#### 1.2.3 GALILEO 系统

Galileo 是由欧盟发起,并由 ESA(European Space Agency)和 GSA(European GNSS Agency)共同负责运作的导航系统。Galileo 计划由 30 颗(其中 3 颗为备用 卫星)均匀分布在 3 个轨道面上的 MEO 卫星组成,轨道高度为 23222km,倾角 为 56°,轨道运行周期为 14 时 4 分,保证地球上任意时刻地点能观测到至少 6 颗高度角大于 10°的卫星(Subirana, 2013)。Galileo 经历了三个发展阶段。2005 年 12 月至 2011 年,发射了两颗试验卫星 GIOVE-A 和 GIOVE-B(目前均已退役)。 其后在 2011 年和 2012 年先后发射了四颗在轨验证卫星(In-Orbit Validation, IOV), 2014 年之后发射的卫星均为 FOC(Full Operational Capability)卫星。截至 2018 年 3 月,正式提供服务的卫星一共有 18 颗(包括 3 颗 IOV 卫星和 15 颗 FOC 卫星)

Galileo 系统的卫星频率信号分为 E1、E6、E5、E5a、E5b 五种(Galileo ICD, 2015)。其中, E1 频点中心频率与 GPS 系统 L1 频点中心频率重合, E5a 频点中 心频率与 GPS 系统 L5 频点中心频率重合, E5b 频点中心频率与北斗区域系统 B2 频点中心频率重合。Galileo 的卫星钟大部分采用氢原子钟3,稳定性较高。 其监测站分布于全球范围<sup>4</sup>,这些因素使得 Galileo 的空间信号精度甚至优于 GPS(Montenbruck,2017)。其中基本的 Open Access Navigation 服务精度能达到 1m 以内。

#### 1.2.4 北斗卫星导航系统

BDS 是中国自主发展的卫星导航系统,经历了北斗一号,北斗二号与北斗 三号 3 个阶段。与 GPS 系统不同,北斗一号系统采用双向定位体制,向用户提 供卫星无线电测定业务(Radio Determination Satellite Service, RDSS),包括约 束地面高程的二维定位和短报文服务<sup>[16]</sup>,于 2000 至 2007 年相继发射了 4 颗地 球同步轨道卫星,现在均以退役。

北斗二号为区域卫星导航系统,于 2012 年 12 月 27 日建成,在保留 RDSS 服务模式的基础上,还向亚太地区提供无源的无线电卫星导航服务(Radio Navigation Satellite Service, RNSS),同时北斗是第一个提供三频信号服务的系统,其频点分别为 B1、B2、B3。北斗二号导航系统目前在轨运行的卫星共 15 颗,包括 6 颗地球静止轨道卫星(GEO)、5 颗倾斜地球同步轨道卫星(IGSO)和 4

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup> https://www.gsc-europa.eu/system-status/Constellation-Information

<sup>&</sup>lt;sup>4</sup> https://www.gsc-europa.eu/galileo-gsc-overview/system

颗中圆地球轨道卫星(MEO)。GEO 卫星轨道高度为 35786km,分别定点于东经 58.75 % 80 % 110.5 % 140 % 160 % MEO 卫星轨道高度 21528km,轨道倾角 55 % IGSO 卫星轨道高度 35786 千米,轨道倾角 55 % BDS ICD, 2016)。北斗二号卫星 搭载的均为国产铷钟,其稳定性与 GPS BLOCKIIR 相当。北斗地面部分由 1 个 主控站,2 个注入站和 31 个分布在中国境内的监测站组成,这使得其广播星历 精度差于 GPS<sup>[10]</sup>。评估系统表明,目前基于激光测距和 C 波段转发式测距数据 的 GEO 卫星单星定轨残差为 0.205m,激光视向精度为 0.133m,三维位置精度 优于 5m,预报 2h 视向精度可以达到 0.373m<sup>[19][20]</sup>。北斗二号 PNT(Positioning, Navigation and Timing)服务精度为在中国及亚太部分地区实现定位精度优于 10m,测速精度优于 0.2m/s,授时精度优于 50ns5。

卫星号(PRN)	发射时间	卫星类型	钟类型
C01	2010-01-16	GEO1140.0 °E	
C03	2010-06-02	GEO3110.5 °E	
C06	2010-07-31	IGSO1118 E	
C04	2010-10-31	GEO4160.0 E	
C07	2010-12-17	IGSO2118 E	
C08	2011-04-09	IGSO3118 E	
C09	2011-07-26	IGSO495 °E	铷钟
C10	2011-12-01	IGSO595 °E	
C05	2012-02-24	GEO558.75 °E	
C11	2012-04-29	MEO3	
C12	2012-04-29	MEO4	
C14	2012-09-18	MEO6	
C02	2012-10-25	GEO680 E	
C13	2016-03-29	IGSO695 °E	
C17	2016-06-12	GEO7144 °E	

表 1-2 北斗二号卫星列表	(截止到 2018 年 4 月)

### 1.3 其他导航系统

#### IRNSS

IRNSS 是印度政府建设的区域卫星导航系统,具体由 ISRO(Indian Space Research Organisation)负责实施。IRNSS 又称为 NavIC(Navigation Indian

<sup>&</sup>lt;sup>5</sup> http://www.beidou.gov.cn/

Constellation),其主要目的是为印度及其周边国家提供更可靠的 PNT 服务<sup>6</sup>。 IRNSS 第 1 颗发射卫星于 2013 年 7 月 2 日,第 7 颗(最后一颗)卫星于 2016 年 4 月 28 日发射成功,并正式宣告 IRNSS 系统的全面建成<sup>7</sup>。IRNSS 由三颗分 布在东经 32.5 °、83 °、131.5 °的 GEO 卫星和四颗分布在东经 55 °和 111.75 °的 GSO(Geo Synchronous Orbit)卫星组成。IRNSS 采用频率为 L5(1176.45 MHz)和 S 波段(2492.028 MHz)(IRNSS ICD, 2016)。IRNSS 的预期服务精度为在印度洋地 区(印度周边 1500km 内)实现定位精度优于 20m,在印度及 GSO 辐射地区定 位精度优于 10m<sup>8</sup>。

#### QZSS

QZSS 是日本政府建设的区域卫星导航系统,由 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)负责实施。QZSS 首颗卫星 QZO(Quazi-Zenith Satellite Orbit) 卫星于 2010 年 9 月发射,第二颗 QZSS 卫星将于 2017 年 6 月份发射<sup>9</sup>。QZSS 计 划在 2018 年之前发射另外两颗 QZO 卫星和一颗 GEO 卫星,并在 2022 年之后 实现一共 7 颗卫星的区域卫星导航系统<sup>10</sup>。与 IRNSS 不同,QZSS 更多是对 GPS 的补充,以提高日本及其周边地区的可用卫星数。QZSS 传输的信号除了与 GPS 相同的 L1、L2、L5 外,还包括 L6 信号,L6 主要用于增强定位服务<sup>11</sup>。

#### 1.4 MGEX 监测网

国际 GNSS 服务组织 (International GNSS Service, IGS) 在 GPS、GLONASS 的高精度数据处理和高精度应用方面扮演者重要角色。目前, IGS 提供的 GPS 和 GLONASS 事后精密轨道精度优于 5cm, 事后精密钟差优于 0.1ns<sup>[14]</sup>。随着 GALILEO 和北斗卫星导航系统的逐步建设和完善,以及 GPS 系统和 GLONASS 系统逐步现代化推出更多新的民用信号, IGS 于 2012 年着手在全球范围内构建 多模 GNSS 系统试验网络 (Multi-GNSS EXperiment, MGEX),实现对 GPS、GLONASS、GALILEO、北斗和其他卫星导航系统的跟踪和监视,为新兴卫星导

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup> http://www.isro.gov.in/spacecraft/satellite-navigation

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup> http://www.thehindu.com/sci-tech/science/irnss-launch-indias-own-regional-navigation-satellite-system-takesshap e/article8531388.ece

<sup>&</sup>lt;sup>8</sup> http://www.navipedia.net/index.php/NAVIC

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup> http://www.insidegnss.com/node/5435

<sup>&</sup>lt;sup>10</sup> http://qzss.go.jp/en/overview/services/sv02\_why.html

<sup>&</sup>lt;sup>11</sup> http://qzss.go.jp/en/overview/services/sv03\_signals.html

航系统的高精度数据处理提供了数据条件。基于全球分布的 MGEX 监测站,获得的 GALILEO 卫星精密轨道径向误差小于 10cm。并在高精度 GALILEO 卫星轨道的基础上,构建适合于 GALILEO 卫星的太阳辐射压模型,估计 GALILEO 卫星天线相位中心偏差<sup>[22][23]</sup>。

文献[24]完成最早利用中国境内区域 6 个监测站 L 波段伪距相位数据进行北 斗卫星精密定轨,利用区域网定轨结果进行精密单点定位,定位结果离散度优于 6cm。在 3GEO 和 3IGSO 的星座下,卫星轨道径向误差约为 0.6m,24 小时预报 轨道径向误差约为 1.0m。基于 MGEX 全球监测站的北斗 IGSO 和 MEO 卫星定 轨结果径向误差优于 10cm,可以用于精密单点定位服务。但是全球跟踪网的增 加,GEO 卫星的轨道精度不会得到明显提升<sup>[25][26][27]</sup>。(Wang etal, 2013)也利 用 MGEX 监测网络进行北斗卫星 DCB 参数解算,解算精度与 GPS 卫星 DCB 参 数的解算精度相当<sup>[28]</sup>。随着北斗新一代导航卫星的发射,有文献利用 MGEX 和 IGMAS 对新一代北斗导航卫星和北斗区域卫星进行组合定轨。但是当前能观测 到新一代北斗导航卫星的测站数较少<sup>[29]</sup>。

#### 1.5 本文选题意义及研究内容

#### 1.5.1 研究北斗广播星历与钟差提升的重要意义

广播星历和卫星钟差模型是广播信息主要的两类参数,分别反映系统卫星定 轨的精度和星地时间同步,在很大程度上决定了系统的 URE。对于卫星钟差的 计算,可以通过布设专用的时间同步监测站,采用无线电双向时间比对的方式获 得高精度钟差数据。对于卫星轨道的计算,受国际地缘政治因素的影响,北斗系 统目前只能采用区域监测站进行卫星跟踪测量,无法实现卫星运行弧段的全部覆 盖。同时,北斗系统采用区别于 GPS 的混合导航星座,其中的 GEO 和 IGSO 两 种卫星为高轨卫星。在上述区域跟踪网和高轨卫星条件下,卫星定轨计算的观测 几何强度有限,定轨精度不高。根据最新的评估结果,GPS 系统平均广播星历误 差 URE 优于 0.2m<sup>[26]</sup>,GALILEO 系统平均广播星历误差 URE 为 0.22m<sup>[27]</sup>。受上 述限制因素影响,北斗 GEO 卫星广播星历误差 URE 为 1.02m,IGSO 卫星和 MEO 卫星广播星历误差 URE 为 0.57m,明显大于 GPS 系统和 GALILEO 系统广播星 历误差<sup>[31]</sup>。

加入星地双向时频传递测量的卫星钟差和星间双向测距数据有助于减轻地 面有限跟踪网和混合星座对北斗卫星广播星历计算带来的不利影响。本文以 URE 优于 1m 的指标为目标,研究融合伪距相位数据、星地双向时频传递的钟差 测量结果的北斗卫星广播星历与钟差参数精度提升方法。

#### 1.5.2 本文主要内容安排

本文共七章,内容是研究北斗双向时频传递,基于双向钟差以及低轨卫星增强的北斗广播星历精度提升研究。主要内容安排如下:

第二章首先介绍了 GNSS 导航卫星精密定轨的理论,包括动力学模型和测量 模型,然后详细介绍了北斗地面接收的多径与星上多径等现象。

第三章给出了无线电双向时间比的数学模型,利用实测数据分析了双向时间 比对测量随机噪声和主要系统误差,重点讨论了电离层延迟误差、卫星相位中心 误差对不同类型卫星(GEO/IGSO/MEO)钟差测量精度的影响。利用双向钟差 对北斗钟性能进行了评估,然后分析了广播钟差模型精度及存在的问题,并针对 这些问题提出了相应的精度提升方法。

第四章基于北斗卫星导航系统实际工程中卫星轨道精度的提升需求,本章在 不考虑卫星复杂动力学摄动的条件下,通过长时间数据分析,提供一种基于单双 向钟差比对的北斗卫星轨道误差监视与预报方法。通过单向的定轨估计钟差和双 向时间同步两种星地钟差的比较,分析得到卫星轨道的径向误差,在此基础上进 行轨道径向误差序列拟合、预报和修正。在未扩大监测站布设范围和未对卫星动 力学模型进行精化的前提下,实现北斗卫星轨道精度的改善。

第五章针对轨道与钟差较强相关性的问题,试验固定卫星双向钟差策略对定 轨的提升作用。通过重叠弧段互差、激光检核结果等方法比较了常规定轨与约束 双向钟差定轨的差异,对估计的未标校时延精度进行了分析。

第六章对低轨卫星增强导航卫星轨道进行了仿真分析。首先对仿真的星座与 数据源进行了介绍,然后对比分析了不同低轨卫星个数对导航卫星增强的效果差 异。

第七章是对前六章内容的小结以及对今后工作的展望。
# 第2章 GNSS 精密定轨基础理论

无论是用户接收机的精密定位,还是 GNSS 卫星轨道的确定,都需要在一定 的时间和空间基准下进行。不同的卫星导航系统,其时间和空间基准都存在着各 不相同的定义。因此需要对其进行明确和区别。在此基础上,可以建立 GNSS 定位的动力学模型与测量模型。对于精密定轨与定位,需要对影响观测量的各个 误差进行建模和改正。基于不同方式的数据预处理,最终可以通过参数估计获得 用户关心的其他信息。

# 2.1 时空基准

2.1.1 时间系统

基于 GNSS 的精密定轨与定位处理中,根据时间依据不同,目前常见的时间 系统主要可以分为几类(Hofmann-Wellenhofetal.,2003),见下表。

表 2-1 不同时间系统					
时间依据	时间基准				
地球自转	世界时(UT0、UT1、UT1R、UT2)				
原子钟	协调世界时(UTC)、国际原子时(TAI)、各 GNSS				
	系统时(GPST,GLNT,GST,BDT…)				
地球公转	历书时(ET)、地球动力学时(TDT)、地心力学时				
	(TDB) ····				

1) 世界时

世界时是以地球自转为基准通过观测恒星得到的时间尺度,其精度受到地球 自转不均匀变化和极移的影响,为了解决这种影响,1955 年国际天文联合会定 义了 UT0、UT1 和 UT2 三个系统:

UT0 系统是由天文观测直接测定的世界时,未经任何改正。该系统曾长期被 认为是稳定均匀的时间计量系统,得到过广泛应用。

UT1 系统是在 UT0 的基础上加入了极移改正 Δλ。UT1 通过 VLBI、SLR、 GNSS 卫星定轨等方式得到,它在地球上任意一个点上都是一样的,因此是目前 最常用的世界时。

UT2 系统是在 UT1 基础上加入了地球自转速率的季节性改正 ΔT, 目前已经

很少使用。

2) 原子时

由于世界时的不均匀性,无法满足现代高精度应用的需求。因此产生了基于 原子钟的原子时。原子时(Atomic Time, TA)是一种均匀的时间计量单位。原 子时起点定在 1958 年 1 月 1 日 0 时 0 分 0 秒 (UT),即规定在这一瞬间原子时 时刻与世界时刻重合。

世界原子时(International Atomic Time, TAI)由分布在 50 多个国家的超过 400 台原子钟来维持。这些钟主要都是铯钟,它们通过 GPS 和双向时间比对进行 比较。

由于地球自转速度不均匀,世界时与原子时之间的时差便逐年积累,为了避 免两者相差太大,定义了协调世界时(Coordinated Universal Time, UTC)。UTC 采用了原子时的秒长,当 UTC 与 UT1 差异超过±0.9 秒时,便增加一秒,称为 跳秒。跳秒由国际地球自转服务组织(International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS)。从 1958 年至今(2017 年 3 月), 一共发生了 37 秒的跳 秒<sup>12</sup>。各个机构都维持着自己的 UTC,称为 UTC(k),如美国海军天文台的 UTC(USNO), 俄罗斯的 UTC(SU), 中国科学院国家授时中心的 UTC(NTSC)。国 际计量局对这些结果进行加权平均得到最终的 UTC,并通过每月的 CircularT 发 布 UTC-UTC(k)<sup>13</sup>。

GPST(GPS Time)是 GPS 所采用的时间系统(GPS ICD, 2012),其秒长与原 子时相同(没有跳秒), 起点是 1980 年 1 月 6 日 0 时 0 分 0 秒 (UTC), 其时 UTC 与 TAI 的跳秒数为 19 秒,故 TAI-GPST=19s。GPST 与 UTC(USNO)的时差小于 1ms, 但实际一般在 25ns 以内。

BDT(BeiDou Time)是 BDS 系统所采用的时间系统,其定义与 GPST、GST 类似, 但是从 2006 年 1 月 1 日 0 时 0 分 0 秒 (UTC) 开始计时 (BDS ICD, 2016)。 与 GPST、GST 不同的是, BDT 与 TAI 的差异是 33 秒, 故 GPST-BDT=14s。BDT 通过 UTC(NTSC)与国际 UTC 建立联系,它与 UTC 的时差保持在 100ns 以内。

其余还有 GLONASS 所采用的时间系统 GLNT(GLONASS Time), Galileo 系 统所采用的时间系统 GST(Galileo System Time), QZSS 系统所采用的时间系统,

<sup>&</sup>lt;sup>12</sup> https://en.wikipedia.org/wiki/Leap\_second
<sup>13</sup> http://www.bipm.org/en/bipm/tai/

QZSST(QZSS Time System), IRNSS 系统所采用的时间系统 IRNSST(IRNSS System Time)。

3) 地球动力学时

地球动力学时(TDT)用于解算相对于地心惯性系的动力学问题,取代过去的历书时。它与世界原子时(TAI)相差了 32.184 秒,单位与原子时相同。它是连续且均匀的时间系统,是卫星运动方程的时间引数。



图 2-1 不同原子时系统的关系

4) 儒略日

在某些长期时间的应用中,为了方便计算,经常用儒略日(Julian Day, JD) 来表达<sup>14</sup>。儒略日定义的起点为公元前 4713 年 1 月 5 日 12 时,以天为单位,不 足一天的部分用小数表示。儒略日与年月日时分秒的转换关系可参考相关 GNSS 教材(Hofmann-Wellenhofetal..2008;李征航.2010)。

由于儒略日位数较多,因此 IAU 又引入了约化儒略日(Modified Julian Day, MJD),其起点为 1858 年 11 月 7 日 0 时,与 JD 的转换关系为:

MJD=JD-2400000.5 (2-1)

另外,坐标框架中常用到J2000 历元,其参考历元为2000 年1月1日12时 (JD=2451545.0)。

2.1.2 坐标系统

精密定轨处理涉及的坐标系统包括地心惯性坐标系、地心地固坐标系、卫星轨道坐标系和卫星星固坐标系。

1) 地心惯性坐标系

地心惯性坐标系(Earth-Centered Inertial ECI),又称地心天球坐标系,以地球

<sup>14</sup> 注意儒略日与儒略历的区别。儒略历是古代罗马使用的历法,是现今公历的前身。

质心为坐标原点,基本面为J2000.0地球平赤道面,X轴在基本面内由地球指向J2000.0的春分点,Z轴为基本面法向,指向北极方向。X/Y/Z轴形成右手系。 根据基本面的不同,还存在瞬时真赤道坐标系(True of Date equatorial System TDS) 和瞬时平赤道坐标系(Mean of Date equatorial System MDS)。

2) 地心地固坐标系

地心地固坐标系(Earth-Centered Earth-Fixed ECEF)通常用于描述地面测站坐标。其坐标原点定义在地球质心,Z 轴指向北极的国际习用原点(Conventional International Origin CIO),基本平面与Z轴垂直,X 轴在基本平面内由地球质心指向格林尼治子午圈。X/Y/Z 轴形成右手系。若基本平面和地球自转轴不考虑地球的极移现象,还存在准地心地固坐标系。

卫星导航系统广播星历描述导航卫星在地心地固坐标系下的位置。GPS 和 BDS 均选择全球地心参考系作为其空间坐标系统<sup>[30][31]</sup>,并对准由国际地球自转 与参考系统服务组织维持的、目前精度最高、应用最广泛的国际地球参考框架[133] (International Terrestrial Reference Frame, ITRF)。通过与维持 ITRF 的核心站一 起处理,GPS 系统的空间基准 WGS84 (G1150) 与 ITRF2000 保持 1cm 水平上 的一致<sup>[31]</sup>。BDS 的空间基准是 2000 中国大地坐标系 (China Geodetic Coordinate System 2000, CGCS2000) 与 ITRF 的定义保持一致,对准 ITRF1997,其水平实 现精度优于 1cm<sup>[32]</sup>。从以上分析看出,WGS84 与 CGCS2000 维持的空间基准在 cm 量级上是一致的,其中差异对于米级的实时导航用户是可以忽略的<sup>[32][33]</sup>。

参考椭球参数是地心国际地球参考框架的基本参数,包含椭球半长轴、地球 扁率、万有引力常数和地球自转角速度<sup>[36]</sup>。其中,万有引力常数和地球自转角 速度对于卫星导航系统有重要意义。虽然 CGCS 2000 维持的空间基准与 WGS84 维持的空间基准的差异对于实时米级的导航用户可以忽略,但是 BDS 接口控制 文件中约定的 CGCS 2000 参考椭球万有引力常数和地球自转角速度常数与 GPS 接口控制文件中约定的数值略有不同<sup>[36]</sup>,如表 2-2 所示。从表中统计可以看出, WGS84 和 CGCS2000 中约定的万有引力常数和地球自转角速度存在差异。在利 用广播星历计算卫星在地心地固坐标系下的位置时,上述差异不可忽略,需严格 按照 GPS 系统和北斗卫星导航系统用户接口文件 ICD 的约定严格进行。

14

	WGS84	CGCS2000		
万有引力常数与地球质量乘积/GM	$3.986005*10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$	$3.986004418*10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$		
地球自转角速度 Omega_earth	7.2921151467*10 <sup>-5</sup> rad/s	7.2921150*10 <sup>-5</sup> rad/s		

表 2-2 GS84 与 CGCS2000 的万有引力常数与地球自转角速度差异

3) 卫星轨道坐标系

一般在评价卫星轨道误差时会使用卫星轨道坐标系。卫星轨道坐标系的原点为卫星质心,Z轴指向地球质心,X轴指向卫星速度方向,X轴和Z轴组成卫星轨道平面,Y轴与X轴和Z轴组成右手坐标系。在卫星轨道坐标系中一般把Z、X、Y轴的指向称为径向(Radial)、切向(Along-track)、和法向(Cross-track)。 其坐标轴的三个方向向量可表示为:

$$\mathbf{e}_{\mathbf{R}} = -\frac{\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|}$$
$$\mathbf{e}_{\mathbf{A}} = \frac{\mathbf{V}}{|\mathbf{V}|}$$
$$\mathbf{e}_{\mathbf{C}} = \mathbf{e}_{\mathbf{Z}} \times \mathbf{e}_{\mathbf{X}}$$
(2-2)

4) 星固坐标系

星固坐标系的原点为卫星质心,Z轴指向地球质心,处于动偏(yaw steering) 状态的卫星的Y轴一般指向Z轴与太阳至地球的方向向量组成的平面的法向,X 轴与Y轴和Z轴组成右手坐标系。卫星的天线相位中心改正一般表示在星固坐 标系中,其坐标轴的三个方向向量可表示为:

$$\mathbf{e}_{\mathbf{Z}} = -\frac{\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|}$$

$$\mathbf{e}_{\mathbf{Y}} = \frac{\mathbf{e}_{\mathbf{Z}} \times (\mathbf{r}_{\mathbf{Sun}} - \mathbf{r}_{\mathbf{Sat}})}{|\mathbf{e}_{\mathbf{Z}} \times (\mathbf{r}_{\mathbf{Sun}} - \mathbf{r}_{\mathbf{Sat}})|}$$

$$\mathbf{e}_{\mathbf{x}} = \mathbf{e}_{\mathbf{Z}} \times \mathbf{e}_{\mathbf{X}}$$
(2-3)

式中<sup>r</sup>sun 和<sup>r</sup>sat分别为卫星和太阳的位置。

需要注意的是,对于北斗系统和 QZSS 系统,其卫星姿态存在零偏(yaw fixed or orbit normal)状态(ZhouS,2013;WangW,2013;郭靖,2014;GuoJ,2017;毛悦,2014; 毛悦,2015;DaiX,2015;Montenbruck,2015b;IshijimaY,2009)。卫星零偏时星固坐标系与卫星轨道坐标系的定义一致。对于北斗 GEO 卫星,由于与地球的位置关系较为恒定,始终采用零偏模式。对于北斗 IGSO、MEO 卫星,当太阳与卫星轨道

面夹角小于一定的控制角度(约为4°)时,卫星不再跟踪太阳位置,而是将偏航角固定为0°,卫星姿态由动偏转为零偏。IGSO/MEO卫星每年会经历两次动偏-零偏-动偏转换,零偏模式持续时间为8~15天。对于QZSS的QZO卫星,当太阳与卫星轨道面夹角小于20°时,会进行动转零的转换。卫星姿态模式会影响太阳光压模型、卫星天线相位中心改正模型及相位缠绕误差(毛悦,2015)。

# 2.2 动力学模型

## 2.2.1 变分方程

1) 状态转移矩阵的微分方程

假设有状态矢量表征卫星在时刻t的位置和速度:

$$\mathbf{y}(t) = \left(\frac{\mathbf{r}(t)}{\mathbf{v}(t)}\right) \tag{2-4}$$

满足一阶微分方程

$$\frac{d}{dt}\mathbf{y}(t) = \mathbf{f}(t, \mathbf{y}(t)) = \left(\frac{\mathbf{v}(t)}{\mathbf{a}(t, \mathbf{r}, \mathbf{v})}\right)$$
(2-5)

那么,

$$\frac{\partial}{\partial \mathbf{y}(t_0)} \frac{d}{dt} \mathbf{y}(t) = \frac{\partial \mathbf{f}(t, \mathbf{y}(t))}{\partial \mathbf{y}(t_0)} = \frac{\partial \mathbf{f}(t, y(t))}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \frac{\partial \mathbf{y}(t)}{\partial \mathbf{y}(t_0)}$$
(2-6)

假定状态转移矩阵为

$$\mathbf{\Phi}(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{y}(t)}{\partial \mathbf{y}(t_0)}$$
(2-7)

根据上公可以得到 $\Phi(t, t_0)$ 的微分方程:

$$\frac{d}{dt}\mathbf{\Phi}(t,t_0) = \frac{\partial \mathbf{f}(t,y(t))}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \mathbf{\Phi}(t,t_0)$$
(2-8)

或者:

$$\frac{d}{dt}\mathbf{\Phi}(t,t_0) = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3*3} & \mathbf{I}_{3*3} \\ \frac{\partial \mathbf{a}(t,\mathbf{r},\mathbf{v})}{\partial \mathbf{r}(t)} & \frac{\partial a(t,\mathbf{r},\mathbf{v})}{\partial \mathbf{v}(t)} \end{pmatrix} \bullet \mathbf{\Phi}(t,t_0)$$
(2-9)

初始条件为:

$$\Phi(t, t_0) = I_{3*3} \tag{2-10}$$

#### 2.2.2 构建法方程和参数估计

导航卫星精密定轨处理除卫星初轨、动力学参数外,还应包括测量参数  $\mathbf{q}_i(i = 1, \dots, n_q)$ 。测量参数包括对流层延迟湿分量、相位模糊度参数、卫星和 接收机钟差等。

对于观测数据*L*(*t*),其可以作为卫星的状态矢量和测量参数的非线性函数,如:

$$L(t) = G(\mathbf{y}(t_0), \mathbf{q}) \tag{2-11}$$

而卫星的状态矢量可以根据卫星初轨和动力学参数利用数值积分的方式得 到,如上式所示:

$$L(t) = G(\mathbf{y}(t_0), \mathbf{p}, \mathbf{q})$$
(2-12)

分别存在卫星初轨、动力学参数和测量参考的参考初值 **y**\*(*t*<sub>0</sub>),**p**\*,**q**\*, 对 (2-10) 式先性化,可得:

$$L(t) = \mathbf{G}(\mathbf{y}^{*}(t_{0}), \mathbf{p}^{*}, \mathbf{q}^{*}) + \left(\frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \mathbf{\Phi}(t, t_{0}) \quad \frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \mathbf{S}(t) \quad \frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{q}}\right)_{y^{*}(t_{0}), \mathbf{p}^{*}, \mathbf{q}^{*}} * (\Delta \mathbf{y}(t_{0}) \quad \Delta \mathbf{p} \quad \Delta \mathbf{q})^{T}$$
<sup>(2-13)</sup>

其中, $\Delta \mathbf{y}(t_0)$ 为精密定轨解算的卫星初轨参数相对于 $\mathbf{y}^*(t_0)$ 的改正量, $\Delta \mathbf{p}$ 为动力学参数相当于 $\mathbf{p}^*$ 的改正量, $\Delta \mathbf{q}$ 为测量参数相对于 $\mathbf{q}^*$ 的改正量, $\mathbf{\Phi}(t,t_0)$ 为状态转移矩阵

令

$$\mathbf{B}(t) = \left(\frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \mathbf{\Phi}(t, t_0) - \frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{y}(t)} \bullet \mathbf{S}(t) - \frac{\partial L(t)}{\partial \mathbf{q}}\right)_{\mathbf{y}^*(t_0), \mathbf{p}^*, \mathbf{q}^*}$$
(2-14)

$$\mathbf{x} = (\Delta \mathbf{y}(t_0) \quad \Delta \mathbf{p} \quad \Delta \mathbf{q})^T \tag{2-15}$$

$$\mathbf{l}(t) = L(t) - G(\mathbf{y}^{*}(t_{0}), \mathbf{p}^{*}, \mathbf{q}^{*})$$
(2-16)

则上式可以写成

$$v(t) = \mathbf{B}(t) \bullet \mathbf{x} - \mathbf{I}(t) \tag{2-17}$$

可以看出, x为精密定轨的待估参数向量, B为观测数据*L*(*t*)的系数矩阵, l(*t*)为观测数据*L*(*t*)的常数矩阵。

对于所有的观测数据,观测方程为:

$$v(t_1) = \mathbf{B}(t_1) \bullet \mathbf{x} - \mathbf{l}(t_1), P_1$$
  
...  
$$v(t_i) = \mathbf{B}(t_i) \bullet \mathbf{x} - \mathbf{l}(t_i), P_i$$
  
...  
$$v(t_N) = \mathbf{B}(t_N) \bullet \mathbf{x} - \mathbf{l}(t_N), P_N$$
  
(2-18)

其中, $P_i$ 为观测数据 $l(t_i)$ 的权重。

另外,考虑到卫星初轨、动力学参数和测量参数参考初值 $\mathbf{y}^*(t_0)$ 、 $\mathbf{p}^*$ 、 $\mathbf{q}^*$ 的权重,有:

$$\mathbf{N}_{\mathbf{A}\mathbf{A}} = \sum_{i=1}^{N} P_i \bullet \mathbf{B}^T(t_i) \bullet \mathbf{B}(t_i)$$

$$\mathbf{W} = \sum_{i=1}^{N} P_i \bullet \mathbf{B}^T(t_i) \bullet l(t_i)$$
(2-19)

利用最小二乘原理,待估参数的最优估计为:

$$\hat{\mathbf{x}} = (\mathbf{N}_{\mathbf{A}\mathbf{A}} + \mathbf{P}_{\mathbf{0}})^{-1} (\mathbf{W} + \mathbf{P}_{\mathbf{0}}\mathbf{x}_{\mathbf{0}})$$
(2-20)

利用最小二乘原理,可以求得待估参数的最优估计。

2.2.3 主要摄动力

导航卫星的轨道运动除受地球的质点引力,还受其他各种外力如地球的非球 形引力、第三体(如日月等)的三体引力、潮汐力和太阳辐射压等非引力。其他 各种外力相比于地球质点引力量级较小,可处理成摄动源。因此,导航卫星的运 动轨道实际上是一个受摄二体问题。

# 1) 地球非球形引力摄动

仅考虑地球的质点引力作用,卫星的运动轨道是二体力学问题。但是,地球 是不规则的椭球体,不能简单地作为质点引力来考虑。考虑地球不规则形状及质 量分布不均造成的地球非球形引力摄动力。在地固坐标系中,该摄动对应的引力 势为:

$$U_{NS} = \frac{GM_E}{r} \sum_{n=2}^{N} \sum_{m=0}^{n} \left(\frac{a_e}{r}\right)^n \overline{P}_{nm}(\varphi) \ (\overline{C}_{nm} \cos m\lambda + \overline{S}_{nm} \sin m\lambda)$$
(2-21)

其中, $GM_{E}$ 为地球引力常数,r为卫星地心距, $a_{e}$ 为地球半轴,N为地球非 球形引力摄动阶次, $\varphi$ 和 $\lambda$ 为地心纬度和经度, $C_{nm}$ 、 $S_{nm}$ 、 $\bar{P}_{nm}$ 都为规一化量。

## 2) N 体摄动

除中心天体外,太阳、月球、木星等太阳系其他大天体分别会对卫星产生摄动。这些天体的空间位置作为已知的,考虑 N 体摄动力时,可以将这些天体作为质点,其对卫星产生的 N 体摄动加速度为:

$$\overline{F}_{N} = -\sum_{j=1}^{N} \left( GM_{j} \right) \left( \frac{\overline{R}_{j}}{R_{j}^{3}} + \frac{\overline{\Delta}_{j}}{\Delta_{j}^{3}} \right)$$
(2-22)

其中, $GM_j$ 为第 $_j$ 个大天体的引力常数, $\overline{R}_j$ 为第 $_j$ 个大天体在地心惯性坐标系中的位置矢量, $\overline{\Delta}_j$ 为卫星相对于第 $_j$ 个大天体在地心惯性坐标系中的位置矢量。

#### 3) 太阳辐射压模型

太阳辐射压是指太阳的电磁辐射与航天器表面的相互作用产生的作用力。太 阳辐射压是一种表面力,它与航天器的几何形状、表面材料的物理性能密切相关。 对于球形卫星,太阳辐射压摄动加速度可用下式计算:

$$\overline{F}_{R} = P_{SR} a_{U}^{2} C_{R} \left(\frac{A}{m}\right) r \frac{\overline{\Delta}s}{\Delta s}$$
(2-23)

其中, *P<sub>sr</sub>*为作用在离太阳一个天文单位处黑体上的太阳辐射压强, *C<sub>r</sub>*为卫 星表面反射系数,通常情况下作为待估参数, *r*为地影因子。

对于导航卫星来说,太阳辐射压是最大的保守力,也是最大的动力学建模来 源。

#### 4) 相对论效应摄动

由于广义相对论效应,卫星在地球质心为原点的局部惯性坐标系中的运动方程将不同于仅考虑牛顿引力场时的运动方程。这种差异可看作卫星受到了一个附加摄动。对卫星的主要相对效应来自于地球本身的 Schwarzschild 场,而太阳引力场对卫星产生的相对论摄动加速度小于 10<sup>-14</sup>m/s2 完全可忽略不计。

来自地球的后牛顿摄动加速度为:

$$U_{NS} = \frac{GM_{E}\overline{R}}{R^{3}} \left[ \frac{2(\beta + \gamma)}{C^{2}} \frac{GM_{E}}{R} - \frac{\gamma}{C^{2}} \left( \overline{R} \Box \overline{R} \right) \right] + \frac{GM_{E}\overline{R}}{R^{3}} \frac{2(1 + \gamma)}{C^{2}} \left( \overline{R} \Box \overline{R} \right)$$
(2-24)

 $\beta$ 、 $\gamma$ 为相对论参数,他们随不同引力理论而异,对爱因斯坦广义相对论而言, $\beta = \gamma = 1$ 。*C*为光速。*GM*<sub>*x*</sub>为地球万有引力常数。

## 5) 地球反辐射压摄动

除了太阳直接辐射之外,地球辐射对卫星也会产生一个小的压力,可以分为 短波光学辐射合唱波红外辐射两项。这两种情况下,卫星所受加速度随高度升高 而减小,这主要是由于辐射压的平方反比导致的。随着高度上升而增大的地球辐 射面积随后对其进行了部分补偿。光学地球反照光压和太阳直接辐射压具有相同 的谱分析,只有地球的白天才有此辐射。而且由于地面特性和云层覆不同,辐射 值也有很大的不同。红外辐射是地球吸收了太阳直射辐射后,以长波形式向空间 发射的辐射,它是由地球发出的热辐射,它的辐射强度不依赖于太阳的位置,只 依赖于发射表面的平均绝对温度,即依赖于发射点的纬度和发射时的季节<sup>[37]</sup>。

#### 6) 固体潮摄动

2.3.2 节描述太阳和月球的引力对地球卫星产生一个直接的作用力。另外, 太阳和月球的引力同时对地球本体也产生作用。由于地球并非刚体,太阳和月球 的引力使得地球产生一个随时间变化的形变。固体地球的小规模周期性形变称为 固体潮。因此,固体潮导致地球重力场本质上不是静态的,存在小的周期性变化, 这些小变化也影响了卫星的运动。

$$(\Delta \overline{C}_{20})_{DT_{1}} = \frac{1}{\sqrt{5}} k_{2} \sum_{j=1}^{2} \frac{GM_{j}}{GE} \left(\frac{a_{e}}{r_{j}}\right)^{3} P_{20}(\sin \varphi_{j}) - \langle \Delta \overline{C}_{20} \rangle$$

$$(\Delta \overline{C}_{21})_{DT_{1}} + i(\Delta \overline{S}_{21})_{DT_{1}} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{3}{5}} k_{2} \sum_{j=1}^{2} \frac{GM_{j}}{GE} \left(\frac{a_{e}}{r_{j}}\right)^{3} P_{21}(\sin \varphi_{j}) e^{i\lambda_{j}}$$

$$(\Delta \overline{C}_{22})_{DT_{1}} + i(\Delta \overline{S}_{22})_{DT_{1}} = \frac{1}{12} \sqrt{\frac{12}{5}} k_{2} \sum_{j=1}^{2} \frac{GM_{j}}{GE} \left(\frac{a_{e}}{r_{j}}\right)^{3} P_{22}(\sin \varphi_{j}) e^{i2\lambda_{j}}$$

第二步修正为:

$$\begin{cases} (\Delta \overline{C}_{21})_{DT_2} + i(\Delta \overline{S}_{21})_{DT_2} = \sum_{S(2,1)} A_1 \delta K_S H_S(\sin \theta_s + i \cos \theta_s) \\ (\Delta \overline{C}_{22})_{DT_2} + i(\Delta \overline{S}_{22})_{DT_2} = \sum_{S(2,2)} A_2 \delta K_S H_S(\sin \theta_s - i \cos \theta_s) \end{cases}$$
(2-26)

固体潮引起的引力位系数的总变化为:

$$\begin{cases} (\Delta \overline{C}_{20})_{DT} = (\Delta \overline{C}_{20})_{DT_{1}} \\ (\Delta \overline{C}_{21})_{DT} = (\Delta \overline{C}_{21})_{DT_{1}} + (\Delta \overline{C}_{21})_{DT_{2}} \\ (\Delta \overline{S}_{21})_{DT} = (\Delta \overline{S}_{21})_{DT_{1}} + (\overline{S}_{21})_{DT_{2}} \\ (\Delta \overline{C}_{22})_{DT} = (\Delta \overline{C}_{22})_{DT_{1}} + (\Delta \overline{C}_{22})_{DT_{2}} \\ (\Delta \overline{S}_{22})_{DT} = (\Delta \overline{S}_{22})_{DT_{1}} + (\Delta \overline{S}_{22})_{DT_{2}} \end{cases}$$

$$(2-27)$$

7) 海潮摄动

太阳和月球的引力使得地球产生一个随时间变化的形变,海洋对日月潮汐摄动的响应与固体地球不同。海潮摄动包括海水负荷变化和负荷变化引起的形变带来的引力位变化。海潮模型以 Schwiderski(1983)模型为基础的,它的动力学效应也可以通过对引力场系数的修正来体现。的。由于所有逆行波(含海洋潮汐系数 $\bar{c}_{\mu n m}$ ,  $\bar{s}_{\mu n m}$ 之项)在中高轨卫星上引起的摄动较小,因而海潮引起的引力位系数变化可以不计及逆行波的影响,计算公式如下:

$$\begin{cases} (\Delta \overline{C}_{nm})_{OT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} (C^{+}_{\mu nm} \cos \theta_{\mu} + S^{+}_{\mu nm} \sin \theta_{\mu}) \\ (\Delta \overline{S}_{nm})_{OT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} (S^{+}_{\mu nm} \cos \theta_{\mu} + C^{+}_{\mu nm} \sin \theta_{\mu}) \end{cases}$$
(2-28)

$$F_{nm} = \frac{4\pi G \rho_{w}}{100g} \left[ \frac{(n+m)!}{(n-m)! (2-\delta_{om})^{(2n+1)}} \right]^{1/2} \frac{1+k_{n}}{2n+1}$$
(2-29)

其中, $\theta_{\mu}$ 为 $\mu$ 分潮波相位, $\rho_{w}$ 为海水的平均密度, $C_{\mu nm}^{+}$ , $S_{\mu nm}^{+}$ 为海洋潮汐 系数,取 IERS 规范表格值, $k_{n}$ ,为n阶负荷 Love 数,g=9.798261m/s 为重力加 速度,G=6.672\*10-11m3/kgs2 为万有引力常数。

# 8) 大气潮摄动

大气潮由太阳、月球引力和太阳热辐射两种因素造成。大气潮中仅 S2 波是 主要的,而且 S2 大气潮汐摄动的效应相当于固体潮效应的 2.5%。大气潮摄动产 生引力位系数的变化为

$$(\Delta \overline{C}_{nm})_{AT} = \sum_{\mu(n,m)} F_{nm} \left[ (C_{\mu nm}^{A+} + C_{\mu nm}^{A-}) \cos(\overline{n}_{\mu} \cdot \overline{\beta}) + (S_{\mu nm}^{A+} + S_{\mu nm}^{A-}) \sin(\overline{n}_{\mu} \cdot \overline{\beta}) \right]$$
$$(\Delta \overline{S}_{nm})_{AT} = \sum_{\mu(n,m)} F_{nm} \left[ (S_{\mu nm}^{A+} + S_{\mu nm}^{A-}) \cos(\overline{n}_{\mu} \cdot \overline{\beta}) + (C_{\mu nm}^{A+} - C_{\mu nm}^{A-}) \sin(\overline{n}_{\mu} \cdot \overline{\beta}) \right]$$
$$(2-30)$$

#### 9) 地球自转形变附加摄动

地球自转产生的离心力,使得地球体积和密度分布发生变化,影响地球引力 势的改变,从而对卫星运动产生附加摄动。

这种摄动也可以通过引力场系数的变化来实现:

$$(\Delta \overline{C}_{20})_{R0} = -\frac{1}{\sqrt{5}} \frac{2a_e^3}{3GE} k_2 m_3 \Omega^2$$
  

$$(\Delta \overline{C}_{21})_{R0} = -\frac{1}{\sqrt{15}} \frac{a_e^3}{3GE} k_2 m_1 \Omega^2$$
  

$$(\Delta \overline{S}_{21})_{R0} = -\frac{1}{\sqrt{15}} \frac{a_e^3}{3GE} k_2 m_2 \Omega^2$$
  
(2-31)

其中,  $m_1 = x_p$ ,  $m_2 = -y_p$ ,  $m_3 = -D / 86400000$ 。 $x_p, y_p$ 和D由地球定向参数*EOP*文件提供。

# 2.3 GNSS 测量模型

## 2.3.1 伪距相位数据测量模型

伪距相位数据是导航卫星精密定轨处理的重要数据源。伪距数据 *P* 和相位数 据 *φ* 的测量模型为:

$$P = \left| \vec{R}^{sat} - \vec{R}_{rcv} \right| + c * (\Delta t_{rcvclk} - \Delta t_{satclk}) + \Delta D_{phs} + \Delta D_{rel} + \Delta D_{trop} + \Delta D_{iono} + \Delta D_{ecc} + \Delta D_{gtide} + \Delta D_{plm} + \varepsilon_{c}$$

$$\lambda \varphi = \left| \vec{R}^{sat} - \vec{R}_{rcv} \right| + c * (\Delta t_{rcvclk} - \Delta t_{satclk}) + \Delta D_{phs} + \Delta D_{rel} + \Delta D_{trop}$$

$$+ \Delta D_{iono} + \Delta D_{ecc} + \Delta D_{gtide} + \Delta D_{plm} + windup_{plm} + \lambda N + \varepsilon_{p}$$

$$(2-32)$$

其中, $\lambda$ 为相位数据对应的波长, $\vec{R}^{sat}$ 和 $\vec{R}_{rev}$ 分别为卫星和接收机位置矢量, c为光速, $\Delta t_{revelk}$ 和 $\Delta t_{satelk}$ 分别为接收机钟差和卫星钟差, $\Delta D_{phs}$ 为卫星天线相 位中心偏差, $\Delta D_{rel}$ 为相对论效应引起的延迟, $\Delta D_{trop}$ 为对流层延迟, $\Delta D_{iono}$ 为电 离层延迟, $\Delta D_{ecc}$ 为测站偏心改正, $\Delta D_{stide}$ 为测站潮汐改正, $\Delta D_{plm}$ 为测站位移引起的测距偏差,N为相位数据模糊度, $\varepsilon_c$ 和 $\varepsilon_p$ 分别为伪距和相位的多径与噪声。

#### 2.3.2 与卫星有关的测量误差

1) 卫星天线相位中心修正

卫星质量中心与卫星发射天线相位之间的偏差称为卫星天线相位中心偏差。 2.2 节中描述的卫星位置矢量是指卫星的质心矢量,而伪距相位数据测距的起点 是卫星发射天线相位中心。定轨处理时,需进行卫星发射天线相位中心修正。卫 星天线相位中心修正的计算公式为:

2) 卫星相对论效应改正

导航卫星数据处理中的相对论效应包括电磁波的引力时延和相对论效应引起的卫星钟频率变化。

在平直空间中光的传播速度保持 C 不变。当存在引力场时,光的坐标速度 不在是常数,而是恒小于 C 的变量,这使光在引力场中传播的时间比在平直空 间中传播的时间要长,差异的部分称为引力时延。具体的计算公式为:

$$d_{shapiro} = \frac{2GM}{c^2} \ln \left( \frac{r_{rcv} + r^{sat} + r_{rcv}^{sat}}{r_{rcv} + r^{sat} - r_{rcv}^{sat}} \right)$$
(2-33)

式中, **r**<sub>rev</sub>和**r**<sup>sat</sup>分别为接收机和卫星至地心的距离, **r**<sup>sat</sup><sub>rev</sub>为卫星至接收机的距离。

图 2-2 为 UNX3 站一天内所有卫星的距离相对论改正,由图中可以看出距离相对论改正在 2cm 以内,但对所有卫星的影响相近,最大差异在 5mm 以内。



图 2-2 UNX3 站 (33.9°N, 151.2°E) 距离相对论改正

## 3) 卫星相位缠绕改正

导航卫星信号是一种右圆偏振 RCP(RightCircularlyPolarized)无线电波, 理想的接收机只接收右圆偏振 RCP 无线电波,因此,观测的载波相位与卫星和 接收机天线的指向有关,无论 GPS 卫星和接收机天线围绕它的垂直轴旋转,都 将改变所测的载波相位最大达一周(一个波长)的变化。这种效应称为天线相对 旋转相位增加效应,对其进行改正称为天线相位缠绕改正。对于动偏航状态的卫 星,天线相位缠绕改正的计算公式为:

$$\vec{\mathbf{D}} = \mathbf{a} - \mathbf{k}(\mathbf{k} \cdot \mathbf{a}) + \mathbf{k} \times \mathbf{b}$$
  
$$\vec{\mathbf{D}} = \mathbf{a}' - \mathbf{k}(\mathbf{k} \cdot \mathbf{a}') + \mathbf{k} \times \mathbf{b}'$$
  
$$\varsigma = \mathbf{k} \cdot (\vec{\mathbf{D}} \times \vec{\mathbf{D}}')$$
 (2-34)

上式中, k 为卫星至接收机的向量, a、b和a、b分别为站心地平坐标系 和卫星星固坐标系的 X、Y 方向单位向量在 CRS 或者 TRS 下的方向向量。从相 位缠绕改正公式可以看出,相位缠绕与卫星天线和接收机的相对位置有关,因此 对于 BDS 或者 QZSS 零偏状态下的卫星,其相位缠绕误差对于静止的接收机始 终不变,可以不改正而被相位模糊度完全吸收。图 2-3 为 MGEX 站 GMSD 站一 天内各 GPS 卫星的相位缠绕变化情况,可以看到其变化始终在1周以内。

24



图 2-3 GMSD 站 GPS 卫星的相位缠绕变化

## 2.3.3 与传播介质有关的测量误差

导航信号从卫星传播到地面接收机时会先后穿过地球电离层和对流层。在信 号传播过程中,电磁波与电子、离子和原子等发生相互作用,使电磁波传播方向 不断改变,即折射弯曲,同时使电磁波传播速度发生改变,造成大气传播时延。

1) 电离层延迟

电离层是高度在 60-1000km 间的大气层。在太阳紫外线、X 射线、射线和高 能粒子等的作用下,电离层中的中性气体分子部分被电离,产生了大量的电子和 正离子,从而形成了一个电离区域。电磁波信号在穿过电离层时,其传播速度会 发生变化,变化程度主要取决于电离层中的电子密度和信号频率。对于导航信号 来说,这种变化在天顶方向一般达到十几米,在高度角较低时可达到几十米。电 离层电子浓度与高度有关,在 50km 处电子浓度约为10<sup>8</sup>electrons / m<sup>3</sup>,随着 高度增加,电子浓度迅速增加,在 300km 出电子浓度约为10<sup>12</sup>electrons / m<sup>3</sup>,

电离层折射减小群速度,而增加相速度,因此伪距数据和相位数据的电离层 延迟大小相同、符号相反。电离层延迟与卫星导航信号的频率成反比。因此,精 密定轨处理时,一般选择双频无电离层组合的伪距数据和相位数据作为精密定轨 的观测量,进行卫星轨道和钟差解算。

2) 对流层延迟

对流层折射误差可以分为干性大气折射误差和湿大气误差。其中干性大气误 差可以采用模型较好模制。IERS 针对不同频率分别给出了相应的对流层折射误 差模型,对频率小于 30GHz 的无线电波可以采用 Hopfield 模型、Saastamoinen 模型等,对频率大于 30GHz 的激光数据采用 Marini-Murray。由于地面接收机接 收信号高度角不同,还需要采用映射函数将天顶延迟投影到观测方向上。目前常 用的映射函数包括 Marini, Chao, CfA2.2, MTT 等。在精密定轨数据处理中, 通常将经验的大气模型作为先验模型,估计 ZTD 参数,一般每 4 小时估计一个 测站的天顶延迟。

2.3.4 与测站有关的测量误差

1) 测站偏心修正

与卫星天线相位中心修正类似,接收机天线相位中心与地面已知点不重合, 需计算接收机相位中心相对于站坐标基点的改正值。接收机相位中心偏差常用局 部坐标表示,即天线相位中心相对于基点的垂直方向偏差、北方向偏差和东方向 偏差表示,因此,必须通过旋转矩阵将局部坐标系中的偏心向量转换至地固系中, 即:

$$\begin{split} \Delta \overline{r}_{k} &= \left(\Delta E_{k} \quad \Delta N_{k} \quad \Delta H_{k}\right)^{T} \\ \Delta \overline{r}_{ek} &= R_{H} \left(270^{0} - L\right) R_{E} (\varphi - 90^{0}) \Delta \overline{r}_{k} \\ &= \begin{bmatrix} -\sin L & -\cos L \sin \varphi & \cos L \cos \varphi \\ \cos L & -\sin L \sin \varphi & \sin L \cos \varphi \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \end{bmatrix} \Delta \overline{r}_{k} \end{split}$$
(2-35)

式中, L和 (p 为测站的地心经纬度。

2) 地球形变改正

受太阳月球引力、潮汐运动、地球自转轴漂移等因素的影响,地球上的点在 ITRF 框架中会发生移动,因此对于精密定位,还必须进行固体潮、海潮、极潮 的改正(IERSConventions(2010),2010)。其改正公式为:

$$\mathbf{r}_{\rm M} = \mathbf{r}_{\rm M0} + \Delta \mathbf{r}_{\rm sol} + \Delta \mathbf{r}_{\rm ocean} + \Delta \mathbf{r}_{\rm pole}$$
(2-36)

上式中, $\mathbf{r}_{M}$ 为接收机随时间变化的实际坐标, $\mathbf{r}_{M0}$ 为接收机参考点坐标,  $\Delta \mathbf{r}_{sol}$ 、 $\Delta \mathbf{r}_{acean}$ 和 $\Delta \mathbf{r}_{nole}$ 分别为固体潮、海潮和极潮改正。

# 2.4 地面与星上多路径效应分析

在伪距观测的各项误差源中,由于混合星座不同类型卫星的多路径误差特性 不同,多路径误差最复杂,对业务处理产生的影响也最大。文献[40]指出由于 GEO 卫星相对地球静止、观测高度角较低等因素,其多径误差相比 IGSO 或中 轨地球卫星 MEO 等移动卫星更为严重。利用高精度的相位数据可以分析导航卫 星伪距数据的多径与噪声。文献[41]和[42]利用相位数据分析了北斗伪距数据的 多径特性。文献[43]的结果表明,受 GEO 卫星的静地特性影响,GEO 卫星的伪 距多径序列中包含缓变的周期信号。文献[44]的结果表明北斗 IGSO 卫星和 MEO 卫星伪距多径序列中包含随卫星高度角变化的波动。北斗是第一个可以提供三个 频点导航信号的成熟的卫星导航系统,三频信号有助于分析相位数据的数据质 量。

## 2.4.1 相位平滑伪距

由式(2-32)可知,GNSS 观测模型中未能模型化的误差主要有观测噪声和 多路径误差。一般伪距相位的噪声为其波长的1%,且为随机噪声。多路径误差 则是由于信号反射造成的。一般相位的多路径误差不超过其波长的1/4,但通常 都小于1cm。而伪距多路径误差理论上能达到其波长的1.5倍,即对于P码伪距, 其多路径误差可达45m(Subirana, 2013)。

对于坐标已知的长时间静态数据,由于卫星运动的周期性,多路径变化具有规律性,可以采用与卫星运动周期相关的恒星日滤波对伪距多路径进行平滑(殷海涛,2011)。也有学者提出与卫星无关,只与卫星相对接收机的高度角及方位角相关的 MHM(MultipathHemisphereMap)滤波方法(DongD,2016)。

对于坐标未知的伪距动态定位,为了减小伪距噪声和多路径误差,通常利用 相位对伪距进行平滑。Bernese 中采用 RNXSMT 方法对伪距进行平滑,但这种 方法只针对事后数据(Dach,2015)。BDS 需要实时处理相位平滑伪距供差分等其 余业务使用,本小节介绍两种基于实时数据的双频相位平滑伪距的方法。

1) Hatch 滤波

Hatch 滤波是最常用的双频相位平滑伪距方法(Hatch,1982),其表达式为:

$$\begin{cases} \overline{P_{IF}}(t_{1}) = P_{IF}(t_{1}) \\ \overline{P_{IF}}(t_{i}) = \left(1 - \frac{1}{i}\right) (\overline{P_{IF}}(t_{i-1}) + L_{IF}(t_{i}) - L_{IF}(t_{i-1})) + \frac{1}{i} P_{IF}(t_{i}) \end{cases}$$
(2-37)

由式中可以看出,由于伪距相位电离层延迟相反的特性,式中伪距相位均为 无电离层组合观测值。若相位发生周跳,则平滑过程重新初始化。

2) CNMC 相位平滑伪距

针 对 单 频 数 据 的 相 位 平 滑 伪 距 , Wu 等 人 提 出 了 CNMC(CodeNoiseandMultipathCorrection)方法(WuX, 2012)。CNMC 算法的计算 方法如下:

以 L1 频点为例,假设初始时刻的伪距多路径误差为 0,根据式(2-32)和式 (2-33),包含 L1 相位模糊度、伪距多路径误差、伪距相位硬件延迟偏差、相位 缠绕在内的偏差 CBias,为:

$$CBias_{1}(t_{1}) = P_{1}(t_{1}) - L_{1}(t_{1}) - \frac{2f_{2}^{2}}{f_{1}^{2} - f_{2}^{2}}(L_{1}(t_{1}) - L_{2}(t_{1}))$$
(2-38)

若未发生周跳,则CBias<sub>1</sub>可类似式(2-38)表达为:

$$CBias_{1}(t_{i}) = \frac{i-1}{i}CBias_{1}(t_{i-1}) + \frac{1}{i} \left[ P_{1}(t_{i}) - L_{1}(t_{i}) - \frac{2f_{2}^{2}}{f_{1}^{2} - f_{2}^{2}} (L_{1}(t_{i}) - L_{2}(t_{i})) \right]$$
(2-39)

则伪距观测值可表达为:

$$\begin{cases} \overline{P_{1}}(t_{1}) = P_{1}(t_{1}) \\ \overline{P_{1}}(t_{i}) = L_{1}(t_{i}) + \frac{2f_{2}^{2}}{f_{1}^{2} - f_{2}^{2}}(L_{1}(t_{i}) - L_{2}(t_{i})) + CBias_{1}(t_{i}) \end{cases}$$
(2-40)

比较 Hatch 滤波和 CNMC,可以发现 Hatch 滤波主要对双频无电离层组合伪 距进行平滑,而 CNMC 则可以分别对单频伪距进行平滑,但 CNMC 仍然依赖于 双频相位数据求得电离层延迟误差。相关文献表明,Hatch 滤波与 CNMC 本质上 是等价的(常志巧,2015)。

以 2017 年 1 月 1 日 ONSA 站的数据为例。分别利用 Hatch 滤波和 CNMC 算法进行相位平滑伪距,并进行双频无电离层组合伪距单点定位,将其与原始伪距的定位结果进行比较。图 2-4 为原始伪距、Hatch 滤波和 CNMC 算法的 G02 卫星伪距观测值残差 OMC(ObservationMinuseCorrection)的比较结果,可以看到两种相位平滑伪距方法都能大大减小观测值噪声,且两种方法结果等价。图 2-5 给

出了原始伪距和 CNMC 伪距定位在 N、E、U 三个方向的定位误差(Hatch 滤波结果与 CNMC 结果相同),可以看到平滑后的定位结果噪声大大减小,定位误差也从[1.44,0.86,2.58]m 减小至[0.62,0.41,1.25]m。



图 2-4 ONSA 站 GO2 卫星不同相位平滑伪距方法的 OMC



图 2-5 原始伪距与 CNMC 伪距双频定位结果 (原始 RMS:N=1.44m, E=0.86m, U=2.58m; CNMCRMS:N=0.62m, E=0.41m, U=1.25m)

#### 2.4.2 星上多径

星内多径(spacecraftinternalmultipath,SIMP)是指电磁信号发射后被卫星本体因素干扰,地面天线接收到信号的振幅和相位发生畸变。GPS 星内多径的典型事件是 2009 年 3 月 24 日发射的 GPSSVN49 为了搭载验证 L5 的民用载荷,导致了地面接收机在解算 L1/L2 信号时,产生伪距波动,这次事件星上多径被确认并首次给出明确解释<sup>[34]</sup>。

GPS 卫星 MP 序列均表现出跟高度角相关的白噪声特性,而北斗卫星 MP 序列中则包含一个系统性偏差<sup>[35]</sup>。国内外对北斗伪距信号的长期系统偏差进行研究,指出此类误差是由卫星端多径偏差引起的,类似于 GPS 中的 SVN49L1/L2 伪距异常<sup>[36]</sup>。北斗伪距的这种系统性偏差与频率及观测仰角有关,但与接收机和天线类型、观测时间和视线方向无关,且 MEO 和 IGSO 卫星的 SIMP 明显分群[45]。文献[45]利用全球分布的监测站数据采用分段线性模型对北斗卫星的 SIMP 进行建模,获得了 IGSO 和 MEO 卫星 B1、B2 和 B3 频点随高度角变化的 SIMP 进行建模,获得了 IGSO 和 MEO 卫星 B1、B2 和 B3 频点随高度角变化的 SIMP 改正值。文献[47]提出了通过估计星间差分小数偏差对 GEO 的 SIMP 进行 建模的方法,构建了高度角在 15°-75°范围的改正模型,并分析了北斗卫星的 SIMP 对不同长度基线的超宽巷、宽巷和窄巷解算的影响。文献[48][42][50]分析 了 SIMP 对 MW 组合及双差宽巷模糊度固定的影响。Wang 等[51]通过对 GEO 卫 星多径时间序列进行频谱分析、相关性分析和小波分解,指出 GEO 卫星多径序 列低频部分前后两天的交叉相关性大于 0.7,可以利用前一天的低频多径对后一天观测进行改正。文献[12]论证了北斗多径现象对 DCB 解算的影响。



图 2-6 文献[36] 报道的北斗区域卫星多径

目前国内外研究都是将地面接收机与星上的多路径效应作为整体来建模,没 有将两者分离,事实上北斗地面多径与星上多径存在很大区别,如果能够分离出 星上多径,建立模型后发送给用户,可以提高用户的定位性能。同时也可用于精 密轨道确定、DCB 解算等。

#### 2.4.3 相位数据精度

分别利用北斗 B1 频点和 B2 频点的相位数据构造无电离层组合 *LC*<sub>12</sub>和北斗 B1 频点和 B3 频点的相位数据构造无电离层组合 *LC*<sub>13</sub>,将*LC*<sub>12</sub>和 *LC*<sub>13</sub>作差可以消除电离层延迟、星地几何距离、对流层延迟、潮汐改正等公共项,仅包含组合模 糊度参数和相位数据多径与噪声,如:

$$difLC = AMB + \varepsilon_{LC12} - \varepsilon_{LC13} \tag{2-41}$$

模糊度参数可以通过多个历元平滑得到估计值,因此通过式 3.7 可以得到相位数据的多径与噪声组合。图 2-7、图 2-8 和图 2-9 分别为一颗 GEO 卫星(C02)、一颗 IGSO 卫星(C07)和一颗 MEO 卫星(C14) B1 与 B2 频点相位数据无电离层组合与 B1 与 B3 频点相位数据无电离层组合的差。从中可以看出,利用式(2-41)得到的三类卫星相位数据多径与噪声在正负 2cm 内波动。





图 2-8 IGS0 卫星 B1B3 与 B1B2 相位数据无电离层组合之差



图 2-9 MEO 卫星 B1B3 与 B1B2 相位数据无电离层组合之差

# 第3章 北斗双向时频传递与钟差模型精度提升

北斗导航系统(BDS)采用 TWSTF 直接测量卫星钟相对于北京地面站(BDT) 的钟差,文献[51][52][53]对北斗双向时频传递进行了详细的描述,GEO 卫星采 用北京固定站跟踪,IGSO/MEO 移动卫星采用不同站实现连续跟踪,外站观测 的卫星钟差通过站间双向时频传递进行归算 如图 3-1 所示。相比于定轨解算钟 差,双向测量钟差不受轨道误差、测站坐标误差和传播路径延迟建模误差等误差 项的影响,可以反映卫星中的物理变化<sup>[54]</sup>。因此 BDS 没有采用定轨钟差,而是 直接将双向测量得到的钟差点拟合生成广播电文钟差参数。对于 GEO 卫星采用 2 小时钟差数据线性拟合钟偏、钟速两个参数,对于 IGSO/MEO 卫星,采用 1 天弧长钟差数据二次多项式拟合钟偏、钟速和钟漂三个参数,参数更新周期 1 小时。

国内外学者通常采用 WUM、GBM 等 IGS/MGEX 精密钟差产品来评估 BDS 广播钟差参数的精度,BDS 广播钟差精度可达 10ns<sup>[57][58]</sup>,这是由于广播钟差参 数和精密钟差产品所采用的参考观测值及时间参考框架不同,两者的比较不能完 全反应广播钟差参数的预报精度<sup>[59]</sup>。由于广播钟差参数基于双向钟差点拟合预 报,通过与双向钟差比较,能更全面的反映广播钟差参数的精度及其存在的问题。

本文给出了无线电双向时间比的数学模型,利用实测数据分析了双向时间比 对测量随机噪声和主要系统误差,重点讨论了电离层延迟误差、卫星相位中心误 差对不同类型卫星(GEO/IGSO/MEO)钟差测量精度的影响。利用双向钟差对 北斗钟差性能进行了评估,然后分析了广播钟差参数精度及存在的问题,并针对 这些问题提出了相应的精度提升方法。

# 3.1 北斗双向时间同步体制

卫星导航定位系统必须有高精度的时间基准,北斗主控站通过一系列原子钟 组来具体实现和维持系统的时间基准。主控站与时间同步站之间、地面站与卫星 之间必须保持严格的时间同步。与 GPS 等全球卫星导航系统不同的是,基于可 靠性设计和性能优化等考虑,区域卫星导航系统采用了独立的星地和站间时间同 步体制,即利用站间 C 波段双向时间比对数据,实现站间高精度的时间同步;利用星地L波段上下行时间比对数据,实现星地间高精度的星地时间同步。



图 3-1 北斗双向时间比对示意图

北斗系统双向时频传递采用的各波段频率如表 3-1 所示。

表 3-1 北斗双向时频传递采用各波段频率(MHZ)

类型	L 波段上行	L 波段下行	C 波段上行	C 波段下行
频率	1340.13	1268.52	6075.00	3850.00

# 3.2 双向时间同模型精度精化

3.2.1 模型公式

星地无线电双向法基本原理可以如下表述:假定上行伪距和下行伪距同一钟 面时分别到达卫星和地面测站,参见公式下行伪距公式(3-1),上行伪距观测方程 为:

$$P^{up} = \left| \vec{R}^{sat} - \vec{R}_{rev} \right| + c * (\Delta t_{satclk} - \Delta t_{revclk}) + \Delta D_{phs} + \Delta D_{rel} + \Delta D_{trop} + \Delta D_{iono} + \Delta D_{ecc} + \Delta D_{gtide} + \Delta D_{plm} + \varepsilon_c$$
(3-1)

式中定义与(2-31)完全相同,将(2-31)式与(3-1)式相减除以 2,可计算

完成卫星相对于地面主站钟。

根据双向时间比对测量公示,分析影响测量精度主要系统误差。其中卫星轨 道误差、测站坐标误差、固体潮改正、潮汐改正和对流层延迟误差可以通过双向 比对完全消除。上行与下行的相对论的效应修正量大小相同、符号相反,可以根 据文献[70]中公式改正,改正精度达到 mm 以内。

电离层延迟量与频率平方成反比,由于上下行频率不一致,双向法电离层延迟量无法抵消,其反映到钟差上的影响可达 4ns 以上。卫星上下行相位中心不重合,因此相位中心误差也无法抵消。

对于 IGSO/MEO 等移动卫星,其星地双向时频传递,需要采用不同站的不同天线实现连续跟踪,在天线切换时,天线设备时延标校误差会引起钟差的跳变。

综上所述,双向钟差的随机误差为上下行伪距噪声组合,系统误差主要包括 电离层延迟误差、卫星相位中心误差、设备时延误差等,接下来本文将重点讨论 电离层延迟误差以及卫星相位中心误差的改正方法。

#### 3.2.2 双星钟差噪声分析

卫星钟差一般具有多项式变化特征,对双向测定钟差作间隔1秒的前后差分可消除趋势性变化,残余的时间序列主要为测量噪声。图 3-2 为双向测定钟差差分序列的标准差。图中 C01-C05 为北斗 GEO 卫星,C06-C10 为 IGSO 卫星,C11-C14 为 MEO 卫星。从图中统计看出,GEO 卫星双向测定钟差随机噪声约为0.03m;IGSO/MEO 卫星因出入境高度角低,随机噪声大于GEO 卫星。所有卫星双向测定钟差随机噪声平均约为0.06m。若无系统误差的影响,北斗星地双向时频传递测定的钟差精度可由于0.2ns。但是该精度低于相位观测数据的标称测量精度(对于双频无电离层组合该值为0.005m)。

35



图 3-2 双向测定钟差的随机噪声统计(单位:m)

## 3.2.3 电离层误差改正方法分析

双向测量中与频率有关的电离层延迟误差虽然被大大削弱,其影响仍可达 4ns<sup>[65]</sup>,是影响双向钟差精度的主要误差源。北斗卫星导航系统时间同步站布设 有并置监测接收机,可利用接收机双频实测数据求取时间同步站至卫星的电离层 延迟量。相位平滑伪距可以有效地降低伪距噪声,消除伪距多路径效应<sup>[66]</sup>, BDS 实时采用 CNMC 进行接收机的伪距相位平滑供电离层延迟解算使用<sup>[67]</sup>。

相位数据观测精度在 mm 级,利用双频相位观测数据计算电离层延迟作为参 考,来评估利用双频相位平滑伪距计算电离层延迟的精度。采用 2017 年 4 月 1 日北斗监测接收机双频实测数据,分别利用相位平滑伪距与相位观测数据计算电 离层延迟对双向钟差的影响,将两者之差画出。从图 3-3 可以看出对于不同 GEO 卫星(不同颜色的线条),双频相位平滑伪距法求得电离层延迟对双向钟差影响 在 0.05ns 以内。当相位平滑重新收敛时,电离层延迟的解算精度会受影响,误 差能够达到 0.1ns。图 3-4 中可以看出 IGSO 卫星在刚入境时,由于观测高度角低、 伪距质量差<sup>[68]</sup>,电离层延迟的解算精度较低,对双向钟差的影响可以达 0.5ns 上。 入境一段时间后,误差逐渐缩小到 0.05ns 以内。当移动卫星刚入境时双向钟差 精度较低,在利用双向钟差进行广播钟差参数拟合时,要将此段数据剔除。



图 3-3 各 GEO 卫星双频相位平滑伪距计算电离层延迟对双向钟差的影响



图 3-4 IGSO 各卫星相位平滑伪距求得电离层延迟对双向钟差的影响

采用电离层模型计算电离层延迟量没有噪声且不存在收敛问题,本文进一步 分析了使用电离层模型来计算电离层误差对双向钟差的影响。CODE 提供的全球 电离层模型(GIM)每小时更新一组,在中国范围内精度可以达到 10tecu 以内<sup>[69]</sup>。 同样以双频相位观测数据计算电离层延迟参考来评估模型计算电离层延迟的精 度。从图 3-5 可以看出不同 GEO 卫星(不同颜色线条)的电离层误差趋势基本 一致,说明 GIM 模型在 1 小时内精度波动明显,无法表达电离层变化的高频部 分。对双向钟差影响波动幅度达到 0.6ns,不能满足双向钟差的精度要求。从图 3-6 可以看出 IGSO 卫星出入境时,由于高度角低,GIM 模型投影函数误差较大, 也会造成电离层改正精度大幅降低。



图 3-6 IGSO 卫星 GIM 求得电离层延迟对双向钟差的影响

#### 3.2.4 卫星相位中心误差改正方法分析

由于北斗卫星下行发射信号与上行接收信号的相位中心不一致,在进行双向 时间比对时,卫星相位中心引起的误差不能抵消,因此需要对卫星发射与接收相 位中心进行改正。卫星相位中心改正取决于两个方面,卫星瞬时姿态以及卫星相 位中心在星固系中的坐标。

GPS 卫星只有动偏模式,而北斗卫星采用了动偏与零偏两种姿态模式<sup>[10]</sup>。 若在计算北斗卫星相位中心时不考虑此差异,会影响双向时间比对精度。本文对 比了两种姿态模式下卫星相位中心改正对双向钟差的影响。计算 2017 年 4 月 1 日两种模式下北斗卫星相位中心改正值对双向钟差影响,将两者之差画出。由于 GEO 卫星位置固定,相位中心改正近似恒值,因此只画出 IGSO 与 MEO 的结果。 如图 3-7 所示,绿线代表 IGSO 卫星,蓝线代表 MEO 卫星,可以看出北斗卫星 在不同姿态控制模式下相位中心改正对钟差影响可达 0.9ns。实际计算时必须根 据卫星实际姿态来进行相位中心的改正。



图 3-7 不同姿态下相位中心误差对钟差影响之差

目前,北斗卫星天线相位中心有三种来源,分别是卫星出厂标定值、国际多模 GNSS 实验工程(MGEX)、欧空局 ESA/ESOC 解算值<sup>[11]</sup>。出厂标定值与 MGEX 给出的值基本一致。ESA/ESOC 解算的卫星天线相位中心与出厂标定值存在较大差异,X 方向误差可达 0.5m,Z 方向达到 2m。本文对相位中心 X、Z 方向存在误差进行了仿真,给出了不同量级的相位中心误差对双向钟差的影响。如图 3-8

所示,可以看出当 Z 方向存在 1m 误差时,对钟差影响在 0.02ns 以内,存在 2m 误差时,对钟差影响在 0.04ns 以内。因此 Z 方向误差对钟差的影响较小。当 X 方向存在 0.1m 的误差时,对钟差影响在 0.02ns,当 X 方向存在 0.5m 误差时 X 方向误差可以达到 0.08ns,说明相位中心 X 方向的误差对双向钟差精度影响较大。不过从仿真结果来看,无论采用哪种相位中心改正,对双向钟差影响都在 0.1ns 以内,满足精度要求。



图 3-8 不同来源卫星相位中心对双向钟差影响

# 3.3 北斗卫星钟差性能分析

#### 3.3.1 卫星钟序列分析

为了对北斗卫星钟差有直观的了解,将 2017 一年的长期钟差序列进行绘图 分析,如图 3-9 所示。左图为 GEO 卫星的钟差序列,右图为 IGSO 卫星钟差序 列。可以看到北斗钟差值范围在正负 1ms 以内,当钟差接近正负 1ms 时,卫星 通过调相或调频来来调节钟差的值。北斗钟差表现出频繁的相位跳变、粗差及数 据缺失现象,尤其对于 GEO 卫星更为明显。产生这种现象的原因可能是人为进 行卫星中的调相,此时钟差相位调整值已知,可以对之前钟差进行零值修正,不 影响钟差预报。更多情况是由于卫星导航时频单元重启,此时之前钟差数据均不



可用,需要重新积累钟差数据,不利于钟差预报。

图 3-9 北斗卫星钟差序列图。左图为 GEO 卫星钟差序列,右图为 IGSO 钟差序列

#### 3.3.2 利用双向钟差评估卫星钟性能

Allan 方差是检验钟差稳定性的一种评价方式(Allan,1987;Senior,2008),相似的 Allan 方差分布表明钟差具有相近的物理特性。钟差的来源不同,包含的非钟差误差不同,会影响钟差的 Allan 的评估结果。分别采用双向时频传递钟差与定轨估计钟差计算各颗卫星的 Allan 方差曲线,如图 3-10 与 3-11 所示。由于 MEO 钟差点太少,无法完成 Allan 方差的计算,只评估 GEO 与 IGSO 卫星。从图中可以看出,双向钟差评估的短稳差于估计钟差评估短稳,而长稳优于估计钟差评估的长稳。这是由于双向测量噪声大,而噪声主要影响短稳的评估。注意到在半个轨道周期附近,定轨估计钟差评估的 Allan 曲线有明显的突起,而双向钟差则没有。这是由于双向钟差中不含有定轨误差,而区域网定轨估计钟差中包含有明显的轨道周期误差。另外双向钟差评估的稳定性 GEO 卫星明显优于 IGSO 卫星,而定轨估计钟差评估的稳定性 IGSO 卫星优于 GEO 卫星,这是由于 IGSO 卫星,而定轨估计钟差评估的稳定性 IGSO 卫星优于 GEO 卫星,这是由于 IGSO 卫星存在出入境问题,导致双向钟差噪声放大,影响评估结果。IGSO 的定轨精度高于 GEO 定轨精度,其钟差中轨道误差小于 GEO 卫星,因此采用定轨估计钟差评估的 IGSO 稳定性优于 GEO 卫星。

41



图 3-10 利用双向钟差评估北斗 GE0 / IGS0 卫星的 ALLAN 方差



图 3-11 利用定轨估计钟差评估北斗 GE0 / IGSO 卫星的 ALLAN 方差

# 3.4 广播钟差精度分析及预报精度提升

#### 3.4.1 北斗广播钟差参数精度分析

将 2017 年 1 月至 6 月的双向钟差点与广播钟差参数作差,并统计 RMS,如表 3-2。从表中可以看到除 2 号星与 11 号星外, RMS 均在 2ns 以内。GEO 卫星 钟差参数精度高于 IGSO 与 MEO 卫星, GEO-1、GEO-3、GEO-4 号星的精度在 1ns 以内,GEO-2 由于星钟信号减弱造成卫星钟性能较低。

表 3-2 北斗卫星钟差预报精度(RMS)统计表(ns)

类型	GEO 卫星			IGSO 卫星				MEO 卫星					
卫星号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	14
RMS	0.52	4.42	0.54	0.66	1.98	1.67	0.96	1.33	1.20	1.73	2.34	1.47	1.48

为了进一步发现北斗广播钟差参数存在的问题,将 2017 年 6 月 1 日至 3 日 GEO-4、IGSO-1、MEO-1 的 TWSTF 钟差点与广播钟差参数之差画出,如图 3-12。从图中可以看到广播钟差参数存在以下问题:

1、从上图中可以看到,对于 GEO 卫星在钟差参数更新的一小时内,预报误 差逐渐增大,当参数更新时,误差回到 0 附近,呈"锯齿状",说明钟差参数钟 速项存在偏差。对于 GEO 卫星,BDS 采用短弧(2 小时)钟差数据线性拟合广 播钟差参数,由于采用数据段较短以及钟差本身的波动,拟合的钟速项不能代表 下个小时的钟速。

2、从中图和下图可以看出 IGSO、MEO 卫星刚入境时,由于广播钟差参数 未更新导致卫星钟差预报时间长,使得卫星钟差预报误差明显变大,IGSO-1 卫 星可达 5ns, MEO-1 卫星可达 8ns。对于 IGSO、MEO 卫星,BDS 采用二次多项 式,利用 24 小时的钟差数据拟合 *a*<sub>0</sub>、*a*<sub>1</sub>、*a*<sub>2</sub>参数。由于北斗卫星钟差具有明显 的周期项,对于长时间的预报,若不考虑此周期项,会影响钟差预报的精度。

3、当跟踪站发生变化时,卫星双向钟差会出现跳变,如中图的小窗所示, 这是由于轨道、大气误差的不完全修正,双向时频传递的跟踪天线设备时延标校 存在误差<sup>[70]</sup>。若不考虑该跳变,混合使用不同跟踪天线设备观测的钟差数据, 会影响广播钟差参数的拟合与预报精度。本文考虑 IGSO/MEO 在切换跟踪站时 将外站的未标定时延值作为参数,与钟差参数一起拟合。此时主站卫星钟差模型 为:

43

$$T_i = a_0 + a_1 t \tag{3-2}$$

外站的卫星钟差模型为:

$$T_i = a_0 + a_1 t + C (3-3)$$

式中 *T<sub>i</sub>*为卫星钟差观测值,*C*为设备时延值。当拟合弧段中存在由不同跟踪 天线所获取的卫星钟差数据时,需解算设备时延值 *C*。本文将同时包含主站与外 站的短弧钟差数据段取出,共900组,进行拟合预报实验。考虑设备零值参数相 对于不考虑设备零值参数,拟合精度与预报精度分别提升15.4%与18.6%。

本文将针对以上 GEO 和 IGSO 预报存在的问题,提出具体解决策略,以提高广播钟差参数精度。



图 3-12 GEO/IGSO/MEO 双向钟差与广播钟差之差。上图、中图与下图分别表示 GEO-4、IGSO-1 与 MEO-1 的预报误差。红色表示主控站观测数据,绿色表示外场站 1 观测数据,蓝色表示外场站 2 观测数据。

## 3.4.2 GEO 卫星预报精度提升

对于 GEO 卫星, BDS 采用短弧(2小时)钟差数据线性拟合广播钟差参数。在进行线性拟合时,通常认为各个钟差观测量精度相同,误差方程如下:

$$V = BX - L, P = I \tag{3-4}$$

$$X = [a_0, a_1]^T B = [b_1, b_2, \dots, b_n]^T, b_i = [1, t_i - t_0, (t_i - t_0)^2], i = 1, \dots, n$$
(3-5)

上式中 X 为线性拟合参数, t<sub>0</sub> 为参考时刻, t<sub>i</sub> 为钟差观测时刻, 权阵 P 为单 位矩阵 I 。由于卫星钟不仅受白噪声的影响, 还受到其他有色噪声的影响<sup>[71]</sup>, 在 利用卫星钟差数据估计 a<sub>0</sub>、a<sub>1</sub>参数时, 等权策略(P=I)可能不是最优选择, 本文尝试采用加权(距离反比加权)策略拟合 a<sub>0</sub>、a<sub>1</sub>参数, 此时权阵 P 不再为 单位矩阵, 对角线元素与时间有关。另外由于 a<sub>0</sub>、a<sub>1</sub>参数的估值精度与所采用的 钟差数据时间跨度有关<sup>[72]</sup>, 因此 a<sub>0</sub>、a<sub>1</sub>还可通过不同时间跨度的数据拟合得到, 即将混合区间拟合预报策略用于广播钟差预报。本文实验混合区间模型利用先前 10 分钟钟差数据估计 a<sub>0</sub>, 利用 12 小时钟差数据估计 a<sub>1</sub>。本文对以上两种改进策 略进行分析比较, 如表 3-3。

	10 0 020 1		
拟合模型	拟合参数	采用弧长	各观测值权重
现有广播钟差模型	$a_0$ , $a_1$	2 小时	等权
加权模型	$a_0$ , $a_1$	2 小时	距离反比加权
混合区间模型	$a_0$ , $a_1$	a <sub>0</sub> 10分钟, a <sub>1</sub> 12小时	等权

表 3-3 GEO 卫星不同钟差拟合模型

按照上述钟差拟合模型,以GEO-4 号星为例,采用 2017 年 6 月 1 日至 7 日 的钟差数据,分别采用线性模型、不等权线性模型和混合区间线性模型进行钟差 短期预报分析,分别如图 3-12 左、中、右三幅子图所示。试验时,采用滑动拟 合预报策略,拟合时长为 2 小时,滑动间隔 1 小时,预报 1 小时,共生成 168 组预报结果,如图 3-13 中灰色线条所示。然后将各个时刻的预报误差进行 RMS 统计,如图中红线所示。

从图 3-13 中图可以看出不等权线性模型 a<sub>0</sub>项预报误差明显降低,具体表现 为图中灰色区域部分开口端变窄,预报半小时内 a<sub>1</sub>项预报误差也明显改善,但 是约半个小时以后,预报误差开始突然增大,具体表现为图中灰色区域边界线斜 率的突然变化。与左图及中间图相比,右图中混合区间线性模型的 a<sub>0</sub>、a<sub>1</sub>项预报 误差均有明显的减小。从图中可以看出不等权预报与混合区间模型的预报精度明 显优于一般的线性模型。从图中红线在 1 小时的值可以看出,预报 1 小时精度可 分别提升约 20%和 25%。

45



图 3-13 线性模型、不等权线性模型和混合区间线性模型预报结果。灰线条表示 168 组 预报结果,红色线条表示每个时刻预报误差 RMS

将 2017 年 1 月至 6 月所有 GEO 卫星的钟差按照线性模型、加权模型和混合 区间模型进行预报,并统计提升效果,如表 3-4 所示。从表中可以看出,采用加 权模型平均比现有广播钟差模型精度提升 15.5%,采用混合区间模型比现有广播 钟差模型精度提升 37.7%。

		· 1 · 🂻						
星号	1 小时预报误差(ns)							
	现有广播钟差模型	加权模型	提升效果	混合区间模型	提升效果			
GEO-1	0.52	0.43	17.3%	0.31	40.4%			
GEO-2	4.42	4.14	6.3%	3.12	29.4%			
GEO-3	0.54	0.48	11.9%	0.35	35.2%			
GEO-4	0.66	0.56	15.2%	0.43	34.8%			
GEO-5	1.98	1.45	26.8%	1.01	49.0%			
MEAN	1.624	1.412	15.5%	1.044	37.7%			

表 3-4 GEO 钟差不同钟差拟合模型精度

## 3.4.3 IGSO/MEO 预报精度提升

受北斗区域跟踪网的约束, IGSO 与 MEO 卫星存在出入境问题,其广播钟 差参数需要进行 6-12 小时的预报。BDS 采用二次多项式,利用 24 小时的钟差数 据拟合 *a*<sub>0</sub>、*a*<sub>1</sub>、*a*<sub>2</sub>参数。采用 2017 年 6 月 1 日至 10 日 IGSO-1 卫星钟差数据,将每天的二次多项式拟合残差画出,如图 3-14 红线所示。发现卫星钟差拟合残 差具有明显的以天为单位的周期性,且振幅能够达到 3ns。文献[75]使用频谱分 析的方法分析了此周期项,指出其与卫星轨道周期重合。文献[76]采用全球网定 轨给出的北斗钟差,考虑基于周期项的二次多项式进行钟差预报,预报 12 小时 精度可以提升 15%。文献[77]采用 IGS 的 GPS 钟差,考虑基于周期项的二次多 项式进行钟差预报,预报 12 小时精度可以提升 25%。由于 GPS 的钟差性能好以
及钟差解算精度高,考虑周期项后,其精度提升更为明显。

为了更加明显的看清此周期项,将卫星轨道周期也画出,如图中绿线所示, 可以看到两者具有很强的相关性。



图 3-14 IGS0-1 号星钟单天拟合残差与轨道周期。红线为单天拟合残差,绿线为轨道径向速率

基于上述分析,本文采用谱分析模型对 IGSO、MEO 卫星钟差进行中长期预报,预报模型如下式所示:

$$Y_{t} = a_{0} + a_{1}t + a_{2}t^{2} + \sum_{k=1}^{m} (A_{k}\cos(w_{k}t) + B_{k}\sin(w_{k}t)) + \varepsilon$$
(3-6)

$$Y_{t} = q_{0} + q_{1} t + q^{2} t + cAb s(w) \# Bin(w) \# (3-7)$$

式中 *m* 可根据实际需要选取,本文只考虑一阶周期项,因此 *m*=1。由于卫 星钟差周期与卫星轨道周期近似一致<sup>[77] [78] [79]</sup>,因此本文用轨道周期近似代替 *w<sub>k</sub>*。此时,式(3-6)可化简为式(3-7)。此时,可采用线性回归方法求取 *a*<sub>0</sub>、 *a*<sub>1</sub>、*a*<sub>2</sub> 以及 *A*<sub>1</sub>、*B*<sub>1</sub> 等参数,求取拟合参数后,可对卫星钟差进行预报。由于广 播星历只能播发 *a*<sub>0</sub>、*a*<sub>1</sub>、*a*<sub>2</sub> 三个参数,因此,本文将预报后的钟差再进行二次多 项式拟合,并将拟合的 *a*<sub>0</sub>、*a*<sub>1</sub>、*a*<sub>2</sub> 参数发播给用户。

采用 2017 年 1 月至 6 月的双向钟差数据,分别采用二次多项式模型与谱分 析模型,进行 6 小时以及 12 小时的预报,并统计其预报精度。从表 3-5 中可以 看出 IGSO 的预报精度提升在 10%以上,MEO 的预报精度提升在 20%以上。

—————————————————————————————————————								
日旦	6小时预报误	差 (ns)	提升效果	12小时预报误	\差(ns)	担升放里		
生亏	二次多项式模型	谱分析模型	旋开效未	二次多项式模型	谱分析模型	旋开双米		
IGSO-1	5.121	4.422	13.65%	6.671	5.232	21.57%		
IGSO -2	4.763	4.038	15.22%	7.952	6.618	16.78%		
IGSO-3	5.121	4.422	13.65%	6.531	5.632	13.77%		
IGSO -4	3.763	3.238	13.95%	5.693	4.238	25.56%		
IGSO -5	5.763	5.038	12.58%	5.834	5.138	11.93%		
MEO-1	4.992	4.231	15.24%	6.996	4.421	36.81%		
MEO-2	6.054	5.321	12.11%	8.175	6.611	19.13%		
MEO-4	6.076	5.321	12.43%	7.079	5.941	16.08%		
MEAN	5.207	4.504	13.60%	6.866	5.479	20.20%		

表 3-5 二次多项式与谱分析模型预报对比

#### 3.4.4 定位结果分析

为了验证本文广播电文钟差参数提升对定位的效果,采用不同时间、不同测 站数据进行单点定位验证。选用 2017 年 7 月 1 日至 15 共 15d 的 7 个中国周边的 MGEX 站数据。定位时一组采用广播星历与钟差参数,另一组采用广播星历与 提升后的卫星钟差参数。观测值采用 B1B2 无电离层组合,对流层延迟采用模型 改正,数据采样率 30s,卫星截至高度角 10。将 IGS 给出的精密坐标作为真实坐 标,比较改正前后的定位结果差异。图 3-15 是 gmsd 测站在 2017 年 7 月 1 日这 一天的定位结果。表 3-6 给出了各个站 10 天的动态定位 RMS 比较。

从上述定位结果可以看出,北斗广播钟差提升对定位精度改善明显,在南北 (N)、东西(E)、高程(U)方向定位提高程度分别为 14.9%、28.4%和 15.5%,东西 方向改善明显,这可能是由于 GEO 卫星一直在境内连续观测。这可能是由于, 平均能够提高 20%。



	衣 3-0 各站以进广								
<b>C</b> 4a	Old			New			Improvement		
Sta	Ν	E	U	Ν	E	U	Ν	E	U
DJIG	3.37	8.46	9.65	2.65	5.65	6.44	21.3	33.2	33.3
GMSD	1.76	2.44	4.23	1.23	1.48	3.71	30.2	39.4	12.4
JFNG	1.73	2.33	4.03	1.24	1.36	3.38	28.1	41.7	16.1
KARR	2.01	2.39	3.50	2.01	1.82	3.17	0.0	23.9	9.3
NNOR	2.24	2.41	3.54	2.01	1.52	3.28	10.3	37.1	7.4
POHN	2.65	5.45	6.13	2.42	4.85	6.07	8.5	10.9	1.0
XMIS	1.70	2.32	3.49	1.59	1.78	3.16	6.6	23.3	9.5
Means	2.21	3.68	4.94	1.88	2.64	4.17	14.9	28.4	15.5

图 3-15 广播钟差改正前后定位精度比较 表 3-6 各站改进广播钟差参数前后定位结果比较

# 3.5 小结

与其他 GNSS 卫星导航系统不同,北斗卫星导航系统 BDS 采用星地双向时间比对技术,直接测量卫星钟相对于地面保持的系统时间(BDT)的钟差,并用于广播电文钟差参数的建模。本文对北斗星地双向时间比对的误差源进行分析,重点讨论了电离层延迟误差、卫星相位中心误差对不同类型卫星(GEO/IGSO/MEO)双向钟差精度的影响,实测数据分析结果表明,星地双向卫星钟差内符合精度(RMS 值)优于 0.15ns。利用双向卫星钟差序列,对广播星历钟差参数预报精度进行分析。统计结果显示广播电文钟差参数的预报精度在2ns 以内, IGSO/MEO 卫星刚入境时,钟差预报误差可达 10ns。

本节采用 TWSTF 钟差测量为参考,分析了 BDS 广播电文钟差模型的精度,结果表明 BDS 广播电文的钟差模型精度优于 2ns (数据龄期小于 12 小时)。结合 BDS 地面段的钟差模型计算策略,本文提出进一步提升精度的多种方法。对于

预报时长小于 6 小时的短期预报,本文提出加权线性模型与混合区间线性模型的 钟差拟合预报方法,短期预报的精度可提高 35%以上。对于中长期广播电文参数 预报 (6 小时以上),本文采用谱分析钟差时间序列,并根据谱分析结果构造预 报模型,与简单的二次多项式模型预报相比,预报 6 小时精度提高 13%,预报 12 小时平均提高了 21%。经过以上改进,本文对 2017 年 1-6 月的钟差数据重新 处理,获得了新的广播电文钟差模型时间序列。利用北斗监测接收机定位精度评 估,N、E、U 3 个方向精度分别提高 14.9%、28.4%、15.5%。

# 第4章 基于定轨估计钟差与双向钟差比对的轨道误差监视与预 报

BDS 采用伪距相位数据进行多星定轨解算卫星轨道与钟差,不同于 GPS、 GALILEO 和 IGS 事后处理,BDS 只能采用区域监测站进行卫星跟踪测量,无法 实现卫星运行弧段的全部覆盖,其中 MEO 卫星不足 40%弧长的跟踪。BDS 采用 区别于其余导航系统的混合星座,其中的 GEO 和 IGSO 两种卫星为高轨卫星。 在上述区域跟踪网和高轨卫星条件下,卫星定轨计算的观测几何强度有限,导致 卫星轨道与钟差参数相关性增加,这为北斗卫星轨道精度提升带来了巨大困难, 也在很大程度上制约了北斗系统服务性能。

基于北斗卫星导航系统实际工程中卫星轨道精度的提升需求,本章在不考虑 卫星复杂动力学摄动的条件下,通过长时间数据分析,提供一种基于单双向钟差 比对的北斗卫星轨道误差监视与预报方法。通过单向的定轨估计钟差和双向时间 同步两种星地钟差的比较,分析得到卫星轨道的径向误差,在此基础上进行轨道 径向误差序列拟合、预报和修正。在未扩大监测站布设范围和未对卫星动力学模 型进行精化的前提下,实现北斗卫星轨道精度的改善,该方法的提出与实现具有 重要的实际意义。

为实现本章的基于单双向钟差比对的轨道监视与预报方法,作者编写了轨道 性能优化软件BRDIMP。软件研制完成后,利用实际数据进行了试验和验证。2017 年1月份部署到BDS系统并实现在线运行,形成优化后的广播星历替换原有星历 对用户进行播发。本章评估了新广播星历播发前后2年的空间信号误差 (signal-in-space ranging error, SISRE),利用分布于我国不同区域测站的实测 数据评估了新广播星历播发前后各卫星区域用户距离精度(RURA, Regional User Range Accuracy)和用户导航定位精度。

# 4.1 估计轨道与钟差精度分析

#### 4.1.1 钟差拟合残差

区域网定轨解算的钟差序列包含轨道周期形变,该形变振幅可达几个 ns<sup>[88]</sup>, 是轨道误差的体现,二次多项式无法表达该周期特性,利用单天的卫星钟差去除 二次多项式后的残差比较定轨估计钟差与星地双向钟差的精度,直观地观察两种 卫星钟差序列的差异。

分别将 2017 年 4 月 10 日-26 日共 16 天的定轨估计钟差和星地双向钟差序列 的趋势项扣除, 残差序列如图 4-1, 残差 RMS 统计如表 4-1。从图 4-1 看出, 双 向钟差和估计钟差均表现出了与轨道周期的形变特性,只是由于说明北斗钟差本 身受空间环境的影响具有周期性的变化<sup>[85]</sup>。GEO 卫星估计钟差残差的波动幅度 明显大于双向钟差残差,而 IGSO/MEO 两者的波动幅度相差不大,说明 GEO 卫 星中包含有比 IGSO/MEO 大的轨道形变误差。IGSO/MEO 观测弧长短,去除二 次多项式趋势项时,消除部分轨道形变误差,剩余部分为钟差自身的波动。

从表 4-1 可以看出, GEO、IGSO 与 MEO 卫星估计钟差残差 RMS 分别为 0.25ns、0.16ns、0.12ns, GEO、IGSO 与 MEO 卫星双向钟差残差 RMS 分别为 0.36ns、0.70ns、0.48ns。即使 GEO 卫星估计钟差残差轨道周期幅度大,双向钟 差的残差 RMS 明显大于估计钟差 RMS,原因在于双向钟差噪声大于估计钟差,在统计精度时无法体现出轨道误差。由于 IGSO/MEO 卫星的定轨精度比 GEO 卫 星高<sup>[90]</sup>,IGSO/MEO 卫星的估计钟差残差小于 GEO 卫星。而双向钟差残差 IGSO/MEO 大于 GEO 卫星,原因在于 IGSO/MEO 出入境时,双向伪距测量噪声 放大原因导致。

从以上分析可以看出,受制于钟差性能及双向测量噪声的影响,双向钟差残 差没有明显体现出不包含轨道误差的优势。而新一代北斗导航卫星的钟差性能将 大于提升,为双向钟差与轨道钟差精度比较提供了基础。



图 4-1 定轨估计钟差和星地双向钟差序列的扣除趋势项后残差图。2017 年 4 月 10 日-26 日 共 16 天的残差序列, 蓝色表示定轨估计钟差残差, 红色表示双向钟差残差

表 4-1 定轨估计钟差与双向钟差的拟合残差(RMS)						
刀星米刑	卫星号	拟合残差 F	RMS (ns)			
工生大主	二 生 🤈	估计钟差	双向钟差			
	C01	0.23	0.49			
	C02	0.24	0.33			
	C03	0.29	0.20			
GEO	C04	0.29	0.53			
	C05	0.21	0.23			
	Mean	0.25	0.36			
	C06	0.16	0.62			
	C07	0.17	0.70			
IGSO	C08	0.18	0.67			
	C09	0.13	0.78			
	C10	0.15	0.75			
	Mean	0.16	0.70			
MEO	C011	0.12	0.54			
MEO	C014	0.12	0.42			
	Mean	0.12	0.48			

# 4.1.2 估计钟差与双向钟差滤波分析

为了进一步比较卫星钟差测量值和多星定轨估计值的细致差别,对这两个时间序列的低频信号进行滤波,即分别对这两个钟差时间序列作2小时的滑动线性拟合,扣除2小时的线性变化后的残差如图4-2所示。滤除的低频信号,即2小时内的线性变化,包括了钟速以及轨道的误差。

图中蓝点表示多星定轨估计钟差滤波后的残差, 红点表示双向测量值滤波后的残差。比较不难发现二者具有较强一致性, 表明多星定轨可以精确解算卫星钟 历元间的快速、细致变化。由于采用了相位数据来估计钟差而双向钟差的测量值 来自于对 B3 频点伪距的处理,估计钟差的随机噪声水平略低于双向钟差的噪声 水平。对同步卫星 GEO, 钟差测量和钟差估计的高频变化一致性最好, 虽然估 计钟差的高频起伏水平略低于钟差测量的高频起伏。而对 IGSO 卫星也可以看到 明显的一致性。



图 4-2 卫星钟差滤波残差。横轴表示时间,单位为天。红点表示双向钟残差,蓝点定轨 估计钟差残差,单位为纳秒

#### 4.1.3 轨道误差分析

区域网定轨时轨道与钟差参数相关,解算的钟差序列包含轨道周期形变,是 轨道误差的体现,而星地双向测量钟差不受卫星轨道、卫星钟差和传播路径延迟 的影响,直接反映卫星钟的物理变化,两者的差异是轨道在径向上的误差。

用户等效距离误差(User Equivalent Ranging Error, UERE)是卫星轨 道误差、钟差误差、空间段介质延迟改正误差和接收机端多径及热噪声对伪距测 量的综合影响。对于特定的导航卫星空间星座,UERE越小,用户定位授时精度 越高。其计算公式如下:

$$UERE = PC - \left| \vec{R}^{sat} - \vec{R}_{rev} \right| - c * (\Delta t_{revelk} - \Delta t_{satelk}) - \Delta D_{phs} - \Delta D_{rel} - \Delta D_{trop} - \Delta D_{iono}$$
(4-1)  
$$-\Delta D_{ecc} - \Delta D_{stide} - \Delta D_{plm}$$

上式中 PC 为伪距数据的无电离层组合,其他各符号含义如公式(2-32)。

将 2017 年 4 月 10 日至 4 月 26 日共 16 天的星地双向测量钟差与多星定轨估 计卫星钟差作差,其互差序列如图 4-3 所示,同时画出利用双向钟差计算的 UERE。可以看出,定轨估计钟差与双向测量钟差互差序列中包含纳秒量级的常 数均值偏差,且每颗星的常数均值偏差大小不同、符号各异。这是由于星地双向 时频传递采用独立的设备进行,上述常数均值偏差是由于未标定的星地双向时频 传递设备时延引起的。

从图中可以看出,除了明显的常数偏差,定轨估计钟差与双向测量钟差的互差序列中包含明显的轨道周期形变特性。对于 GEO 卫星此周期形变特征最为明显,对于 IGSO 由于境内时间短(9 小时),勉强能观察到周期特性,对于 MEO 卫星则完全看不出轨道周期特性。该轨道周期形变是定轨处理时卫星轨道径向与钟差较强相关性引起的,其波动幅度体现了多星定轨结果的径向误差。扣除均值后,统计定轨估计钟差与双向钟差互差的标准差,如表 4-2。C02 和 C05 的径向波动误差约为 2ns (0.6m),C04 和 C05 卫星的径向波动误差约为 3ns (0.9m)。IGSO 卫星和 MEO 卫星钟差互差序列波动约为 2ns (0.6m),在扣除时延跳变原因后,径向误差约为 1ns (0.3m)。

图中卫星 UERE 序列(红线)与估计钟差和双向钟差的序列(绿色)表现 出了很好的一致性。UERE 的均值与钟差互差的均值差异小于 0.1m。去除 UERE 噪声的区别,轨道周期形变幅度基本一致,GEO 卫星的 URE 明显大于 IGSO/MEO 卫星。

另外定轨估计钟差计算 UERE,与双向钟差的 UERE 统计对比如图 4-4,从 图中可以看出利用定轨估计的卫星钟差计算的 UERE 小于 0.6m,与多星定轨的 伪距残差一致。而受卫星轨道径向误差和双向测量钟差包含的未标定时延偏差影 响,双向测量钟差计算的 UERE 明显大于定轨估计钟差计算的 UERE。其中,双 向测量钟差计算的 CO4 卫星 UERE 最大,约为 2.5m, CO5 和 CO8 卫星 UERE 也 超过 1.5m。



图 4-3 定轨估计钟差与双向钟差互差以及 UERE 序列图。绿色为定轨估计钟差于双星

钟差互差,红色为利用双向钟差计算的 UERE

表 4-2	定轨估计钟	中差与双向钟差互差的标	准差 (ns)
-------	-------	-------------	---------

卫星号	C01	C02	C03	C04	C05	C06	C07	C08	C09	C10	C11	C12	C14
标准差	1.96	2.11	1.93	3.25	3.11	1.58	2.38	2.08	1.93	2.69	2.71	2.32	2.03



图 4-4 定轨估计钟差与双向钟差计算的 UERE, 蓝色为采用定轨估计钟差, 红色为采用 双向时间同步钟差

#### 4.1.4 未标校时延分析

上一节中介绍了估计钟差与双向钟差互差含有系统性偏差,该偏差通常认为 是由星地双向设备时延标校不准确引起的常数。该常数偏差会直接影响 UERE 的精度,因此分析此常数偏差的特性很有必要。

将 2017 年 4 月 10 日至 6 月 10 日共 60 天的估计钟差与双向钟差互差数据滑动 1 小时,每次用之前定轨弧段(3 天)数据求取均值,可得到时延偏差序列。 GEO 卫星的设备时延序列如图 4-5, IGSO 卫星的设备时延序列如 4-6, MEO 卫 星的设备时延序列如 4-7,设备时延序列的统计如表 4-3。如图所示,时延零值 变化幅度能够达到 8 ns,因此必须进行实时修正,而不能当作常数。从图中可以 看出 GEO、IGSO 表现出了一样的变化趋势,说明此为标定时延误差变化是由多 星定轨引起的,因为多星定轨所有卫星的轨道和钟差参数一起解算。

从表 4-3 统计结果可以看出,不同卫星具备大小不等、符号不同的设备时延,时延估计序列的最大标准差超过 1.0ns。GEO 卫星时延估计序列的标准差平均值为 0.79ns,均大于 IGSO 卫星

时延估计序列标准差平均值 0.51ns。这可能由于:1) 由于 GEO 卫星的静地特性, 采用地面测距数据确定的 GEO 卫星轨道切向上包含常数偏差(Montenbruck et al 2012, Montenbruck et al 2015a),该相关性会对 GEO 的钟差解算精度产生影响; 2)本文定轨采用的区域网无法覆盖 MEO 卫星全弧段,不同时段定轨所采用的 MEO 卫星数据量有较大差异,导致 MEO 卫星未标定时延参数稳定度较差; 3) 区域网平均每天对 IGSO 卫星可视时间约为 20 小时,相比于 GEO 卫星也有更好 的几何构型,因而其未标定时延参数估计序列离散度较小。从图 4-7 可以看出, 估计的 C14 卫星未标定时延序列包含 7 天为周期的波动,与北斗 MEO 卫星在地 固坐标系中的回归周期一致。



图 4-5 GEO 卫星时延偏差序列



图 4-7 MEO 卫星时延零值偏差序列。横坐标单位为天,纵坐标单位为 ns

卫星 PRN 号	均值 (ns)	标准差(ns)
C01	-2.92	0.98
C02	2.32	0.89
C03	2.65	0.62
C04	5.95	0.96
C05	0.63	0.97
Mean	1.73	0.88
C06	0.47	0.47
C07	0.60	0.33
C08	1.39	0.78
C09	0.90	0.47
C10	-1.02	0.38
Mean	0.47	0.47
C11	-3.28	0.40
C12	-0.65	0.64
C14	-1.39	0.87
Mean	1.77	0.63

表 4-3 各卫星时延偏差序列统计结果(单位 ns)

# 4.2 轨道误差拟合与预报

由 4.1 节分析可知单双向钟差比对能够准确监视定轨估计钟差中的轨道误差,实现轨道与钟差的分离。多星定轨计算完成后,利用实时计算的双向法钟差 及时对解算得到的多天弧段卫星钟差进行评估,基于此得到轨道误差实现误差预 报,并对下个小时的轨道误差进行修正是本节讨论的内容。

基于单双向钟差比对的北斗卫星轨道误差监视与预报方法,主要包括两步: 1、分别获取定轨估计钟差和双向时间同步计算的星地钟差,进行钟差比较,估 计轨道径向误差;2、利用拟合得到的误差序列,基于卫星轨道误差的周期特性 进行误差预报,并将预报误差从轨道坐标系转换至地固坐标系,完成轨道修正。

#### 4.2.1 轨道误差预报

针对轨道误差体现的周期性变化,可以采用方法有三角函数法、神经网络等。 三角函数法能够拟合轨道误差的大部分特性,函数模型建立后进行误差预报较为 方便,但是函数曲线的建立的过程相对复杂,同时对误差区域的特性要求相对苛 刻,经试验数据质量不好经常出现无法收敛的情况。神经网络能够适应复杂的非 线性变化,但是计算量偏大,且需要大量的训练样本,内部函数的不可见也增加 了误差修正的不确定性。经过观察发现,每个轨道周期性形变具有重复性,因此本文采用最为简单的方法,直接用前一个周期(86400秒前)对应时刻的轨道误差。

由于双向钟差噪声较大以及存在粗差野值,首先要平滑过去一个周期(24h内)的轨道误差形成误差曲线,在此曲线基础上,平移一个周期的轨道误差。广播电文每小时更新一次,预报用户即将使用的未来1小时的轨道误差,提供修正使用,即:T+ns=T-86400s+ns,此后每小时定轨完成后根据最新的轨道评估结果进行误差递推预报,轨道误差曲线预报示意图如下所示:



图4-8 轨道误差曲线预报示意图

利用上面提到的轨道误差拟合与预报方法,进行轨道误差修正试验。时延只 考虑周期性变化部分,未标校时延偏差事先扣除。采用 2017 年 4 月 10 日至 25 日共 16 天的数据,1 小时滑动,将原始轨道误差序列与修正后的轨道误差序列 画出,如图 4-9,统计结果如表 4-4。从表中可以看出 GEO 的修正效果最为明显, 轨道误差 RMS 由 1.55ns 提升到 0.65ns,修正百分比为 58.6%,IGSO 轨道误差由 1.26ns 提升到 0.87ns,修正百分比为 34%,MEO 修正后轨道误差变大,轨道误 差由 0.96ns 降低到 1.55ns,降低百分比为 63%。由于 MEO 的观测弧段短,无法 体现周期性变化,因此不需要对 MEO 的轨道误差周期性变化部分进行修正,只 需要修正其未标校时延部分。

从图 4-9 可以看出,虽然 GEO/MEO 修正后的轨道误差大幅降低,但也会存在修正失败的情况。在编写软件时,要对过该程进行控制,可以通过修正前后 UERE 的改善来决定修订是否成功。



图 4-9 轨道误差与修正后轨道误差序列。红色为原始轨道误差,蓝色为修正后的轨道误差

	卫星	原始轨道误差 RMS	修正后轨道误差 RMS	提升效果
	C01	1.64	0.57	65.2%
	C02	1.32	0.39	70.5%
GEO	C03	1.53	0.40	73.9%
	C04	1.56	0.91	41.7%
	C05	1.70	0.98	42.4%
	Mean	1.55	0.65	58.1%
	C06	2.46	2.02	17.9%
	C07	1.28	0.64	50.0%
IGSO	C08	0.84	0.60	28.6%
	C09	0.93	0.69	25.8%
	C10	0.76	0.39	48.7%
	Mean	1.26	0.87	31.0%
	C11	0.84	1.42	-69.0%
	C12	1.01	1.61	-59.4%
MEO	C14	1.02	1.61	-59.3%
	Mean	0.96	1.55	-62.6%

表4-4 轨道误差与修正后轨道误差序列统计表(单位 ns)

#### 4.2.2 轨道误差发播

采用钟差误差预报结果能够进行轨道误差的预报和误差修正,取得了良好 的效果。考虑到导航系统服务模式和用户需求,需要设计适合修正参数发播的方 式,现有导航系统卫星发播电文中,卫星轨道、钟差和等效钟差等参数均可以作 为误差修正数的发播途径。从以上结果可以看出,修正量为轨道的径向误差,现 有的广播信息中卫星钟差发播参数为钟差系数,不适合进行类正弦周期规律的径 向误差修正,而等效钟差等差分改正数只有授权用户才能使用,因此本文中考虑 采用轨道参数作为发播渠道。

采用计算得到的新地固系位置速度向量 (*x*<sub>1</sub>, *y*<sub>1</sub>, *z*<sub>1</sub>, *vx*, *vy*), (*x*<sub>2</sub>, *y*<sub>2</sub>, *z*<sub>2</sub>, *vx*<sub>2</sub>, *vy*<sub>2</sub>, *vz*<sub>2</sub>) … (*x*<sub>12</sub>, *y*<sub>12</sub>, *z*<sub>12</sub>, *vx*<sub>12</sub>, *vy*<sub>12</sub>, *vz*<sub>12</sub>) 重新进行广播星历拟合并 发播用户使用,这样,所有用户均能使用该修正值进行轨道误差修正。通过前面 分析可知,预报的轨道径向误差呈近似正弦或余弦函数分布,因此能够容易被广 播星历参数中多个具有正弦或余弦含义的参数所吸收,这使得轨道误差修正参数 完全适应发播模式。

# 4.3 新广播星历播发后精度分析

为实现上面介绍的基于单双向钟差比对的轨道监视与预报方法,作者编写了 轨道性能优化软件 BRDIMP。软件研制完成后,利用实际数据进行了试验和验证。 2017年1月份部署到 BDS系统并实现在线运行,形成优化后的广播星历替换原 有星历对用户进行播发。本节评估了新广播星历播发前后2年的轨道误差与空间 信号误差(Signal-In-Space Ranging Error, SISRE)。

#### 4.3.1 比较方法

MGEX 提供的多系统(包含 BDS 卫星)精密星历文件。其 BDS 轨道精度为 dm 级,钟差精度约 0.1ns<sup>[94]</sup>,明显高于 BDS 广播星历。因此将其作为真值来评 估 BDS 广播星历,两者的差值认为是 BDS 广播星历的误差。

由于广播精密星历与 MGEX 精密星历使用的时空基准都不一样,在进行广播星历精度评估之前,需要进行以下处理:1、轨道参考框架的一致性。MGEX 分析中心的精密星历基于 ITRF 参考框架,而由 BDS 广播星历计算得到的卫星位置则属于 CGCS2000 坐标系,但是由于 CGCS2000 坐标系与 ITRF 框架的差别 小于 2cm[95],因此,本文不考虑此项偏差。2、天线相位中心改正。原有广播 星历卫星位置是相对于卫星质心的,新的广播星历卫星位置是相对于卫星天线相位中心改正。3、时间基准的统一。广播星历与 MGEX 在计算 BDS 卫星钟差时所参考的时间基准不同,所以评定广播星历钟差精度时 不能采用广播星历钟差与 MGEX 钟差直接相减的方式得到钟差误差。本文首先 求出广播星历钟差与 MGEX 钟差直接相减的方式得到钟差误差。本文首先

#### 4.3.2 精度评价方法

轨道误差通常在卫星轨道坐标系的径向*dR*、切向*dT*和法向*dN*3个方向进行描述。SISRE(signal-in-space ranging error)通常用来评价广播星历综合误差,该指标反映了广播星历的整体精度<sup>[98]</sup>。表达式如下:

SISRE = 
$$\sqrt{(dR - dC1k)^2 + (dT^2 + dN^2) / 49}$$
 (4-2)

对广播星历的轨道和 SISRE 采用均方根误差(RMS)来表征。

4.3.3 比较结果分析

将 2016 年 1 月 1 日至 2018 年 1 月 1 日的 BDS 卫星广播星历与 IGS MGEX 的分析中心精密星历产品进行比较,将优化前后的轨道径向误差与 SISRE 序列 画出,如图 4-10 与 4-11,统计表如 4-5。从统计表 GEO/IGSO/MEO 三种卫星的 轨道径向误差都变大了,GEO 与 IGSO 降低了 20% 左右,MEO 降低了 8%。从 图 4-10 也能明显看出播发新的广播星历后,GEO/IGSO 轨道径向出现系统性波 动,而 MEO 新星历播发前后变化则不是非常明显。这是由于双向钟差监视的轨 道误差修正到了轨道径向上,而由于双向钟差为伪距测量,精度水平差于多星定 轨的相位数据,因此造成了轨道径向误差出现波动。

从图 4-11 和表 4-5 可以看出广播星历总体精度 SISRE 变小了, GEO 的 SISRE 由 1.14ns 提升到 0.93ns, IGSO 卫星由 0.99ns 提升到 0.85ns, MEO 卫星由 1.31ns 提升到 0.96ns, 三种卫星平均提升幅度为 19.8%。



图 4-10 新广播星历播发前后轨道径向误差。红色为播发前轨道径向误差,蓝色为播发后轨道径向误差。



图 4-11 新广播星历播发前后 SISR。红色为播发前轨道径向误差,蓝色为播发后轨道径向误差。

	轨道径	向误差(RMS,	ns)	SISRE(RMS, ns)			
卫星 号	新星历发播前	新星历发播 后	提升	新星历发播前	新星历发播 后	提升	
C01	0.57	0.83	-43.9%	1.12	0.97	13.4%	
C02	0.56	0.69	-22.5%	1.22	1.05	13.3%	
C03	0.65	0.80	-23.3%	0.91	0.75	17.9%	
C04	0.67	0.80	-18.2%	1.12	0.97	13.5%	
C05	0.72	0.67	6.7%	1.35	0.92	31.9%	
Mean	0.63	0.76	-20.2%	1.14	0.93	18.0%	
C06	0.60	1.13	-0.89	1.49	1.38	0.07	
C07	0.55	0.68	-0.24	0.91	0.88	0.03	
C08	0.67	0.48	0.29	0.96	0.73	0.24	
C09	0.54	0.56	-0.04	0.76	0.59	0.23	
C10	0.52	0.56	-0.08	0.83	0.69	0.17	
Mean	0.57	0.68	-19.1%	0.99	0.85	15.2%	
C11	0.53	0.52	2.99%	1.06	1.00	5.3%	
C12	0.54	0.52	4.01%	1.24	1.06	14.8%	
C14	0.55	0.63	-14.93%	1.40	0.89	36.6%	
Mean	0.58	0.63	-8.2%	1.31	0.96	19.3%	
Mean	0.59	0.694	-16.19%	1.137	0.912	19.8%	

表 4-5 新广播星历播发前后轨道径向误差与 SISRE(ns)

# 4.4 新广播星历播发后系统综合性能提升分析

从本章前两节的分析可知,北斗导航空间信号提升主要从广播星历提升方面 展开。空间信号精度(SISRE)得到提升后,形成新的导航电文参数替换原有参 数通过卫星对用户进行播发。在此基础上,用户基于导航电文参数的定位精度也 能得到提升。

本节利用分布于我国不同区域测站的大量实测数据评估了 SISURE 提升后的综合性能,包括各卫星区域用户距离精度(RURA, Regional User Range Accuracy)和用户导航定位精度。

#### 4.4.1 区域用户距离精度 RURA

导航系统空间信号精度的指标包括:卫星区域用户距离精度(RURA),区域用户距离精度 RURA 表示的是用户对导航卫星测距信号的用户距离误差 UERE 置信限值(置信度为 99.9%)。

$$(RURA_{sat})_{RMS} = \sqrt{\sum_{i=1}^{n} RURA_{sat}^{2}(t_{i}) / n}$$
(4-3)

 $RURA_{sat}(t_i)$ 为一颗卫星1天的 RURA 序列值, n 为各个卫星1天的采样个数。

选取均匀分布于中国区域的八个监测站,测站的分布情况如图 4-12 所示。 选用 2016 年 5 月 2 日-2016 年 5 月 28 日,2017 年 5 月 2 日-2017 年 5 月 28 日, 新广播星历播发前后四周的数据,对每颗星的 RURA 进行统计,得到每颗卫星 每天的 RMS 统计值。





图 4-13 是对所有卫星每天 RURA 及各类卫星的均值统计,其中蓝色柱子为提升前的精度结果,紫色曲线是提升后的效果。

根据图表结果,可以看到系统提升后的 UERE 指标都得到较大的改进。由表 4-6 可以看出所有 GEO 卫星的 RURA 均值由 1.33m 降低到 0.72m; IGSO 卫星的 RURA 均值由 1.25m 降低到 0.94m; IGSO 卫星的 RURA 均值由 1.67m 降低到 1.23m。以上统计表明,北斗导航系统的区域用户距离精度平均分别提升了约 32%。

SatID	提升前	提升后	提升百分比
C01	1.40	0. 93	33.6%
C02	1.18	0.62	47.5%
C03	0.93	0.55	40.9%
C04	1.38	0.82	40.6%
C05	1.75	0.66	62.3%
Mean	1.33	0.72	44.9%
C06	1.48	1.34	9.5%
C07	1.29	1.05	18.6%
C08	1.45	0.88	39.3%
C09	0.80	0.76	5.0%
C10	1.23	0.65	47.2%
Mean	1.25	0. 93	23.9%
C11	1.32	1.15	12.9%
C12	1.80	1.20	33.3%
C14	1.90	1.35	28.9%
Mean	1.673	1.23	25.5%

表 4-6 区域用户距离精度 RURA 提升前后统计表

#### 4.4.2 定位结果

选取我国北部的 BJ01 站,南部的 SY02 站与 ST03 站、ST03 站,西北部 LS04 站共计四个测站,分别使用提升前时间的和提升后的导航电文,利用 B1B2 频点 进行基本导航双频组合伪距单点定位进行验算。对每天定位结果三个方向 RMS 误差进行统计并求取均值,采用原有导航电文和提升导航电文的用户基本导航定 位结果如表 4-7 所示。

测站		提升前			提升后			提升效果	
	Ν	Е	U	N	Е	U	Ν	Е	U
BJ01	1.73	0.992	1.722	1.043	0.541	1.707	39.7%	45.5%	0.9%
SY02	1.416	1.195	2.269	1.112	0.519	1.977	21.5%	56.6%	12.9%
ST03	1.304	1.091	2.390	0.990	0.467	2.020	24.1%	57.2%	15.5%
Mean	1.48	1.09	2.13	1.05	0.51	1.90	28.4%	53.1%	9.8%

表 4-7 导航定位 RMS 的均值(单位: m)

BJ01 测站使用原有电文进行基本导航定位的平面/高程的平均精度为 1.53m/1.72m,使用提升电文后平面/高程精度为1.17m/1.70m; SY02 测站使用原 有电文进行基本导航定位的平面/高程的平均精度为1.85m/2.26m,使用提升电文 后平面/高程精度为 1.22m/1.97m; ST03 测站使用原有电文进行基本导航定位的 平面/高程的平均精度为 1.70m/2.39m,使用提升电文后平面/高程精度为 1.09m/2.02m。结果表明,现有提升的导航电文和改正数进行定位服务的水平为: 基本导航定位三维误差小于 2.50m,。采用改进的导航电文进行基本导航定位的 精度提升了 17%。

# 4.5 小结

精密定轨中钟差周期性信号是由于利用区域网数据处理时,轨道和钟差强相 关性造成的,也即部分轨道误差被钟差参数进行了吸收。本章首先利用实测数据 处理分析了 BDS 广播星历与钟差参数的相关性,广播星历的径向误差和钟差参 数的未标定时延偏差是影响广播星历与钟差参数自洽性的两个重要因素。基于该 原理,本章采用轨道补偿的方法,提升广播星历的精度。其过程为:1、对多星 定轨的卫星钟差进行二次项拟合,获取残差周期性信号时间序列;2、将该周期 性残差序列叠加到相同历元卫星精密轨道的径向分量;3、进行卫星轨道广播星 历拟合,得到广播星历卫星轨道参数。基于以上处理,用户使用方式与现有系统 完全一致。

为实现本章的基于单双向钟差比对的轨道监视与预报方法,作者编写了轨道性能优化软件 BRDIMP。软件研制完成后,利用实际数据进行了试验和验证。2017年1月份部署到 BDS 系统并实现在线运行,形成优化后的广播星历替换原有星历对用户进行播发。

评估了新广播星历播发前后 2 年的空间信号误差(signal-in-space ranging error, SISRE)广播星历总体精度 SISRE 变小了 GEO 的 SISRE 由 1.14ns 提升 到 0.93ns, IGSO 卫星由 0.99ns 提升到 0.85ns, MEO 卫星由 1.31ns 提升到 0.96ns, 三种卫星平均提升幅度为 19.8%。

利用分布于我国不同区域测站的实测数据评估了新广播星历播发前后各卫 星区域用户距离精度(RURA, Regional User Range Accuracy)和用户导航 定位精度。播发新参数后,北斗导航系统的区域用户距离精度(RURA)平均提 升了约 32%。现有提升的导航电文定位服务的水平为:基本导航定位三维误差小 于 2.50m,导航定位的精度提升了 17%。

# 第5章 约束双向钟差的北斗卫星轨道确定

常规多星定轨在解算卫星轨道参数的同时估计卫星钟差。但是区域网条件下 利用伪距相位数据进行定轨处理时,卫星轨道与卫星钟差是强相关的。而星地双 向测量钟差不受卫星轨道、卫星钟差和传播路径延迟的影响,直接反映卫星钟的 物理变化。利用双向时间同步数据参与精密定轨解算可以降低卫星轨道动力学参 数与卫星钟差相关性,进而有望提高精密定轨精度。本章针对轨道与钟差较强相 关性的问题,通过固定卫星双向钟差的定轨处理模式提升北斗卫星广播星历精 度。

# 5.1 定轨策略

约束双向钟差定轨处理时,将双向钟差作为卫星钟差的已知值。由第四章分 析已知,星地时间同步使用独立设备,每颗卫星的双向钟差含有大小不等的未标 校时延。双向钟差中的设备时延在短时间内是稳定的,将未标定时延作为全弧段 定轨解算的待估参数,与卫星轨道参数一起解算。这种定轨策略的特点在于将双 向测量钟差提供的卫星钟差随时间变化信息作为定轨处理的已知输入,解算双向 测量钟差序列中的常数偏差。通过 4.1.2 节中分析发现双向钟差与定轨估计钟差 二者具有较强一致性,都能表达卫星钟历元间的快速、细致变化。这种策略既避 免了卫星钟差与轨道参数共同解算时的强相关性,又能保证定轨结果不受双向钟 差未标定时延的影响,而且还可获得双向测量钟差中的未标定时延的较高精度估 计结果。

约束卫星双向钟差的多星定轨策略与常规多星定轨策略的比较如表 5-1。常规多星定轨策略约束主站站钟,单历元解算卫星钟差和其他测站钟差参数。而约束卫星钟差的多星定轨策略约束主站站钟和双向测量钟差,单历元解算测站钟差,并针对每颗卫星单独设置全局解算的双向钟差设备时延待估参数。双向钟差中的设备时延在短时间内是稳定的,可以在 3 天的定轨弧段中将其作为常数进行估计。

	常规多星定轨策略	附有卫星钟差变化信息的多星定 轨			
定轨弧段	3Day	3Day			
动力学模型	二体运动、地球非球形引力 海潮摄z	1、日月引力、太阳辐射压、固体潮、 动和相对论摄动			
太阳辐射压参数	伯尔尼模型5参数(D、Y 余语	、B 方向常数加速度及 B 方向正、 弦加速度)			
截止高度角	10 度				
卫星天线相位偏差	仅考虑 I	PCO 和名义姿态			
大气参数	4 小时解一组	4 小时解一组			
钟差处理	固定主站站钟,解算其他 钟差	固定主站站钟和星地双向测量钟 差的历元变化,单历元解算其他测 站钟差,全局解算双向测量钟差 的未标定时延常数偏差			
伪距相位权重	1:10000	1:100			

表 5-1 常规多星定轨策略及附有卫星钟差变化信息的多星定轨比较

考虑到伪距和相位数据的噪声分别为分米级和毫米级,因此现有定轨处理中 伪距与相位数据的权重比例为1:10000。约束卫星钟差的多星定轨,约为6厘米 的双向钟差随机噪声将增加到相位数据中。因此,附有卫星钟差变化信息的多星 定轨中重新将伪距与相位数据的权重比例由1:10000调整为1:100。

# 5.2 定轨试验结果

为分析本文策略的有效性,本节采用上述提到的两种模型,以3天的弧长滑动2小时处理2017年4月10日至2017年4月25日采集的BDS区域跟踪网数据,比较分析本文提出的约束双向钟差策略对BDS卫星轨道的影响,将解算的未标校设备时延与第四章中的零值比较,分析未标校设备时延的解算精度。

#### 5.2.1 多星定轨残差

将常规多星定轨策略和约束卫星双向钟差的多星定轨处理的伪距和相位数 据的残差分别统计于表 5-1 和表 5-2。从表中的统计数字可以看出,两种定轨模 式伪距残差 RMS 差异较小, 仅为厘米级, C01 卫星的伪距残差 RMS 差异最大, 互差约为 12cm, 其他卫星伪距残差 RMS 互差小于 10cm。但是约束双向钟差多 星定轨处理的相位数据残差明显大于常规多星定轨策略的相位数据残差。常规多 星定轨策略 GEO 卫星相位数据残差好于 1.5cm, IGSO 卫星相位残差好于 2.0cm, MEO 卫星相位残差好于 2.5cm, 平均相位残差好于 1.5cm, 而约束双向钟差定轨 处理的所有卫星相位残差 RMS 均大于 5cm, RMS 为 7.89cm。这是因为在约束 双向钟差的多星定轨中, 钟差修正的相位数据中包含了双向测量钟差约为 6cm 的随机噪声(Tang et al 2016),导致相位数据残差 RMS 明显大于常规多星定轨的 相位残差。因此,约束双向钟差的多星定轨处理时重新调整伪距数据与相位数据 的权重为 1:100 是合理的。

从以上的分析看出,约束卫星钟定轨处理的伪距残差 RMS 与常规定轨伪距 残差 RMS 相当,这表明约束卫星双向钟差的定轨策略实现了轨道动力学参数与 其他参数和测量噪声的分离。

卫星	常规多星 定轨策略	约束双向钟 差的多星定 轨	卫星	常规多星 定轨策略	约束双向钟 差的多星定 轨
C01	80.38	67.79	C08	55.10	49.24
C02	40.27	40.93	C09	48.97	47.97
C03	43.79	43.54	C10	58.14	54.26
C04	82.89	81.41	C11	69.78	65.52
C05	56.59	57.27	C12	75.28	67.85
C06	61.51	58.77	C14	84.22	79.57
C07	61.88	58.32	平均	61.72	58.17

表 5-2 常规多星定轨策略与附有卫星钟差变化信息的多星定轨处理的伪距定轨残差 RMS 比较 (单位: cm)

卫星	常规多星 定轨策略	约束双向钟 差的多星定 轨	卫星	常规多星 定轨策略	约束双向钟 差的多星定 轨
C01	0.90	6.77	C08	1.91	6.97
C02	0.75	6.34	C09	1.67	6.84
C03	0.65	6.32	C10	1.97	7.26
C04	0.91	8.76	C11	2.47	9.12
C05	1.29	12.95	C12	2.27	8.15
C06	1.73	6.79	C14	2.12	7.56
C07	0.88	5.62	平均	1.42	7.89

表 5-3 常规多星定轨策略与附有卫星钟差变化信息的多星定轨策略处理的相位定轨残差 RMS 比较(单位: cm)

#### 5.2.2 双向钟差未标定时延

双向测量钟差未标定时延是约束双向钟差多星定轨处理的待估参数,与卫星 轨道参数一起解算。双向钟差时延估计值的稳定度是约束双向钟差多星定轨处理 策略稳定性的重要考核因素。将常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的均值减 去约束双向时间同步钟差定轨解算的未标校设备时延值序列画出,如图 5-2 所 示,序列统计表 5-4。从表中可以看出常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的 均值减去约束双向时间同步钟差定轨解算的未标校设备时延值的均值为 0.04ns,RMS 为 0.61ns,两者符合性较高,说明估计的未标校时延能够吸零值偏 差,可以将此偏差修正到钟差上进行播发,这能够直接提升用户等效距离误差 (UERE)。同时注意到 GE0 与 ME0 的均值与 RMS 大于 IGS0,原因在 4.1.3 节中已 经分析。



图 5-1 常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的均值减去约束双向时间同步钟差定轨解算 的未标校设备时延值序列。横轴以天为单位、纵轴以纳秒为单位。

卫星 PRN 号	均值(ns)	RMS (ns)				
C01	0.22	0.75				
C02	0.20	0.71				
C03	-0.19	0.65				
C04	0.29	0.81				
C05	-0.28	0.79				
C06	0.12	0.30				
C07	0.09	0.28				
C08	0.14	0.45				
C09	-0.13	0.43				
C10	-0.08	0.26				
C11	0.24	0.78				
C12	0.25	0.81				
C14	-0.3	0.78				
均值	0.04	0.61				

表 5-4 常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的均值减去约束双向时间同步钟差定轨解算 的未标校设备时延值序列统计结果(单位 ns)

#### 5.2.3 轨道精度提升

图 5-2 为分别给出了常规多星定轨策略、约束卫星钟差定轨结果的 48 小时 重叠弧段互差和两种定轨策略轨道结果互差的统计结果。图中蓝色为常规多星定 轨策略轨道结果的 48 小时重叠弧段互差,青色为附有卫星钟差变化信息定轨轨 道结果的 48 小时重叠弧段互差,红色为两种定轨策略轨道结果互差。从图中可 以看出,相比于常规多星定轨策略处理结果,约束卫星钟差定轨策略处理的 GEO 卫星和IGSO卫星径向重叠弧段互差无明显变化,切向和法向重叠弧段互差增大, MEO 卫星重叠弧段互差减小。两种定轨策略的 GEO 卫星和 IGSO 卫星径向轨道 互差小于 0.5m, MEO 卫星径向轨道互差小于 0.8m,三类卫星的切向和法向轨道 互差小于 2.0m。

重叠弧段仅为卫星轨道内符精度指标。卫星激光测距(Satellite Laser Ranging, SLR)可以直接测量地面站激光波束发射端到卫星激光波束接收端的几何距离, 精度可达厘米级。红色为常规多星定轨模式处理的轨道激光残差, 绿色为附有卫星钟差变化信息的多星定轨模式处理的轨道激光残差。(单位: cm)。利用激光残差作为两种定轨策略轨道精度的外部评估手段。2017年4月1日7月10日时段内 C01、C08、C10和C11等四颗卫星的两种定轨策略轨道结果的激光残差如图 5-3, 统计结果如表 5-4。从 5-3和5-4的结果看出,常规多星定轨模式下, GEO卫星的激光残差明显大于 IGSO卫星和 MEO卫星。通过引入卫星钟差信息, 四颗卫星的激光残差均得到明显改善。GEO卫星激光残差由 85.13cm 减小至52.47cm, IGSO卫星的激光残差由 35cm和40cm分别减小至约 20cm, MEO卫星激光残差由 50cm减小至约 20cm。值得注意的是, 约束卫星钟差的定轨处理的 IGSO卫星和 MEO卫星激光残差均值均小于 10cm, 而 C01卫星激光残差均值为-42cm。文献报道 MGEX 分析中心提供的利用全球监测站计算的 GEO卫星事后轨道的激光残差中也存在 40-50cm 的常数均值偏差(Wang et al 2015)。该常数偏差与 GEO 卫星轨道中的切向常数误差有关。

从上面数据可以看出,约束卫星钟差定轨处理可以明显减小卫星轨道误差, 其中 GEO 卫星径向精度约为 50cm, IGSO 和 MEO 卫星轨道径向精度约为 20cm。



图 5-2 北斗区域导航卫星轨道重叠弧段比较结果。a) 径向重叠弧段,b) 切向重叠弧段,c) 法向重叠弧段。



图 5-3 北斗区域导航卫星的轨道激光残差。

卫星	<b>姑送米</b> 刑	残差 (cm)		
	机旭关空	均值	标准差	RMS
C01	常规多星定轨	-80.42	27.92	85.13
	约束卫星钟差多星定轨	-42.51	30.75	52.47
C08	常规多星定轨	-15.28	31.55	35.06
	约束卫星钟差多星定轨	-3.68	21.80	22.11
C10	常规多星定轨	18.31	36.09	40.47
	约束卫星钟差多星定轨	-8.99	16.80	19.05
C11	常规多星定轨	0.12	50.17	50.17
	约束卫星钟差多星定轨	-1.14	21.05	21.08

表 5-5 北斗区域导航卫星不同定轨模式轨道结果的激光残差

# 5.3 小结

多星定轨估计的卫星钟差包含轨道周期形变,不能被广播钟差的二阶多项式 表达。为提升 BDS 空间信号精度和服务精度,本文试验一种约束卫星钟差的多 星定轨策略。将星地双向测量钟差为已知,不再单历元解算卫星钟差,而仅全局 解算星地双向测量钟差中的未标定时延参数。实测数据表明,

常规多星定轨解算钟差与时间同步互差的均值减去约束双向时间同步钟差 定轨解算的未标校设备时延值的均值为 0.04ns, RMS 为 0.61ns, 两者符合性高, 说明估计的未标校时延能够吸零值偏差,可以将此偏差修正到钟差上进行播发, 这能够直接提升用户等效距离误差(UERE)。

约束卫星钟差可明显提升北斗卫星的轨道径向精度,其中 GEO 卫星激光残差由 85.13cm 减小至 52.47cm, IGSO 卫星的激光残差由 35cm 和 40cm 分别减小 至约 20cm, MEO 卫星激光残差由 50cm 减小至约 20cm。
# 第6章 低轨卫星增强北斗定轨仿真分析

星载 GNSS 技术是 20 世界 90 年代迅速发展起来的一种新的低地球轨道 (Low Earth orbit, LEO),具有成本低、设备轻便、全天候、高精度、连续观测 的优点,低轨卫星一般搭载 GNSS 接收机用以确定精密低轨卫星轨道。然而,低 轨卫星也可以作为快速移动的测站,在导航卫星定轨中发挥重要作用。利用低轨 卫星星载数据增强导航卫星定轨也是值得探讨的一种导航卫星定轨的新模式,尤 其对于 BDS 不能全球建立监测站。利用地面监测网和少数低轨卫星的星载接收 机观测数据,可以完成高精度 GNSS 卫星的轨道与钟差测定。本章对低轨卫星增 强导航卫星轨道进行了仿真分析,对于建设下一代全球导航卫星系统,具有现实 意义。

## 6.1 仿真星座

#### 6.1.1 中轨道星座

北斗计划于2020年完成全球星座的组网,仿真高轨星座参照北斗全球导航星座设计30颗卫星,包括3颗GEO卫星(PRN1~PRN3)、3颗IGSO(PRN4~PRN6)及24颗MEO卫星(PRN7~PRN30)。其中,3颗GEO卫星分别定点于80°、110.5°、140°;3颗IGSO轨道倾角为55度,中心投影经度为118度;24颗MEO卫星的构型为Walker24/3/2,轨道高度21528km,倾角55°,偏心率为0.006,PRN7~PRN14位于第一个轨道面,PRN15~PRN22位第二个轨道面,PRN23~PRN30位于第三个轨道面。

### 6.1.2 低轨道星座

采用轨道高度1000km,倾角55度,均匀分布在10个轨道面上的120颗低轨卫 星。各纬度低轨卫星可见性如图6-1。从赤道开始一直到50度,LEO充足的观测 时长逐渐增加,50度后,观LEO的充足观测时长逐渐减少。40度、50度全天均可 观测到充足的LEO卫星。



图6-1 仿真低轨卫星可见性分析

## 6.2 数据仿真

本次试验仿真观测数据共包括两类:中高轨卫星对地观测数据、中高轨与低 轨卫星的星载接收机观测数据。星地及星载接收机包括伪距和相位两种观测数 据,采样间隔为60s。

6.2.1 测站信息

北斗系统采用区域监测网,即使全球系统也无法实现类似GPS的全球均匀测站分布。仿真试验中采用的地面监测站包括7个国内站和3个国外站。国内监测站选用7个,国外站从IGMAS海外站中选取。测站名称及坐标如下:

	站名	Х	Y	Z	
玉	北京(BEIJ)	-2160827.320	4383558.489	4085208.389	
	三亚 (SANY)	-2022640.506	5710856.696	1989450.050	
内	喀什(KASH)	1191368.565	4786239.343	4032506.284	
山大	成都(CHED)	-1328360.927	5319306.222	3248953.047	
lin.	乌鲁木齐	100470 324	4504127 210	1106136 088	
测	(URUM)	190479.324	4394137.310	4400130.088	
站	绥阳 (SUIY)	-2987557.104	3448215.044	4442807.622	
	湛江(ZHAJ)	-2076875.903	5574649.926	2292007.968	
国外	TAHT	-5246417.867	-3077360.456	-1913840.387	
监测站	RDJN	4283346.088	-4026421.504	-2466095.788	
	BRCH	3843293.412	709340.495	5023161.645	

表6-1 监测站信息

#### 6.2.2 钟差信息

仿真观测数据所采用的钟差信息参照北斗星载钟性能,采用多项式系数的方式加入,钟差参数示例如下:a0:5.045 E-004s,a1:-1.30 E-011s,a2:-1.423 E-018s。

#### 6.2.3 测量模型

星载接收机数据考虑的测量模型包括:相对论、卫星天线相位中心、硬件收 发延迟。其中单星硬件收发延迟的标准差设定为0.1m。伪距测量随机误差设定为 1m,相位测量随机误差设定为0.02m。

高中轨对地观测数据考虑的测量模型包括:相对论、卫星天线相位中心、接 收机天线相位中心、对流层、硬件收发延迟。其中对流层采用SAASTAMOINEN 模型,硬件收发延迟的标准差设定为0.1m,伪距测量随机误差设定为1m,相位 测量随机误差设定为0.02m。

由于定轨解算时采用的为双频无电离层组合观测数据,因此在仿真观测数据时不再考虑电离层误差的影响。

#### 6.2.4 动力学模型

仿真卫星轨道时采用的动力学模型包括:

- 1、重力场模型 : eigen 中高轨 10×10 阶,低轨 140×140
- 2、日月引力 : 日月位置使用 JPL 发布的行星星历计算
- 3、太阳光压 : T20 先验模型

4、固体潮 : IERS2003

## 6.3 解算方案

在精密定轨解算中采用伪距及载波相位组合的动力学定轨方法。采用3天弧 段双频无电离层组合观测数据,综合利用中高轨对地、中高轨与低轨卫星间的星 载接收机观测数据,联合解算中高轨及低轨卫星的轨道。

定轨解算中采用eigen重力场模型,考虑日、月及大行星引力。解算参数包括: 卫星轨道参数,卫星及测站钟差,对流层模型改正采用Davis模型,并在3天弧段 内解算12组对流层天顶延迟及梯度参数。太阳光压采用T20先验模型,解算经验 力参数。中高轨与低轨卫星解算参数主要差异如下:

中高轨卫星:全弧段解算一组太阳辐射压系数(X、Z方向尺度因子及 y-bias), 弧段内单星解算一组 T、N 方向周期经验力

低轨卫星:考虑大气阻力,0.1 天解算一组线性大气阻力参数,全弧段解算 一组太阳辐射压系数(X、Y、Z 方向公共尺度因子)

## 6.4 对比分析

表 6-3、图 6-2 给出了 6 个算例比对结果。由图表中结果,可得出结论如下:

1)增加3个海外站使定轨精度略有提高,但由于海外站数量较少,跟踪弧
 段不足,精度提升幅度不大。

2) 增加3颗低轨卫星,进行星地及高低链路的联合定轨,定轨精度R方向可达到cm级,URE也有量级性提高。

 3)增加多颗低轨卫星与3颗低轨卫星相比,定轨精度基本相当,仅有个别 卫星精度存在小量差异。

中高轨卫星与低轨卫星联合定轨在钟差解算精度上略有提高,但幅度不大。

	R	Т	Ν	POS	URE	CLK(ns)
星地(国内7站)	0.140	0.459	0.330	0.583	0.155	0.397
星地(国内 7+海外 3 站)	0.106	0.338	0.269	0.445	0.117	0.347
星地+24 低轨	0.009	0.256	0.207	0.329	0.041	0.309
星地+12 低轨(30 相位)	0.011	0.258	0.208	0.332	0.042	0.298
星地+6低轨	0.014	0.256	0.206	0.329	0.042	0.294
星地+3 低轨	0.028	0.253	0.203	0.326	0.048	0.296

表 6-2 中高轨卫星定轨精度对比分析 (m)





由 6-3 可以看出,与 24 低轨+30 中高轨卫星联合定轨相比,采用 3 颗低轨 卫星联合定轨 15、22 号卫星 URE 高于其余卫星。由此图 6-4 给出了两种解算策 略下 PRN15、22 及差异不明显的 PRN21、30 卫星的定轨误差时间序列图。





图 6-3 PRN 15、21、30 URE 时间序列

表 6-4、表 6-5 分别给出了各类解算策略下低轨卫星定轨精度及定轨残差。 较少的低轨卫星数量对应的低轨定轨精度略有降低,定轨残差略有增大,但差异 不显著。

表 6-3 低轨卫星定轨精度对比分析 (m)

	R	Т	Ν	POS	URE
星地(国内7站)	-	-	-	-	-
星地(国内 7+海外 3 站)	-	-	-	-	-
星地+24 低轨	0.014	0.034	0.067	0.077	0.017
星地+12 低轨	0.015	0.035	0.068	0.078	0.018
星地+6低轨	0.016	0.035	0.067	0.078	0.019
星地+3 低轨	0.018	0.039	0.066	0.079	0.021

表 6-4 定轨残差对比分析 (cm)

	Min	Max	RMS	Mean	STD	
		伪距				
星地(国内7站)	-105.36	105.15	57.774	-0.634E-03	57.774	
星地(国内 7+海外 3 站)	-117.15	107.84	57.781	0.375E-03	57.781	
星地+24 低轨	-102.90	103.87	57.696	-0.527E-03	57.696	
星地+12 低轨	-102.86	103.59	57.711	0.181E-02	57.711	
星地+6低轨	-103.11	102.85	57.729	0.167E-02	57.729	
星地+3低轨	-103.15	103.57	57.737	0.306E-03	57.737	
星地(国内7站)	-3.109	3.105	1.034	-0.167E-03	1.034	
星地(国内 7+海外 3 站)	-3.126	3.125	1.037	-0.650E-04	1.037	
星地+24 低轨	-3.898	4.844	1.083	-0.815E-03	1.083	
星地+12 低轨	-4.319	5.057	1.054	-0.100E-02	1.054	
星地+6低轨	-4.310	4.711	1.027	0.129E-04	1.027	
星地+3低轨	-4.191	4.526	1.025	-0.491E-03	1.025	

# 6.5 小结

低轨卫星也可以作为快速移动的测站,在导航卫星定轨中发挥重要作用。本 章对低轨卫星增强导航卫星轨道进行了仿真分析。对于建设下一代全球导航卫星 系统,具有现实意义。通过仿真分析,得出了以下结论:

1)增加3个海外站使定轨精度略有提高,但由于海外站数量较少,跟踪弧
 段不足,精度提升幅度不大。

2) 增加3颗低轨卫星,进行星地及高低链路的联合定轨,定轨精度 R 方向可达到 cm 级, URE 也有量级性提高。

3) 增加多颗低轨卫星与 3 颗低轨卫星相比,定轨精度基本相当,仅有个别 卫星精度存在小量差异。

中高轨卫星与低轨卫星联合定轨在钟差解算精度上略有提高,但幅度不大。

# 第7章 总结与展望

## 7.1 本文工作总结

用户测距误差(User Range Error)是反映导航系统服务性能的重要指标运行 阶段,北斗系统已实现用户距离误差(URE)优于 2.5m 的性能指标。本文以用 户距离误差(URE)优于 1m 为目标,研究基于双向时频传递以及区域监测网观 测数据的北斗卫星广播星历与钟差模型提升方法。本文的主要研究成果和贡献如 下:

1、北斗双向时频传递模型精化与广播钟差模型精度提升。本文对北斗星地双 向时间比对的误差源进行分析,重点讨论了电离层延迟误差、卫星相位中心误差 对不同类型卫星(GEO/IGSO/MEO)双向钟差精度的影响,实测数据分析结果 表明,模型精化后钟差精度(RMS)优于 0.15ns。采用 TWSTF 钟差测量为参考, 分析了 BDS 广播电文钟差参数的精度,结果表明 BDS 广播电文的钟差模型精度 优于 2ns (数据龄期小于 12 小时)。结合 BDS 地面段的钟差模型计算策略,本文 提出进一步提升精度的多种方法。对于预报时长小于 6 小时的短期预报,本文提 出加权线性模型与混合区间线性模型的钟差拟合预报方法,短期预报的精度可提 高 35%以上。对于中长期广播电文参数预报(6 小时以上),本文采用谱分析钟 差时间序列,并根据谱分析结果构造预报模型,与简单的二次多项式模型预报相 比,预报 6 小时精度提高 13%,预报 12 小时平均提高了 21%。经过以上改进, 本文对 2017 年 1-6 月的钟差数据重新处理,获得了新的广播电文钟差模型时间 序列。利用北斗监测接收机定位精度评估,N、E、U 3 个方向精度分别提高 14.9%、28.4%、15.5%。

2、基于定轨估计钟差与双向钟差的轨道误差监视与预报。分析了 BDS 广播 星历与钟差参数的相关性,结果表明广播星历存在 0.3m~0.6m 幅度的径向误差。 指出广播星历的径向误差和钟差参数的未标定时延偏差是影响广播星历与钟差 参数自洽性的两个重要因素。为实现本章的基于单双向钟差比对的轨道监视与预 报方法,作者编写了轨道性能优化软件 BRDIMP。软件研制完成后,利用实际数 据进行了试验和验证。2017 年 1 月份部署到 BDS 系统并实现在线运行,形成优

化后的广播星历替换原有广播星历对用户进行播发。评估了新广播星历播发前后2年的空间信号误差(signal-in-space ranging error, SISRE),结果表明播发新的 广播星历后,GEO的SISRE由1.14ns提升到0.93ns,IGSO卫星由0.99ns提升 到0.85ns,MEO卫星由1.31ns提升到0.96ns,三种卫星平均提升幅度为19.8%。 利用分布于我国不同区域测站的实测数据评估了新广播星历播发前后各卫星区 域用户距离精度(RURA,Regional User Range Accuracy)和用户导航定位 精度,结果表明播发新的广播星历后,北斗导航系统的区域用户距离精度 (RURA)平均提升了约32%,定位的精度提升了17%,定位三维误差小于2.50m。

3、约束双向钟差的北斗卫星轨道确定。本文试验一种约束卫星钟差的多星 定轨策略,将星地双向测量钟差为已知,不再单历元解算卫星钟差,而仅全局解 算星地双向测量钟差中的未标定时延参数。试验结果表明,约束卫星钟定轨处理 的伪距残差 RMS 与常规定轨伪距残差 RMS 相当,这表明约束卫星双向钟差的 定轨策略实现了轨道动力学参数与其他参数和测量噪声的分离。解算的未标定时 延参数与单双向钟差互差具有一致性很好,两者之差均值为 0.04ns, RMS 0.61ns, 说明约束卫星双向钟差定轨未标校时延解算正确。激光评估表明,约束卫星钟差 的多星定轨可明显提升北斗卫星的轨道精度,其中 GEO 卫星激光残差由 85.13cm 减小至 52.47cm, IGSO 卫星的激光残差由 35cm 和 40cm 分别减小至约 20cm, MEO 卫星激光残差由 50cm 减小至约 20cm。

4、低轨卫星增强北斗定轨仿真分析。参照北斗全球星座的组网,分析不同 低轨卫星个数对北斗定轨的影响。分析结果表明:1)增加3个海外站使定轨精 度略有提高,但由于海外站数量较少,跟踪弧段不足,精度提升幅度不大。2) 增加3颗低轨卫星,进行星地及高低链路的联合定轨,定轨精度 R 方向可达到 cm 级,URE 也有量级性提高。3)增加多颗低轨卫星与3颗低轨卫星相比,定 轨精度基本相当,仅有个别卫星精度存在小量差异。4)中高轨卫星与低轨卫星 联合定轨在钟差解算精度上略有提高,但幅度不大。

## 7.2 下一步工作展望

1、本文联合区域网数据与双向钟差进行联合定轨。在全球网条件下,GEO 卫星的定轨精度同样不高,研究约束 GEO 卫星双向钟差的北斗全球网定轨是正 在进行的工作。

2、本文只对低轨卫星增强 GNSS 轨道进行了初步分析,低轨卫星不同分布、 高度都会对定轨结果产生影响,有待分析研究。当低轨卫星搭载北斗接收机,利 用实测星载北斗 GNSS 数据进行定轨分析。

## 参考文献

[1]陈金平, 胡小工, 唐成盼, 等. 北斗新一代试验卫星星钟及轨道精度初步分析[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2016, 46(11): 119502.

[2] 王解先, 陈俊平. GPS 精密定位软件研制与应用[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2011, 39(5):764-767.

[3] 陈俊平, 王解先. 附加 Helmert 变换参数的低轨卫星约化动力学精密定轨[J]. 测绘学报, 2008, 37(3):394-399.

[4]曹月玲.BeiDou 区域导航系统广域差分及完好性监测研究:[博士学位论文].北京:中国科学院大学,2014.

[5]周善石.基于区域监测网的卫星导航系统精密定轨方法研究:[博士学位论文].上海;中国 科学院上海天文台,2011

[6]常志巧,胡小工,郭睿,等.CNMC 与 Hatch 滤波方法比较及其在北斗相对定位中的精度分析.中国科学:物理学力学天文学,2015(7):79508-079508.

[8]李瑞峰, 王元明. 星地双向时间同步技术在 COMPASS 中的应用[J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2010, 35(1): 13–16.

[9] 刘利. 相对论时间比对理论与高精度时间同步技术[D]. 郑州: 解放军测绘学院, 2004.

[10]刘利,韩春好.地心非旋转坐标系中卫星双向时间比对计算模型[J]. 宇航技测技术,2004,24(1):34-39.

[11]刘晓刚,吴晓平,张传定. 卫星双向共视法时间比对计算模型及其精度评估[J]. 测绘学报

[12]郑作亚, 党亚民, 卢秀山, 等. 附有周期项的预报模型与其在 GPS 卫星钟差预报中的应用研究. 天文学报[J], 2010, 51: 95-102.

[13] 唐桂芬, 许雪晴, 曹纪东,等. 基于通用钟差模型的北斗卫星钟预报精度分析[J]. 中国 科学:物理学力学天文学.

[14]张清华, 隋立芬, 贾小林,等. 北斗卫星导航系统空间信号误差统计分析[J]. 武汉大学 学报:信息科学版, 2014, 39(3):271-274.

[15]周善石. 简化广域差分 GPS 系统在中国区域的建立与试算: [硕士学位论文]. 上海: 同济 大学, 2007.

[16] 王彬. BDS 在轨卫星钟差特征分析、建模与预报研究: [博士学位论文]. 武汉: 武汉大学, 2016

[17] 王君刚, 陈俊平, 王解先. GNSS 对流层延迟映射模型分析[J]. 天文学进展, 2014, 32(3):383-394.

[18] 陈俊平,杨赛男,周建华,等.综合伪距相位观测的北斗导航系统广域差分模型[J].测绘学报,2017,46(5):537-546.

[19]杨赛男,陈俊平,曹月玲,等. 空间信号精度的算法设计与实验分析[J]. 天文学进展, 2015(2):250-258.

[20] 张益泽, 陈俊平, 周建华,等. 北斗广播星历偏差分析及改正[J]. 测绘学报, 2016, 45(s2).

[21] 陈俊勇. 中国现代大地基准一中国大地坐标系统 2000 (CGCS2000) 及其框架[J]. 测绘学报, 2008, Vol37, No. 3, P269-271.

[22]何峰.北斗区域卫星导航系统空间信号精度提升[D].上海:中国科学院上海天文台, 2013.

[23] 宋小勇. COMPASS 导航卫星定轨研究[D].西安:长安大学, 2008.

[24] 谭述森.卫星导航定位工程[M].北京:国防工业出版社,2007年.

[25] Montenbruck O, Gill E 等著,王家松,祝开建,胡小工等译.卫星轨道-模型、方法和应用[M].国防工业出版社,2011.

[26]许其凤.区域卫星导航系统的卫星星座[J].测绘工程, 10(1), 1-5.

[27]杨元喜,李金龙,王爱兵,等.北斗区域卫星导航系统基本导航定位性能初步评估[J].中国 科学:地球科学, 2014, 44(1): 72-81.

[28] 郭海荣. 导航卫星原子钟视频特性分析理论与方法研究[D]. 郑州: 解放军测绘学院.

[29]几种 GPS 卫星钟差预报方法比较及精度分析[J]. 山东科技大学学报自然科学版, 2008, 27: 6-15.

[30]郭靖.姿态、光压和函数模型对导航卫星精密定轨影响的研究:[博士学位论文].武汉:武 汉大学,2014.

[31]陈刘成,胡小工,封欣,等.区域导航系统实时广域差分修正模型与方法.中国科学院上海 天文台年刊,2010(1):45-53.

[32]王宁波,袁运斌,张宝成,等.GPS 民用广播星历中 ISC 参数精度分析及其对导航定位的 影响.测绘学报,2016,45(8):919-928.

[33] 崔红正,唐歌实,宋柏延,等.北斗卫星导航系统实时定轨与钟差处理策略.中国空间科学 技术,2015,35(5):1-7.

[34] 毛悦, 宋小勇, 王维, 等. IGSO 姿态控制模式切换期间定轨策略研究. 武汉大学学报(信息科学版), 2014, (11):1352-1356

[35]黄珹,冯初刚,SLR 数据处理及其软件实现,2003.

[36]胡轩宇,黄勇,胡小工,等. 单颗 MEO 卫星定轨中的二阶钟差模型[J]. 宇航学报, 30(3):924-929

[37] 焦文海.卫星导航系统坐标基准建立问题的研究[D],中国科学院上海天文台博士后研 究工作报告.中国科学院上海天文台.2003.8

[38]刘基余.全球导航卫星系统及其应用[M]. 北京: 测绘出版社, 2015 年

[39]Zhou S S, Hu X G, Li L, et al. Applications of two-way satellite time and frequency transfer in the BeiDou navigation satellite system[J]. Science China(Physics, Mechanics & Astronomy), 2016, 59(10):109511.

[40]Liu L, Han C H. Two Way Satellite Time Transfer and its error analysis[J]. Progress in Astronomy, 2004, 22(3).

[41]Liu X G, Zhang L P, Chen J, et al. Error sources analysis of the method of two-way satellite-ground time comparison by wireless radio[J]. Science of Surveying & Mapping, 2011, 36(4):24-23.

[42]Li L, Tang G F, Han C H, et al. The method and experiment analysis of two-way common-view satellite time transfer for compass system[J]. Science China(Physics,Mechanics & Astronomy), 2015, 58(8):1-7.

[43]Zhou S S, Hu X G, Wu B. Orbit determination and prediction accuracy analysis for a regional tracking network[J]. Science China(Physics,Mechanics & Astronomy), 2010, 53(6):1130-1138.

[44]Zhou S S, Hu X G, Wu B, et al. Orbit determination and time synchronization for a GEO/IGSO satellite navigation constellation with regional tracking network[J]. Science China(Physics,Mechanics & Astronomy), 2011, 54(6):1089-1097.

[45]Rizos C, Montenbruck O, Weber R, et al. The IGS MGEX experiment as a milestone for a comprehensive multi-GNSS service[C]// ION Pacific PNT Conference. DLR, 2013:289-295.

[46]Montenbruck, Eberhard O /. Satellite Orbits: Models, Methods, Applications[J]. Springer Verlag, 2012.

[47]Hauschild A, Montenbruck O, Steigenberger P. Short-term analysis of GNSS clocks[J]. Gps Solutions, 2013, 17(3):295-307.

[48]Wang B, Lou Y, Liu J, et al. Analysis of BDS satellite clocks in orbit[J]. Gps Solutions, 2015, 20(4):1-12.

[49] Tang G F, Xue Qing X U, Cao J D, et al. Precision analysis for Compass satellite clock

prediction based on a universal clock offset model[J]. Scientia Sinica, 2015, 45(7):079502.

[50]Zheng Z Y, Dang Y M, Lu X S, et al. Prediction Model with Periodic Item and Its Application to the Prediction of GPS Satellite Clock Bias[J]. Acta Astronomica Sinica, 2010, 51(1):95-102.

[51]Zheng Z Y, Xiu-Shan L U. Comparison and Precision Analysis of Several GPS Satellite Clock Bias Prediction Methods[J]. Journal of Shandong University of Science & Technology, 2008.

[52]Yang Y X, Li J L, Wang A B, et al. Preliminary assessment of the navigation and positioning performance of BeiDou regional navigation satellite system[J]. Science China Earth Sciences, 2014, 57(1):144-152.

[53]Lou Y, Liu Y, Shi C, et al. Precise orbit determination of BeiDou constellation based on BETS and MGEX network[J]. Scientific Reports, 2014, 4(8):4692.

[54]Wang, B., Lou, Y., Liu, J., Zhao, Q., Su, X., 2016a. Analysis of BDS satelliteclocks in orbit[J]. GPS Solut. 20 (4), 783–794, DOI 10.1007/s10291-01

[55]Zhou, S. S., Wu, B., Hu, X. G. et al. Signal-in-space accuracy for beidou navigation satellite system: challenges and solutions [J]. Science China Physics Mechanics & Astronomy, 60(1), 019531.

[56]Zhou S S, Cao Y L, Zhou J H et al Positioning accuracy assessment for the 4GEO/5IGSO/2MEO constellation of COMPASS [J], Sci China Phys Mech Astron, 55: 2290-2299

[57]Zhao Q L, Guo J, Li M et al. Initial results of precise orbit determination and clock determination for COMPASS navigation satellite system [J]. J Geod, 2013,87(5):475-486, DOI 10.1007/s00190-013-0622-7

[58]Zhao G , Zhou S.S, Zhou, X H et al. Precise Orbit Determination of BeiDou Satellites Using Satellite Laser Ranging[C]//China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2013 Proceedings. Springer Berlin Heidelberg, 2013: 221-229.

[59]Yang W K, Gong H, Liu Z J et al. Improved two-way satellite time and frequency transfer with Multi-GEO in BeiDou navigation system [J]. Sci China Inf Sci,57: 022316(15), doi: 10.1007/s11432-013-4916-4

[60]Steigenberger P, Hugentobler U, Hauschild A et al. Orbit and clock analysis of Compass GEO and IGSO satellites [J]. J Geod, 87(6):515~525,DOI 10.1007/s00190-013-0625-4

[61]Steigenberger, P., Fritsche, M., Dach, R. et al. Estimation of satellite antenna phase center offsets for galileo [J]. Journal of Geodesy, 90(8), 773-785.

[62]Steigenberger, P., Montenbruck, O. Galileo status: orbits, clocks, and positioning [J]. Gps Solutions, 1-13.

[63]Steigenberger, P., Montenbruck, O., Uwe, H. Performance evaluation of the early cnav navigation message [J]. Navigation, 62(3), 219–228.

[64]Shi C, Fan L, Li M et al. An enhanced algorithm to estimate BDS satellite's differential code biases [J]. J Geod 90:161–177.

[65]Montenbruck O, Hauschild A, Steigenberger P et al. Initial assessment of the COMPASS/Beidou-2 regional navigation satellite system [J]. GPS Solut,17(2):211-222

[66]Montenbruck O, Steigenberger P, Khachikyan R, et al IGS-MGEX: preparing the ground for multi-constellation GNSS science. In: 4th international colloquium on scientific and fundamental aspects of the Galileo system, 4–6 December 2013, Prague, CZ

[67]Montenbruck O, Hauschild A, Steigenberger P. Differential Code Bias Estimation using Multi-GNSS Observations and Global Ionosphere Maps [J]. Navigation 61(3):191–201

[68]Montenbruck O, Steigenberger P, Hauschild A. Broadcast versus precise ephemerides: a multi-GNSS perspective [J]. GPS Solut, 2015, 19(2):321–333.

[69]Montenbruck, O., Steigenberger, P., Riley, S et al. Irnss orbit determination and broadcast ephemeris assessment. Proceedings of the International Technical Meeting of the Institute of Navigation, 185-193.

[70]Montenbruck, O., Steigenberger, P., Hugentobler, U et al. Enhanced solar radiation pressure modeling for galileo satellites [J]. Journal of Geodesy, 89(3), 283-297.

[71]Mao Y, Du Y, Song X Y et al. GEO and IGSO joint precise orbit determination [J]. Sci China Phys Mech Astron, 54: 1009-1013

[72]Li X J, Zhou J H, Hu X G et al.Orbit determination and prediction for Beidou GEO satellites at the time of the spring/autumn equinox [J]. Sci China-Phys Mech Astron, 58: 089501, doi: 10.1007/s11433-015-5675-6

[73]Liu L., Zhu L F., Han C H. et al. The model of radio Two-way Time Comparison between satellite and station and experimental analysis [J]. A translation of Acta Astron. Sin, 2009, 50(2):189-196.

[74]Heng L, Gao GX, Walter T, Enge P Statistical characterization of GLONASS broadcast ephemeris errors [C]. In: Proceedings of ION GNSS 2011, Portland, OR, pp 3109–3117

[75]Guo R, Hu X G, Tang B, et al. Precise orbit determination for geostationary satellites with multiple tracking techniques [J]. Chin Sci Bull,2010, 55: 687–692

[76]Guo, R., Hu, X. G., Li, X. J et al. (2016). Application Characteristics Analysis of the T20 Solar Radiation Pressure Model in Orbit Determination for COMPASS GEO Satellites.China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2016 Proceedings: Volume III. Springer Singapore.

[77]Gong X Q, Xing N, et al. The Establishment and Precision Analysis of Global Ionospheric Model of COMPASS System[C]. China Satellite Navigation Conference(CSNC) 2013 Proceedings Volume 245,pp 253-264

[78]Arnold D, Meindl M, Beutler G, et al. CODE's new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination [J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(8):775-791.

[79]Ananda M .P, Bemstein H, CunllIgham K E et al. Global Positioning System (GPS) Autonomous Navigation [A]. Location and Navigation Symposium. In Proceedings of IEEE Position [C]. Las Vegas, Nevada: IEEE , 1990 :497-508

[80]Auerbach J. GPS civil service update & U.S. International GNSS Activities[C]. International GNSS Conference, Sydney, Australia, 2016.

[81]Bar-Sever, Y. E., Russ, K. M. New and improved solar radiation models for gps satellites based on flight data.[R]. California inst of technology pasadena jet propulsion lab, 1997.

[82]Bar-Sever Y, Kuang D. New empirically derived solar radiation pressure model for global positioning system satellites [J]. IPN Progress Report, 2004, 42: 159.

[83]Bertiger W., Y. Bar-Sever, N. Harvey, K et al. —Next Generation GPS Ground Control Segment (OCX) Navigation Designl[C], Institute of Navigation GNSS Meeting, Portland, OR, September 2010.

[84] Beutler, G., Brockmann, E., Gurtner, W. et al. Extended orbit modeling techniques at the code processing center of the international gps service for geodynamics (igs): theory and initial results [J]. European Respiratory Journal, 7(7), 1350-64.

[85] Cao Y, Hu X, Zhou J, et al. Kinematic wide area differential corrections for BeiDou regional system basing on two-way time synchronization[C]//China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2014 Proceedings: Volume III. Springer Berlin Heidelberg, 2014: 277-288.

[86] Colombo, O.L. The dynamics of global positioning orbits and the determination of precise ephemerides [J]. J. Geophys. Res, 94(B7):9167~9182

[87] Creel T, Dorsey AJ, Mendicki PJ et al. Summary of accuracy improvements from the GPS legacy accuracy improvement initiative (L-AII) [C]. In: Proceedings of ION GNSS 2007, pp

2481-2498

[88] CSNO. BeiDou navigation satellite system signal in space interface control document—open service signal (Version 2.0). China Satellite Navigation Office, 2013

[89] DoD. Global positioning system standard positioning service performances standard. Department of Defense, USA, 2008.

[90] Dong D,Fang P,Bock Y et al. Anatomy of apparent seasonal variations from GPS — derived site Position time series[J] J GePhys Res.2002,10

[91] Dow JM, Neilan RE, Rizos C. The international GNSS service: in a changing landscape of global navigation satellite systems [J]. J Geod, 83:191-198

[92] Fan M, Hu X G, Dong G, et al. Orbit improvement for Chang'E-5T lunar returning probe with GNSS technique [J]. Advances in Space Research, 2015, 56(11):2473-2482.

[93] Feng, X., Chu, H. L., Liu, J. C et al. (2016). Analysis on Pseudorange Biases between GNSS Navigation Satellites[C]. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2016 Proceedings: Volume I. Springer Singapore.

[94] Fliegel H, Galini T, Swift E. Global positioning system radiation force model for geodetic applications [J]. J. Geophys. Res, 97(B1): 559-568

[95] Fliegel H, Galini T, Swift E. Solar force modeling of Block IIR global positioning system satellites [J]. Journal of Spacecraft Rockets, 33:863-866.

[96] GPS Directorate. Navstar GPS space segment/navigation user segment interfaces. Interface specification IS-GPS-200, revision G, 5 September 2012, Global Positioning Systems Directorate

[97] Gill E. Precise GNSS-2 satellite orbit determination based on inter-satellite-links [C].14th International Symposium on Space Flight Mechanics, Feb. 8-12, 1999; Iguassu, Brazil

[98] Gruber B GPS program updates. In: Proceedings of IONGNSS 2012 [C], Nashville, TN, pp 21–537

[99] Guo J., Zhao Q., Geng, T.et al. Precise Orbit Determination for COMPASS IGSO Satellites During Yaw Maneuvers. In Proceedings: J. Sun et al. (eds), China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2013 Proceedings, Lecture Notes in Electrical Engineering 245, D01:10.1007/978-3-643-37407-4-4, 2013

[100] Guo R, Hu X G, Tang B, et al. Precise orbit determination for geostationary satellites with multiple tracking techniques [J]. Chin Sci Bull,2010, 55: 687–692

[101] Guo, R., Hu, X. G., Li, X. J et al. (2016). Application Characteristics Analysis of the T20 Solar Radiation Pressure Model in Orbit Determination for COMPASS GEO Satellites.China

Satellite Navigation Conference (CSNC) 2016 Proceedings: Volume III. Springer Singapore.

[102] Hackel S, Steigenberger P, Hugentobler U et al Galileo orbit determination using combinedGNSS and SLR observations [J]. GPS Solut. doi:10.1007/s10291-013-0361-5 (online first)

[103] Han C H, Cai Z W, Lin Y T et al. Time synchronization and performance of Beidou satellite clocks in orbit. International Journal of Navigation and Observation, 2013, Article ID 371450, 5 pages, doi:10.1155/2013/371450

[104] Han S H, Gui Q M, Li J W. Establishment criteria, routing algorithms and probability of use of inter-satellite links in mixed navigation constellations [J]. Advances in Space Research 51 (2013) 2084–2092

[105] Hauschild, A., & Montenbruck, O. A study on the dependency of gnss pseudorange biases on correlator spacing [J]. GPS solutions, 2016, 20(2): 159-171.

[106] He F., Zhou S. S., Hu X. G., et al. Satellite-station time synchronization information based real-time orbit error monitoring and correction of navigation satellite in Beidou System. Sci China-Phys Mech Astron, 2014, 57: 1395-1403

[107] He L, Ge M, Wang J et al. Experimental study on the precise orbit determination of the BeiDou navigation satellite system [J]. Sensors 13(3):2911–2928. doi:10.3390/s130302911

[108] Heng L, Gao GX, Walter T, Enge P Statistical characterization of GLONASS broadcast ephemeris errors [C]. In: Proceedings of ION GNSS 2011, Portland, OR, pp 3109–3117

[109] Heng L. Safe satellite navigation with multiple constellations:global monitoring of GPS and GLONASS signal-in-space anomalies [D]. Ph.D. Dissertation, Stanford University

## 致谢

时光流逝,转眼间来上海天文台工作、学习已经六年。即将完成博士阶段 的学习,欣喜之余,特别向给予我关心和帮助的诸多师长、同学、父母表示由 衷的感谢。

首先,衷心感谢我的导师吴斌老师!2012年进入上海天文台工作,有幸参与到北斗信息处理的课题中,使自己有机会从运控上游来了解北斗系统,丰富了自己的眼界,开拓了研究的思路。所做工作既有理论创新,又与工程实际相结合,符合自己的兴趣爱好。在工作两年之后又得以继续在吴老师的指导下完成博士学位的学习,在我人生的各个重要阶段吴老师都给予我悉心指导和无私关怀。在课题选择和问题解决过程中,吴老师以敏锐的学术洞察力和深厚的科研经验,高屋建瓴地为我论证把关。

感谢我的副导师周善石老师,从改造软件到学术问题讨论,每次周老师总 能对我繁乱的思绪抽丝剥茧,发现其中的闪光点并为我指明前进的方向。没有 周老师的指导和帮助,我的研究工作将不可能顺利完成。

感谢胡小工老师,胡老师学识渊博、思维敏捷、治学严谨,诸多线索中总 能把握问题的本质,使得本文写作过程中少走弯路。胡老师对科学问题的执着、 分析问题时的思考方式,都将使我在以后的学习和工作中深深受益。

感谢陈俊平老师,在整个博士课题研究过程中,陈老师始终给予我热情的 指点与帮助,使我的研究工作能够顺利进行。陈老师严谨的工作态度、深厚的 理论功底、创新的研究思路,无不使我深感敬佩,感谢陈老师对于本论文的批 阅修改。

感谢同事赵罡老师,从我进天文台就跟赵老师同在一个办公室,学习、生

活都已成为互相信赖的伙伴。感谢周旭华老师,经常给我学习、工作与生活非常中肯的建议。

感谢廖新浩老师,学位论文开题与中期答辩都提了很好的思路,受了很大的启发,感谢廖老师在工作中的支持与帮助。感谢动力学中心曹月玲老师、陈 艳玲老师、黄勇老师、王小亚老师、宋淑丽老师、陈钦明老师、郭鹏老师在论 文写作过程中给予的帮助。

感谢卫星定位总站的各位老师,我的论文主要在定位总站写作,没有你们 我的论文不可能完成。感谢周建华总师、刘利主任、赵鹤主任、郭睿主任、朱 伟刚、樊家琛、胡光明、朱陵凤、常志巧、李晓杰、唐桂芬、苏冉冉、董恩强、 祖安然和刘萧。

感谢一起学习的师兄师弟师姐师妹,张益泽、王君刚、唐成盼、李冉、陈 倩、王彬、李凯、谭伟杰、单荃、邵璠、刘姣、董志华、柳培钊,跟你们在一 起学习工作非常快乐充实。特别感谢刘姣师妹,作为我的论文答辩秘书,认真 负责,替我分担了很多工作。

感谢学生处王慧老师、储怡老师的热心帮助。

衷心感谢父母,十几年求学之路,他们一直以来给予我无私的爱和支持。 在我需要帮助时,不顾身体病恙,依然为我全力付出。最后我要感谢与我相濡 以沫的妻子马福云,正是有她始终如一的支持与付出以及在生活中无微不至的 照顾和包容,我才得以顺利完成学业。在博士阶段的第二个年头,给我送来了 世上最好的礼物儿子嘉嘉,以后人生道路上要始终互相鼓励、并肩前行,为实 现心中的梦想而不断努力。

## 作者简介及在学期间发表的学术论文与研究成果

### 作者简历:

2005年09月—2009年07月,同济大学测绘工程专业本科。
2009年7月—2012年03月,同济大学卫星大地测量硕士。
2014年03月-至今,在中国科学院上海天文台攻读博士学位。

### 获奖情况:

2017, 被评为中国科学院大学"三好学生"。

工作经历:

2012年03月——2014年03月,上海天文台天文地球与动力学中心工作,从事北斗运控系统信处软件开发,算法研究工作。

### 已发表(或正式接受)的学术论文:

[1] Gong X, Shen Y, Wang J, et al. Surveying Co-located GNSS,VLBI,SLR Stations in China[J]. Journal of Surveying Engineering, 2014, 140(1).

[2] 《北斗星地双向时频传递与广播钟差精度分析》,天文学进展,已接收

### 已授权的专利:

**巩秀强、**王君刚、陈俊平等。天顶对流层延迟建模方法、装置及测量方法、 装置。专利号 201510112093.1 授权日期 2018 年 4 月 6 日