



中国科学院大学  
University of Chinese Academy of Sciences

## 博士学位论文

缩短北斗卫星机动不可用时间的定轨方法研究

作者姓名: 陈 倩

指导教师: 陈俊平 研究员 中国科学院上海天文台

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

2019 年 12 月



**BDS Orbit Determination Method during the Period of**  
**Satellite Maneuver**

**A dissertation submitted to**  
**University of Chinese Academy of Sciences**  
**in partial fulfillment of the requirement**  
**for the degree of**  
**Doctor of Philosophy**  
**in Astrometry and Celestial Mechanics**

**By**

**CHEN Qian**

**Supervisor: Professor CHEN Junping**

**Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences**

**December 2019**



**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：所提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： 陈倩  
日期： 2019.11.30

**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，可以按照学术研究的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： 陈倩  
日期： 2019.11.30

导师签名： 陈伟平  
日期： 2019.11.30



## 摘要

出于国家安全、经济社会发展的需要,20世纪80年代,中国开始探索适合国情的卫星导航系统发展道路,系统的建设采取了从有源到无源、从区域到全球的分段发展策略。我国北斗卫星导航系统在星座设计、监测站分布、导航信号设计、体制设计等方面都与其他卫星导航系统有显著差别。2012年底北斗二号正式向亚太地区开通区域服务,2018年底北斗三号基本系统建成并向全球提供基本服务,北斗三号计划在2020年年底完成30颗卫星发射组网,实现全球服务性能提升及与国际上其他GNSS系统的兼容互操作。

至2019年5月,北斗系统在轨运行的卫星共有34颗,正处于北斗二号向北斗三号平稳过渡阶段,其中导航电文中1~14及16号卫星由北斗二号地面运控系统提供,其他卫星信息则由北斗三号地面运控系统提供。由于系统采用了GEO/IGSO/MEO的混合星座,使得相较其他卫星导航系统存在较为频繁的轨道机动。基本每7~10天就会有一颗GEO卫星或IGSO卫星机动。北斗卫星机动导致该机动卫星的服务中断,通常机动卫星会存在7个小时左右的不健康时期,大大降低了卫星的可用性和连续性,同时也将引起系统服务性能降低的风险。

精度、连续性、可用性、完好性、可靠性是衡量卫星导航系统服务性能的重要指标。其中,对于区域卫星导航系统,在卫星数量有限、服务精度指标不减的条件下,单星的连续性、可用性至关重要。本文针对我国北斗卫星导航系统运行机制,开展了卫星机动恢复期间可用性提升研究,压缩机动卫星精密轨道生成的时间,缩短因卫星机动造成的卫星不可用时间,本文的具体工作内容及创新点概括如下:

1) 概述了全球卫星导航系统的发展现状,阐述了北斗卫星导航系统卫星的机动现状,总结了目前针对轨道机动进行轨道快速恢复的技术方法,指出北斗卫星导航系统在缩短机动卫星不可用时间方面面临的挑战。

2) 概述了卫星导航系统精密定轨方法,包括时间系统与坐标系统及其相互之间的转换关系,卫星运动方程、动力学模型、观测方程误差源及改正模型,及精密定轨参数估计的方法。

3) 利用综合 URE (MURE, 多站 URE 的中位数) 探测卫星机动时间及可用性。采用滑动窗口连续历元的 MURE 值进行卫星可用性评估, 避免了偶然误差引发的虚警, 根据系统限差, 可有效减少卫星机动前标记的不可用时间。

4) 建立基于几何法定轨的滑动开窗机动探测方法, 从预报轨道误差分析卫星实际机动时间。实验表明, 探测到的卫星机动时间比基于综合 URE 的机动探测方法探测到的卫星机动时间早约 7~10min。该方法不需要对卫星的机动受力进行动力学建模, 无需积累大量数据, 能够实现近实时快速计算探测。

5) 利用载波相位三差法探测卫星机动时间。实验表明, 机动前载波相位三差的残差非常平稳, 通常都在 0 均值附近。机动开始后, 不同基线残差开始偏离 0 均值, 且不同方向长度的基线对轨道机动后的残差变化速率、峰值也不同。机动结束后, 残差重新变得平稳。通过载波相位三差法可以精确探测到卫星机动的开始时间和结束时间。

6) 对卫星钟差特性进行了分析, 利用 IGS 不同数据分析中心提供的时空精密产品, 通过比较分析发现: 各分析中心的轨道、钟差存在明显差异, 并且轨道、钟差的相对偏差存在很强的相关性。轨道和钟差参数相关现象在北斗卫星导航系统尤其明显。

7) 对北斗系统测站钟差预报模型进行分析, 比对了二次多项式模型、附加周期项模型、灰色模型三种模型对北斗地面跟踪站钟差短期拟合和预报的性能, 并将钟差预报结果应用于单星定轨, 分析了不同预报钟差用于定轨的精度。试验发现, 以上三种模型对 6 个测站钟差的平均拟合精度分别为 0.14 ns/ 0.05 ns/ 0.27 ns, 预报 1h 的平均精度分别为 1.17 ns/ 0.88 ns/ 1.28 ns, 预报 2h 的平均精度分别为 2.72 ns/ 2.09 ns/ 2.53 ns。三种模型对测站钟差进行预报并用于单星定轨, 采用附加周期项的钟差预报模型轨道三维误差最小, 不同模型轨道径向精度差异在 3 cm 以内。

8) 提出了卫星机动后基于钟差预报的轨道快速恢复方法, 将钟差预报技术应用到单星定轨中, 弥补因系统业务调度关系造成的单星定轨观测数据损失的问题, 缩短了数据积累时间, 从而缩短定轨恢复的时间, 达到缩短卫星不可用时间的目标。测试表明采用预报钟差策略可将第一组定轨预报弧段的径向偏差

由 3m 左右降到 1m 以内，位置误差由 20m 降到 15m 以内。从 3h~8h 期间 6 组定轨平均情况来看，采用新策略相较于原策略的预报 URE，C01 平均降低了 26.06%，C04 平均降低了 31.58%，C03 降低了 9.95%。采用优化策略至少可以将卫星机动后不可用时间缩短一个小时，对北斗系统的工程应用具有参考价值。

9) 完成了对北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统的设计，解决软件系统设计与实现的问题，并对系统运行结果进行测试分析。针对当前北斗系统星历拟合及电文播发策略，提出机动后星历实时拟合注入技术，实现轨道机动后，利用轨道快速恢复定轨结果实时拟合当前小时广播星历，并及时注入到机动后的卫星，并向卫星注入一组电文实时播发指令，实现机动后卫星星历注入实时生效，从星历拟合及电文播发机制实现缩短卫星不可用的时间。从 9 月机动的几颗卫星的实测结果表明，该系统可将机动卫星星历恢复的时间缩短约一个半小时。此外通过轨道机动时间确定技术可将机动前的不可用时刻进行准确判断，能将机动前不可用时间减少约一小时。因此在机动卫星恢复的整个流程中，可将原来所需的时间缩短约 2.5 小时。

**关键词：**北斗卫星导航系统，钟差预报，星地双向时间频率传递，卫星可用性，轨道快速恢复

## Abstract

For the needs of the country's national security and economic and social development, in the 1980s, China began to explore the development of satellite navigation system. The construct of Beidou Navigation Satellite System (BDS) adopts a segmented development strategy of providing satellite navigation services to from regional to global users. The BDS is significant different from other navigation satellite systems in constellation design, monitoring station distribution, navigation signal design and so on. In the end of 2012, BDS-2 was completed and providing services to the Asia-Pacific region; by the end of 2018, a total of 19 satellites had been launched to complete a preliminary system for global services. It is planned to comprehensively complete the BDS-3 deployment with the launching of 30 satellites by around 2020. Which will achieve the global service performance improvement and compatibility with other GNSS systems in the world.

At present, there are 34 satellites in orbit of BDS. Both the BDS-2 and BDS-3 provide positioning, navigation and timing (PNT) service at the same time right now. In the navigation message, satellites 1-14 and 16 are provided by BDS-2, and other satellite information are provided by BDS-3. Because of the mix constellation of Geostationary Orbit (GEO) satellites, Inclined Geosynchronous Orbit (IGSO) satellites and Medium Earth Orbit (MEO) satellites adopted in the system, there are more frequent orbit maneuvers in BDS. Satellite maintaining operation is performed every 7 to 10 days for GEO/IGSO satellites. Frequent BDS satellite maneuvers cause interruptions to satellite usability that may affect user positioning accuracy and availability.

Accuracy, continuity, availability, integrity and reliability are the important indexes to measure the service performance of navigation satellite system. For regional navigation satellite system, the continuity and availability of single satellite is very important under the condition of limited number of satellites and constant

service accuracy. This paper studies the method for the improvement of the system availability during the recovery of satellite maneuver, aiming to develop new orbit determination methods to shorten the unavailability time of the satellite caused by the satellite maneuver. The main contents and innovations of this study are summarized as follows:

1) Summarized the development trends of Global Navigation Satellite System and the maneuver status of BDS. Describe the availability challenges of BDS services during periods of satellite maneuvers.

2) Summary of the methods of precise orbit determination of navigation satellite system, including the coordinate time reference systems; satellite's equation of motion; dynamic models; observation equations and error source correction models etc.

3) Detection of BDS orbit maneuvering time by the computation of the comprehensive user range error (MURE). The MURE is designed as the Median of consecutive URE values of ground tracking stations and is calculated in a sliding window. With the proposed MURE strategy, the unavailable status of the satellite maneuver could be detected 3 minutes earlier than using the current strategy.

4) Maneuver detection based on the orbit determination using the inverse-SPP strategy. According to the analysis results, the time of satellite maneuver detection is about 7-10 minutes earlier than that detected by the MURE strategy.

5) Maneuver detection based on the triple-differenced carrier-phase (TDCP) observables. The TDCP strategy is based on the fact that TDCP residuals in satellite normal altitude is very stable, usually near zero. During the period of maneuver, TDCP residuals of long baselines begin to deviate from zero. After the maneuver, the TDCP residuals return to a stable state again. The start and end time of satellite maneuver can be precisely detected in few seconds.

6) Analysis of the characteristics of satellite clocks. Comparison of the precise parameters of IGS analysis centers (ACs) shows apparent differences. The differences show periodical signals for both orbits and clocks, and these period signals are strongly correlated, especially for BDS.

7) Analysis of station clock prediction models. The performance of three clock prediction models are evaluated, including quadratic polynomial model(QP), periodical term model(PM) and grey model(GM). The precision of clock fitting and prediction, as well as the performance of the prediction models in POD are compared. Experiment results show that: the mean fitting accuracy of quadratic polynomial model, periodical term model and grey model are of 0.14 ns/ 0.05 ns/ 0.27 ns, respectively; one hour and two hours prediction precision of the three models are of 1.17 ns/ 0.88 ns/ 1.28 ns and 2.72 ns/ 2.09 ns/ 2.53 ns respectively. Applying the 1h and 2h predicted station clocks in the POD, the 3D orbit accuracy reach the best using the periodical term model, while the radial accuracy of satellite orbit is rather close for the three models with difference within 3cm.

8) Orbit determination method during the period of satellite maneuver. The observed and predicted satellite/station clocks are combined and are kept fixed in the process of orbit determination. With the clocks being modeled with high precision, data of longer observation arc are used. Results show that the satellite unavailability time could be shortened by at least 1 hour. The radial orbit component error of the first set of predicted arc can be reduced from about 3m to within 1m, and the position error can be reduced from 20m to within 15m. For the determined orbits from 3h to 8h after maneuver, the mean improvement of orbit prediction accuracy is of 26.06%(C01),31.58%(C04) and 9.95%(C03) by using the proposed method.

9) The design of the orbit determination data processing system during the satellite maneuver period. A real-time ephemeris fitting and broadcasting strategy is proposed. After orbit maneuver, the broadcast ephemeris of current hour is fitted in real-time, and the latest ephemeris is uploaded to the satellites through the ground tracking antennas. The new design of the ephemeris fitting and message broadcasting system shortens the time of satellite unavailability. The system has been implemented for operational processing, results in September 2019 show that the unavailable periods of maneuver satellites can be shortened by about one and a half hours. **In addition, by using orbit maneuver time determination technology, the unavailable time before maneuver can be accurately judged, and the unavailable**

time before maneuver can be reduced by about one hour. Therefore, in the whole process of maneuver satellite recovery, the original time required can be reduced by about 2.5 hours.

**Key Words:** Beidou Navigation Satellite System, Clock Predict, Two-way Satellite Time Frequency Transfer, Satellite Availability, Rapid Orbit Recovery



摘 要.....	I
Abstract.....	IV
第 1 章 绪 论.....	1
1.1 全球卫星导航系统发展现状.....	1
1.1.1 GPS .....	1
1.1.2 GLONASS .....	4
1.1.3 Galileo.....	5
1.1.4 BDS.....	7
1.2 研究现状.....	9
1.2.1 BDS 卫星机动现状分析.....	10
1.2.2 轨道快速恢复研究现状.....	11
1.3 选题意义和研究目的及内容.....	11
第 2 章 坐标系统与时间系统.....	15
2.1 时间系统.....	15
2.1.1 基于地球自转的世界时系统.....	16
2.1.2 基于地球公转的力学时系统.....	17
2.1.3 基于原子震荡的原子时系统.....	18
2.1.4 其他时间计时方式.....	18
2.1.5 各 GNSS 系统时及时间系统间的转换 .....	19
2.2 坐标系统.....	20
2.2.1 天球惯性坐标系.....	20
2.2.2 平赤道坐标系与真赤道坐标系.....	20
2.2.3 地固坐标系.....	21
2.2.4 站心地平坐标系.....	21
2.2.5 星固坐标系.....	22
2.2.6 卫星轨道坐标系.....	22
2.2.7 坐标系的转换.....	22
2.3 参考框架.....	24

---

2.3.1	协议地球参考框架.....	24
2.3.2	各 GNSS 系统参考框架 .....	24
第 3 章	卫星导航系统精密定轨方法.....	25
3.1	运动方程及观测方程.....	25
3.1.1	卫星运动方程.....	25
3.1.2	观测方程.....	29
3.1.3	方程线性化及线性无偏最小方差估计.....	29
3.2	观测方程误差源及改正模型.....	31
3.2.1	与传播路径相关误差改正模型.....	32
3.2.2	与卫星相关的误差改正模型.....	33
3.2.3	与测站相关的误差改正模型.....	35
3.3	动力学模型.....	37
3.3.1	二体问题.....	37
3.3.2	N 体问题.....	37
3.3.3	太阳辐射压摄动.....	38
3.3.4	地球反照辐射压摄动.....	39
3.3.5	与地球引力位有关的摄动.....	39
3.3.6	广义相对论摄动.....	42
3.3.7	周期性 RTN 摄动.....	43
3.4	轨道精度评估方法.....	43
3.4.1	定轨残差分析法.....	43
3.4.2	重叠弧段法.....	44
3.4.3	独立精密轨道产品比对法.....	44
3.4.4	SLR 激光检测法 .....	45
3.4.5	URE 评估法.....	45
第 4 章	卫星机动监视方法.....	46
4.1	引言.....	46
4.2	卫星机动.....	46
4.3	基于综合 URE 解算的轨道机动监视.....	50

---

4.3.1	综合 URE 判定机动的方法.....	50
4.3.2	探测结果及分析.....	54
4.4	基于几何法的轨道机动探测.....	60
4.4.1	GEO 卫星机动情况下的几何法机动探测原理 .....	60
4.4.2	机动期间几何法定轨探测分析.....	62
4.5	基于载波相位三差法的轨道机动探测.....	66
4.5.1	载波相位三差法.....	66
4.5.2	结果分析.....	67
4.6	小结.....	71
第 5 章	卫星机动后基于钟差预报的轨道快速恢复方法.....	73
5.1	引言.....	73
5.2	轨道快速恢复与钟差处理模型.....	73
5.2.1	动力学模型.....	74
5.2.2	观测模型.....	74
5.3	卫星轨道、钟差特性分析.....	75
5.3.1	IGS 精密卫星钟差特性分析 .....	75
5.3.2	北斗精密定轨测站钟差特性分析.....	78
5.4	不同测站/卫星钟差预报模型比较 .....	80
5.4.1	钟差预报模型.....	81
5.4.2	钟差预报模型性能分析.....	82
5.5	定轨结果分析.....	83
5.5.1	定轨策略.....	83
5.5.2	数据使用说明.....	84
5.5.3	结果分析.....	84
5.5.4	不同钟差预报模型应用于单星定轨结果分析.....	91
5.6	小结.....	94
第 6 章	北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统.....	96
6.1	引言.....	96
6.2	系统设计.....	96

6.2.1	系统组成.....	96
6.2.2	系统物理架构.....	98
6.2.3	系统工作流程.....	99
6.3	系统关键技术.....	100
6.3.1	卫星轨道机动时间确定技术.....	100
6.3.2	机动恢复期间精密轨道快速恢复生成技术.....	100
6.3.3	机动卫星基本导航电文快速生成及时上注生效技术.....	102
6.4	系统试验分析.....	104
6.4.1	单星快速定轨.....	104
6.4.2	机动后卫星广播星历拟合.....	108
6.4.3	系统缩短卫星不可用时间统计.....	110
6.5	小结.....	112
第7章	总结.....	113
7.1	本文主要工作与贡献.....	113
7.2	进一步工作的方向.....	115
	参考文献.....	116
	附录1 缩略词对照表.....	122
	致 谢.....	124
	作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果.....	126

## 第1章 绪论

### 1.1 全球卫星导航系统发展现状

全球卫星导航系统（Global Navigation Satellite System）以其全天时、全天候、高精度的独特优势为整个地球空间提供导航定位和授时服务（Positioning, Navigation and Timing, PNT），是极其重要的空间信息基础设施<sup>[12,49]</sup>。GNSS 技术已广泛应用于测绘、交通运输调度、精细农业、通信、电力、金融、航海航空、精确打击等社会的各个领域，在国防建设、军事战略、经济发展及公共安全服务方面显示出卓越贡献，是国家综合国力及科技发展水平的重要标志。

目前全球卫星导航系统国际委员会（International Committee on Global Navigation Satellite System, ICG）公布的四大全球卫星导航系统分别为美国的全球定位系统（Global Positioning System, GPS）、俄国的格洛纳斯系统（Global Navigation Satellite System, GLONASS）、欧盟的伽利略卫星导航系统（Galileo Navigation Satellite System, Galileo）以及中国的北斗卫星导航系统（BeiDou Navigation Satellite System, BDS），其中 GPS 卫星星座采用 6 轨道面，而其它三个系统卫星星座则均采用 3 轨道面，3 轨道的卫星几何分布优于 6 轨道，并且简化了星座组网的维持和配置<sup>[50]</sup>。GPS 建立的最早，并且发展最为成熟，用户基数也最大；GLONASS 经历快速复苏后正处于现代化更新进程中；Galileo 是首个完全民用的卫星导航系统，目前仍处于建设试验阶段；BDS 已经完成区域服务，目前正处于北斗二号向北斗三号平稳过渡逐步实现全球化的快速发展阶段。

#### 1.1.1 GPS

GPS 作为最早发展建立并应用于导航定位的全球系统，于 1994 年开始运营并提供服务以来显示了卫星导航的巨大优越性，该系统具有更高的全球定位精度、最完善的星座构型和全球布站。GPS 卫星星座计划由 24 颗均匀分布

在 6 个轨道面上距离地面 20200km 的中轨 (Medium Earth Orbit, MEO) 卫星构成。其轨道倾角为  $55^\circ$ ，卫星运行周期为 11h58min2s。

事实上为保证服务，GPS 的卫星总数远不止 24 颗，自建立以来，已经经历了 Block I、Block II、Block IIA、Block IIR、Block IIR-M、Block IIF 六次卫星的更新换代。截至 2019 年 4 月 24 日，GPS 在轨运行工作的卫星共有 31 颗，其中包含 1 颗 Block IIA、11 颗 Block IIR、7 颗 Block IIR-M、12 颗 Block IIF 卫星。除此之外还有一颗 2018 年底发射的正处于在轨测试中的第七代 GPS III 卫星，计划在 2023 年完成剩余 9 颗第七代的 GPS III 卫星的发射，届时结合现代化地面运控系统以实现 GPS III 提供服务的能力。后续的 GPS IIIIF 已经签订 22 颗卫星合同，计划 2033 年发射完成，也就是说预计需要到 2033 年才能实现 GPS III 整体星座的更迭。根据 GPS 发展研究报告，GPS III 全部运行后将构建 33 颗 MEO 和 GEO 卫星相结合的混合型星座。

GPS Block IIR 之前的卫星频率主要为 L1 和 L2，Block IIR-M 卫星增加了第二代信号 L2C，卫星设计寿命为 7.5 年；Block IIF 增加了第三代信号 L5，并搭载了新型原子钟，卫星设计寿命 12 年；2018 年 12 月 23 日发射的第一颗新一代 GPS III 卫星新增第四代信号 L1C 以便与 Galileo 系统兼容互操作，GPS IIIIF 上搭载激光反射器增加星间链路以便能够独立于卫星无线电信号进行轨道跟踪，从而使卫星钟误差从星历误差中消除，卫星上搭载救载荷，并不再具备 SA 功能，其设计寿命达到 15 年。

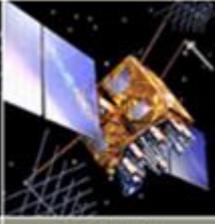
传统卫星		现代化卫星		
				
BLOCK IIA	BLOCK IIR	BLOCK IIR-M	BLOCK IIF	GPS III/IIF
1颗在轨运行	11颗在轨运行	7颗在轨运行	12颗在轨运行	1颗在轨测试
<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 民用：调制在L1频率的(C/A)码</li> <li>▪ 军用：调制在L1和L2频率上的P(Y)码</li> <li>▪ 设计寿命7.5年</li> <li>▪ 发射于1990年至1997年</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 调制在L1频率的(C/A)码</li> <li>▪ 调制在L1和L2频率上的P(Y)码</li> <li>▪ 板卡时钟监控</li> <li>▪ 设计寿命7.5年</li> <li>▪ 发射于1997年至2004年</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 所有传统卫星信号</li> <li>▪ 新增第二代信号L2C</li> <li>▪ 新增军用M码信号增强抗干扰性</li> <li>▪ 军用信号灵活性</li> <li>▪ 设计寿命7.5年</li> <li>▪ 发射于1997年至2004年</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 所有BLOCK IIR-M卫星信号</li> <li>▪ 新增第三代信号L5</li> <li>▪ 新型原子钟</li> <li>▪ 提高信号精度、强度和数量</li> <li>▪ 设计寿命12年</li> <li>▪ 发射于2010年至2016年</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>▪ 所有BLOCK IIF卫星信号</li> <li>▪ 新增第四代信号L1C</li> <li>▪ 增强信号可靠性、准确性和完好性</li> <li>▪ 不具备SA功能</li> <li>▪ IIIIF：搭载激光反射器和搜救载荷</li> <li>▪ 设计寿命15年</li> <li>▪ 第一颗发射于2018年</li> </ul>

图 1-1GPS 各代卫星特征

当前 GPS 的地面运控部分（Operational Control Segment，OCS）包括 1 个主控站、1 个备用主控站、11 个指挥控制天线和 16 个全球跟踪监测站构成，其分布如下图所示。

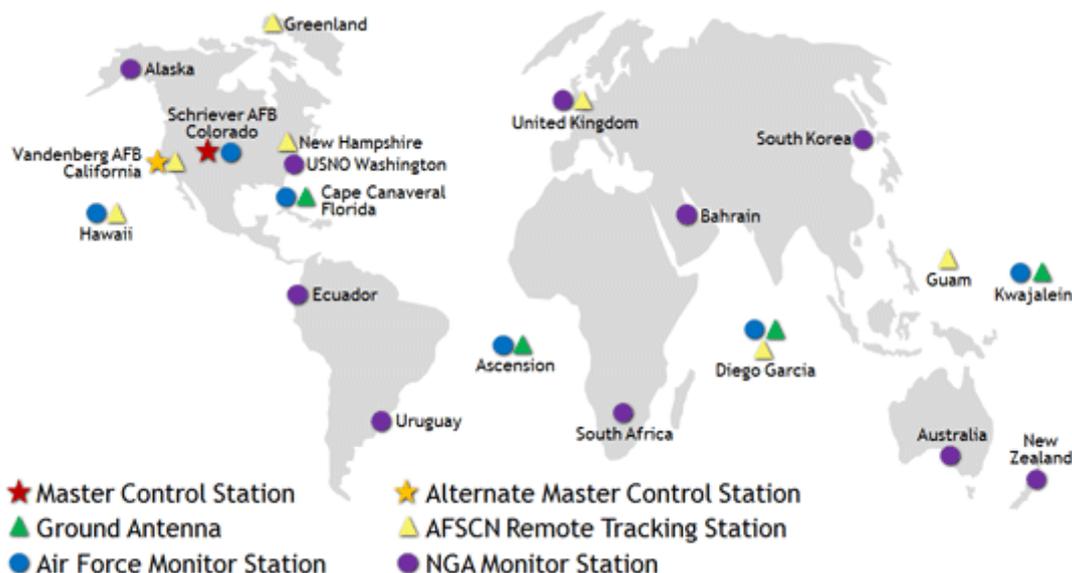


图 1-2GPS 地面运行控制部分示意图 (<https://www.gps.gov/systems/gps/control/>)

得益于全球分布良好的监测站，GPS 卫星可满弧观测，因此 GPS 广播星

历轨道精度相对其他系统较高。另外，由于 GPS 现代化卫星搭载的高级原子钟越来越稳定，使得 GPS 广播星历卫星钟差预报误差也越来越小。地面运控系统作为导航系统运行的大脑，作为实现 GPS 现代化的重要组成部分，美国也在不断的升级 GPS 地面运控系统。由于编程和需求修改的复杂性，OCX 升级工作多次延迟，为缓解后期交付 OCX 的风险，对下一代地面运控系统 (Next Generation Operational Control System, OCX) 的研发升级采取分阶段研究的方法：2017 年秋季交付 Block 0 实现能支持 GPSIII 的首次发射；2021 年交付 Block 1 对所有传统和现代化的 GPS 卫星与信号进行管理和控制，并为下一代 GPS 操作提供更好的网络安全和恢复能力；与 Block 1 同时交付的 Block 2 是对当前运控系统修改并新增对 GPS III 卫星的管理和控制，且现代化 M-码可支持军用 GPS 用户设备的运行测试。基于这些软硬件的升级改造建设，GPS 卫星的空间信号精度也越来越高，2016 年 5 月 11 日 GPS 在全球的平均用户距离误差(User Range Error, URE)在 95%的时间内都优于 0.715m。

### 1.1.2 GLONASS

GLONASS 系统在星座构成、信号体制以及卫星设计方面与 GPS 系统有很大差别，其卫星星座由均匀分布于 3 个轨道面上的 24 颗轨道高度为 19100km 的 MEO 卫星组成，其轨道倾角为  $64.8^\circ$ ，卫星运行周期为 11h15min44s。GLONASS 系统与其他系统所采用的码分多址(Code Division Multiple Access, CDMA)不同，传统的 GLONASS 卫星采用频分多址(Frequency Division Multiple Access, FDMA)的方式根据载波频率来区分不同卫星。采用 FDMA 可有效降低多径及频率选择性信道造成的用户接收机误码率，但随着接收机技术的发展，这一优势已逐渐消失，而频谱利用率低、多模接收机资源消耗大的问题凸显。因此在 GLONASS 进行现代化工作发展中，实现了 FDMA 到 GDMA 编码方式的重大转变<sup>[51]</sup>。

GLONASS 由苏联于 1976 年开始建设，并于 1995 年正式提供服务，1996 年 1 月 GLONASS 首次成功组建具有 24 颗工作卫星的完整星座，标志着 GLONASS 系统进入全星座运行阶段。由于卫星设计寿命短以及受经济衰退等因素的影响后续卫星补网工作迟滞，导致 2001 年底卫星数量锐减到 6 颗，且

只有 4 颗能提供正常导航信号。为扭转局面，俄罗斯政府积极推进并批准《GLONASS 系统 2002-2011 年发展计划》，推进 GLONASS 现代化进程<sup>[13]</sup>。截止到 2019 年 5 月 21 日，GLONASS 系统卫星数量一共有 26 颗，其中有 24 颗 GLONASS-M 卫星在轨运行工作，1 颗退役卫星用于开发商测试，1 颗 GLONASS-K 在轨测试。

作为现代化发展的第一步，GLONASS-M 卫星相较于第一代卫星增补了第二个民用信号 L2 OF，具备为双频用户提供导航服务的能力。自 2014 年开始，GLONASS-M 又增补了 CDMA 民用信号 L3 OC，同时增加了星间链路。第三代的 GLONASS-K 卫星，卫星设计寿命 10~12 年，增加 CDMA 民用信号 L1 OC、L2 OC 和军用信号 L1 SC、L2 SC，使得 GLONASS 可以提供 CDMA 民用三频和军用双频的服务。GLONASS-K2 型号是正处于研发阶段的下一代 GLONASS 卫星，在保持第三代卫星信号体制的同时增加 L1 OCM、L2 OCM 和 L3 OCM 三个 CDMA 体制的信号，进一步提高服务性能及与其他系统的兼容互操作。GLONASS 系统地面段由 1 个主控站、5 个跟踪站、2 个 SLR(Satellite Laser Ranging)站及 10 个监测站组成，主要分布于前苏联地区。为提高系统的空间信号精度，GLOANSS 除了发展下一代卫星外，计划未来在全球 36 个国家增设 50 个海外监测站，并预期在 2020 年将空间信号精度提高至 0.6m 以内。

### 1.1.3 Galileo

Galileo 系统由欧盟资助并拥有，由欧洲航空局(European Space Agency，ESA)负责 Galileo 的部署、设计、新一代系统的开发以及基础设施的技术开发，由欧洲全球导航卫星系统机构(European GNSS Agency，GSA)负责方案的运行管理、监督 Galileo 基础设施使用情况并确保 Galileo 服务按计划交付不会中断。目前 Galileo 主要提供 Open Access Navigation、Commercial Navation(授权用户)、Safety and Life Navigation、Public Regulated Navigation(授权用户)、Search and Rescue 等五种服务，其中最基本的 Open Access Navigation 服务精度能达到 1m 以内。

Galileo 系统卫星星座由 30 颗均匀分布在 3 个轨道高度为 23222km 的轨道面上的 MEO 卫星组成，其轨道倾角为 56°，轨道运行周期为 14h4min45s，

其卫星频率信号分为 E1、E6、E5、E5a、E5b 五种(Galileo ICD, 2015)。Galileo 于 2016 年 12 月 15 日宣布提供初始服务。

Galileo 系统发展经历了三个阶段：第一阶段的卫星是 2005 年发射的 GIOVE-A 卫星和 2008 年发射的 GIOVE-B 卫星，卫星上搭载 2 台铷钟，第二颗卫星还增加了一台被动型氢钟，卫星设计寿命为 2 年，两颗卫星发播的导航信号并不包含导航电文，只是为验证卫星信号性能及对环境监测，其均已退役；第二阶段是在轨验证阶段，于 2011 年至 2012 年发射的 4 颗 IOV(In-Orbit Validation) 卫星，卫星上搭载 2 颗铷钟和两颗氢钟，并在 E1、E5、E6 频段调制播发导航电文，卫星上装有激光反射器和搜救载荷，可提供更高精度定轨及搜救服务；第三阶段从 2014 年开始为实现全面运行阶段，发射的 FOC(Full Operational Capability) 卫星设计寿命为 12 年。截至 2019 年 2 月，在轨运行工作的卫星数量为 22 颗 (3IOV+19FOC)，此外还有 2 颗 (FOC) 专门用于测试。

Galileo 系统星座建设计划在 2020 年完成，届时将包括 24 颗工作卫星和 6 颗备用卫星。实现这一目标时，Galileo 系统即使在北纬 75 度的纬度也能提供良好的覆盖率。大量的卫星和星座的优化设计，加上每个轨道平面上的三颗有源备用卫星的可用性，将确保即使损失一颗卫星对用户也没有明显的影响。其地面运控部分包括 2 个控制中心、16 个跟踪站、5 个上行注入站和 5 个遥测跟踪指挥站。

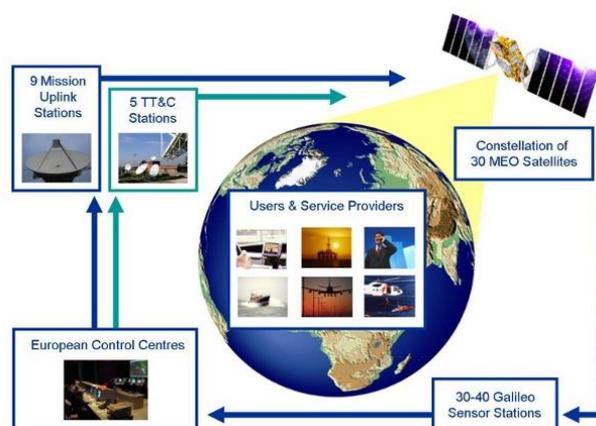


图 1-3 Galileo 系统示意图 ([https://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/history\\_en](https://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/history_en))

由于 Galileo 卫星采用高精度氢钟，且监测站范围分布于全球，使得 Galileo

的空间信号精度甚至优于 GPS(Montenbruck, 2017)。

#### 1.1.4 BDS

北斗卫星导航系统（简称北斗系统，Beidou Navigation Satellite System, BDS）是中国出于国家安全、经济社会发展的需要以及为提升大国地位和国际竞争力，自主研发建立的卫星导航系统。BDS 设计空间星座由 5 颗地球静止轨道（Geosynchronous Orbit, GEO）卫星、27 颗中圆地球轨道（MEO）卫星和 3 颗倾斜地球同步轨道（Inclined Geosynchronous Satellite Orbit, IGSO）卫星组成。GEO 卫星轨道高度为 35786km，分别定点于东经 58.75°、80°、110.5°、140° 和 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)。20 世纪 80 年代，中国开始探索适合国情的卫星导航系统发展道路，逐步形成了“三步走”发展战略。

第一步是 2000 年年底，建成北斗一号系统。采用有源定位体制，实现无线电测定业务服务能力（Radio Determination Satellite Service, RDSS），向中国地区提供约束地面高程的二维定位、授时、广域差分 and 短报文服务。

第二步是 2012 年年底，建成北斗二号系统。采用 5 颗 GEO 星、5 颗 IGSO 卫星和 4 颗 MEO 卫星的混合星座，采用无源定位体制，向亚太地区提供无线电导航业务服务（Radio Navigation Satellite Service, RNSS）服务，同时保留了 RDSS 服务和短报文报告的功能。北斗系统为首个向用户提供三频信号服务的卫星导航系统，其频点分别为 B1、B2、B3。

第三步计划在 2020 年前，建成北斗全球系统。2009 年启动了北斗三号系统建设，2018 年年底完成 19 颗卫星发射组网，并于 2018 年 12 月 27 日宣布建成北斗三号基本系统并向全球提供服务。北斗三号计划在 2020 年年底前完成 30 颗卫星发射组网，构建 3GEO+3IGSO+27MEO 星座，通过改进导航体信号体制、提高星载原子钟性能、增加星间链路等，实现全球服务性能提升及与国际上其他 GNSS 系统的兼容互操作。系统保留了二号 B1I、B3I/Q 信号，同时播发 B1A/C、B2a/b、B3A 信号。2035 年前还将建设完善更加泛在、更加融合、更加智能的综合时空体系。

截至 2019 年 5 月，北斗系统在轨运行的卫星共有 34 颗，正处于北斗二号向北斗三号平稳过渡阶段，且北斗二号和北斗三号系统同时向用户提供服务，导航电文中 1~14 及 16 号卫星由北斗二号地面运控系统提供，其他卫星信息则由北斗三号地面运控系统提供。下图是 2019 年 5 月 26 日北斗时 2 点各卫星的星下点轨迹。

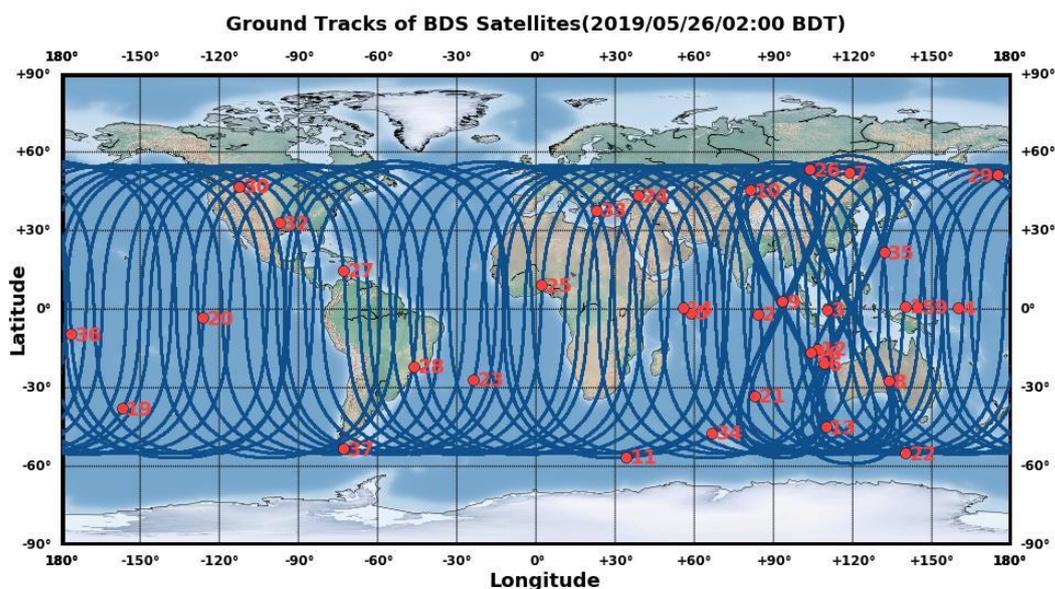


图 1-4BDS 系统在轨卫星星下点轨迹示意图

北斗系统具有以下特点：一是北斗系统空间段采用三种轨道卫星组成的混合星座，与其他卫星导航系统相比高轨卫星更多，抗遮挡能力强，尤其低纬度地区性能特点更为明显。二是北斗系统提供多个频点的导航信号，能够通过多频信号组合使用等方式提高服务精度。三是北斗系统创新融合了导航与通信能力，具有实时导航、快速定位、精确授时、位置报告和短报文通信服务五大功能。北斗系统计划通过各类卫星提供如下服务。

服务类型		信号频点	卫星
基本导航服务	公开	B1I, B3I, B1C, B2a	3IGSO+24MEO
		B1I, B3I	3GEO
	授权	B1A, B3Q, B3A	
短报文通信服务	区域	L (上行), S (下行)	3GEO
	全球	L (上行)	14MEO
		B2b (下行)	3IGSO+24MEO
星基增强服务 (区域)		BDSBAS-B1C, BDSBAS-B2a	3GEO
国际搜救服务		UHF (上行)	6MEO
		B2b (下行)	3IGSO+24MEO
精密单点定位服务 (区域)		B2b	3GEO

## 1.2 研究现状

全球卫星导航系统是极其重要的时空信息基础设施，在国民生活中发挥着日益显著的作用。卫星的精密定轨和预报，是用户定位测速的重要基础，因此也是各大卫星导航系统研究的重要内容之一<sup>[52,53]</sup>。国际 GNSS 服务组织 (International GNSS Service, IGS) 汇集了全球十多个卫星导航数据分析中心，对提高卫星轨道精度及推进定轨理论发展开展了大量研究也取得了丰硕成果。目前常见的商用导航卫星精密定轨软件有 CODE 开发的 BERNESE、GFZ 开发的 EPOS、JPL 开发的 GIPSY 和 MIT 开发的 GAMIT 软件。国内从事卫星定轨技术研究工作的单位主要包括中国科学院上海天文台、北京卫星导航中心、授时中心、武汉大学、西安卫星测控中心等研究机构。

多星长弧定轨和长弧预报的模式 (通常 3~7 天) 由于其技术理论成熟，得到广泛应用，是常规精密定轨和预报的常用手段<sup>[54]</sup>。卫星在轨运行时受各种摄动力的影响，为维持星座构型需进行一定的轨道机动控制。轨道机动会增加额外的摄动力，改变了轨道原有的动力学特性，使得机动后定轨性能降低，制约了卫星的可用性和系统的服务性能<sup>[15,16,55]</sup>。目前北斗地面运控系统采用多星定轨和单星定轨相结合的方式提供卫星轨道，正常状态的卫星采用多星定轨，发生机动的卫星轨道采用单星定轨方式确保轨道的快速恢复，以此来保证 RNSS 服务性能。

### 1.2.1 BDS 卫星机动现状分析

我国北斗系统是由 GEO/IGSO/MEO 混合星座构成，独特的系统设计使得相较其他卫星导航系统存在较为频繁的轨道机动。基本每 7~10 天就会有一颗 GEO 卫星或 IGSO 卫星进行轨控操作。北斗卫星机动导致该机动卫星的服务中断，通常机动卫星会存在 7 个小时左右的不健康时期，大大降低了卫星的可用性和连续性，同时也将引起系统服务性能降低的风险。

2018 年北斗系统中卫星发生机动的次数多达 71 次 (C01-C14)，因 3 月底 C17 替换了 C03 卫星，C16 卫星 18 年下半年才播发导航电文提供服务，因此只统计 C01-C14。其中 GEO 卫星 (C01~C05) 共发生机动 59 次，IGSO 卫星 (C06~C10、C13) 共发生机动 12 次，具体各卫星的机动情况如下图所示。

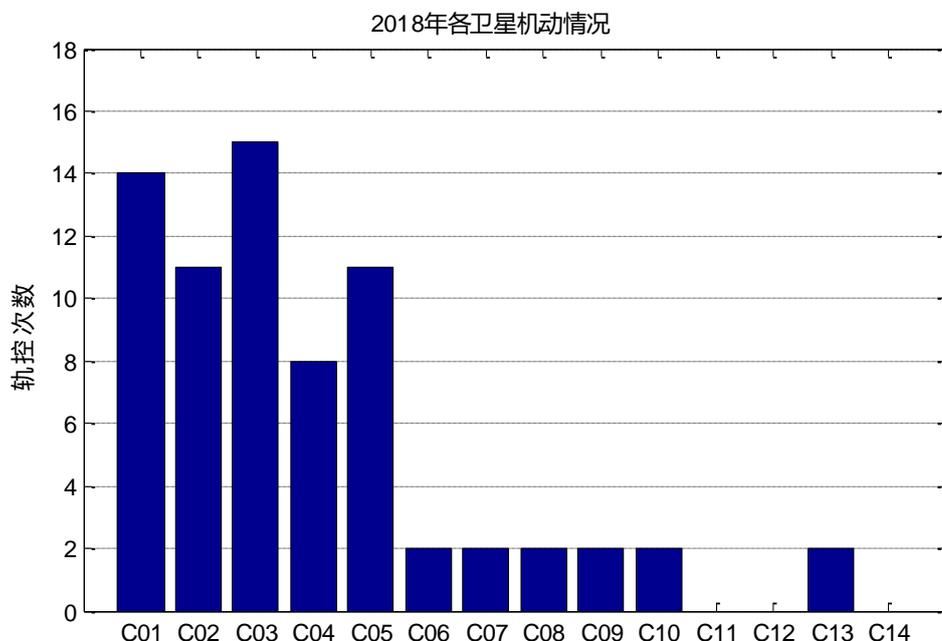


图 1-5 北斗系统 2018 年卫星机动情况

通常卫星机动时间只有几十分钟，但是由于人员操作的不确定性，系统每次接收到的轨控操作指令时间都预留为 2 小时左右，卫星轨控将在预留时间内完成。目前北斗系统采用的策略是将轨控指令的开始时间就将卫星标为不可用，系统中定轨业务将在卫星轨控指令结束时间开始重新积累机动卫星的数据，每次因发生轨控造成的卫星不可用时间平均约为 7 小时，这对 RNSS 的服务性能造成了影响。

### 1.2.2 轨道快速恢复研究现状

北斗卫星导航系统自开通服务以来,已经成为多 GNSS 定位、导航、授时 (Positioning, Navigation, Timing, PNT) 服务的重要组成部分。精确的北斗卫星轨道和钟差确定对维持 PNT 服务至关重要。北斗卫星机动频繁,针对卫星机动,目前主要有包含机动期的长弧定轨和机动后快速轨道恢复两种处理模式,但是已发表的相关研究依然不多。

在卫星机动期间定轨,基于反向单点定位的几何法定轨<sup>[17]</sup>,可摆脱动力学模型的影响,能近实时确定机动卫星轨道位置,但其轨道精度略差;采用机动力建模条件下的 GEO 卫星变轨期间固定推力参数的定轨方法,需要知道准确的机动起止时间和推力信息,对遥测遥控数据的精度要求较高<sup>[56-58]</sup>,其效果优于目前几何法定轨,对无线电定位业务 (Radio Determination Satellite Service, RDSS) 服务具有一定参考意义;采用机动力建模时解算推力参数的定轨方法,仅需知道机动的起始时间,但是要求轨控后有较多数据约束才能达到较好的效果<sup>[57,58]</sup>,且无法满足 RDSS 服务对实时性的要求,不利于直接应用于运控系统,但可作为事后评估分析的一种手段;文献[59]提出基于随机姿控力模型的 GEO 卫星机动定轨,将卫星机动时段划分成若干小段,姿控力每个分量在每个小时段内为常量,对相邻时段间姿控力分量变化采用一阶马尔科夫过程模拟。

在卫星机动后轨道恢复期间定轨,文献[60]使用高精度高频的转发式测轨数据,将机动前几天精密定轨估算的公共系统偏差和本站偏差作为已知量来减少定轨参数,使用统计定轨方法对鑫诺一号卫星进行轨道预报测试,可实现短弧星历快速恢复;文献[18]提出了采用时间同步约束的快速动力学定轨方法,可实现机动后 4h 的轨道快速恢复。

### 1.3 选题意义和研究目的及内容

精度、连续性、可用性、完好性、可靠性是衡量卫星导航系统服务性能的重要指标。其中,对于区域卫星导航系统,在卫星数量有限、服务精度指标不减的条件下,单星的连续性、可用性至关重要。可用性主要与卫星服务

中断相关，造成卫星服务中断的主要因素包括两类：一类是计划内中断，如轨道机动、调频调相、星钟切换、卫星维护等提前计划安排的既定操作，期间由于卫星状态、参数发生变化，造成的不可用；另一种是非计划中断，如卫星故障等因素引起的不能提前告知用户的情况，期间卫星工作状态与实际状态不一致，导致的不可用。

北斗系统自 2012 年正式开通运行以来，为满足各方用户对系统日益增高的服务性能要求，在保证导航系统各项功能和性能满足研制技术要求的基础上，需要对系统服务的可用性、连续性进一步优化完善和提高。

鉴于目前北斗系统采用将轨控指令的开始时间就将卫星标为不可用的策略，但往往此时卫星并未开始轨控，这就损失了真实机动时刻前的卫星可用时间；系统中定轨业务将在卫星轨控指令结束时间开始积累数据，用钟差修正伪距进行单星快速恢复，但北斗系统时间同步卫星钟差以及多星定轨测站钟差的计算是基于定时调度的策略，最新一小时的钟差点缺失而无法进行钟差修正，因此也将造成数据的损失，进而增加轨道恢复的时间。系统原始星历拟合策略第一组拟合星历的参考时间设为下小时整点，因此上注后，下小时整点星历才对用户生效。针对机动卫星，将其广播星历拟合及电文发播策略进行优化设计，完成卫星机动恢复期间电文及时上注生效，可以进一步缩短轨道恢复所需周期。本文主要针对发生机动时的处置策略和流程进行优化，提出改进策略，以实现单星可用性提高以确保导航系统的服务性能。论文文章架构如下图所示：

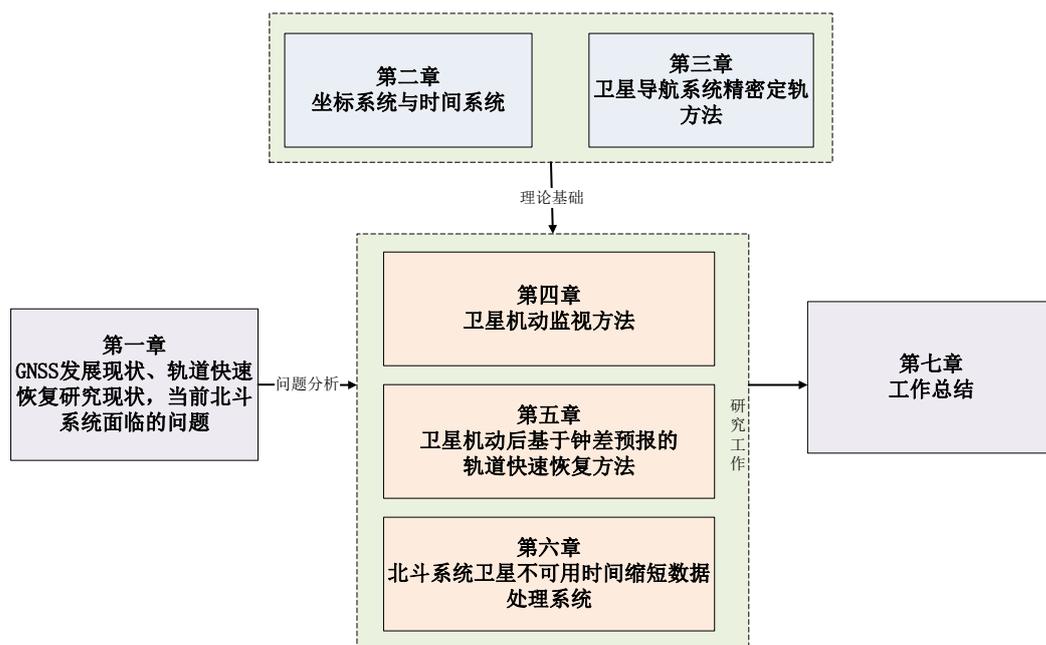


图 1-6 文章架构关系图

第一章，总结当前 GNSS 发展现状，总结当前针对机动卫星轨道快速恢复的研究现状，阐述论文背景、研究内容及研究目的。

第二章，介绍卫星精密定轨涉及的时空参考系，以及各时间系统、各坐标系统之间的相互关系。

第三章，介绍卫星精密定轨方法，包括观测模型、动力学模型、观测模型和动力学模型线性化方法以及轨道精度的评估方法。

第四章，利用北斗系统现有测轨数据，实现对轨道真实机动的起始时间进行探测确定，从而缩短系统定轨策略的交替阶段，进而提升卫星可用性并确保系统服务性能稳步提升。

第五章，针对实时定轨处理业务，提出基于星钟预报的轨道快速恢复定轨数据补偿策略，将钟差预报技术应用到单星定轨中，弥补因系统业务调度关系造成的单星定轨观测数据损失的问题，进一步缩短数据积累时间，从而减少轨道快速恢复的时间，达到缩短卫星不可用时间的目标。

第六章，随着北斗导航系统用户数量的激增，对系统服务性能的要求也不断提高，为保证北斗系统服务的连续性和可靠性，减少单星不可用时间，建立北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统，着重分析研究系统的设计、组成、数据流程及关键技术，解决软件系统设计与实现的问题，并对系统运

行结果进行测试分析。

第七章，总结本文所做工作并阐明后续需要开展的研究工作。

## 第2章 坐标系统与时间系统

时间基准和坐标基准是 GNSS 技术的两个重要因子<sup>[19-21,61]</sup>,同时也是用户定位的基础,处理卫星轨道运动问题必须选择适当的时空参考系,没有准确的时间系统和坐标系统就无法建立高精度的卫星导航系统。本章节主要介绍卫星定轨中应用到的时间系统和坐标系统,以及各系统之间的转换关系。

### 2.1 时间系统

在卫星导航观测技术中,卫星导航的本质是精确时间的测量<sup>[62]</sup>。随着物理理论、观测方法和测量设备的发展,时间的基本概念和定义也经历了不断修订和改进,一直持续到现在<sup>[63]</sup>。下表总结了时间系统的发展历程。

表 2-1 时间系统的发展

依据	秒的定义	时间系统
地球自转	平太阳日的 1/86400	世界时 (UT0、UT1、UT1R、UT2)
地球公转	1900.0 回归年的 1/31556925.9747	历书时 (ET)
	同原子时	地球时 (TT)、质心力学时 (TDB) …
原子震荡	铯 133 原子基态上两个超 精细能级间跃迁 91992631770 次所经历的 时间	协调世界时 (UTC)、国际原子时 (TAI)、 各 GNSS 系统时 (GPST, GLNT, GST, BDT…)

时间在轨道计算中是一个独立变量,但是在处理卫星精密定轨问题时,计算不同的物理量时会用到不同的时间系统。例如计算日月行星位置需要用到历书时,计算卫星星下点轨迹使用 UT1,但是观测量却使用的是 UTC 时或者各 GNSS 系统时等等。常用的时间系统有世界时、力学时、原子时、以及各 GNSS 系统的系统时(如 GPS 系统的 GPST、GLONASS 系统的 GLONASST、北斗系统的 BDT、Galileo 系统的 GST)。

### 2.1.1 基于地球自转的世界时系统

世界时 (Universal Time, UT), 即格林威治地方时, 它是人类基于地球的自转运动建立的第一个现代时间测量基准。1960 年以前, 人们认为世界时是一种均匀的时间系统基准。但后来天文学家发现地球自转速率存在长期减慢、周期性变化和不规则变化所造成的不均匀性, 以及地极移动现象, 所以世界时实际上是一种非均匀的时间。

以恒星和太阳日为计量天体, 得到的时间尺度分别为恒星时和太阳时。恒星时 (ST) 为春分点连续两次通过当地上中天所经历的时间, 也是由地球自转所决定。因为春分点位移受到岁差和章动的影响, 格林尼治恒星时又分为消除岁差和章动影响的真恒星 (GST) 时和仅消除章动的平恒星时 (GMST)。在天体测量中即需要与地球自转相协调, 又需要一个均匀的时间标尺来进行精确计算, 所以地球自转的不均匀性可以通过恒星时与均匀时间尺度的差别来测定<sup>[64]</sup>。太阳时分为真太阳时和平太阳时。当地真太阳时以太阳视圆面中心上中天的时刻为 0 点, 太阳视圆中心的时角。因为黄道与赤道不重合, 以及地球绕日运行的轨道非正圆, 所以真太阳时也非均匀的, 由此定义平太阳时: 假定在赤道面上有一个以真太阳的平均角速度做等速运动的点, 同时经过春分点。

世界时 UT 以平太阳日为单位, 以 1/86400 平太阳日为秒长, 但由于平太阳时是假象的, 所以世界时其实是由观测恒星得到的。根据世界各个天文台直接测得的世界时初始值为 UT0, 它对应瞬时极的子午圈, 未经任何改动, UT0 会随着观测地点的变化而变化, 所以各个地方测得的 UT0 并不一样, 因此 UT0 现在已经不常用。

为修正因地球自转变化和极移带来的影响, 1956 年起国际上决定将 UT0 加上极移改正项  $\Delta\lambda$  后称为 UT1, UT0 与 UT1 的转换关系如下<sup>[69]</sup>:

$$UT1 = UT0 + \Delta\lambda = UT0 - (x\sin\lambda + y\cos\lambda)\tan\phi \quad (2-1)$$

式中  $(x, y)$  为极点坐标,  $(\lambda, \phi)$  为观测点的地理经纬度。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。

地球自转的周期性变化, 除了周年变化的季节性变化, 还有因潮汐引起

的短周期项变化。但是只有季节性变化能够给出经验修正公式，即：

$$\Delta T = 0.0220\sin 2\pi t - 0.0120\cos 2\pi t - 0.0060\sin 4\pi t + 0.0070\cos 4\pi t \quad (2-2)$$

式中  $t$  是白塞尔年首的回归年的小数部分。在 UT1 的基础上再加上因地球自转速率变化的季节性改正项  $\Delta T$  后称为 UT2。但是由于  $\Delta T$  的振幅并不大，因此常用 UT1 作为统一的世界时时间系统。由于地球自转速率的不规则变化依然存在，世界时的稳定度约为  $1 \times 10^{-8}$ 。

### 2.1.2 基于地球公转的力学时系统

在天体力学和天体测量上，需要一个均匀的时间标尺来进行精确计算，而世界时是不均匀的。动力学时是描述天体在引力场运动的唯一时间尺度。

历书时 (Ephemeris Time, ET) 于 1952 年被采用，它由地球公转决定，其秒长定义为 1900.0 回归年的  $1/31556925.9747$ 。这样定义是理想化平太阳时秒长，确保不受地球自转不均匀性的影响。历书时实际上是通过观测月亮得到的，尽管测月的技术不断提高，但是测月存在不可避免的误差，历书时的稳定度只能达到  $1 \times 10^{-10}$ 。

随着科学技术的发展，爱因斯坦广义相对论引入了两种时间尺度，原时和坐标时 (力学时)。原时可被观测，会随着钟所处引力场位置及钟运动速度不同而变化，在确定的坐标系内不能唯一确定<sup>[70]</sup>。坐标时是存在于整个参考框架中的均匀时间系统，是抽象的不可观测的时间尺度，不同的坐标系对应不同的坐标时，坐标变换时它将与空间坐标一起变换。

由于 ET 没有考虑相对论效应的影响，因而在 1976 年国际天文学会 (IAU) 决议从 1984 年起采用基于太阳系质心的质心力学时 (Barycentric Dynamical Time, TDB) 和基于地心的地球时 (Terrestrial Time, TT) 取代历书时。地球时 TT 之前称之为地球力学时 (Terrestrial Dynamical Time, TDT)，1991 年国际天文联合会 (International Astronomical Union, IAU) 将其更改为地球时。人类通过原子时尺度具体实现了地球时的概念，地球时的秒长定义也采用国际制 (SI) 秒即原子时秒长。同时由于原子时秒长是用历书时秒长度量铯原子频率的结果，因此力学时可与过去的历书时衔接。

在人造卫星轨道理论中，通常月球、太阳和行星历表位置用 TDB 描述，

此外岁差、章动的计算公式也是依据该时间尺度的，而卫星的运动用 TT 描述。由于地球绕日运动，故 TT 于 TDB 之差具有周期性变化。

### 2.1.3 基于原子震荡的原子时系统

具体实现 TT 概念的是原子时 (Atomic Time, TA), TAI 与 TT 只有原点之差, TT 比 TAI 早 32.184 秒。原子时是迄今为止最均匀的时间计量系统, 其稳定度接近  $1 \times 10^{-16}$ 。原子时的初始历元为 1958 年 1 月 1 日世界时 0 时, 秒长定义为铯-133 原子基态的两个超精细能级间在零磁场下跃迁辐射 9192631770 周所持续的时间。

世界原子时 (法文 Temps Atomique International, TAI) 是从 1978 年起由国际度量局 (Bureau International des Poids et Mesures, BIPM) 根据遍布世界的 200 多座原子钟的测量数据加权平均得到, 其起点靠近 1958 年 1 月 1 日世界时 UT2 0 时, 该瞬间的原子时比世界时 UT1 慢 0.0039 秒。

由于地球运动的不均匀性, 如不加以处理会导致世界时和原子时的差异会越来越大, 因此引入协调世界时 (Coordinated Universal Time, UTC)。UTC 采用了原子时的秒长, 在时刻上要求尽量与世界时一致。从 1972 年起规定 UTC 与 UT1 差异不超过  $\pm 0.9$  秒。为维持这一准则对 UTC 进行调整 1 整秒的操作称为跳秒 (或闰秒), 跳秒由国际地球自转服务组织 (International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS) 来维持, 一般在一年中的 6 月底或 12 月底的最后进行。IERS 在其官方网站上发布了 UT1 和 UTC 差异  $dUT1^{[1]}$ 。从 1958 年截止到 2019 年 5 月, 一共发生了 38 秒的跳秒。

### 2.1.4 其他时间计时方式

在天体测量数据处理中还会用到不同的时间表示形式, 如儒略日、儒略年、年和年积日、周和周内秒。

常用的儒略日 (JD) 计时方式的时间起点为公元前 4713 年 1 月 1 日协调世界时中午 12 时。儒略年的长度为 365.25 个平太阳日, 儒略历元是真正的年初, 如 J2000.0 对应的儒略日是 2451545.0。为了方便及缩短有效字长, 在卫星精密定轨中, 常采用修正儒略日  $MJD=JD-2400000.5$  和简化儒略日 (Reduced

Julian Day)  $RJD=JD-J2000.0$ 。

### 2.1.5 各 GNSS 系统时及时间系统间的转换

为了方便处理卫星导航系统的数据,各导航系统定义了各自专用的 GNSS 时间系统,且采用周和周内秒计时方式。

GPS 所采用的时间系统为 GPST(GPS Time), Galileo 系统所采用的时间系统为 GST(Galileo System Time), BDS 系统所采用的时间系统为 BDT(BeiDou Time), 都由各自的控制中心维持。它们定义的秒长都与原子时相同且没有跳秒,只是时间起点不同。GPST 起点为 1980 年 1 月 6 日 0 时 0 分 0 秒(UTC), 与 TAI 的跳秒数为 19 秒 (GLONASS ICD, 2008)。GST 起点为 1999 年 8 月 22 日 0 时 0 分 0 秒 (UTC), 为了与 GPST 一致, 将彼时 GST 与 UTC 的差异设置为 13 秒 (Galileo ICD, 2015)。BDT 时间起点为 2006 年 1 月 1 日 0 时 0 分 0 秒 (UTC) 开始计时 (BDS ICD, 2016), 与 TAI 的跳秒数为 33 秒。

GLONASS 所采用的时间系统为 GLNT(GLONASS Time), 由 GLONASS 控制中心维持 (GLONASS ICD, 2008)。与其他系统不一样的是 GLNT 与 UTC 一样存在跳秒, 其与 UTC(SU)相差 3 小时。

在卫星定轨处理中, 北斗系统常用的时间系统间的转换公式如下:

$$\begin{aligned} \text{TAI} &= \text{BDT}+33\text{s} \\ \text{TAI} &= \text{UTC}+\text{leapsec} \\ \text{TAI} &= \text{TT}-32.184\text{s} \end{aligned} \quad (2-3)$$

其中 leapsec 是对应时间的条秒数, 为整秒数。北斗时 BDT 与其他各时间系统之间的秒数差异关系如下图所示:

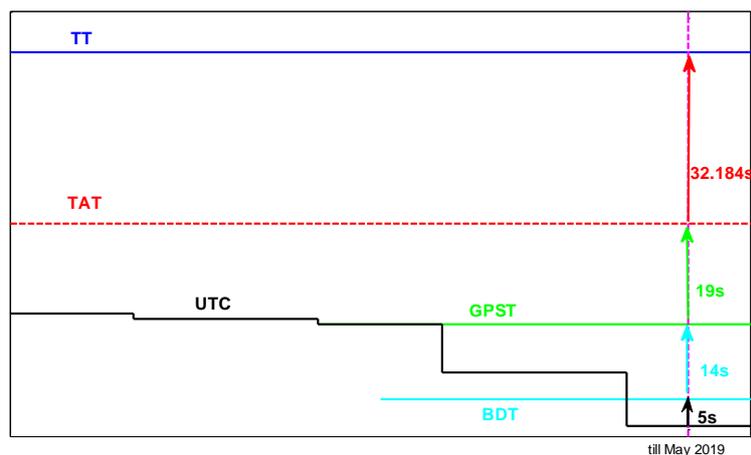


图 2-1 各时间系统之间的关系

## 2.2 坐标系统

为了方便建模和数据处理，在处理卫星精密定轨涉及到的观测量和力学模型参数时会用到不同的坐标系，且有些参数还需进行不同坐标系下的转换运算。坐标系定义离不开三个要素：坐标原点、基本平面和基本平面中的主方向。本小节介绍定轨处理中需要用到的坐标系及坐标系间的转换关系。

### 2.2.1 天球惯性坐标系

牛顿运动只有在严格的惯性系下才成立，因为卫星轨道在惯性系中具有轨道几何特征，所以使用惯性坐标系来描述卫星的位置。通常太阳、月亮等行星的坐标都表示在惯性坐标系中。

协议天球坐标系（Conventional Celestial Reference System, CRS）是一种近似惯性坐标系，是目前卫星导航中常用的惯性坐标系（也称地心惯性坐标系、J2000.0 惯性坐标系）。它的坐标原点为地球质心，基本平面为 J2000 历元地球平赤道面，X 轴指向 J2000 历元的平春分点，Z 轴垂直于基本平面指向北极，Y 轴与 X 轴和 Z 轴组成右手坐标系。

### 2.2.2 平赤道坐标系与真赤道坐标系

根据选择的基本平面的不同，还存在瞬时平赤道坐标系(基本平面为观测

时刻的平赤道面, X 轴指向观测时刻的平春分点, Z 轴垂直于基本平面指向北极, Y 轴与 X 轴和 Z 轴组成右手坐标系)和瞬时真赤道坐标系(基本平面为观测时刻的真赤道面, X 轴指向观测时刻的平春分点, Z 轴垂直于基本平面指向北极, Y 轴与 X 轴和 Z 轴组成右手坐标系)。

### 2.2.3 地固坐标系

由于惯性坐标系与地球自转无关, 地球上任一固定点在惯性系中的坐标将随地球自转而变化, 为方便描述地面观测站的位置, 因此建立与地球体相固联的坐标系统, 即地固坐标系(也称地球坐标系)。GNSS 星历及测站坐标一般表示在地固坐标系中。

协议地球坐标系(Conventional Terrestrial Reference System, TRS)又称为地心地固坐标系(Earth-Centred, Earth-Fixed, ECEF)。它固定在地球上, 其坐标原点为地球质心, 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。

根据基本平面选择和考虑地球的极移现象, 还存在准地心地固坐标系, 其基本平面为地球瞬时赤道面, X 轴在基本平面内由地球质心指向格林尼治子午圈, Z 轴指向地球自转轴的瞬时北极。X/Y/Z 轴形成右手系。

### 2.2.4 站心地平坐标系

在进行测量工作时, 有很多工作是以铅垂线或水平面为准的, 因为这种基准容易通过垂球或气泡来实现。在计算卫星高度角、方位角, 或者评价定位误差时, 一般使用站心地平坐标系, X、Y、Z 轴的指向通常表示为 E、N、U。

站心地平坐标系一般又称为东北天坐标系, 它以测站坐标为原点, 基本平面为站心处地球椭球的切面, N 轴指向正北方向, E 轴指向正东方向, U 轴为地球椭球面法线与 N 轴和 E 轴组成右手坐标系。

### 2.2.5 星固坐标系

在 GNSS 测量中, GNSS 数据处理则是以卫星质心或接收机天线参考点为基准的, 但是观测到的伪距或载波相位实际是基于接收机、卫星的天线相位中心之间的距离测量。卫星质心和卫星天线相位中心之间的距离约为 1 米左右, 在精密定轨中该项误差不可忽略, 卫星的天线相位中心改正一般表示在星固坐标系中。

星固坐标系(也称卫星本体坐标系)的原点为卫星质心, Z 轴指向地球质心, Y 轴为太阳至卫星方向和卫星至地心方向的叉乘方向, X 轴与 Y 轴和 Z 轴组成右手坐标系。

### 2.2.6 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), 常简称为 RTN。

### 2.2.7 坐标系的转换

任意两个坐标系的转化都可以用以下模型表示(IERS Conventions (2010), 2010):

$$\mathbf{X}_2 = \mathbf{T} + \lambda \cdot \mathbf{R}_{1,2} \cdot \mathbf{X}_1 \quad (2-4)$$

其中  $\mathbf{X}_1$  与  $\mathbf{X}_2$  是同一点在两个坐标系中的坐标,  $\mathbf{T}$  为坐标平移参数,  $\lambda$  为尺度因子,  $\mathbf{R}_{1,2}$  为坐标旋转矩阵, 根据三个坐标轴的旋转角  $\theta_x$ 、 $\theta_y$ 、 $\theta_z$ , 该旋转矩阵可表示为<sup>[65]</sup>:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{1,2} &= \mathbf{R}_z(\theta_z)\mathbf{R}_y(\theta_y)\mathbf{R}_x(\theta_x) \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\theta_z) & \sin(\theta_z) & 0 \\ -\sin(\theta_z) & \cos(\theta_z) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_y) & 0 & -\sin(\theta_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_y) & 0 & \cos(\theta_y) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_x) & \sin(\theta_x) \\ 0 & -\sin(\theta_x) & \cos(\theta_x) \end{bmatrix} \quad (2-5) \end{aligned}$$

对于 TRS 与 CRS 之间的转换, 可通过岁差、章动、自转、极移的转换进

行 (IERS Conventions (2010), 2010):

$$[\mathbf{CRS}] = \mathbf{Q}(\mathbf{t}) \cdot \mathbf{R}(\mathbf{t}) \cdot \mathbf{W}(\mathbf{t}) \cdot [\mathbf{TRS}] \quad (2-6)$$

上式中,  $\mathbf{Q}(\mathbf{t})$  为由地球自转轴与黄道面的夹角产生的岁差和章动旋转矩阵,  $\mathbf{R}(\mathbf{t})$  为地球自转角产生的地球自转矩阵,  $\mathbf{W}(\mathbf{t})$  为地球自转轴相对北极点移动造成的极移改正。关于岁差章动的计算, 此前一直采用 IAU 1980 模型, 后来又提出了 IAU2000 模型, 其精度较 IAU1980 模型更高。地球自转和极移旋转矩阵采用读取地球定向参数 (EOP) 文件获得。

对于星固系与地心惯性坐标系转换, 其关系如下:

$$X_{SRS} = C_{3 \times 3} X_{CRS} \quad (2-7)$$

$$\begin{aligned} C(3,i) &= -\frac{\vec{r}}{r} \\ C(2,i) &= -\frac{(\vec{r}_{sun} - \vec{r}) \times \vec{r}}{|(\vec{r}_{sun} - \vec{r}) \times \vec{r}|} \\ C(1,i) &= C(2,j) \times C(3,k) \end{aligned} \quad (2-8)$$

其中,  $i=1,2,3$  对应于转换矩阵  $C$  中每个行向量的三个分量,  $C(2,j)$  和  $C(3,k)$  为矩阵  $C$  中的第 2 行和第 3 行的行向量。  $\vec{r}$  表示地心到卫星质心的矢量 (CRS),  $\vec{r}_{sun}$  表示地心到太阳质心的矢量 (CRS)。

卫星轨道坐标系与地心惯性坐标系转换关系如下:

$$X_{RTN} = G_{3 \times 3} X_{CRS} \quad (2-9)$$

$$\begin{aligned} G(1,i) &= -\frac{\vec{r}}{r} \\ G(3,i) &= -\frac{\vec{r} \times \dot{\vec{r}}}{|\vec{r} \times \dot{\vec{r}}|} \\ G(2,i) &= G(1,j) \times G(3,k) \end{aligned} \quad (2-10)$$

其中,  $i=1,2,3$  对应于转换矩阵  $G$  中每个行向量的三个分量,  $G(1,j)$  和  $G(3,k)$  为矩阵  $G$  中的第 1 行和第 3 行的行向量。  $\vec{r}$  表示地心到卫星质心的矢量 (CRS),  $\dot{\vec{r}}$  表示卫星运动的速度矢量 (CRS)。

## 2.3 参考框架

### 2.3.1 协议地球参考框架

CTS 的实现基于协议地球参考框架 (Conventional Terrestrial Reference Frame, CTRF), 具体是通过全球地面上一系列参考站的坐标和速度来确定的。

协议地球参考框架(International Terrestrial Reference Frame, ITRF)是由 IERS 维持并更新的, 主要通过 VLBI, SLR, GNSS 和 DORIS 观测来实现。由于真实的地心运动是非线性的, 因此 ITRF 框架每隔几年需要更新一次, 目前最新的框架为 ITRF2014(Reischung, 2016), 从 2017 年 1 月 29 日 (GPSWeek=1934) 开始, IGS 采用的参考框架由 IGB08 变为最新的 IGS14, 该框架与 ITRF2014 框架保持一致。

### 2.3.2 各 GNSS 系统参考框架

GPS 系统采用的参考框架为 WGS84(World Geodetic System 84), 每隔一段时间会进行更新。最新的 WGS84 框架遵循 IERS Conventions (2010), 与 ITRF 框架的差异在 2cm 以内 (GPS ICD, 2010)。

GLONASS 系统采用 PZ-90 (Earth Parameters 1990 – Parametry Zemli 1990) 坐标框架。参考框架经过多次升级, 目前采用升级的 PZ-90.11, 它与 ITRF2008 框架在 JD2011.0 历元的差异在厘米级 (Vdovin, 2013)。

GALILEO 系统采用的坐标框架为 GTRF(Galileo Terrestrial Reference Frame)。GTRF 框架采用超过 100 多个 IGS 站和 13 个 GESS 站, 并与最新的 ITRF 框架保持一致, 其差异在 3cm 以内 (Fritsche M., 2016; Gendt G., 2011; Söhne W, 2009)。

BDS 系统采用 2000 国家大地坐标系 (China Geodetic Coordinate System 2000, CGCS2000) 是我国首次实现的地心坐标系, CGCS2000 对准 ITRF97 框架, 参考历元 2000.0 (注意这里非标准历元 J2000.0, 而是指 2000 年 1 月 1 日)。与 WGS84 框架的差异在厘米级 (陈俊勇, 2008; 高星伟, 2012)。

## 第3章 卫星导航系统精密定轨方法

精密定轨的基本原理是利用一系列对卫星的跟踪观测数据，用相应的数学方法得到卫星在某一  $t_0$  时刻的卫星状态及有关动力学参数和几何参数的最佳估值。所谓的卫星状态是指在选定的时空坐标系中， $t_0$  时刻卫星的位置和速度，或者该时刻的轨道根数。本章介绍导航卫星涉及到的各种观测模型、力学模型、力学模型线性化、轨道积分方法和轨道评估方法。

### 3.1 运动方程及观测方程

定轨涉及两类方程，对应几何关系的测量方程和对应动力学关系的状态(微分)方程。因此在卫星定轨中通常包含两类待估参数：一类是卫星动力学参数，即包括卫星初始轨道参数、太阳辐射压、经验加速度等出现在卫星运动方程中的待估参数；另一类是几何参数，即只出现在观测方程中的待估参数，如测站坐标、地球自转参数、钟差参数等<sup>[66,67]</sup>。

#### 3.1.1 卫星运动方程

人造卫星在绕地运行的过程中会受到多种作用力的影响，这些作用力可分为两大类：保守力和非保守力。保守力主要包含地球引力、日、月、行星对卫星的引力、潮汐引起的引力场变化等，非保守力包括大气阻力、太阳光压、地球反照辐射压、卫星姿控等动力。

在惯性系中，用牛顿第二定律得到卫星的运动方程为：

$$\ddot{\bar{R}} = \bar{F}_{TB} + \bar{F}_{NB} + \bar{F}_{NS} + \bar{F}_{TD} + \bar{F}_{RL} + \bar{F}_{SR} + \bar{F}_{AL} + \bar{F}_{DG} + \bar{F}_{TH} \quad (3-1)$$

上式中， $\bar{R}$  为惯性系中的位置矢量，方程等式右侧为作用在卫星上的各种力所引起的摄动力，它们分别表示为：

$\bar{F}_{TB}$  为二体问题作用力，即地心对卫星的吸引力；

$\bar{F}_{NB}$  为 N 体摄动力，即日、月及除地球外其他行星对卫星的引力；

$\bar{F}_{NS}$  为地球非球形部分对卫星的摄动力；

$\vec{F}_{TD}$  为地球形变摄动，包括固体潮、海潮、大气潮汐摄动力；

$\vec{F}_{RL}$  为相对论效应摄动；

$\vec{F}_{SR}$  为太阳辐射压摄动；

$\vec{F}_{AL}$  为地球红外辐射压和地球反照辐射压摄动；

$\vec{F}_{DG}$  为大气阻力摄动；

$\vec{F}_{TH}$  为其他摄动力。

上述摄动力将在 3.3 章节详细论述。作用于卫星的各摄动力量级通常采用摄动力加速度和中心引力加速度之比来估计，这样的摄动力量级代表了实际轨道因各摄动力影响而偏离二体问题轨道的程度。

设  $\vec{F}$  为摄动加速度大小， $\chi$  为摄动量级，则

$$\chi = \left| \vec{F} \right| / \left( \frac{GE}{R^2} \right) \quad (3-2)$$

下图给出了各摄动力量级随卫星轨道高度变化的趋势图。

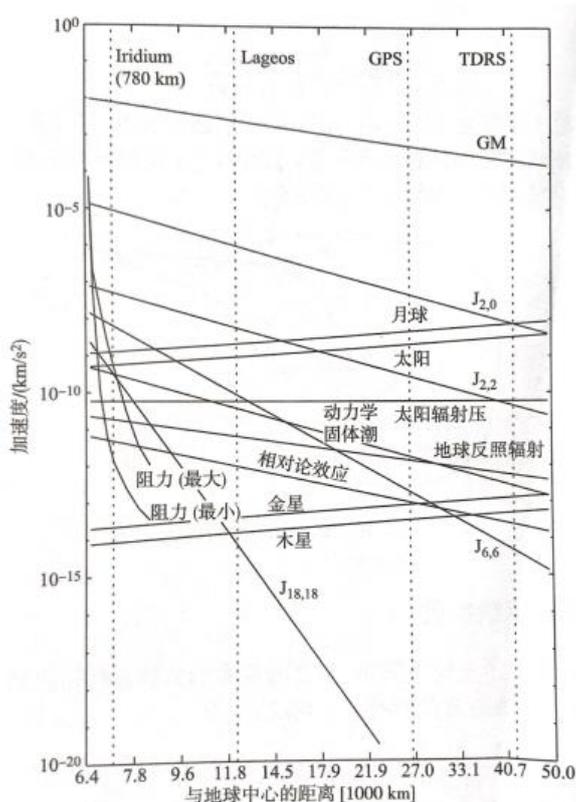


图 3-1 卫星轨道不同摄动的量级 (Oliver et, 2012)

对于北斗卫星导航系统的中高轨卫星，表 3-1 给出了各摄动力量级的大小。

表 3-1 中高轨卫星受各摄动力的量级统计表

摄动名称	摄动量级	
N 体摄动	月球摄动	$4.09 \times 10^{-5}$
	太阳摄动	$1.84 \times 10^{-5}$
	木星摄动	$1.25 \times 10^{-10}$
	其他行星摄动	$< 10^{-12}$
太阳直射光压摄动	$1.37 \times 10^{-7} \sim 10^{-8}$	
大气阻力摄动	$1.21 \times 10^{-10}$	
地球形状摄动	$1 \times 10^{-17} \sim 1 \times 10^{-4}$	
固体潮摄动	$2 \times 10^{-9} \sim 1.3 \times 10^{-8}$	
海潮摄动	$10^{-14} \sim 1.1 \times 10^{-9}$	
大气潮摄动	$2 \times 10^{-11} \sim 5 \times 10^{-11}$	
地球自转形变附加摄动	$2.5 \times 10^{-12} \sim 2.2 \times 10^{-10}$	
地球反照辐射摄动	光学辐射摄动	$10^{-8}$
	红外辐射摄动	$8 \times 10^{-9}$
月球 $J_2'$ 项扁率摄动	$9.9 \times 10^{-14}$	
地球扁率间接摄动	$10^{-11}$	
广义相对论摄动	$1.08 \times 10^{-10}$	

为书写方便, 用  $\bar{r}$  和  $\bar{v}$  分别表示卫星在惯性系中的位置矢量和速度矢量,  $\bar{F}_e$  为待估的动力学参数矢量, 则 (3-1) 式可以写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\bar{R}} = \bar{V} \\ \dot{\bar{V}} = -\frac{GE}{R^2} \frac{\bar{R}}{R} + \bar{F}(\bar{R}, \dot{\bar{R}}, \bar{F}_\varepsilon, t) \equiv \bar{A} \\ \bar{R}(t_0) = \bar{R}_0, \dot{\bar{R}}(t_0) = \bar{V}(t_0) = \dot{\bar{R}}_0 \end{cases} \quad (3-3)$$

其中,  $\bar{A}$  为卫星在惯性系中的位矢、速度与加速度。针对北斗系统中高轨卫星, 动力学参数包括引力场参数、大气阻力系数  $C_D$ 、光压反射系数  $C_R$  或其它光压模型的模型参数、经验力周期性摄动参数  $C_r, S_r, C_t, S_t, C_n, S_n$  (RTN 三个方向上的参数) 等, 即取

$${}^{sat}\bar{F}_\varepsilon = [C_D, C_R, C_r, S_r, \dots]$$

不出现在卫星运动方程中的待估参数成为几何参数, 记作  $\bar{F}_g$ 。 $\bar{F}_g$  可包括台站坐标  $(X_{sta}, Y_{sta}, Z_{sta})$ , 卫星或测站设备零值  $\tau^{sat}$ 、 $\tau_{sta}$ , 地球自转参数、卫星或测站钟差等, 即取

$$\bar{F}_g = [X_{sta}, Y_{sta}, Z_{sta}, \tau^{sat}, \dots]$$

对  $\bar{F}_\varepsilon$ 、 $\bar{F}_g$  言, 显然成立以下微分方程

$$\begin{cases} \dot{\bar{F}}_\varepsilon = 0, \bar{F}_\varepsilon(t) = [C_D, C_R]_{t_0}^T \\ \dot{\bar{F}}_g = 0, \bar{F}_g(t) = [X_{sta}, Y_{sta}, Z_{sta}]_{t_0}^T \end{cases} \quad (3-4)$$

定义状态矢量

$$X = \begin{bmatrix} \bar{R} \\ \bar{V} \\ \bar{F}_\varepsilon \\ \bar{F}_g \end{bmatrix}$$

可把方程 (3-3)、(3-4) 改为状态方程

$$\begin{cases} \dot{X} = \bar{F}(X, t) \\ X(t_0) = X_0 \end{cases} \quad (3-5)$$

其中状态函数:

$$F(X, t) = [\bar{V}^T : \bar{A}^T : 0000000]^T$$

### 3.1.2 观测方程

北斗常用于定轨的基本观测数据包括伪距观测数据  $P$  和载波相位观测数据  $L$ ，其非差观测方程可写为：

$$\begin{cases} P = |\bar{r} - \bar{r}_j| + c(\delta t_r - \delta t_s) + \varepsilon \\ L = |\bar{r} - \bar{r}_j| + c(\delta t_r - \delta t_s) + \lambda N + \varepsilon \end{cases} \quad (3-6)$$

其中  $P$ 、 $L$  分别为某频点伪距观测量和相位观测量， $\bar{r}$  为接收机位置， $\bar{r}_j$  为卫星位置， $c$  为光速， $\delta t_r$ 、 $\delta t_s$  分别为接收机和卫星钟差， $\lambda$  为该频点相位波长， $N$  为整周模糊度， $\varepsilon$  为信号传播过程中的其他误差。这些误差包括：电离层折射误差、大气层折射误差、电离层延迟误差、卫星和测站相位中心偏差、相对论效应引起的误差等。

我们的观测是测站到卫星的距离  $\rho_0$ ，其计算值为  $\rho_c$ ：

$$\rho_c = \sqrt{(\bar{R} - \bar{R}^{sta})^T (\bar{R} - \bar{R}^{sta})} = \sqrt{(\bar{r} - \bar{r}^{sta})^T (\bar{r} - \bar{r}^{sta})} \quad (3-7)$$

其中， $\bar{R}$ 、 $\bar{R}^{sta}$  分别为卫星、测站在 J2000.0 地心天球坐标系中的位矢， $\bar{r}$ 、 $\bar{r}^{sta}$  分别为卫星、测站在地固系中的位矢。

如令  $Y = \rho_0$ ， $G(X, t) = \rho_c$ ；则观测与状态的关系式能表示为：

$$Y_i = G(X_i, t_i) + \varepsilon_i, i = 1, \dots, l \quad (3-8)$$

这里  $X_i$ 、 $Y_i$ 、 $\varepsilon_i$  分别为  $t_i$  时刻的状态、观测及观测噪声。

### 3.1.3 方程线性化及线性无偏最小方差估计

由于卫星运动方程和观测方程均为非线性方程，需要对其进行线性化，以便采用最小二乘法进行参数估计。

对 (3-5) 式进行线性化：

$$\begin{cases} \dot{x} = B(t)x(t) \\ x(t_0) = x_0 \end{cases} \quad (3-9)$$

$$x(t) = X(t) - X^*(t) \quad (3-10)$$

其中， $B(t)$  为运动学方程状态函数对状态量的偏导数，即  $B(t) = (\partial F / \partial X)^*$ ，

“\*” 表示在参考状态  $X^*(t)$  上取值。

(3-10) 式可表示为

$$x(t) = \Phi(t, t_0) \quad (3-11)$$

则有

$$\begin{cases} \dot{\Phi}(t, t_0) = B(t)\Phi(t, t_0) \\ \Phi(t_0, t_0) = I \end{cases} \quad (3-12)$$

上式中  $I$  为单位阵, 状态量  $X$  通过状态转移矩阵  $\Phi(t, t_0)$  从  $t_0$  时刻转移到  $t$  时刻, 即  $\Phi(t, t_0)$  是该矩阵方程的解。

将 (3-8) 式的观测方程线性化后, 可写为

$$y_i = H_i x_0 + \varepsilon_i, \quad i = 1, \dots, l \quad (3-13)$$

其中:  $H_i = (\partial G / \partial X)_i^* \Phi(t, t_0)$

总的观测方程可以写为:

$$y = Hx_0 + \varepsilon \quad (3-14)$$

如果赋予上式初始状态偏差  $x_0$  的先验信息:  $\bar{x}_0$ 、 $\bar{P}_0$ , 则上式就转化为带有先验信息的观测方程, 等价于以下联立式子:

$$\begin{cases} y = Hx_0 + \varepsilon \\ \bar{x}_0 = x_0 + \eta_0 \end{cases} \quad (3-15)$$

其满足以下统计特性

$$\begin{cases} E(\varepsilon_i) = E(\eta_0) = 0 \\ E(\varepsilon_i \varepsilon_j^T) = R_i \delta_{i,j} \\ E(\eta_0 \eta_0^T) = \bar{P}_0 \\ E(\eta_0 \varepsilon_i^T) = 0 \end{cases} \quad (3-16)$$

其中

$$\delta_{i,j} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}$$

而

$$R = \begin{pmatrix} R_1 & & 0 \\ & \ddots & \\ 0 & & R_l \end{pmatrix}$$

可以证明 (3-15) 式的线性无偏最小方差估计为:

$$\hat{x}_0 = (H^T R^{-1} H + \bar{P}_0^{-1})^{-1} (H^T R^{-1} y + \bar{P}_0^{-1} \bar{x}_0) \quad (3-17)$$

对应的协方差为:

$$P_0 = (H^T R^{-1} H + \bar{P}_0^{-1})^{-1} \quad (3-18)$$

### 3.2 观测方程误差源及改正模型

卫星导航精密定轨观测方程中的各项误差根据误差来源可以分为三类:  
 与传播路径相关的误差, 如电离层延迟误差、对流层延迟误差、多路径效应;  
 与卫星相关的误差, 如卫星天线相位中心误差、天线相位缠绕、相对论效应;  
 与测站相关的误差, 如接收机位置误差、接收机钟差、硬件延迟、接收机天线相位中心误差、潮汐改正。

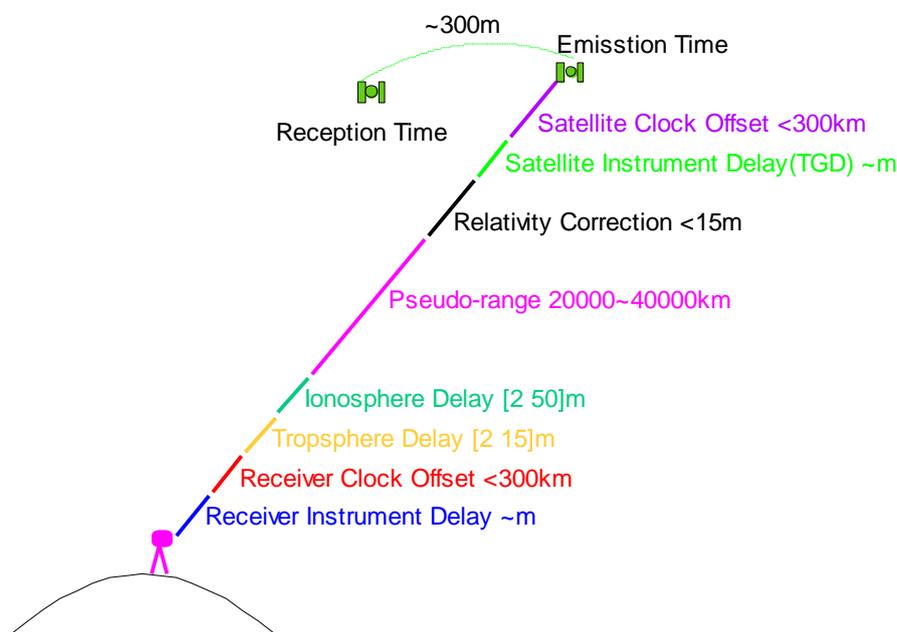


图 3-2 伪距观测值误差及其量级 (张益泽, 2017)

### 3.2.1 与传播路径相关误差改正模型

电磁波从卫星传播到地面站需要通过地球大气层，在此传播过程中会受到电子、离子等影响而造成折射弯曲从而改变传播方向，同时也将改变电磁波传播速度，此外还会影响信号极化方向和强度<sup>[22]</sup>。

#### (1) 电离层延迟改正模型

在 60km~2000km 的高空中，存在着大量由于受太阳辐射而被电离的电子，这一领域被称为电离层。由于电离层是一种色散介质，电离层在电磁波中传播时，各频率分量以各自不同的速度传播，最终导致电磁波波包能量的传播速度小于光速，而载波相位的传播速度大于光速，即最终导致伪距和相位的电离层延迟大小相等符号相反<sup>[68]</sup>。GNSS 信号在电离层中的速度受电离层中的电子密度影响，因此夜晚时电离层延迟的影响较小，而白天的影响则较大，尤其是太阳风暴时急剧增大。电离层影响表达式如下：

$$I_f = \pm \frac{40.28}{f^2} E(\varphi, \lambda) F(z) \quad (3-19)$$

上式中， $f$  为该频点频率； $E(\varphi, \lambda)$  为传播路径上的总电力含量，常通过经验模型估计； $F(z)$  为单层电离层模型投影函数，常采用简便的三角函数型投影函数  $F(z) = 1/\cos(z)$ 。

根据电离层对不同频率折射误差不通过的特性，卫星精密定轨常采用双频消除电离层的无电离层组合值作为定轨观测量。在其它如单频定位则需要采用电离层模型进行修正，如实时电离层模型 Klobuchar8 参数模型、14 参数模型或者格网电离层模型。

#### (2) 对流层延迟改正模型

对流层由高度从海平面到约 42km 高度的处于中性状态的原子和分子构成，也可称为中性大气。对流层属于电磁波的非色散性介质，其折射率与电磁波频率无关，只与温度  $T$ 、气压  $P$ 、湿度  $e$  相关，因此对流层信号延迟误差无法像电离层那样通过不同频率的观测值组合进行改正。对流层延迟约 90% 是由于干空气引起的，称为干延迟，剩下的是由大气中的水汽引起的，称为湿延迟。对流层延迟可以用天顶方向的延迟及与卫星高度角相关的映射函数来

表示:

$$T = ZTD \cdot M(E) = ZHD \cdot M_{\text{dry}}(E) + ZWD \cdot M_{\text{wet}}(E) \quad (3-20)$$

式中右边第一项和第二项分别为传播路径上的对流层干延迟和湿延迟, 其中 ZHD(Zenith Hydrostatic Delay)和 ZWD(Zenith Wet Delay)分别为天顶方向的干延迟和湿延迟,  $M_{\text{dry}}(E)$  和  $M_{\text{wet}}(E)$  分别为对应的映射函数, ZTD(Zenith Tropospheric Delay)为天顶方向的对流层总延迟。

对流层延迟中的干延迟比较稳定, 可以较好的模型进行模型改正从而较好的修正。湿延迟由于受到大气中云雾水汽等瞬时因素的影响, 变化很不规律, 很难用模型精确表达。在精密定位和精密定轨中, 通常采用合适的经验模型对对流层延迟进行估计, 常用的改正模型有: 萨斯塔莫宁(Saastamoinen)模型、霍普菲尔德(HopField)改正模型、Marini 公式等。

### (3) 多路径效应

由于部分电磁波信号没有直接到达接收机, 而是经过天线附近物体的反射后才被接收机所接收, 由此会引起多路径效应误差。理论上, 多路径效应对伪距观测值的影响最大为码长的一半, 对载波相位观测值的影响小于波长的 1/4。

减弱多路径效应的方法包括硬件和软件两个方面。在硬件方面, 采用多路径延迟锁相环路 (Multipath Eliminating Delay Lock Loop, MEDLL)可以减少 90%的多路径误差, 此外还可以采用抑制天线、相控阵列天线等技术。软件方面, 在计算时可以去掉低高度角的观测数据, 或者通过半参数方法、小波分析方法等减弱多路径效应, 通过时间序列平滑可以进一步减弱多路径效应。

## 3.2.2 与卫星相关的误差改正模型

### (1) 卫星天线相位中心改正

由于 GNSS 测量量是基于卫星至接收机的相位中心的, 但是在数据处理中卫星轨道以卫星质心为基准。由于卫星质心和卫星天线相位中心并不重合, 因此在定轨前需要对观测数据进行卫星天线相位中心修正。

卫星天线相位中心的改正模型与卫星姿态有关, GEO 卫星采用零偏 (orbit-normal) 方式, 其天线姿态模型 (星固坐标系在惯性系下的坐标轴指

向) 为:

$$\bar{e}_z = -\frac{\bar{r}}{|\bar{r}|}, \bar{e}_y = \bar{e}_z \times \frac{\bar{v}}{|\bar{v}|}, \bar{e}_x = \bar{e}_y \times \bar{e}_z \quad (3-21)$$

其中  $\bar{r}$  和  $\bar{v}$  分别为卫星在惯性系下的位置和速度矢量。

IGSO/MEO 卫星采用了动偏 (yaw-steering) 方式, 其天线姿态模型 (星固坐标系在惯性系下的坐标轴指向) 为:

$$\bar{e}_z = -\frac{\bar{r}}{|\bar{r}|}, \bar{e}_y = \bar{e}_z \times \frac{\bar{r}_{sun} - \bar{r}}{|\bar{r}_{sun} - \bar{r}|}, \bar{e}_x = \bar{e}_y \times \bar{e}_z \quad (3-22)$$

卫星天线相位改正模型为:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = R \cdot \begin{pmatrix} \bar{e}_x \\ \bar{e}_y \\ \bar{e}_z \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_{phs} \\ y_{phs} \\ z_{phs} \end{pmatrix}, d\rho_{phs} = \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}^T \cdot \frac{\bar{r}_{sta} - \bar{r}}{|\bar{r}_{sta} - \bar{r}|} \quad (3-23)$$

其中,  $R$  为惯性系与地固系的旋转矩阵,  $\bar{r}_{sta}$  为测站在地固系位置,  $d\rho_{phs}$  为卫星天线相位中心在测站观测方向上的改正值。

## (2) 卫星天线相位缠绕

卫星发射的是右旋极化 RCP (Right Circularly Polarized) 的电磁波信号, 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, 接收机或卫星天线绕其垂直轴旋转都将改变相位观测值, 最大可达一周 (一个波长), 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。相位缠绕计算公式如下<sup>[69]</sup>:

$$\begin{aligned} \Delta\varphi &= \text{sign}(\zeta) \cos^{-1} \left( \frac{\bar{D}' \cdot \bar{D}}{|\bar{D}'| |\bar{D}|} \right) \\ \zeta &= \hat{k} \cdot (\bar{D}' \cdot \bar{D}) \\ \bar{D}' &= \hat{x}' - \hat{k} (\hat{k} \cdot \hat{x}') - \hat{k} \times \hat{y}' \\ \bar{D} &= \hat{x} - \hat{k} (\hat{k} \cdot \hat{x}) + \hat{k} \times \hat{y} \end{aligned} \quad (3-24)$$

式中,  $\hat{k}$  为卫星到接收机的单位向量,  $\bar{D}'$  为卫星坐标系下由坐标单位矢量  $(\hat{x}', \hat{y}', \hat{z}')$  计算的卫星有效偶极矢量,  $\bar{D}$  为接收机地方坐标系下的坐标单位矢量,  $(\hat{x}, \hat{y}, \hat{z})$  为计算的接收机天线有效偶极矢量。

## (3) 卫星相对论效应改正

接收机和卫星位置的地球重力位不同, 而且接收机和卫星在惯性系统中

的速度不同，由此引起的接收机和卫星之间的相对钟误差称为相对论效应。相对论效应引起 GPS 卫星钟比接收机钟每秒快约 0.45ns。为消除其影响，卫星发射前已经将卫星钟频率减小了约 0.0045Hz，但由于地球运动、卫星轨道高度的变化以及地球重力场的变化，相对论效应并不是常数，在上述改正后还有残差，可用下式改正：

$$\Delta P_{rel} = -\frac{2}{c^2} X_S \cdot \dot{X}_S \quad (3-25)$$

$X_S$ 、 $\dot{X}_S$  分别为卫星的位置向量和速度向量。

需要注意的是，相对论效应对卫星钟差的影响可以在精密定轨处理中对观测数据进行修正，如果定轨处理中未修正相对论对卫星钟差的影响，则定轨解算钟差已经包含了相对论效应，因此用户使用时无需再考虑此项改正。

### 3.2.3 与测站相关的误差改正模型

#### (1) 潮汐改正

##### ● 固体潮

固体潮的主要是地球受太阳、月亮的引力的影响造成的地球形变,可以用  $n \times m$  阶 Love 数和 Shida 数的球谐函数表达(IERS Conventions (2010), 2010)。固体潮由与纬度相关的固定形变和与时间有关的半日及一日周期振幅形变组成，最大在水平方向上可达 5cm，高程方向上可达 30cm。其周期变化部分可以被 24 小时的静态定位模式平均，但是固定形变部分则无法消除。固体潮引起的台站位移 (IERS, 1989)：

$$\Delta \vec{r} = \sum_{j=2}^3 \frac{GM_j}{GM} \frac{r^4}{R_j^3} \left\{ \left[ 3l_2(\hat{R}_j \cdot \hat{r}) \right] \hat{R}_j + \left[ 3\left(\frac{h_2}{2} - l_2\right)(\hat{R}_j \cdot \hat{r})^2 - \frac{h_2}{2} \right] \hat{r} \right\} + \left[ -0.025m \cdot \sin \phi \cdot \cos \phi \cdot \sin(\theta_g + \lambda) \right] \cdot \hat{r} \quad (3-26)$$

式中， $GM$ 、 $GM_j$  分别表示地球、太阳 ( $j=2$ )、月球 ( $j=3$ ) 的引力参数； $r$ 、 $R_j$  代表测站和月球、太阳的质心至地心的距离，对应的单位向量分别是  $\hat{r}$ 、 $\hat{R}_j$ ； $l_2$  和  $h_2$  是标称的二阶 Love 数、Shida 数 (0.609, 0.085)； $\phi$ 、 $\lambda$  是测站的经度、纬度； $\theta_g$  表示格林尼治平恒星时 (GMST, Greenwich Mean Sidereal Time)。

### ● 海潮

海潮主要是由地球的潮汐变化引起的地球形变。与固体潮类似，海潮也主要由一日及半日周期变化组成，但海潮变化比固体潮小一个量级。海潮不含固定形变部分，与测站经纬度高度相关。

海潮改正的公式由 11 个潮波系数构成(IERS Conventions (2010), 2010)，从 IERS Conventions 2010 起，计算海潮系数的模型从 IERS Conventions 2003 的 CSR 3.0 变更为 FES2004, 各大 IGS 分析中心在定轨定位中也采用 FES2004 海潮模型(Bock, 2012)。

### ● 极潮

极潮是由地球的自转轴的偏移造成的（即钱德勒摆动，其周期约为 14 个月）。极潮的改正公式为(Kouba, 2002):

$$\begin{aligned}\Delta N &= -9 \cos 2\varphi \left[ (X_p - \bar{X}_p) \cos \lambda - (Y_p - \bar{Y}_p) \sin \lambda \right] \\ \Delta E &= 9 \sin \varphi \left[ (X_p - \bar{X}_p) \sin \lambda + (Y_p - \bar{Y}_p) \cos \lambda \right] \\ \Delta U &= -33 \sin 2\varphi \left[ (X_p - \bar{X}_p) \cos \lambda - (Y_p - \bar{Y}_p) \sin \lambda \right]\end{aligned}\quad (3-27)$$

式中， $X_p$  和  $Y_p$  为地球极移， $\bar{X}_p$  和  $\bar{Y}_p$  为地球平均极移，其单位为弧度秒， $\varphi$  和  $\lambda$  为测站纬度和经度， $[\Delta N, \Delta E, \Delta U]$  为测站在站心地平坐标系下的偏差，单位是 mm。

## (2) 地球自转改正

GNSS 数据处理采用地固系，卫星信号从发射到被接收机接收的时间内，由地球自转引起的效应叫地球自转效应。在  $t_1$  时刻发射的卫星信号到达接收机时为  $t_2$ ，在这期间地固系统绕地球自转轴旋转了  $\Delta\alpha$ ：

$$\Delta\alpha = \omega(t_2 - t_1) \quad (3-28)$$

式中， $\alpha$  为地球自转角速度，则卫星坐标变化为：

$$\begin{bmatrix} \Delta X_s \\ \Delta Y_s \\ \Delta Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \Delta\alpha & 0 \\ -\sin \Delta\alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_1 \\ y'_1 \\ z'_1 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 0 & \Delta\alpha & 0 \\ -\Delta\alpha & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_1 \\ y'_1 \\ z'_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\alpha y'_1 \\ -\Delta\alpha x'_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-29)$$

式中， $(x'_1 \ y'_1 \ z'_1)^T$  为  $t_1$  时刻卫星在地固坐标系中的位置， $(\Delta X_s \ \Delta Y_s \ \Delta Z_s)^T$  为卫星坐标改正量。

### 3.3 动力学模型

卫星在绕地运行中受力复杂，(3-1) 式列出了卫星运动过程中受到的各种作用力，其中地球对卫星的引力起支配作用。将地球看作质量均匀的球体，卫星看作质点，不考虑其它作用力时，地球与卫星之间的相互作用力称为二体问题，除二体问题作用力外的其它作用力都称为摄动力。

#### 3.3.1 二体问题

按照牛顿定律，二体问题的引力加速度表示如下：

$$\bar{a}_{TB} = -GE \frac{\bar{R}}{R^3} \quad (3-30)$$

其中， $GE$  为地球引力常数， $\bar{R}$  为卫星的位置矢量， $R$  为卫星地心距。对于二体问题，状态矢量可以用卫星位置和速度矢量  $(\bar{R}, \bar{V})$  来表示，也可以用开普勒轨道根数  $(a, e, i, \Omega, \varpi, \mu_0)$  表示。

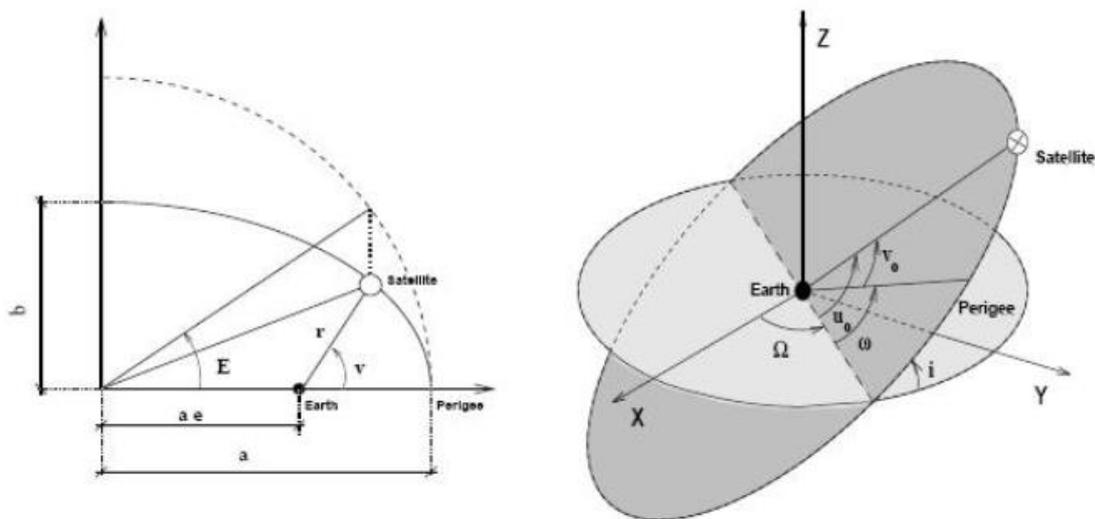


图 3-3 轨道根数示意图

#### 3.3.2 N 体问题

卫星绕地运行中，除了受地球引力影响，还受到日、月和其他行星天体中心引力的影响。把中心天体地球之外的其它天体称为摄动天体，在考虑该摄动影响时，将地球、卫星、其它摄动天体都看作质点。则摄动天体对卫星产生的 N 体摄动加速度为：

$$\vec{a}_{NB} = -\sum_{j=1}^n GM_j \left( \frac{\vec{R}_j}{R_j^3} + \frac{\vec{\Delta}_j}{\Delta_j^3} \right) \quad (3-31)$$

其中,  $GM_j$  为第  $j$  个摄动天体的引力常数,  $\vec{R}_j$  为第  $j$  个摄动天体在惯性系的位置矢量,  $R_j$  为其摄动天体地心距,  $\vec{\Delta}_j$  为卫星相对第  $j$  个摄动天体的位置矢量, 即  $\vec{\Delta}_j = \vec{R}_j - \vec{R}$ 。

### 3.3.3 太阳辐射压摄动

太阳辐射到卫星上对卫星产生的压力称为太阳辐射压摄动, 也常简称为光压摄动, 只有当卫星处于地影及月影之外时才有光压摄动。

对于球形卫星, 太阳辐射压摄动加速度可用下式计算:

$$\vec{a}_{SR} = P_{SR} a_U^2 C_R \left( \frac{A}{m} \right) \gamma \frac{\vec{\Delta}_S}{\Delta_S} \quad (3-32)$$

其中,  $P_{SR}$  为作用在离太阳一个天文单位处黑体上的太阳辐射压强,  $a_U$  为天文单位,  $a_U = 1.49597870700 \times 10^{11} m$ ,  $C_R$  为卫星的表面反射系数, 通常情况下作为待估参数,  $\gamma$  为地影因子,  $\gamma = 1 - \text{太阳被蚀视面积} / \text{太阳视面积}$ ,  $\vec{\Delta}_S$  为太阳到卫星的位置矢量。

对于形状复杂的卫星, 将其分成若干平面计算, 通过矢量求和得到太阳辐射压摄动加速度, 计算公式如下:

$$\vec{a}_{SR} = -P \frac{\gamma}{m} \sum_i \alpha_i A_i \cos \theta_i \left[ 2 \left( \frac{\delta_i}{3} + \rho_i \cos \theta_i \right) \vec{n}_i + (1 - \rho_i) \vec{s}_i \right] \quad (3-33)$$

$$\alpha_i = 0 \quad \cos \theta_i < 0; \quad \alpha_i = 1 \quad \cos \theta_i > 0$$

式中  $P$  为卫星处的太阳辐射流量,  $\alpha_i$  为面元  $i$  的方向因子,  $A_i$  为面元  $i$  的面积,  $\theta_i$  为面元  $i$  的法向与卫星到太阳方向之间的夹角,  $\rho_i$ 、 $\delta_i$  分别为面元  $i$  的反射系数和散射系数,  $\vec{n}_i$  为面元  $i$  的法向矢量,  $\vec{s}_i$  为卫星到太阳的方向矢量,  $m$  为卫星质量,  $\gamma$  为地影因子。

对于高度在两万多到三万多公里的卫星, 相对于其它摄动力, 光压摄动是最大的非保守力。为此国内外研究学者持续对光压模型进行深入研究, 并建立了不同的光压模型。总的来说, 这些光压模型可以划分为: 分析型光压模型, 如 ROCK 模型(Fliegl H. F., 1992)、T10/T20/T30 模型(Fliegl H. F., 1996)、

UCL 模型(Ziebart, 2004)等; 经验型光压模型, 如 CODE 模型(Beutler, 1994)、ECOM 模型(Springer, 1999)、GSPM 模型(Bar-Server, 2004)等; 半分析半经验光压模型, 如 Adjustable Box-wing 模型(Rodriguez-Solano, 2012)。但是, 由于太阳光压对卫星产生的摄动加速度与太阳辐射强度、卫星收到的照射面积、照射面与太阳的几何关系及照射面的反射和吸收特性有关<sup>[49]</sup>, 较难精确模型化, 因此仍是当前定轨动力学建模的主要误差源。

### 3.3.4 地球反照辐射压摄动

地球辐射也会对卫星产生一个小的压力作用, 可分为光学辐射和红外辐射。地球的光学辐射会对卫星径向和横向产生压力, 且径向压力约为横向压力 100 倍<sup>[70]</sup>。对于地球的光学辐射, 当卫星处于地球日照半球的上空时径向压力达到最大, 当卫星处于地球日照半球的最边缘时横向压力达到最大, 当卫星处于地球的非日照半球上空时不产生压力。然而地球的红外辐射不依赖太阳的入射角, 无论卫星处于地球的日照半球还是非日照半球, 均受到地球的红外辐射压力, 且该压力主要体现在径向上, 横向基本无压力。地球的红外辐射和光学辐射均随地理纬度和季节而变化。

### 3.3.5 与地球引力位有关的摄动

由于地球并非刚体, 在日月引力下会出现潮汐现象, 同时地球自转的离心力也会使质量和密度发生变化。潮汐现象和地球自转使地球的质量随时间变化, 从而引力位函数也称为时间的函数。地球不规则形状及质量分布不均将造成的地球非球形引力摄动力。上述因素都造成地球引力位发生变化, 在精密定轨中需要考虑。

#### (1) 地球非球形引力摄动

二体问题假设地球是一个质量均匀的圆球体, 但是实际上地球是质量不均匀的非正圆球体, 因此对卫星造成地球非球形引力摄动。根据地球引力位理论, 该摄动的引力势为:

$$U_{NS} = \frac{GE}{R} \sum_{n=2}^N \sum_{m=0}^n \left( \frac{a_e}{R} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \quad (3-34)$$

其中,  $GE$  为地球引力常数,  $R$  为卫星地心距,  $a_e$  为地球半长轴,  $N$  为地球非球形引力摄动阶次,  $\phi$  和  $\lambda$  为地心纬度和经度,  $\bar{C}_{nm}$ 、 $\bar{S}_{nm}$ 、 $\bar{P}_{nm}$  都为归一化系数。

## (2) 固体潮摄动

固体潮对卫星轨道的计算产生两种直接影响, 一种是地壳起伏和位移影响地面跟踪站的位置, 已经在 3.2.3 章节给出修正公式; 另一种就是引起地球引力位变化对卫星轨道产生的摄动力, 称为固体潮摄动。

固体潮模型以 Wahr 模型为基础, 该模型认为 LOVE 数的数值随分潮波频率的不同而不同, 其计算过程主要分为两步:

第一步取  $k_2$  为常数 0.30, 计算与频率无关的二阶 LOVE 数  $k_2$  引起引力位系数变化:

$$\begin{cases} (\Delta \bar{C}_{20})_{DT1} = \frac{1}{\sqrt{5}} k_2 \sum_{j=1}^2 \frac{GM_j}{GE} \left( \frac{a_e}{r_j} \right)^3 P_{20}(\sin \phi_j) - \langle \Delta \bar{C}_{20} \rangle \\ (\Delta \bar{C}_{21})_{DT1} + i(\Delta \bar{S}_{21})_{DT1} = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{3}{5}} k_2 \sum_{j=1}^2 \frac{GM_j}{GE} \left( \frac{a_e}{r_j} \right)^3 P_{21}(\sin \phi_j) e^{i\lambda_j} \\ (\Delta \bar{C}_{22})_{DT1} + i(\Delta \bar{S}_{22})_{DT1} = \frac{1}{12} \sqrt{\frac{12}{5}} k_2 \sum_{j=1}^2 \frac{GM_j}{GE} \left( \frac{a_e}{r_j} \right)^3 P_{22}(\sin \phi_j) e^{i2\lambda_j} \end{cases} \quad (3-35)$$

式中,  $a_e$  为地球半径,  $GM_j$  为摄动天体月球或太阳的引力常数,  $r_j$ 、 $\lambda_j$ 、 $\phi_j$  分别为摄动天体月球或太阳的地心距和在地固系中的经纬度。

第二步进行 LOVE 数频率相关修正:

$$\begin{cases} (\Delta \bar{C}_{21})_{DT2} + i(\Delta \bar{S}_{21})_{DT2} = \sum_{s(2,1)} A_1 \delta K_s H_s (\sin \theta_s + i \cos \theta_s) \\ (\Delta \bar{C}_{22})_{DT2} + i(\Delta \bar{S}_{22})_{DT2} = \sum_{s(2,2)} A_2 \delta K_s H_s (\sin \theta_s + i \cos \theta_s) \end{cases} \quad (3-36)$$

$$A_1 = \frac{-1}{Ae\sqrt{4\pi(2-\delta)}}, \quad A_2 = \frac{1}{Ae\sqrt{4\pi(2-\delta)}}$$

其中,  $\delta K_s$  为频率  $s$  处模型  $K_s$  与标称值  $k_2$  的差,  $H_s$  为分潮波的振幅,  $\theta_s = \bar{n}_s \cdot \bar{\beta} = \sum_{i=1}^6 n_i^s \beta_i$  为分潮波幅角, 由 6 个 Doodson 引数  $\bar{n}_s$  及 Doodson 变量  $\beta_i$  组

合而成。

固体潮引起的引力位系数总变化为：

$$\begin{cases} (\Delta\bar{C}_{20})_{DT} = (\Delta\bar{C}_{20})_{DT1} \\ (\Delta\bar{C}_{21})_{DT} = (\Delta\bar{C}_{21})_{DT1} + (\Delta\bar{C}_{21})_{DT2} \\ (\Delta\bar{S}_{21})_{DT} = (\Delta\bar{S}_{21})_{DT1} + (\Delta\bar{S}_{21})_{DT2} \\ (\Delta\bar{C}_{22})_{DT} = (\Delta\bar{C}_{22})_{DT1} + (\Delta\bar{C}_{22})_{DT2} \\ (\Delta\bar{S}_{22})_{DT} = (\Delta\bar{S}_{22})_{DT1} + (\Delta\bar{S}_{22})_{DT2} \end{cases} \quad (3-37)$$

### (3) 海潮摄动

海潮是在月亮和太阳引潮位作用下海洋发生的潮汐涨落现象，海潮是海洋对引潮位的反应。其计算公式如下：

$$\begin{cases} (\Delta\bar{C}_{nm})_{OT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} (C_{\mu nm}^+ \cos \theta_{\mu} + S_{\mu nm}^+ \sin \theta_{\mu}) \\ (\Delta\bar{S}_{nm})_{OT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} (S_{\mu nm}^+ \cos \theta_{\mu} - C_{\mu nm}^+ \sin \theta_{\mu}) \end{cases} \quad (3-38)$$

$$F_{nm} = \frac{4\pi G \rho_w}{100g} \left[ \frac{(n+m)!}{(n-m)!(2-\delta_{om})^{(2n+1)}} \right]^{\frac{1}{2}} \frac{1+k'_n}{2n+1}$$

其中， $\theta_{\mu}$  为  $\mu$  分潮波相位， $C_{\mu nm}^+$ 、 $S_{\mu nm}^+$  为海潮系数， $\rho_w$  为海水的平均密度，取 IERS 规范建议值， $k'_n$  为  $n$  阶负荷 Love 数， $g = 9.798261\text{m/s}^2$  为重力加速度， $G = 6.6728 \times 10^{-11} \text{m}^3/\text{kgs}^2$  为万有引力常数。

### (4) 大气潮摄动

围绕在地球外的大气也有潮汐现象，大气潮汐由日月引力造成的引潮位和太阳热源引起，且太阳的热源是大气潮汐的主要原因。大气潮汐将造成地球引力位的系数改变，对卫星轨道的摄动只有固体潮的 2.5%，其模型公式如下：

$$\begin{cases} (\Delta\bar{C}_{nm})_{AT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} [(C_{\mu nm}^{A+} + C_{\mu nm}^{A-}) \cos(\bar{n} \cdot \bar{\beta}) + (S_{\mu nm}^{A+} + S_{\mu nm}^{A-}) \sin(\bar{n} \cdot \bar{\beta})] \\ (\Delta\bar{S}_{nm})_{AT} = \sum_{\mu(nm)} F_{nm} [(S_{\mu nm}^{A+} + S_{\mu nm}^{A-}) \cos(\bar{n} \cdot \bar{\beta}) - (C_{\mu nm}^{A+} + C_{\mu nm}^{A-}) \sin(\bar{n} \cdot \bar{\beta})] \end{cases} \quad (3-39)$$

大气潮汐最大分潮波  $s_2$  是最主要的摄动波，对地球引力位规一化系数的影响为  $10^{-10} \sim 10^{-11}$ ，因此只需考虑  $s_2$  分潮位的引力附加位即可。

### (5) 地球自转形变附加摄动

由于地球自转不均匀,使得地球形状和密度发生变化,产生附加引力位,该引力摄动与地球自转参数相关。该摄动也可通过引力场系数的变化来实现,公式如下:

$$\begin{cases} (\Delta\bar{C}_{20})_{\text{RO}} = -\frac{1}{\sqrt{5}}\frac{2a_e^3}{3GE}k_2m_3\Omega^2 \\ (\Delta\bar{C}_{21})_{\text{RO}} = -\frac{1}{\sqrt{15}}\frac{a_e^3}{GE}k_2m_1\Omega^2 \\ (\Delta\bar{S}_{21})_{\text{RO}} = -\frac{1}{\sqrt{5}}\frac{a_e^3}{GE}k_2m_2\Omega^2 \end{cases} \quad (3-40)$$

$$m_1 = x_p - \bar{x}_p, \quad m_2 = -(y_p - \bar{y}_p), \quad m_3 = -D/86400$$

其中,  $a_e$  为地球半径,  $k_2$  为 2 阶 LOVE 数,  $x_p$ 、 $y_p$  为瞬时极移分量,  $\bar{x}_p$ 、 $\bar{y}_p$  为平均极移分量,  $D$  为日常变化,  $\Omega$  为地球自转平均角速度。

### 3.3.6 广义相对论摄动

广义相对论认为引力场与非惯性系是等价的,引力场使时空弯曲。然而人造卫星运动是在地心坐标系中描述的,但地心坐标系是在广义相对论框架下得到的,因而使卫星在地心坐标系的运动方程增加了一项广义相对论摄动加速度,其加速度公式如下:

$$\begin{aligned} \bar{a}_{\text{RI}} = & \frac{GE}{c^2R^3} \left[ \left( 2(\beta + \gamma)\frac{GE}{R} - \gamma V^2 \right) \bar{R} + 2(1 + \gamma)(\bar{R} \cdot \bar{V})\bar{V} \right] \\ & + 2(\bar{\Omega} \times \bar{V}) \\ & + \frac{GE}{c^2R^2} (1 + \gamma) \left\{ \frac{3}{R^2} (\bar{R} \times \bar{V})(\bar{R} \cdot \bar{J}) + (\bar{V} \times \bar{J}) \right\} \end{aligned} \quad (3-41)$$

式中,  $\bar{R}$ 、 $\bar{V}$  分别为卫星位置矢量和速度矢量,  $GE$  为地球引力常数,  $\bar{J}$  为地球单位质量角动量,  $\bar{J} = 9.8 \times 10^8 \text{ m}^2/\text{s}$ ,  $\beta$ 、 $\gamma$  为相对论参数。

$$\bar{\Omega} = \frac{3}{2}(\bar{V}_E - \bar{V}_S) \times \left[ -\frac{GS\bar{\Delta}_{ES}}{c^2\Delta_{ES}^3} \right]$$

其中,  $\bar{V}_E$ 、 $\bar{V}_S$  分别为地球和太阳在太阳质心坐标系中的速度矢量,  $GS$  为太阳引力常数,  $\bar{\Delta}_{ES}$ 、 $\Delta_{ES}$  分别为地球到太阳的矢量和距离。

### 3.3.7 周期性 RTN 摄动

由于可能受到其它与卫星轨道周期相关且未能精确模型化的动力学模型,常引入一些经验力来吸收未完全模制的力学因素,将未能模制的摄动分为轨道 RTN 三个方向的周期函数,其公式如下:

$$\bar{\mathbf{P}}_{RTN} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_r \\ \mathbf{P}_t \\ \mathbf{P}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_r \cos \mu + S_r \sin \mu \\ C_t \cos \mu + S_t \sin \mu \\ C_n \cos \mu + S_n \sin \mu \end{bmatrix} \quad (3-42)$$

式中,  $\mathbf{P}_r$ 、 $\mathbf{P}_t$ 、 $\mathbf{P}_n$  分别为径向、切向、法向摄动力;  $C_r$ 、 $S_r$  为径向摄动参数,  $C_t$ 、 $S_t$  为切向摄动参数,  $C_n$ 、 $S_n$  为法向摄动参数。

## 3.4 轨道精度评估方法

轨道评估方式按类别可分为内符合评估法和外符合评估法。内符合评估法有定轨残差分析法、重叠弧段法,外符合评估法有独立精密轨道产品比对法、SLR 激光检测法、UERE 评估法。

### 3.4.1 定轨残差分析法

定轨残差即定轨残差的均方根误差 RMS (Root Mean Square),它反映了解算轨道与观测资料的符合程度,是轨道评估的重要指标,但是不是绝对指标。

测站  $k$  的定轨残差 RMS 计算公式如下:

$$\text{RMSres}_k = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{l_k} y_{k_i}^2}{l_k - 1}} \quad (3-43)$$

式中  $y_k$  为测站的残差序列值,  $l_k$  为测站残差的总条目。故所有测站综合残差 RMS 计算公式为:

$$\text{RMSres} = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^{l_k} y_{k_i}^2}{\sum_{k=1}^n l_k - 1}} \quad (3-44)$$

式中  $n$  为测站总数。

### 3.4.2 重叠弧段法

利用弧段不完全相同的观测资料定轨，将两组轨道的三个方向分量作差，统计 RTN 方向的定轨 RMS 和预报 RMS。采用重叠弧段法时，由于重叠弧段的观测资料相同，因此重叠弧段的精度会稍好于实际的轨道精度，但是由于两次定轨采用的数据资料弧段并不完全相同，依然可将其作为检验轨道精度的一种重要方法。如第一组轨道采用第 n-2、n-1、n 三天弧段定轨，第二组轨道采用 n-1、n、n+1 三天弧段定轨，两个轨道有两天的弧段重叠，如下图所示，紫色是轨道定轨弧段，绿色是轨道预报弧段。通常用两条竖线间的定轨数据重叠弧段来评估定轨弧段精度，用轨道 2 最后一段定轨段的结果来评估轨道 1 的预报精度。

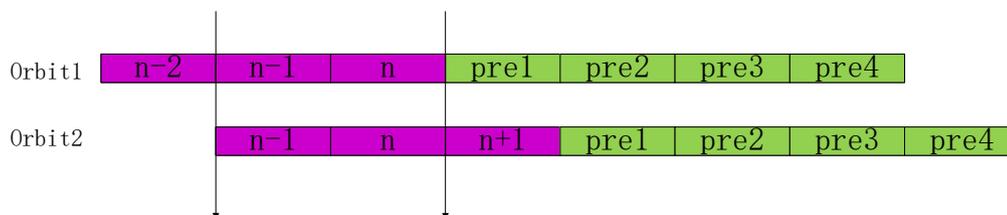


图 3-4 重叠弧段轨道示意图

重叠弧段轨道差 RMS 为：

$$\begin{cases} \text{RMS}_R = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^l \text{Diff}_{R_i}^2}{l-1}}, \text{RMS}_T = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^l \text{Diff}_{T_i}^2}{l-1}}, \text{RMS}_N = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^l \text{Diff}_{N_i}^2}{l-1}} \\ \text{RMS}_{pos} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^l (\text{Diff}_{R_i}^2 + \text{Diff}_{T_i}^2 + \text{Diff}_{N_i}^2)}{l-1}} \end{cases} \quad (3-45)$$

通常主要考核径向偏差和三维位置偏差。

### 3.4.3 独立精密轨道产品比对法

将定轨结果与其他分析中心确定的精密轨道进行比对分析，统计轨道 RTN 三个方向的偏差，其统计公式同 (3-45)。由于两种轨道产品计算软件模型、处理策略存在差异，该方法得到的结果较为可靠。但是由于使用模型和选用的跟踪站不同，可能带来系统误差。目前采用此种方式评估时，常将 IGS 的精密轨道产品作为参考进行比较。

### 3.4.4 SLR 激光检测法

由于 SLR 技术成熟且精度较高,常用作检验轨道的重要手段。利用 SLR 进行轨道评估时,首先需要将激光观测的各项误差进行修正,误差改正项包括相对论改正、对流层延迟误差改正、地球自转改正。然后将误差修正后的激光观测数据与依据卫星轨道和 SLR 测站归算的理论站星距进行比较,统计评估弧段内的 O-C 残差值 RMS,以此作为 SLR 评估的轨道精度。

### 3.4.5 URE 评估法

URE(User Ranging Error)评估法即为采用用户测距误差来衡量轨道精度,其计算公式如下:

$$\text{URE}=\rho-(R+c\Delta t_k-c\Delta t^s+\varepsilon) \quad (3-46)$$

式中 $\rho$ 为伪距, $R$ 为基于轨道计算的星地距离, $\Delta t_k$ 为测站钟差, $\Delta t^s$ 为卫星钟差, $\varepsilon$ 为误差修正项:包括对流层延迟、电离层延迟、地球自转改正、广义相对论改正、地球潮汐改正、天线相位中心修正等。

## 第4章 卫星机动监视方法

### 4.1 引言

北斗系统由于大量 GEO 和 IGSO 卫星的存在, 卫星机动频繁, 卫星机动会影响卫星导航系统的 PNT 服务性能和精度<sup>[38]</sup>。目前系统针对 RNSS 服务, 采用的精密定轨方法是基于多种数据和时间同步的动力学定轨方法, 采用了单星定轨和多星定轨相结合的策略<sup>[51]</sup>。针对 RDSS 服务, 采用单星定轨、多星定轨和几何法相结合的策略。

北斗系统每次接收到的轨控操作指令时间都预留为 2 小时左右, 卫星轨控将在预留时间内完成, 然而通常卫星实际机动时间只有 20~30 分钟。由于机动推力建模精度不高, 制约长弧动力学定轨的精度, 因此北斗系统在机动期间及机动后的数小时内机动卫星采用几何法定轨确保 RDSS 服务不中断, 轨道恢复期间采用单星定轨进行轨道快速恢复以保证 RNSS 服务和 RDSS 服务, 在机动满三天后该星重新加入到多星定轨解算中, 快速准确判定机动起止时间是切换定轨方法的前提。如果不能准确卫星轨道异常和机动时间, 则会严重影响用户定位和精密定轨<sup>[39]</sup>。

### 4.2 卫星机动

GEO 卫星定点于某一标称经度的赤道上空, 星下点经度是唯一自由分配参数, 为避免相邻卫星间的无线电干扰以及潜在的卫星碰撞危险, 国际电联要求 GEO 卫星的运动窗口控制在经纬度方向  $\pm 0.1^\circ$  以内。由于各种摄动力作用于卫星, 导致其发生相对于定点位置漂移, 需要通过安装在卫星上的推力器点火使卫星保持在设定的控制区内, 这一操作称为轨道控制或轨道机动。通常分为东西控制和南北控制, 东西控制主要改变轨道高度, 南北控制主要是调整轨道倾角。由于 GEO 和 IGSO 是北斗系统的重要组成部分, 故北斗系统较其他 GNSS 导航系统存在更频繁的轨道机动。

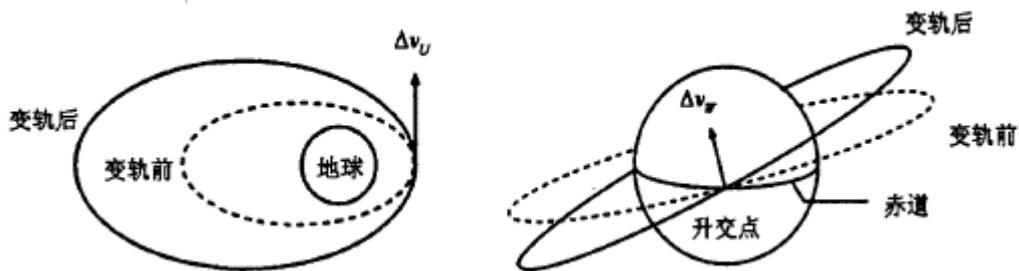
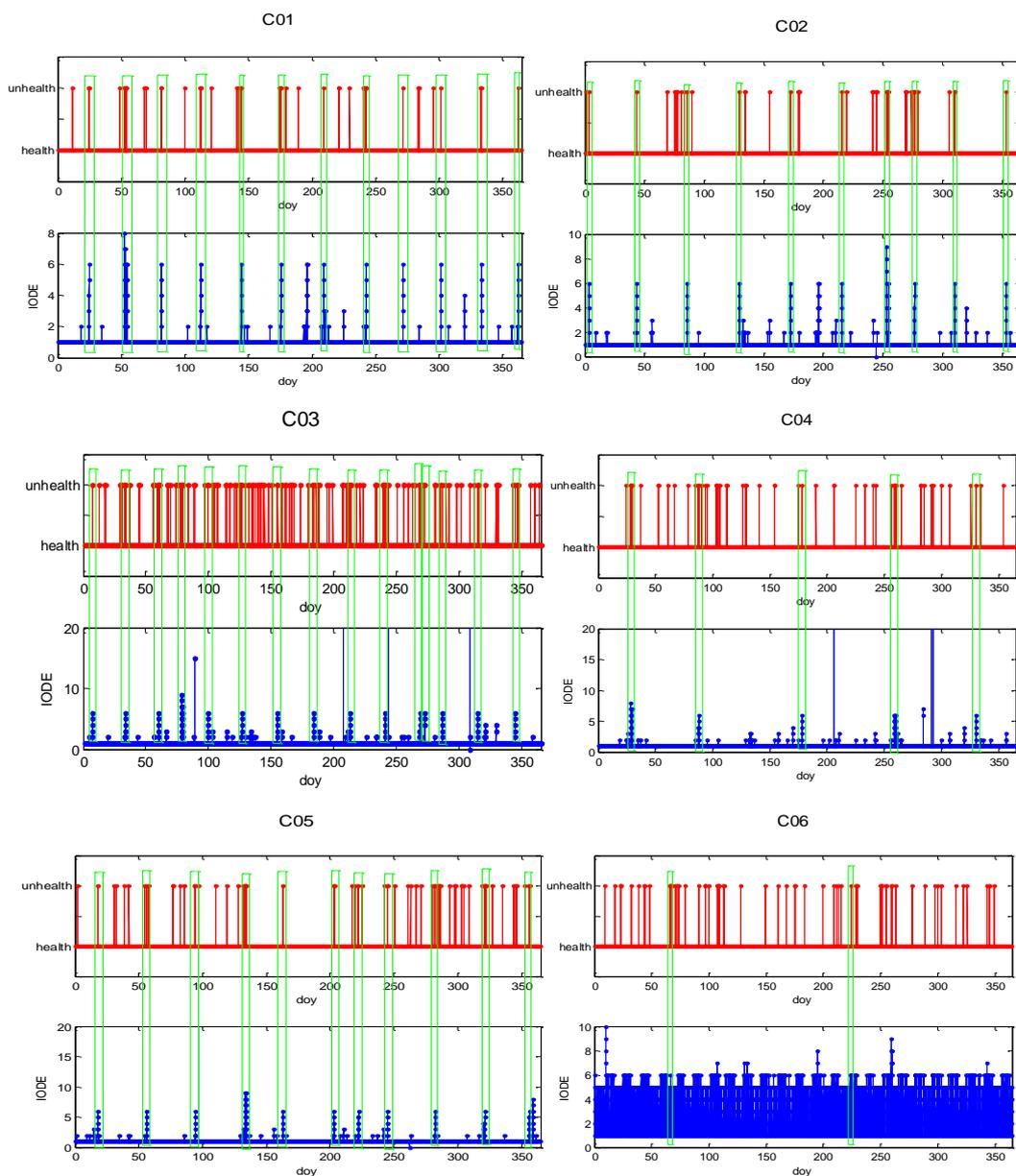


图 4-1 GEO 卫星东西控制和南北控制示意图

卫星机动会影响北斗卫星导航系统单星可用性, 下图给出了各 GEO/IGSO 卫星健康信息和对应的 AODE (星历数据龄期) 信息, 比对北斗系统轨控指令报告对轨道控制造成的卫星不可用时间进行统计。



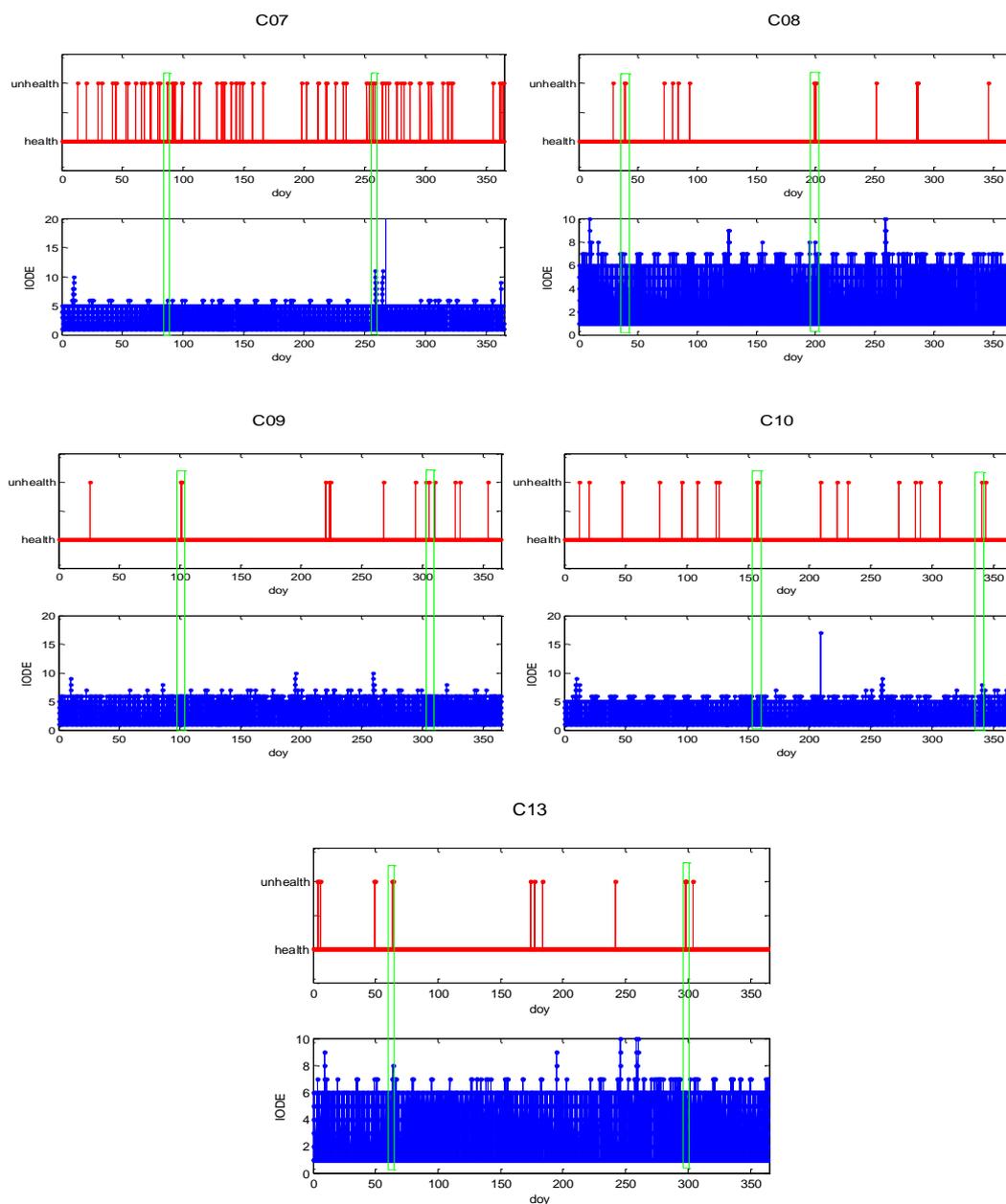


图 4-2 北斗系统 2018 年各卫星健康情况

上图绿色矩形圈出的是卫星机动的影响，结合北斗系统轨控指令报告分析发现，每次发生轨道控制造成的卫星不可用时间通常为七个小时左右，个别时候能达到 10h，且在轨控发生的几个小时内 AODE 会一直累加，即轨道不再更新，这一现象对于 GEO 卫星尤其明显。因为正常情况下，北斗系统广播星历每小时更新一次，GEO 卫星通常对应的 AODE 为 1。由于目前北斗系统只能采用中国区域布站，对 IGSO 卫星不能做到全弧段观测，IGSO 卫星每天会出入境一次，基本上约有 5~8h 的时间不在境内，故其对应的 AODE 值通常为 1~9 不等。而 MEO 卫星出境的时间则更长，在境内的时间大概只有三分之一，其对

应的 AODE 的值为 1~20 不等。

下图给出了 2018 年北斗系统卫星不可用时间全部时间和轨控造成的不可用时间。

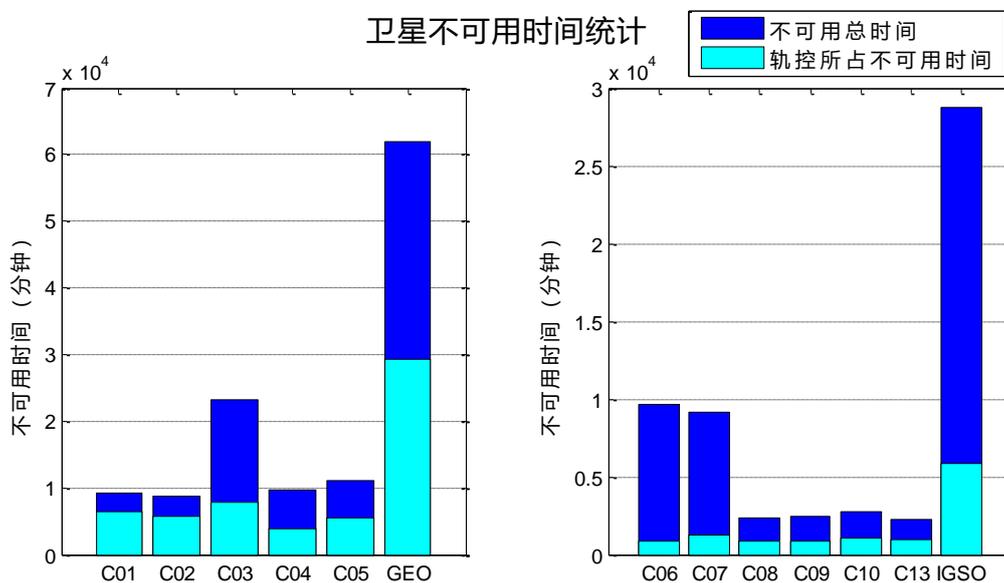


图 4-3 2018 年北斗系统卫星不可用时间统计

上图可以看出针对北斗系统 GEO 卫星来说，轨控是造成卫星不可用的主要因素。对于 IGSO 卫星来说，发生轨控机会相对较少，轨控是影响其不可用的因素之一，其卫星不可用的主要因素是载荷异常等引起的在轨异常。

表 4-1 卫星不可用时间统计表

卫星号	不可用总时长 (分钟)	轨控造成的不可用时长 (分钟)	轨控影响不可用的百分比
C01	9240	6480	70.1
C02	8376	5220	62.3
C03	22564	7180	31.8
C04	9696	3900	40.2
C05	11040	5400	48.9
C06	9660	960	9.9
C07	9192	1260	13.7
C08	2400	840	35.0
C09	2460	840	34.1
C10	2748	1020	37.1
C13	2280	960	42.1
总和	89656	34060	38.0

2018 年北斗系统卫星不可用时间总时长为 89656 分钟，轨控造成的不可

用时长达到 34060 分钟，因卫星机动造成卫星不可用的时间占卫星不可用全部时间的 38%。若仅考虑 GEO 卫星，则因卫星机动造成卫星不可用的时间平均占比达到 50%左右。可以说北斗卫星机动是造成北斗卫星不可用的重要因素。因此，开展卫星机动及恢复期间可用性提升研究，压缩因卫星机动造成卫星不可用的时间具有重要意义。

### 4.3 基于综合 URE 解算的轨道机动监视

通常在卫星轨控指令开始时间后，系统马上就将卫星标记为不可用，然而事实上轨道精度不会马上失效，在卫星真实机动发生后轨道精度才会快速衰减。针对这一问题，可采用综合 URE 评估探测卫星机动开始时间，URE 超限后给出告警时再将卫星标记为不可用，进而缩短卫星的不可用时间。发生轨控的几个小时内轨道不更新，因此通常是轨控开始后其 URE 连续变差，其他异常情况下 URE 通常是突然跳变。因此可以对其轨控开始时间进行判断。

#### 4.3.1 综合 URE 判定机动的方法

利用双频组合 B1B2I SPP 解算的用户距离误差 URE 进行卫星机动探测。URE 是指用户测距信号上的残余误差，即：观测伪距和星地计算距离之间的差值。其中，伪距观测需要进行卫星天线相位中心改正、测站天线相位中心改正、广播星历中卫星钟差改正、测站接收机钟差改正、电离层延迟改正、对流层改正、相对论改正和潮汐改正等改正<sup>[71]</sup>。星地计算距离为测站坐标和卫星位置之间的理论距离，可通过星地光行时迭代精确获取。URE 计算公式为：

$$\text{URE} = P - |X^{\text{sat}} - X_{\text{rcv}}| - \delta_{\text{satclk}} + \delta_{\text{rcvclk}} - \delta_{\text{iono}} - \delta_{\text{trop}} - \delta_{\text{etc}} \quad (4-1)$$

其中， $P$  为伪距观测值； $|X^{\text{sat}} - X_{\text{rcv}}|$  为星地计算距离， $X^{\text{sat}}, X_{\text{rcv}}$  分别为卫星、测站的坐标； $\delta_{\text{satclk}}, \delta_{\text{rcvclk}}, \delta_{\text{iono}}, \delta_{\text{trop}}, \delta_{\text{etc}}$  分别为卫星钟差误差、测站钟差误差、电离层误差、对流层误差以及其他误差（包含相位中心改正、相对论改正、潮汐改正以及卫星和接收机硬件延迟等）。

数据处理流程为：首先进行观测数据的预处理，对伪距公共误差进行修

正：包括大气修正、卫星天线相位中心、测站仪器高和相位中心、固体潮、相对论、卫星 TGD 修正及测站 IFB 修正。对修正后的伪距采取双频消除电离层误差，扣除星钟误差，建立观测方程，求取接收机钟差（不健康卫星不参与接收机钟差解算，各卫星的接收机钟差减去所有卫星接收机钟差的中位数大于 1.5 的话算做粗差进行剔除）。将观测残差扣除接收机钟差后即为该站对应该星的用户距离误差 URE。在数据处理中，高度截止角设置为 10 度，数据处理解算间隔为 30s。

基于以上模型，可采用系统中的多个参考站观测数据实时计算得到的卫星 URE，统计该颗卫星同一历元所有跟踪测站 URE 的中位数作为综合 URE(MURE)。

以 G01 为例，其 2018 年全年的 MURE 如下图所示。

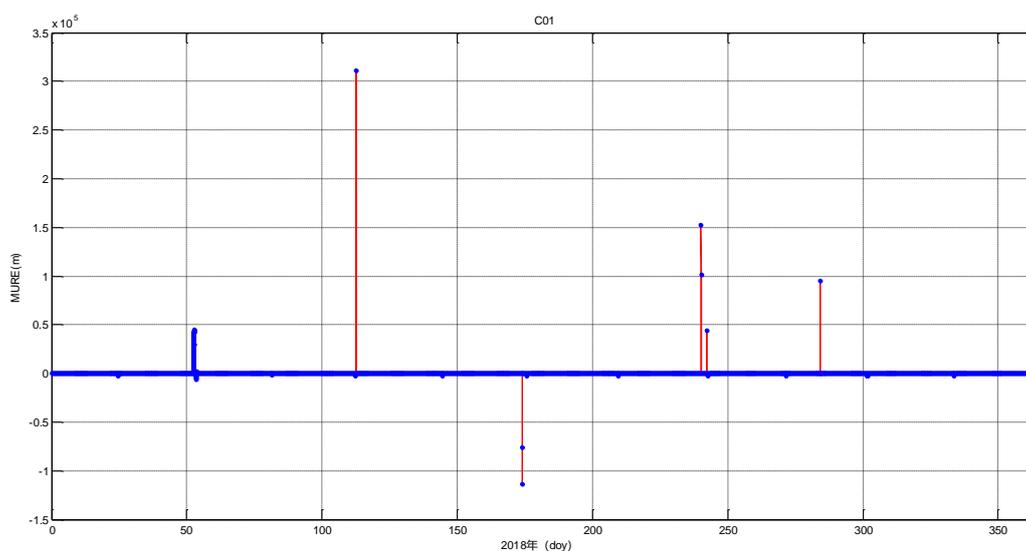


图 4-4 C01 卫星 2018 年 MURE 统计图

为便于观察，将 y 轴坐标范围缩小，结果如下图所示：

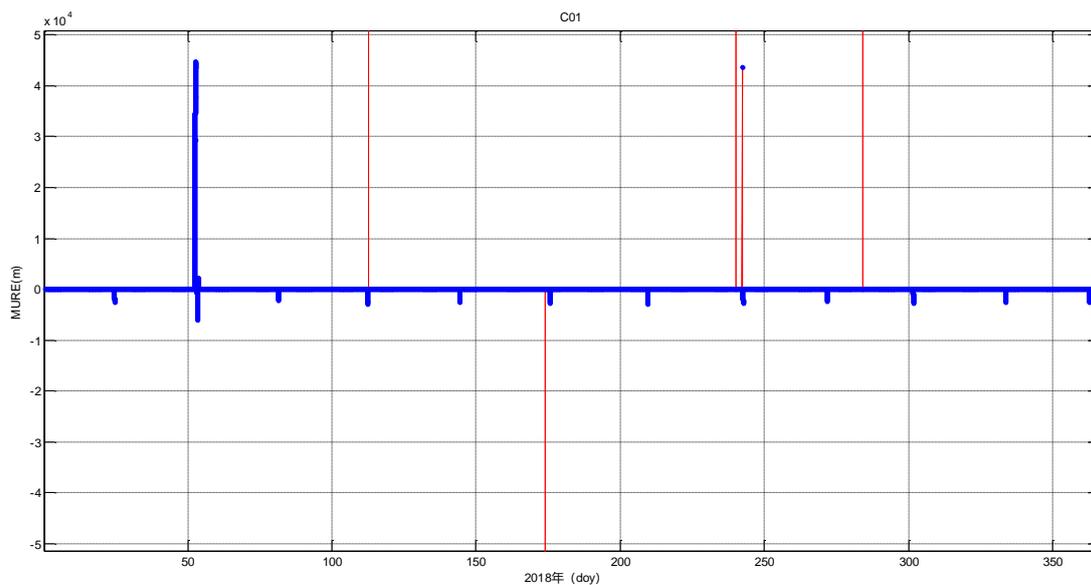


图 4-5 C01 卫星 2018 年 MURE 放大图

以上两图可以看出，卫星的 MURE 值存在两种大值情况，一种是突变跳跃值，另一种是连续变差。将两种情况随机截取放大，如下图所示：

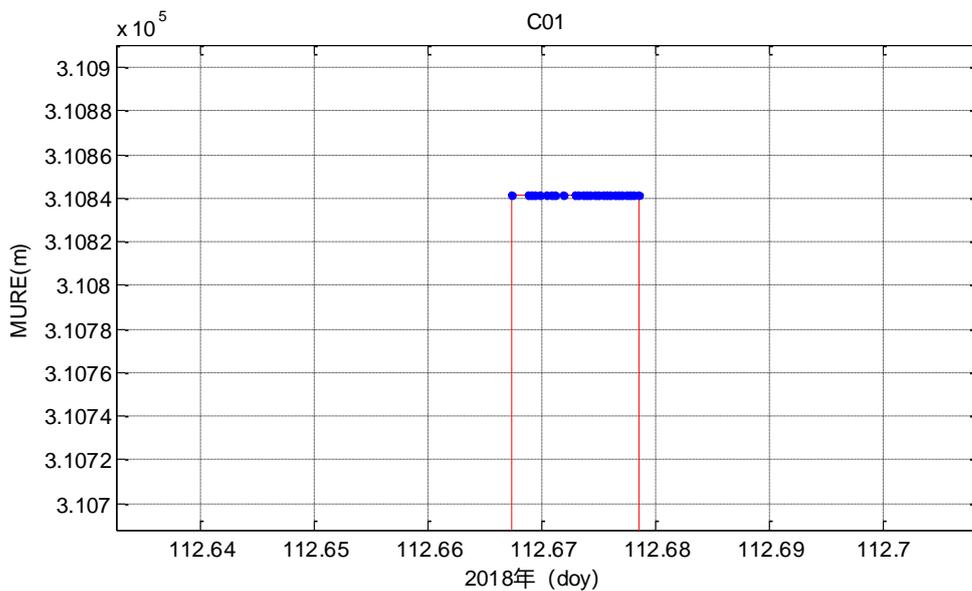


图 4-6 C01 卫星 MURE 局部跳跃值放大图

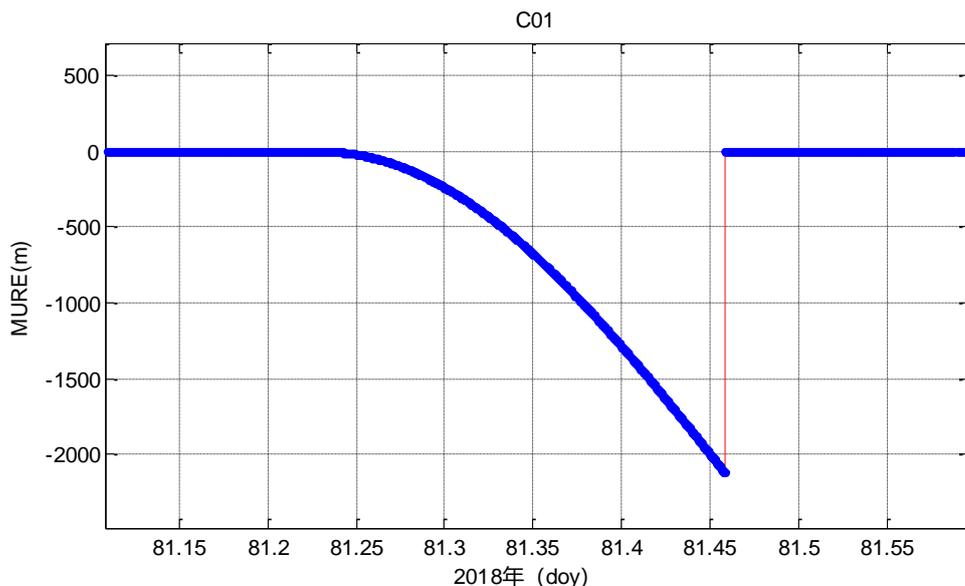


图 4-7 C01 卫星 MURE 局部连续变化值放大图

可以看到部分时段有较大的突变跳跃值，这种 MURE 突变通常是由于卫星载荷发生异常造成的。而发生自主轨控时，卫星轨道 AODE 在几个小时内逐渐累加，表明卫星轨道在轨控发生的几个小时内不更新，卫星机动后星历轨道误差逐渐变大，则此时的 MURE 会表现为连续变差。基于此，可以采用滑动窗口 6 个连续历元的 MURE 超过规定阈值时的变化情况来判断卫星可用性，并辨别轨控情况下的 MURE 超限，给出卫星的机动时间。

软件处理流程如下：

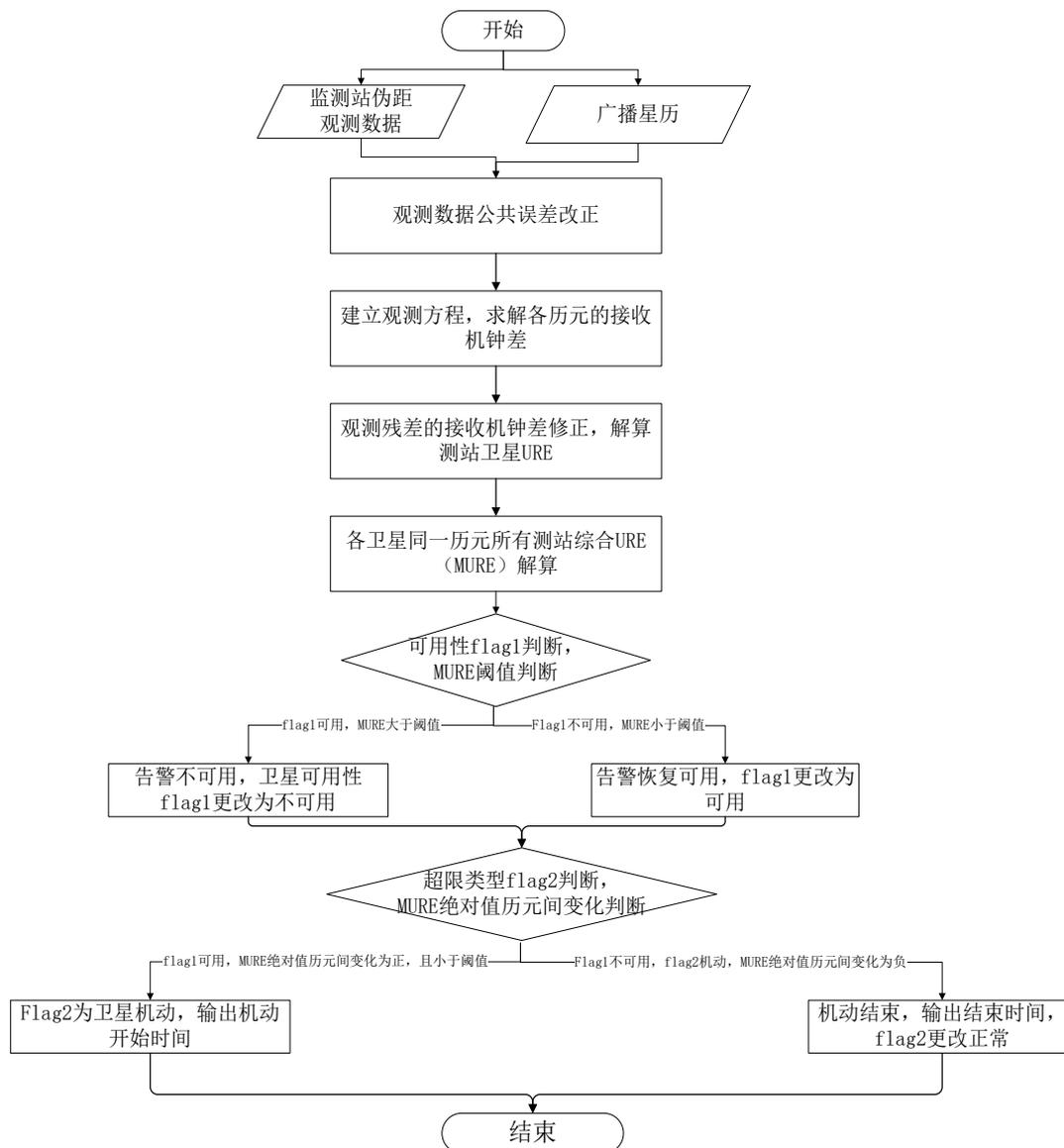
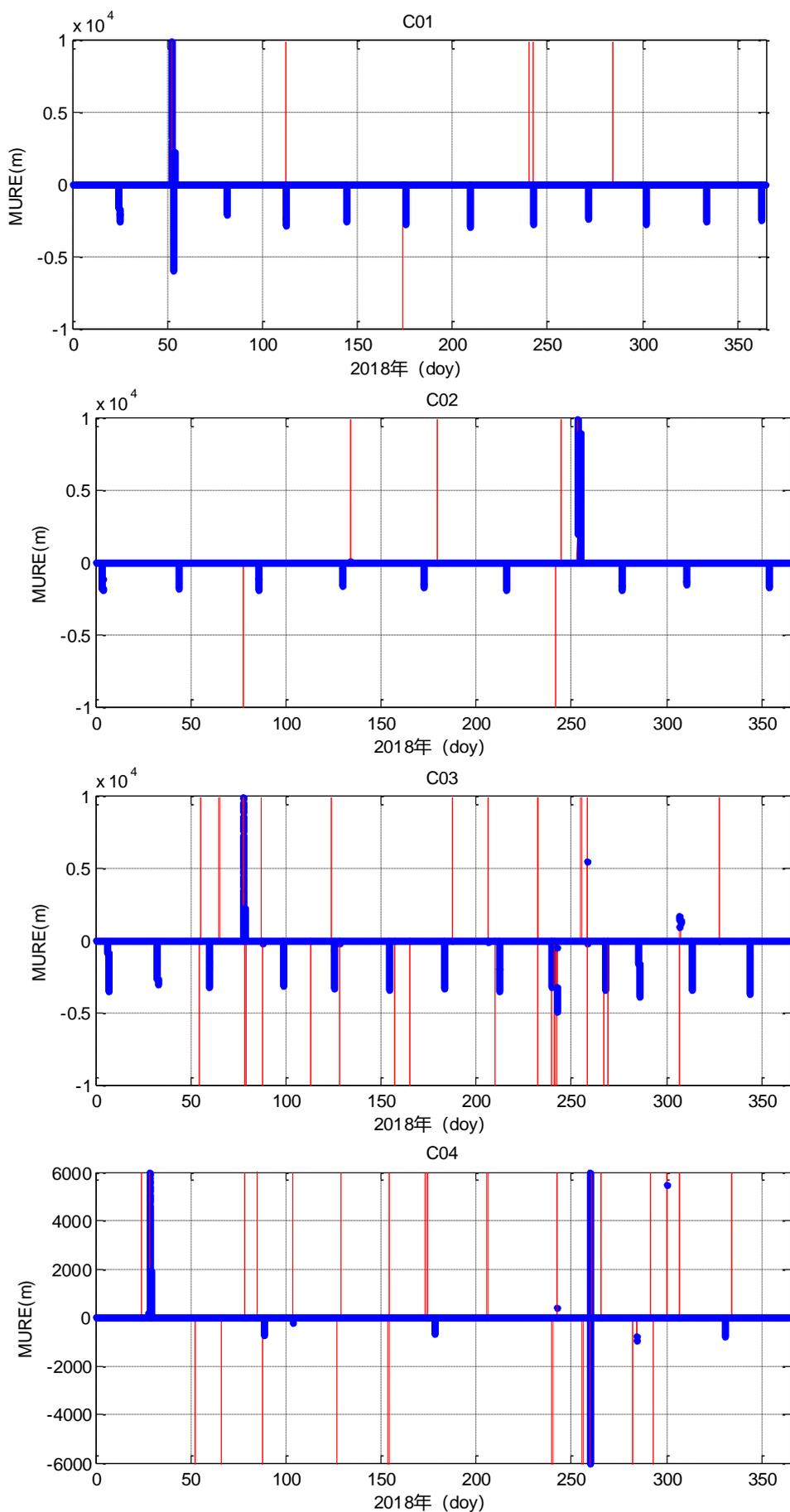
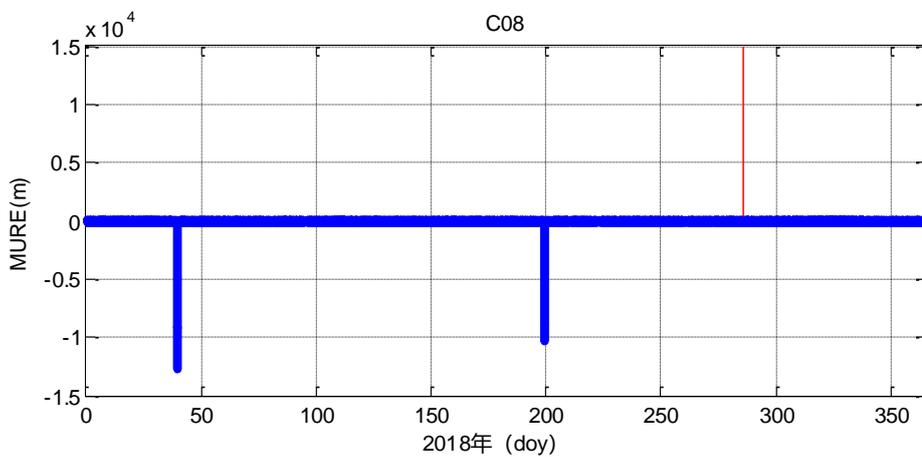
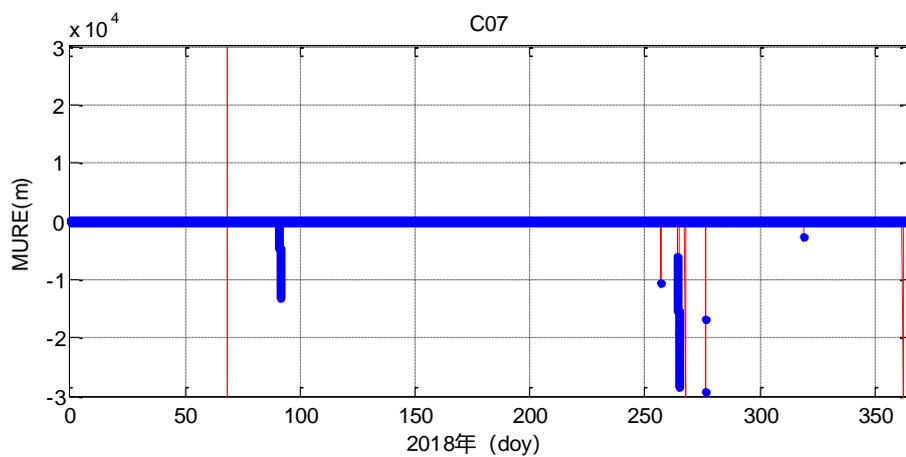
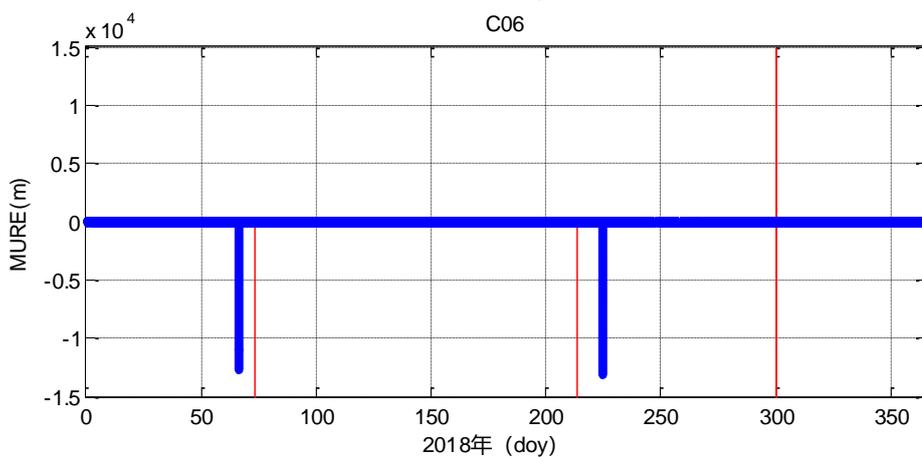
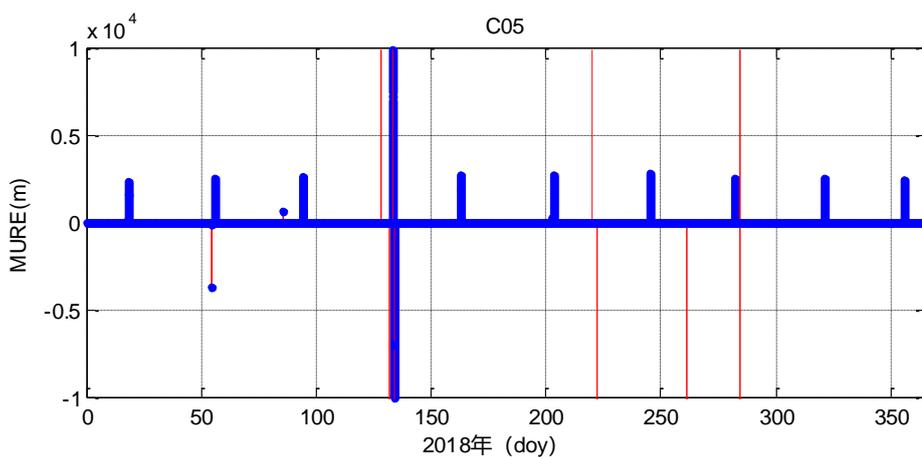


图 4-8 URE 判断卫星可用性流程图

### 4.3.2 探测结果及分析

下面利用卫星 MURE 对 2018 年所有 GEO/IGSO 卫星机动时间进行探测。下图给出了各卫星的 MURE 全年序列图, 为了便于观看轨控时期 MURE 变化, 将图中的 Y 轴坐标进行了适当缩放。





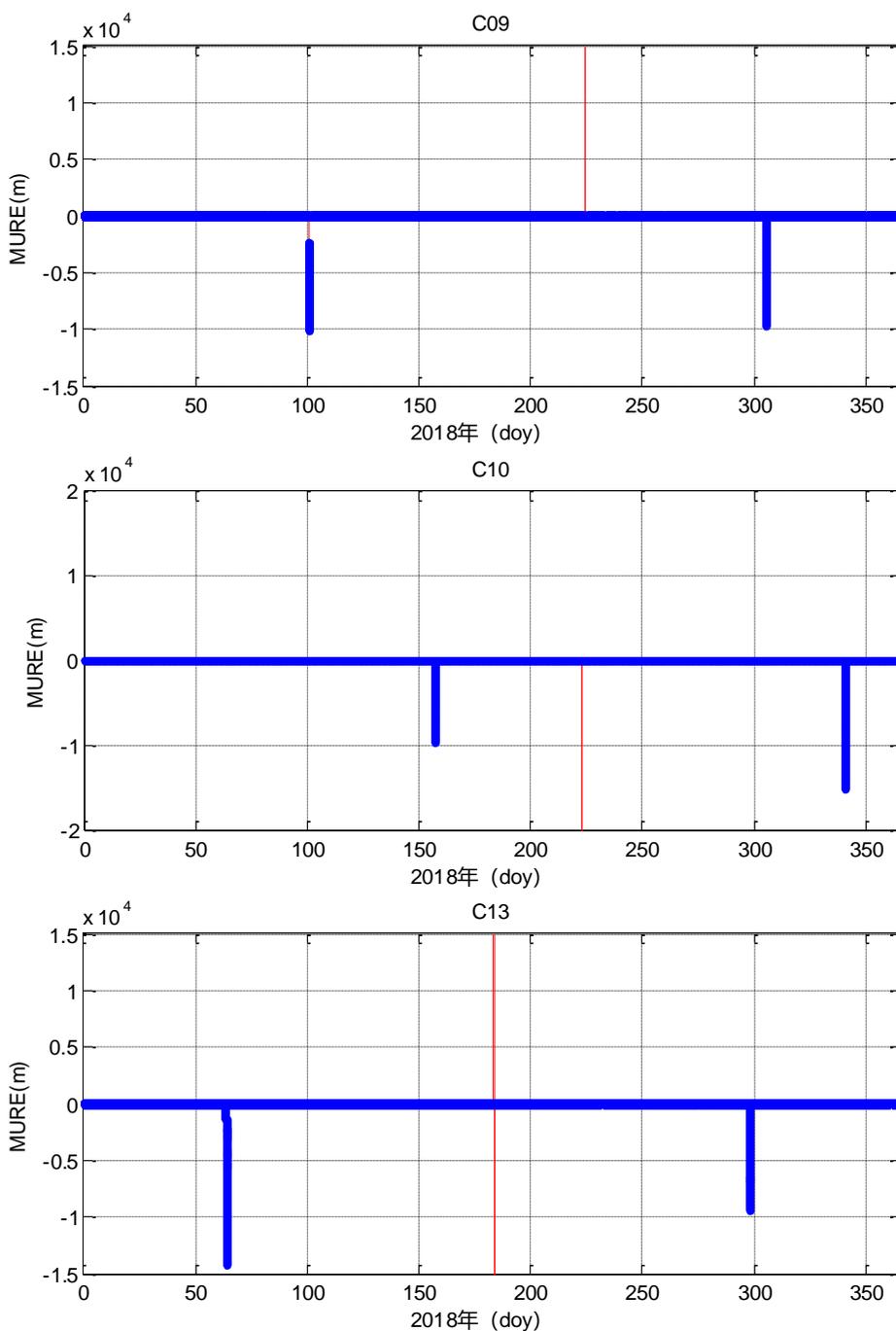


图 4-9 各卫星 2018 年 MURE 放大图

各卫星探测到的机动时间与广播星历标示时间统计如下表所示：

表 4-2 2018 年北斗系统卫星轨控不可用时间比对

卫星号	年	年积日	轨控造成的不可用时间			
			广播星历标记的不可用时段	持续时间 (分钟)	MURE 探测到的不可用时段	持续时间 (分钟)
C01	2018	25	8:00:00-16:00:00	480	9:50:30-15:03:00	312.5
	2018	53	9:00:00-19:00:00	600	10:17:30-18:03:00	465.5
	2018	54	2:00:00-11:00:00	540	4:32:30-10:03:00	330.5

缩短北斗卫星机动不可用时间的定轨方法研究

	2018	54	14:00:00-21:00:00	420	14:40:30-19:00:00	562
	2018	82	4:00:00-12:00:00	480	5:49:00-11:03:00	314
	2018	113	4:00:00-12:00:00	480	5:48:30-11:02:30	314
	2018	145	4:00:00-12:00:00	480	5:53:00-11:02:30	309.5
	2018	176	8:00:00-16:00:00	480	9:47:00-15:03:00	316
	2018	210	8:00:00-15:00:00	420	8:48:30-14:03:00	314.5
	2018	243	8:00:00-15:00:00	420	8:49:30-14:03:00	313.5
	2018	272	11:00:00-18:00:00	420	11:47:30-17:03:00	315.5
	2018	302	9:00:00-16:00:00	420	9:47:30-15:03:00	315.5
	2018	334	9:00:00-16:00:00	420	9:52:00-15:02:30	310.5
	2018	363	9:00:00-16:00:00	420	9:52:30-15:03:00	310.5
C02	2018	4	8:00:00-16:00:00	480	9:52:30-15:03:00	310.5
	2018	44	8:00:00-16:00:00	480	9:56:00-15:03:00	307
	2018	86	8:00:00-16:00:00	480	9:52:30-15:03:00	310.5
	2018	130	8:00:00-16:00:00	480	10:13:00-15:02:30	289.5
	2018	173	8:00:00-16:00:00	480	10:09:30-15:02:30	293
	2018	216	9:00:00-16:00:00	420	10:07:30-15:03:00	295.5
	2018	253	22:00:00-9:00:00	660	0:02:30-8:03:30	481
	2018	255	8:00:00-16:00:00	480	10:00:30-15:03:00	302.5
	2018	277	9:00:00-16:00:00	420	9:59:30-15:03:30	304
	2018	311	9:00:00-16:00:00	420	9:49:30-15:03:00	313.5
	2018	354	9:00:00-16:00:00	420	9:52:00-15:02:30	310.5
C03	2018	7	8:00:00-16:00:00	480	9:48:30-15:02:30	314
	2018	33	6:00:00-14:00:00	480	7:53:30-13:02:30	309
	2018	60	6:00:00-14:00:00	480	7:56:00-13:03:00	307
	2018	78	9:00:00-19:00:00	600	10:09:00-18:03:00	474
	2018	79	1:00:00-16:00:00	700	10:02:00-15:03:30	301.5
	2018	99	7:00:00-14:00:00	420	7:57:00-13:03:00	306
	2018	126	6:00:00-14:00:00	480	8:00:30-13:03:00	302.5
	2018	154	23:00:00-7:00:00	480	1:08:00-6:03:00	295
	2018	184	0:00:00-7:00:00	420	1:09:00-6:02:30	293.5
	2018	213	0:00:00-7:00:00	420	0:32:30-6:02:30	330
	2018	240	11:00:00-18:00:00	420	11:56:30-17:03:00	306.5
	2018	268	9:00:00-16:00:00	420	9:49:30-15:04:00	314.5
	2018	286	7:00:00-15:00:00	480	8:45:30-14:03:00	317.5
	2018	314	8:00:00-16:00:00	480	9:51:00-15:03:00	312
	2018	344	9:00:00-16:00:00	420	9:47:00-15:03:00	316
C04	2018	29	9:00:00-17:00:00	480	10:12:00-17:03:00	411
	2018	30	7:00:00-14:00:00	420	7:16:30-3:03:00	346.5
	2018	89	3:00:00-11:00:00	480	5:10:30-0:03:00	292.5
	2018	179	3:00:00-11:00:00	480	5:24:00-0:03:00	279
	2018	259	18:00:00-7:00:00	780	1:20:30-6:03:00	282.5

	2018	260	12:00:00-19:00:00	420	12:12:00-8:03:00	351
	2018	261	0:00:00-7:00:00	420	0:37:00-6:03:00	326
	2018	331	8:00:00-15:00:00	420	9:00:00-4:03:00	303
C05	2018	19	0:00:00-7:00:00	420	1:04:00-6:03:00	299
	2018	57	0:00:00-7:00:00	420	1:08:00-6:02:30	294.5
	2018	94	23:00:00-7:00:00	480	1:11:30-6:03:00	291.5
	2018	134	6:00:00-19:00:00	780	7:31:00-19:12:30	704.5
	2018	135	1:00:00-11:00:00	600	3:01:00-10:03:30	422.5
	2018	163	23:00:00-7:00:00	480	1:04:00-6:03:00	299
	2018	204	0:00:00-7:00:00	420	1:09:30-6:02:30	293
	2018	246	1:00:00-9:00:00	480	2:44:00-8:03:00	319
	2018	283	0:00:00-8:00:00	480	2:07:30-7:03:00	295.5
	2018	322	1:00:00-8:00:00	420	1:57:00-7:02:00	305
	2018	357	1:00:00-8:00:00	420	2:02:30-7:03:00	300.5
	C06	2018	66	23:00:00-7:00:00	480	0:39:00-6:03:00
2018		225	11:00:00-18:00:00	480	11:48:00-17:02:30	314.5
C07	2018	91	22:00:00-5:00:00	420	0:04:00-4:02:00	238
	2018	265	4:00:00-18:00:00	840	10:25:30-17:03:00	397.5
C08	2018	40	10:00:00-17:00:00	420	10:38:00-16:03:00	325
	2018	200	0:00:00-7:00:00	420	0:45:00-6:03:00	318
C09	2018	101	21:00:00-4:00:00	420	0:04:00-3:02:30	178.5
	2018	306	8:00:00-15:00:00	420	8:39:30-14:02:30	323
C10	2018	158	0:00:00-8:00:00	480	0:38:00-7:12:00	394
	2018	341	9:00:00-18:00:00	540	9:37:30-17:02:00	374.5
C13	2018	64	12:00:00-21:00:00	540	12:35:30-21:00:00	506.5
	2018	299	0:00:00-7:00:00	420	1:02:30-6:02:00	299.5
平均				479.72		331.39

从上表中可以看出, 2018 年间每次机动时广播星历标记的平均不可用时长为 8h, 而利用综合 URE 探测到的平均不可用时长为 5h30min, 比广播星历标记的平均不可用时长少两个半小时。在卫星机动时广播星历所标记的不可用时间内, 从广播星历标记的卫星不可用开始时间到卫星轨道精度开始下降至限差 (URE=5 米), 期间往往有 40 分钟到 120 分钟不等。IGSO 卫星由于存在出入境的问题, 采用综合 URE 探测到的机动不可用开始时间有时会较晚。且采用综合 URE 探测到卫星轨道恢复到正常水平的通常比广播星历标记的时间早约 1 个小时, 也就是说卫星实际已经恢复可用时, 但是广播星历还未及时标记为可用, 其滞后 1 小时。这表明目前北斗运控系统针对机动卫星目前存在提前打不可用且滞后打可用的问题。采用滑动窗口 6 个连续历元的

MURE 值进行卫星可用性评估,可以避免偶然误差引发的虚警,基于此方法能在性能监视超过系统限差后 3 分钟给出卫星健康状态报警。

卫星发生机动时,卫星的实际位置和预报轨道位置将逐渐偏离,因此采用综合 URE 可以探测到卫星机动开始的粗略时刻。但是由于卫星机动后数小时无轨道更新,直至轨道恢复后广播星历才更新轨道,因此无法探测到卫星机动具体的结束时刻,而只能探测到轨道恢复的时刻。但是采用综合 URE 仍可以针对目前运控系统所标记的卫星可用性策略进行优化,对北斗系统机动卫星可用性的损失由 480 分钟减少到约 330 分钟。

#### 4.4 基于几何法的轨道机动探测

##### 4.4.1 GEO 卫星机动情况下的几何法机动探测原理

卫星机动情况下受力情况复杂,作用在北斗卫星上的推力通常是  $0.1\sim 0.7\text{mm/s}^2$ ,这通常会引起 GEO/IGSO 卫星以每秒几分米的速度变化。但在某些特别情况下,也会有大推力的情况,将导致卫星以几十米每秒的速度变化<sup>[40]</sup>。

基于长弧的动力学卫星精密定轨(Precise Orbit Determination, POD)需要对卫星的受力情况精确建模,但在轨道机动期间卫星的受力状态不易精确建模,因而机动期间定轨效果不佳。且由于需要足够长的观测弧段,通过状态转移矩阵将整个弧段的所有观测资料联系起来统一求解,所以卫星自机动后相当长一段时间不能恢复该星的精密轨道。

然而在几何法定轨中,不需要考虑卫星的受力情况,只需根据测站观测数据通过测站与卫星间的几何关系构建相应的观测方程,通过坐标已知的多个测站来反向求解卫星位置,即反向单点定位,就可以近实时的解出各个时刻的卫星位置,因而工程建设应用中得到广泛应用。

基于反向单点定位的几何法定轨算法如下:

假设在时刻  $t$  卫星发射信号,得到多个测站在该信号到达时刻测得的伪距  $P_i(i=1\dots n)$ ,观测模型方程式如下:

$$\begin{aligned} P_i &= \rho + dt_i \cdot c - dt^{sat} \cdot c + \Delta t_{cor} \\ \rho &= \sqrt{(x^{sat} - x_i)^2 + (y^{sat} - y_i)^2 + (z^{sat} - z_i)^2} \end{aligned} \quad (4-2)$$

其中  $\rho$  为星地距,  $dt_i$  为接收机钟差,  $dt^{sat}$  为卫星钟差,  $\Delta t_{cor}$  为其他可用模型修正的误差, 如电离层延迟误差、对流层延迟误差、相对论效应、TGD、IFB。

值得注意的是由于卫星至各测站的距离不等, 因此同一时刻发射的卫星信号到达不同测站的时间并不相同。为此首先需要通过解光行时方程将地面测得的伪距值归算到卫星同发射时刻, 归算时需要知道每一个参考站在该时刻附近的几个观测历元值, 计算表明至少采用 5 个观测值。选定某一测站的观测时刻  $t$ , 则卫星发射时刻为  $t' = t - \rho_1 / c$ , 然后将其余各测站采用 5 个点差值计算卫星同一发射时刻到各站的距离。

观测方程中, 由于测站坐标事先精确标定位置已知, 卫星钟差可以利用导航电文中的卫星钟差参数计算, 测站钟差可以通过多星定轨解算的站钟修正, 其他各项误差则通过读取配置参数或者通过模型修正, 方程中仅有卫星位置未知, 因此至少需要三个测站才能计算卫星位置。

对 (4-2) 式在卫星近似坐标  $[x_0^{sat}, y_0^{sat}, z_0^{sat}]$  处进行线性化, 有:

$$\rho_i = \rho_0 + \frac{x_0^{sat} - x_i}{\rho_0} dx + \frac{y_0^{sat} - y_i}{\rho_0} dy + \frac{z_0^{sat} - z_i}{\rho_0} dz \quad (4-3)$$

上式中,  $[x^{sat}, y^{sat}, z^{sat}]$  为卫星坐标,  $\rho_0$  为卫星至接收机近似坐标的几何距离。

这样, 对同一个历元的所有测站, 可以建立形如下式的定位模型:

$$\begin{bmatrix} P_1 - \rho_1 \\ \vdots \\ P_n - \rho_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_0^{sat} - x_1}{\rho_0} & \frac{y_0^{sat} - y_1}{\rho_0} & \frac{z_0^{sat} - z_1}{\rho_0} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_0^{sat} - x_n}{\rho_0} & \frac{y_0^{sat} - y_n}{\rho_0} & \frac{z_0^{sat} - z_n}{\rho_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \end{bmatrix} \quad (4-4)$$

上式中, 可以表示成

$$\Delta P = B \Delta X \quad (4-5)$$

可以得到上式的最小二乘最优无偏解:

$$\Delta x = (B^T B)^{-1} B^T \Delta P \quad (4-6)$$

在此基础上将得到的卫星位置再次作为初值重复上述步骤，反复迭代直至收敛。

通常卫星在短时间内的位置可用多项式表示，故利用二次多项式拟合短弧段内的卫星轨道点位，然后进行超短弧段轨道预报（仅预报几分钟）。在卫星发生机动的情况下，其预报弧段与定轨弧段的差异应该显著增大，因而可以利用这一点探测卫星的实际轨控时间。

#### 4.4.2 机动期间几何法定轨探测分析

根据上小结基于综合 URE 探测的结果，选择其中两次机动期间的卫星进行测试。选择卫星信息如下：

表 4-3 几何法探测选用的卫星数据信息

卫星号	年	年积日	广播星历标记的不可用时段	综合 URE 探测到的不可用时段
C01	2018	243	8:00:00-15:00:00	8:49:30-14:03:00
C05	2018	246	1:00:00-9:00:00	2:44:00-8:03:00

在几何法定轨数据处理过程中，采用 B1B3 双频组合模式，轨道确定时采用了北斗系统测站中 6 个数据质量较好的跟踪站。采用滑动开窗法将反向定位每秒得到的卫星轨位以 60 秒为计算窗口进行拟合，依次后移，得到预报轨道。将每次外推第 350 秒至 360 秒的轨位与几何法定轨的轨道进行比较，得到预报误差序列变化，并预报误差进行判断分析，探测卫星是否发生轨控。

几何法定轨的预报弧段与定轨弧段进行比较的预报误差序列图如下：

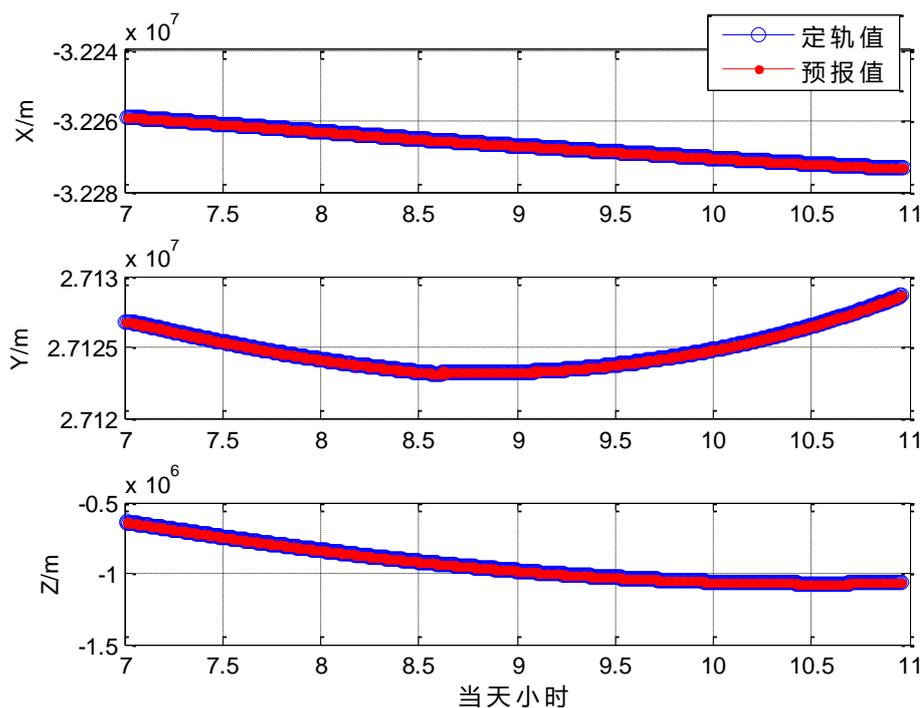


图 4-10 C01 卫星 2018 年 243 日几何法定轨得到的卫星位置曲线

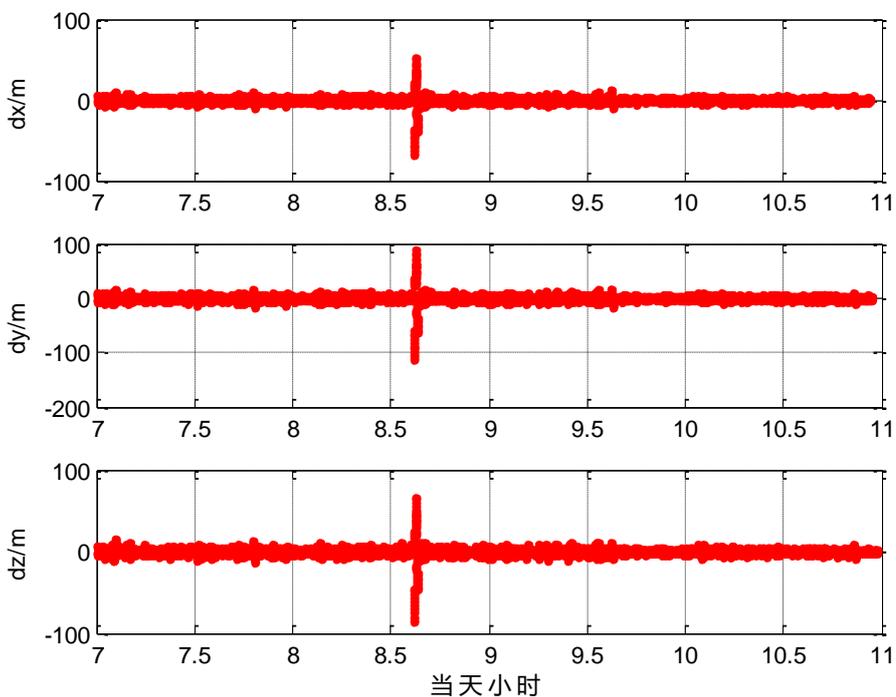


图 4-11 C01 卫星 2018 年 243 日几何法轨道预报位置与定轨结果位置差

从上图可以看到在 243 日 C01 卫星在 8:30 到 9:00 之间 XYZ 三个方向同

时出现明显跳变，这表明卫星在此期间发生了机动。

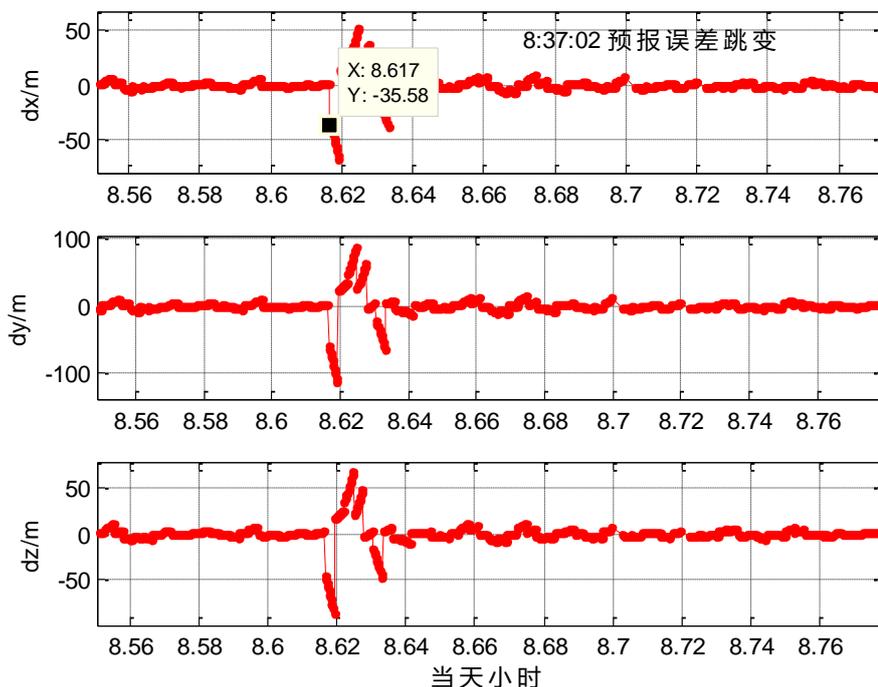


图 4-12 C01 卫星 2018 年 243 日轨道预报误差跳变时刻细节图

表 4-4 C01 机动探测结果

SatID	方向	轨控时间	前一历元	本历元	跳变
C01	x 方向	8:37:00	1.25	-35.58	<b>36.83</b>
	y 方向	8:37:00	2.08	-60.14	<b>62.22</b>
	z 方向	8:37:00	2.33	-45.18	<b>47.51</b>

根据图标分析，C01 卫星在 2018 年 243 日 8:37:00 发生轨控，轨道预报误差：x 方向从 1.25m 变为 35.58m，跳变 36.83m；y 方向从 2.08m 变为 -60.14m，跳变 62.22m；z 方向从 2.33m 变为 -45.18m，跳变 47.51m。此次轨控主要对 Y 方向影响较大。而基于综合 URE 探测的该星轨控时间为 8:49:30，两者时间相差 11min30s，这是由于基于综合 URE 判断的是 30 秒采用 6 历元的卫星轨道 URE 精度都在 5 米门限以下，报警响应时间有 3min，而轨道精度下降要门限以下也需要几分钟的时间。因此基于几何法定轨的滑动开窗法可以更早发现卫星机动。

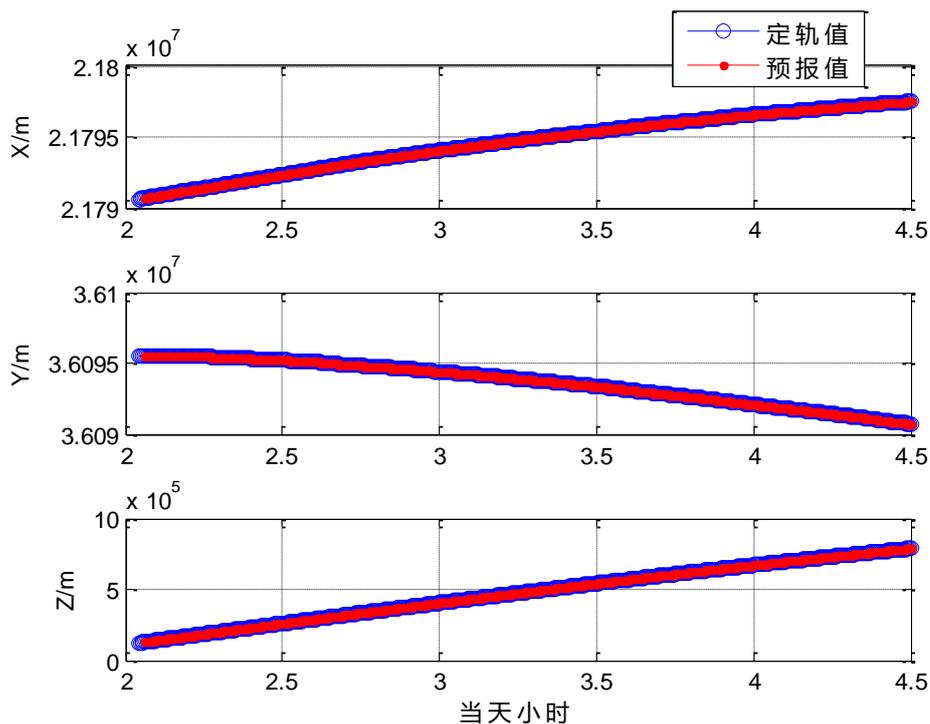


图 4-13 C05 卫星 2018 年 246 日几何法定轨得到的卫星位置曲线

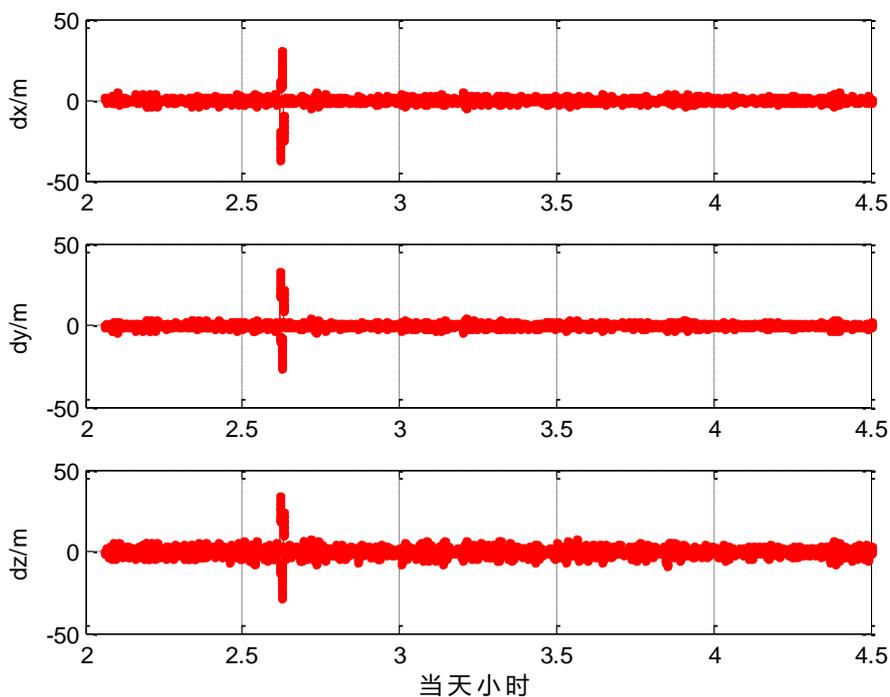


图 4-14 C05 卫星 2018 年 246 日几何法轨道预报位置与定轨结果位置差

从上图可以看到在 246 日 C05 卫星在 2:30 到 3:00 之间 XYZ 三个方向同时出现明显跳变，这表明卫星在此期间发生了机动。

表 4-5 C05 机动探测结果

SatID	方向	轨控时间	前一历元	本历元	跳变
C05	x 方向	2:37:00	0.66	-19.81	<b>20.47</b>
	y 方向	2:37:00	-0.58	17.21	<b>17.79</b>
	z 方向	2:37:00	-1.15	19.78	<b>20.93</b>

根据图标分析, C05 卫星在 2018 年 246 日 2:37:00 发生轨控, 轨道预报误差: x 方向从 0.66m 变为 -19.81m, 跳变 20.47m; y 方向从 -0.58m 变为 17.21m, 跳变 17.79m; z 方向从 -1.15m 变为 19.78m, 跳变 20.93m。而基于综合 URE 探测的该星轨控时间为 2:44:00, 两者时间相差 7min。基于几何法定轨的滑动开窗法可以更早发现卫星机动。

## 4.5 基于载波相位三差法的轨道机动探测

### 4.5.1 载波相位三差法

鉴于前两小节方法都无法探测出轨道机动的实际结束时间, 利用广播星历以及地面跟踪站观测数据, 通过采用载波相位三差法进行轨道机动实际起止时间的探测。

首先利用广播星历计算出卫地距。通过双频组合消除电离层延迟误差, 采用模型消除对流层延迟误差, 得到地面跟踪站对卫星的载波相位观测值。可以建立如下观测方程:

$$\phi_{rec}^{sat} = \frac{1}{\lambda} \rho_{rec}^{sat} - \frac{1}{\lambda} c \cdot \Delta t_{rec} + \frac{1}{\lambda} c \cdot \Delta t^{sat} - N_{rec}^{sat} \quad (4-7)$$

式中,  $\rho_{rec}^{sat}$  为测站到卫星之间的卫地距,  $c$  为光速,  $\lambda$  为无电离层组合的波长,  $\Delta t_{rec}$  为接收机钟差,  $\Delta t^{sat}$  为卫星钟差,  $N_{rec}^{sat}$  为对应观测值的整周模糊度。

$i, j$  表示不同的卫星, 星间求差, 得到一次差:

$$\Delta \phi_{rec}^{i,j} = \frac{1}{\lambda} \Delta \rho_{rec}^{i,j} + \frac{1}{\lambda} c \cdot \Delta t^{i,j} - \Delta N_{rec}^{i,j} \quad (4-8)$$

$a, b$  表示不同的测站, 站间求差, 得到二次差:

$$\Delta\phi_{a,b}^{i,j} = \frac{1}{\lambda} \Delta\rho_{a,b}^{i,j} - \Delta N_{a,b}^{i,j} \quad (4-9)$$

历元间求差，消去模糊度，得到三次差：

$$\Delta\phi_{a,b}^{i,j}(t_{k+1}) - \Delta\phi_{a,b}^{i,j}(t_k) = \frac{1}{\lambda} [\Delta\rho_{a,b}^{i,j}(t_{k+1}) - \Delta\rho_{a,b}^{i,j}(t_k)] \quad (4-10)$$

通常星历误差对基线的影响可以表示如下：

$$\frac{\Delta b}{b} = \left(\frac{1}{10} \sim \frac{1}{4}\right) \times \frac{\delta_{\text{orb}}}{\rho} \quad (4-11)$$

式中  $\Delta b$  为星历误差引起的基线误差， $b$  为基线长度， $\delta_{\text{orb}}$  为卫星星历误差， $\rho$  为卫地距，括号中的系统取决于基线向量的位置、方向、观测时段长短等。

由此可见，载波相位三差后不仅消去了卫星钟差和测站钟差，同时也消除了整周模糊度，余下的残差可以反应相位观测噪声以及广播星历历元间卫星星历误差的变化量，而广播星历在卫星机动和非机动期间变化量会有明显不同，且机动期间对残差的影响远大于观测噪声。正常运行的卫星轨道是非常平滑的，且能被广播星历很好的预测，广播星历可准确计算卫星和测站间的几何距离，因此三次差后的残差近似为零；但在轨道机动过程中，由于广播星历计算出的卫星位置偏离真实位置，其计算的星地几何距离不正确，三次差的残差将开始偏移；当机动结束，卫星轨道位置又变得平稳，三次差的残差也将重新变得平稳<sup>[40]</sup>。基于载波相位三差后的这些特点，可以用来判定卫星实际的轨道机动开始时间和结束时间。

#### 4.5.2 结果分析

选择 2019 年 2 月 26 日发生机动的 C01 卫星进行测试(机动指令记录 C01 轨控时间为 2019-02-26 08:45:0-10:15:0)。由于单基线探测结果可能受粗差或数缺失干扰，为确保探测结果可靠，采取多站，选用中国大陆构造环境监测网络跟踪站数据，使用的测站分布如下图所示。

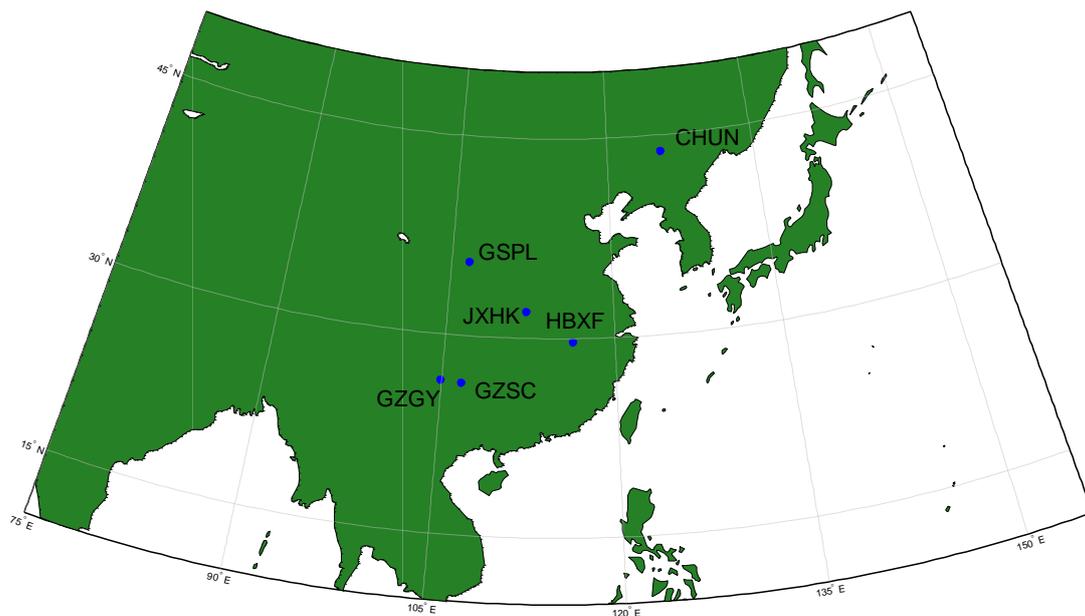


图 4-15 跟踪站分布图

直接采用载波相位消电离层、对流层并扣除星地距后的残差值进行三差探测,观测数据采样间隔为 30s。选择居于跟踪站中央的 HBXF 测站作为基准,其他测站及卫星都以 C01/HBXF 为基准进行双差,然后将得到的双差结果进行历元间差分,得到三差残差图,结果如下图所示。

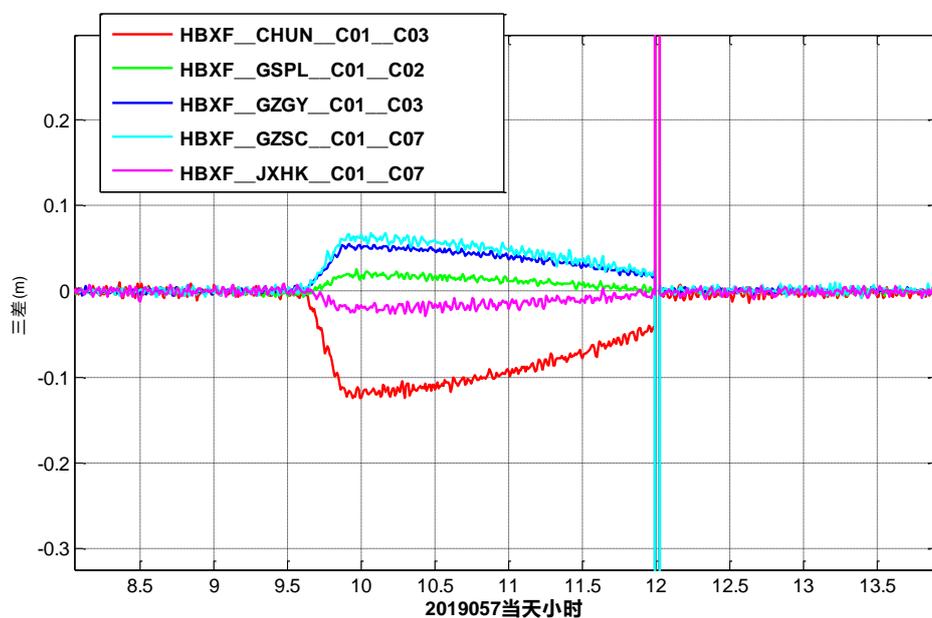


图 4-16 基于载波相位三差法的序列图

表 4-6 轨道误差对不同基线的敏感度 (单位: m)

基线名	坐标分量			基线长	机动结束时残差偏离 0 均值
	x	y	z		
HBXF-JXHK	-418915.643	-46425.561	-216018.424	473613.353	-0.020
HBXF-GSPL	589180.051	44130.93	230774.111	634300.687	0.021
HBXF-GZGY	392699.012	455753.066	-534230.575	804565.522	0.055
HBXF-GZSC	567336.226	499874.089	-522679.412	919205.236	0.066
HBXF-CHUN	-642681.093	-1261121.17	1030753.211	1750976.235	-0.123

从图中可以看到, 卫星机动前后存在三个明显的变化点。机动前载波相位三差的残差非常平稳。机动开始后, 不同基线残差开始偏离 0 均值, 且不同方向长度的基线对轨道机动后的残差变化速率、峰值也不同。机动结束后, 残差重新变得平稳。当广播星历恢复的时刻, 由于轨道恢复正常, 因此历元间会突然跳变一下, 然后又恢复到正常 0 均值的水平。根据三差法残差的这一变化特性, 判断机动的两个拐点为机动开始时间和结束时间。

为自动判断输出卫星的机动时间, 在各历元  $t$  时刻向前取  $m$  个历元样本数进行线性回归分析, 利用其斜率绝对值超过一定阈值时, 判定 ( $t-m$ \*数据采样率) 时刻发生机动。图 (4-17) 至图 (4-19) 是依次采用 10、20、30 历元分析的斜率变化情况。

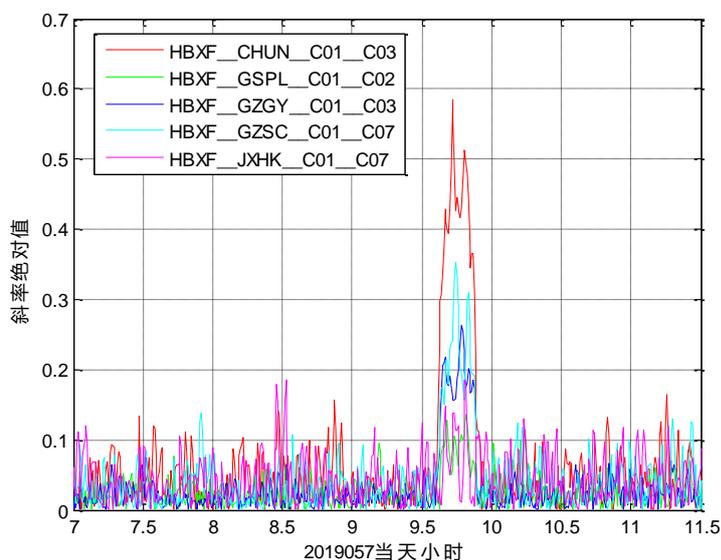


图 4-17 采用 10 历元样本量斜率变化图

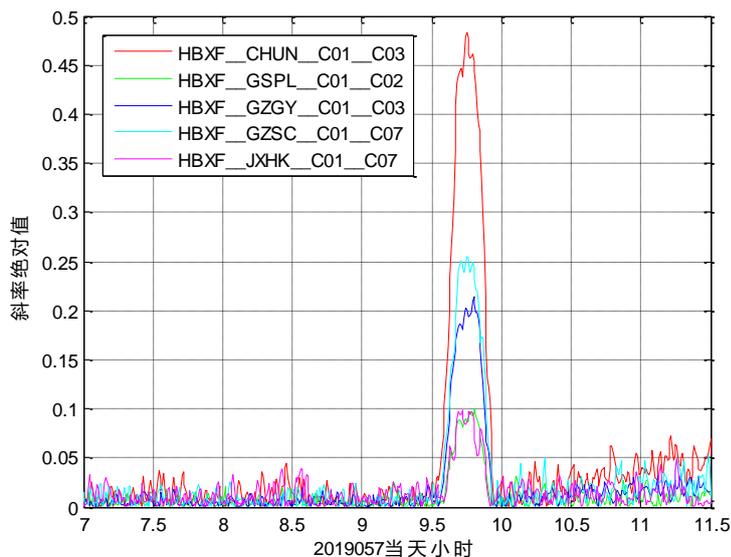


图 4-18 采用 20 历元样本量斜率变化图

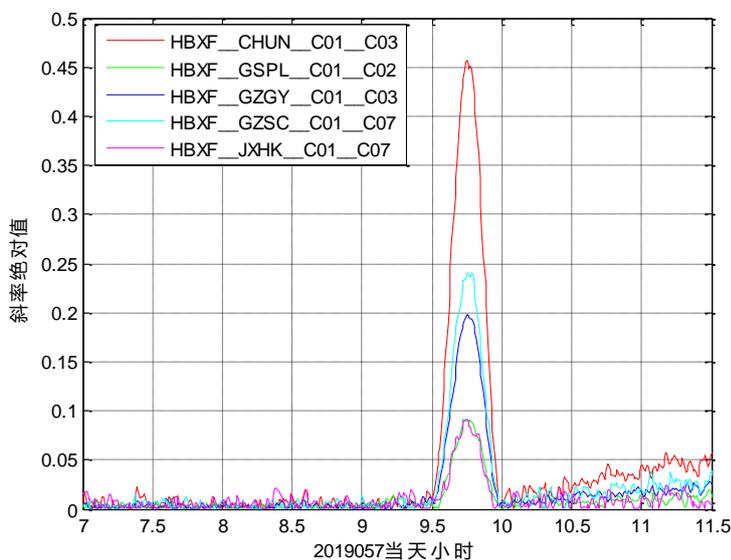


图 4-19 采用 30 历元样本量斜率变化图

从上图可以看出不同的基线其线性回归分析的斜率特性不同，基线较长的在卫星机动期间斜率更为敏感。结合以上三张图，将阈值设为 0.2，并选用最长基线 HBX\_CHUN 进行机动判断，三种历元样本量探测到的机动起止时刻如下表所示。

表 4-7 同一阈值下不同样本量探测到的卫星机动起止时间

样本量	卫星机动开始时间	卫星机动结束时间	反应时间
10	9:37	9:55	5min
20	9:37	9:55	10min
30	9:37	9:56	15min

根据上表可知三种情况下探测到的卫星机动起止时间基本一致。当样本

量较少情况下，存在阈值过低将会误判的风险，当样本量过高，判断所需时间也会相应增长。故从探测的稳健性和判断的时效性考虑，针对 30 秒采样率处理的数据，可采用 20 历元样本量进行判断。

本次探测到 C01 卫星 2019 年 2 月 26 日机动开始时间为 9:37，机动结束时间为 9:55，在轨控指令 08:45:0-10:15:0 内。结果表明，通过载波相位三差法可以准确的探测到卫星机动的开始时间和结束时间，实时探测出的机动开始时刻与管控系统提供的开始时刻相差 52 分钟，结束时刻相差 20 分钟，可为机动后快速定轨提供有效数据积累时长，有助于缩短卫星不可用时间。

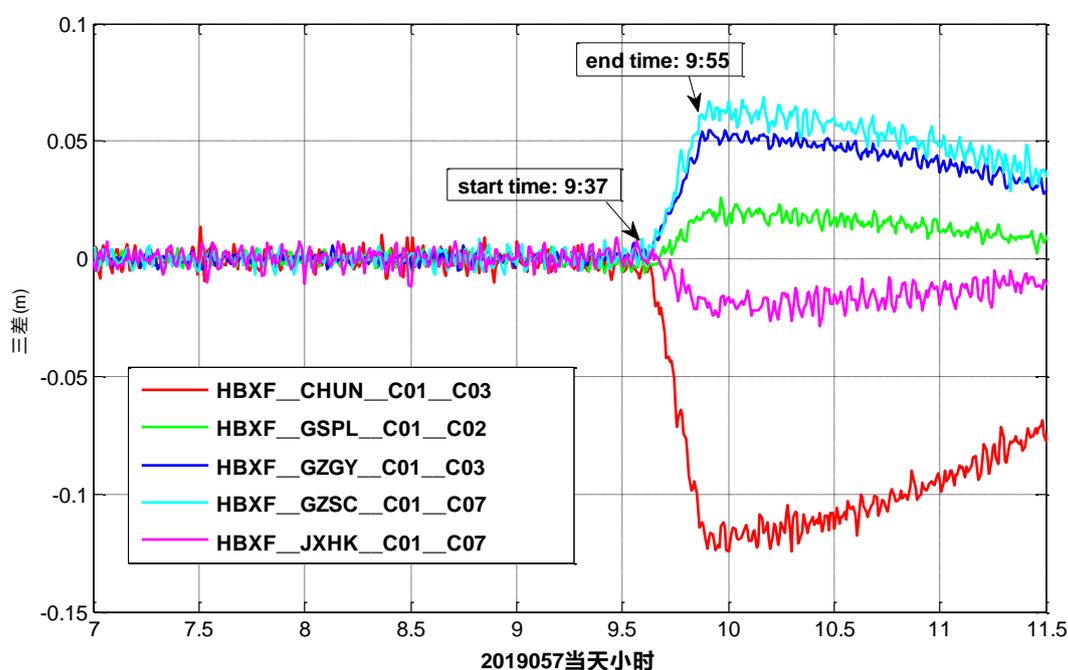


图 4-20 C01 卫星机动期间载波相位三差残差探测结果

#### 4.6 小结

快速准确判定机动起止时间是切换定轨方法的前提，对用户定位和精密定轨都有重要影响，本节研究了卫星机动的探测方法。利用北斗系统现有跟踪站实测数据，实现对轨道真实机动的起始时间进行探测确定，从而缩短系统定轨策略的交替阶段，确保系统服务性能稳步提升。

利用综合 URE 探测卫星机动时间及可用性，采用滑动窗口进行卫星可用性评估，可以避免偶然误差引发的虚警，基于此方法的卫星可用性报警及时

性为 3 分钟。卫星发生机动时，卫星的实际位置和预报轨道位置将逐渐偏离，因此采用综合 URE 可以探测到卫星机动开始的粗略时刻。实验发现北斗系统对机动卫星存在提前标记不可用，滞后标记可用的现象，基于综合 URE 可以针对目前运控系统所标记的卫星可用性策略进行优化，可以有效减少卫星机动前的不可用时间。

建立基于几何法定轨的滑动开窗机动探测方法，从预报轨道误差分析卫星实际机动时间。实验表明，探测到的卫星机动时间比基于综合 URE 的机动探测方法探测到的卫星机动不可用时间早约 7~10min。该方法不需要对卫星的机动受力进行动力学建模，无需积累大量数据，能够实现近实时快速计算监测，在时效性方面实时性更高。

利用载波相位三差法探测卫星机动时间。实验表明，机动前载波相位三差的残差非常平稳，通常都在 0 均值附近。机动开始后，不同基线残差开始偏离 0 均值变化，且不同方向长度的基线对轨道机动后的残差变化速率、峰值也不同。机动结束后，残差重新变得平稳。通过载波相位三差法可以清楚的探测到卫星机动的开始时间和结束时间。

## 第5章 卫星机动后基于钟差预报的轨道快速恢复方法

### 5.1 引言

卫星在轨运行时受各种摄动力的影响，为维持星座构型需进行一定的轨道机动控制。轨道机动会增加额外的摄动力，改变了轨道原有的动力学特性，使得机动后定轨性能降低，制约了卫星的可用性和系统的服务性能<sup>[15,16,55]</sup>。

星钟和站钟数据的重新积累时间是影响快速轨道恢复的关键因素之一。通常从轨控开始到第一组快速恢复轨道播发会有 5~6 小时<sup>[72]</sup>，这种短弧定轨要求对钟差进行改正而非解算，即采用时间同步和多星定轨站钟约束的快速动力学定轨方法。目前，两种钟差均使用离散钟差点而非拟合的参数。

本文提出基于预报钟差的快速轨道恢复策略。图 5-1 是机动后恢复期间数据积累关系示意图， $t_0$  是轨控结束时刻，也是重新积累定轨数据时刻； $t$  是机动后第一次定轨调度时刻， $t_a$  和  $t_b$  分别为星钟和站钟积累的末端时刻。显然，星钟和站钟信息都有缺失。这是因为，星钟和站钟都不实时计算钟差，其时延通常为一小时。因此，若对时间同步的卫星钟差和多星定轨的测站钟差分别建模，利用预报钟差对观测数据进行钟差改正，则能够缩短机动卫星不可用时间。

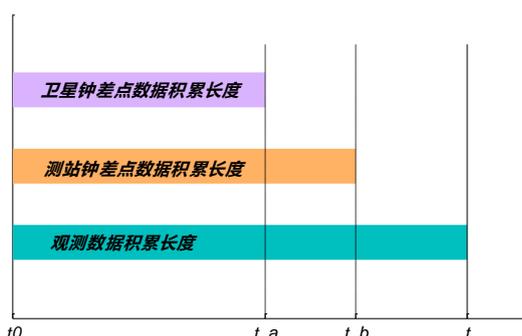


图 5-1 卫星机动后快速恢复数据积累关系图

### 5.2 轨道快速恢复与钟差处理模型

常规动力学定轨采用较长弧段的观测数据进行多星定轨解算，但是当卫

星发生机动等状况，会打破数据连续性。为使机动卫星尽快提供服务，通常采用固定卫星钟差和测站钟差的短弧单星定轨方法恢复卫星轨道<sup>[79]</sup>。

### 5.2.1 动力学模型

北斗系统采用了单星定轨方法进行卫星轨道的快速恢复。在 J2000 惯性系中卫星在绕地运行过程中会受到多种作用力的影响。单星定轨动力学模型如下：

$$F = f_{TB} + f_{NB} + f_{NS} + f_{TD} + f_{RL} + f_{SR} + f_{AL} \quad (5-1)$$

其中  $f_{TB}$  为地球对卫星的中心引力， $f_{NB}$  为 N 体摄动， $f_{NS}$  为地球非球形引力摄动， $f_{TD}$  固体潮和海潮摄动， $f_{RL}$  相对论摄动， $f_{SR}$  为太阳光压， $f_{AL}$  为地球反照辐射压摄动。定轨各力学模型设置如下表所示：

表 5-1 模型说明

参数	采用模型
地球引力场中心引力	10×10 阶 JGM-3 模型
N 体摄动	日月引力摄动
行星历表	JPL DE403 参数
章动模型	IAU80 模型
固体潮	IERS96 模型
太阳光压和地球反照辐射压	Box-Wing 模型

### 5.2.2 观测模型

利用伪距观测量进行轨道快速恢复轨道确定，伪距观测方程如下<sup>[70,80]</sup>：

$$P_j^i = \sqrt{(x^i - x_j)^2 + (y^i - y_j)^2 + (z^i - z_j)^2} + c \cdot dt_j - c \cdot dt^i + \delta_{trop} + \delta_{ion} + \delta_{rel} + \varepsilon \quad (5-2)$$

其中  $P_j^i$  为伪距观测量， $(x^i, y^i, z^i)$  为卫星位置， $(x_j, y_j, z_j)$  为测站位置， $dt_j$  为测站钟差， $dt^i$  为卫星钟差， $\delta_{trop}$  为对流层延迟改正， $\delta_{ion}$  为电离层延迟改正， $\delta_{rel}$  为相对论效应， $\varepsilon$  为多路径效应及其他各种噪声。

其中，测站位置精确已知，对流层和电离层误差可以通过模型改正。利用载波相位平滑伪距可以在不解算模糊度参数的情况下获得较高精度的伪距

观测量。

对于测站钟差的改正，由于站间时间同步只能在时间同步站以及主控站之间进行，因此快速恢复期间单星定轨利用了多星定轨给出的测站钟差作为输入。以上北斗系统快速恢复处理中，测站钟差和卫星钟差均采用钟差点进行改正。测站钟差使用多星定轨解算的钟差，其精度优于  $0.5\text{ns}$ <sup>[81]</sup>。对于卫星钟差的处理，采用的是无线电双向时间同步获得的星地时间同步卫星钟差点，其精度优于  $0.4\text{ns}$ <sup>[82]</sup>。采用以上站钟和星钟进行修正，满足卫星机动后轨道恢复期间定轨的精度要求。

北斗系统时间同步卫星钟差以及多星定轨测站钟差的计算是基于定时调度的策略。快速恢复期间的单星定轨，最新一小时的钟差点缺失而无法进行钟差修正。为充分利用轨道恢复期间的可用观测数据，确保定轨的成功率和精度，可基于历史的钟差点数据对钟差进行建模并预报，对钟差进行实时改正。

### 5.3 卫星轨道、钟差特性分析

#### 5.3.1 IGS 精密卫星钟差特性分析

GNSS 数据处理中涉及大量强相关参数的处理，包括：对流层参数与坐标高程分量<sup>[44]</sup>、系统偏差与钟差参数<sup>[45]</sup>等。其中，轨道与钟差的相关性很少见到相关讨论。虽然 IGS 最终轨道的精度已经达到  $2.5\text{cm}$ ，钟差精度为  $0.2\text{ns}(6\text{mm})$ <sup>[46]</sup>，然而各分析中心提供的轨道、钟差在扣除系统性偏差之后，仍然存在明显的不一致。

下图显示了 2015 年 8 月 16-18 日，IGS 两个数据分析中心德国地学研究中心(GFZ)和欧洲定轨中心(CODE)提供的 GPS、GLONASS、Galileo 以及北斗卫星精密轨道径向分量和钟差的差异。首先将两家分析中心每颗卫星相同时刻的轨道径向分量、钟差分别做差，得到直接差值；在此基础上为了消除两个分析中心存在的系统性偏差，每个系统选取一颗卫星作为参考卫星，将第一步得到的直接差值与参考卫星的直接差值相减，得到每颗卫星的轨道径向、钟差相对偏差。图（5-2）中每个系统各选取了一颗卫星作为示例，其他卫星

的情况类似。理论上，如果轨道、钟差模型足够精确，不同分析中心获取的轨道、钟差参数只会存在由于参考基准不同而带来的系统性的偏差，相对差值应该呈现白噪声的特性。但是，从图（5-2）我们看到两家分析中心的轨道径向、钟差相对偏差都呈现出了周期性的特征。GPS、GLONASS、Galileo 以及北斗卫星最大轨道相对偏差分别达到了 8、60、21、33cm，最大钟差相对偏差分别达到 8、36、23、31 cm。

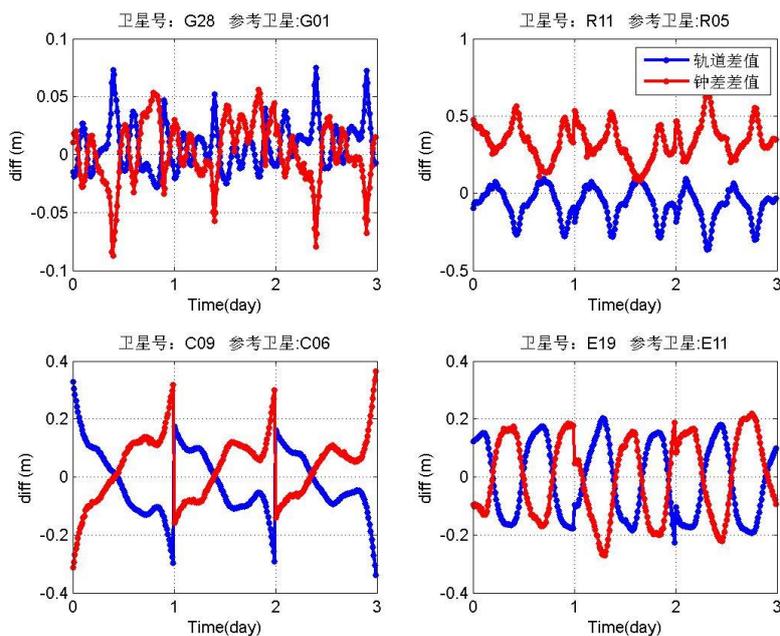


图 5-2 GFZ/CODE 卫星轨道径向以及钟差的相对偏差

从上图我们也看到径向相对偏差、钟差相对偏差呈现明显的负相关的特性。下图表示了两者的相关关系，图中纵轴为轨道径向相对偏差，横轴为钟差相对偏差。从下图明显看出，轨道径向、钟差相对误差呈现强相关，对于 GPS、GLONASS、Galileo 以及北斗卫星该相关系数分别达到了-0.7、-0.8、-0.9、-1。

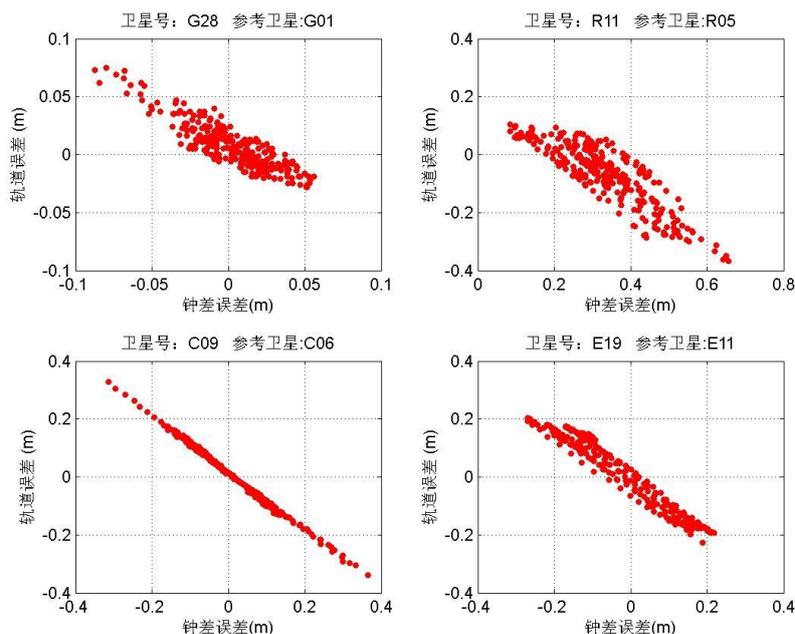


图 5-3 GFZ/CODE 卫星轨道径向以及钟差的相对偏差及其相关性

以上分析说明,目前 GNSS 高精度数据处理还存在一些明显的模型误差,并且基于目前 IGS 及其分析中心通用的数据处理模型和策略,卫星轨道径向误差与卫星钟差误差会互相补偿。

从以上分析可以看到,不同分析中心的轨道径向相对偏差以及钟差相对偏差存在明显的周期特性。取 IGS 及其分析中心 2015 年全年的精密轨道和精密钟差数据,采用以上相同的方法,对不同分析中心的轨道和钟差产品进行差分。在此基础上,分别采用最小二乘频谱分析(LSSA)和快速傅里叶变换频谱分析(FFT)的方法对相对偏差的周期特性进行分析,并在频谱图峰值附近搜索主要周期<sup>[62,73-74]</sup>。两种方法都探测出了相同的周期信号,作为示例,图(5-4)和图(5-5)分别为欧空局 GNSS 数据分析中心(ESA)和上海天文台 GNSS 分析中心 SHA<sup>[47,75]</sup>G25 卫星、R05 卫星的精密轨道径向相对偏差以及卫星钟差相对偏差的频谱图;图中的结果基于 LSSA 方法,且 G25 卫星、R05 卫星的相对偏差结果分别以 G01 和 R01 为参考卫星。

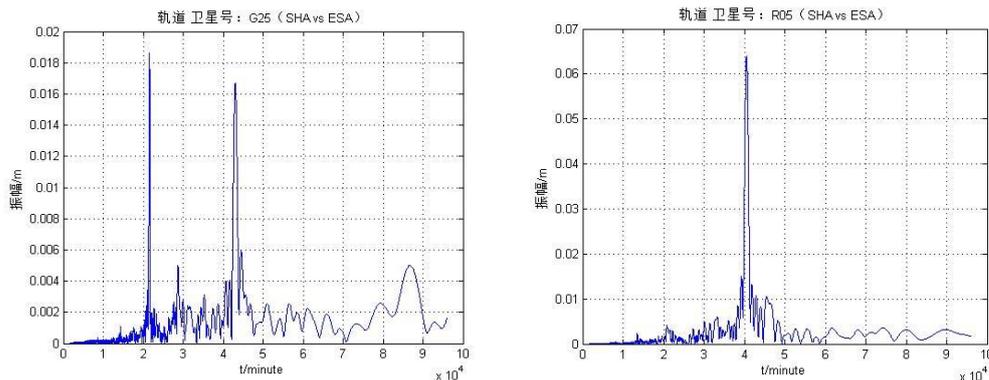


图 5-4 ESA/SHA 精密产品中卫星 G25(左), R05(右)轨道径向相对偏差的频谱图

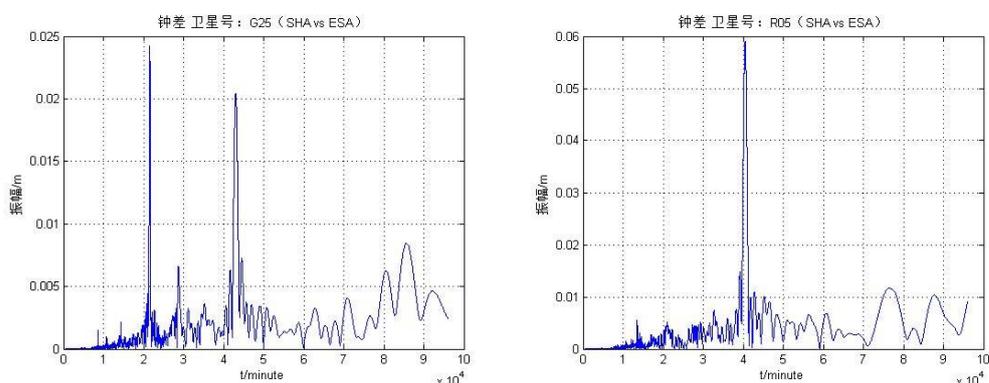


图 5-5 ESA/SHA 产品中卫星 G25(左), R05(右)卫星钟差相对偏差的频谱图

从图中可以看到，不同分析中心的精密钟差以及精密轨道数据的相对偏差存在显著的周期项。GPS 卫星与 GLONASS 卫星相对偏差的周期项存在差异，其中 GPS 卫星相对偏差的显著周期分别为： $T_1 \approx 1/2 T_{gps}$ ， $T_2 \approx 2/3 T_{gps}$ ， $T_3 \approx T_{gps}$ ，其中  $T_{gps}$  为 GPS 卫星运行一周的时间为 43080s；GLONASS 卫星轨道相对偏差的显著周期为  $T_1 \approx T_{glo}$ ，其中  $T_{glo}$  为 GLONASS 卫星运行一周的时间为 40500s。

对 IGS 其他分析中心精密产品相对偏差的周期性分析情况与上图类似。以上差异表明目前国际上对这两个系统卫星的数据处理模型还存在特性不同的误差。其周期性结果，反映的实际上是卫星轨道与卫星钟差相关造成的参数耦合的情况。

### 5.3.2 北斗精密定轨测站钟差特性分析

轨道和钟差参数相关现象在北斗卫星导航系统尤其明显。北斗轨道和钟差参数的相关性分析，可以采用北斗系统星地双向时间比对数据。星地双向

时间比对是北斗卫星导航系统采用的不同于其它卫星导航系统的体制设计，通过卫星与地面监测站双向的距离观测，可以直接测量卫星的钟差参数。星地时间比对精度不受卫星轨道、大气修正、测站坐标误差和测量模型误差的影响<sup>[96,97]</sup>，其精度较高。

下图为北斗测站两种体制钟差点差值的时间序列，可以看到两者存在显著的系统性以及以天为单位的周期性差异。进一步对两种方法得到的测站钟差分析表明，系统差是由站钟测量设备和精密定轨估计中未完全标定的设备时延产生，而周期性的信号来自精密定轨数据处理。

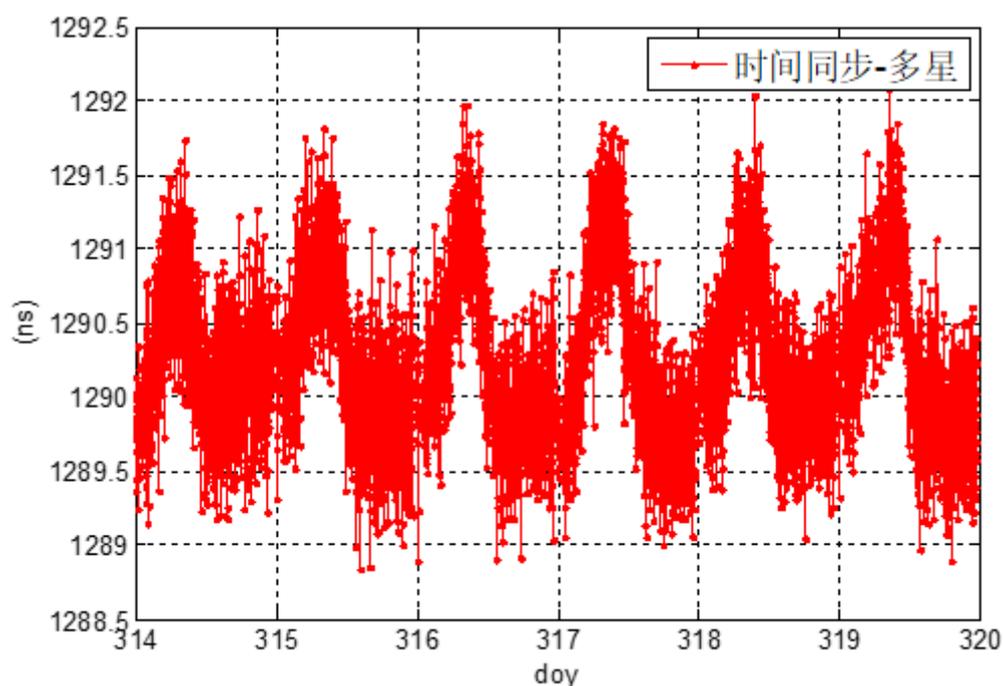


图 5-6 时间同步、动力学定轨两种体制钟差点的差异

扣除该系统偏差后进行频谱分析<sup>[86,87]</sup>，如下图所示。发现存在两个与卫星轨道重复周期相近的明显周期，依次为 24h 和 12h。

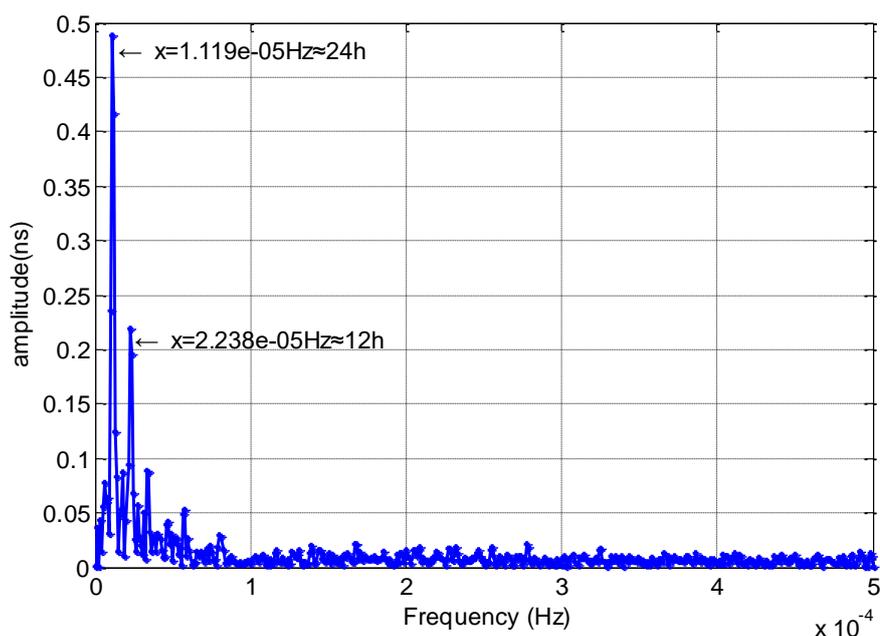


图 5-7 测站钟差频谱分析结果

时间同步获取的钟差不受卫星轨道的影响,不存在周期特性<sup>[88,89]</sup>。因此,以上时间序列周期特性的来源于多星定轨解算的站钟。其产生的原因在于 GEO/IGSO 定轨中卫星轨道与钟差参数的强相关性<sup>[28]</sup>。

#### 5.4 不同测站/卫星钟差预报模型比较

为提高轨道快速恢复处理的性能,缩短卫星不可用时间,需要对钟差预报模型进行分析,以确定采用的最优模型。

各卫星导航系统的地面跟踪站都配备有高精度的氢原子钟、铷原子钟或者铯原子钟<sup>[41]</sup>。这些高精度的接收机钟使得对测站钟差预报成为可能,对机动卫星轨道快速恢复具有实际工程应用价值。

针对钟差预报方面的研究,国内外研究学者的研究较多地是针对卫星段高性能的原子钟<sup>[76]</sup>针对地面端的测站钟差建模及应用的研究较少,并且鲜有钟差预报对精密定轨影响的分析。常用的钟差预报模型有二次多项式(QP)模型、谱分析模型、灰色(GM)模型等<sup>[42,43,77,78]</sup>,以及以上各种模型的改进模型及多种模型的组合模型。下面采用二次多项式模型、通过频谱分析建立的附加周期项模型和灰色模型,分别对测站钟差进行预报,评估不同模型的拟合及预报性能,并对比分析不同预报模型获取的测站钟差在北斗单星定轨中应用的性能。

### 5.4.1 钟差预报模型

钟差预报的常用模型包括多项式模型(QP)和灰色模型(GM)等,对于北斗系统,由于卫星轨道和钟差存在强相关性,钟差还存在周期特性,可采用附加周期项模型(PM)。

**二次多项式模型(QP)**可以明确反映其钟速和钟漂的基本物理特性,公式如下:

$$dt^i = a_0 + a_1(T_i - T_0) + a_2(T_i - T_0)^2 \quad (5-3)$$

其中  $dt^i$  为预报卫星钟差,  $T_0$  为参考时刻,  $T_i$  为历元时刻,  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  分别为钟差、钟速和钟漂。多项式系数  $a_0$ 、 $a_1$ 、 $a_2$  依据最小二乘法求取模型参数<sup>[83,84]</sup>。对以上参数的精确估计,采用混合区间拟合预报策略<sup>[85]</sup>。

对于**灰色模型(GM)**,设有原始钟差序列  $X^{(0)} = [x^{(0)}(1), x^{(0)}(2), \dots, x^{(0)}(n)]$ ,通过一次累加生成新序列  $X^{(1)} = [x^{(1)}(1), x^{(1)}(2), \dots, x^{(1)}(n)]$ 。

其中  $x^{(1)}(p) = \sum_{i=1}^p x^{(0)}(i)$ , ( $p=1 \dots n$ )。对  $X^{(1)}$  其一阶微分方程式如下:

$$\frac{dx}{dt} + ax = b \quad (5-4)$$

公式(5-4)即为灰色模型(GM)的白微分方程,其中  $a$  为发展灰数、 $b$  为控制灰数。采用回归分析求其解为:

$$\hat{x}^{(1)}(p) = \left( \hat{x}^{(1)}(1) - \frac{b}{a} \right) e^{-a(k-1)} + \frac{b}{a} \quad (5-5)$$

利用最小二乘,可求取式中待估参数  $a$  和  $b$ 。

根据 5.3 节分析,北斗定轨计算得出的钟差存在周期特性,可进一步采用**附加周期项模型(PM)**进行钟差预报。附有周期对以上差异序列建模如下:

$$dt_j = QF(T_i, T_0) + \sum_{l=1}^2 A_l \cdot \sin(2\pi w_l \cdot \Delta T + \phi_l) \quad (5-6)$$

式中  $QF(T_i, T_0)$  为(5-3)式给出的二次项预报模型;  $A_l$ 、 $w_l$ 、 $\phi_l$  分别为对应单天及半天的振幅、主频项和初相位;  $\Delta T$  为每个历元距离初相位时刻的时间差。对于每个测站/卫星,采用上一组精密定轨以及时间同步得出的三天钟差

点差值序列，求解时需先利用二次多项式去除趋势项部分来得到残差序列，然后对残差序列进行傅里叶变换频谱分析以获得各  $w_l$ 、 $\phi_l$ ，最后对式中其余各项系数利用最小二乘法同时求解，并进行预报。

### 5.4.2 钟差预报模型性能分析

在钟差的拟合及预报中，采用均方根误差 RMS(Root Mean Square)进行精度评估。公式为：

$$RMS_k = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{l_k} (Y_{k_i} - y_{k_i})^2}{l_k}} \quad (5-7)$$

式中， $RMS_k$  为第 k 组拟合或预报误差的 RMS 统计， $Y_k$  为第 k 组钟差拟合或预报值， $y_k$  为对应时刻的钟差原始值， $l_k$  为每组比对的钟差点个数。

采用北斗系统 2018 年 332 天解算的多星定轨测站钟差数据，数据间隔为 1 分钟，对参与定轨的 6 个测站的站钟分别采用多项式模型(QP)、附加周期项模型(PM)和灰色模型(GM)进行钟差拟合及预报分析。

实验按照北斗地面运控数据处理的规范进行设计。其中测站钟差拟合弧长选择为 2 小时，自 2 点~21 点每整点拟合及预报一次，即连续测试 20 次。分别计算各测站各模型拟合弧段均方根误差 RMS 和预报 1h、2h 的 RMS。

对各测站三种模型 20 组的拟合 RMS、预报 1h RMS 和预报 2h RMS 精度求取平均值，如下表所示。

表 5-2 各测站钟差拟合及预报精度(单位:ns)

Station ID	Fitting			prediction for 1h			prediction for 2h		
	QP	PM	GM	QP	PM	GM	QP	PM	GM
station 1	0.01	0.01	0.02	0.08	0.06	0.05	0.15	0.12	0.09
station 2	0.08	0.06	0.09	0.32	0.27	0.22	0.60	0.49	0.34
station 3	0.01	0.01	0.02	0.11	0.14	0.07	0.21	0.33	0.10
station 4	0.34	0.04	0.61	2.73	2.21	3.06	5.99	4.98	5.85
station 5	0.27	0.13	0.76	3.45	2.37	3.96	8.65	6.17	8.15
station 6	0.13	0.05	0.15	0.35	0.26	0.31	0.73	0.43	0.66
<b>MEAN</b>	<b>0.14</b>	<b>0.05</b>	<b>0.27</b>	<b>1.17</b>	<b>0.88</b>	<b>1.28</b>	<b>2.72</b>	<b>2.09</b>	<b>2.53</b>

根据上表统计，就拟合精度而言，三种模型中附加周期项模型的拟合效果最好，针对所有测站的拟合精度优于 0.15ns，二次多项式对所有站的拟合精度

优于 0.4ns，灰色模型对所有站的拟合精度优于 0.8ns。采用二次多项式模型、附加周期项模型、灰色模型对 6 个测站的平均拟合精度分别为 0.14ns、0.05ns、0.27ns，可见采用附加周期项模型的拟合精度最高。

就预报精度而言，预报精度随预报时长增加而变差，同一模型对不同的测站的预报精度也有差异，如测站 4 和测站 5 的钟差拟合及预报明显较差。适用于测站 1、2、3 的最优模型为灰色模型，其次为附加周期项模型，两种模型差异较小；测站 4、5、6 的最优模型为附加周期项模型，明显优于其他两种模型。采用二次多项式模型、附加周期项模型和灰色模型对 6 个测站预报 1h 的平均精度分别为 1.17ns、0.88ns、1.28ns；预报 2h 的平均精度分别为 2.72ns、2.09ns、2.53ns。从所有站的平均精度来看，采用附加周期项模型效果较好，这是因为多星解算的离散钟差点也存在类似轨道的周期波动，采用附加周期项模型可以较好的消除这一波动。

## 5.5 定轨结果分析

不同模型特性不同，通过分析各模型对北斗系统多星定轨测站钟差的拟合预报的性能，并在此基础上进行单星定轨的评估，从而为提高北斗系统单星定轨的性能提供参考。

### 5.5.1 定轨策略

由图（5-1）快速恢复数据积累关系图可知：在  $t$  时刻启动定轨时，星钟数据积累只到  $t_a$  时刻，站钟数据积累到  $t_b$  时刻。文献[29]对星钟进行了预报，将定轨数据补充到  $t_b$  时刻。进一步对站钟进行预报，则能将定轨数据补充至  $t$  时刻。基于以上思路，单星定轨的星钟和站钟数据均包含两部分：实时的钟差点数据以及预报的钟差值。为检验钟差预报对快速恢复单星定轨精度提升的贡献，采取以下三种策略进行验证。

策略一（原策略）：只使用实际钟差点对观测数据进行改正，没有改正的观测数据不参与定轨解算。即目前北斗地面运控采用的策略。

策略二（新策略）：采用本文模型，将多星定轨站钟钟差点、时间同步钟差点，以及钟差预报值都用于单星定轨。其中，星钟预报采用二次多项式模

型混合区间拟合预报策略，测站钟差预报采用附加周期项模型(PM)。

策略三（后处理）：为检验前面两种策略的精度，采用  $t_0 \sim t$  时段的所有观测数据都用事后钟差点改正。该策略无法做到实时，只能为策略 1 和策略 2 做事后验证。

### 5.5.2 数据使用说明

选择均匀分布于中国的 7 个测站(如图 5-8 所示)的观测数据，对 2018 年 11 月份 3 颗机动卫星进行测试，根据系统轨控指令时间报告各卫星机动信息如下表所示。

表 5-3 卫星机动时刻

SatID	开始时间	结束时间	恢复可用时间
C01	2018-11-30 8:55	2018-11-30 10:15	机动结束后 4h
C03	2018-11-10 7:45	2018-11-10 9:15	机动结束后 4h
C04	2018-11-27 8:45	2018-11-27 10:15	机动结束后 4h

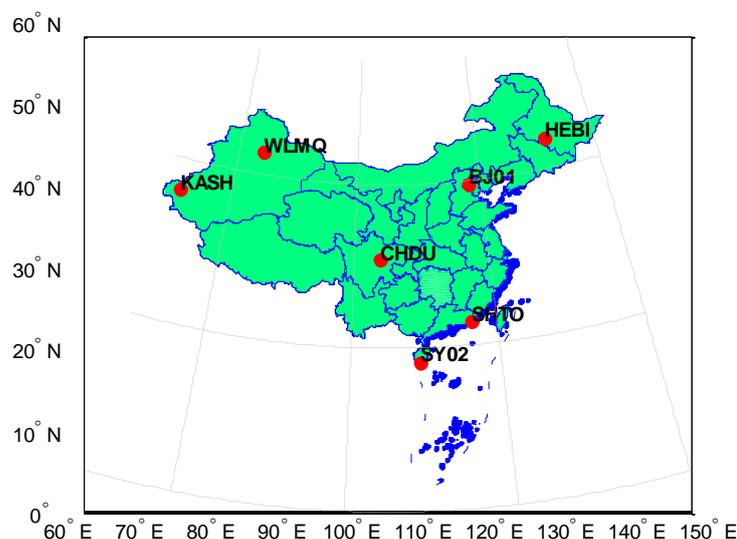


图 5-8 测站分布

### 5.5.3 结果分析

#### (1) 站钟和星钟预报精度

首先选取 2018 年 11 月份数据分析卫星钟以及测站钟差拟合及预报精度。

其中拟合数据的弧长为 2 小时；卫星钟差、测站钟差分别基于(5-3)式及(5-6)式模型进行预报，卫星钟差预报 2 小时，测站钟差预报 1 小时。如图（5-9）和表（5-4）列出了拟合及预报误差。结果表明，卫星钟差参数拟合误差都在 0.3ns 以内，预报 2h 精度好于 1.5ns；站钟拟合误差在 0.5ns 以内，预报 1h 精度好于 2.5ns。

表 5-4 钟差拟合误差及预报精度(RMS: ns)

SatID	拟合误差	预报 2h 误差
C01	0.09	0.56
C02	0.08	0.37
C03	0.09	1.02
C04	0.12	0.87
C05	0.19	1.62
C06	0.24	1.48
C07	0.12	1.09
C08	0.29	1.21
C09	0.13	1.48
C10	0.14	1.43
StaID	拟合误差	预报 1h 误差
SY02	0.02	0.14
KASH	0.04	2.39
CHDU	0.01	0.01
HEBI	0.19	0.64
SHTO	0.10	1.31
WLMQ	0.14	0.77

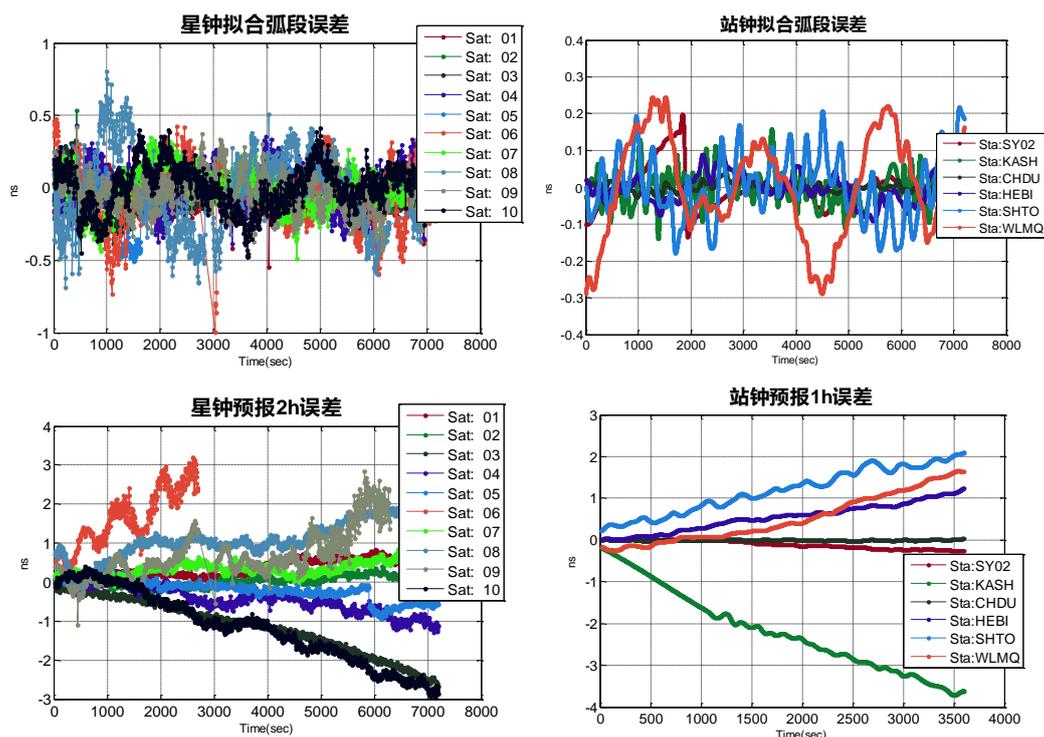


图 5-9 2018 年 11 月其中一组星钟及站钟拟合预报图

## (2) 定轨结果

根据定轨策略设置，原策略钟差修正方法造成缺失约 1 小时定轨数据；新策略使用预报钟差修正了缺失的数据；后处理则是采用事后的钟差点数据对定轨时刻的所有观测数据进行了修正，其定轨使用数据长度等同于本文新策略。下面分别采用三种策略，对 3 颗卫星轨控结束后 3h~8h 各 6 组时段进行快速恢复轨道解算，按照与北斗运控相同的策略，每小时进行一次定轨处理。分别对每种情况下的定轨残差、定轨弧段用户距离误差 (User Range Error, URE) 和预报 2 小时 URE 进行评估。三种策略定轨情况统计如下表所示：

表 5-5 快速恢复不同策略下定轨及预报结果统计(单位：m)

轨控结束 后时间	定轨残差 rms								
	C01			C04			C03		
	原策略	新策略	后处理	原策略	新策略	后处理	原策略	新策略	后处理
3h	0.568	0.416	0.552	0.572	0.572	0.569	0.481	0.471	0.460
4h	0.553	0.552	0.559	0.569	0.576	0.578	0.460	0.438	0.445
5h	0.559	0.626	0.622	0.578	0.589	0.584	0.437	0.424	0.430
6h	0.622	0.648	0.652	0.584	0.584	0.586	0.430	0.473	0.442

7h	0.652	0.676	0.658	0.584	0.594	0.600	0.442	0.453	0.440
8h	0.658	0.656	0.642	0.600	0.606	0.610	0.440	0.439	0.436
<b>mean</b>	<b>0.602</b>	<b>0.596</b>	<b>0.614</b>	<b>0.581</b>	<b>0.587</b>	<b>0.588</b>	<b>0.448</b>	<b>0.450</b>	<b>0.442</b>
	定轨弧段 URE								
3h	0.762	0.796	0.679	1.670	1.395	1.433	1.998	2.012	1.974
4h	0.672	0.611	0.610	1.433	1.650	1.650	1.974	1.961	1.972
5h	0.604	0.499	0.508	1.650	1.688	1.720	1.980	2.041	2.001
6h	0.503	0.579	0.550	1.720	1.784	1.800	2.001	1.911	1.945
7h	0.558	0.603	0.590	1.844	1.944	1.929	1.945	1.885	1.888
8h	0.691	0.698	0.691	1.926	1.850	1.879	1.888	1.792	1.793
<b>mean</b>	<b>0.632</b>	<b>0.631</b>	<b>0.605</b>	<b>1.707</b>	<b>1.719</b>	<b>1.735</b>	<b>1.964</b>	<b>1.934</b>	<b>1.929</b>
	预报弧段 URE								
3h	0.621	0.575	0.839	3.945	0.599	0.693	2.735	2.067	1.900
4h	1.921	0.641	0.807	0.404	2.384	2.781	1.972	2.211	2.456
5h	1.643	0.565	0.797	3.144	2.214	2.575	2.291	1.588	1.111
6h	1.245	1.330	1.176	3.221	2.583	2.771	1.096	0.900	1.283
7h	1.385	1.969	1.745	3.985	3.209	3.041	1.155	0.810	0.935
8h	2.487	1.795	1.747	3.559	1.502	1.623	0.697	1.384	1.343
<b>mean</b>	<b>1.550</b>	<b>1.146</b>	<b>1.185</b>	<b>3.043</b>	<b>2.082</b>	<b>2.247</b>	<b>1.658</b>	<b>1.493</b>	<b>1.505</b>

上表统计结果表明每组结果三种策略下的定轨残差水平相当, 都在 0.6 米左右。三种策略的定轨 URE 精度水平也基本相当, 差异在厘米量级。这表明定轨的内符合程度较好。

三种模型预报 URE 差异较大, 反映了用户实时应用性能的差异。原策略预报精度较差, 新策略跟后处理结果较吻合, 整体优于原策略。采用新策略, 第一组定轨结果(轨控结束第 3 小时定轨)中 C01 预报 URE 由 0.621m 降低到 0.575m; C04 预报 URE 由 3.945m 降低到 0.599m; C03 预报 URE 由 2.735m 降低到 2.067m; 改进幅度分别为 7.41%, 84.82%及 24.42%。从 3h~8h 期间 6 组定轨平均情况来看, 采用新策略相较于原策略的预报 URE, C01 平均降低了 26.06%, C04 平均降低了 31.58%, C03 降低了 9.95%。

表中存在个别反常值，如 C04 卫星轨控后 4h 原策略的预报弧段 URE 比定轨弧段 URE 好。这是因为单星定轨中未完全修正的误差会造成定轨 URE 存在系统偏差。如下图所示，第二条竖线是启动定轨时刻，该时刻之前是定轨弧段，之后是预报弧段。可以看到三种策略下定轨弧段 URE 系统偏差一开始都为-2m 左右，随着时间的推移，原策略预报弧段的 URE 向正向偏离，因此其预报 URE 较小。

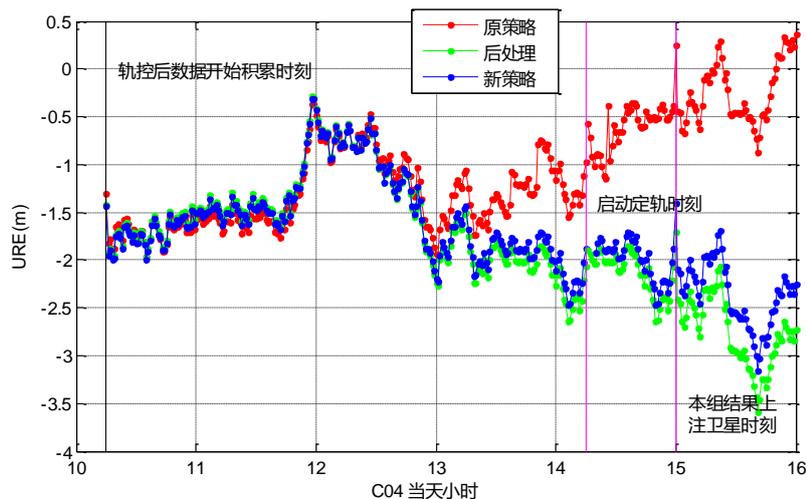


图 5-10 C04 卫星第二组快速恢复定轨精度 URE 时序图

图（5-11）-图（5-13）为 3 颗卫星轨控后第 1 组（轨控结束第 3 小时）和第 6 组（轨控结束第 8 小时）快速恢复的定轨 URE 时序图。图中第一条竖线是轨控后数据开始积累时刻，第二条竖线是定轨启动时刻，第三条竖线是本组结果上注卫星时刻，第四条竖线是下组结果上注时刻。其中，最后两条紫色竖线之间的 URE 精度反映对用户应用的影响。图中红线序列是原策略结果，蓝线是新策略结果，绿线是后处理结果。

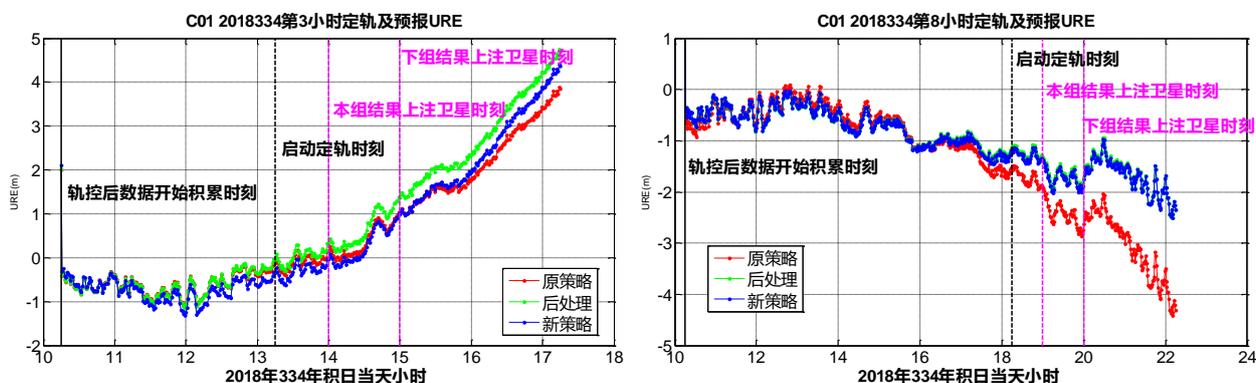


图 5-11 C01 卫星第一组及第六组快速恢复定轨精度 URE 时序图

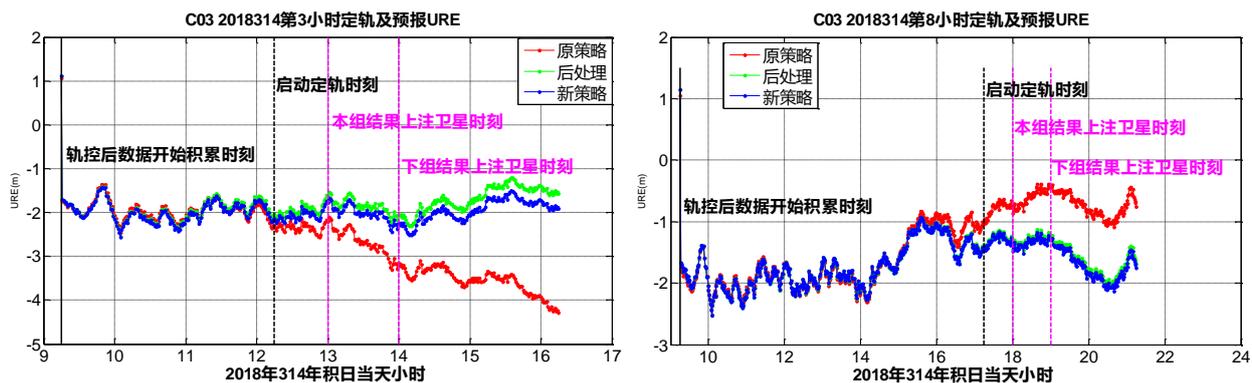


图 5-12 C03 卫星第一组及第六组快速恢复定轨精度 URE 时序图

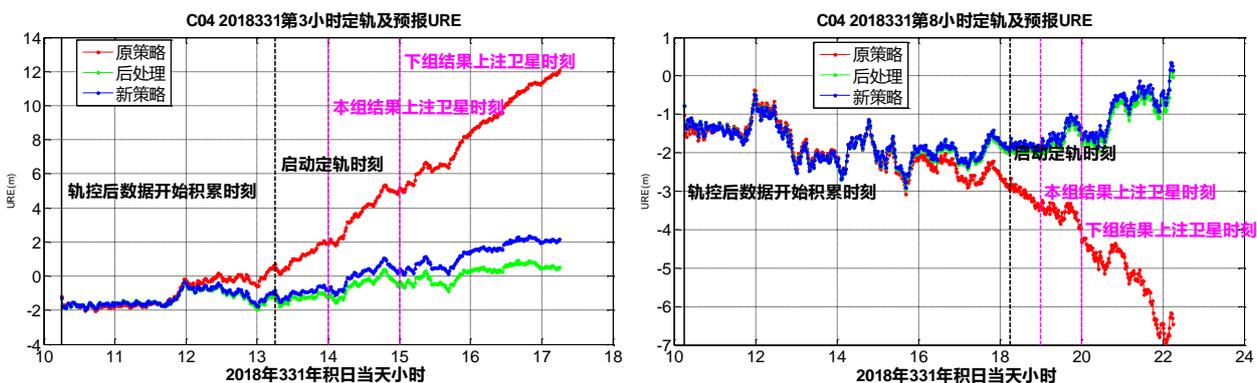


图 5-13 C04 卫星第一组及第六组快速恢复定轨精度 URE 时序图

图中结果也表明，定轨弧段三种策略几无差异，但是从预报开始，红色的线随时间越来越偏离蓝线和绿线。第 3h 定轨结果失效前的最大偏离点 C01 为 0.265m，C03 为 1.114m，C04 为 5.481m；第 8h 定轨结果失效前的最大偏离点 C01 为 0.923m，C03 为 0.803m，C04 为 2.492m。蓝线和绿线在第 3h 定轨随时间也呈现较小偏离（最大偏离量 C01 为 0.291m，C03 为 0.201m，C04 为 0.727m），但是第 8h 结果表明二者依然吻合较好（最大偏离量 C01 为 0.048m，C03 为 0.051m，C04 为 0.156m）。

采用轨控结束 12 小时后的快速恢复定轨弧段结果作为真值对各卫星第一组快速恢复定轨结果的定轨弧段和预报弧段进行精度评估。三颗卫星轨道各方向的差值如图（5-14）-图（5-16）所示，统计值见表（5-6）。图中红线是原策略结果，蓝线是新策略结果，绿线为后处理结果；第一条竖线前是定轨弧段，第一和第二竖线间是评估的预报弧段。对于定轨弧段，原策略的径向误差在 1.5m 以内，最大位置误差在 15m 以内；新策略和后处理的径向误差在 1m 以内，最大位置误差在 10m 以内。对于预报 2h 弧段，原策略的径向误差

在 3m 以内，最大位置误差在 20m 以内；新策略和后处理的径向误差在 1m 以内，最大位置误差在 15m 以内。结果表明新策略优于原策略效果。

综合以上结果，预报钟差对快速恢复初期几个小时的轨道确定及预报贡献显著。使用预报钟差有效补偿了观测数据，提高了短弧轨道精度，缩短了卫星不可用时间。

表 5-6 重叠弧段 RTN 比对(单位: m)

评估弧段	C01			C04			C03		
	R	T	N	R	T	N	R	T	N
原策略定轨	1.082	3.383	11.371	1.152	4.579	8.670	0.411	1.407	1.355
新策略定轨	0.961	4.233	8.276	0.743	3.898	1.655	0.034	0.766	0.105
后处理定轨	0.608	0.968	6.338	0.355	0.401	5.573	0.059	1.195	1.094
原策略预报	2.241	3.834	14.457	2.966	1.714	18.261	1.584	1.242	2.539
新策略预报	0.898	3.829	2.402	0.765	4.609	3.676	0.112	0.848	0.390
后处理预报	0.730	0.576	1.319	0.192	1.292	13.297	0.113	1.152	1.690

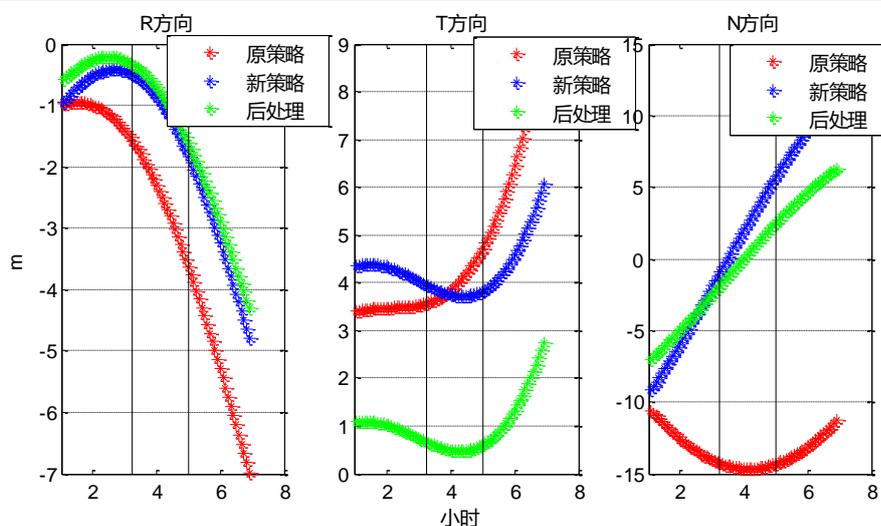


图 5-14 C01 第一组快速恢复轨道 RTN 偏差

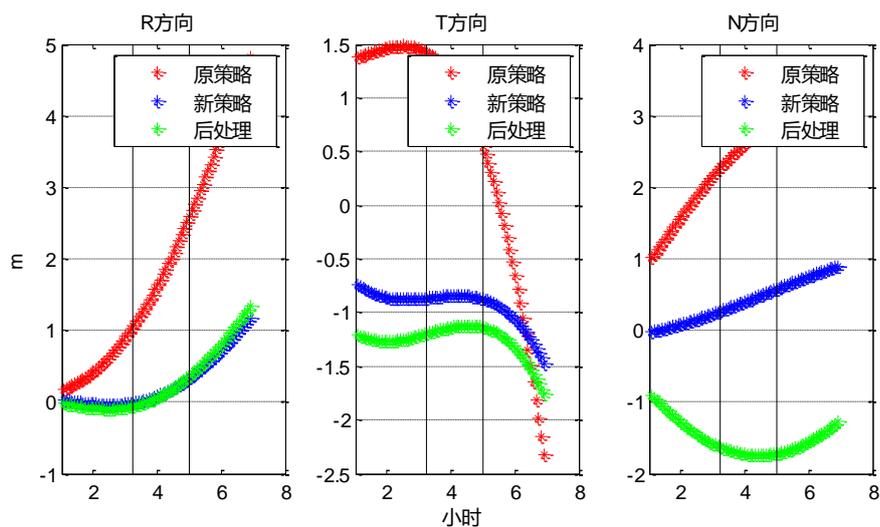


图 5-15 C03 RTN 第一组快速恢复轨道 RTN 偏差

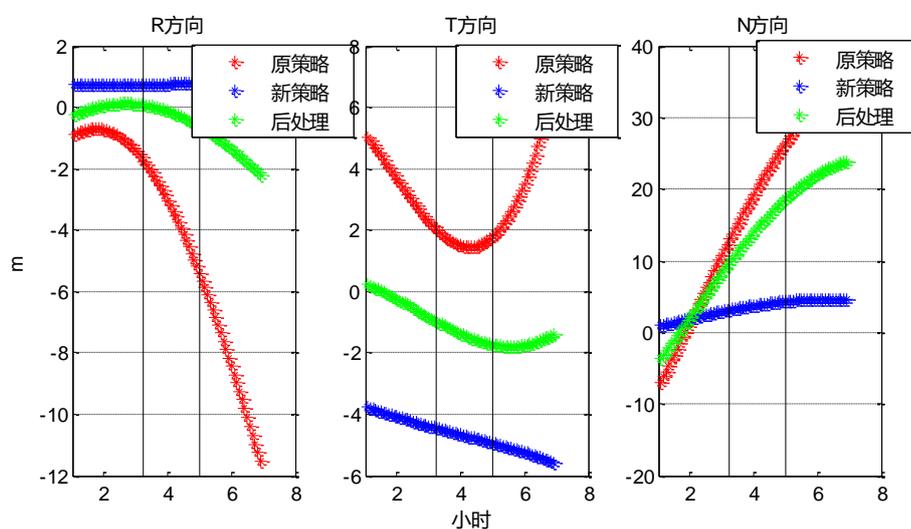


图 5-16 RTN 第一组快速恢复轨道 RTN 偏差

#### 5.5.4 不同钟差预报模型应用于单星定轨结果分析

如上所述,测站的站钟可以采用多项式模型(QP)、附加周期项模型(PM)和灰色模型(GM)等进行拟合及预报。进一步分析不同测站钟差预报模型应用于单星定轨的性能。

采用北斗系统 2018 年 332 天解算的多星定轨测站钟差数据。将以上各模型预报的测站钟差引入单星定轨,以北斗系统多星定轨的精密轨道为参考,对 C01-C04 四颗 GEO 卫星和 C06-C10 五颗 IGSO 卫星进行单星定轨测试,统计每颗卫星各模型下的 20 次测试的轨道精度均值,进一步评估各模型在定轨中的性能。为更好评估各模型单星定轨的性能,还将常规策略单星定轨获得的轨道进

行相应时长的预报，并与精密星历进行比较，评估其精度。

图(5-17)为各模型预报 1h 的测站钟差用于 9 颗卫星单星定轨，该小时内的径向偏差和三维位置偏差结果图。可以看出将预报 1h 钟差引入单星定轨时，单星定轨该小时内的径向精度在 0.54m-0.81m 之间，三维位置精度为 2.0m-7.5m 之间；常规单星定轨在该相应弧段为外推 1h 的预报轨道，其径向精度在 0.66-0.85m 之间，三维精度在 2.2m-8.1m 之间。三种钟差预报模型下各卫星定轨径向精度差异大多在毫米级，对三维位置误差互差在 2 分米以内，精度基本相当，且都好于常规单星定轨轨道预报的精度。

图(5-18)为利用预报 2h 的测站钟差该时段内的轨道径向偏差和三维位置偏差。图中看到，原始单星定轨在该相应弧段为外推 2h 的预报轨道，其径向精度在 0.71m-1.02m 以内，三维精度在 2.5m-8.5m 之间。采用不同模型卫星的径向偏差差异比较明显，尤其是 GEO 卫星利用附加周期项模型效果明显；不同预报模型下各卫星轨道三维互差不超过 3 分米。三种模型钟差预报用于定轨的精度都好于系统同时刻定轨的原始轨道，且大多数卫星采用附加周期项模型的径向精度最好。

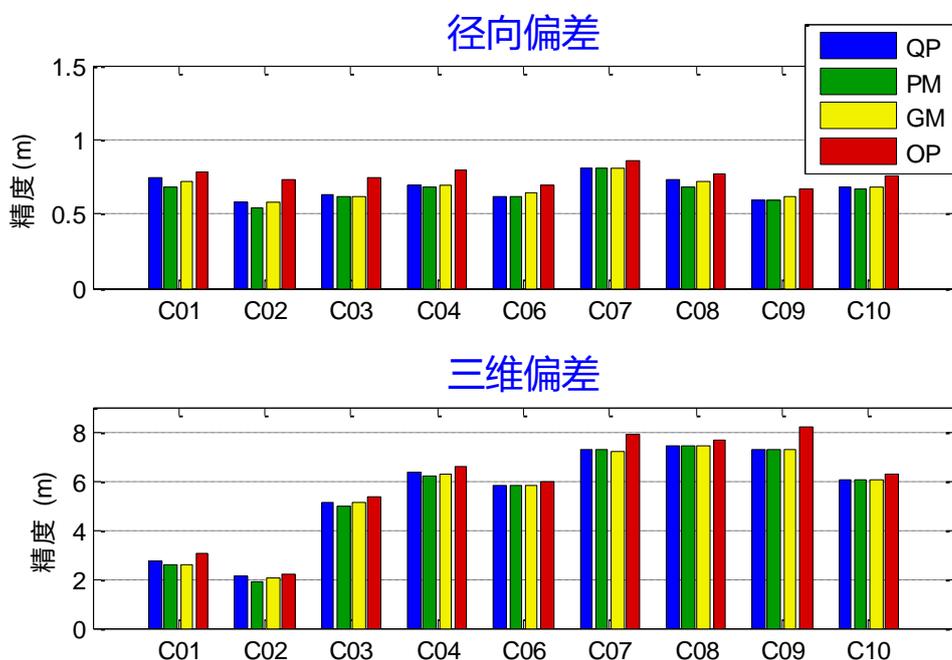


图 5-17 1h 钟差预报应用于单星定轨的精度以及常规单星定轨相应弧段预报精度(QP 为二次多项式模型钟差修正,PM 为附加周期项模型钟差修正,GM 为灰色模型钟差修正,OP 为常规单星定轨的相应弧段)

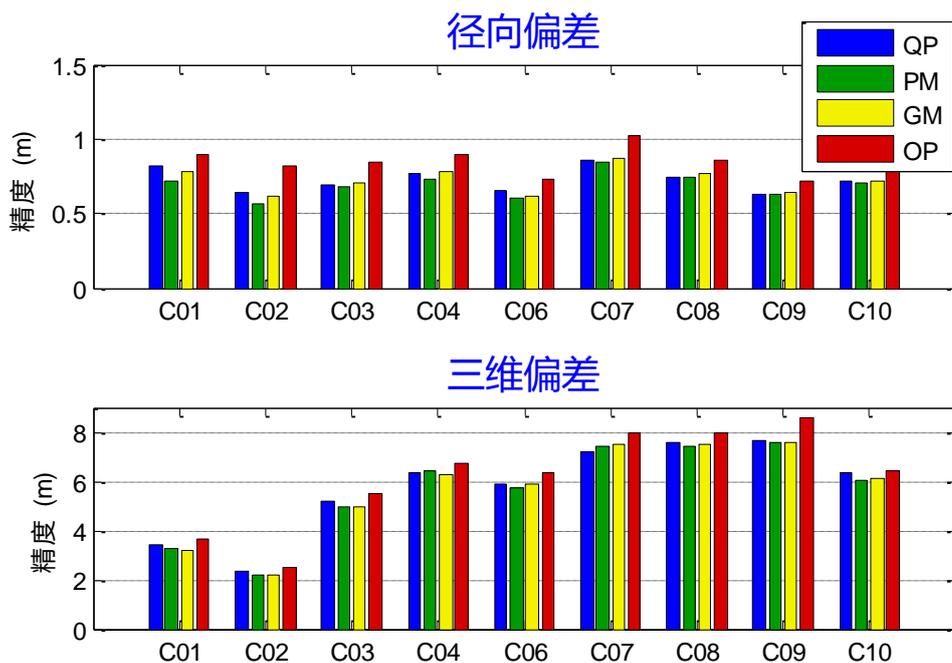


图 5-18 2h 钟差预报应用于单星定轨的精度以及常规单星定轨 2h 预报精度(QP 为二次多项式模型钟差修正,PM 为附加周期项模型钟差修正,GM 为灰色模型钟差修正,OP 为常规单星定轨的轨道预报)

下表给出了每颗卫星不同模型单星定轨精度的统计值。从表(5-7)看出,预报 1 小时测站钟差用于单星定轨,三种钟差预报模型卫星轨道径向偏差均值分别为 0.676 m/ 0.656 m/ 0.673 m,互差在 2cm 以内,位置偏差均值分别为 5.570 m/ 5.501 m/ 5.529 m,互差在 0.069 m 以内。各模型相对于常规单星定轨轨道预报径向精度 0.755 m 和三维精度 5.902 m 分别提高了 10.40% / 13.08% / 10.75%, 5.62% / 6.80% / 6.31%。

当预报 2 小时测站钟差用于定轨时,三种钟差预报模型卫星轨道径向偏差均值分别为 0.725 m/ 0.693 m/ 0.723 m,互差在 3cm 以内,位置偏差均值分别为 5.762 m/ 5.672 m/ 5.679 m,互差在 0.07 m 以内。采用附加周期项模型效果最好,各模型相对于常规单星定轨轨道预报径向精度 0.840 m 和三维精度 6.187 m 分别提高了 13.71% / 17.53% / 13.89%, 6.78% / 8.33% / 8.21%。

表 5-7 各预报模型用于定轨的精度(单位:米)

The accuracy of applying the 1h predicted station clocks in the POD								
Sat ID	Radial				3D			
	QP	PM	GM	OP	QP	PM	GM	OP
C01	0.748	0.678	0.718	0.783	2.755	2.580	2.610	3.028
C02	0.580	0.545	0.576	0.733	2.115	1.913	2.037	2.209
C03	0.635	0.621	0.614	0.743	5.128	4.983	5.100	5.383
C04	0.691	0.675	0.688	0.791	6.309	6.175	6.277	6.569
C06	0.621	0.619	0.639	0.696	5.830	5.842	5.776	5.985
C07	0.813	0.811	0.804	0.857	7.300	7.305	7.214	7.848
C08	0.726	0.686	0.720	0.763	7.406	7.416	7.450	7.663
C09	0.597	0.597	0.622	0.667	7.256	7.259	7.261	8.170
C10	0.674	0.671	0.680	0.758	6.031	6.032	6.039	6.262
<b>MEAN</b>	<b>0.676</b>	<b>0.656</b>	<b>0.673</b>	<b>0.755</b>	<b>5.570</b>	<b>5.501</b>	<b>5.529</b>	<b>5.902</b>

The accuracy of applying the 2h predicted station clocks in the POD								
Sat ID	Radial				3D			
	QP	PM	QP	PM	QP	PM	QP	PM
C01	0.818	0.722	0.777	0.890	3.397	3.297	3.170	3.622
C02	0.647	0.572	0.616	0.817	2.32	2.206	2.158	2.523
C03	0.694	0.682	0.705	0.844	5.207	4.943	4.959	5.518
C04	0.764	0.733	0.784	0.898	6.341	6.400	6.242	6.704
C06	0.652	0.605	0.618	0.727	5.900	5.727	5.866	6.35
C07	0.859	0.843	0.865	1.021	7.185	7.391	7.469	7.993
C08	0.739	0.740	0.775	0.864	7.585	7.446	7.522	7.962
C09	0.627	0.629	0.647	0.719	7.63	7.571	7.598	8.561
C10	0.723	0.708	0.722	0.779	6.339	6.063	6.124	6.449
<b>MEAN</b>	<b>0.725</b>	<b>0.693</b>	<b>0.723</b>	<b>0.840</b>	<b>5.767</b>	<b>5.672</b>	<b>5.679</b>	<b>6.187</b>

## 5.6 小结

针对卫星快速恢复期间由于星钟数据和站钟数据积累不足造成的定轨数据损失，提出采用预报钟差修正观测数据，从而增加定轨数据的使用量，缩短了卫星机动后轨道快速恢复的周期。

分析了卫星钟差特性。利用 IGS 不同数据分析中心提供的时空精密产品，通过比较分析发现：各分析中心的轨道、钟差存在明显差异，并且轨道、钟差的相对偏差存在很强的相关性。轨道和钟差参数相关现象在北斗卫星导航系统尤其明显。

对北斗系统多星定轨的测站钟差预报模型进行了分析，分别采用二次多

项式模型、附加周期项模型和灰色模型进行钟差预报，并按照北斗系统数据处理规范，将其预报 1h 和预报 2h 的测站钟差应用于单星定轨，实验结果表明：采用附加周期项模型的钟差拟合精度最高，所有站的拟合精度都在 0.15ns 以内，平均拟合精度达到 0.05ns。三种模型对 6 个测站预报 1h 的平均精度分别为 1.17ns、0.88ns、1.28ns，预报 2h 的平均精度分别为 2.72ns、2.09ns、2.53ns，从所有站的平均精度来看，采用附加周期项模型效果较好。将各模型预报 1h/2h 的钟差结果分别用于定轨，各模型定轨径向精度互差平均小于 2cm/3cm。试验结果表明采用附加周期项模型应用于单星定轨的效果最好，其预报 1h/2h 用于定轨时相对常规单星定轨轨道预报径向精度分别提升了 13.08%/ 17.53%，三维精度分别提升了 6.80% / 8.33%。

采用预报钟差策略对轨道快速恢复初期几个小时的轨道确定及预报性能提升贡献显著，其中定轨 URE 预报性能最大提升达 84.82%。采用预报钟差策略可将第一组定轨预报弧段的径向偏差由 3m 左右降到 1m 以内，位置误差由 20m 降到 15m 以内。从 3h~8h 期间 6 组定轨平均情况来看，采用新策略相较于原策略的预报 URE，C01 平均降低了 26.06%，C04 平均降低了 31.58%，C03 降低了 9.95%。采用优化策略至少可以将卫星机动后不可用时间缩短一个小时，对北斗系统的工程应用具有参考价值。

## 第6章 北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统

### 6.1 引言

北斗卫星导航系统是我国自主研究的卫星导航系统，自 2012 年 12 月 27 日正式提供服务以来，在各行业、各地区、各军种得到了广泛应用，且基于核心技术自主可控国产化的趋势下，在一些重点行业上已逐步取代 GPS 成为唯一重要的导航手段，这对导航系统本身的精度、连续性、可用性、可靠性要求更为苛刻。

根据第四章卫星轨控的统计结果看，由于空间轨位资源的紧缺，北斗系统轨道机动的频度有加大的趋势，卫星机动及载荷故障造成的长时间不可用严重影响了北斗系统的服务性能。随着北斗导航系统用户数量的激增，对系统服务性能的要求也不断提高，为保证北斗系统服务的连续性和可靠性，急需对地面运控系统进行优化改造，充分考虑改造方案的可行性，争取以小的改动换取大的提升，实现不影响系统服务性能的基础上，减少单星不可用时间，建立北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统。

本章在前两章的基础上，确定相应的技术路线，着重分析研究系统的设计、组成、数据流程及关键技术，解决软件系统设计与实现的问题，并对系统运行结果进行测试分析。

### 6.2 系统设计

#### 6.2.1 系统组成

北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统由数据收发及预处理、机动时间确定、机动后轨道快速恢复、电文快速生成播发控制及系统管理五个业务组成，具体构成如下图所示：

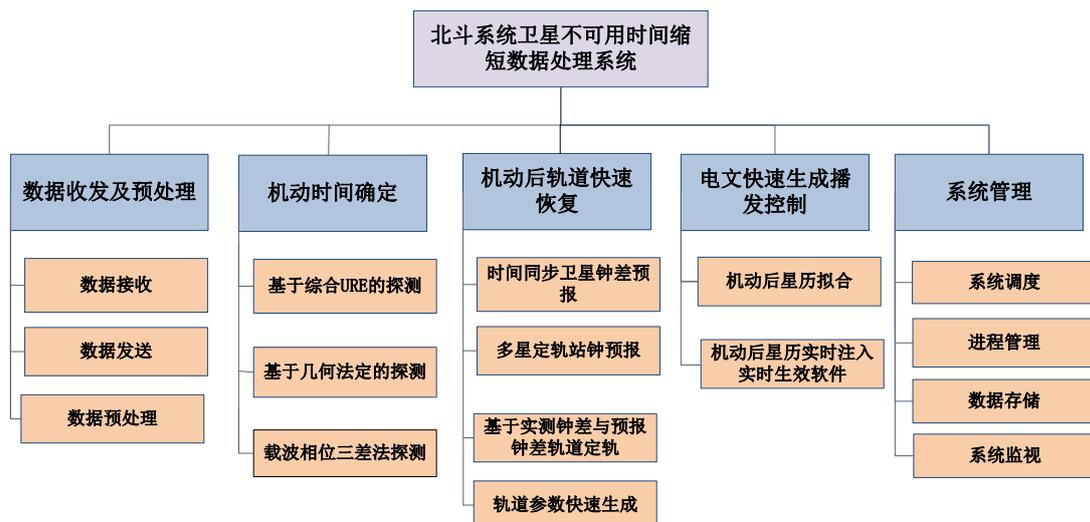


图 6-1 北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统组成图

数据收发与预处理分系统主要完成数据接收与发送、系统数据预处理。接收各类观测数据、指令信息，同时监听系统生成的精密参数，将相应的参数信息发送给对应的系统。

卫星机动后轨道快速恢复分系统通过对定轨方法和策略重新建模和优化设计，在保证导航系统的精密定轨精度和稳定性的前提下，利用实时钟差和预报钟差技术，充分利用观测数据，有效补偿单星定轨数据，缩短定轨恢复时间，从而提升北斗导航系统卫星的可用度。

机动时间确定分系统包含基于综合 URE 探测法、基于几何法滑动窗口探测法和载波相位三差法来确定机动起止时间，利用多种方法互检，精确确定卫星机动的起止时间，将确定的结果提供给机动后轨道快速恢复使用。

电文快速生成播发控制分系统针对轨道机动后处于不可用状态的卫星，对轨道拟合和精密星历注入流程策略进行优化，在系统完成机动卫星定轨和轨道预报后，在第一时间为轨道机动卫星发送并实时注入基本导航电文，通过管理控制手段确保新电文实时生效，从而缩短轨道机动引起的卫星不可用时间。

系统管理分系统按指定的时间间隔调度数据收发与预处理、机动时间确定、机动后轨道快速恢复、电文快速生成播发控制等业务进程。同时获取各个业务的监视信息，实现对多种业务运行信息的监视，在各业务处理出现故障或计算异常时，通过监控显示及时告警，且具备系统数据备份、配置管理、

用户权限管理、文件导入、日志管理的功能。

### 6.2.2 系统物理架构

北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统在逻辑结构上可以划分为四个层次：软硬件支撑平台、服务层、业务层和显示层。软硬件支撑平台主要包括必要的服务器、交换机、存储等外部硬件以及操作系统、数据库、软件运行环境等基础软件。服务层则分别运行在各服务器上，对业务提供进程监视、业务调度、消息服务等。业务层包含数据收发及预处理、机动时间确定、机动后轨道快速恢复、电文快速生成播发控制及系统管理五个分系统，分别布设在各服务器上，且通过内部接口可进行业务数据交互。显示层包括用户操作界面以及各类业务结果监视界面等。

系统的物理架构图如下所示：

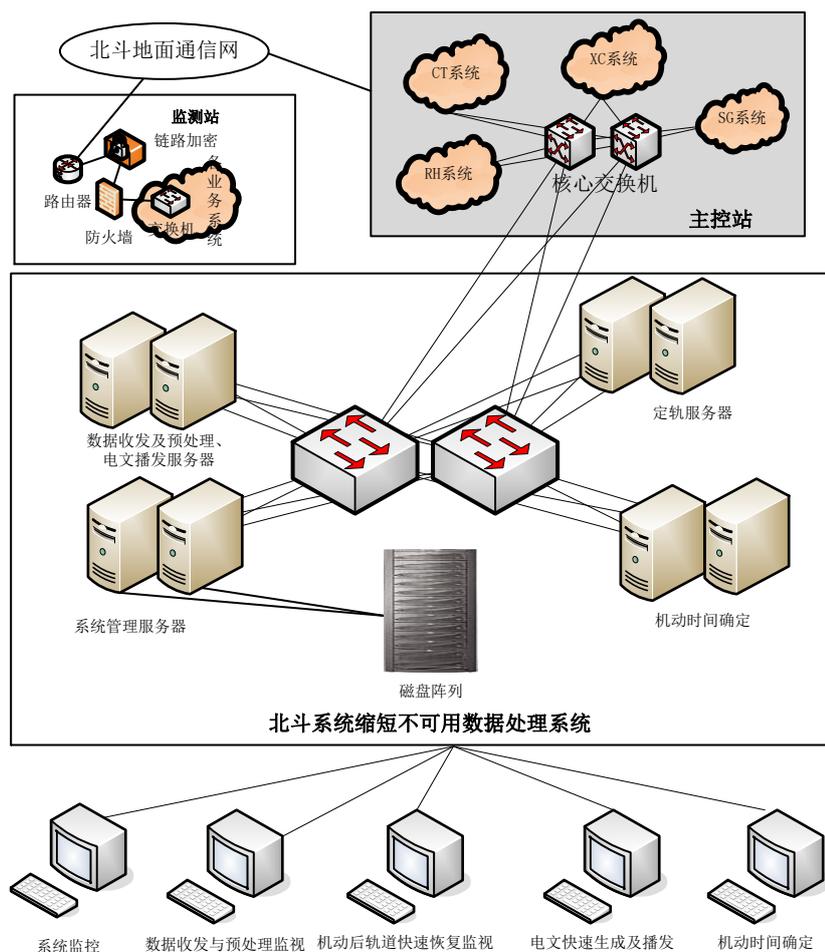


图 6-2 北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统架构图

### 6.2.3 系统工作流程

北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统数据处理流程如下图所示。

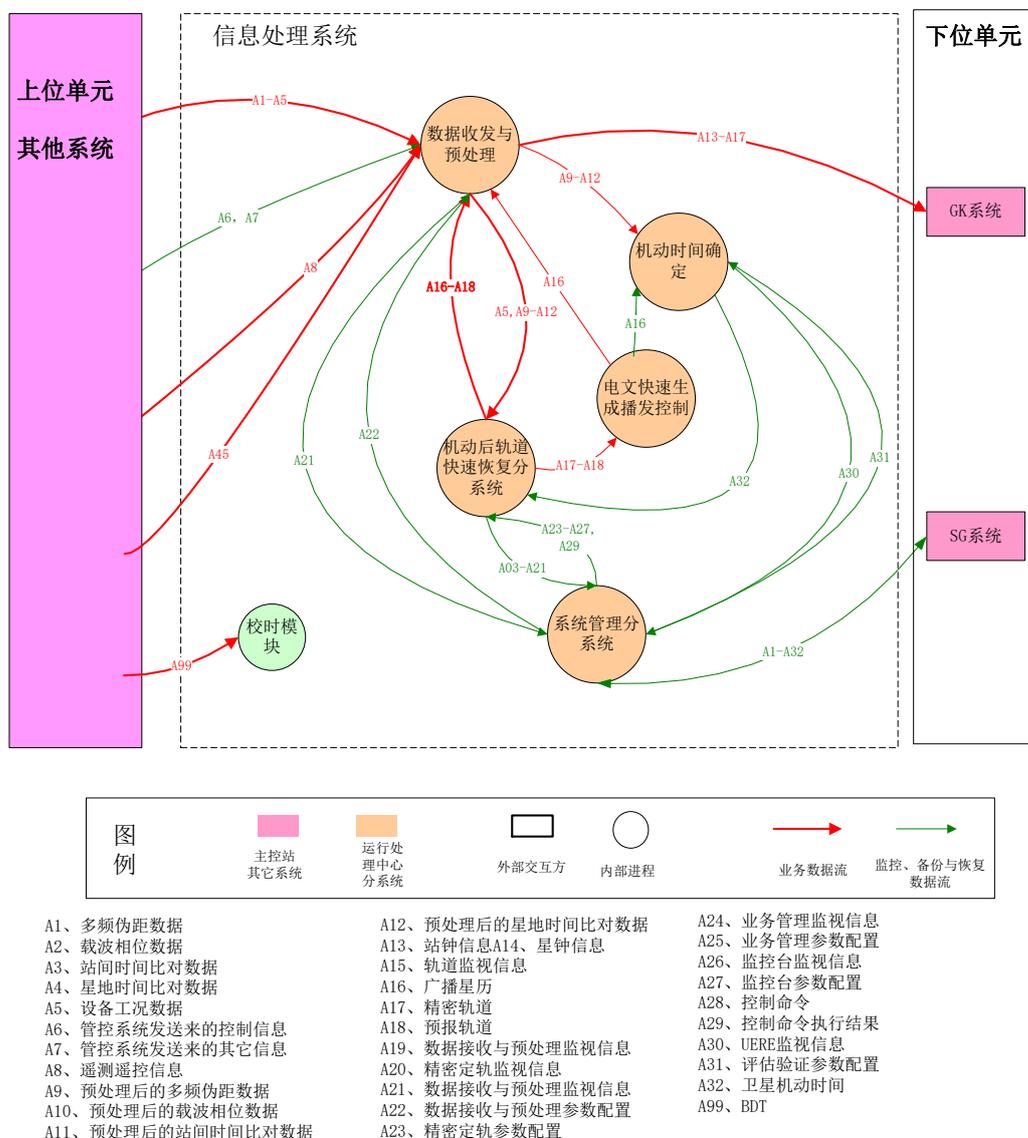


图 6-3 北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统流程图

北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统首先通过数据收发与预处理分系统接收上位单元其他系统发过来的各类观测数据、设备工况数据、管控指令等信息，综合接收到的数据对各类数据进行预处理，然后将预处理后的数据发送给机动时间确定分系统和机动后轨道快速恢复分系统。机动时间确定分系统采用多种方法互检，确定最终机动时间，并将结果放入内存供轨道快速恢复获取使用，为其增加有效数据积累。机动后轨道快速恢复分系统利用处理后的观测数据、钟差数据进行精密定轨，解算出机动恢复卫星的轨道

信息，并将结果及时发送给电文快速生成播发控制分系统。电文快速生成播发控制分系统对接收的轨道产品及时进行星历拟合并播发上注，通过性能监视可实时监测轨道恢复精度，确认卫星状态。

### 6.3 系统关键技术

#### 6.3.1 卫星轨道机动时间确定技术

北斗系统精密定轨方法采用了多星定轨和单星定轨相结合的策略，轨道恢复期间使用单星定轨，机动结束三天后采用多星定轨，快速准确判定卫星轨道机动起止时间是切换定轨方法的前提。

卫星轨道机动时间确定的流程图如下：

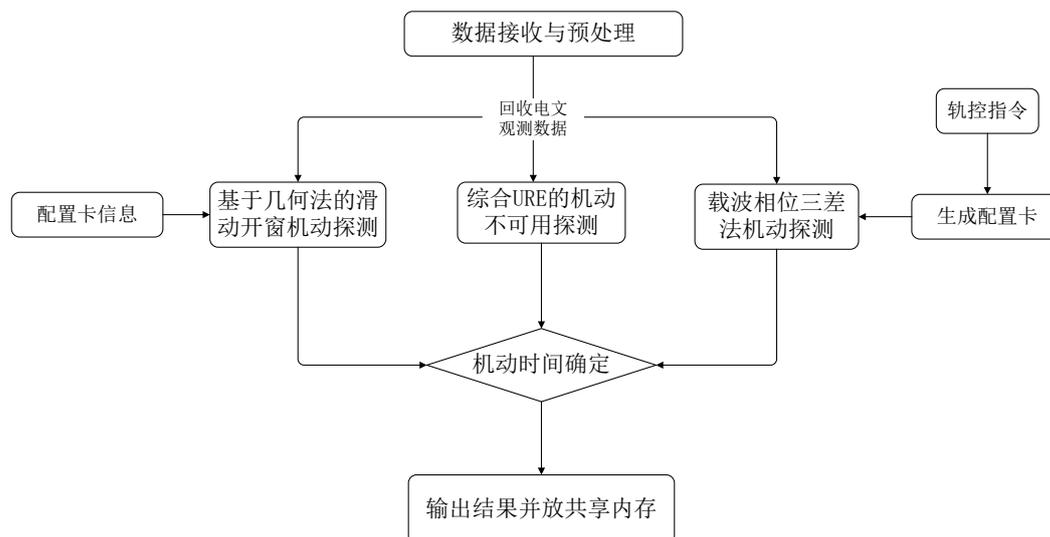


图 6-4 机动时间确定流程图

根据轨控指令先验信息，可缩小探测卫星机动的时间范围。通过数据接收与预处理提供的回收电文信息和观测数据，进行基于几何法定轨的滑动开窗机动探测、综合 URE 解算的机动不可用时间探测和载波相位三差法的机动探测，通过多种方法互检，确定卫星最终机动起止时间，输出判断结果并将结果放入共享内存。

#### 6.3.2 机动恢复期间精密轨道快速恢复生成技术

常规动力学定轨采用较长弧段的观测数据进行多星定轨解算，但是当卫星发生机动等情况，改变了轨道原有的动力学特性，卫星轨道精度无法满足

用户需求，此时采用固定星钟、站钟的单星快速定轨解算策略，可实现短弧段定轨恢复。

轨道快速恢复流程图如下：

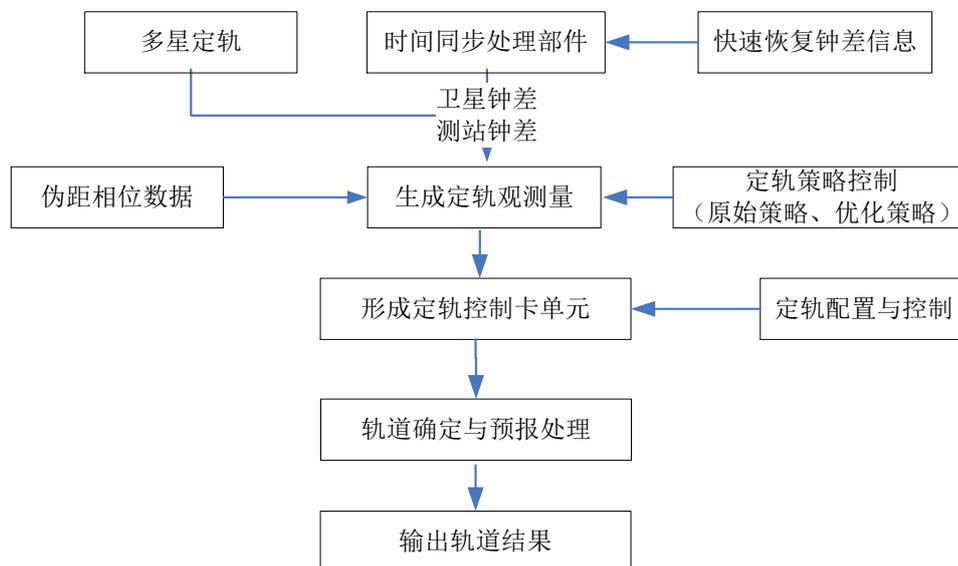


图 6-5 轨道快速恢复流程图

机动后快速定轨每次只处理一颗卫星的观测数据，利用单星的多站、多种测量数据确定卫星的精密轨道。需要从精密定轨的计划调度模块产生的控制文件中读入配置参数，以选择动力学模型、解算参数和观测数据类型等相关数据，从而得到相应的轨道产品，并进行轨道预报。

北斗系统原始定轨策略采用原始的卫星钟差点和多星定轨解算的测站钟差点修正观测数据，但是由于卫星和测站钟差并不实时播发，钟差数据的积累周期较长。基于此，本文第五章提出解决该问题的定轨优化策略。

该系统具备系统原始策略和优化策略两种定轨策略的自主切换功能，具备星钟、站钟预报和修正的功能。针对星钟预报参数直接获取系统内存中星地时间同步业务的钟差参数。由于 IGSO、MEO 卫星存在出入境的情况，通常刚入境时星钟预报误差较大，为避免污染定轨观测数据，因此进行卫星钟差改正时还需对卫星出入境情况进行判断，如果处于刚入境状态，不对其进行修正。针对测站钟差的预报，采用最低数据拟合量判断、拟合数据跳变判断、拟合起点和预报起点间隔限制判断、拟合误差判定的多重检验标准，验证数据质量和数量满足拟合条件后进行拟合输出。

### 6.3.3 机动卫星基本导航电文快速生成及时上注生效技术

轨道卫星电文快速生成播发控制分系统主要是具备轨道机动后星历及时生成、实时注入和实时生效的控制能力。

系统在轨控结束后，立即积累数据，完成数据准备后，立即开始卫星定轨计算和星地时间同步计算，预报完成后，立即发送到管控系统。在这种即时处理状态下，需要向管控系统提供本小时的广播星历、卫星钟差。

管控系统收到恢复期间的卫星的新的广播星历、卫星钟差后，立即组成基本导航电文，安排最近的可用注入时间，发送到测通系统或注入站。同时，管控系统向故障卫星发送实时播发指令。

测通系统或注入站收到电文后，无需修改，按照原有策略，按照管控系统安排的注入时间，向卫星进行基本导航电文注入。

恢复期间的卫星收到实时播发指令后，将本星的电文播发模式切换为“实时播发模式”。收到基本导航信息后，按照实时播发模式下，基本导航信息超帧启用的规则，向地面用户播发新注入的基本导航电文。

如此便可以加快卫星恢复到可用状态的进程。

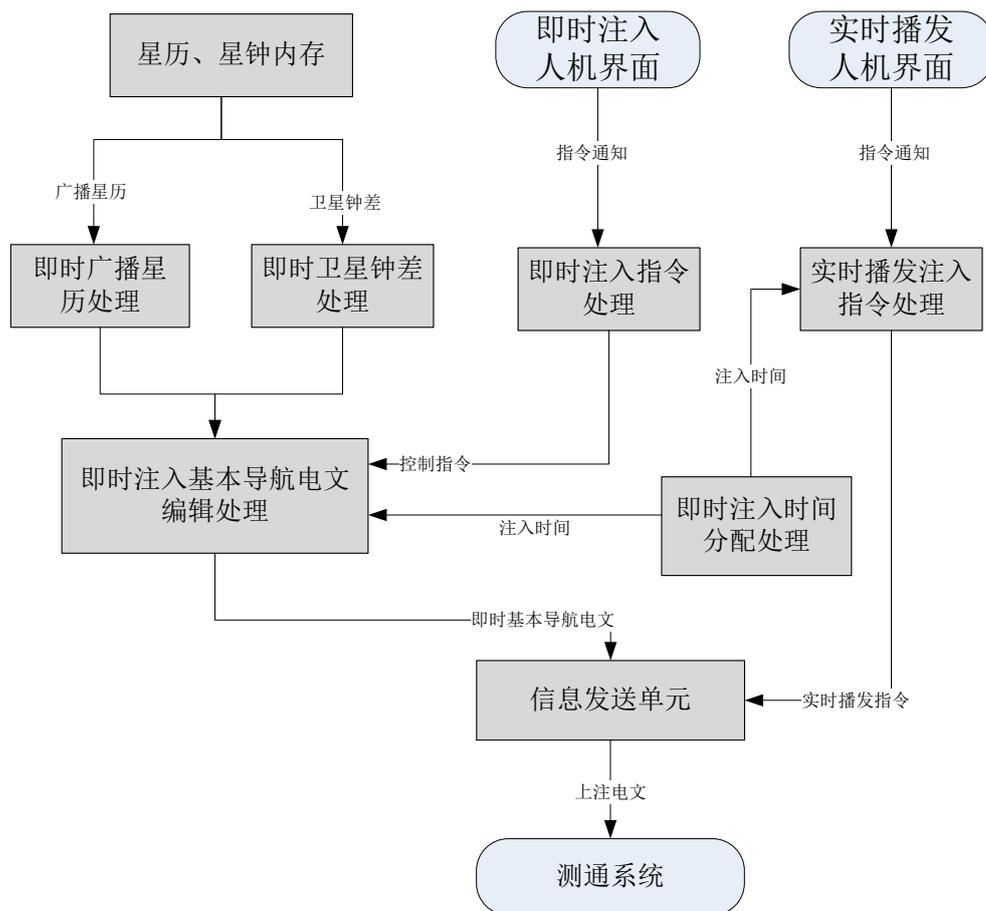


图 6-6 电文即时播发注入处理流程图

获取机动卫星轨道快速恢复的卫星轨道结果及时进行星历拟合生成广播星历，同时将当前小时的广播星历和拟合的卫星钟差发送出去；广播星历、卫星钟差到齐后，调用即时注入基本导航电文编辑功能，编辑生成基本导航电文；调用即时注入时间分配功能，申请注入时间；组成上行注入电文数据包，通过信息发送单元，发送到测通系统，注入到机动后的导航卫星；用户通过实时播发人机界面，发送指令通知到实时播发注入指令处理功能，编辑生成实时播发控制指令；调用即时注入时间分配功能，申请注入时间；卫星收到指令后，切换到导航电文实时播发模式，实时向用户播发最新导航电文。

## 6.4 系统试验分析

### 6.4.1 单星快速定轨

对 2019 年 9 月 25 日系统结果进行测试分析，此期间无卫星发生机动。分别以两颗 GEO 卫星（C02、C05）、IGSO 卫星（C08、C10）为例，0 点定轨各卫星测站残差统计如下图：

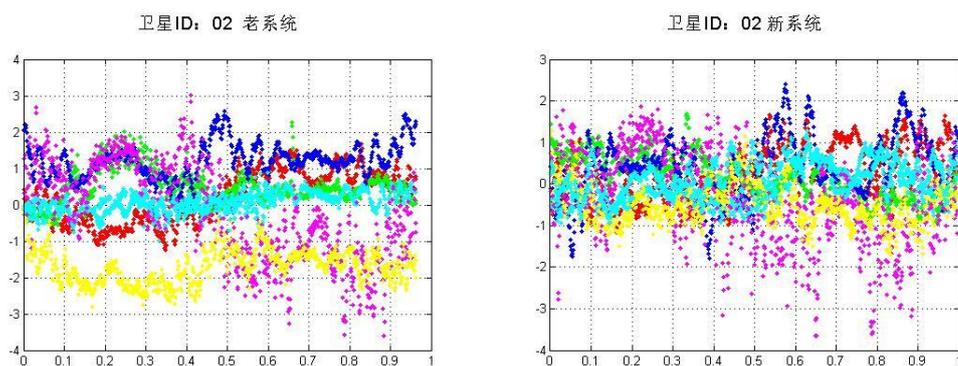


图 6-7 C02 新老系统定轨残差图

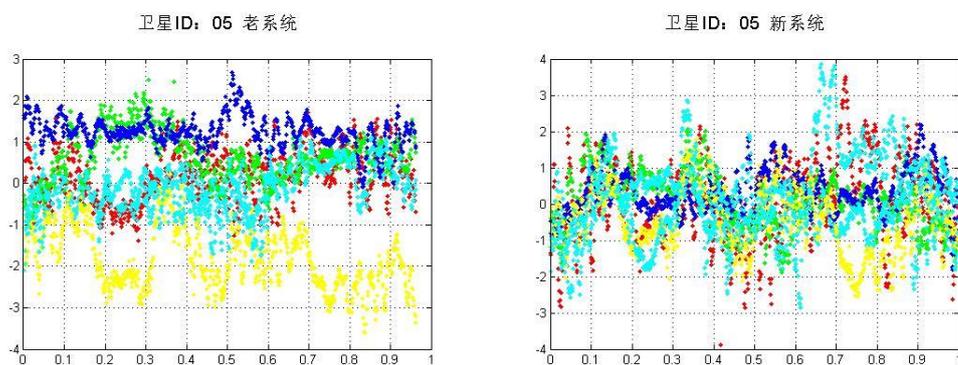


图 6-8 C05 新老系统定轨残差图

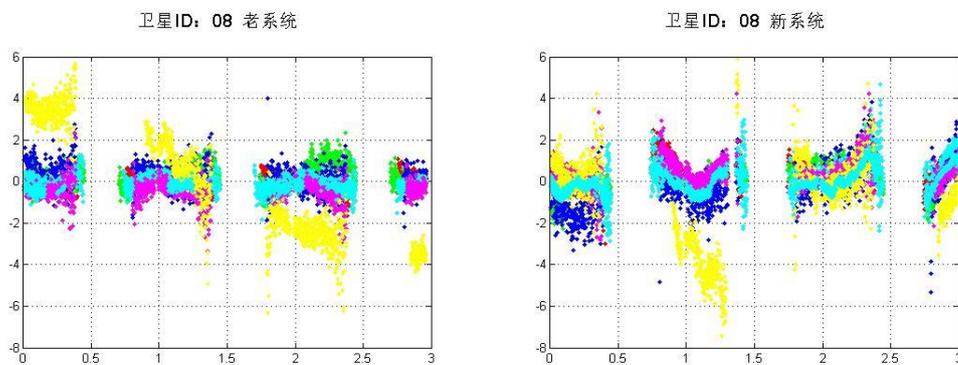


图 6-9 C08 新老系统定轨残差图

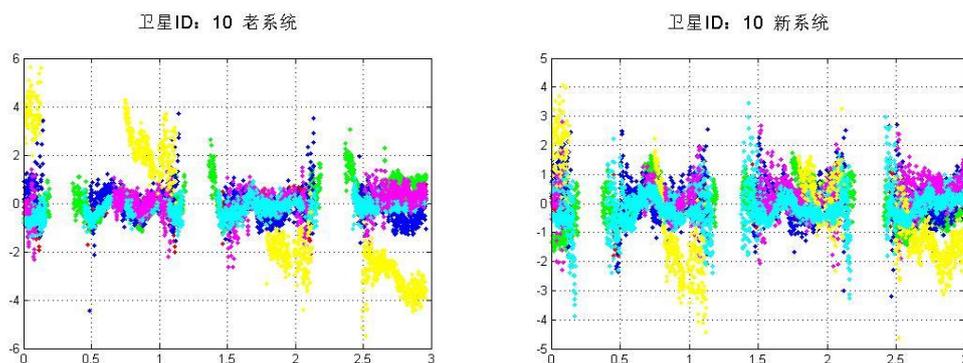


图 6-10 C10 新老系统定轨残差图

图中不同颜色表示不同的测站残差，从新老系统实测结果定轨残差来看，两者残差水平基本相当。但是新系统充分利用了所有观测数据，老系统最后弧段有部分缺失。北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统残差（新系统）各跟踪站残差基本都在 0 附近波动，但是老系统的某些测站波动偏离 0 的位置。由于对于导航定位用户来说，轨道精度在导航服务中最终体现为预报轨道的 URE 性能，因此统计卫星一天 24 组单星快速定轨预报弧段的精度，其中蓝色为新系统结果，红色为原系统结果，具体如下图所示：

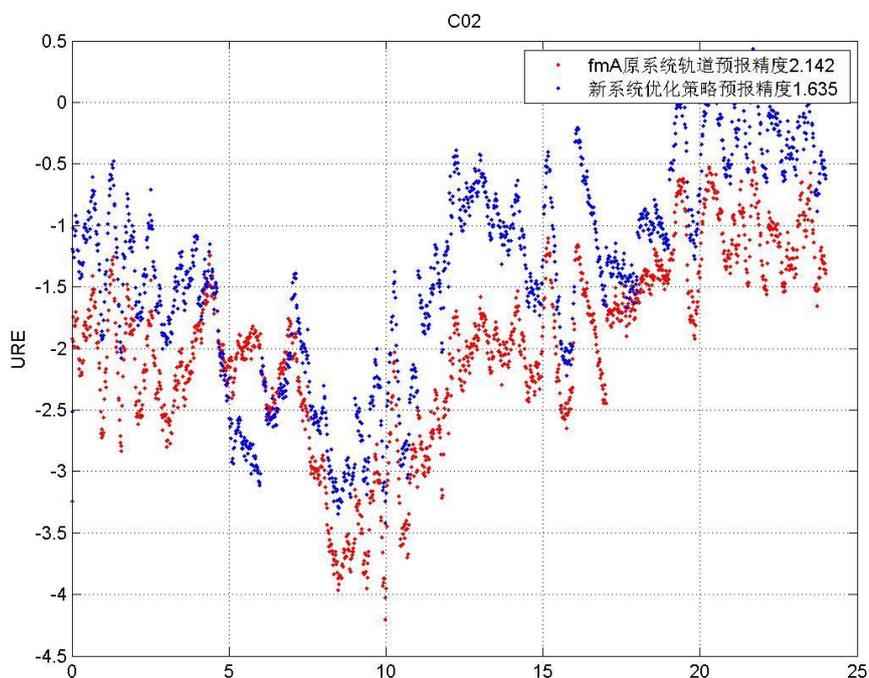


图 6-11 各系统 C02 预报精度

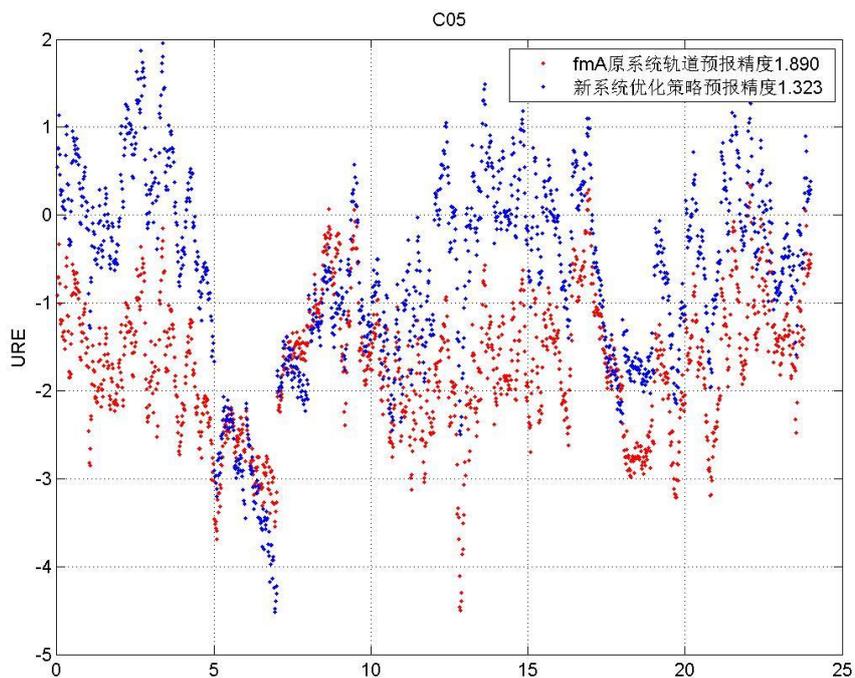


图 6-12 各系统 C05 预报精度

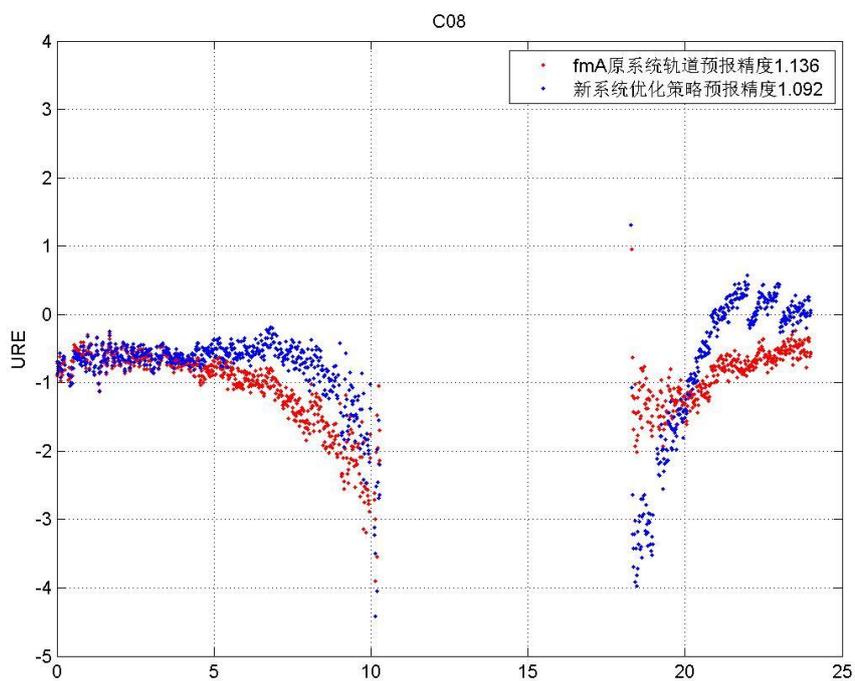


图 6-13 各系统 C08 预报精度

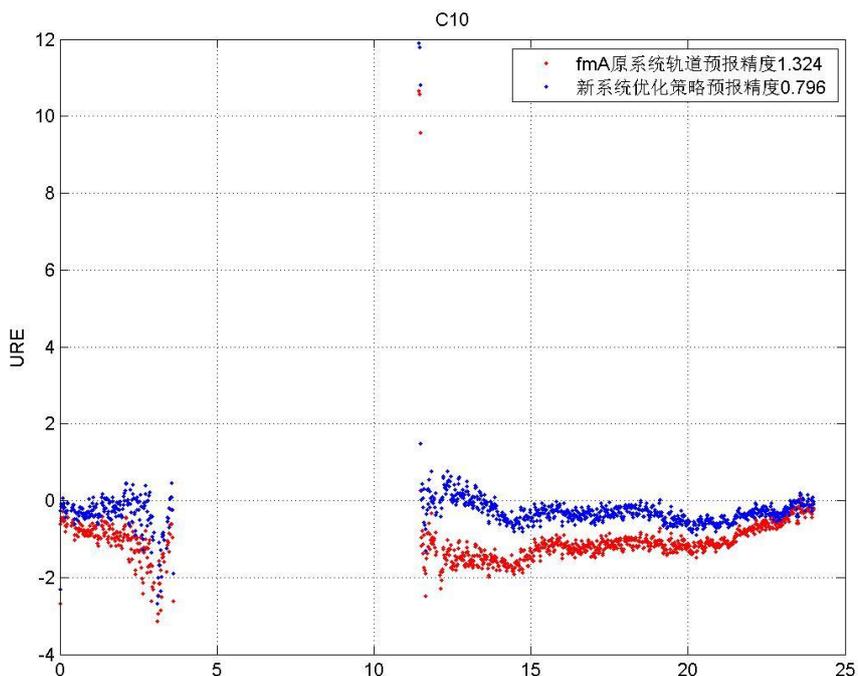


图 6-14 各系统 C10 预报精度

所有卫星预报 URE 统计结果如下表所示：

表 6-1 新老系统不同方案下的卫星预报 URE 统计结果 (RMS)

SatID	原系统	新系统	提升
C01	1.631	1.261	22.7
C02	2.142	1.635	23.7
C03	2.745	2.203	19.7
C04	1.678	1.484	11.6
C05	1.890	1.323	30.0
C06	1.575	1.541	2.2
C07	2.157	1.019	52.8
C08	1.524	1.137	25.4
C09	1.829	1.715	6.2
C10	1.324	0.796	39.9
C13	2.077	0.768	63.0
均值	1.807	1.296	28.3

从系统实测结果来看，北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统对轨道精度改善明显，对 GEO、IGSO 卫星的平均提升幅度达到 28%，由于其可以充分利用所有观测数据，定轨用数据的结束时刻更接近当前时间，因此其预报 URE 性能更好。

为评估卫星机动后的系统性能，对 2019 年 9 月 27 日发生机动的 C03 卫星各系统单星定轨结果进行统计，根据轨控指令报告 C03 卫星当天 7:45-9:15 进行轨控操作，统计机动前几小时预报 URE 及机动后恢复期间预报 URE，如下图所示。

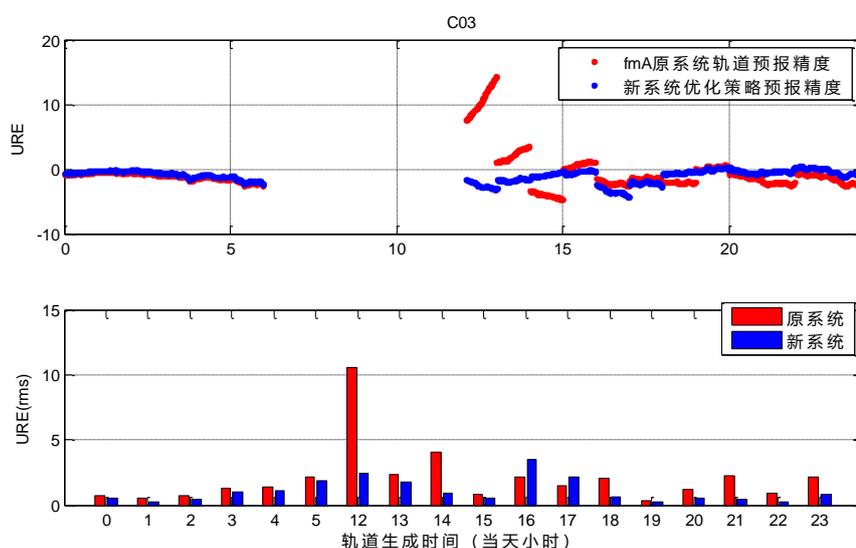


图 6-15C03 机动前后新老系统轨道预报 URE

从图中可以看出，由于新系统定轨用数据的结束时刻更接近当前时间，机动前正常状态下单星定轨性能新系统略优于老系统，新系统对机动后前几组的轨道提升效果明显，随着数据积累的增长，两系统轨道预报精度水平逐渐接近。统计表明机动前每次平均提升 27.4%，9:15 机动指令结束时间后 12 点新系统优化策略的轨道预报 URE 在 2.5 米以内，而此时原有系统轨道精度还未恢复到可用精度，这表明采用优化策略后的新系统可以提前 1 小时恢复机动卫星轨道。

#### 6.4.2 机动后卫星广播星历拟合

北斗系统采用混合卫星星座，从简化用户算法角度，应采用统一的参数模型。同时，国际上呈现多卫星导航系统共存的格局，多系统联合定位成为

导航定位发展趋势。为了简化用户算法，对不同系统中导航电文的广播星历参数设计提出了兼容性的要求。在进行广播星历参数设计时尽可能使不同系统之间的广播星历参数及相应的用户算法保持一致。最理想的情况就是不仅不同系统导航电文中所采用的广播星历表示模型完全相同，而且参数描述所采用的数据位数、比例因子等也完全相同，因而用户算法完全相同，这样可大大提高用户接收机计算复杂度，提高计算速度。

从上述角度分析，北斗系统广播星历预报参数采用的是类 GPS 式的开普勒轨道根数加摄动改正的表达方式，参数包括  $\sqrt{A}$ 、 $e$ 、 $\omega$ 、 $\Omega_0$ 、 $i_0$ 、 $M_0$ 、 $\dot{\Omega}$ 、 $\dot{i}$ 、 $\Delta n$ 、 $Crs$ 、 $Crc$ 、 $Cus$ 、 $Cuc$ 、 $Cis$ 、 $Cic$ ，加上星历参考时刻  $toe$ ，共 16 个数。

由于 GEO 卫星轨道倾角  $i$  接近于 0，参数  $\omega$  和  $\Omega$  的物理意义具有奇异性，参数之间的相关性显著增强，如果直接进行广播星历拟合，拟合精度比较差，甚至迭代不收敛。因此，在 GEO 卫星进行星历拟合时，对 GEO 卫星选择一个不同的中间参考面进行星历拟合。该中间参考面与赤道面的夹角为  $5^\circ$ ，保证了广播星历 16 个根数参数反算卫星位置和速度的精度达到 0.1m 的转换精度。用户进行卫星位置计算时，先计算出 GEO 卫星在自定义惯性系中的坐标位置，然后经过轨道面  $5^\circ$  旋转后即为 CGCS2000 坐标系下的位置坐标。

根据系统接收到的卫星轨控指令得知，2019 年 9 月 14 日有 C05 卫星发生轨控，21 日有 C16 卫星发生轨控，27 日有 C03 卫星发生轨控。将从 9 月份发生的这三次机动，在卫星机动情况下，采用基于钟差预预报的轨道快速恢复结果直接拟合当前小时的广播星历，每次都拟合 168 组。结果表明拟合精度为 0.1m，这与正常情况下卫星的拟合水平相当。

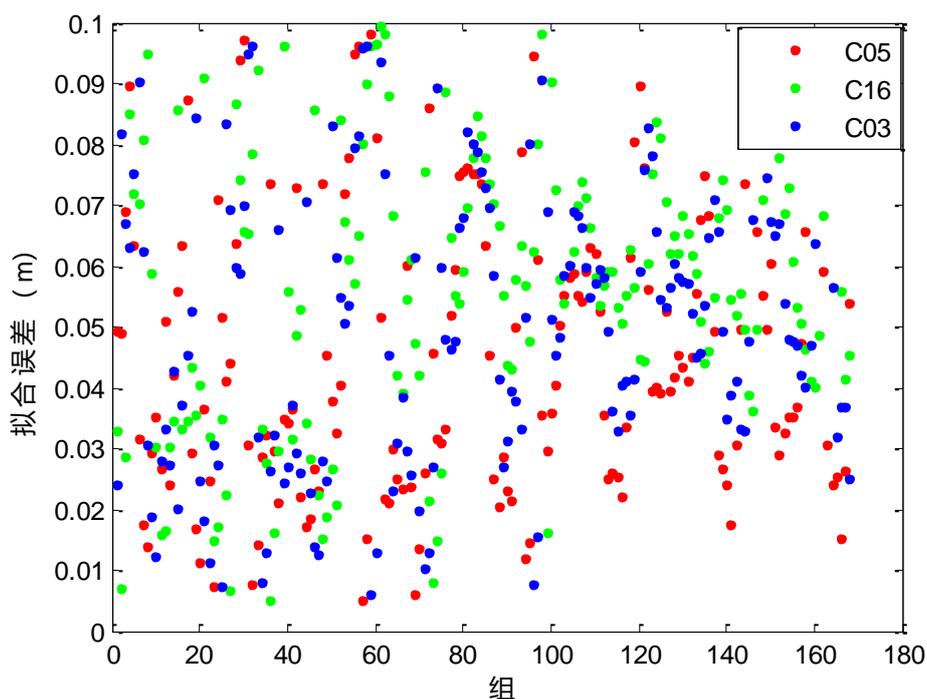


图 6-16 机动恢复期间及时广播星历拟合误差

### 6.4.3 系统缩短卫星不可用时间统计

根据系统接收到的卫星轨控指令得知,2019年9月14日有C05卫星发生轨控,21日有C16卫星发生轨控,27日有C03卫星发生轨控。将从9月份发生的这三次机动,分析系统星历恢复的时间,并与当天回收的卫星广播星历恢复时间进行比较,分析系统缩短机动卫星不可用时间的时长。统计情况如下:

表 6-2 星历恢复时间比较

SatID	年月日	回收的广播星历监视结果	本地的广播星历监视结果
C05	2019年9月14日	2:35:00-8:03:00	2:35:00-6:33:00
C16	2019年9月21日	8:40:00-14:03:00	8:40:00-12:33:00
C03	2019年9月27日	8:53:00-14:03:00	8:53:00-12:33:00

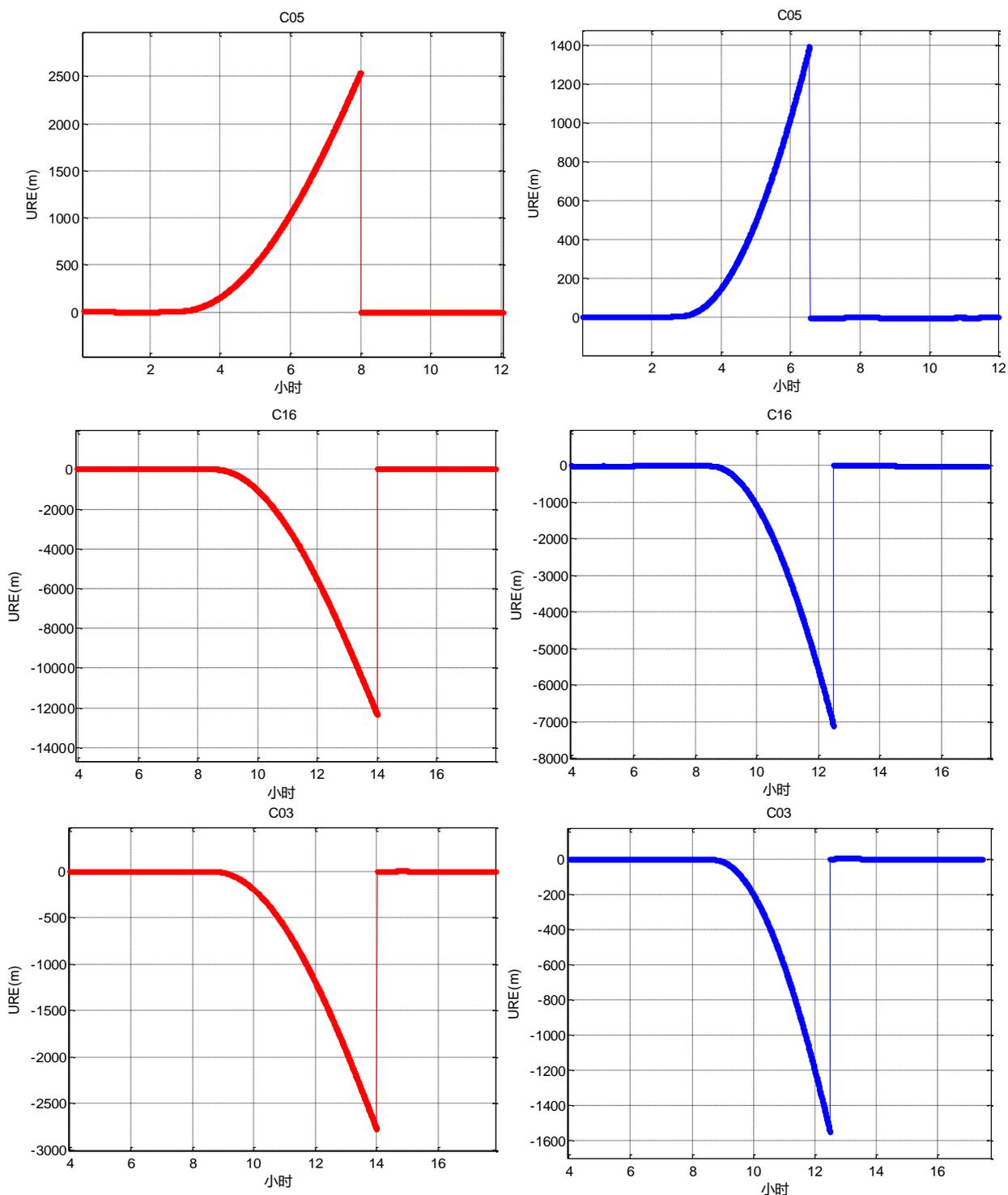


图 6-17 基于回收的广播星历综合 URE 时序图

上图左侧红色曲线是采用北斗系统回收的广播星历监视到的卫星 URE 时序图，右侧蓝色曲线为北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统生产的本地星历产品监视的卫星 URE 时序图。可以看到 C05 卫星发生轨控后在当天的 8:03 广播星历才恢复，而新系统的本地星历在 6:33 恢复；C16 卫星发生轨

控后在当天的的 14:03 广播星历才恢复，而新系统的本地星历在 12:33 恢复；C03 卫星发生轨控后在当天的的 14:03 广播星历才恢复，而新系统的本地星历在 12:33 恢复。北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统相对原系统可将轨控卫星提前一个半小时恢复。

## 6.5 小结

完成了对北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统的设计，解决软件系统设计与实现的问题，并对系统运行结果进行测试分析。针对当前北斗系统星历拟合及电文播发策略，提出机动后星历实时拟合注入技术，实现轨道机动后，利用轨道快速恢复定轨结果实时拟合当前小时广播星历，并及时注入到机动后的卫星，并向卫星注入一组电文实时播发指令，实现机动后卫星星历注入实时生效，从星历拟合及电文播发机制实现缩短卫星不可用的时间。从系统 9 月机动的几颗卫星的实测结果表明，可将机动卫星星历恢复时间缩短约一个半小时。

## 第7章 总结

### 7.1 本文主要工作与贡献

针对我国北斗卫星导航系统就缩短卫星机动不可用时间的定轨方法进行了系统的研究。在现有运行处理中心的基础上，完成了北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统，利用实测数据分析了基于钟差预报的轨道快速恢复精度和发生机动的情况下系统可恢复该星服务的时间。具体工作和成果包含以下几个方面：

1) 分析总结了目前 GNSS 的发展现状，且对我国北斗卫星导航系统机动现状进行了分析，总结了目前针对卫星机动的轨道快速恢复研究现状，阐明北斗卫星导航系统频繁的卫星机动是造成 GEO/IGSO 卫星不可用的关键因素，建立相应的技术路线实现机动卫星轨道快速恢复是目前急需突破的关键技术。

2) 概述了导航卫星精密定轨理论与基础，包括时间系统与坐标系统及其相互之间的转换关系，卫星运动方程、动力学模型、观测方程误差源及改正模型、参数估计的方法，及定轨精度的评估方法。

3) 基于回收的广播星历，采用基于综合 URE 的卫星机动探测方法对全年的北斗卫星机动次数及造成的不可用时间进行了探测分析。分析表明目前北斗运控系统针对机动卫星存在提前打不可用且滞后打可用的问题，基于综合 URE 可以针对目前运控系统所标记的卫星可用性策略进行优化。采用滑动窗口连续历元的 MURE 值进行卫星可用性评估，避免了偶然误差引发的虚警，根据系统限差，可以有效减少卫星机动前的不可用时间。

4) 提出基于几何法定轨的滑动开窗机动探测方法，从预报轨道误差分析卫星实际机动时间。实验表明，探测到的卫星机动时间比基于综合 URE 的机动探测方法探测到的卫星机动时间早约 7~10min。该方法不需要对卫星的机动受力进行动力学建模，无需积累大量数据，能够实现近实时快速计算探测。

5) 利用载波相位三差法探测卫星机动时间。实验表明，机动前载波相位三差的残差非常平稳，通常都在 0 均值附近。机动开始后，不同基线残差开

始偏离 0 均值，且不同方向长度的基线对轨道机动后的残差变化速率、峰值也不同。机动结束后，残差重新变得平稳。通过载波相位三差法可以准确探测到卫星机动的开始时间和结束时间。

6) 对卫星钟差特性进行了分析，利用 IGS 不同数据分析中心提供的时空精密产品，通过比较分析发现：各分析中心的轨道、钟差存在明显差异，并且轨道、钟差的相对偏差存在很强的相关性。轨道和钟差参数相关现象在北斗卫星导航系统尤其明显。此外对北斗系统测站钟差预报模型进行分析，比对了二次多项式模型、附加周期项模型、灰色模型三种模型对北斗地面跟踪站钟差短期拟合和预报的性能，并将钟差预报结果应用于单星定轨，分析了不同预报钟差用于定轨的精度。试验发现，以上三种模型对 6 个测站钟差的平均拟合精度分别为 0.14 ns/ 0.05 ns/ 0.27 ns，预报 1h 的平均精度分别为 1.17 ns/ 0.88 ns/ 1.28 ns，预报 2h 的平均精度分别为 2.72 ns/ 2.09 ns/ 2.53 ns。三种模型对测站钟差进行预报并用于单星定轨，采用附加周期项的钟差预报模型轨道三维误差最小，不同模型轨道径向精度差异在 3 cm 以内。

7) 提出了卫星机动后基于钟差预报的轨道快速恢复方法，将钟差预报技术应用到单星定轨中，弥补因系统业务调度关系造成的单星定轨观测数据损失的问题，缩短了数据积累时间，从而缩短定轨恢复的时间，达到缩短卫星不可用时间的目标。测试表明采用预报钟差策略可将第一组定轨预报弧段的径向偏差由 3m 左右降到 1m 以内，位置误差由 20m 降到 15m 以内。从 3h~8h 期间 6 组定轨平均情况来看，采用新策略相较于原策略的预报 URE，C01 平均降低了 26.06%，C04 平均降低了 31.58%，C03 降低了 9.95%。采用优化策略至少可以将卫星机动后不可用时间缩短一个小时，对北斗系统的工程应用具有参考价值。

8) 完成了对北斗系统卫星不可用时间缩短数据处理系统的设计，解决软件系统设计与实现的问题，并对系统运行结果进行测试分析。针对当前北斗系统星历拟合及电文播发策略，提出机动后星历实时拟合注入技术，实现轨道机动后，利用轨道快速恢复定轨结果实时拟合当前小时广播星历，并及时注入到机动后的卫星，并向卫星注入一组电文实时播发指令，实现机动后卫星星历注入实时生效，从星历拟合及电文播发机制实现缩短卫星不可用的时

间。从系统 2019 年 9 月机动的几颗卫星的实测结果表明，该系统可将机动卫星星历恢复的时间缩短约一个半小时。此外通过轨道机动时间确定技术可将机动前的不可用时刻进行准确判断，能将机动前不可用时间减少约一小时。因此在机动卫星恢复的整个流程中，可将原来所需的时间缩短约 2.5 小时。

## 7.2 进一步工作的方向

本文从机动卫星轨道快速恢复及其星历拟合播发策略方面对北斗系统缩短卫星机动不可用时间进行了有益的探索和研究，但仍有需要进一步研究的方向：

- 1) 造成北斗系统卫星不可用的原因除了计划内的操作，还有卫星载荷异常等计划外的状况，针对此类问题展开研究快速恢复的方法。
- 2) 多星定轨解算的钟差与时间同步钟差之间存在常数偏差，需要进一步建立精确标定其系统差的方法，提高卫星导航服务的性能。
- 3) 综合利用遥测遥控数据等其他数据开展机动期间的卫星实时定轨。

## 参考文献

- [1] [www.gps.gov/systems/gps/](http://www.gps.gov/systems/gps/)
- [2] [www.gps.gov/systems/gps/space/](http://www.gps.gov/systems/gps/space/)
- [3] [www.gps.gov/systems/gps/control/](http://www.gps.gov/systems/gps/control/)
- [4] [www.glonass-iac.ru/en/](http://www.glonass-iac.ru/en/)
- [5] [ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo](http://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo)
- [6] [ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/history\\_en](http://ec.europa.eu/growth/sectors/space/galileo/history_en)
- [7] [www.gsc-europa.eu/galileo-gsc-overview/system](http://www.gsc-europa.eu/galileo-gsc-overview/system)
- [8] [www.beidou.gov.cn/xt/xlxz/201905/t20190526\\_18208.html](http://www.beidou.gov.cn/xt/xlxz/201905/t20190526_18208.html)
- [9] [www.igs.org/article/igs14-reference-frame-transition](http://www.igs.org/article/igs14-reference-frame-transition)
- [10] [itrf.ign.fr/ITRF\\_solutions](http://itrf.ign.fr/ITRF_solutions)
- [11] [hpiers.obspm.fr/eop-pc/models/UT1/UT1R\\_tab.html](http://hpiers.obspm.fr/eop-pc/models/UT1/UT1R_tab.html)
- [12] Hegarty C J , Chatre E . Evolution of the Global Navigation Satellite System (GNSS)[J]. Proceedings of the IEEE, 2008, 96(12):1902-1917.
- [13] Kuzin S, Revniviykh S, Tatevyan S. GLONASS as a key element of the Russian positioning service [J]. Adv Space Res 39:1539–1544.
- [14] Montenbruck O , Steigenberger P , Prange L , et al. The Multi-GNSS Experiment (MGEX) of the International GNSS Service (IGS) – Achievements, prospects and challenges[J]. Advances in Space Research, 2017, 59(7):1671-1697.
- [15] O'Keefe K , Ryan S , Gérard Lachapelle. Global Availability and Reliability Assessment of the GPS and Galileo Global Navigation Satellite Systems[J]. Canadian Aeronautics & Space Journal, 2002. Marek J , Štěpánek, Ladislav. Accuracy and availability of the satellite navigation system GPS[C]// International Conference on Microwave Techniques. IEEE, 2010.
- [16] Department O D U S A. Global Positioning System standard positioning service performance standard[J]. Gps & Its Augmentation Systems, 2008, 35(2):197–216.
- [17] Zhou P , Du L , Li X , et al. Near Real-Time BDS GEO Satellite Orbit Determination and

- Maneuver Analysis with Reversed Point Positioning[J]. *Advances in Space Research*, 2018.
- [18] GUO Rui, ZHOU Jianhua, Hu Xiaogong, et al. Precise orbit determination and rapid orbit recovery supported by time synchronization[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(12):2889-2898.
- [19] B. Hofmann-Wellenhoff, *GPS theory and Practices*.
- [20] B. Parkinson, *GPS – Theory and Applications*. AIAA Washington, 1996
- [21] Byron D. Tapley, *Statistical Orbit Determination*, ELSEVIER
- [22] Xu guochang, *GPS Theory, Algorithms, and Application (2nd Edition)*, Springer 2007
- [23] Vdovin V L . Current generation by helicons and LH waves in modern tokamaks and reactors FNSF-AT, ITER and DEMO. Scenarios, modeling and antennae[J]. *Plasma Physics Reports*, 2014, 39(2).
- [24] Fritsche M . Determination and Maintenance of the Galileo Terrestrial Reference Frame[C]// Egu General Assembly Conference. EGU General Assembly Conference Abstracts, 2016.
- [25] Gendt G, Altamimi Z, Dach R, et al. GGSP: Realisation and maintenance of the Galileo Terrestrial Reference Frame[J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47(2):174-185.
- [26] Söhne W, Dach R, Springer T, et al. Galileo Terrestrial Reference Frame realization and beyond: the GGSP project[C]// Egu General Assembly Conference. 2009.
- [27] Rebischung P, Schmid R. IGS14/igs14.atx: a new Framework for the IGS Products[C]// Agu Fall Meeting. 2016.
- [28] CHEN Junping, CHEN Qian, WANG Bin, et al. Analysis of Inner-consistency of BDS Broadcast Ephemeris Parameters and their Performance Improvement[C]// Proceedings of the ION Pacific PNT 2017 Conference. 2017, Honolulu, Hawaii, May 1-4, 2017, pp 300-306.
- [29] Chen Q, Chen J, Zhang Y, et al. Analysis of BDS Satellite Clock Prediction Contribution to Rapid Orbit Recovery[M]// China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2018 Proceedings. 2018.
- [30] Fliegel H F , Gallini T E , Swift E R . Global Positioning System Radiation Force Model for geodetic applications[J]. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 1992, 97.
- [31] Fliegel H. F., Gallini T. E.. Solar force modeling of block IIR Global Positioning System

- Satellites[J]. *J Spacecraft Rockets*, 1996, 33(6):863–866.
- [32] Ziebart, Marek. Generalized Analytical Solar Radiation Pressure Modeling Algorithm for Spacecraft of Complex Shape[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, 41(5):840-848.
- [33] Beutler G., Brochmann E., Gurtner W., Hugentobler U., Mervart L., Rothacher M., Verdun A. Extended orbit modeling techniques at the CODE processing center of the international GPS service for geodynamics (IGS): theory and initial results. *Manuscripta Geodaetica* (1994)19:367-384.
- [34] Springer T A, Beutler G, Rothacher M. A New Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites[J]. *Gps Solutions*, 1999, 2(3):50-62.
- [35] Springer T A, G. Beutler, M. Rothacher. Improving the orbit estimates of GPS satellites[J]. *Journal of Geodesy*, 1999, 73(3):147-157.
- [36] Bar-Sever, Y., Kuang, D. New Empirically Derived Solar Radiation Pressure Model for GPS Satellites[J]. *Interplanetary Network Progress Report*, 2004, 42:159.
- [37] Rodriguez-Solano C.J., Hugentobler U., Steigenberger P. Adjustable box-wing model for solar radiation pressure impacting GPS satellites[J]. *Advances in Space Research*, 2012, 49:1113–1128.
- [38] Huang G, Qin Z, Zhang Q, et al. An Optimized Method to Detect BDS Satellites' Orbit Maneuvering and Anomalies in Real-Time[J]. *Sensors*, 2018, 18(3):726-.
- [39] Ye F, Yuan Y, Tan B, et al. A Robust Method to Detect BeiDou Navigation Satellite System Orbit Maneuvering/Anomalies and Its Applications to Precise Orbit Determination[J]. *Sensors*, 2017, 17(5):1129.
- [40] Qiao J , Chen W . Beidou satellite maneuver thrust force estimation for precise orbit determination[J]. *GPS Solutions*, 2018, 22(2):42.
- [41] Wang K, Rothacher, Markus. Stochastic modeling of high-stability ground clocks in GPS analysis[J]. *Journal of Geodesy*, 2013, 87(5):427-437.
- [42] Griggs E , Kursinski E R , Akos D . Short-term GNSS satellite clock stability[J]. *Radio Science*, 2015, 50(8):813-826.
- [43] Senior K L, Jim R. Ray, Ronald L. Beard. Characterization of periodic variations in the GPS satellite clocks[J]. *Gps Solutions*, 2008, 12(3):211-225.
- [44] Rothacher, M., and G. Beutler (1998), *The Role of GPS in the Study of Global Change*,

- Physics and Chemistry of the Earth, 23(9–10), pp. 1029–1040.
- [45] Chen, J.; Zhang, Y.; Wang, J.; Yang, S.; Dong, D.; Wang, J.; Qu, W.; Wu, B. A simplified and unified model of multi-GNSS precise point positioning. *J. Adv. Space Res.* 2015, 55, 125–134.
- [46] IGS, <http://igs.org/>
- [47] Junping Chen, Bin Wu, Xiaogong Hu, et al. (2012), SHA: the GNSS Analysis Center at SHAO, in *Lecture Notes in Electrical Engineering*, v 160 LNEE, p 213-221, 2012, Proceedings - 3rd China Satellite Navigation Conference, CSNC 2012, Revised Selected Papers.
- [48] Allan D. W. and Barnes J. A., A modified "Allan Variance" with increased oscillator characterization ability In *Proceedings of the 35th IEEE Frequency Control Symposium*, 1981.
- [49] 陈俊平.低轨卫星精密定轨研究[D].同济大学, 2007
- [50] 刘艳亮, 张海平, 徐彦田, 等. 全球卫星导航系统的现状与进展[J]. *导航定位学报*(01).
- [51] 谢军, 《卫星导航技术》, 北京理工大学出版社, 2018年5月第一版
- [52] 张俊丽, 董开封, 秋宏兴, &祝转民. (2008). 基于伪距信息的 compass-meo 导航卫星单星定轨分析. *飞行器测控学报*, 27(6), 60-64.
- [53] 雷辉. 基于转发式的导航卫星精密定轨研究[D]. 中国科学院大学国家授时中心, 2011.
- [54] 刘伟平. 导航卫星快速定轨和预报方法研究[D]. 解放军信息工程大学, 2011.
- [55] 李国重, 李建文, 焦文海,等. 顾及卫星故障修复的导航星座 PDOP 可用性分析方法研究[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2010, 35(7): 841-845.
- [56] 郭睿, 李晓杰, 周建华, 等. 机动力建模条件下的 GEO 卫星机动期间定轨[J]. *测绘科学技术学报*, 2013, 30(5):465-470.
- [57] 黄勇, 胡小工, 黄斌, 等. 利用 CAPS 测距数据确定 GEO 卫星变轨期间的轨道[J]. *中国科学: G 辑*, 2008(12):1750-1758.
- [58] 李晓杰, 黄勇, 郭睿, 等. 基于机动力模型的 GEO 卫星恢复期间定轨[J]. *空间科学学报*, 2015, 35(6):730-737.
- [59] 宋小勇, 贾小林, 焦文海, 等. 基于随机姿态控力模型的 GEO 卫星机动定轨[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2009, 34(5): 573-576.
- [60] 杨旭海, 李志刚, 冯初刚, 等. GEO 卫星机动后的星历快速恢复方法[J]. *中国科学:G*

- 辑, 2008, 38(12):1759-1765.
- [61] 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[D]. 中国科学院上海天文台, 2011年.
- [62] 杨赛男, 陈俊平, 张益泽, 等. 基于最小二乘频谱分析的 GPS/GLONASS 卫星钟差特性研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2014, 34(2):169-174.
- [63] Oliver Montenbruck, Eberhard Gill, 著. 王家松, 祝开建, 胡小工, 译. 卫星轨道: 模型、方法和应用[M]. 国防工业出版社, 2012.
- [64] 李征航, 魏二虎, 王正涛等. 空间大地测量学[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2010.
- [65] 施一民. 现代大地控制测量. 北京: 测绘出版社, 2008.
- [66] 刘林, 汤靖师. 卫星轨道理论与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2015.
- [67] 黄城, 冯初刚. SLR 数据处理及其软件实现, 2003
- [68] 章红平. 基于地基 GPS 的中国区域电离层监测与延迟改正研究[D]. 中国科学院上海天文台, 2006年.
- [69] 韩春好. 相对论框架中的时间计量[J]. 天文学进展, 2002, Vol. 20, No. 2:107-113
- [70] 李济生. 人造卫星精密轨道确定[M]. 解放军出版社, 1995.
- [71] 曹月玲, 周善石, 胡小工, 等. 区域卫星导航系统的广域差分增强服务及完好性[C]. 中国卫星导航学术年会电子文集. 2011.
- [72] 李晓杰, 郭睿, 胡光明, 等. (2015). 轨位偏置的 geo 卫星轨道快速恢复技术. 中国科学: 物理学力学天文学(7), 79507-079507.
- [73] 黄观文, 张勤, 许国昌, 王利. 基于频谱分析的 IGS 精密星历卫星钟差精度分析研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2008, 05:496-499.
- [74] 胡丽莹, 肖蓬. 快速傅里叶变换在频谱分析中的应用[J]. 福建师范大学学报(自然科学版), 2011, 04:27-30.
- [75] 上海天文台全球 GNSS 数据分析中心: [www.shao.ac.cn/shao\\_gnss\\_ac](http://www.shao.ac.cn/shao_gnss_ac)
- [76] 张小红, 陈兴汉, 郭斐. 高性能原子钟钟差建模及其在精密单点定位中的应用[J]. 测绘学报, 2015, 44(4):392-398.
- [77] 王志浩, 胡永辉, 侯雷, 等. 二次多项式模型和灰色理论模型在接收机钟差预报中的应用和比较[J]. 时间频率学报, 2014, 37(3):157-163.
- [78] 崔先强, 焦文海. 灰色系统模型在卫星钟差预报中的应用[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2005, 30(5):447-450.

- [79] 杜兰. GEO 卫星精密定轨技术研究[D]. 解放军信息工程大学,2006.
- [80] 刘大杰. 全球定位系统(GPS)的原理与数据处理[M]. 同济大学出版社, 1996.
- [81] 李晓杰. 区域导航卫星高精度轨道确定及预报技术研究[D]. 解放军信息工程大学,2012.
- [82] 刘利, 朱陵凤, 韩春好, 等. 星地无线电双向时间比对模型及试验分析[J]. 天文学报, 2009, 50(2):189-196.
- [83] 刘晓刚, 吴晓平, 田颜锋, 等. 利用切比雪夫多项式模型进行时间预报的研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2010, 30(1):77-82.
- [84] 王宇谱, 吕志平, 孙大双, 等. 一种改进钟差二次多项式模型的导航卫星钟差预报方法[J]. 天文学报, 2016, 57(1):78-90.
- [85] 王彬. BDS 在轨卫星钟特征分析、建模及预报研究[D]. 武汉大学, 2016.
- [86] 王宇谱, 吕志平, 王宁. BDS 星载原子钟长期性能分析[J]. 测绘学报, 2017(02):27-39.
- [87] 周佩元, 杜兰, 路余, 等. 多星定轨条件下北斗卫星钟差的周期性变化[J]. 测绘学报, 2015, 44(12):1299-1306.
- [88] 杨伟锋, 唐桂芬, 苏冉冉, 等. 多站联合星地时间同步及预报性能分析[J]. 时间频率学报, 2018, v.41(02):25-32.
- [89] 刘利, 韩春好. 卫星双向时间比对及其误差分析[J]. 天文学进展, 2004, 22(3).
- [90] 张益泽. 北斗实时高精度定位服务系统研究[D]. 同济大学, 2017 年.
- [91] 陈俊勇. 中国现代大地基准——中国大地坐标系统 2000(CGCS2000)及其框架[J]. 测绘学报, 2008, 37(3):269-271.
- [92] 高星伟, 过静珺, 程鹏飞, 等. 基于时空系统统一的北斗与 GPS 融合定位[J]. 测绘学报, 2012, 41(5):743-748.
- [93] 朱筱虹, 李喜来, 杨元喜. 从国际卫星导航系统发展谈加速中国北斗卫星导航系统建设[J]. 测绘通报, 2011(8):1-4.
- [94] 叶叔华, 黄城. 天文地球动力学[M]. 山东大学科技出版社, 2000.
- [95] 吴功友, 王家松, 赵长印, 等. 天地基联合多星定轨及精度分析[J]. 中国空间科学技术, 2007, 27(3), 58-63.
- [96] 刘利. 相对论时间比对原理与高精度时间同步技术[D]. 郑州: 信息工程大学, 2004
- [97] 何峰. 导航系统广播星历拟合与精密定轨精度提升方法研究[D]. 中国科学院, 2013

## 附录 1 缩略词对照表

GNSS	Global Navigation Satellite System	全球卫星导航系统
PNT	Positioning, Navigation and Timing	定位、导航、授时
ICG	International Committee on Global Navigation Satellite System	全球卫星导航系统国际委员会
GPS	Global Positioning System	全球定位系统
GLONASS	Global Navigation Satellite System	格洛纳斯系统
BDS	BeiDou Navigation Satellite System	北斗卫星导航系统
Galileo	Galileo Navigation Satellite System	伽利略卫星导航系统
MEO	Medium Earth Orbit satellite	地球中轨道卫星
OCS	Operational Control Segment	地面运控
URE	User Range Error	用户距离误差
CDMA	Code Division Multiple Access	码分多址
FDMA	Frequency Division Multiple Access	频分多址
GSA	European GNSS Agency	欧洲全球导航卫星系统机构
GEO	Geosynchronous Orbit satellite	地球静止轨道卫星
IGSO	Inclined Geosynchronous Satellite Orbit	倾斜地球同步轨道卫星
RMS	Root Mean Square	均方根误差
UERE	User Equivalent Ranging Error	用户等效测距误差
RDSS	Radio Determination Satellite Service	无线电测定业务服务
RNSS	Radio Navigation Satellite Service	无线电导航业务服务
IGS	International GNSS Service	国际 GNSS 服务组织
UTC	Coordinated Universal Time	协调世界时
IAU	International Astronomical Union	国际天文联合会
IERS	International Earth Rotation and Reference	国际地球自转服务组织

---

	Systems Service	
TDB	Barycentric Dynamical Time	质心力学时
TDT	Terrestrial Dynamical Time	地球力学时
TT	Terrestrial Time	地球时
TAI	Temps Atomique International	世界原子时
BIPM	Bureau International des Poids et Mesures	国际度量局
CRS	Conventional Celestial Reference System	协议天球坐标系
TRS	Conventional Terrestrial Reference System	协议地球坐标系
CIO	Conventional International Origin	国际习用原点
CTRF	Conventional Terrestrial Reference Frame	协议地球参考框架
ITRF	International Terrestrial Reference Frame	协议地球参考框架
CGCS2000	China Geodetic Coordinate System 2000	2000 国家大地坐标系

## 致 谢

时光转瞬即逝，在青春最灿烂的年华踏上这段 SHAO 年求学之旅，算起来在上海天文台满打满算已度过了五个年头，这期间有过精彩也有过感动、经历过迷茫也找到过方向，在真实的日子感受成长。在这里由衷的感谢在这段时光里曾给予我帮助、鼓励、给过我感动的所有人。

首先要感谢我的导师陈俊平研究员。论文的顺利完成离不开陈老师的悉心指导。陈老师学识渊博、治学严谨、为人谦和，课题组在他的带领下团结奋进，取得了丰硕成果。感谢陈老师让我有机会加入北斗系统相关项目的研究，并大力支持参加各大国内外学术会议，让我在科研道路上迅速拓展见识提升能力。

感谢天文台动力学研究中心的廖新浩研究员、吴斌研究员、胡小工研究员、黄承利研究员、齐朝祥研究员、王小亚研究员、王广利研究员、周永宏研究员、李力刚研究员、陶金河研究员等各位任课老师，“精勤思天，诚心修文”在你们身上得到了完美诠释，你们的教导为我的科研工作打下坚实基础。动力学研究中心在各位老师的共同努力下，得以散发出更多的光和热。

感谢北京卫星导航中心的周建华总师、唐波主任，你们的指导和建议让系统越做越强。感谢胡彩波主任、赵鹤主任、朱伟刚、姜意、樊家琛、孟方园、王威、刘萧、余鑫、林连庆等人，作为北斗人默默书写着北斗魂，跟你们的交流让我对北斗系统有了更深刻的认识，系统的稳定运行更离不开你们的辛苦付出。感谢北京神州天鸿科技有限公司的陈建兵、苗新潮、周同等人，项目的顺利进行离不开你们的通力协作和付出。

感谢课题组的张益泽师兄，初到北京出差进行项目攻关时对我耐心无私的指导，让我迅速熟悉工作任务和环境，你丰富的知识储备、认真而无私的工作态度以及卓越的科研能力让我钦佩，跟你的研讨交流总让我茅塞顿开。感谢王君刚师兄对我的热心帮助，每次都是有问必答，你求学处事的态度是我学习的榜样。感谢杨赛男师姐在北京出差期间对我的照顾，跟你在学业和生活上的交流让我感到踏实舒心。感谢于超师弟，在北京的项目工作中分担

了不少工作，并迅速成长为独当一面。谢谢课题组的章洁君、谭伟杰、王彬、巩秀强等师兄师姐，以及刘姣、王阿昊、丁君生、柳培钊、董志华、侯阳飞等师弟师妹们，是你们丰富了我的生活。

感谢同级入学天体测量专业的师思、付乃峰、王文磊、邵冷冷、邵璠、潘军洋、张廉、罗浩等同学，跟你们在一起的学习和生活充满了乐趣。感谢2014级学生会成员单荃、李凯、李君海、高思航、孙立早同学，在我担任学生会主席期间对我工作的支持和配合，一起出色的完成各项工作。感谢天文台动力学研究中心的唐成盼师兄，带领我熟悉北斗定轨系统，并在工作上给予的指导。感谢曹月玲、周善石、宋叶志等老师以及赵群河、王松筠、徐双敬、尼胜男等师兄师姐对我的帮助和支持。

感谢研究生处的王慧老师和储怡老师对我的生活和学业上的关心和帮助，同时谢谢你们对我的信任和支持，学生会的工作丰富了我的求学之旅。感谢天文台科技处、党政办、财务处、人教处等各部门的领导和老师，为台里的工作和科研营造的良好环境，你们认真负责的工作态度是我今后工作学习的榜样。

感谢我的父母，一直以来默默地付出、支持与鼓励，从你们身上让我明白做人做事该有的样子。感谢我的先生吴杉，因北斗系统让你我结缘并修成正果，我会特别珍惜。感谢公公婆婆对我的支持和关爱，你们对待工作和生活的态度值得我借鉴终身。

最后，在祖国建国70周年之际，愿我国的北斗事业更上一层楼，愿我们的祖国永远繁荣昌盛！

2019年12月

## 作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与研究成果

### 作者简历:

2010年9月—2014年6月,中南大学地球科学与信息物理工程学院测绘工程专业,获学士学位;

2014年9月,入中国科学院上海天文台天体测量与天体力学专业,硕士研究生;

2016年5月,中国科学院上海天文台硕转博,提前攻读博士学位。

### 已发表(或正式接收)的学术论文及学术报告:

- [1] **Chen Qian**, Chen Junping, Zhang Yize, et al. Analysis of BDS Satellite Clock Prediction Contribution to Rapid Orbit Recovery. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2018. Lecture Notes in Electrical Engineering 498, Springer, Singapor, 2018, 399-407. (EI)
- [2] **陈倩**, 陈俊平, 吴杉, 等. 基于预报钟差的轨道快速恢复. 已被《测绘学报》收录. (EI)
- [3] **陈倩**, 陈俊平, 于超, 等. 北斗系统测站钟差短期预报模型比较及其在单星定轨中的应用. 已被《天文学报》收录. (核心)
- [4] Chen Junping, **Chen Qian**, Wang Bin, et al. Analysis of Inner-consistency of BDS Broadcast Ephemeris Parameters and their Performance Improvement. Proceedings of the ION Pacific PNT 2017 Conference. Honolulu, Hawaii, May 1-4, 2017, 300-306. (SCI)
- [5] 张益泽, 陈俊平, 杨赛男, **陈倩**. 北斗广域差分分区综合改正数定位性能分析. 武汉大学学报信息科学版, 2019, 44(02), 4-10. (EI)
- [6] 陈俊平, 周建华, 严宇, **陈倩**, 王彬. GNSS 数据处理时空参数的相关性. 武汉大学学报信息科学版, 2017, 42(11): 1649-1657. (EI)
- [7] 陈俊平, 张益泽, 周建华, 杨赛男, 胡一帆, **陈倩**. 分区综合改正: 服务于北斗分米级星基增强系统的差分改正模型. 测绘学报, 2018(9):1161-1170. (EI)

- [8] 张益泽, 陈俊平, 周建华, 杨赛男, 王彬, **陈倩**, 巩秀强. 北斗广播星历偏差分析及改正. 测绘学报, 2016, 45(s2), 68-75. (EI)
- [9] Chen Junping, Yang Sainan, Tan Weijie, Wang Jungang, **Chen Qian**, Zhang Yize. Recent Results of the Chinese CMONOC GNSS Network. Proceedings of the ION Pacific PNT 2017 Conference, ION PNT 2017, Honolulu, Hawaii, May 1-4, 2017, 539-546. (SCI)
- [10] Yang Sainan, Chen Junping, Zhang Yize, Tang Chengpan, Cao Yueling, **Chen Qian**, Chen Wei. BDS Code Bias and Its Effect on Wide Area Differential Service Performance. China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2017. Lecture in Electrical Engineering 438, 2017: 245-255. (EI)
- [11] Chen Junping, Zhang Yize, Yang Sainan, **Chen Qian**, Gong Xiuqiang. Modeling and Assessment of GPS/BDS Combined Precise Point Positioning, Sensors 2016, 16(8). (SCI)
- [12] **Chen Qian**, Chen Junping, Zhou Jianhua, et al. Preliminary Evaluation of the BDS SIS Performance Improvement. Asia Oceania Geosciences Society (AOGS) 14th Annual Meeting, 06 to 11 AUG, 2017, Singapore.(Oral Presentation)
- [13] **陈倩**, 陈俊平, 张益泽, 等. 预报钟差对轨道快速恢复的贡献分析. 第九届中国卫星导航学术年会, 2018年5月, 中国, 哈尔滨. (S04 卫星轨道与钟差分会场, 口头报告)
- [14] **陈倩**, 陈俊平, 张益泽, 等. 北斗空间信号性能提升初步评估. 第八届中国卫星导航学术年会, 2017年5月, 中国, 上海. (S08 测试评估分会场, 口头报告)

#### 参与项目:

- [1] 军队战保: 北斗地面运控系统升级改造项目 (2019.07-2019.10), 参加
- [2] 军队战保: 减少卫星不可用时间项目 (2019.07-2019.12), 参加
- [3] 总装装备采购: 北斗导航与广域差分服务性能提升\*\*系统 (2017.12-2018.12), 已结题, 参加

- [4] 总装装备采购：试验星接入改造项目（2018），已结题，参加
- [5] 重大专项（2015-2016），北斗相位中心标定，已结题，参加
- [6] 国家高技术研究发展计划（863 计划），2013AA122402，分米级相位增强信号播发系统技术，2014/01/01-2016/12/31，已结题，参加
- [7] 国家高技术研究发展计划（863 计划），2013AA122402，北斗空间信号精度提升关键技术，2013/01/01-2015/12/31，已结题，参加

**获奖情况：**

- [1] 2018 年 9 月，获中国测绘科技进步一等奖：北斗高精度星基广域差分关键技术及应用（排名第 15）；
- [2] 2018 年 8 月，获中国卫星导航定位科技进步特等奖：北斗二号空间信号精度提升（排名第 4）；
- [3] 2018 学年度，国科大一等学业奖学金；
- [4] 2016 学年度，国科大一等学业奖学金；
- [5] 2015 年 12 月，获得硕士研究生国家奖学金；
- [6] 2015 年 5 月，荣获中国科学院大学“三好学生”称号；
- [7] 2015 年 5 月，荣获中国科学院大学“优秀学生干部”称号。