



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

# 博士学位论文

## 低轨实时精密定轨及 RTK 定位增强技术研究

作者姓名: 胡伟圣

指导教师: 梁旭文 研究员

中国科学院上海微系统与信息技术研究所

学位类别: 工学博士

学科专业: 通信与信息系统

培养单位: 中国科学院上海微系统与信息技术研究所

2020 年 12 月

**Research on Technologies of LEO Real-Time Precise Orbit  
Determination and RTK Positioning Augmentation**

A dissertation submitted to  
**University of Chinese Academy of Sciences**  
in partial fulfillment of the requirement  
for the degree of  
**Doctor of Philosophy**  
in **Communication and Information System**  
By  
**Hu Weisheng**  
**Supervisor: Professor Liang Xuwen**

**Shanghai Institute of Microsystem and Information Technology,  
Chinese Academy of Sciences**

**December 2020**

## 中国科学院大学

### 研究生学位论文原创性声明

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

作者签名：

日 期：

## 中国科学院大学

### 学位论文授权使用声明

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

涉密及延迟公开的学位论文在解密或延迟期后适用本声明。

作者签名：

日 期：

导师签名：

日 期：



## 摘要

随着人工智能时代的到来，自动驾驶、无人机、无人船等应用进入快速发展阶段，其中最关键的是需要瞬时获取全球无缝覆盖的分米/厘米级高精度定位信息。尽管陆续提出了全球卫星导航系统(GNSS: Global Navigation Satellite System)的地面连续运行参考站系统(CORS: Continuously Operating Reference Stations)和星基增强系统(SBAS: Satellite-Based Augmentation System)等新技术和方法，但仍存在可用性差、初始化响应速度较慢等问题。针对这一问题，国内外学者提出建立低轨(LEO: Low Earth Orbit)卫星星座播发低轨导航信号来增强现有 GNSS 系统的方法，利用低轨卫星轨道低、运动速度快、几何结构变化快的特点，可以加速精密单点定位(PPP: Precise Point Positioning)的收敛速度，从而获得瞬时高精度定位信息。因此，用低轨卫星技术来增强 GNSS 系统具有广阔的应用前景。

低轨卫星导航增强系统的关键技术包含低轨星载实时 PPP 精密定轨技术、地面低轨增强的高精定位技术等。本论文以提高低轨卫星星载实时 PPP 精密定轨精度、收敛速度和改善地面实时动态载波相位差分(RTK: Real-Time Kinematic)定位性能为目标，提出了一些改进技术，最后分析了低轨卫星导航增强在轨演示验证系统的组成和功能要求，其主要研究成果如下：

1、低轨星载实时 PPP 精密定轨增强技术研究：1)提出了一种基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时 PPP 精密定轨技术，分析了在地面伪卫星增强方式下低轨卫星定轨的可见卫星数和几何精度因子，比较了该技术与传统的低轨星载实时 PPP 运动学定轨技术的观测方程，仿真表明，基于地面伪卫星增强的技术，与传统的低轨星载实时 PPP 运动学定轨技术相比，可以改善低轨卫星定轨时的可见卫星数目和几何精度因子(GDOP: Geometric Dilution of Precision)，从而可以极大的改善卫星定轨精度和收敛速度；2)提出了一种基于先验预报轨道相对约束的低轨卫星实时 PPP 精密定轨技术，并进行了仿真，结果表明，此技术可较大缩短低轨实时 PPP 定轨的收敛时间，提升其收敛速度，解决了基于附加先验预报轨道绝对约束的定轨方法不适用于预报轨道误差项呈现周期项变化趋势的问题。

2、低轨卫星对 GNSS RTK 定位增强效果分析：提出了低轨卫星增强 GNSS RTK 定位的方法，模拟了全球定位系统(GPS: Global Positioning System)、北斗三号卫星导航系统(BDS-3: BeiDou-3 Navigation Satellite System)和低轨星座的导航

信号；分析了低轨卫星增强 GNSS RTK 定位的理论数学模型、模糊度固定算法、以及数据质量控制方法和 RTK 定位的算法流程；开展了低轨卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位和可见卫星不足的短距离 RTK 定位仿真研究，分析了低轨卫星增强对流动站用户卫星几何结构、浮点解收敛速度和精度、固定解比率和精度、以及数据质量控制算法的效果等 RTK 定位性能指标；结果表明，在 GNSS 中长距离的 RTK 定位、可见卫星不足的短距离 RTK 定位这两种场景下，低轨卫星导航增强均可有效提高 RTK 定位的精度和实时性。

3、低轨卫星导航增强在轨演示验证系统研究：针对低轨卫星导航增强在轨演示验证系统的目标要求，分析了低轨卫星导航增强系统在轨演示验证的系统指标，给出了演示验证系统的星座构型设计与仿真结果，给出了基于低轨的全球 PPP 演示的仿真结果，分析了系统组成、工作模式、信号流程，阐述了空间段和地面段应具有的功能，给出了该演示验证系统的地面半物理仿真平台测试结果。

**关键词：**低轨卫星，导航增强，实时 PPP，精密定轨，RTK

## Abstract

With the advent of the era of artificial intelligence, applications such as autonomous driving, unmanned aerial vehicles, and unmanned ships have entered a stage of rapid development, the most critical of which is the need to instantly obtain high-precision positioning information in the dm/cm level all over the world. Although successively proposed new technologies and methods such as CORS (Continuously Operating Reference Stations) and SBAS (Satellite-Based Augmentation System), there are still problems such as poor availability and slow initial convergence speed. In response to this problem, scholars at home and abroad have proposed a method of establishing a LEO (Low Earth Orbit) satellite constellation to broadcast LEO navigation signals in order to augment the existing GNSS (Global Navigation Satellite System), which has low orbits, fast movements, and rapid geometric changes, beneficial to accelerating PPP convergence speed, helpful for obtaining instant high-precision positioning information. Therefore, GNSS systems augmented by a LEO satellite constellation show broad application prospects.

The key technologies of the LEO satellite navigation augmentation system include LEO spaceborne real-time PPP (Precise Point Positioning) precise orbit determination technology, and high-precision positioning technology augmented by LEO satellites, etc. This dissertation proposes some better technologies to improve the accuracy, convergence speed of LEO spaceborne PPP precise orbit determination, and the performance of GNSS RTK (Real-Time Kinematic) positioning. Finally, the compositions and functions of the LEO satellite navigation augmentation on-orbit demo validation system are analyzed. The main research contents are as follows:

1. Research on augmentation technology of LEO satellite-borne real-time PPP precise orbit determination: 1) A LEO satellite real-time PPP precise orbit determination technique augmented by ground station pseudolites is proposed. The simulation shows that the technology augmented ground station pseudolites can improve the number of visible satellites and the GDOP (Geometric Dilution of Precision), and thus can greatly improve the satellite orbit determination accuracy and convergence speed; 2) A LEO satellite real-time PPP precise orbit determination technique augmented by prior forecast orbit relative constraints is proposed. The simulation shows that this technology can greatly improve the convergence time of

LEO real-time PPP orbit determination, improve performance of LEO satellites navigation services.

2. Analysis of GNSS RTK positioning augmented by LEO satellites: the method of GNSS RTK positioning augmented by LEO satellites is proposed, as well as simulating the navigation signals of GPS (Global Positioning System), BDS-3 (BeiDou-3 Navigation Satellite System) and low-orbit constellation. In both scenarios of medium-long baseline RTK positioning and short baseline RTK positioning with insufficient GNSS satellites, the performances of GNSS RTK positioning are analyzed, including the geometry between the rover and satellites, the convergence speed and accuracy of the float solution, the ratio and accuracy of the fixed solution, and the effect of the data quality control algorithm. The simulation shows that LEO satellite navigation augmentation system can effectively improve the accuracy and real-time performances of RTK positioning.

3. Research on the LEO satellite navigation augmentation on-orbit demo validation system: In view of the target requirements of the LEO satellite navigation augmentation on-orbit demo validation system, the system specifications are analyzed, and the constellation is designed and simulated. We simulate the results of the global LEO satellite PPP demo, analyzing the composition, working mode, data flow of the system as well as the functions of the space segment and the ground segment. Finally, The PPP positioning results of the ground semi-physical simulation platform of the system are given.

**Key Words:** LEO Satellites, Navigation Augmentation, Real Time PPP, Precise Orbit Determination, RTK

## 目 录

<b>第 1 章 绪论</b>	1
1.1 引言	1
1.2 低轨卫星导航增强必要性及关键技术	1
1.2.1 必要性需求	1
1.2.2 低轨卫星导航增强关键技术	2
1.3 国内外研究现状及存在的问题	5
1.3.1 低轨星载 GNSS 实时精密定轨技术	5
1.3.2 低轨卫星增强 RTK 定位技术	9
1.3.3 低轨导航增强系统	11
1.4 论文主要研究内容和创新点	16
1.5 本章小结	19
<b>第 2 章 GNSS 定位定轨基本理论</b>	21
2.1 引言	21
2.2 时间系统和坐标系统	21
2.2.1 时间系统	21
2.2.2 坐标系统	22
2.3 GNSS 观测模型	24
2.3.1 GNSS 观测方程	24
2.3.2 GNSS 非差无电离层组合观测方程	24
2.3.3 GNSS 双差无电离层组合观测方程	26
2.3.2 GNSS 观测误差	27
2.3.3 参数估计方法	28
2.4 动力学定轨模型	30
2.4.1 基本力学模型	30
2.4.2 轨道积分	31
2.4.3 最小二乘批处理	32
2.5 本章小结	34
<b>第 3 章 基于星载 GNSS 的 LEO 实时精密定轨及其增强方法研究</b>	37
3.1 引言	37

3.2 经典的基于星载 GNSS 的 LEO 精密定轨方法 .....	37
3.2.1 基于星载 PPP 的运动学定轨.....	37
3.2.2 简化动力学定轨.....	38
3.3 基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨 .....	40
3.3.1 基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨模型.....	40
3.3.2 数据仿真和处理策略.....	42
3.3.3 实验分析.....	46
3.4 基于先验预报轨道增强的 LEO 实时精密定轨 .....	51
3.4.1 先验预报轨道生成.....	52
3.4.2 附加先验轨道绝对约束的 LEO 实时精密定轨.....	54
3.4.3 附加先验轨道相对约束的 LEO 实时精密定轨.....	56
3.5 本章小结 .....	57
<b>第 4 章 低轨卫星对 GNSS RTK 定位增强效果分析 .....</b>	<b>59</b>
4.1 引言 .....	59
4.2 导航卫星观测数据模拟 .....	59
4.2.1 卫星星座设计 .....	59
4.2.2 信号误差模拟.....	60
4.3 基于 Kalman 滤波的 RTK 定位算法.....	62
4.3.1 数学模型.....	62
4.3.2 模糊度固定方法.....	67
4.3.3 数据质量控制.....	69
4.3.4 RTK 定位解算流程.....	71
4.4 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位 .....	72
4.4.1 数据处理策略.....	72
4.4.2 卫星可见性分析.....	74
4.4.3 中长距离 RTK 定位性能分析 .....	76
4.5 LEO 卫星增强可见卫星不足条件下 GNSS 短距离 RTK 定位 .....	81
4.5.1 试验介绍.....	81
4.5.2 试验结果分析.....	82
4.5.3 DIA 数据质量控制方法性能评价 .....	85
4.6 本章小结 .....	86
<b>第 5 章 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统研究 .....</b>	<b>89</b>

5.1 引言 .....	89
5.2 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统设计分析 .....	89
5.2.1 演示验证系统目标.....	89
5.2.1 星座构型与仿真.....	90
5.2.3 基于低轨的全球 PPP 论证分析 .....	93
5.3 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统组成研究 .....	96
5.3.1 系统组成及工作流程.....	96
5.3.1 空间段.....	99
5.3.2 地面段.....	100
5.4 本章小结 .....	114
<b>第 6 章 总结与展望 .....</b>	<b>115</b>
6.1 全文总结 .....	115
6.2 研究展望 .....	116
<b>参考文献.....</b>	<b>117</b>
<b>缩略词.....</b>	<b>127</b>
<b>致谢.....</b>	<b>129</b>
<b>作者简历及攻读学位期间发表的学术论文及研究成果 .....</b>	<b>131</b>



## 插 图

图 1.1 星基增强系统服务区域图.....	12
图 1.2 卫星导航系统分类图.....	13
图 1.3 iGPS 体系架构图 .....	14
图 1.4 珞珈一号卫星导航增强载荷.....	16
图 1.5 珞珈一号卫星地面接收机.....	16
图 3.1 星载 PPP 实时运动学定轨流程图 .....	38
图 3.2 低轨卫星定轨数据处理流程图.....	39
图 3.3 GNSS 卫星和 PSL 卫星绕低轨卫星的运行轨迹仿真图 .....	43
图 3.4 4 个测试时段内“GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的可见卫星数 .....	48
图 3.5 4 个测试时段内“GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的 GDOP 值 .....	48
图 3.6 4 个测试时段内两种方案下的 LEO 卫星在 R(蓝色)、T(橙色)、N(黄色)方 向上的轨道误差.....	51
图 3.7 低轨卫星 2 小时轨道预报误差.....	53
图 3.8 低轨卫星 2 小时预报轨道历元间相对偏差.....	53
图 3.9 轨道噪声曲线图(左图：高斯白噪声，右图：周期项噪声).....	54
图 4.1 LEO 卫星星座示意图.....	60
图 4.2 Kalman 滤波基本流程.....	66
图 4.3 RTK 定位解算流程.....	72
图 4.4 测站分布及基线长度.....	73
图 4.5 测站 GNCL 星空图(2019/11/1 00:00:00-00:30:00) .....	75
图 4.6 测站 GNCL 可见卫星数和 PDOP 值 .....	76
图 4.7 基线 BS3 RTK 解算 ADOP 收敛统计值的时间序列 .....	77
图 4.8 基线 BS3 卫星 G12 和 C22 的模糊度浮点解估值偏差时间序列 .....	78
图 4.9 中长距离 RTK 定位浮点解收敛速度统计值 .....	78
图 4.10 中长距离 RTK 模糊度累计固定率统计 .....	79
图 4.11 中长距离 RTK 首次固定时间 .....	80
图 4.12 中长距离 RTK 定位固定解 RMS .....	81
图 4.13 不同试验场景下的 PDOP 值 .....	82
图 4.14 不同试验场景下单频 RTK 浮点解偏差时间序列 .....	83
图 4.15 不同试验场景下双频 RTK 浮点解偏差时间序列 .....	84

---

图 4.16 不同试验场景收敛时间统计.....	84
图 4.17 粗差条件下场景 3 LEO+4 GPS 单频 RTK 定位偏差时间序列 .....	86
图 4.18 粗差条件下各场景的固定解比率和定位偏差 RMS .....	86
图 5.1 低轨卫星演示验证星座.....	91
图 5.2 地面监测网对低轨卫星演示验证星座覆盖情况.....	92
图 5.3 地面监测网对低轨卫星演示验证星座 2 重覆盖情况.....	92
图 5.4 传统 PPP 向基于低轨的全球 PPP 演进 .....	93
图 5.5 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PDOP 改善程度 .....	95
图 5.6 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PPP 精度改善程度 .....	95
图 5.7 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PPP 收敛时间改善程度 .....	96
图 5.8 低轨导航增强系统组成.....	97
图 5.9 低轨导航增强演示验证系统工作流程.....	98
图 5.10 低轨导航增强演示验证系统关键节点数据流.....	98
图 5.11 低轨卫星设计与实物图.....	99
图 5.12 新疆库尔勒地球站.....	101
图 5.13 测运控管理系统架构图.....	101
图 5.14 地面监测站部署区域.....	102
图 5.15 升轨监测网.....	103
图 5.16 升轨监测站持续观测时间、监测站个数及 GDOP 值.....	103
图 5.17 升轨监测网最优监测效果.....	104
图 5.18 升轨方案持续监测时间(2020/07/01 10:12:37~10:28:37) .....	104
图 5.19 升轨方案测站数及 GDOP 值(2020/07/01 10:12:37~10:28:37) .....	105
图 5.20 降轨监测网.....	105
图 5.21 降轨监测站持续观测时间、监测站个数及 GDOP 值.....	106
图 5.22 降轨监测网最优监测效果.....	107
图 5.23 降轨方案持续观测时间(2020/07/07 16:05:34~16:22:02) .....	107
图 5.24 降轨方案测站数及 GDOP 值(2020/07/07 16:05:34~16:22:02) .....	108
图 5.25 导航增强评估系统组成.....	109
图 5.26 低轨导航增强半物理仿真系统框图.....	112
图 5.27 低轨卫星导航增强载荷.....	112
图 5.28 GNSS 模拟器和数仿平台 .....	113
图 5.29 星载 PPP 定位误差时间序列.....	114

## 表 格

表 1.1 国内外主要星基增强系统性能.....	13
表 3.1 数据仿真处理策略.....	46
表 3.2 观测时段信息.....	47
表 3.3 “GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的 GDOP 均值 .....	49
表 3.4 “GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下 4 个时段的定轨精度 .....	50
表 3.5 “GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的三维平均定轨精度 .....	50
表 3.6 两种方案下每个测试时段的收敛时间(s) .....	51
表 3.7 三种实时精密定轨方案.....	55
表 3.8 三种方案下每个测试时段的收敛时间(s) .....	55
表 3.9 两种方案下每个测试时段的收敛时间(s) .....	57
表 4.1 GPS/BDS-3/LEO 星座参数 .....	61
表 4.2 用于测距信号模拟的经验模型和参数配置.....	62
表 4.3 低轨卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位解算数据处理策略.....	74
表 4.4 中长距离 RTK 定位结果固定解比率 .....	80
表 4.5 RTK 定位固定率和各方向的定位偏差 RMS .....	85
表 5.1 低轨演示验证母星座参数.....	91
表 5.2 导航增强载荷主要的技术指标.....	99
表 5.3 用户下行链路参数.....	100



# 第1章 绪论

## 1.1 引言

2020年6月23日9时43分，北斗三号最后一颗全球组网卫星在我国西昌卫星发射成功发射，比原计划提前半年部署完成北斗三号全球卫星导航系统星座<sup>[1]</sup>，我国北斗卫星导航系统(BDS: BeiDou Navigation Satellite System)提供的服务（导航定位、北斗短报文通信、国际搜救、精密星历播发和星基增强服务）已经从区域走向全球<sup>[2]</sup>。同时，社会和科技的发展对GNSS系统的定位精度、完好性、抗干扰提出了更高的要求，新一代的定位、导航、授时(PNT: Positioning, Navigation and Timing)系统应运而出，其间包括轨道多样性<sup>[3]</sup>、星基增强技术<sup>[4]</sup>、综合PNT系统、弹性PNT系统<sup>[5]</sup>等。在此基础上，提出构建的天基信息实时智能服务系统(PNTRC: PNT, Remote Sensing and Communication)<sup>[6, 7]</sup>，具备空/天/地一体化的通信、导航、遥感功能，其中导航方面的核心技术是低轨卫星增强技术和多源导航融合技术。

## 1.2 低轨卫星导航增强必要性及关键技术

### 1.2.1 必要性需求

随着人工智能时代的到来，自动驾驶、无人机、无人船等应用进入快速发展阶段，其中最关键的是需要获得全球无缝覆盖的分米/厘米级高精度瞬时定位信息。尽管陆续提出了GNSS的CORS系统<sup>[8]</sup>和SBAS系统<sup>[9]</sup>等新技术和方法，建立了各式各样的应用系统，但仍存在可用性差、初始化响应速度较慢等问题。

低轨卫星轨道低，信号的落地功率比传统的GNSS卫星强，具备高的抗干扰能力和大的信息承载量；同时，低轨卫星运行速度较快，具有快速变化的卫星几何结构，有助于实现载波模糊度的解算和快速收敛，更有利于推广全球快速PPP的应用<sup>[10]</sup>。因此，低轨卫星导航增强系统有助于解决全球瞬时高精定位需求所面临的问题。

国家政策方面，《智能汽车创新发展战略》<sup>[11]</sup>明确要求依托北斗卫星导航系统，建设适用于车用的高精度时空基准服务能力；《国家卫星导航产业中长期发展规划的通知》<sup>[12]</sup>、《国家民用空间基础设施中长期发展规划(2015-2025年)》<sup>[13]</sup>、

《北斗卫星导航系统建设与发展》<sup>[14]</sup>等文件中，都多次强调要建设构建覆盖亚太地区乃至全球的卫星导航增强系统、统一的时空基准系统。

因此，建设低轨卫星导航增强星座是新基建及国家综合 PNT 体系建设的一个重要组成部分，既是卫星导航战略需要，也是应用发展的客观需要，是构建我国高中低轨一体化的综合、高精度、高可靠性导航平台的必由之路，对提高我国卫星导航领域综合实力与服务能力有着重要的战略意义。

## 1.2.2 低轨卫星导航增强关键技术

低轨卫星导航增强系统由空间段、地面段和用户段组成，本节将在空间段、地面段和用户段中分别阐述低轨卫星导航增强系统的关键技术。

### 1.2.2.1 空间段

低轨卫星导航增强系统的空间段是由很多低轨卫星组成的星座，每颗低轨卫星在太空中播发承载导航信息的低轨导航增强信号，供地面终端实现瞬时高精定位。因此，空间段涉及的低轨卫星导航增强关键技术有：

#### 1) 基于低轨卫星的增强信号体制及增强信息编码设计技术

低轨/GNSS 组合全球无缝瞬时高精度定位服务的核心是利用低轨星座提供的导航增强信息以及测距信号提高 GNSS 的定位服务性能，因此低轨卫星增强信号体制和增强信息设计是实现低轨/GNSS 组合高性能定位服务的关键技术。

为了降低系统复杂度，低轨导航增强系统下行信号除了采用常用的双频播发方案外，应考虑与现有 GNSS 系统的互操作性，尤其是在目前 L 频段的频谱资源日益紧张的情况下，需要通过频率设计以高效利用有限的空间频谱资源，这是低轨卫星导航系统下行信号设计过程中的关键要素。

信号体制方面，低轨卫星增强信号设计主要包括信号结构、信号特性和测距码特性。其中信号特性需重点考虑载波频率、调制方式、极化方式、载波相位噪声、用户接收信号电平、信号复用方式、卫星信号工作带宽及带外抑制、杂散以及信号相关性及星上设备时延差等方面内容。

低轨卫星信号还应承载信息增强的功能，即播发 GNSS 精密轨道和钟差改正数以支持地面用户开展实时精密单点定位应用，因此需要进行通信导航一体化设计，在保障定位的同时尽量节约带宽，通过压缩帧长度和冗余设计等方法来保障信息的高可用性和可靠性。

## 2)星载实时精密定轨和时间同步技术

低轨/GNSS 时空基准统一是实现低轨与导航卫星协同增效的前提条件, 可通过基于 GNSS 的星载 PPP 实时精密定轨来实现低轨/GNSS 时空基准统一。

星上实时精密轨道确定受到星上计算资源的限制, 在满足定轨的实时性和精度要求的前提下, 需要在算法复杂度以及算法稳健性方面开展研究, 尤其是在 GNSS 精密轨道钟差信息不连续的条件下如何保持低轨卫星轨道精度更是一个重要的研究内容。入轨后的低轨卫星, 过境时间短, 如何使得在卫星在短的入境时间内实现星载 PPP 算法的快速收敛, 这也是一个需要研究的现实问题。

低轨卫星数量多, 如果采用传统的地球中轨道(MEO: Medium Earth Orbit)或地球静止轨道(GEO: Geostationary Earth Orbit)导航卫星的原子钟时间同步和保持技术方案, 将会使得单星成本和整个系统的成本不堪重负而不能付诸实施。因此, 在采用商用货架产品(COTS: Commercial Off-The-Shelf)的前提下, 研究低成本的恒温晶振或芯片级原子钟的时钟驯服技术, 保持其时钟的精度、稳定性和可靠性, 维持低轨与 GNSS 的时间同步, 是一项巨大的挑战。

### 1.2.2.2 地面段

地面段主要由测运控网(包含注入系统)、地面监测网、精密产品生成系统和评估系统组成。为了在地面对低轨卫星导航增强系统的功能、性能进行充分验证, 还需要一套低轨导航增强的半物理仿真平台, 模拟并输出 GNSS 信号、低轨导航增强信号, 用于各场景下低轨卫星导航增强载荷和地面终端的测试, 从而实现对整个系统的测试和评估。地面段涉及的低轨卫星导航增强关键技术有:

#### 1)低轨卫星精密钟差超短弧段跟踪实时估计技术

低轨导航增强系统是实现地面快速厘米级定位的重要基础设施, 而低轨卫星精密钟差估计是低轨导航增强系统应用的前提。低轨卫星星上 PPP 估计的星载接收机钟差只是确定了其与 GNSS 卫星的钟差, 而低轨卫星的钟差还吸收了发射通道存在的硬件延迟等, 因此不能把星载接收 GNSS 信号确定的钟差作为整个低轨卫星的钟差。

利用低轨卫星地面监测站对低轨卫星钟差进行估计, 确定星载接收机钟和低轨卫星钟差之间的差异及其特性是实现低轨导航增强的关键技术。在地面监测站区域分布的情况下, GNSS 卫星的跟踪弧段可以达到数小时, 而低轨卫星的监测

弧段一般只有十多分钟。在此短的时间内估计并确定低轨卫星精密钟差，需要研究并利用低轨卫星的超短弧段、快速估计出低轨卫星钟差并使其收敛的技术。

### 2) 精密产品实时传输技术

低轨卫星进行星载 PPP 实时精密定轨过程中，需要实时获取地面上注的 GNSS 精密轨道、GNSS 精密钟差等数据。如果这些 GNSS 精密产品上注到卫星的时延比较大，将会影响星载 PPP 收敛速度、定位精度，进而影响整个系统提供的服务质量。

因此，在基于庞大的低轨卫星导航星座、有无星间链路、地面监测站布局、地面注入站布局等前提条件下，需要研究 GNSS 精密产品的实时传输和路由规划技术，从监测站接收机到精密产品生成系统，再输出至各地面注入站，再发射至低轨卫星，最后通过卫星网络路由广播或组播至各卫星。在精密产品数据传输过程中，研究实时、可靠的传输和路由技术是必要的。

### 3) 大规模低轨卫星导航星座的高保真导航信号模拟仿真技术

低轨卫星轨道高度低，信号覆盖范围小，要实现导航信号的全球多重覆盖至少需要数百颗低轨卫星，其卫星数量远远高于中高轨导航卫星数量。此外，相对于中轨导航卫星，低轨卫星的运动速度更快，受地球重力场的影响更大，轨道模型也更复杂，其下发信号的载波相位和伪距模拟仿真将会与传统的导航卫星信号不一致。因此，在模拟仿真大规模低轨卫星导航星座的导航信号时，需要对各场景下的各种影响因素进行更加精细化建模，确保低轨导航信号高保真。

此外，低轨模拟器能进一步支持实际信号的采集和回放，必将使模拟仿真更加贴近真实情况，有助于地面应用终端的开发。例如将实际低轨卫星的飞行轨迹、时钟误差特性和多路径模型等信息均导入模拟器，从而使低轨/GNSS 模拟仿真的演示与验证具有更强的说服力。

#### 1.2.2.3 用户段

用户段主要是指各类型的导航用户终端，接收低轨/GNSS 导航信号，实现瞬时高精度定位。用户段涉及的低轨卫星导航增强关键技术主要为低轨卫星增强 GNSS 系统的高精定位技术。

##### 1) 低轨卫星增强 GNSS 系统的高精定位技术

GNSS 系统的高精定位技术主要有 PPP 技术和 RTK 定位技术。

低轨卫星增强 GNSS 的 PPP 与传统的基于信息增强的 PPP 相比，需要对低轨卫星的误差模型进行合理建模和恰当约束，才能有效地消除低轨卫星的误差；需要重点考虑电离层延迟、低轨卫星和 GNSS 卫星系统间的偏差、星座间观测量组合的策略以及适用不同应用场景的滤波算法等。

电离层延迟是 GNSS 高精定位中影响最显著且变化最复杂的误差源之一，同时也是制约定位精度和收敛时间的关键因素。常用的 PPP 观测模型可分为无电离层组合和非差非组合模型。但是对于低轨卫星来说，其快速变化的几何位置和卫星高度角变化特性，使得低轨卫星测距信号中电离层延迟的历元间变化率也相对更高。因此需要研究与低轨卫星高度角变化率有关的低轨卫星电离层延迟的时间约束，研究采用电离层穿刺点分布来建立电离层延迟的空间相关性模型，顾及低轨卫星和中高轨卫星的电离层总延迟差异并综合建立电离层延迟的先验时空约束模型。

在附加电离层约束的基础上，需要研究利用误差探测和稳健估计方法进行质量控制，并精化低轨卫星/GNSS 卫星导航信号的随机模型，合理定权多源异构星座观测值，从而进一步提升低轨/GNSS 瞬时高精度定位的可靠性。

此外，也需要研究低轨卫星增强现有 GNSS RTK 定位的技术，解决中长距离 GNSS RTK 定位和可见 GNSS 卫星不足条件下的短距离 GNSS RTK 定位性能下降的问题。

### 1.3 国内外研究现状及存在的问题

在上文分析的低轨卫星导航增强系统关键技术的基础上，本文将研究和分析低轨卫星导航增强系统的某些关键技术：空间段，研究和分析基于低轨卫星载 GNSS 实时精密定轨技术，提高低轨卫星 PPP 定轨的收敛速度和精度；用户段，研究和分析 RTK 定位技术在引入低轨卫星导航增强系统后的性能改善和提高；系统方面，基于现有工程任务，研究和分析了低轨卫星导航增强系统在轨演示验证技术。

#### 1.3.1 低轨星载 GNSS 实时精密定轨技术

在低轨卫星导航增强系统中，精确的轨道信息极为重要，实时、连续及可靠的轨道信息，可有力保障卫星导航系统运行的可靠性和稳定性。目前，常用的定

轨方法包括运动学定轨、动力学定轨以及简化动力学定轨等<sup>[15,16]</sup>。

运动学定轨又称几何法定轨，是指仅利用星载 GNSS 观测数据进行定轨的方法。运动学定轨计算量小，因为它不需要计算复杂的力学模型，也不需要进行轨道积分，适合于处理能力不强的低轨卫星实时或者近实时定轨，但是易受错误的观测信息影响，不能得到连续的轨道，不适用于轨道预报<sup>[17]</sup>。

动力学定轨根据基本的力学模型，建立起变分方程和状态转移矩阵，以某一时刻的历元作为参考点和初值，然后进行积分运算，计算出预定时刻的卫星轨道位置，从而得到整个卫星轨道。动力学定轨可连续定轨和进行轨道预报，但是由于存在复杂的、不精确的力学模型，不仅计算量大，而且定轨精度比运动学定轨精度差，轨道越低，定轨精度越差<sup>[18]</sup>。

简化动力学法正是针对运动学定轨和动力学定轨的缺陷提出来的，它通过引入过程噪声参数，减小或抑制定轨过程中未建模或建模不准确项的影响<sup>[19]</sup>。简化动力学法具有运动学法的高精度和动力学法轨道递推稳定性的优点，但其计算量较大，一般用于离线处理的卫星精密定轨。

1982 年，Landsat-4 卫星搭载第一台星载 GPS 接收机上天<sup>[20]</sup>。1992 年，海洋环流测量 TOPEX/Poseidon 卫星发射，美国喷气推进实验室(JPL: Jet Propulsion Laboratory)处理该星 GPS 数据后得到定轨精度为 14.4m<sup>[21]</sup>，该定轨精度的计算量和成本远远低于地面测定轨方式，从此星载 GPS 成为低轨卫星定轨的主要手段。

目前，低轨星载 GNSS 实时定轨主要还是使用伪距和广播星历，即标准单点定位(SPP: Single Point Positioning)技术。美国国家航空航天局(NASA: National Aeronautics and Space Administration)下属的空间飞行中心研制的 GEODE 自主定轨软件，处理 TOPEX/Poseidon 卫星的实测数据，得到的位置精度为 7.8m、速度精度为 5.9mm/s<sup>[22]</sup>；处理探测器平台/极深紫外探测器(EP/EUVE: Explorer Platform/Extreme Ultraviolet Explorer)卫星的伪距观测值，得到的位置精度为 4~14 米<sup>[23]</sup>。JPL 开发的 RTG 软件，可用于低轨卫星的实时定轨，实时定轨精度为 3~5m<sup>[24]</sup>。

2000 年后，为提高低轨星载 GNSS 实时定轨精度，开始使用卡尔曼滤波和动力学轨道模型。2000 年发射的科学应用卫星(SAC: Satélite de Aplicaciones Científicas)-C 卫星，使用广播星历和扩展卡尔曼滤波(EKF: Extended Kalman Filter)进行实时定轨，位置精度可达到 1.5m<sup>[25]</sup>。2001 年发射的双光谱红外探测(BIRD: Bi-spectral Infra-Red Detection)卫星<sup>[26]</sup>，使用 EKF 算法，星载实时定轨位置精度

可达到 5 米，速度精度可达  $6\text{mm/s}^{[27]}$ 。2009 年欧空局发射的技术验证卫星普罗巴(PROBA: Project for On-Board Autonomy)-2 卫星，搭载了 Phoenix-XNS GPS 接收机，利用 RTNAV 实时定轨软件得到了约  $1\text{m}$  的位置精度<sup>[28]</sup>。有研究者指出在实时定轨中无迹卡尔曼滤波(UKF: Unscented Kalman Filter)优于 EKF，将 UKF 应用于处理挑战性小卫星有效载荷(CHAMP: Challenging Mini-satellite Payload)卫星的数据，获得位置精度为  $12.098\text{m}$ 、速度精度为  $0.0159\text{m/s}^{[29]}$ 。王甫红基于广播星历误差的缓变特性，通过在卡尔曼滤波模型中设置相应参数对广播星历误差进行分离吸收，实现了分米级精度的实时定轨，并采用自主研制的实时定轨软件 SATODS 处理 CHAMP 卫星、重力反演与气候实验(GRACE: Gravity Recovery and Climate Experiment)-A 卫星、SAC-C 卫星的实测数据，实现了  $0.3\sim0.4\text{m}$  的位置精度和  $0.3\sim0.5\text{mm/s}$  的速度精度<sup>[30]</sup>。

伴随着各大 GNSS 的相继部署，为提高低轨星载 GNSS 实时定轨的精度、连续性和可靠性，低轨星载 GNSS 接收机已经开始采用多系统联合定位、定轨的方法。2013 年发射的风云三号 C(FY-3C: FengYun-3C)卫星，搭载了 GPS/BDS 双系统接收机，王甫红对 FY-3C 卫星的 GPS/BDS 实测数据进行在轨实时处理模拟，在使用 EKF 和使用广播星历的条件下，基于星载 GPS/BDS 载波相位实时定轨，实现  $0.3\text{m}$  的位置精度和  $0.3\text{mm/s}$  的速度精度<sup>[31]</sup>。龚学文基于星载 GPS/BDS 伪距测量，采用 EKF 和动力学模型，处理 FY-3C 数据，得到的实时定轨位置精度为  $0.7\sim1.0\text{m}$ ，速度精度为  $0.7\sim0.9\text{mm/s}$ ；处理遥感三十号卫星数据，得到的实时定轨位置精度为  $0.8\sim1.6\text{m}$ ，速度精度为  $0.9\sim1.7\text{mm/s}^{[32]}$ 。

为进一步提高低轨星载 GNSS 实时定轨的精度，开始在低轨卫星上引入 PPP 技术，实现低轨卫星的实时精密定轨。虽然 GNSS 差分定位技术(如 RTK 技术、网络 RTK 技术)也可以实现实时高精度定位，但是 RTK 技术依赖于地面参考站建设，且受作用距离的限制，而低轨卫星的轨道高度有几百公里，不适宜应用到低轨卫星的实时精密定轨领域。PPP 技术利用单台接收机的测码伪距和载波相位观测量，采用 GNSS 精密轨道和 GNSS 精密钟差产品数据，通过模型修正或参数估计等方法修正误差，计算获取高精度定位信息<sup>[33-37]</sup>。PPP 技术是继 RTK、网络 RTK 技术之后 GNSS 精密定位领域的又一次重大的技术革命<sup>[34]</sup>。

为满足实时精密定位需求，国际 GNSS 服务(IGS: International GNSS Service)于 2001 年成立了实时工作组，2007 年开始运作实时试验计划(RTPP: Real-Time

Pilot Project)<sup>[38]</sup>, 2013 年 4 月, IGS 正式提供实时服务(RTS: Real-Time Service)<sup>[39]</sup>, 由各个分析中心实时估计改正信息并以实时数据流的形式, 通过因特网向全球播发。只要为星载 PPP 技术提供实时的 GNSS 精密轨道和钟差等信息流, 星载实时 PPP 技术与地面 PPP 技术没本质区别<sup>[34]</sup>。

目前实时 PPP 在平面和高程方向定位精度分别达到 5cm 和 10cm<sup>[34]</sup>。对于 CHAMP 卫星, 基于 PPP 算法和最小二乘估计, 实现了约 0.2m 的定轨位置精度<sup>[40]</sup>; 基于 PPP 算法和简化动力学定轨方法, 采用卡尔曼滤波/平滑框架, 实现了约 0.15m 的定轨位置精度<sup>[41]</sup>。对于 GRACE 卫星, 国内的张小红等人实现了 GRACE 卫星固定 PPP 整数模糊度的轨道确定, 获得了 GRACE-A 和 GRACE-B 卫星单天轨道固定解的精度为径向 2~3cm、切向 2cm 左右、法向优于 2cm<sup>[42]</sup>。赵依等人对基于 PPP 增强的低轨卫星实时精密定轨进行了仿真测试, 采用地面站注入 GNSS 精密轨道和钟差的方式, 实现星载 PPP 实时精密定轨, 获得了每个方向上的位置误差约 5cm 的结果<sup>[43]</sup>。然而, 在利用 GNSS 卫星观测数据进行实时定轨时, 十分依赖卫星的观测数目和几何结构。

一般而言, 低轨卫星增强系统的建设是由区域逐步向全球扩展的, 地面支撑设施的建立在初期往往只能覆盖服务区域的周边, 这就要求低轨卫星能实现实时、快速收敛和高精度定轨的性能, 以确保当低轨卫星飞入服务区域时可以快速提供导航增强服务。目前提高 LEO 卫星定位收敛速度的研究主要集中于 PPP 算法的改进上, 李星星等人使用非差模糊度固定方法对低轨卫星进行实时运动学定轨, 并发现此算法在改善定轨精度的同时还可加快其收敛速度<sup>[44]</sup>。周星宇等人针对观测卫星几何分布较差的情况, 根据星载 GPS 接收机时钟的稳定性, 提出了增加相邻历元之间时钟随机游走的约束, 并通过实验验证了此约束可有效缩短定轨的初始收敛时间<sup>[45]</sup>。师一帅基于 Sage 滤波对先验轨道进行约束, 在改善低轨卫星定轨稳定性的同时, 可将重收敛时间缩短 50%左右<sup>[46]</sup>。然而这些方法均对 PPP 精密产品质量、模糊度固定可靠性和接收机硬件有苛刻的要求。

低轨卫星导航增强系统中, 一般通过地面站将 GNSS 的精密轨道、精密钟差、轨道预报等数据上注给低轨卫星, 用于低轨卫星 PPP 精密定轨。在此过程中, 本文将采用地面站作为伪卫星增强和先验轨道预报增强两种方式, 改善低轨星载实时 PPP 精密定轨的性能。

### 1.3.2 低轨卫星增强 RTK 定位技术

1984 年, Remondi 首次系统提出了一种基于卫星信号载波相位进行高精度相对定位的数学模型和处理方法, 并给出了实验结果<sup>[47]</sup>。1994 年, 基于该模型利用 GPS 数据首次实现了真正意义上的 RTK 定位<sup>[48]</sup>。RTK 在定位过程中, 流动站通过无线链路接收基准站的高精度坐标和测距信号, 基于流动站与基准站间观测误差的高度相关特性, 构建双差观测值, 在伪距观测值的辅助下, 快速获取载波相位模糊度的整数解和高精度流动站坐标<sup>[49,50]</sup>。

RTK 定位技术是当前实现实时厘米级高精度定位的最有效手段, 但是 RTK 技术作业距离短, 误差随基线长度增大而增大<sup>[51]</sup>, 户外大范围作业时需要临时频繁架设参考站, 且临时站供电电源不能完全保障和可靠性较低, 为解决这些问题, 在通信技术和 CORS 网的技术基础上, 研发了网络 RTK 技术, 可确保用户在户外获得可靠的、均匀的定位结果, 使用户免去了架设参考站的麻烦, 实现了单机操作, 因而网络 RTK 技术获得了广泛的应用。目前主流的网络 RTK 数据处理技术有三种: 虚拟参考站技术(VRS: Virtual Reference Station)<sup>[52,53]</sup>、主辅站技术(MAC: Master Auxiliary Concept)<sup>[54]</sup>及区域改正数技术(FKP: Flachen Korrektur Parameter)<sup>[55]</sup>。

如前所述, 根据流动站观测模型, 传统的网络 RTK 算法为双差模式, 采用双差观测模型。随着技术的发展, 有学者开始研究非差模式网络 RTK 技术, 该技术由实时 PPP 技术发展而来, 利用参考站网估计未校准相位延迟(UPD: Uncalibrated Phase Delay), 恢复并固定非差模糊度的整数特性<sup>[56-58]</sup>, 可提高定位精度, 并加快模糊度收敛速度, 但是因为没有精密的大气延迟模型, 流动站收敛时间仍然需要 10~15 分钟<sup>[59]</sup>。2005 年, Wübbena 提出了非差模式的 PPP-RTK<sup>[60]</sup>的概念, 国内学者也提出了 PPP-RTK 的区域增强非差模糊度固定方法<sup>[61,62]</sup>, 可进一步加快模糊度收敛速度。PPP-RTK 实现了实时 PPP 与网络 RTK 的融合, 支持跨网无缝切换和单向广播, 降低了网络通信压力, 提高了网络用户容量。2020 年 5 月 14 日, Sapcorda 公司开始在欧洲和美国提供 PPP-RTK 模式的 SAPA Premium 服务, 服务可用性为 99.9%, 收敛时间小于 1 分钟, 位置精度小于 10cm<sup>[63]</sup>。

对于传统的 RTK 定位来说, 在短距离和可见卫星充裕条件下, RTK 基本能够单历元固定模糊度, 获得实时厘米级的用户坐标。但是, 当流动站与基准站间距变大或观测条件差可见卫星不足时, RTK 的定位精度和实时性也随之下降。基

线长度较短时(一般小于 30 公里), 双差观测值中残余电离层和对流层延迟可以忽略, 随着基线长度的增加, 基准站与流动站间的大气延迟相关性逐渐减弱, 中长距离基线 RTK 解算无法忽略大气延迟<sup>[64]</sup>, 双差观测值中的大气延迟残余可达米级<sup>[65]</sup>。如何削弱大气延迟对 RTK 定位的影响一直是许多学者研究的重点<sup>[66-69]</sup>, 主要策略包括研究大气延迟改正模型, 构建无电离层组合观测值以及电离层加权模型等。目前常用的高精度大气延迟改正模型有电离层全球格网模型(GIM: Global Ionospheric Map)<sup>[70]</sup>, 对流层的 ITG(Improved Tropospheric Grid)模型和 GPT2w(Global pressure and temperature 2 wet)模型等<sup>[71]</sup>。但是, 大气延迟模型的精度无法满足厘米级 RTK 定位需求, 尤其是电离层延迟改正, 其精度在分米级且实时性差。构建无电离层组合观测值是最常用的大气延迟消除方法, 已经在 RTK 定位中得到广泛应用, 但是该方法导致组合观测值噪声扩大, 模糊度参数整数特性丧失, 模糊度固定算法较为复杂。电离层延迟加权模型是将电离层延迟作为参数估计, 利用外部绝对信息对电离层延迟参数进行约束, 是目前中长距离 RTK 研究的热点<sup>[72-74]</sup>。近年来随着美国的 GPS 和俄罗斯 GLONASS 现代化计划的推进, 中国的北斗全球卫星系统和欧盟的 Galileo 系统等新一代全球卫星导航系统的建设, 多 GNSS 组合已经成为改进 RTK 定位性能的可靠手段。多 GNSS 组合主要是基于更多可见卫星, 丰富参与解算的卫星信号, 使得解算模型强度增加, 解算效率提高。与单 GPS 相比, 双频 GPS/BDS 组合长距离 RTK 的首次固定时间从 21 分钟降低到 12 分钟, 且 RTK 浮点解精度可达分米级<sup>[75]</sup>。此外, 研究高效率的模糊度固定策略也是改善中长距离 RTK 的重要手段<sup>[76-79]</sup>。

GNSS 卫星信号在城市峡谷、山地丛林等环境十分容易被干扰或遮挡。如何实现恶劣信号环境下的持续和可靠高精度定位一直是困扰卫星导航用户的重要问题之一。多 GNSS 紧组合定位是解决可见卫星不足的一种手段, 常用的紧组合策略是在可见卫星充足条件下估计稳定的系统间偏差, 并应用于可见卫星不足的时刻, 通过减少观测模型的未知参数来降低卫星需求数量<sup>[80,81]</sup>。但该策略存在一定的局限性。首先, 系统间偏差与卫星和接收端硬件延迟、GNSS 时空基准等因素都相关, 很难获得高精度的估计值; 其次, 由于 GNSS 系统间的载波信号频率不同, 无法直接构成载波相位双差模糊度组合, 目前紧组合的研究主要侧重于单点定位和伪距相对定位; 此外, 受限于 GNSS 系统星座的卫星数, 恶劣信号环境下, 可见或可用 GNSS 卫星可能经常性低于 3 颗<sup>[82]</sup>。因此, 当前的紧组合算法很

难实现信号遮挡条件下持续可靠的高精度导航定位，需要继续探索新的解决途径。

近年来，低轨卫星星座成为发展和研究的新热点。国内外许多企业已经开始  
了 LEO 星座的部署，包括美国的 OneWeb、SpaceX、Boeing、中国的“鸿雁”等，  
而且 LEO 卫星增强的研究逐渐发展到高精度定位领域<sup>[83,84]</sup>。基于 LEO 卫星信号  
增强，PPP 的收敛速度能够明显提高<sup>[85-87]</sup>，例如，在一个 288 颗的 LEO 星座增  
强下，多 GNSS PPP 的初始固定时间能够缩短到 33 秒。

本文将在 GNSS RTK 定位中，引入低轨卫星导航增强，分析其在中长距离  
RTK 定位、可见卫星数量不足短距离 RTK 定位性能的改善。

### 1.3.3 低轨导航增强系统

1963 年美国海军研制的子午卫星系统(Transit)<sup>[88-90]</sup>，为第一代卫星导航系统。  
1967 年，苏联开始部署类似的军用导航通信系统(Parus/Tsikada)<sup>[91]</sup>。1974 年第一  
台原子钟问世<sup>[92]</sup>和扩频技术的发展<sup>[93]</sup>，大大推动了卫星导航技术的发展。目前，  
已经建成美国的 GPS、俄罗斯的 GLONASS、中国的 BDS 和欧盟的 Galileo 四大  
全球卫星导航系统(GNSS)。GNSS 已经在国民经济和国防安全领域发挥着重要的  
作用<sup>[94,95]</sup>，随着经济、技术和社会的发展，目前的 GNSS 已经不能满足人们全球  
无缝瞬时高精度定位的要求<sup>[96]</sup>，此外，GNSS 还存在信号功率低、容易被干扰和  
欺骗等安全隐患<sup>[3,5]</sup>。因此，为了提升 GNSS 的服务性能，在现有 GNSS 的基础  
上，提出并研发了多种卫星导航增强系统<sup>[10]</sup>，可以分为信息增强和信号增强两大  
类。

信息增强仅仅把 GNSS 误差的修正信息和完好性信息通过传输通道发送给  
用户，用来修正卫星导航定位系统的误差，可以提高系统的定位精度和可用性。  
信息增强有地基增强和星基增强两种形式。地基信息增强系统主要有国家北斗地  
基增强网(NBASS: National BDS augmentation service syste)<sup>[97]</sup>、千寻地基增强网  
<sup>[98]</sup>以及各省级地基增强网。星基信息增强系统有完好性增强系统和精度增强系  
统两大类，完好性增强系统主要有美国广域增强系统(WAAS: Wide Area  
Augmentation System)<sup>[99]</sup>、欧洲地球静止导航重叠服务(EGNOS: European  
Geostationary Navigation Overlay Service)<sup>[100]</sup>、俄罗斯差分改正监测系统(SDCM:  
System of Differential Correction and Monitoring)<sup>[101]</sup>、日本多功能卫星增强系统  
(MSAS: Multi-Functional Satellite Augmentation System)<sup>[102]</sup>、印度 GPS 辅助型静

地轨道增强导航系统(GAGAN)<sup>[103]</sup>, 精度增强系统有全球差分 GPS 系统(GDGPS: Global Differential GPS)<sup>[104]</sup>、Navcom 公司的 StarFire 系统<sup>[105]</sup>、Trimble 公司的 OmniSTAR 系统<sup>[106]</sup>、Hexagon 公司的 VeriPos 系统<sup>[107]</sup>、合众思壮公司的“中国精度”系统<sup>[108]</sup>、中海达的“全球精度”Hi-RTP 系统<sup>[109]</sup>、夔龙系统<sup>[110]</sup>。

信号增强系统和导航卫星一样, 发射测量信号, 用户可以将信号增强系统与 GNSS 系统进行联合定位或独立定位。信号增强系统也可以在测量信号上承载增强信息并发送, 实现信息增强和信号增强的双重作用。信号增强系统也可以分为地基信号增强系统和星基信号增强系统。地基信号增强系统主要有澳大利亚 Locata 系统<sup>[111,112]</sup>、远距离无线电导航系统(Loran: Long Range Air Navigation)<sup>[113]</sup>、GPS Repeater<sup>[114]</sup>、战术空中导航系统(TACAN: Tactical Air Navigation System)<sup>[115]</sup>、超远程连续波双曲线相位差无线电导航系统(OMEGA)<sup>[116]</sup>、甚高频全向信标导航系统(VOR: Very High Frequency Omnidirectional Range)<sup>[117]</sup>。星基信号增强系统的典型代表为日本准天顶卫星系统(QZSS: Quasi-Zenith Satellite System)<sup>[118]</sup>。

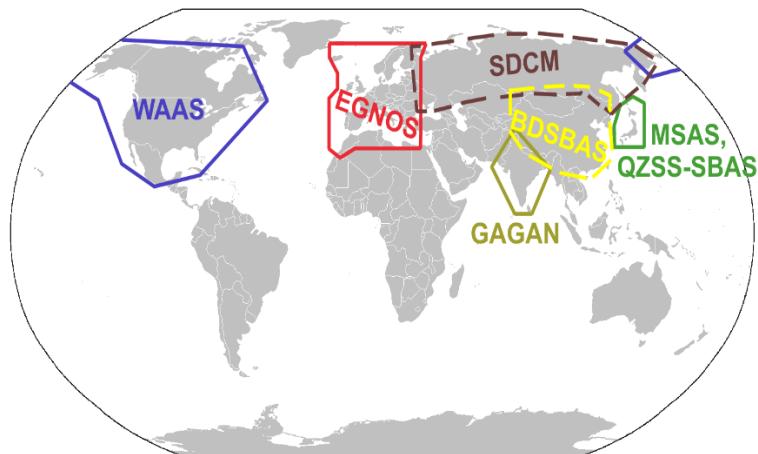
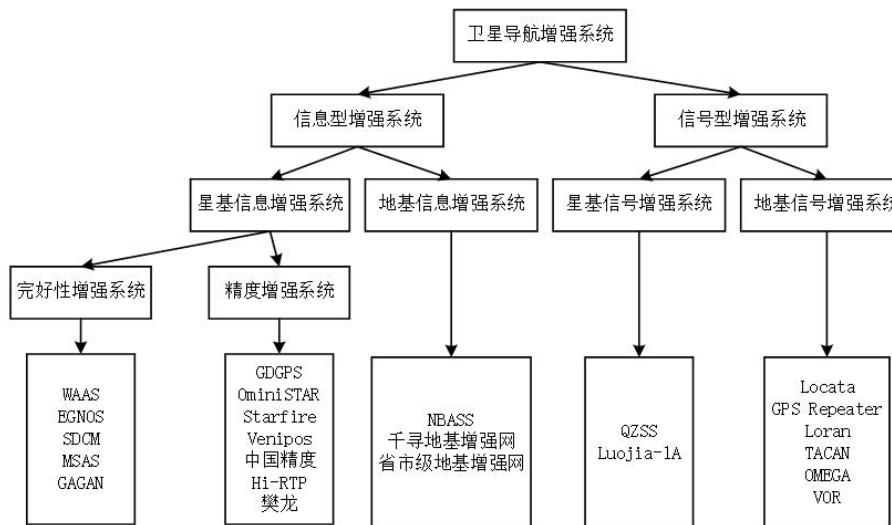


图 1.1 星基增强系统服务区域图<sup>[119]</sup>

**Figure 1.1 Service areas of satellite-based augmentation systems**



注：WAAS表示美国广域增强系统；EGNOS表示欧洲地球静止导航重叠服务；SDCM表示俄罗斯差分改正检测系统；MSAS表示日本多功能卫星增强系统；GAGAN表示印度GPS辅助型静地轨道增强导航系统；GDGPS表示全球差分GPS系统；NBASS表示国家北斗地基增强网；QZSS表示日本准天顶卫星系统；LuoJia-1A表示中国“珞珈一号”低轨卫星导航增强卫星；Loran表示远距离无线电导航系统；TACAN表示战术空中导航系统；OMEGA表示超远程连续波双曲线相位差无线电导航系统；VOR表示甚高频全向信标导航系统。

图 1.2 卫星导航系统分类图<sup>[110]</sup>

Figure 1.2 Satellite navigation systems classification

目前，出行领域正在发生深刻变革，在未来一段时间，车辆的智慧出行、智能驾驶将会快速增长，对导航系统的服务能力提出了全球无缝瞬时高精实时定位的要求。

表 1.1 国内外主要星基增强系统性能<sup>[110]</sup>

Table 1.1 Performance of major satellite-based augmentation systems

星基增强系统	运营者	建立时间	定位精度	星座	收敛时间
GDGPS	JPL	2000	10cm	G	—
OmniSTAR HP	OmniSTAR	—	10cm	G	<35分钟
Starfire	NavCom	2011	5cm	GR	—
CenterPoint RTX	Trimble	2011	10cm	GRBEQ	<15分钟
Veripos APEX 5	Veripos	—	5cm(H) 12cm(V)	GRBEQ	—
Galileo SBAS	EU	计划中	20cm	E	—
中国精度 ATLAS	合众思壮	2015	4cm	GB	—
Hi-RTP	中海达	2018	4cm	GB	<30分钟
BDS SBAS	中国	2017	30cm	B	—

注：G: GPS R:GLONASS B:BDS E:Galileo Q:QZSS。

而现有的基于 GNSS 的高精度定位方式，如地基 RTK 和高轨 PPP，均有不足之处。地基 RTK 只能在陆地区域使用，不仅需要投入大量资金建设大量的基准站，而且服务的提供基于地面无线通信网络，易受网络容量堵塞和自然灾害影响。高轨 PPP 在南北纬 70 度范围内应用不受地理环境影响，但由于其定位精度收敛至厘米级所需 20~40 分钟左右时间，严重限制了其应用场景。在通用低空出行领域，不存在实际的基础设施道路，计算机视觉定位、雷达定位等方式在该空域均无法提供高精度定位服务，但由于低空领域不受地面移动蜂窝网络覆盖，传统的地基 RTK 数据也无法使用。

针对这些问题，国内外学者提出通过建立低轨导航星座播发低轨导航信号来增强 GNSS 的构想<sup>[86,120]</sup>，利用低轨卫星运动速度快、地面用户与低轨卫星几何结构变化快的特点，加速 PPP 收敛速度。

国外对低轨卫星导航增强系统的研究起步较早。Trimble 公司早期研究探索了 LEO 卫星提高 RTK 性能的优势并申请了专利<sup>[121]</sup>。美国提出了 GPS 与铱星系统相结合的增强导航系统 iGPS (the High Integrity GPS)<sup>[122]</sup>，并进行了干扰测试，已经在铱星星座 Iridium Next 系统中部署建设。铱星公司宣布开通的卫星时间与位置(STL: Satellite Time Location)系统服务，服务的定位精度是 20~50 米，授时精度在 50 纳秒左右<sup>[123-125]</sup>。

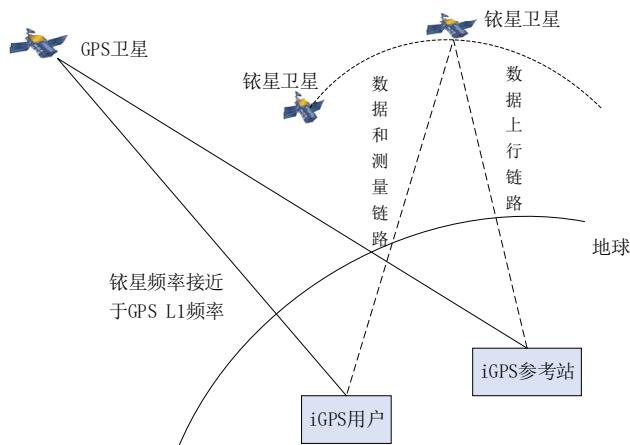


图 1.3 iGPS 体系架构图<sup>[122]</sup>

Figure 1.3 Architecture of iGPS

随着铱星定位服务的开展，国外研究人员开始展望利用未来的大规模低轨通信星座实现导航增强服务的好处，探讨了 LEO 星座对极区航空方面的应用价值，分析了 LEO 导航信号的误差来源并尝试对它们进行建模<sup>[119]</sup>，指出近年来有一些

雄心勃勃的商业宽带通信 LEO 星座计划，具有实现低轨卫星导航增强星座的巨大潜力<sup>[126]</sup>。通过误差建模对 iGPS 系统的可行性进行了分析<sup>[127,128]</sup>，表明 iGPS 可以实现实时厘米级广域载波相位定位，将极大提高航空和陆地导航的精度及可靠性。Xona Space Systems 将在 2020 年 9 月的 ION/IEEE PLANS 会议论文中，提出一个 300 颗低轨卫星组成的星座，其提供的 Pulsar PNT 服务，比标准 GNSS 的精度高十倍，且具有更强的信号功率、加密功能以及快速收敛速度的优点；此外，该卫星的低成本卫星载荷，无星载原子钟，依赖于 GNSS 接收机实现定轨和授时，使用商业天气服务的 GNSS 无线电掩星数据作为大气改正数<sup>[129]</sup>。

近年来，低轨卫星导航增强成为我国卫星导航领域发展的重点和热点，研究主要集中基于低轨星座的导航性能仿真、基于低轨星座的 PPP 收敛时间仿真和利用实际低轨卫星开展导航增强关键技术验证<sup>[110]</sup>这三个层面。随着我国北斗卫星系统的成功建设，越来越多的人开始思考如何在北斗卫星导航系统的基础上进一步提升导航服务性能，部分高校，科研院所和商业公司开始重视低轨卫星导航增强系统的实验验证。

2017 年 11 月 15 日，和德一号卫星和“FY-3D”卫星在太原卫星发射中心发射升空，并随后进行了导航增强载荷的在轨测试工作。测试过程中，地面终端接收卫星下发的地面站上注的 IGS GPS 精密轨道和星钟数据，在增强模式下，实现了 X、Y、Z 三轴方向优于 0.3m 的定位精度<sup>[130]</sup>。

2018 年 3 月，中科院光电院在“亦庄·全图通”卫星上开展了基于低轨道卫星的导航信号增强在轨技术试验，导航增强信号采用时分多载波体制、S 频段播发，进行了落地电平、导航增强信号的捕获、跟踪以及伪距率的测试<sup>[131]</sup>。

武汉大学牵头研制的“珞珈一号”科学实验卫星于 2018 年 6 月成功发射。该卫星首次成功地开展了低轨卫星导航信号增强技术实验验证，武汉和石家庄的地面导航装备同时收到 GPS/北斗和珞珈一号 01 星的双频增强信号。经过初步评估，该信号质量符合预期，高仰角时，伪距和载波相位的测量精度优于 1.5m 和 1.7mm<sup>[132,133]</sup>。

“微厘空间”一号试验卫星<sup>[134]</sup>、鸿雁星座试验星<sup>[135]</sup>、网通一号双星(天象一号 A/B 星)<sup>[136]</sup>均先后发射并进行了导航增强在轨验证试验。其中网通一号双星(天象一号 A/B 星)在轨开展了通信、双频信号增强、信息增强的试验，在授时精度、定轨精度、数据质量以及下行信号质量方面相比珞珈一号卫星均有提升。该

卫星进一步完善了低轨卫星导航增强系统的载荷技术，为后续的星座组网奠定了较好的技术基础。

总体上讲，国内低轨卫星导航增强的研究无论从理论、算法以及关键技术来看，都还处于起步阶段。整个国内还处于技术路线摸索和关键技术攻关的阶段，尚未有体系化的、完整的低轨卫星导航增强星座建设方案。



图 1.4 珞珈一号卫星导航增强载荷<sup>[132]</sup>

Figure 1.4 Navigation augmentation payload of Luojia-1 Satellite

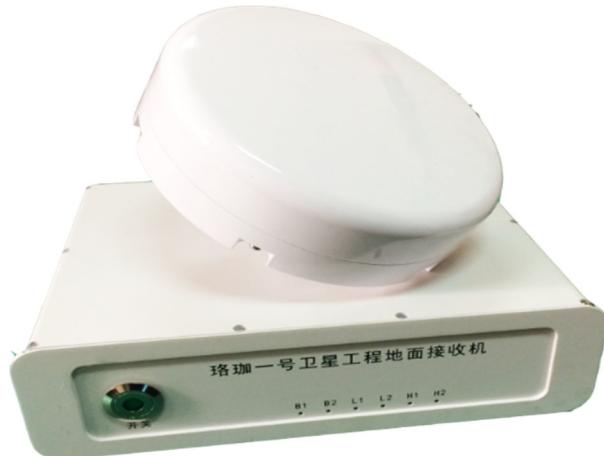


图 1.5 珞珈一号卫星地面接收机<sup>[132]</sup>

Figure 1.5 Ground receiver of Luojia-1 Satellite

本文将基于现有的工程型号，研究和分析低轨卫星导航增强在轨演示验证系统的目标、组成及各部分的功能。

#### 1.4 论文主要研究内容和创新点

论文以自动驾驶、无人机等未来出行需要全球无缝瞬时高精定位为应用背景，

围绕低轨卫星导航增强系统的某些关键技术展开研究和分析，旨在提高低轨卫星实时 PPP 精密定轨精度和收敛速度，改善地面 RTK 定位性能，为低轨卫星导航增强星座建设进行在轨演示验证和评估。

全文的研究内容安排如下：

### 第一章：绪论

介绍论文的研究必要性和意义、国内外研究现状，以及本论文的主要研究内容和创新点。

### 第二章：GNSS 定位定轨基本理论

主要介绍了 GNSS 定位定轨的基本理论。首先介绍了时间系统、坐标系统的基本知识；GNSS 观测模型方面，给出了 GNSS 信号的原始伪距和载波相位观测值模型、GNSS 非差无电离层组合观测模型、GNSS 双差无电离层组合观测模型，然后介绍了 GNSS 定位过程中的各种误差来源及改正方法，以及 GNSS 观测模型的参数估计方法；动力学定轨模型方面，首先介绍了动力学定轨涉及到的基本力学模型，然后介绍了轨道积分，最后介绍了最小二乘批处理方法。

### 第三章：基于星载 GNSS 的 LEO 实时精密定轨及其增强方法研究

首先简单介绍了经典星载 GNSS 精密定轨方法，其中展开介绍了基于星载 PPP 的实时运动学定轨方法以及事后简化动力学定轨方法的相关处理流程。在此基础上，提出了两种低轨卫星实时 PPP 定轨增强技术，即基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨技术和基于先验预报轨道增强的 LEO 实时精密定轨技术。

基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨技术，分析了在地面伪卫星增强方式下低轨卫星定轨的可见卫星数和几何精度因子，比较了该技术与传统的低轨星载 PPP 的实时运动学定轨技术的观测方程，仿真表明，基于地面伪卫星增强的技术，可以改善低轨卫星实时 PPP 定轨时的可见卫星数目和几何精度因子，从而可以极大的改善卫星定轨精度和收敛速度。

基于先验预报轨道增强的 LEO 实时精密定轨技术，首先在参考轨道上分别增加了高斯白噪声误差和周期项误差，仿真了两种轨道误差趋势下的先验预报轨道；然后提出了一种附加先验轨道绝对约束的实时定轨方法；最后，针对基于动力学法的先验预报轨道呈现周期项变化趋势的情况，提出了一种附加先验预报轨道相对约束的实时定轨方法，实验结果表明可以大幅缩短了低轨卫星实时精密定轨的收敛时间，提高低轨卫星的服务性能。

#### 第四章：低轨卫星对 GNSS RTK 定位增强的效果分析

首先，阐述了卫星导航信号的模拟方法，设计了一个由 168 颗 LEO 卫星构成的全球覆盖星座，模拟了 GPS、BDS-3 和 LEO 星座的导航信号。其次，分析了 LEO 卫星增强 GNSS RTK 定位理论数学模型、模糊度固定算法以及数据质量控制方法，并系统梳理了 RTK 定位的算法流程。最后，基于模拟数据和研究理论，开展了 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位和可见卫星不足的短距离 RTK 定位仿真试验，深入分析 LEO 卫星增强对流动站用户卫星几何结构、浮点解收敛速度和精度、固定解比率和精度、以及数据质量控制算法的效果等 RTK 定位性能指标，结果表明，在 GNSS 中长距离的 RTK 定位、可见卫星不足的短距离 RTK 定位这两种场景下，低轨卫星导航增强均可有效提高 RTK 定位的精度和实时性。

#### 第五章：低轨卫星导航增强演示验证系统研究

首先给出了低轨卫星导航增强演示验证系统的系统演示目标；其次，针对这些系统演示目标，进行了系统设计分析，主要进行了演示验证系统的星座构型设计与仿真和基于低轨的全球 PPP 论证；最后，研究了低轨卫星导航增强在轨演示系统的组成，描述了空间段和地面段的组成、功能、工作模式和信号流程，并给出了该演示验证系统的地面测试结果。

#### 第六章：总结与展望

归纳了论文的研究内容和成果，规划和展望了下一步要开展的研究内容。

论文的主要创新点有：

1、为提高低轨卫星实时 PPP 定轨的收敛速度和精度，提出了一种基于地面伪卫星增强的 LEO 实时 PPP 精密定轨技术，有别于传统的低轨星载实时 PPP 运动学定轨技术，地面伪卫星的加入，改善了低轨卫星定轨的可见卫星数和几何精度因子，仿真实验结果表明，与传统的低轨星载实时 PPP 运动学定轨技术相比，基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时 PPP 精密定轨技术不仅可以较好地改善卫星定轨精度，还可在一定程度上加快定轨的收敛速度，尤其有利于低轨卫星入境后的星载 PPP 快速精密定轨收敛。

2、为提高低轨卫星实时 PPP 定轨的收敛速度，提出了一种基于附加先验预报轨道相对约束的低轨卫星实时 PPP 精密定轨的技术，仿真结果表明，可提高 LEO 卫星实时精密定轨收敛速度，提高低轨卫星的服务性能，解决了基于附加先

验预报轨道绝对约束的低轨卫星实时 PPP 精密定轨方法不适用于参考预报轨道误差项呈现周期项变化趋势的问题。

3、针对中长距离基线 RTK 的定位精度和实时性下降的情况，提出了低轨卫星增强 GNSS RTK 定位的技术，深入研究了基于 Kalman 滤波的 RTK 定位理论，构建了 GPS/BDS-3/LEO 多轨道卫星信号融合的中长距离 RTK 定位解算统一模型，从 RTK 解算过程中的各项指标出发，首次量化分析了低轨星座增强北斗三号全球导航系统时中长距离 GNSS RTK 定位的效果，展现了低轨卫星在卫星导航中的独特优势。

4、针对 GNSS 卫星可见数目不足导致短距离 RTK 的定位精度和实时性下降的情况，提出了低轨卫星增强 GNSS 短距离 RTK 定位的技术，首次提出了在信号遮挡条件下低轨卫星增强 GNSS 短距离 RTK 定位的数据处理策略和观测值粗差探测适应机制，模拟了多种信号环境恶劣场景，开展单频、双频 RTK 定位试验，着重分析了算法在恶劣观测环境下的可靠性和观测值粗差适应能力，同时进一步验证了低轨星座增强卫星导航方案的可行性。

5、针对低轨卫星导航增强演示验证系统的目标要求，研究低轨卫星导航增强系统的在轨演示验证方案，首次在低轨卫星导航增强演示验证系统中采用星载 PPP 实时定轨，并系统阐述了系统组成、功能、工作流程、数据流等方面内容，并给出了半物理仿真平台的星载 PPP 实时定位结果。

## 1.5 本章小结

首先介绍了论文的研究背景和研究意义，分析了低轨卫星导航增强研究的关键技术，并针对本论文后续章节将要研究和分析的技术，介绍了低轨卫星星载 GNSS 实时精密定轨技术、低轨增强 GNSS RTK 定位技术和低轨卫星导航增强系统的国内外研究现状，最后概括了论文的研究内容和创新点。



## 第2章 GNSS定位定轨基本理论

### 2.1 引言

PNT信息是导航系统提供的基本服务功能，地面RTK定位和星载GNSS定位定轨均涉及到时间系统和坐标系统的转换，以及一些GNSS原始观测方程、观测误差和参数估计的相关理论知识。本章主要介绍了时间系统、坐标系统、GNSS观测模型以及动力学定轨模型方面的基本理论。

### 2.2 时间系统和坐标系统

#### 2.2.1 时间系统

在低轨卫星精密定轨中，常用的时间系统主要可包括以下几种：世界时、协调世界时、原子时以及动力学时。

##### 2.2.1.1 世界时

世界时是地球自转的一种表现形式，其变化是不均匀的，根据修正项的不同，有三种世界时，即UT0、UT1和UT2。UT0是通过测量恒星直接得到的世界时；在UT0的基础上，引入极移所引起的经度改正项，即可得到修正后的世界时UT1，在LEO精密定轨中，世界时UT1被用于计算格林尼治恒星时；在UT0的基础上，引入地球自转速度季节性变化的改正项，即可得到修正后的世界时UT2。

##### 2.2.1.2 国际原子时

国际原子时(TAI: International Atomic Time)是由国际单位秒SI作为时间单位而确定的系统，其起点为1958年1月1日0时(世界时UT2)。国际原子时是由国际计量局利用世界各地的原子钟读数加权计算所得，具有极高的稳定性和准确性。为满足自身数据处理的需求，四大全球卫星导航系统在TAI的基础上，分别定义了自己的时间系统，如GPS系统的GPST(GPS Time)，北斗系统的BDST(BDS Time)等，他们的秒长定义与TAI一致，其中GPST、BDT以及协调世界时(UTC: Coordinated Universal Time)之间的转换关系可分别表示为：

$$GPST - UTC = 18, \quad \dots(2.1)$$

$$GPST - BDT = 14. \quad \dots(2.2)$$

### 2.2.1.3 协调世界时

世界时可以很好地反映地球自转，但变化不均匀，不适合作为时间标准，为此在世界时的基础上定义了协调世界时 UTC。其历元与世界时的历元一致，秒长与原子时秒长定义一致，当其与世界时 UT1 差值大于 0.9 秒时，通过增加 1 秒进行调整。国际上规定以 UTC 作为标准时间和频率发布的基础。UTC 和 TAI 的转换关系为：

$$UTC - TAI = -(32 + n) \text{ 秒}, \quad \dots(2.3)$$

其中 n 可从 IERS 公报中查得。

### 2.2.1.4 动力学时

动力学时(DT: Dynamical Time)是根据天体力学理论建立的运动学方程编算天体星历所用的时间系统，其通过原子时来具体实现，因此也是一个均匀变化的时间系统。根据运动方程对应参考点的不同，其可分为质心动力学时 TDB 和地心动力学时 TDT (也可简称为 TT)。其中 TDB 主要在计算日月和行星的位置时使用，TDT 主要用于卫星运动方程的建立和解算。TDB 和 TT 二者之间的差异主要和广义相对论效应有关。TT 和 TAI 的转换关系可表示为：

$$TT - TAI = 32.184 \text{ 秒} . \quad \dots(2.4)$$

### 2.2.1.5 儒略日

在定轨计算时常用儒略日 JD 表示当前时刻，它指的是从公元前 4713 年 1 月 1 日世界时 12 时起算的累计天数。为简化计算，我们常常用简化儒略日 MJD 来代替儒略日 JD，二者的转换关系可表示为：

$$MJD = JD - 240000.5 . \quad \dots(2.5)$$

## 2.2.2 坐标系统

星载 GNSS 的 LEO 精密定轨的坐标系主要包括惯性系、地固系以及星体系等。

### 2.2.2.1 惯性系

在 LEO 精密定轨中，惯性系常常适用于卫星运动方程中，例如轨道积分通常在 J2000.0 地心惯性系内计算，其坐标原点在地球质心，其基本平面为 J2000.0 地球平赤道面，X 轴在基本平面内指向 J2000.0 平春分点，Z 轴垂直基本平面指

向平北极，Y 轴垂直于 X 轴和 Z 轴构成的平面，并构成右手坐标系。

### 2.2.2.2 地固系

与惯性系类似，地固系也属于右手坐标系，其固定在地球上，与地球一起旋转，精密定轨中卫星位置计算常在地心地固坐标系下进行。地心地固坐标系以地心为坐标原点，Z 轴指向协议地球北极，基本平面与 Z 轴垂直，X 轴在基本平面内指向格林尼治子午圈。

### 2.2.2.3 星体系

星体系主要包括卫星星固坐标系和卫星轨道坐标系。卫星的推力以及空间观测数据常用卫星星固坐标系来表示。卫星星固坐标系以卫星质心为原点，Z 轴由卫星质心指向地心，Y 轴指向轨道面的负法向，X 轴在轨道平面内指向卫星运动方向。卫星轨道坐标系，也称 RTN 坐标系，其坐标原点定义与卫星星固坐标系一致，主要用于卫星精密定轨的精度评价上。其 R 轴(径向)与地心到卫星质心的径向方向一致，T 轴(切向)在轨道面内与 R 轴垂直，指向卫星运动方向，N 轴(法向)与 R 轴和 T 轴构成右手系。

### 2.2.2.4 卫星星固坐标系转换至地心惯性坐标系

假设卫星星固坐标系下有一矢量  $R_s$ ，其在地心惯性坐标系下的坐标矢量  $R$  可表示为：

$$R = [c_1 \quad c_2 \quad c_3]^T \cdot R_s, \quad \dots(2.6)$$

$$c_2 = -\frac{r \times \dot{r}}{|r \times \dot{r}|}, \quad \dots(2.7)$$

$$c_3 = -\frac{r}{|r|}, \quad \dots(2.8)$$

$$c_1 = c_2 \times c_3. \quad \dots(2.9)$$

其中， $r$  和  $\dot{r}$  分别为地心惯性坐标系下的卫星位置和速度。

### 2.2.2.5 地心惯性坐标系转换至 RTN 坐标系

假设地心惯性坐标系下有一矢量  $R_s$ ，其在 RTN 坐标系下的坐标矢量  $R$  可表示为：

$$R = [g_1 \quad g_2 \quad g_3]^T \cdot R_s, \quad \dots(2.10)$$

$$\mathbf{g}_3 = -\frac{\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}}{|\mathbf{r} \times \dot{\mathbf{r}}|}, \quad \dots(2.11)$$

$$\mathbf{g}_2 = -\frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \quad \dots(2.12)$$

$$\mathbf{g}_1 = \mathbf{g}_2 \times \mathbf{g}_3. \quad \dots(2.13)$$

其中， $\mathbf{r}$ 和 $\dot{\mathbf{r}}$ 分别为地心惯性坐标系下的卫星位置和速度。

## 2.3 GNSS 观测模型

### 2.3.1 GNSS 观测方程

导航信号的原始伪距和载波相位观测值模型如式(2.14)和式(2.15)所示。

$$P_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (B_{r,i} - B_i^s) + I_{r,i}^s + mp_r^s ZTD_r + \zeta_{r,i}^s \quad \dots(2.14)$$

$$L_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (b_{r,i} - b_i^s) - I_{r,i}^s + mp_r^s ZTD_r + \lambda_i^s N_{r,i}^s + \xi_{r,i}^s \quad \dots(2.15)$$

式中， $P$  和  $L$  分别为伪距和载波相位观测值，单位为米；上标  $s$  表示卫星 PRN；下表  $r$  和  $i$  分别代表接收机和信号的频率编号； $\rho$  为地面接收机天线相位中心与卫星天线相位中心之间的距离； $c$  为光速； $dt_r$  和  $dt^s$  表示接收机和卫星的钟差； $B$  和  $b$  表示伪距和相位观测值的硬件延迟，其对应上下标表示频点和延迟产生区域； $I$  为信号传输路径上的电离层延迟； $mp$  和  $ZTD$  分别为测站天方向对流层延迟及卫星的对流层映射函数； $\lambda$  和  $N$  分别为载波相位观测值的波长和模糊度； $\zeta_{r,i}^s$  和  $\xi_{r,i}^s$  为伪距和载波观测值中其他未模型化误差，主要包括多路径效应和观测噪声。

### 2.3.2 GNSS 非差无电离层组合观测方程

星载 GNSS 观测主要包括多频伪距和载波观测值，采用无电离层组合方法以消除电离层一阶项的影响。在不考虑对流层影响的条件下，对上述公式进行适当的修改，GNSS 卫星的无电离层组合观测方程如下式所示。

$$P_{r,IF}^s + \hat{t}_P^s = \rho_r^s + \hat{t}_{P,r} + \varepsilon_{P_{IF}} \quad \dots(2.16)$$

$$L_{r,IF}^s + \hat{t}_L^s = \rho_r^s + \hat{t}_{L,r} + \omega_{r,IF}^s + N_{r,IF}^s + \varepsilon_{L_{IF}} \quad \dots(2.17)$$

$$P_{r,IF}^s = a_1 P_{r,1}^s - a_2 P_{r,2}^s \quad \dots(2.18)$$

$$L_{r,IF}^s = a_1 L_{r,1}^s - a_2 L_{r,2}^s \quad \dots(2.19)$$

$$\hat{t}_{P,r} = cdt_r + B_{r,IF} \quad \dots(2.20)$$

$$\hat{t}_{L,r} = cdt_r + b_{r,IF} \quad \dots(2.21)$$

$$\hat{t}_P^s = cdt^s + B_{IF}^s \quad \dots(2.22)$$

$$\hat{t}_L^s = cdt^s + b_{IF}^s \quad \dots(2.23)$$

$$\varepsilon_{P_{LF}} = a_1 \varepsilon_{P_1} - a_2 \varepsilon_{P_2} \quad \dots(2.24)$$

$$\varepsilon_{L_{LF}} = a_1 \varepsilon_{L_1} - a_2 \varepsilon_{L_2} \quad \dots(2.25)$$

$$\omega_{r,IF}^s = a_1 \lambda_1^s \omega_{r,1}^s - a_2 \lambda_2^s \omega_{r,2}^s \quad \dots(2.26)$$

$$N_{r,IF}^s = a_1 \lambda_1^s N_{r,1}^s - a_2 \lambda_2^s N_{r,2}^s \quad \dots(2.27)$$

其中：

下标  $r$  表示低轨卫星的卫星号，上标  $s$  表示 GNSS 卫星的卫星号， $i$  表示卫星  $s$  信号的频率  $f_i^s$ ， $c$  表示光速；

$a_1 = \frac{f_{s,1}^2}{f_{s,1}^2 - f_{s,2}^2}$  和  $a_2 = \frac{f_{s,2}^2}{f_{s,1}^2 - f_{s,2}^2}$  表示无电离层组合系数；

下标  $IF$  表示无电离层组合(IF: Ionosphere-Free Combination)；

$P_{r,IF}^s$  和  $L_{r,IF}^s$  分别为无电离层组合的伪距和载波相位观测值；

$B_{r,IF} = a_1 B_{r,1} - a_2 B_{r,2}$  和  $b_{r,IF} = a_1 b_{r,1} - a_2 b_{r,2}$  是卫星系统的系统间偏差，被分别吸收到伪距端的接收机钟差  $\hat{t}_{P,r}$  和载波端的接收机钟差  $\hat{t}_{L,r}$  中，不需要单独估计；

$B_{IF}^s = a_1 B_1^s - a_2 B_2^s$  和  $b_{IF}^s = a_1 b_1^s - a_2 b_2^s$  表示 GPS、BDS 以及地面伪卫星(PSL: Pseudolite)的系统间偏差，与接收机系统间偏差类似，二者也分别被吸收到伪距端的卫星钟差  $\hat{t}_P^s$  和载波端的卫星钟差  $\hat{t}_L^s$  中进行估计。

$\omega_{r,IF}^s$  和  $N_{r,IF}^s$  分别表示无电离层组合的相位缠绕误差以及整周模糊度，其中  $\lambda_i^s$  和  $\lambda_1^s$  分别表示频率  $f_1^s$  和  $f_2^s$  所对应的波长；

$\varepsilon_{P_{LF}}$  和  $\varepsilon_{L_{LF}}$  分别表示伪距观测值和载波观测值中的无电离层组合的剩余误差项，如地球自转改正、相对论效应等一些常见的模型误差，以及观测噪声、多路径误差等为模型化的误差。

需要注意的是，此观测方程和一般的精密单点定位方程相比，缺少了对流层延迟参数，这也是低轨卫星运动学定轨和精密单点定位的主要不同之处，这是由

于低轨卫星在观测 GNSS 卫星时，卫星信号传播过程中并不会经过对流层这部分区域，因此在构建观测方程时不需考虑对流层延迟误差，也不需要改正固体潮和海潮。

### 2.3.3 GNSS 双差无电离层组合观测方程

RTK 定位是基于双差观测值，并在式(2.14)和式(2.15)给出了 GNSS/LEO 的原始伪距和载波观测值，观测值双差为对原始观测值先后进行星间单差和站间单差操作。式(2.28)和式(2.29)为星间单差伪距和载波观测值，本文采用星座内差分模式，即 GNSS 和 LEO 系统有其各自的参考星，系统间无相关性。因此，本章公式推导中未对 GNSS 和 LEO 星座加以区分，直接给出观测值差分。

$$P_{r,i}^{sl} = \rho_r^{sl} - cdt^{sl} - B_i^{sl} + I_{r,i}^{sl} + mp_r^{sl} ZTD_r + \zeta_{r,i}^{sl} \quad \dots(2.28)$$

$$L_{r,i}^{sl} = \rho_r^{sl} - cdt^{sl} - b_i^{sl} - I_{r,i}^{sl} + mp_r^{sl} TZD_r + \lambda_i^s N_{r,i}^{sl} + \xi_{r,i}^{sl} \quad \dots(2.29)$$

式中上标  $sl$  表示卫星  $s$  和卫星  $l$  的观测值作差。星间作差能够消除与接收机相关的误差，包括接收机钟差和接收机端硬件延迟。

基于星间单差观测值，进行站间作差可得到双差观测值，如式(2.30)和式(2.31)。

$$P_{rb,i}^{sl} = \rho_{rb}^{sl} + I_{rb,i}^{sl} + mp_r^{sl} ZTD_r - mp_b^{sl} ZTD_b + \zeta_{rb,i}^{sl} \quad \dots(2.30)$$

$$L_{rb,i}^{sl} = \rho_{rb}^{sl} - I_{rb,i}^{sl} + mp_r^{sl} ZTD_r - mp_b^{sl} ZTD_b + \lambda_i^s N_{rb,i}^{sl} + \xi_{rb,i}^{sl} \quad \dots(2.31)$$

式中下标  $rb$  表示测站  $r$  和测站  $b$  之间作差。站间作差能够消除卫星端误差，即卫星钟差、卫星端硬件延迟。因此，基于双差观测值能够消除大多数误差，双差观测值中仅包含星和地之间的几何距离、电离层延迟、对流层延迟、载波的模糊度以及观测值噪声。

电离层延迟与信号的频率相关，如式(2.32)，电离层延迟量的大小与其频率的平方成反比。

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{f_2^2}{f_1^2} \quad \dots(2.32)$$

因此利用双频观测值可以构建伪距和载波的双差无电离层组合观测值，如式(2.33)和式(2.34)。

$$\begin{aligned} P_{rb,IF}^{sl} &= \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_{rb,1}^{sl} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_{rb,2}^{sl} \\ &= \rho_{rb}^{sl} + mp_r^{sl} ZTD_r - mp_b^{sl} ZTD_b + \zeta_{rb,IF}^{sl} \end{aligned} \quad \dots(2.33)$$

$$\begin{aligned} L_{rb,IF}^{sl} &= \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{rb,1}^{sl} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_{rb,2}^{sl} \\ &= \rho_{rb}^{sl} + mp_r^{sl} ZTD_r - mp_b^{sl} ZTD_b + \lambda_{IF}^s N_{rb,IF}^{sl} + \xi_{rb,IF}^{sl} \end{aligned} \quad \dots(2.34)$$

### 2.3.2 GNSS 观测误差

GNSS 定位中的误差可分为与卫星相关的误差、与信号传播相关的误差、与接收机和测站相关的误差三大类。各类误差主要包含的误差源如下所述。

#### 2.3.2.1 卫星端相关误差

卫星端相关误差主要包含卫星轨道误差、卫星钟差、相对论效应、卫星天线相位中心偏差和变化。

卫星轨道误差，指的是根据当前卫星的星历计算的卫星位置与“真实”卫星轨道位置的误差。其中，广播星历的卫星轨道在 m 级，而精密星历的轨道精度可以达到 cm 级。卫星钟误差指的是由于卫星钟的漂移导致的卫星钟时间与理想的真实时间之间的差异。目前，由广播星历计算的卫星钟差的精度在 5~10ns，IGS 分析中心提供的卫星钟差的精度可以达到 0.1ns。这两项误差在 PPP 过程中无法通过差分消除，所以必须依赖精密轨道和钟差产品，目前实时 GNSS 精密轨道和钟差产品的发展已经相当成熟，以有很多科研机构和公司可以提供实时精密轨道和钟差产品，为基于运动学 LEO 精密定轨打下了坚实的基础。

卫星钟和接收机钟所的运动速度及重力位不同时，会导致卫星钟和接收机钟之间产生相对时钟偏差的现象，这就是相对论效应，可通过精确的模型进行改正。

卫星天线相位中心偏差及其变化，GNSS 观测是以卫星天线的相位中心为准的，一些精密产品是基于卫星天线质量中心的，它们之间存在的偏差和变化称为卫星天线相位中心偏差及其变化。对于 PPP，则需要使用 IGS 提供的 antex 文件来改正卫星端的天线相位中心偏差(PCO: Phase Center Offset)和天线相位中心变化(PCV: Phase Center Variation)。

天线相位缠绕，卫星天线或者接收机天线绕极化轴向旋转使得相位观测值发生变化的现象称为天线相位缠绕。在 PPP 中，天线相位缠绕需要可通过现有改正

模型进行改正。

### 2.3.2.2 信号传播相关误差

电离层延迟，电磁波在通过电离层时传播的方向和速度会发生改变，这种现象被称为电离层延迟。在 PPP 中，采用无电离层组合消除。

对流层延迟，电磁波在通过对流层时传播路径和速度会发生改变，这种现象被称为对流层延迟。在 PPP 中，通常采用模型改正干分量延迟，然后通过参数估计湿分量延迟，在星载 PPP 中可忽略不计。

多路径效应，多路径效应是指信号经过不同的路径反射后与直接接收到的信号发生相互干涉的现象，由于其没有规律性，目前还没有合适的模型改正方法，只能通过硬件手段和观测环境选择来减弱其影响。

### 2.3.2.3 接收机和测站端的相关误差

接收机钟差，是指接收机钟漂移导致其时间和标准时间的差异。在 PPP 中，则一般通过参数估计接收机钟差。

接收机天线相位中心偏差及其变化，天线的几何中心与平均相位中心的偏差称为接收机天线 PCO，将接收机天线的瞬时相位中心与平均相位中心的偏差称为天线 PCV，大部分天线均有相应的参数。

地球自转改正，由于地球的自转导致的信号发射时刻与接收时刻的地固坐标系不相同，可通过模型精确改正。

潮汐改正，包括固体潮、海洋潮和极潮，它们对定位的影响依次减小，可以通过模型改正，在星载 PPP 中可以忽略不计。

### 2.3.3 参数估计方法

GNSS 精密定位中，常采用最小二乘法估计和卡尔曼滤波(Kalman Filter, KF)这两种参数估计方法。但是为了避免高阶矩阵的求逆，提高数据处理的效率，在实际应用中一般不采用整体最小二乘的方法，而是采用将待估参数进行分类处理的递归最小二乘估计。Kalman 滤波是最优估计中的一种最小方差估计<sup>[137]</sup>，具有设计简单、无需保存历史信息、占用计算机资源小及高效的计算效率等优点，大量应用于导航定位的数据处理。本文主要采用卡尔曼滤波方法进行参数估计，下面将简单介绍上述两种参数估计方法。

### 2.2.3.1 最小二乘估计

星载 GNSS 数据处理中，我们可将待估参数分为时变参数和时不变参数两类，其中时变参数主要包括 LEO 卫星接收机位置、接收机钟差等，时不变参数主要包含整周模糊度等。其中时变参数用  $X$  表示，时不变参数用  $Y$  表示， $A$  和  $B$  分别表示  $X$  和  $Y$  的系数矩阵， $P$  表示对应的权矩阵，则观测方程可以改写为式(2.35)，组建的法方程为式(2.36)，经过转换后的上三角形矩阵为式(2.37)。

$$AX + BY = L + V \quad \dots(2.35)$$

$$\begin{bmatrix} A^T PA & A^T PB \\ B^T PA & B^T PB \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_{11} & N_{12} \\ N_{21} & N_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^T PL \\ B^T PL \end{bmatrix} \quad \dots(2.36)$$

其中： $N_{11}=A^T PA$ ， $N_{12}=A^T PB$ ， $N_{21}=B^T PA$ ， $N_{22}=B^T PB$ 。

$$\begin{bmatrix} I & 0 \\ -N_{21}N_{11}^{-1} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_{11} & N_{12} \\ N_{21} & N_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_{11} & N_{12} \\ 0 & N_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A^T PL \\ \bar{B}^T PL \end{bmatrix} \quad \dots(2.37)$$

其中： $\bar{N}_{22}=N_{22}-N_{21}N_{11}^{-1}N_{12}$ ， $\bar{B}=B-AN_{11}^{-1}N_{21}^T$ 。

令  $J=AN_{11}^{-1}A^T P$ ，则由式(2.37)得到， $\bar{N}_{22}=\bar{B}^T(I-J)^T P(I-J)B$ ， $\bar{B}=(I-J)B$ ，

进一步有  $\bar{N}_{22}=\bar{B}^T P \bar{B}$ ，从而可以解得  $X$ 、 $Y$  的值，如式(2.38)和式(2.39)所示。

$$\tilde{X}=N_{11}^{-1}(A^T PL-N_{12}\tilde{Y}) \quad \dots(2.38)$$

$$\tilde{Y}=\left(\bar{B}^T P \bar{B}\right)^{-1} \bar{B}^T PL \quad \dots(2.39)$$

### 2.2.3.2 卡尔曼滤波

卡尔曼滤波主要通过观测数据和系统运动状态来估计参数，由观测方程和状态方程两部分组成。观测方程是描述观测向量和参数向量之间关系的方程，状态方程是描述系统相邻两个时刻之间状态动态变化关系的模型。

离散 Kalman 滤波的观测方程和状态方程如式(2.40)所示。

$$\begin{cases} L_k = H_k X_k + \Delta_k \\ X_{k+1} = \Phi_k X_k + w_k \end{cases} \quad \dots(2.40)$$

其中， $k$  和  $k+1$  分别表示两个相邻的历元； $L$  表示观测向量； $X$  表示待估参数向量； $H$  表示设计矩阵； $\Delta$  表示观测误差； $\Phi$  表示状态转移矩阵； $w$  表示动态噪声。

离散 Kalman 滤波中设定各观测值之间不相关，观测噪声和系统噪声也相互独立且服从高斯白噪声分布，所以其随机模型可以表示为式(2.41)。

$$\begin{cases} E(\Delta_k) = 0, Cov(\Delta_k, \Delta_j) = E(\Delta_k \Delta_j^T) = Q_k \delta_{kj} \\ E(w_k) = 0, Cov(w_k, w_j) = E(w_k w_j^T) = R_k \delta_{kj} \\ Cov(w_k, \Delta_j) = E(w_k \Delta_j^T) = 0 \end{cases} \dots(2.41)$$

其中,  $Q_k$ 、 $R_k$  分别表示观测噪声、系统噪声的方差阵;  $\delta_{kj}$  表示克罗内克函数, 如式(2.42)所示。

$$\delta_{kj} = \begin{cases} 1, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases} \dots(2.42)$$

给定待估参数一个初值  $X_0 = \hat{X}_0$  及其方差  $P_0$ , 可以递推出时刻  $t(k)$  的状态估计  $\hat{X}_k$  及其协方差估计  $P_k$ , 一般分成异步预测(2.43)、计算增益矩阵(2.44)和量测更新(2.45)三步。

$$\begin{cases} X_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \\ P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + R_{k-1} \end{cases} \dots(2.43)$$

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T (H_k P_{k,k-1} H_k^T + Q_k)^{-1} \dots(2.44)$$

$$\begin{cases} \hat{X}_k = X_{k,k-1} + K_k (L_k - H_k X_{k,k-1}) \\ P_k = (I - K_k H_k) P_{k,k-1} \end{cases} \dots(2.45)$$

在 LEO 精密定轨中, 观测方程是非线性的, 因此我们需要先将观测方程通过泰勒级数展开, 待其线性化后再进行卡尔曼滤波, 此方法也可称为扩展卡尔曼滤波方法。

## 2.4 动力学定轨模型

卫星的运动符合牛顿方程, 动力学定轨可基于卫星运动方程, 在卫星运动的历元间建立高精度的相对运动约束, 从而在运动学定轨的基础上添加额外的观测信息, 可得到连续的轨道, 且可以根据运动方程对轨道进行预报, 缺点是受力学模型的影响和计算量较大, 简化力学引入过程噪声抑制了未建模项的影响, 但是仍然计算量较大, 很难用于在轨处理, 通常用于事后精密定轨。本小节主要介绍了简化动力学低轨中的常用力学模型、轨道积分和基于最小二乘批处理的事后简化动力学定轨等。

### 2.4.1 基本力学模型

根据牛顿第二定律，惯性系下低轨卫星加速度如式(2.46)所示。

$$\ddot{\vec{r}} = \frac{\vec{f}(\vec{r}, \dot{\vec{r}}, p, t)}{m_s} \quad \dots(2.46)$$

其中， $\ddot{\vec{r}}$  为低轨卫星加速度， $\vec{f}(\vec{r}, \dot{\vec{r}}, p, t)$  为低轨卫星受到的外部力作用， $\vec{r}$ 、 $\dot{\vec{r}}$  分别为低轨卫星在  $t$  时刻的位置和速度， $p$  为卫星动力学模型参数， $m_s$  为低轨卫星质量。

低轨卫星在运动过程中，会受到保守力、非保守力和其它未模型化的摄动力作用，因此，式(2.46)可表示为式(2.47)。

$$\ddot{\vec{r}} = a_{ei} + a_s + a_o + a_t + a_N + a_r + a_{ng} + a_{emp} \quad \dots(2.47)$$

其中， $a_{ei}$  为卫星受到的地球引力， $a_s$  为地球固体潮引起的卫星摄动力， $a_o$  为海潮引起的卫星摄动力， $a_t$  为地球重力场时变项引起的卫星摄动力， $a_{sp}$  为固体潮极潮引起的卫星摄动力， $a_{op}$  为海潮极潮引起的卫星摄动力， $a_N$  为太阳系内日月等其它天体对卫星的引力作用， $a_r$  为相对论效应对卫星的摄动力改正， $a_{ng}$  为卫星受到的非保守力作用， $a_{emp}$  为卫星受到的其它未模型化的摄动力作用。

低轨卫星基本力学模型包括保守力模型和非保守力模型，其中保守力包括地球引力、地球固体潮、海潮、重力场时变、海潮极潮、固体潮极潮、日月引起的 N 体摄动、相对论效应等，非保守力包括大气阻力摄动、太阳光压摄动和地球反照辐射压摄动等。低轨卫星的保守力和非保守力模型计算，可参见相关具体文档，在此不再赘述。

#### 2.4.2 轨道积分

令轨道状态  $y(t) = \begin{pmatrix} r(t) \\ v(t) \end{pmatrix}$ ，对  $t$  求导，则可得到卫星轨道运动方程，如式(2.48)

所示。

$$\frac{d}{dt} y(t) = F(t, y(t), p) = \begin{pmatrix} v(t) \\ a(t, r, v, p) \end{pmatrix} \quad \dots(2.48)$$

根据卫星初始状态  $y(t_0)$ ，可以积分确定卫星当前状态  $y(t)$ 。

任意时刻  $t$  对初始状态的偏导数为状态转移矩阵如式(2.49)所示。

$$\Phi(t, t_0) = \frac{\partial y(t)}{\partial y(t_0)} \quad \dots(2.49)$$

对卫星运动方程求偏导，结果如式(2.50)所示。

$$\frac{d}{dt} \Phi(t, t_0) = \frac{\partial F(t, y(t), p)}{\partial y(t)} \cdot \Phi(t, t_0) \quad \dots(2.50)$$

令  $A = \frac{\partial F(t, y(t), p)}{\partial y(t)}$ ，式(2.51)可表示为：

$$\frac{d}{dt} \Phi(t, t_0) = A \cdot \Phi(t, t_0) \quad \dots(2.51)$$

从而， $A$  的具体形式如式(2.52)...(2.52)所示。

$$A = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} & 1_{3 \times 3} \\ \frac{\partial a(t, r, v, p)}{r(t)} & \frac{\partial a(t, r, v, p)}{v(t)} \end{pmatrix}_{6 \times 6} \quad \dots(2.52)$$

卫星状态方程对待估力学参数求偏导，可得敏感矩阵，如式(2.53)所示。

$$S(t) = \frac{\partial y(t)}{\partial p} \quad \dots(2.53)$$

式(2.53)对时间求导，可得敏感矩阵一阶微分方程：

$$\frac{d}{dt} S(t)_{6 \times n_p} = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} & 1_{3 \times 3} \\ \frac{\partial a(t, r, v, p)}{r(t)} & \frac{\partial a(t, r, v, p)}{v(t)} \end{pmatrix}_{6 \times 6} \cdot S(t) + \begin{pmatrix} 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times n_p} \\ 0_{3 \times 6} & \frac{\partial a(t, r, v, p)}{\partial p} \end{pmatrix} \quad \dots(2.54)$$

根据上述状态转移矩阵及敏感矩阵的微分方程，可得变分方程：

$$\frac{d}{dt} (\Phi, S) = \begin{pmatrix} 0_{3 \times 3} & 1_{3 \times 3} \\ \frac{\partial a}{\partial r} & \frac{\partial a}{\partial v} \end{pmatrix}_{6 \times 6} \cdot (\Phi, S) + \begin{pmatrix} 0_{3 \times 6} & 0_{3 \times n_p} \\ 0_{3 \times 6} & \frac{\partial a}{\partial p} \end{pmatrix}_{6 \times (6+n_p)} \quad \dots(2.55)$$

一般而言，同时对卫星运动方程和变分方程进行积分，即可计算得到所求时刻的卫星状态、状态转移矩阵以及敏感矩阵。

#### 2.4.3 最小二乘批处理

低轨卫星简化动力学定轨中，涉及到下列三类待估参数：(1)接收机钟差参数  $T = (c\delta t_0; \dots; c\delta t_{n_r-1})$ ；(2)卫星运动学模型及动力学模型相关参数，包括卫星初始状态  $y_0$ ，太阳光压参数  $C_R$ ，大气阻力参数  $C_D$  及经验加速度  $a_j$  等，我们将其表示为  $Y = (y_0; C_R; C_D; a_0; \dots; a_{n_a-1})$ ；(3)整周模糊度参数  $B = (b_0; \dots; b_{n_B-1})$ 。

对上述三类参数进行线性化，可得法方程式(2.56)。

$$\left( \frac{\partial h}{\partial (T_0, Y_0, B_0)} \right)^T W \left( \frac{\partial h}{\partial (T_0, Y_0, B_0)} \right) = \left( \frac{\partial h}{\partial (T_0, Y_0, B_0)} \right)^T W (z - h(T_0, Y_0, B_0)) \quad \dots(2.56)$$

其中,  $\frac{\partial h}{\partial (T_0, Y_0, B_0)}$  为设计矩阵, 可表示为式(2.57)。

$$\left( \frac{\partial h}{\partial (T_0, Y_0, B_0)} \right) = (H_T \quad H_Y \quad H_B) \quad \dots(2.57)$$

GNSS 观测值  $h$  对接收机钟差求偏导数, 可表示为式(2.58)。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial T} = (0_{(0)}, \dots, 0_{(i-1)}, 1_{(i)}, 0_{(i+1)}, \dots, 0_{(n_T-1)}) \quad \dots(2.58)$$

其中  $h_i^s$  是第  $i$  个历元第  $s$  颗 GNSS 卫星观测值。

GNSS 观测值对模糊度参数向量的偏导数为式(2.59)。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial B} = (0_{(0)}, \dots, 0_{(k-1)}, 1_{(k)}, 0_{(k+1)}, \dots, 0_{(n_B-1)}) \quad \dots(2.59)$$

最后, 计算观测值对力学模型参数的偏导数为式(2.60)。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial Y} = \left( \frac{\partial h_i^s}{\partial y_0}, \frac{\partial h_i^s}{\partial C_R}, \frac{\partial h_i^s}{\partial C_D}, \frac{\partial h_i^s}{\partial a_0}, \dots, \frac{\partial h_i^s}{\partial a_{j-1}}, \frac{\partial h_i^s}{\partial a_j}, 0_{(j+1)}^T, \dots, 0_{(n_a-1)}^T \right) \quad \dots(2.60)$$

对于上式, 若第  $i$  个历元的观测值落入了第  $j$  个经验加速度区间, 那么观测值从初始时刻到当前时刻对经验加速度的偏导数都要列出。这表明过去每个时段的经验加速度对当前卫星状态都产生了影响。

式...(2.60)也可写成如式(2.61)所示的形式。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial Y} = \left( \frac{\partial h_i^s}{\partial y_0} \quad \frac{\partial h_i^s}{\partial p} \right) \quad \dots(2.61)$$

其中  $p$  为力模型参数, 且有  $p_i = (C_R; C_D; a_0; \dots; a_j; 0; \dots; 0)$ 。在当前历元, 观测值

对当前状态的偏导数容易求出, 其形式为式(2.62)。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial y_i} = \left( - \left( U^T(t_i) e^s(t_i) \right)^T \quad 0_{1 \times 3} \right) \quad \dots(2.62)$$

其中,  $e^s(t_i)$  为地固系下观测值对卫星状态的偏导数,  $U^T(t_i)$  为地固系到惯性系下的转换矩阵。由于 GNSS 观测值是在地固系下, 而轨道积分是在惯性系下, 因此需要将其统一到惯性系下进行求解。

由轨道积分过程可以得到状态转移矩阵  $\Phi(t, t_0)$  和敏感矩阵  $S(t)$ , 因此  $\frac{\partial h_i^s}{\partial Y}$  可转换成如式(2.63)所示的形式。

$$\frac{\partial h_i^s}{\partial Y} = \begin{pmatrix} \frac{\partial h_i^s}{\partial y_i} \frac{\partial y_i}{\partial y_0} & \frac{\partial h_i^s}{\partial p_i} \frac{\partial y_i}{\partial p_i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial h_i^s}{\partial y_i} \Phi(t_i, t_0) & \frac{\partial h_i^s}{\partial y_i} S(t_i) \end{pmatrix} \quad \dots(2.63)$$

$z - h(c\delta t_r(t_i), y(t_i), b_k)$  也可通过轨道积分得到。

法方程可重写为式(2.64)。

$$\begin{pmatrix} N_{TT} & N_{TY} & N_{TB} \\ N_{YT} & N_{YY} & N_{YB} \\ N_{BT} & N_{BY} & N_{BB} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta T \\ \Delta Y \\ \Delta B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} n_T \\ n_Y \\ n_B \end{pmatrix} \quad \dots(2.64)$$

为防止动力学模型参数不收敛, 可将一个不相关的先验状态信息加入到方程中; 若伪距观测值不参与解算, 则还需同时加入一组不相关的模糊度先验信息, 由此加入先验信息后的法方程可以写为式(2.65)。

$$\begin{pmatrix} N_{TT} & N_{TY} & N_{TB} \\ N_{YT} & N_{YY} + \Lambda_Y & N_{YB} \\ N_{BT} & N_{BY} & N_{BB} + \Lambda_B \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta T \\ \Delta Y \\ \Delta B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} n_T \\ n_Y \\ n_B \end{pmatrix} \quad \dots(2.65)$$

将动力学模型参数和整周模糊度参数合并到一起, 有式(2.66)。

$$X = \begin{pmatrix} Y \\ B \end{pmatrix} \quad \dots(2.66)$$

法方程可重新定义为式(2.67)。

$$\begin{pmatrix} N_{TT} & N_{TX} \\ N_{XT} & N_{XX} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta T \\ \Delta X \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} n_T \\ n_X \end{pmatrix} \quad \dots(2.67)$$

根据最小二乘原理, 可求解得到待估参数及其方差。

$$\Delta X = (N_{XX} - N_{XT} N_{TT}^{-1} N_{TX})^{-1} (n_X - N_{XT} N_{TT}^{-1} n_T) \quad \dots(2.68)$$

$$\Delta T = N_{TT}^{-1} (n_T - N_{TX} \Delta X) \quad \dots(2.69)$$

$$Q_{XX} = (N_{XX} - N_{XT} N_{TT}^{-1} N_{TX})^{-1} \quad \dots(2.70)$$

$$Q_{TT} = N_{TT}^{-1} + (N_{TT}^{-1} N_{TX}) Q_{XX} (N_{TT}^{-1} N_{TX})^T \quad \dots(2.71)$$

## 2.5 本章小结

本章主要介绍了 GNSS 定位定轨的基本理论, 为后面各章节提供了理论基础, 依次阐述了时间系统、坐标系统、GNSS 观测模型和动力学定轨模型方面的基本理论。

GNSS 观测模型方面, 首先给出了 GNSS 信号的原始伪距和载波相位观测方程, 然后给出了 GNSS 非差无电离层组合观测方程、GNSS 双差无电离层组合观

测方程，并介绍了GNSS定位过程中的各种误差来源及改正方法，最后阐述了GNSS观测模型的参数估计方法。动力学定轨模型方面，首先介绍了动力学定轨涉及到的基本力学模型、轨道积分，最后介绍了最小二乘批处理方法。



## 第3章 基于星载GNSS的LEO实时精密定轨及其增强方法研究

### 3.1 引言

在低轨卫星导航增强应用中，精确的低轨卫星轨道信息极为重要，实时、连续及可靠的轨道信息，可有力保障低轨卫星导航系统运行的可靠性和稳定性。目前，常用的定轨方法包括运动学定轨、动力学定轨以及简化动力学定轨等。其中动力学方法和简化动力学方法均需使用动力学模型构建方程解算，轨道精度可达厘米级，但由于低轨卫星动力学模型误差较大，且模型参数过多，计算量大，不适用于实时、连续的精密定轨<sup>[15]</sup>。而运动学定轨则不需要复杂的动力学模型等先验信息辅助定位，可直接根据星载接收机观测到的卫星数据，实时解算低轨卫星的三维位置和速度<sup>[138]</sup>。由于星上计算能力有限，数据存储空间较小，一般采用运动学定轨方法进行实时或快速精密定轨。

基于运动学的LEO精密定轨虽然可以实现厘米级的高精度轨道，但是实际的LEO导航增强应用对运动学定轨的收敛时间提出了更高的要求，本章基于运动学的LEO实时PPP精密定轨，以提高LEO定轨的收敛速度为目标，提出了两种增强方法，即基于地面伪卫星增强的LEO实时PPP精密定轨和基于先验预报轨道增强的LEO实时PPP精密定轨，实现LEO实时PPP精密定轨的快速收敛。

### 3.2 经典的基于星载GNSS的LEO精密定轨方法

本节将主要介绍基于星载PPP的运动学定轨和简化动力学定轨，它们都是经典的LEO精密定轨方法，只不过运动学定轨一般用于星上实时或快速精密定轨，而简化动力学定轨常用于事后精密定轨。

#### 3.2.1 基于星载PPP的运动学定轨

实际而言，低轨卫星实时运动学定轨可以视为对低轨卫星进行实时精密单点定位，因而，运动学定轨原理与精密单点定位原理也基本一致。在精密单点定位中，我们常采用无电离层组合方法以消除电离层一阶项的影响，如式(2.16)~式(2.27)所示。

根据GNSS非差无电离层组合观测模型，我们即可利用每个历元观测数据及实时卫星钟差、轨道等产品，构建当前时刻的观测法方程，然后使用卡尔曼滤波

方法解算待估参数，从而实时计算每个历元下的低轨卫星轨道。星载 PPP 实时运动学定轨流程如下图所示。

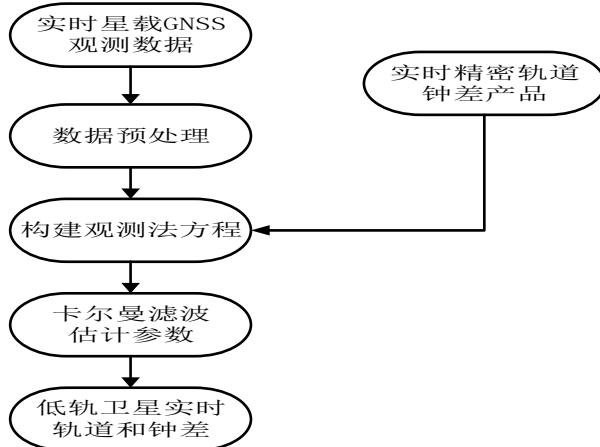


图 3.1 星载 PPP 实时运动学定轨流程图

Figure 3.1 Flow chart of onboard PPP real-time kinematics orbit determination

### 3.2.2 简化动力学定轨

卫星的运动符合牛顿方程，动力学定轨可基于卫星运动方程，在卫星运动的历元间建立高精度的相对运动约束，从而在运动学定轨的基础上添加额外的观测信息，从而得到连续的轨道，且可以根据运动方程对轨道进行预报，缺点是易受力学模型的影响和计算量较大。简化动力学引入过程噪声抑制了未建模项的影响，但是仍然计算量较大，很难用于在轨处理，通常用于事后精密定轨。

基于前述定轨数学模型，简化动力学定轨数据处理流程如图 3.2 所示，具体可描述为<sup>[139]</sup>：

- 1) 预处理低轨卫星的星载观测数据，目的是进行周跳探测和粗差剔除，常采用 TurboEdit<sup>[140]</sup>方法获取“干净”的观测数据和模糊度参数标记；
- 2) 对 GNSS 卫星来说，通过外部输入的 GNSS 卫星精密星历，计算获得其精确轨道位置序列，然后通过轨道动力学拟合，就得到了其精确动力学参数信息；对低轨卫星来说，利用 GNSS 精密星历和星载观测数据进行“几何法”定轨，从而获得低轨卫星的位置序列，然后进行轨道动力学拟合并得到初始动力学参数信息；
- 3) 对低轨卫星的动力学参数信息进行轨道积分，获得初始参考轨道和状态转移矩阵；

- 4) 编排并先验约束估参数，在初始参考轨道处线性展开并组建定轨方程；将所有历元的法方程叠加后进行参数估计，如果待估参数过多时，采用参数消去和恢复技术以提高计算效率；
- 5) 参数估计完成后，轨道积分可获得低轨卫星的参考轨道，并更新钟差、对流层延迟等必要参数的初值，然后再对观测数据进行验后残差编辑，重新标记周跳和剔除粗差；
- 6) 循环迭代上述步骤3~5直到残差小于一定的阈值，根据一定的准则尽量固定模糊度，将可固定的模糊度作为伪观测量（添加强约束），再次组成定轨方程并进行参数求解；
- 7) 经过上述步骤后即可获得低轨卫星的动力学轨道参数以及钟差、对流层延迟等必要产品，最后只需对低轨卫星的动力学轨道参数进行轨道积分即可获得精密轨道产品；
- 8) 在需要进行轨道预报时，首先进行轨道拟合，从而得到精确的轨道初始轨道动力学参数信息；再进行轨道积分，即可得到预报过后的轨道。

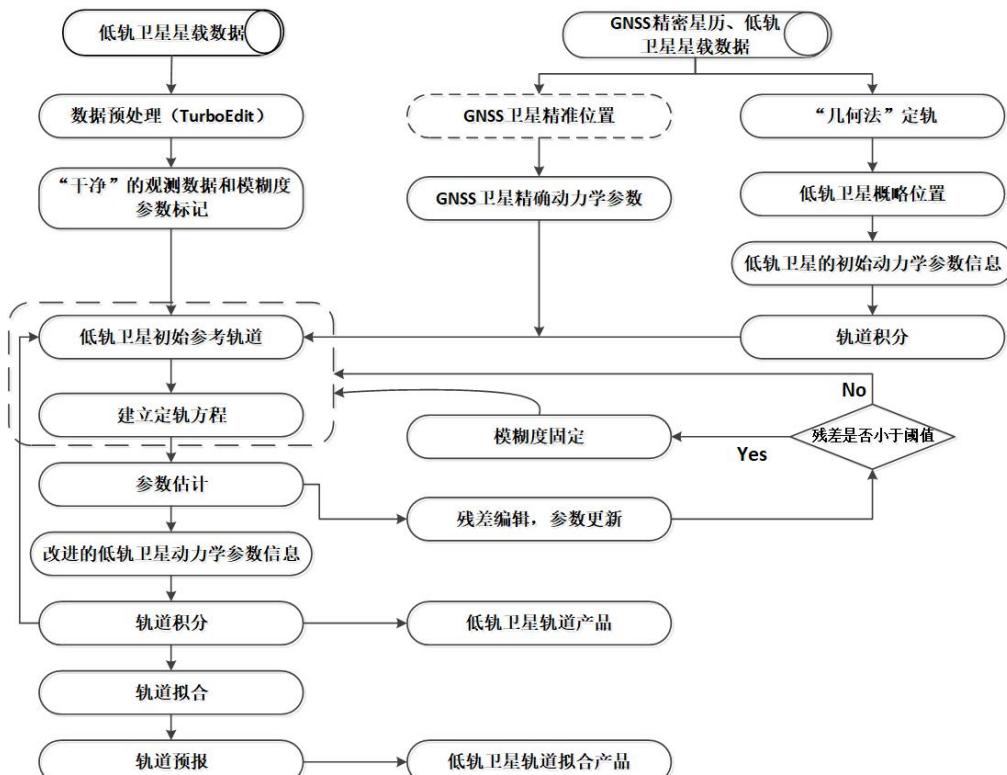


图 3.2 低轨卫星定轨数据处理流程图

Figure 3.2 Flow chart of LEO satellite orbit determination

### 3.3 基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨

为提升低轨卫星的运动学定轨精度，加快定轨收敛速度，大部分学者在数据处理或模型构建等方面做出了改进，这些方法主要是通过改进算法来提升精度，而在硬件部署层面则少有涉足。在实际应用中，卫星测定轨可以通过多个地面站实现，即每个地面站发送扩频测距信号，卫星具备多通道接收能力，考虑可将地面站当做伪卫星，相当于增加了地面伪卫星导航系统，用于加速星上 PPP 收敛。

本文提出了一种基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时精密定轨的技术，首先在地面可部署一些伪卫星，这些伪卫星可通过复用地面测控站、上注站或加装发射装置的监测站实现，且伪卫星间均已时间同步，发射扩频测距信号；然后低轨卫星使用运动学定轨方法，联合观测地面伪卫星和 GNSS 卫星数据，实时计算运动中的低轨卫星位置。下面我们简要介绍基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨模型，具体说明地面伪卫星及 GNSS 观测数据的仿真策略，并利用仿真数据进行实时精密定轨，同时分析基于地面伪卫星增强数据对实时精密定轨结果的影响。

#### 3.3.1 基于地面伪卫星增强的 LEO 实时精密定轨模型

与 GNSS 卫星观测方程相类似，当地面站作为伪卫星时，参考式(2.16)和式(2.17)并作出相应修改，得其观测方程如式(3.1)和式(3.2)所示。

$$P_{r,IF}^s + \hat{t}_P^s = \rho_r^s + \hat{t}_{P,r} + w_r^s T + \varepsilon_{P_{IF}} \quad \dots(3.1)$$

$$L_{r,IF}^s + \hat{t}_L^s = \rho_r^s + \hat{t}_{L,r} + w_r^s T + \omega_{r,IF}^s + N_{r,IF}^s + \varepsilon_{L_{IF}} \quad \dots(3.2)$$

其中， $T$  和  $w_r^s$  分别为对流层延迟及其系数。

我们首先选用 Saastamoinen<sup>[141]</sup>模型分别计算对流层的干分量和湿分量，由于对流层干分量较为稳定，模型估计较为准确，而对流层湿分量波动较大，难以用模型精确估计，因此，在除去模型估计的对流层干、湿分量后，我们还需将剩余对流层湿分量视为参数进行估计。

此外，本文将低轨卫星作为信号接收设备，地面伪卫星站作为信号发射设备，与一般的地面站观测 GNSS 卫星正好相反，因此在使用 Saastamoinen 模型时，可以将此过程视为计算伪卫星观测低轨卫星时的对流层延迟，此方法较为简便，避免了卫星间的高度角转换等一些繁琐的计算，从而提高实时运动学定轨中的解算效率。

由于PSL卫星的无电离层组合观测方程与GNSS卫星的观测方程只相差对流层延迟这个参数,为联合GNSS卫星和PSL卫星以实现GNSS/PSL组合实时运动学定轨,我们可将低轨卫星PPP定轨方程统一用上式表达。为更好地区分GNSS卫星和PSL卫星观测方程的不同,当观测到GNSS卫星时,对流层延迟的参数被设为0,即可认为不存在对流层延迟的影响,而当观测到PSL卫星时,对流层湿分量参数则通过Saastamoinen模型计算得到。

在观测方程统一后,为简化观测方程,以减小模型估计的计算量,我们对方程进行线性化处理,线性化后的观测方程可表示为如下公式:

$$V = Hx - Z \quad \dots(3.3)$$

$$V = [V_{P,GPS} \quad V_{L,GPS} \quad V_{P,BDS} \quad V_{L,BDS} \quad V_{P,PSL} \quad V_{L,PSL}]^T \quad \dots(3.4)$$

$$x = [dx \quad dy \quad dz \quad dt_{r,GPS} \quad dt_{r,BDS} \quad dt_{r,PSL} \quad T \quad N_{IF}^1 \quad \dots \quad N_{IF}^n]^T \quad \dots(3.5)$$

$$H = \begin{bmatrix} -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & c & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & c & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & 0 & c & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & 0 & c & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & 0 & 0 & c & w_r^s & 0 & \dots & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & 0 & 0 & c & w_r^s & 0 & 1 & 0 \\ -l_r^s & -m_r^s & -n_r^s & 0 & 0 & c & w_r^s & \underbrace{0}_{\substack{1,\dots,i-1}} & \underbrace{1}_i & \underbrace{0}_{i+1,\dots,n} \end{bmatrix}_{1 \times n} \quad \dots(3.6)$$

$$Z = [P_{r,IF}^{GPS} - \rho_{r,0}^{GPS} \quad L_{r,IF}^{GPS} - \rho_{r,0}^{GPS} \quad P_{r,IF}^{BDS} - \rho_{r,0}^{BDS} \quad L_{r,IF}^{BDS} - \rho_{r,0}^{BDS} \quad P_{r,IF}^{PSL} - \rho_{r,0}^{PSL} \quad L_{r,IF}^{PSL} - \rho_{r,0}^{PSL}]^T \quad \dots(3.7)$$

其中:

$V$  表示GPS、BDS以及PSL这三个系统的观测值残差;

$x$  为待估参数矩阵;

$Z$  是观测值和经模型改正后的近似几何距离之间的差值,也可被称为自由项;

$dx$ 、 $dy$ 以及 $dz$  表示三维坐标的改正数参数;

$dt_{r,GPS}$ 、 $dt_{r,BDS}$ 以及 $dt_{r,PSL}$  分别表示在GPS、BDS以及PSL这三个系统下的低轨卫星接收机钟差参数;

$T$  和  $w_r^s$  分别为对流层延迟参数和其系数,当观测卫星为GPS或BDS时,其系数为0,即不需估计对流层参数;

$N_{IF}^n$  表示每颗卫星所对应的无电离层组合模糊度参数。

$H$  为设计矩阵，在设计矩阵中：

$$l_r^s = \frac{x^s - x_{r,0}}{\rho_{r,0}^s}, m_r^s = \frac{y^s - y_{r,0}}{\rho_{r,0}^s} \text{ 以及 } n_r^s = \frac{z^s - z_{r,0}}{\rho_{r,0}^s} \text{ 为三维坐标改正数参数的系数,}$$

表示从接收机  $r$  指向卫星  $s$  的方向余弦矢量；

$x_{r,0}$ 、 $y_{r,0}$ 、 $z_{r,0}$  为所设定的低轨卫星的接收机坐标初值，由于低轨卫星长期处于高速运动中，我们难以获取其实时精确位置，此时可通过简单的 SPP 计算初值，初值误差一般低于 10m，也可使用轨道预报产品作为初轨，初值误差一般低于 0.2m；

$x^s$ 、 $y^s$ 、 $z^s$  为 GPS、BDS 或 PSL 卫星的实时位置，其中 PSL 卫星的位置精确已知且始终保持为定值，而 GPS 卫星和 BDS 卫星的实时位置需要通过广播星历和实时精密轨道改正数计算得到，虽然现有的实时轨道产品频率已经可达到 1Hz，但是由于精密产品存在一定的延迟，在网络不佳时甚至可达数十秒，我们在计算卫星位置时仍需进行简单的外推计算，以保证卫星实时位置的精确性；

$\rho_{r,0}^s = \sqrt{(x^s - x_{r,0})^2 + (y^s - y_{r,0})^2 + (z^s - z_{r,0})^2}$  为几何距离初值，由低轨卫星接收机初始坐标和 GNSS 观测卫星的实时位置计算得到。

设计矩阵的最后  $n$  列为无电离层组合模糊度参数  $N_{IF}^n$  的系数，由于且不同卫星的模糊度参数互不相关，当低轨卫星观测到卫星  $i$  时，此时观测方程所对应的行中的第  $i$  列的系数设为 1，而当前行的其他列的系数均为 0。

根据上文所述的卡尔曼滤波公式，即可求解出当前历元的待估参数，其中权矩阵  $P$  一般根据观测值噪声确定，根据误差传播定律，无电离层组合模式下的载波和伪距的权值矩阵可表示为式…(3.8)。

$$P = \begin{bmatrix} \frac{a_1^2}{\sigma_p^2} + \frac{a_2^2}{\sigma_p^2} & 0 \\ 0 & \frac{a_1^2}{\sigma_L^2} + \frac{a_2^2}{\sigma_L^2} \end{bmatrix} \quad \dots(3.8)$$

其中， $a_1$  和  $a_2$  分别为无电离层组合系数， $\sigma_p$  和  $\sigma_L$  分别为伪距和载波的观测噪声，与仿真卫星观测数据时的观测噪声设定大小相一致，我们也将伪距观测噪声设为 0.3m，载波相位观测噪声设为 0.0015m。

### 3.3.2 数据仿真和处理策略

### 3.3.2.1 数据仿真原理

仿真时，GNSS卫星为GPS卫星和北斗二代卫星组成，其中GPS由24颗MEO卫星组成，北斗二代卫星由14颗卫星组成，包括5颗GEO卫星、5颗地球倾斜同步轨道(IGSO: Inclined Geosynchronous Satellite Orbit)卫星以及4颗MEO卫星。地面伪卫星PSL星座由13个卫星双频信号发射器组成，分别被部署在13个地面站内，分别为武汉站、北京站、上海站、广州站、昆明站、成都站、西安站、贵阳站、三亚站、烟台站、沈阳站、西宁站以及哈尔滨站。此外，本节所设计的低轨卫星星座仅包含一颗低轨卫星，我们将其命名为geeA0102，圆轨道高度800km，轨道倾角50°；并对GPS、BDS以及PSL的卫星分布状态以及它们绕低轨卫星运动的实时轨迹进行仿真，仿真结果如图3.3所示。

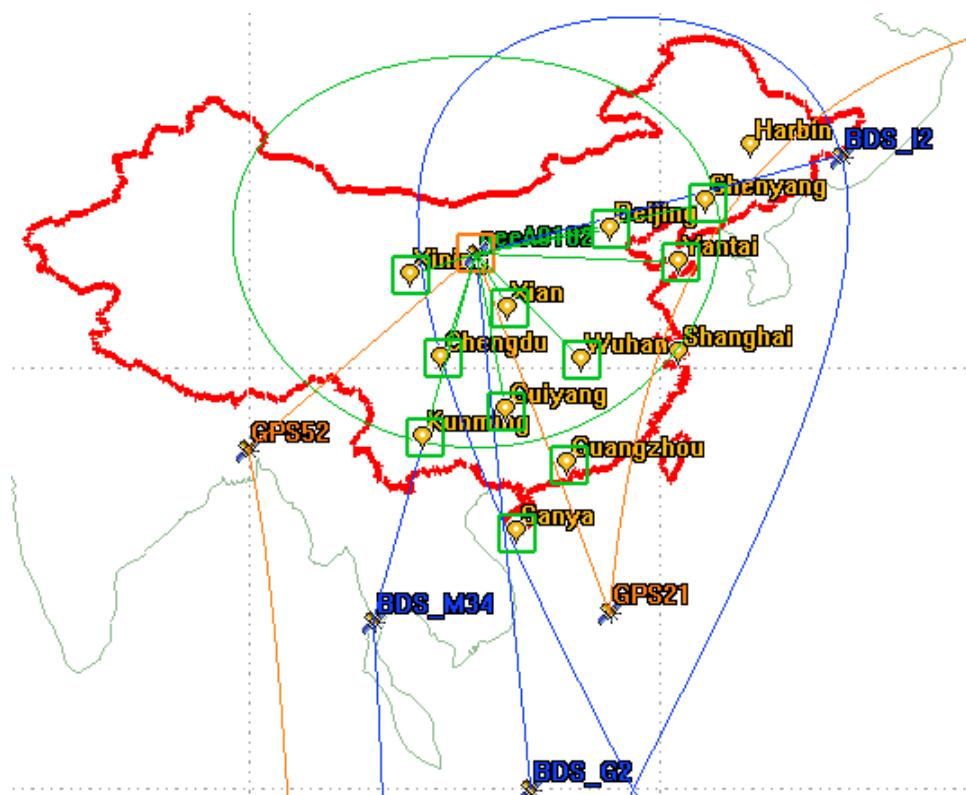


图3.3 GNSS卫星和PSL卫星绕低轨卫星的运行轨迹仿真图

Figure 3.3 Trajectories of GNSS and PSL satellites around LEO Satellite

在低轨卫星观测GNSS卫星时，其观测方程误差项与一般的PPP基本一致，仅在对流层延迟方面有所不同。对于对流层延迟而言，由于GNSS卫星和低轨卫星二者的轨道高度均大于对流层的高度，低轨卫星在观测GNSS卫星时不会受到对流层延迟的影响，因而在数据仿真中应忽略此项误差。因此，低轨卫星与GNSS卫星间的伪距和载波相位观测方程可具体表示为式(3.9)和式(3.10)。

$$P_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (B_{r,i} - B_i^s) + \gamma_i^s I_{i,1}^s + \varepsilon_{P_i} \quad \dots(3.9)$$

$$L_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (b_{r,i} - b_i^s) - \gamma_i^s I_{i,1}^s + \lambda_i^s \omega_{r,i}^s + \lambda_i^s N_{r,i}^s + \varepsilon_{L_i} \quad \dots(3.10)$$

其中：

$P_{r,i}^s$  和  $L_{r,i}^s$  分别表示低轨卫星接收到的 GPS/BDS 卫星的伪距和载波相位观测值，其中下标  $r$  表示低轨卫星的卫星号，上标  $s$  表示 GPS/BDS 的卫星号， $i$  表示卫星信号的频率  $f_i^s$ ；

$\rho_r^s$  为卫星(GPS/BDS 卫星  $s$ )和接收机(低轨卫星  $r$ )间的几何距离；

$c$  表示光速；

$dt_r$  和  $dt^s$  分别为接收机钟差和卫星钟差(单位为秒)；

$B_{r,i}$  和  $B_i^s$  分别为接收机端和卫星端的在伪距观测值中的硬件延迟误差；

$b_{r,i}$  和  $b_i^s$  分别为接收机端和卫星端的在载波观测值中的硬件延迟误差；

$I_{i,1}^s$  表示频率  $f_1^s$  下的电离层延迟误差，其系数  $\gamma_i^s = f_1^s / f_i^s$  为频率  $f_1^s$  和当前频率的频率比率；

$\lambda_i^s$  和  $N_{r,i}^s$  分别为当前频率所对应的信号波长和整周模糊度；

$\omega_{r,i}^s$  为频率  $f_1^s$  下天线相位缠绕改正值(单位为周)；

$\varepsilon_{P_i}$  和  $\varepsilon_{L_i}$  分别表示伪距和载波观测数据未模型化的误差，例如多路径误差、观测噪声等，为简化方程，我们将这些误差全部合并到一起。

对于 PSL 卫星而言，与 GNSS 卫星观测数据相比，还需考虑对流层延迟的影响，我们可以按照式(3.11)和式(3.12)仿真其观测数据。

$$P_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (B_{r,i} - B_i^s) + T + \gamma_i^s I_{i,1}^s + \varepsilon_{P_i} \quad \dots(3.11)$$

$$L_{r,i}^s = \rho_r^s + c(dt_r - dt^s) + (b_{r,i} - b_i^s) + T - \gamma_i^s I_{i,1}^s + \lambda_i^s \omega_{r,i}^s + \lambda_i^s N_{r,i}^s + \varepsilon_{L_i} \quad \dots(3.12)$$

其中， $T$  为 PSL 卫星上空的对流层延迟，由对流层产品内插计算得到， $r$  和  $s$  分别表示低轨卫星接收机和 PSL 卫星，其余参数与 GNSS 观测数据仿真方程中参数一致，这里不再赘述。

### 3.3.2.2 数据仿真处理策略

简单而言，对观测数据的仿真可以理解为定位的反过程，参考前述观测方程，分别对 GNSS 卫星和 PSL 伪卫星的观测数据进行仿真。数据仿真可分为以下三

个过程：1)分别计算低轨卫星的接收机到GPS、BDS以及PSL卫星的几何距离；2)根据各项误差模型计算误差改正数，同时给出未模型化的误差改正数；3)根据上述公式仿真计算每个历元下的每颗可见卫星的伪距和载波观测数据。

下面我们对该数据仿真过程进行详细的说明，首先，低轨卫星作为定轨中的接收机，它的实时位置、钟差以及硬件延迟等参数都是精确已知的，为计算低轨卫星和GNSS卫星间的几何距离，我们仅需要实时获取GNSS卫星的精确轨道和钟差等信息。本节主要采用IGS组织提供的广播星历和精密星历产品计算GNSS卫星实时轨道。除此之外，大气延迟也是导航定位中不可忽略的一项误差源，主要包括电离层延迟和对流层延迟。对于对流层延迟而言，由于对流层高度大约在地面上空10km左右，而低轨卫星和GNSS卫星分别在地面上空200km和20000km左右的高度上飞行，因此在低轨卫星和GNSS卫星之间并不存在对流层，在构建观测方程时也不需考虑对流层延迟参数。对于电离层延迟而言，由于电离层延迟的一阶项可以通过无电离层组合完全消除，而剩余的电离层高阶项误差对定位的影响极小，因此我们仅采用Klobuchar<sup>[142]</sup>模型来简单地仿真电离层延迟。除此之外，GNSS卫星的钟差和硬件延迟通过IGS提供的精密钟差产品和差分码偏差(DCB:Differential Code Bias)产品进行模拟。对于一些常见的模型误差，例如相位缠绕误差，地球自转误差以及相对论误差等，我们都采用常用的误差改正模型进行仿真计算。除此之外，由于载波观测值精度一般为伪距观测值精度的数百倍，本节中的伪距和载波观测噪声分别设为0.3m和0.0015m，并在后续运动学定轨中设置成相同大小，对于多路径误差则采用高斯白噪声进行仿真。

PSL卫星的观测数据仿真过程与GNSS卫星观测数据较为相似，都是先根据卫星和接收机的实时位置计算几何距离，然后再进行误差改正，具体仿真过程在上文中已进行了详细的介绍，因此下文仅对PSL卫星数据仿真和GNSS卫星数据仿真的不同之处进行具体说明。在上文中已经提及，我们假设地面可部署一些PSL卫星信号发射装置，且均固定于所对应的13个地面基准站上。因此，在模拟PSL卫星的观测数据时，我们认为PSL卫星的位置始终保持不变，并与所对应的地面基准站位置保持一致，并且PSL卫星的速度也始终为零。除此之外，PSL卫星的误差类型和GNSS卫星时基本一致，需要注意的是，由于PSL卫星均位于地面，而低轨卫星始终在高于对流层高度的上空飞行，在PSL卫星观测数据时还需要考虑对流层延迟的影响。在模拟低轨卫星和PSL卫星之间的对流

层延迟时，我们选用 IGS 提供的时间分辨率为 5 分钟的对流层延迟产品，然后采用内插方法以模拟计算每个观测历元对应的对流层延迟，其标称精度一般可达到 2~5mm。

表 3.1 数据仿真处理策略

**Table 3.1 Processing strategies of data simulation**

参数	处理策略
卫星信号	GPS -- L1/L2, BDS -- B1c/B2a, PSL-- P1/P2
观测时间间隔	1s
截止高度角	7°
观测噪声方差	伪距(0.3m), 载波相位(0.0015m)
观测方程组合	无电离层组合观测
对流层延迟	不考虑(GPS/BDS), SAAS 模型改正+参数估计(PSL)
电离层延迟	无电离层组合方式消除
周跳探测和修复	MW 组合+GF 组合
参数估计	Kalman 滤波
模糊度参数	浮点解
光压模型	面质比 0.02, 不考虑地影和月影
地球非球形摄动	EGM 10 阶模型
大气阻力摄动	DTM94 模型

### 3.3.3 实验分析

本文首先使用卫星工具包(STK: Satellite Tool Kit)软件仿真了 2019 年年积日第 216 日的 geeA0102 低轨卫星的参考轨道，然后利用上文所介绍的仿真方法模拟了当天 geeA0102 低轨卫星的 GPS 卫星、BDS 卫星以及 PSL 卫星的观测数据。由图 3.3 可知，地面站均分布在中国区域内的北纬 15° ~45°，东经 105° ~135° 之间，因此，在一天中只有部分时段可观测到地面 PSL 卫星，具体观测时段信息如表 3.2 所示，其中每个时段中可观测的 PSL 卫星数目均不少于 4 颗。

表3.2 观测时段信息

Table 3.2 List of test periods information

测试时段	起始时间(UTC)	结束时间(UTC)	持续时长(s)
1	02:04:36	02:16:54	742
2	03:48:14	04:03:11	897
3	05:38:57	05:47:53	536
4	09:12:57	09:22:44	587

### 3.3.3.1 基于地面伪卫星增强的卫星分布状态

图3.4和图3.5分别统计了部分观测时段下的“GNSS”方案和“GNSS+PSL”方案下的可见卫星数以及GDOP，其中蓝色曲线表示单GNSS(GPS、BDS)卫星的数目以及几何精度因子情况，红色曲线表示GNSS(GPS、BDS)和PSL三个系统的卫星数目以及几何精度因子情况。由图3.4可以看出，在增加PSL系统后，可见卫星数明显增加了，并且观测时段内的可见卫星数变化也更为频繁，且大都呈现出由不断增加到逐渐平稳再到减少的趋势。这主要是由于低轨卫星运行速度较快，且地面伪卫星站均部署在中国境内，分布较为集中，仅当低轨卫星掠过中国上空时可观测到PSL卫星，因此可见PSL卫星数目在低轨卫星逐渐飞入中国上空时逐渐增加，在中国境内飞行时卫星数趋于平稳，在飞离时则慢慢减少。总体而言，基于地面伪卫星增强下的可见卫星数一般可增加5~10颗左右，可有效提升实时定位的冗余观测量，从而达到促进提升定位精度和收敛速度的作用。

GDOP是衡量定位精度的一个重要系数，GDOP值越小，表明当前时刻的卫星几何分布更加均匀，即可在一定程度上提升定位精度。由图3.5可知，增加PSL卫星后，GDOP值也会相应地减小，并且在可见PSL卫星数较多时，相比于单GNSS方案，GDOP值减小得更多，卫星几何分布更佳。因此，可以初步判断，增加可见卫星数对卫星几何分布的改善存在一定的影响，但是由于GDOP值的影响因素较多，并不能简单地通过可见卫星数来判断GDOP值的大小，我们一般主要通过GDOP值的大小来判断卫星几何分布的优劣情况。为更直观地评估并分析两种方案下的GDOP值差异，我们统计了每个时段内两种方案下的GDOP均值以及改善效果，统计结果如表3.3所示。我们可以看出，在增加PSL后，每个时段的GDOP值均有所减少，可在一定程度上弥补低轨卫星运动学定轨中GNSS卫星分布不均的缺陷。然而，在上述测试时段内，GDOP值仅减少了2%~7%

左右，这可能是由于地面伪卫星站数目较少且分布较为集中，在改善卫星几何分布上效果一般。

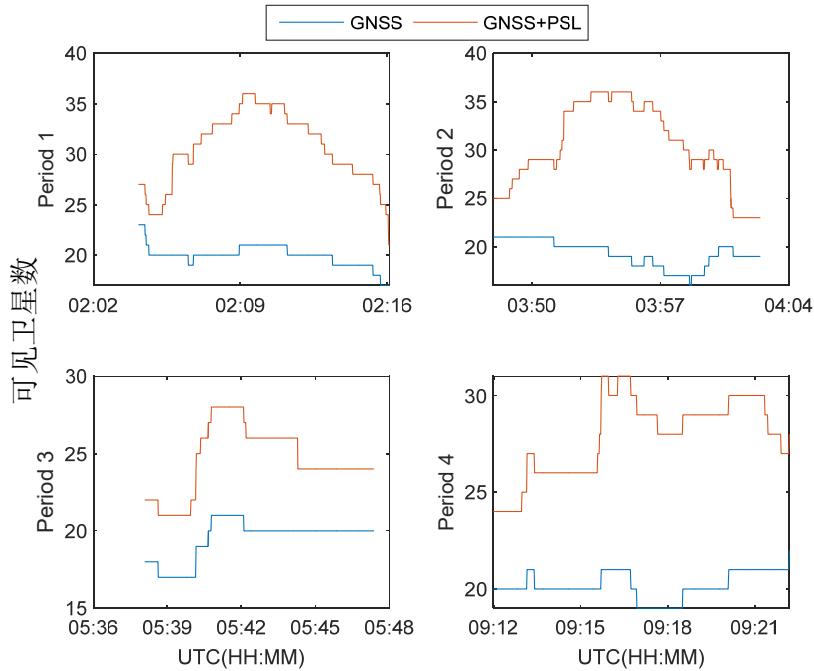


图 3.4 4 个测试时段内“GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的可见卫星数

Figure 3.4 The number of visible satellites of 4 test periods under “GNSS” scheme and “GNSS+PSL” scheme

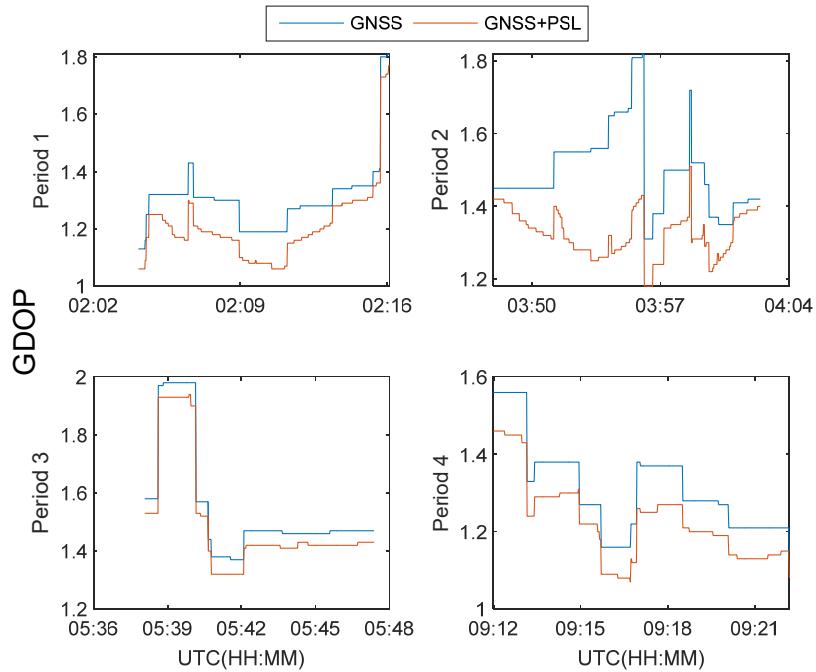


图 3.5 4 个测试时段内“GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的 GDOP 值

Figure 3.5 The GDOP value of 4 test periods under “GNSS” scheme and “GNSS+PSL” scheme

通过部署地面伪卫星站，不仅可以增加观测时段内的有效观测卫星数目，从而增加冗余观测数据，还可有效改善卫星几何分布情况，弥补了GNSS卫星分布不均的缺陷，进而在提升低轨卫星的收敛速度和定位精度方面具有积极的影响。

**表3.3 “GNSS”和“GNSS+PSL”两种方案下的GDOP均值**

**Table 3.3 The average GDOP value under “GNSS” scheme and “GNSS+PSL” scheme**

	时段1	时段2	时段3	时段4
GNSS	1.28	1.45	1.81	1.45
GNSS+PSL	1.19	1.41	1.72	1.39
改善效果	6.92%	12%	3.23%	6.10%

### 3.3.3.2 基于地面伪卫星增强的LEO实时定轨实验

在上节中，我们已经详细分析了基于地面站增强情况下的可见卫星数和卫星几何分布的具体情况，从结果中可以得知，在地面站增强条件下，可见卫星数以及卫星几何分布均可得到一定的改善。为进一步验证增加PSL卫星对低轨卫星定轨精度的影响，本文设计了两种实时运动学定轨方案：1)方案1仅采用GNSS卫星的观测数据进行联合定轨；2)在方案1的基础上，方案2增加了PSL卫星观测数据，从而联合GPS/BDS/PSL卫星共同定轨。在上述观测时段内，观测数据的时间间隔为1s，且GPS采用L1/L2频段，BDS采用B1C/B2a频段，PSL则采用自定义的P1/P2频段，其中P1的频率为16XXMHz，P2的频率为19XXMHz。在实时PPP解算时，卫星截止高度角设为7°，伪距和载波观测噪声分别设为0.3m和0.0015m。此外，在处理GNSS卫星观测数据时，不需要考虑对流层的影响，而对于PSL卫星观测数据而言，需要将对流层作为参数进行估计。由于解算时采用无电离层组合方法，两方案均不需考虑电离层误差的影响。上述两种方案的观测模型具体设置如表3.1所示。

除了GDOP值之外，定轨精度也是分析定位性能的一个重要指标，为更详细地分析增加地面虚拟卫星站对定轨精度的改善效果，本文进一步对比分析了两种方案下的定轨精度，将每个测试时段的轨道解算结果与仿真的参考轨道作差，将地心地固坐标系下的误差转换到RTN坐标系下，并统计收敛后的geeA0102卫星径向(R)、切向(T)以及法向(N)上的轨道误差。以R、N方向的轨道误差均收敛至5cm，T方向的轨道误差收敛至7cm(与参考轨道对比)，并保持1分钟为原则，统计收敛时间。图3.6给出了四个测试时段内两种方案解算的geeA0102卫

星在径向、切向以及法向三个方向上的误差对比，从图中可以看出，在增加 PSL 卫星后，轨道误差的波动更小，定轨效果更加平稳。表 3.4 和表 3.5 分别统计了每个时段的收敛后的 geeA0102 卫星定轨结果的均方根误差(RMS: Root Mean Square)以及 RMS 的均值。由表 3.5 可知，在增加地面虚拟卫星站观测数据后，geeA0102 卫星在 R、T、N 方向上的 RMS 均值由 1.4cm，1.5cm 及 1.4cm 减小至 1.0cm，0.9cm 及 0.8cm，此外，其三维平均轨道误差也由原来的 2.5cm 减小到了 1.7cm，平均定轨精度提升了 32%。因此，基于地面站增强的实时 PPP 定轨方法可以显著提升低轨卫星定轨的精度及稳定性能。

**表 3.4 “GNSS” 和 “GNSS+PSL” 两种方案下 4 个时段的定轨精度**

**Table 3.4 The RMS of orbit accuracy during 4 test periods under two schemes of “GNSS” and “GNSS+PSL”**

观测 时段	GNSS			RMS (cm)	3-D			RMS (cm)
	RMS_R (cm)	RMS_T (cm)	RMS_N (cm)		RMS_R (cm)	RMS_T (cm)	RMS_N (cm)	
1	1.3	1.7	1.8	2.8	1.0	0.8	0.6	1.5
2	0.9	1.5	1.7	2.5	0.7	0.7	0.7	1.3
3	1.6	1.3	1.1	2.3	1.4	1.1	0.8	2.0
4	1.7	1.3	0.8	2.3	1.0	1.1	1.2	2.0

**表 3.5 “GNSS” 和 “GNSS+PSL” 两种方案下的三维平均定轨精度**

**Table 3.5 The average 3-D RMS of orbit accuracy under two schemes of “GNSS” and “GNSS+PSL”**

	RMS_R (cm)	RMS_T (cm)	RMS_N (cm)	3-D RMS (cm)
GNSS	1.4	1.5	1.4	2.5
GNSS+PSL	1.0	0.9	0.8	1.7
改善效果	28.57 %	40%	42.86%	32%

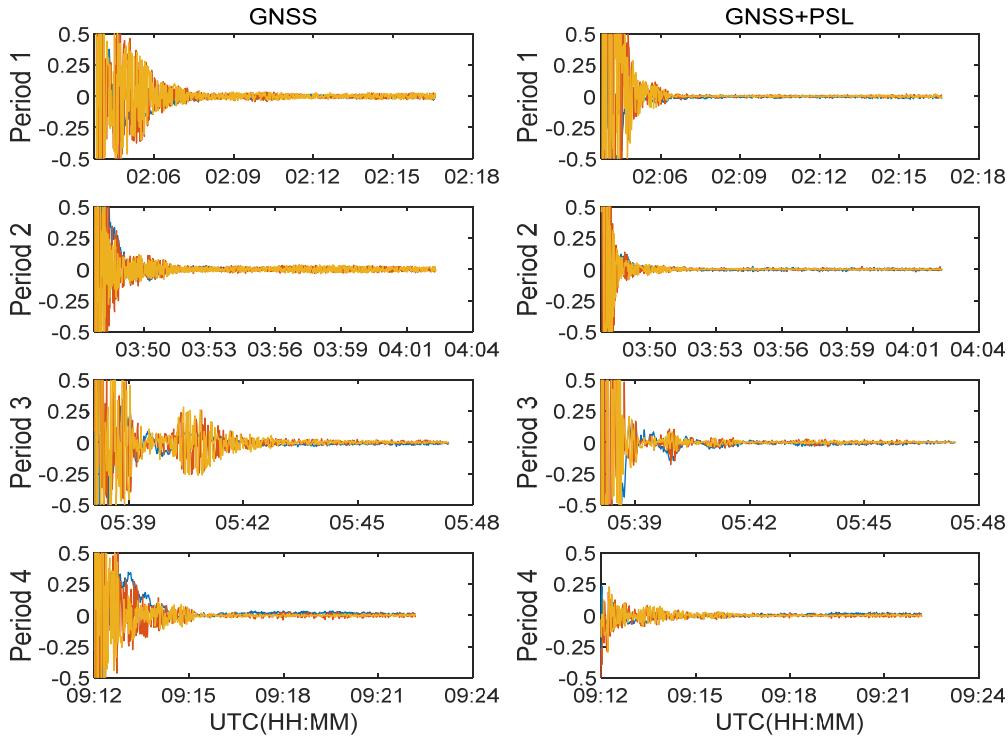


图 3.6 4 个测试时段内两种方案下的 LEO 卫星在 R(蓝色)、T(橙色)、N(黄色)方向上的轨道误差

**Figure 3.6 The orbit bias of LEO satellite for R (blue), T (orange) and N (yellow) directions during 4 test periods under two schemes**

表 3.6 中, 在所有 4 个测试时段内, 方案 2 的收敛时间均要短于方案 1, 平均收敛时间减少了 32.89%。由此可以判断, 与只观测 GNSS 卫星相比, 联合 GNSS 卫星和 PSL 卫星共同定轨可有效减小定轨的收敛时间。

表 3.6 两种方案下每个测试时段的收敛时间(s)

**Table 3.6 The convergence time(s) during 4 test periods under two schemes**

测试时段	时段 1	时段 2	时段 3	时段 4	均值
GNSS	196	193	270	174	208.25
GNSS+PSL	137	125	183	114	139.75
提升效果	30.10%	35.23%	32.22%	34.48%	32.89%

### 3.4 基于先验预报轨道增强的 LEO 实时精密定轨

地面的精密单点定位中, 一般采用标准单点定位计算的概略位置作为初始状态, 然后通过给定较大的初始先验方差, 这是因为地面的位置具有很大的随机性

且很难预报。与基于地面的动态 PPP 不同, LEO 卫星的运行轨迹可以利用模型进行预报和外推, 例如多项式拟合、动力学法等<sup>[46]</sup>, 虽然其预报精度随着预报时间逐渐降低, 但仍然可以为基于动态 PPP 的 LEO 实时精密定轨提供额外的观测信息。

卫星过境时, 可快速下传卫星 GNSS 接收机收集的过去一段时间(如过去 24 小时)的 GNSS 观测数据, 在地面端采用事后简化动力学定轨方法快速计算 LEO 卫星轨道, 并对未来一段时间(如 2 小时)内的卫星轨道进行积分外推解算, 预报得到未来一段时间的卫星轨道并上注于 LEO, 作为 LEO 实时 PPP 精密定轨的初始先验轨道, 对轨道参数采用相应的约束条件, 不仅可以在低轨卫星飞入中国境内时, 加快卫星收敛速度, 还可抑制可能存在的粗差的影响, 减小定轨结果波动幅度, 提升定轨稳定性。为更好地改善低轨卫星 PPP 运动学定轨的收敛速度, 本节提出了一种基于先验预报轨道相对约束增强低轨卫星实时 PPP 定轨方法, 可解决常用的基于先验预报轨道绝对约束增强低轨卫星实时 PPP 定轨方法收敛慢或不能收敛的问题。

### 3.4.1 先验预报轨道生成

低轨卫星预报轨道误差一般主要呈现出高斯白噪声和周期性误差两种趋势。我们采用轨道高度 500km 的 GRACE-A 的星载 GPS 数据进行简化动力学精密定轨, 并进行轨道外推, 图 3.7 为预报 2 小时的轨道在地固系 X、Y、Z 方向的轨道偏差, 同时对预报轨道进行历元间作差, 得到图 3.8 所示的历元间相对偏差结果。由图 3.8 可知, 根据轨道预报结果, 我们可以看出, 实际情况下 LEO 卫星轨道预报误差三轴误差均在-1m~1m 内波动, 且通常呈现出周期变化的趋势。根据图 3.8, 我们可以发现预报轨道的历元间偏差变化较小, 且基本符合高斯噪声的特性。

目前没有轨道高度为 800km 的 geeA0102 低轨卫星的实际在轨 GNSS 观测数据, 因此只能采用前述章节仿真实验时的精密轨道数据, 在此基础上, 增加白噪声和周期项误差数据。不失为一般性, 在已知 geeA0102 低轨卫星精密轨道的基础上, 分别增加标准差为 0.5m 的白噪声以及  $\sin(\frac{2\pi}{T}t)$ ,  $T = 100 \text{ min}$  的周期项<sup>[46]</sup>, 作为 LEO 精密定轨的先验轨道, 其轨道误差曲线如图 3.9 所示。

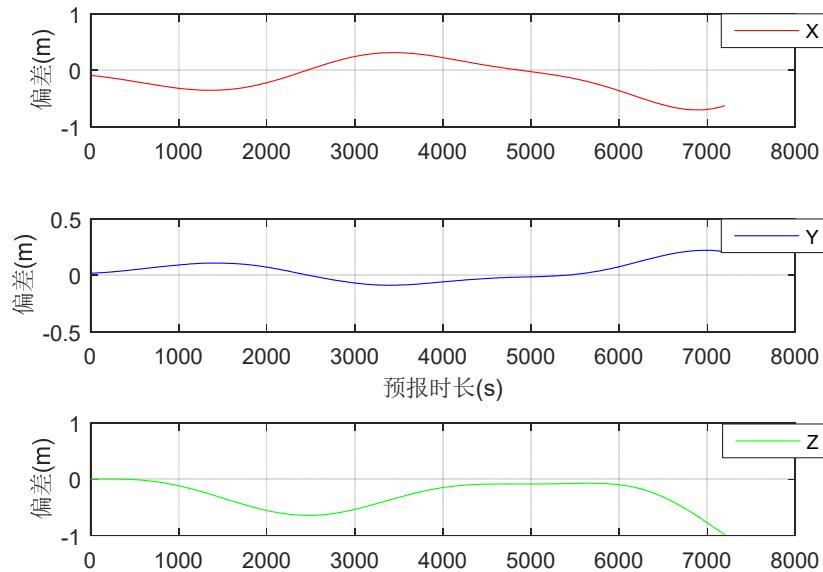


图 3.7 低轨卫星 2 小时轨道预报误差

Figure 3.7 The orbit forecast error of LEO satellite in 2 hours

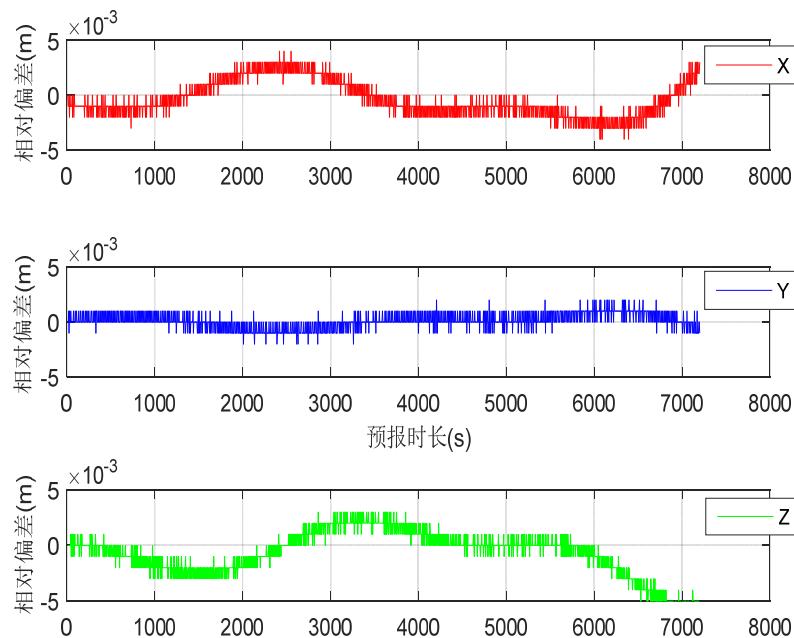


图 3.8 低轨卫星 2 小时预报轨道历元间相对偏差

Figure 3.8 The relative deviation of LEO satellite orbit position between epochs in 2 hours

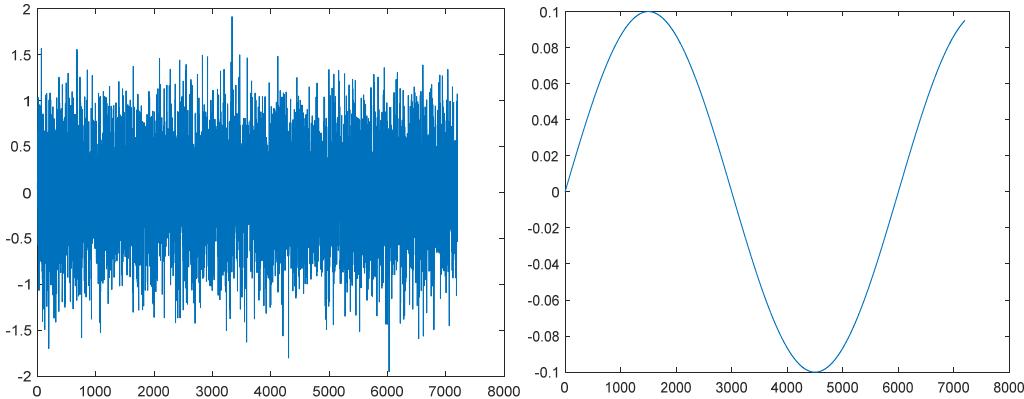


图 3.9 轨道噪声曲线图(左图: 高斯白噪声, 右图: 周期项噪声)

Figure 3.9 Orbit noise curve (left: Gaussian white noise, right: periodic noise)

### 3.4.2 附加先验轨道绝对约束的 LEO 实时精密定轨

我们可以假设每个历元的先验轨道噪声为高斯白噪声, 即可在每个历元以虚拟观测值的方式加入虚拟观测值信息, 其精度根据设定的高斯白噪声来确定。

#### 3.4.2.1 定轨模型

基于轨道噪声, 我们提出一种基于先验轨道约束的 LEO 实时精密定轨方法, 在传统星载 PPP 定轨的基础上, 增加 X、Y、Z 三个方向的轨道约束, 约束方程如式(3.13)所示。

$$\begin{cases} dx = 0 \\ dy = 0 \\ dz = 0 \end{cases} \quad \dots(3.13)$$

其中,  $dx$ 、 $dy$  以及  $dz$  分别为三维坐标的改正数参数。在卡尔曼滤波中, 此公式可改写为式(3.14)。

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ dt_{r,G} \\ dt_{r,B} \\ N_{IF}^1 \\ \vdots \\ N_{IF}^1 \end{bmatrix} \quad \dots(3.14)$$

在状态更新时, 将当前历元的预报轨道(参考轨道加噪声项)作为轨道参数的初值, 用于后续的一步预测和量测更新, 可表示为式(3.15)。

$$\tilde{X}_k = X_k \quad \dots(3.15)$$

其中  $X_k$  表示当前时刻的预报轨道。由于先验轨道的噪声是由人为设定的，因此在卡尔曼滤波状态更新中，每个历元的轨道参数协方差可与先验轨道噪声一致，均设为 0.5m。

### 3.4.2.2 实验分析

为探究附加先验轨道绝对约束对 LEO 实时精密定轨收敛速度的影响，本文根据初始轨道和先验约束的不同，分别设计了三种 LEO 实时精密定轨方案，如表 3.7 所示。

表 3.7 三种实时精密定轨方案

**Table 3.7 Three schemes of real-time precision orbit determination**

		初始轨道	约束方式
方案一	SPP 概略轨道		无约束
方案二	参考轨道加高斯白噪声误差		绝对轨道约束
方案三	参考轨道加周期项误差		绝对轨道约束

表 3.8 为不同测试时段下，三种方案的定轨收敛时间结果统计，以 R、N 方向的轨道误差均收敛至 5cm，T 方向的轨道误差收敛至 7cm（与参考轨道对比），并保持 1 分钟为原则，统计收敛时间。与方案一相比，方案二下每个测试时段收敛时间均有所提升，说明在当参考轨道误差项符合高斯白噪声趋势时，使用附加先验预报轨道的绝对约束可以有效提升 LEO 实时精密定轨的收敛速度。但是当参考轨道误差项呈现周期项变化趋势时，使用附加绝对约束的解算策略不仅无法提升定轨收敛速度，甚至可能导致定轨无法收敛，这是因为在周期项误差的情况下，其历元间的预报误差具有相关性，所以不能用高斯白噪声来模拟观测噪声，该方法并不适用于周期项轨道误差情况。

表 3.8 三种方案下每个测试时段的收敛时间(s)

**Table 3.8 The convergence time(s) during 4 test periods under three schemes**

测试时段	时段 1	时段 2	时段 3	时段 4	均值
方案一	196	193	270	174	208.25
方案二	174	115	144	114	136.75
方案三	689	668	487	538	595.5

### 3.4.3 附加先验轨道相对约束的 LEO 实时精密定轨

如前所述，我们可以发现预报轨道的历元间偏差变化较小，且基本符合高斯噪声的特性，所以本节提出了一种基于先验预报轨道相对约束的 LEO 实时精密定轨方法，其实质即是在不增加计算压力的情况下，利用简化动力学估计的 LEO 轨道历元间的约束信息提高运动学定轨的收敛速度，并通过实验验证了此方法的有效性。

#### 3.4.3.1 定轨模型

根据生成的预报轨道误差可以看出，虽然轨道误差在 1m 上下波动，但是相邻历元间轨道误差变化较小，基本保持在  $\pm 5\text{mm}$  之间，可以认为相邻历元轨道差值较为精确。因此我们提出附加先验轨道历元间相对位置约束的定轨方法，在初始时刻，预报时间短，可以给滤波提供一个精度较高的初始坐标，从初始历元时刻的下一时刻开始，在每个历元时刻状态更新时，增加下一历元与当前历元的轨道相对位置改正，此时的历元间相对位置精确度高，噪声极小。

由于 LEO 卫星轨道较低，运动速度较快，在卡尔曼滤波中，前后历元的状态不具相关性，当引入前后相邻历元的相对位置作为约束时，第  $k$  时刻的 LEO 轨道参数即可表示为式(3.16)。

$$\tilde{X}_k = \tilde{X}_{k-1} + (X_k - X_{k-1}) \quad \dots(3.16)$$

其中， $\tilde{X}_k$  和  $\tilde{X}_{k-1}$  分别表示当前历元的轨道参数初始估计值和上一历元的轨道参数估计值， $X_k - X_{k-1}$  表示当前历元和上一历元的轨道预报结果的差值。由于历元间轨道误差较小，三个轨道参数的噪声标准差均设为 5mm。

#### 3.4.3.2 实验分析

为验证附加先验轨道相对约束对周期项轨道误差的提升效果，将人为添加周期项误差后的参考轨道作为初始轨道，研究在增加参考轨道相对约束的策略下，每个测试时段的实时精密定轨收敛速度，以 R、N 方向的轨道误差均收敛至 5cm，T 方向的轨道误差收敛至 7cm（与参考轨道对比），并保持 1 分钟为原则，统计收敛时间。表 3.9 为四个时段下的收敛时间统计结果，可以看出，当使用增加周期项误差的参考轨道作为先验轨道时，使用预报轨道历元间轨道相对约束时，与无先验轨道和附加约束的定轨结果相比，每个时段的收敛时间提升了 22%~62%，

平均提升了50.90%，在加快收敛速度上有较为明显的效果。因此，在预报轨道误差呈现周期项变化趋势时，采用附加先验预报轨道的相对约束方法进行实时精密定轨，可以很大程度上减少定轨收敛时间，有效提升LEO卫星的服务性能。

**表3.9 两种方案下每个测试时段的收敛时间(s)**

**Table 3.9 The convergence time(s) during 4 test periods under two schemes**

测试时段	时段1	时段2	时段3	时段4	均值
SPP初轨+无约束	196	193	270	174	208.25
先验轨道+相对约束	79	95	101	134	102.25
提升效果	59.69%	50.78%	62.59%	22.99%	50.90%

### 3.5 本章小结

本章首先介绍了经典的星载GNSS精密定轨方法，其中展开介绍了基于PPP的实时运动学定轨方法以及事后简化动力学定轨方法的相关处理流程。

提出了一种基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时PPP定轨的技术，从卫星数、几何精度因子等方面分析了地面站对低轨卫星定轨的影响，并介绍了基于地面伪卫星的卫星定轨与基于GNSS卫星定轨在观测方程上的不同之处，仿真实验结果表明，基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时PPP定轨方法不仅可以较好地改善卫星定轨精度，还可在一定程度上加快定轨的收敛速度，在卫星三维定轨精度以及收敛速度上分别提升了32%和32.89%。

提出了一种基于先验预报轨道的低轨卫星实时PPP定轨的技术。首先在参考轨道上分别增加了高斯白噪声误差和周期项误差，仿真了两种轨道误差趋势下的先验预报轨道。然后提出了一种附加先验轨道绝对约束的实时定轨方法，此方法验证了仅当先验轨道噪声趋于高斯白噪声时，实时PPP定轨收敛速度可以得到较大提升，而当先验轨道噪声趋于周期项误差时，此方法失效。最后，针对基于动力学法的先验预报轨道呈现周期项变化趋势的情况，我们提出了一种附加先验预报轨道的相对约束的实时定轨方法，实验结果表明，LEO卫星实时精密定轨收敛速度平均提升了50.9%，大幅缩短了低轨卫星实时精密定轨的收敛时间，从而提高低轨卫星的服务性能。



## 第4章 低轨卫星对GNSS RTK定位增强效果分析

### 4.1 引言

实时动态载波相位差分RTK定位技术是当前实现厘米级高精度定位的最有效手段。在短距离和可见卫星充裕条件下，RTK基本能够单历元固定模糊度，获得实时厘米级的用户坐标。但是，当流动站与基准站间距变大或观测条件差可见卫星不足时，RTK的定位精度和实时性也随之下降。

近年来，低轨卫星星座成为发展和研究的新热点，国内外许多企业已经开始部署了LEO星座，包括美国的OneWeb、SpaceX、Boeing、中国的“鸿雁”等。1998年，首次利用实测数据证明了LEO卫星在增强卫星导航定位的能力，证明LEO卫星增强能够明显缩短模糊度固定时间<sup>[143]</sup>。

因此，LEO卫星增强不仅可以用于提高地面PPP性能，而且也可以用于地面GNSS RTK定位，且LEO卫星增强将成为解决GNSS RTK技术难题的重要解决方案。LEO卫星的运行周期约90~130分钟，角速度在3~4°/min，高度运动的卫星使得流动站端卫星几何结构变化快，能够加快中长距离RTK解算中模糊度参数与其他参数的分离。本章将模拟GPS、BDS-3和一个自己设计的LEO星座的观测数据，通过研究LEO卫星增强的GNSS RTK定位算法理论，试验分析LEO卫星对中长距离GNSS RTK和可见卫星不足条件下RTK的增强效果。

### 4.2 导航卫星观测数据模拟

目前，还没有播发类似GNSS测距信号的LEO卫星星座。本文采用模拟数据GPS、BDS-3和LEO星座的观测数据。导航卫星测距数据模拟可分为两部分：星座设计和信号误差模拟。

#### 4.2.1 卫星星座设计

本章基于STK软件设计卫星星座，并获得卫星的高精度轨道信息。STK软件是由美国Analytical Graphics公司开发的一款功能强大的航天任务分析软件，能够用于航天器设计、火箭发射、在轨运行以及航天应用等航天活动。表4.1为GPS、BDS-3和LEO星座的相关轨道设置。

GPS星座标称设计为24颗MEO卫星，轨道高度20180km，倾角为56°，6

个轨道面<sup>[144]</sup>。为了确保 GPS 导航定位服务能力，在轨的 GPS 卫星不止 24 颗。2019 年 GPS 卫星在轨 31 颗，本文为确保实验数据更真实，GPS 星座采用其 2019 年实际星座状态。

目前公开的 BDS-3 空间星座结构，由 24 颗轨道高度为 21528km 的 MEO 卫星、3 颗轨道高度为 35786km、位于东经 80°、东经 110.5° 和东经 140° 的 GEO 卫星和 3 颗位于卫星升交点赤经为东经 118°、轨道高度 35786 km、轨道倾角 55° 的 IGSO 卫星构成<sup>[145]</sup>。

图 4.1 中给出了本章设计的 LEO 星座的示意图。为达到侧重中低纬度区域服务和全球覆盖的目的，本章设计了一个由两个子星座构成的 LEO 星座。子星座 1 为一个 Walker 132/12/1 星座，132 颗 LEO 卫星分布于 12 个轨道面上，轨道高度 800km，轨道倾角 50°。子星座 1 侧重服务中低纬度区域，无法覆盖部分高维度区域，因此设计子星座 2 以实现星座的全球覆盖。子星座 2 为一个近极轨道星座，36 颗 LEO 卫星平均分布于 3 个轨道面上，轨道高度 850 km，轨道倾角 85°。

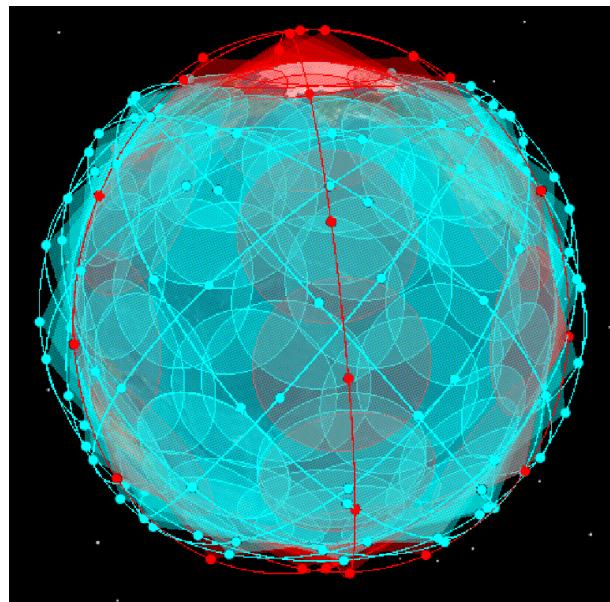


图 4.1 LEO 卫星星座示意图

Figure 4.1 The LEO satellite constellation

#### 4.2.2 信号误差模拟

导航信号的原始伪距和载波相位观测值模型如式(2.14)和式(2.15)所示。卫星的理论轨道可以基于 STK 软件获取，测站坐标已知，可直接获得星地间距理论值。因此，本节的主要工作是模拟各种信号误差，表 4.2 中给出了观测数据模拟

所用到的各类模型和相应配置。

**表 4.1 GPS/BDS-3/LEO 星座参数**

**Table 4.1 The parameters of GPS/BDS-3/LEO constellation**

系统	GPS		BDS-3		低轨星座	
卫星轨道	MEO	MEO	GEO	IGSO	LEO-1	LEO-2
卫星数	24	24	3	3	132	36
星座结构	6 轨道面	Walker 24/3/1	定点 80°E, 110.5°E, 140°E	升交点赤经 118°E	walker 132/12/1	3 轨道面
轨道倾角(°)	56	55	0	55	50	85
轨道高度(km)	20,180	21,528	35,786	35,786	800	850

卫星测距信号包括伪距和载波相位两种，GPS 信号的频率为 L1/L2，BDS-3 为 B1I 和 B3I，都是其各自已经宣布提供公开服务的测距信号。信号频点属于 GNSS 系统的独有资源，需要经过 ITU 国际组织的许可，其他卫星系统一般不允许私自播发相同频率信号。因此，本文选定了与现有 GNSS 系统的两个波段区域较为接近，但不重合的两个未被占用频点作为 LEO 卫星播发的频点，第一频点 C1: 15xx MHz，第二频点 C2: 12xx MHz。

电离层延迟采用全球电离层格网模型 GIM 模拟。GIM 模型是当前比较成熟的高精度电离层实测模型，各 IGS 电离层分析中心都会发布自己基于实测数据计算的全球电离层格网产品。本文采用 IGS 发布的最终全球电离层格网产品，通过内插计算穿刺点的电子含量，模拟电离层延迟量。最终电离层产品每 2 小时更新一组参数，格网间距经度  $5^\circ \times$  纬度  $2.5^\circ$ ，是对各分析中心产品的综合，存在 11 天左右的延迟，低纬度地区精度 2~5 TECU (Total Electron Content Unit)<sup>[146]</sup>，高纬度地区 5~8 TECU。对流层延迟采用 GPT2w 模型和 VMF1 (Vienna Mapping Function 1) 映射函数计算<sup>[147]</sup>。GPT2w 模型是基于 2001 年到 2010 年气象再分析资料，高阶多项式拟合，推测观测时刻的测站的大气压、水汽压和气温及其变化率、相对于 VMF1 投影函数的系数，最终对流层延迟精度达 5cm 以内。

本章主要研究 RTK 定位，双差观测能够消除卫星和接收机钟差，因此此次直接将钟差设置为随机常数。观测噪声基于当前 GNSS 伪距和载波相位的先验噪声水平设置。观测值噪声服从标准正太分布，天顶方向伪距和载波的噪声标准差分别为 0.2m 和 0.002m，随卫星高度角降低噪声逐渐变大。GPS 卫星和接收机天

线的相位中心偏差 PCO 及其变化 PCV 均采用 IGS 提供的天线产品模拟计算。BDS-3 和 LEO 卫星的 PCO 和 PCV 设置为 0。其他观测误差包括，天线相位缠绕、相对论效应、海洋潮汐、极移、地球固体潮均采用相应的模型进行计算<sup>[148]</sup>。

**表 4.2 用于测距信号模拟的经验模型和参数配置**

**Table 4.2 Models and parameters for ranging signal simulation**

项目	模拟方法
星座	GPS, BDS-3 和 LEO 星座（软件模拟）
测站坐标	先验值
观测值类型	伪距和载波相位
频率	GPS L1/L2; BDS:B1I/B3I; LEO:C1/C2 (C1: 1521.5 MHz, C2: 1298.187 MHz)
电离层延迟	GIM 模型, IGS 最终电离层产品
对流层延迟	GPT2w 模型, VMF1 映射函数
卫星和接收机钟差	随机数
观测噪声	伪距 0.2 m, 载波相位 0.2 cm
PCO/PCV	IGS 天线产品
其他误差源	天线相位缠绕、相对论效应、海洋潮汐、极移、地球固体潮

### 4.3 基于 Kalman 滤波的 RTK 定位算法

#### 4.3.1 数学模型

RTK 浮点解计算采用 Kalman 滤波算法, 理论本质是基于待估向量各参数的运动特性和观测序, 迭代计算, 获得高精度 RTK 浮点解估值。在上文构建双差观测值的基础上, 形成线性运动学模型和观测模型, 再进行滤波解算。

##### 4.3.1.1 观测模型

卫星  $l$  的单历元双频双差观测值包括两个载波和两个伪距观测值, 表示为式(4.1)。

$$\text{obs}^l = \begin{bmatrix} L_{rb,1}^{sl} & L_{rb,2}^{sl} & P_{rb,1}^{sl} & P_{rb,2}^{sl} \end{bmatrix}^T \quad \dots(4.1)$$

卫星  $l$  的观测方程可表示为式(4.2)。

$$\text{obs}^l = H^l X^l + \xi^l \quad \dots(4.2)$$

式中  $H$  为设计矩阵,  $X$  为待估参数向量,  $\xi$  为误差矩阵。

设计矩阵可表示为式(4.3)。

$$H^l = \begin{bmatrix} c_r^{sl} & \lambda_1 & 0 & -1 & mp_r^{sl} & mp_b^{sl} \\ c_r^{sl} & 0 & \lambda_2 & -\mu_2 & mp_r^{sl} & mp_b^{sl} \\ c_r^{sl} & 0 & 0 & 1 & mp_r^{sl} & mp_b^{sl} \\ c_r^{sl} & 0 & 0 & \mu_2 & mp_r^{sl} & mp_b^{sl} \end{bmatrix} \quad \dots(4.3)$$

其中  $c_r^{sl}$  为两颗卫星在流动站上的方向余弦的单差, 如式(4.4)所示。

$$c_r^{sl} = \begin{bmatrix} \frac{x^l - x_0}{\rho_r^l} - \frac{x^s - x_0}{\rho_r^s} \\ \frac{y^l - y_0}{\rho_r^l} - \frac{y^s - y_0}{\rho_r^s} \\ \frac{z^l - z_0}{\rho_r^l} - \frac{z^s - z_0}{\rho_r^s} \end{bmatrix}^T \quad \dots(4.4)$$

式中  $(x^l \ y^l \ z^l)$  和  $(x^s \ y^s \ z^s)$  为两颗卫星在信号发射时刻的坐标,  $(x_0 \ y_0 \ z_0)$  为流动站的概略坐标。

待估参数向量为式(4.5)所示。

$$X^l = [ds \ x^l \ ZTD]^T \quad \dots(4.5)$$

其中,  $ds$  为流动站坐标修正量, 如式(4.6)所示。

$$ds = [dx \ dy \ dz]^T \quad \dots(4.6)$$

$x^l$  为卫星  $l$  的模糊度和对流层待估参数, 如式(4.7)所示。

$$x^l = [N_{rb,1}^{sl} \ N_{rb,2}^{sl} \ I_{rb,1}^{sl}]^T \quad \dots(4.7)$$

$ZTD$  为测站天顶方向对流层延迟向量, 如式(4.8)所示。

$$ZTD = [ZTD_r \ ZTD_b]^T \quad \dots(4.8)$$

单历元的所有可见卫星观测值构成观测方程, 如式(4.9)所示。

$$Obs = HX + \xi \quad \dots(4.9)$$

式(4.10)为观测向量。

$$Obs = [obs^1 \ obs^2 \ \dots \ obs^n]^T \quad \dots(4.10)$$

式(4.11)为设计矩阵。

$$H = [H^1 \ H^2 \ \dots \ H^n]^T \quad \dots(4.11)$$

式(4.12)为待估参数向量。

$$X = [ds \quad x^1 \quad \cdots \quad x^n \quad TZD]^T \quad \dots(4.12)$$

短基线 RTK 解算中电离层和对流层延迟可以忽略，因此其函数模型待估参数可以直接去除大气延迟参数，计算更加简单。

通常认为不同卫星之间的观测值和同一卫星不同频点观测值是互相独立的，卫星  $l$  的原始观测值方差协方差矩阵为式(4.13)。

$$q_r^l = \begin{bmatrix} (\sigma_{L,r}^l)^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & (\sigma_{L,r}^l)^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (\sigma_{P,r}^l)^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & (\sigma_{P,r}^l)^2 \end{bmatrix} \quad \dots(4.13)$$

其中， $(\sigma_{L,r}^l)^2$  和  $(\sigma_{P,r}^l)^2$  为伪距和载波观测值的方差。卫星不同频点的同类观测值的误差相同。此外，观测误差的量级与卫星高度角相关。

基于误差传播定律，星间单差观测值的方差协方差矩阵可表示为式(4.14)。

$$q_r^{sl} = q_r^s + q_r^l \quad \dots(4.14)$$

站间单差观测值的方差协方差矩阵为式(4.15)。

$$q_{rb}^l = q_r^l + q_b^l \quad \dots(4.15)$$

于是可得单颗卫星双差观测值的方程协方差矩阵式(4.16)。

$$q_{rb}^{sl} = q_r^{sl} + q_b^{sl} = diag\left((\sigma_{L,rb}^{sl})^2 \quad (\sigma_{L,rb}^{sl})^2 \quad (\sigma_{P,rb}^{sl})^2 \quad (\sigma_{P,rb}^{sl})^2\right) \quad \dots(4.16)$$

式中，

$$(\sigma_{L,rb}^{sl})^2 = (\sigma_{L,r}^l)^2 + (\sigma_{L,r}^l)^2 + (\sigma_{L,r}^l)^2 + (\sigma_{L,r}^l)^2 \quad \dots(4.17)$$

$$(\sigma_{P,rb}^{sl})^2 = (\sigma_{P,r}^l)^2 + (\sigma_{P,r}^l)^2 + (\sigma_{P,r}^l)^2 + (\sigma_{P,r}^l)^2 \quad \dots(4.18)$$

参考站和参考星为各卫星双差观测值公用，因此各颗卫星双差观测值之间存在相关性，单历元观测量的协方差矩阵可表示为式(4.19)。

$$Q_{obs} = \begin{bmatrix} q_{rb}^{s1} & q_{rb}^s & q_{rb}^s & q_{rb}^s \\ q_{rb}^s & q_{rb}^{s2} & q_{rb}^s & q_{rb}^s \\ q_{rb}^s & q_{rb}^s & \ddots & q_{rb}^s \\ q_{rb}^s & q_{rb}^s & q_{rb}^s & q_{rb}^{sn} \end{bmatrix} \quad \dots(4.19)$$

由式(4.9)和式(4.19)可得RTK解算的观测方程,如式(4.20)所示。

$$Obs_k = H_k X_k + \xi_k \quad Q_{obs_k} \quad \dots(4.20)$$

其中,  $k$ 表示历元编号。

#### 4.3.1.2 运动学模型

式(4.12)中给出了待估参数向量,包括位置改正向量、模糊度参数、电离层参数和对流层参数。RTK定位中,流动站快速运动,历元间位置相关性较小,一般将流动站位置改正向量的过程噪声设置为一个很大的常数。在不发生周跳或信号中断的条件下,载波相位的模糊度固定不变,因此模糊度参数的过程噪声设置为一个接近于0的常数,如 $10^{-9}$ 。

大气延迟主要是受信号传输路径上水汽和电子含量等大气环境影响,短时间内大气环境较为稳定。历元间测站天顶对流层延迟状态转移一般采用一阶高斯-马尔可夫过程描述其过程噪声,如式(4.21)。

$$ZTD_k = e^{-\frac{\Delta t}{\tau_{ZTD}}} ZTD_{k-1} + \omega_{ZTD_k} \quad \sigma_{ZTD_k}^2 = \frac{\tau_{ZTD} q_{ZTD}}{2} \left( 1 - e^{-\frac{2\Delta t}{\tau_{ZTD}}} \right) \quad \dots(4.21)$$

式中,  $\Delta t$ 为定位采样间隔;  $\tau_{ZTD}$ 和 $q_{ZTD}$ 为天顶对流层延迟的时间相关性和频谱密度;  $\omega_{ZTD_k}$ 为天顶对流层延迟的过程白噪声,其方差为 $\sigma_{ZTD_k}^2$ 。鉴于RTK定位采样间隔很小,一般是1秒,因此一般将天顶对流层的状态转移方程简化为一阶随机游走描述,如式(4.22)所示。

$$ZTD_k = ZTD_{k-1} + \omega_{ZTD_k} \quad \sigma_{ZTD_k}^2 = q_{ZTD} \Delta t \quad \dots(4.22)$$

采用与对流层延迟类似的方法描述电离层延迟的状态转移,如式(4.23)。与对流层相比,电离层的变化相对活跃,历元间相关性偏弱,通常给定一个较大的过程噪声系数 $q_I$ 。

$$I_k = I_{k-1} + \omega_{I_k} \quad \sigma_{I_k}^2 = q_I \Delta t \quad \dots(4.23)$$

综上所述,在视野内卫星未发生变化的情况下,RTK定位的状态转移矩阵为单位矩阵,Kalman滤波运动学模型为式(4.24)。

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \omega_k \quad Q_{\omega_k} = diag(\infty \cdot I_{3 \times 3}, 10^{-9} \cdot I_{2n \times 2n}, q_I \Delta t \cdot I_{n \times n}, q_{ZTD} \Delta t \cdot I_{2 \times 2}) \quad \dots(4.24)$$

#### 4.3.1.3 Kalman滤波解算

式(4.20)和式(4.24)联立为Kalman滤波运动学模型和观测模型,如式(4.25)所

示。

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \omega_k & Q_{\omega_k} = \text{diag}(\infty \cdot I_{3 \times 3}, 10^{-9} \cdot I_{2n \times 2n}, q_l \Delta t \cdot I_{n \times n}, q_{ZD} \Delta t \cdot I_{2 \times 2}) \\ L_k = H_k X_k + \xi_k & Q_{\xi_k} \end{cases} \quad \dots(4.25)$$

RTK 浮点解滤波解算过程如式(4.26)~式(4.30)。

方程协方差矩阵计算如式(4.26)、式(4.27)、式(4.28)所示。

$$Q_{X_{k,k-1}} = \Phi_{k,k-1} Q_{X_{k-1}} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{\omega_k} \quad \dots(4.26)$$

$$J_k = Q_{X_{k,k-1}} H_k^T \left( H_k Q_{X_{k,k-1}} H_k^T + Q_{L_{k-1}} \right)^{-1} \quad \dots(4.27)$$

$$Q_{X_k} = (I - J_k H_k) Q_{X_{k,k-1}} \quad \dots(4.28)$$

估计参数计算如式(4.29)、式(4.30)所示。

$$X_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} \quad \dots(4.29)$$

$$X_k = X_{k,k-1} + J_k (L_k - H_k X_{k,k-1}) \quad \dots(4.30)$$

式中  $X_{k,k-1}$  和  $Q_{X_{k,k-1}}$  分别为一步预测值及预测值的方差协方差矩阵；  $J_k$  为滤波增益矩阵；  $X_k$  和  $Q_{X_k}$  为滤波估计值和估值的方差协方差矩阵。

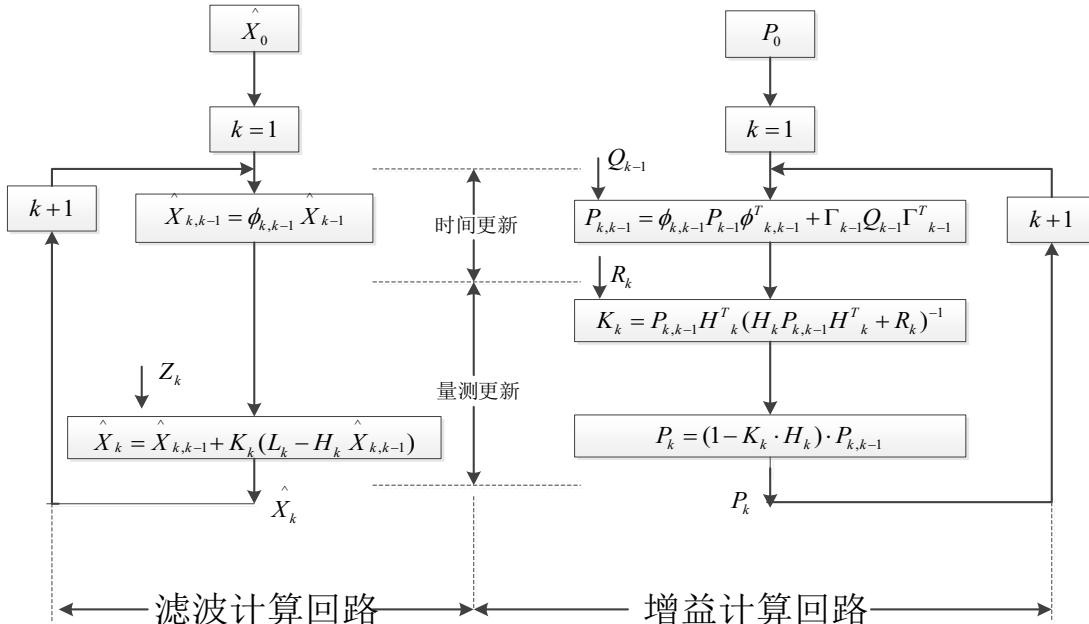


图 4.2 Kalman 滤波基本流程<sup>[150]</sup>

Figure 4.2 Kalman filtering procedure

在利用计算机进行滤波解算时，因计算机位数限制，易产生舍入误差，导致方差协方差矩阵失去对称正定特性，进而滤波发散。为确保滤波解算的可靠性，

实际计算中通常将滤波估值的方差协方差矩阵式(4.28)改写为(4.31)(4.31)的形式<sup>[149]</sup>。

$$Q_{X_k} = (I - J_k H_k) Q_{X_{k-1}} (I - J_k H_k)^T + J_k Q_{L_k} J_k^T \quad \dots(4.31)$$

Kalman 滤波计算先利用状态信息进行时间更新，再使用观测值进行量测更新，通过两次更新实现对待估量的预测和修正，其基本过程可参考图 4.2<sup>[150]</sup>。

### 4.3.2 模糊度固定方法

#### 4.3.2.1 模糊度固定基本原理

上文中利用 Kalman 滤波获得 RTK 定位浮点解，如式(4.32)所示。

$$\begin{bmatrix} \hat{s} \\ \hat{x}_{amb} \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} Q_{\hat{s}} & Q_{\hat{x}_{amb}, \hat{s}} \\ Q_{\hat{s}, \hat{x}_{amb}} & Q_{\hat{x}_{amb}} \end{bmatrix} \quad \dots(4.32)$$

其中， $\hat{s}$  为非模糊度参数估值， $\hat{x}_{amb}$  为模糊度参数估值。因为载波相位模糊度具有整数特性，所以，为了获得高精定位结果，我们需要进一步将模糊度固定为整数，获得基于整数模糊度的高精度 RTK 定位结果。

基于式(4.20)可将观测模型改写为式(4.33)。

$$Obs = [H_x \quad H_{amb}] \begin{bmatrix} s \\ x_{amb} \end{bmatrix} + \xi \quad Q_{Obs} \quad \dots(4.33)$$

其中  $s$  和  $x_{amb}$  分别表示非模糊度参数和模糊度参数， $H_x$  和  $H_{amb}$  为相应的设计矩阵。

模糊度固定算法实质是顾及模糊度参数整数特性的整数最小二乘最优解问题，可转化为式(4.34)极值问题：

$$\min_{s, \xi} \|Obs - H_x s - H_{amb} x_{amb}\|_{Q_{obs}}^2, \quad s \in R^m, x_{amb} \in Z^n \quad \dots(4.34)$$

其中，非模糊度参数  $s$  为实数，模糊度参数  $x_{amb}$  为整数； $\|\cdot\|_Q^2 = (\cdot)^T Q^{-1} (\cdot)$ 。

式(4.34)正交分解可得式(4.35)。

$$\|Obs - H_x s - H_{amb} x_{amb}\|_{Q_{obs}}^2 = \|\hat{\xi}\|_{Q_{obs}}^2 + \|\hat{x}_{amb} - x_{amb}\|_{Q_{amb}}^2 + \|\hat{s}(x_{amb}) - x_{amb}\|_{Q_{s|x_{amb}}}^2 \quad \dots(4.35)$$

浮点解的残差  $\hat{\xi}$  为式(4.36)。

$$\hat{\xi} = Obs - H_x \hat{s} - H_{amb} \hat{x}_{amb} \quad \dots(4.36)$$

坐标改正、大气延迟等非模糊度参数的条件估值及其方差协方差为式(4.37)。

$$\begin{cases} \hat{s}(x_{amb}) = \hat{s} - Q_{\hat{x}_{amb}} Q_{\hat{x}_{amb}}^{-1} (\hat{x}_{amb} - x_{amb}) \\ Q_{\hat{s}|\hat{x}_{amb}} = Q_{\hat{s}} - Q_{\hat{s}\hat{x}_{amb}} Q_{\hat{x}_{amb}}^{-1} Q_{\hat{x}_{amb}\hat{s}} \end{cases} \dots(4.37)$$

式(4.35)中,  $\left\| \hat{\xi} \right\|_{Q_{obs}}^2$  为常数,  $\left\| \hat{s}(x_{amb}) - x_{amb} \right\|_{Q_{\hat{s}\hat{x}_{amb}}}^2 = 0$ , 因此模糊度固定算法可转化为极值问题, 如式(4.38)所示。

$$\bar{x}_{amb} = \arg \min_{x_{amb} \in Z^n} \left\| \hat{x}_{amb} - x_{amb} \right\|_{Q_{\hat{x}_{amb}}}^2 \dots(4.38)$$

#### 4.3.2.2 LAMBDA 模糊度搜索算法

本章采用最小二乘模糊度降相关平差法(LAMBDA: Least-square AMBiguity Decittelation Adjustment)固定 RTK 的模糊度参数<sup>[151]</sup>。LAMBDA 算法由荷兰 Delft 大学的 Teunissen 教授提出, 是目前整数最小二乘算法中应用于 GNSS 模糊度固定最成功的一种, 与其他算法相比, 该方法在缩小搜索范围以加快搜索过程方面拥有明显优势。LAMDA 算法主要分为两步: 降相关和搜索。

模糊度的搜索空间可表述为式(4.39)。

$$\Phi_{x_{amb}} = \left\{ x_{amb} \in Z^n \left\| \left\| \hat{x}_{amb} - x_{amb} \right\|_{Q_{\hat{x}_{amb}}}^2 \leq \chi^2 \right\} \right\} \dots(4.39)$$

根据式(4.39)可知, 模糊度搜索空间形状为一个多维椭球。椭球的中心点是浮点解  $\hat{x}_{amb}$ ; 浮点解方差协方差矩阵  $Q_{\hat{x}_{amb}}$  决定多维椭球形状或伸长率; 椭球空间的体积或大小受  $\chi^2$  影响, 一般给定一个足够大的常数。由于模糊度参数间具有相关性, 尤其是初始定位阶段参数估值误差大相关性强, 导致搜索空间多维椭球呈瘦长状态, 整数备选组多, 模糊度搜索难度大。

LAMBDA 算法首先对模糊度浮点解参数进行降相关, 即整数变换, 减小参数间相关性, 提高模糊度搜索效率。整数变换基本原理如式(4.40)所示。

$$\hat{z} = \hat{Z}^T \hat{x}_{amb} \quad Q_{\hat{z}} = Z^T Q_{\hat{x}_{amb}} Z \dots(4.40)$$

其中,  $Z$  是所有元素均为整数的整数变换矩阵, 其行列式的值为  $\pm 1$ 。当  $x_{amb}$  为整数向量时, 经过整数变换后  $z$  也是整数向量; 反推可知, 如果  $z$  为整数向量, 也可推出  $x_{amb} = (Z^T)^{-1} \cdot z$  也为整数向量。整数变换的目的为得到新参数向量  $\hat{z}$ , 其各元素之间相关性显著减小, 方差协方差矩阵的非对角线元素小于等于 0.5。由整数变换原理可知, 整数变换矩阵不是唯一的, 且整数变换是一种获取参数弱

相关整数向量的数学变换方法，并不是指其只能对整数进行变换。

变换后的搜索空间为式(4.41)。

$$\Phi_z = \left\{ z \in Z^n \mid \| \hat{z} - z \|_{Q_z}^2 \leq \chi^2 \right\} \quad \dots(4.41)$$

整数变换后，参数间的相关性检索，多维椭球搜索空间扁率更接近于1，形状更加接近于一个规则的多维球体，包含备选组更少，搜索效率更高。搜索获得最优整数解向量后，再进行逆变换即可得到模糊度参数的固定解，即为式(4.42)。

$$x_{amb} = (Z^T)^{-1} z \quad \dots(4.42)$$

#### 4.3.2.3 模糊度固定解检验方法

LAMBDA 算法一般选定单位权中误差最小的整数备选组作为模糊度固定解。获得模糊度整数解后，需要对其可靠性进行检验。当前最可靠的检验方法是 Ratio 值检验，即备选组中单位权中误差最小与次最小整数向量的显著性检验。其基本理论依据是，如果模糊度备选组中包含正确的整数向量，且只有一组正确的整数向量，其他整数向量中至少有一个是错误的模糊度整数解，因此正确向量的单位权误差相对于错误向量具有显著性；反之，如果正确的模糊度向量不在备选组中，则最小和次最小单位权中误差整数向量都包含了最少一个错误的模糊度整数解，其单位权中误差间不具有显著性。Ratio 检验公式如式(4.43)所示。

$$ratio = \frac{\sigma_{next-min}^2}{\sigma_{min}^2} \geq \kappa_{F(u,f,1-\alpha/2)} \quad \dots(4.43)$$

其中， $u$  表示模糊度参数的个数； $\sigma$  为单位权中误差； $f$  为参数估计的自由度； $\kappa_{F(u,f,1-\alpha/2)}$  表示置信度为 $1-\alpha/2$ ，自由度为 $f$  和  $u$  的 fisher 分布的单尾分位数。实际模糊度解算中通常将 Ratio 经验的设置为 3 或者 2。

#### 4.3.3 数据质量控制

RTK 定位中由于用户设备或观测环境等因素，经常出现观测值被干扰导致粗差，尤其是恶劣观测环境下，有必要开展数据质量控制，消除或削弱粗差对定位结果的影响。本章采用 DIA(Detection、Identification、Adaptation)方法实现 RTK 定位的数据质量控制<sup>[152,153]</sup>。DIA 是一种通过构建广义似然统计检验量来检测、识别和适应观测中的粗差来实现观测数据质量控制的方法。

DIA 的数学基础是建设在假设检验理论。首先建立假设条件，原假设  $H_0$  为

观测值不包含粗差, 如式(4.44)所示, 备选假设为  $H_A$ , 如式(4.45)所示, 即观测值包含粗差。

$$H_0: z \sim N(At, Q_z); E\{z\} = At; D\{z\} = Q_z \quad \dots(4.44)$$

$$H_A: z \sim N(At + C_z \nabla, Q_z); E\{z\} = At + C_z \nabla; D\{z\} = Q_z \quad \dots(4.45)$$

其中,  $z$  和  $Q_z$  表示观测向量及其协方差阵;  $E\{\cdot\}$  和  $D\{\cdot\}$  分别表示数学期望和方差;  $t$  是待估参数向量;  $A$  为设计矩阵;  $\nabla$  为粗差向量; 观测值个数为  $n_o$ , 待估参数个数为  $n_u$ , 为确保备选假设避免秩亏, 粗差向量的维度  $1 \leq q \leq n_o - n_u$ 。由上述可知, 备选假设的实质是假设观测向量中有  $q$  个包含粗差的观测值, 并将粗差作为未知参数引入观测方程。

基于上式假设条件, 广义似然统计检验量可表示为式(4.46)<sup>[154]</sup>。

$$T_q = V_0^T Q_z^{-1} V_0 - V_A^T Q_z^{-1} V_A = V_0^T Q_z^{-1} C_z (C_z^T Q_z^{-1} Q_{V_0} Q_z^{-1} C_z) C_z^T Q_z^{-1} V_0 \quad \dots(4.46)$$

其中,  $V$  表示验后残差; 广义似然统计检验量  $T_q$  服从自由度为  $q$  的卡方分布; 若  $T_q \leq \chi_\alpha^2(q, 0)$  表示观测值中没有粗差, 接收原假设; 反之, 接受备选假设, 即观测值中含粗差。

当引入的未知参数取最大值时, 即  $q = m - n$ , 备选假设中观测值个数等于未知参数个数, 方程有唯一解, 残差向量  $V_A = 0$ 。广义似然统计检验量  $T_q$  为全局型的统计检验量, 可表示为式(4.47)。

$$T_{m-n} = V^T Q_y^{-1} V \sim \chi_\alpha^2(m - n, 0) \quad \dots(4.47)$$

当仅引入一个外部估计参数时, 广义似然统计检验量  $T_q$  就是一个局部统计检验量, 可表示为式(4.48)。

$$T_1 = \frac{(C_y^T Q_y^{-1} V)^2}{C_y^T Q_y^{-1} Q_v Q_y^{-1} C_y} \sim \chi_\alpha^2(1, 0) \quad \dots(4.48)$$

DIA 数据质量控制的主要包括探测、定位和适应三个步骤: 第一步探测, 基于卡方检验判定标准, 评价全局统计检验量, 确定是观测向量中否包含粗差; 若判定无粗差, 这直接跳出检验, 否者开始粗差定位; 第二步定位, 是依次构建每个观测量的局部模型统计检验量, 进行卡方检验判定, 探测出包含粗差的观测量; 发现粗差后, 剔除已经定位粗差的卫星, 回到第一步探测, 对剩余的观测量构建

全局统计检验量，判定剩余观测值中是否包含粗差，若不含粗差着进行第三步否者继续循环第前两步；第三步适应，基于探测和定位的结果，对含有粗差的观测值进行降权或者直接删除，以削弱粗差对定位解算精度的影响。

#### 4.3.4 RTK 定位解算流程

上文中对 LEO 卫星增强的 GNSS RTK 定位理论进行了研究和公式推导，可知 RTK 解算流程核心的两部分内容是，浮点解滤波解算和模糊度搜索固定。图 4.3 给出了 RTK 解算的详细流程图。

1)流动站单点定位：基于流动站接收到的伪距观测值和广播星历，进行伪距单点定位解算，获取流动站的概略坐标。

2)数据预处理：选定系统内高度角最高的卫星作为参考星，基准站和流动站观测数据构成双差观测值；低高度角卫星数据，观测误差大，且易受到环境干扰，一般需要设置卫星截至高度角，并删除截至高度角以下的观测数据；由于数据捕获中断等原因，载波观测值易发生周跳，本章采用 MW 组合(Melbourne-Wubenna Combination)和 GF 组合(Geometry Free Combination)进行双差观测值的周跳探测和修复。双差观测值能够消除卫星和接收机钟差、大气延迟等误差，因此周跳探测成功率比非差观测值更高。

3)构建数学模型：滤波模型包括，观测模型和运动学模型。双差观测值线性化，形成观测模型的函数模型；基于原始观测值的先验噪声和误差传播定律，计算双差观测量的方差协方差矩阵。基于待估参数的运动学特性，构建待估参数向量的运动学模型和历元间转换关系。

4)滤波解算：包括时间更新和量测更新两步。首先，基于上一个历元信息和过程噪声矩阵，进行时间更新，获得滤波的一步预测值；然后，基于观测模型进行量测更新，计算当前历元的 Kalman 滤波估值。

5)验后检验：采用 DIA 数据质量控制方法，开展验后残差检验，探测、确定和处理包含粗差观测值的卫星；如果探测出有卫星观测值包含粗差，需要删除该粗差观测值，回到步骤 3，重新构建数学模型，进行滤波解算。

6)模糊度固定：采用 LAMBDA 算法开展模糊度搜索固定；鉴于参数间相关性，首先进行整数变换将相关，获得范围较小的模糊度搜索域；然后，进行模糊度搜索，获取单位权中误差最小备选组；通过 Ratio 检验，确定模糊度固定解可

可靠性；最后，基于模糊度整数解对更新解算方程，得到高精度的估值。

7)定位结果输出：包括参数估计值及其方差协方差矩阵；如果未通过 Ratio 检验则当前历元只能输出浮点解结果。

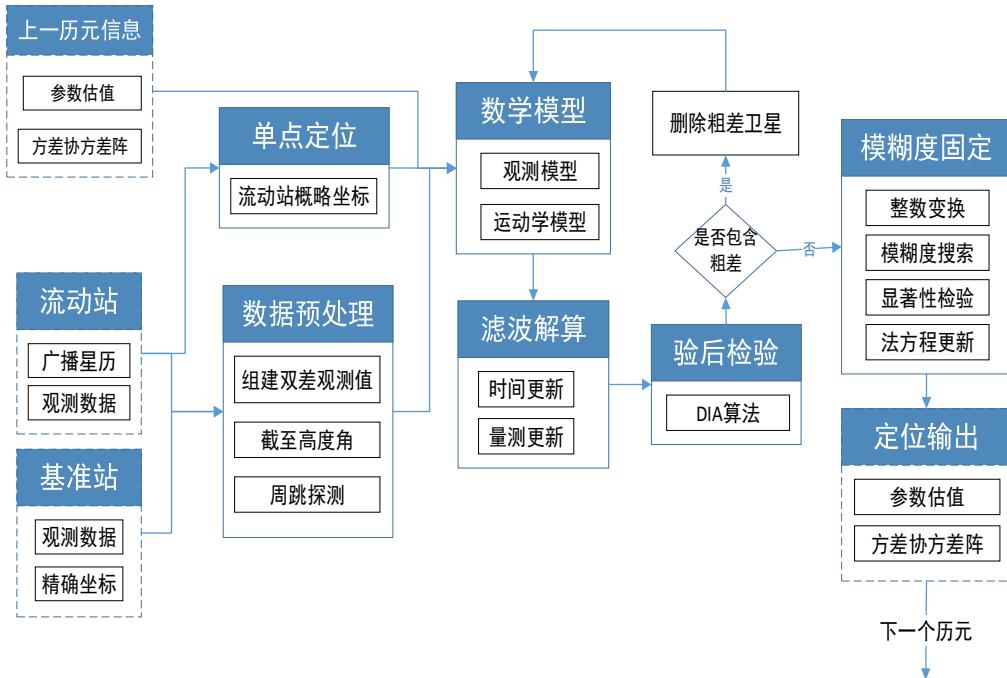


图 4.3 RTK 定位解算流程

Figure 4.3 RTK positioning resolution procedure

## 4.4 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位

### 4.4.1 数据处理策略

本节模拟四个测站的 GPS、BDS 和 LEO 星座双频伪距和载波相位观测值。测站分布如图 4.4 所示。四个测站分布在中纬度区域  $33^{\circ} 30' \sim 35^{\circ} 30'N$ ，经度在  $103^{\circ} \sim 105^{\circ}$  之间。最短基线 74.0km，最长基线 129.8km。模拟时段为 2019/11/1 00:00:00-01:00:00，历元间隔 1s。

利用模拟数据进行中长距离 RTK 定位解算。具体数据处理策略如表 4.3 所示。GPS/BDS-3/LEO 的双频观测值参与解算，截至高度角为  $7^{\circ}$ 。原始伪距和载波相位观测值的天顶方向先验中误差分别设定为 0.2m 和 0.002m。由于观测值噪声随着卫星高度角的降低逐渐变大，本节采用一个与高度角的相关的线性函数描述观测值的随机模型，如式(4.49)所示。

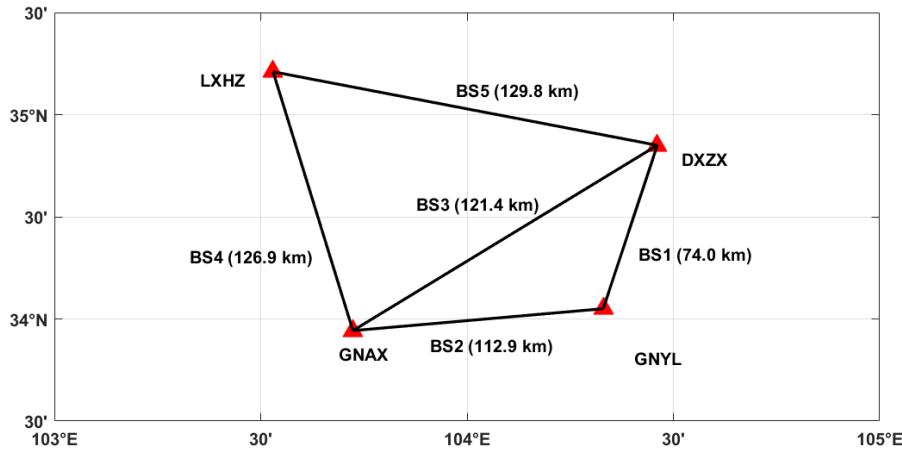


图 4.4 测站分布及基线长度

Figure 4.4 Distribution of stations and length of selected baselines

$$\sigma = a + a_1 e^{-\frac{\theta}{10^\circ}} \quad \dots(4.49)$$

其中,  $a$  为天顶方向的观测值中误差;  $a_1$  为模型系数, 在此经验的设定为 4mm;  $\theta$  为卫星高度角。RTK 定位采用双差观测值, 基于误差传播定律计算其噪声水平。

采用 MW 组合和 GF 组合进行双差观测值的周跳探测和修复。UNB3 模型改正对流层延迟干分量, 天顶对流层延迟湿分量作为参数估计, 其映射函数为 GMF 模型。天顶对流层延迟湿分量的初始值为 0, 过程噪声为  $0.1 \text{ mm}/\sqrt{s}$ , 与测站间高差相关。每颗卫星的双差斜路经电离层延迟作为估计参数, 初值都设为 0, 过程噪声为基于基线长度的函数  $0.052 \cdot BL^2/100 \text{ m}^2$ (BL 为基线长度)<sup>[74]</sup>。

随着观测时间变长, 卡尔曼滤波解算的浮点解精度逐渐提高。为避免继承上一个历元固定错误的整周模糊度, 滤波过程仅继承上一个历元的浮点解及其方差协方差, 每个利用均采用 LAMBDA 算法重新进行模糊度搜索。由于测站间距大, 大气延迟相关性差, 低高度卫星模糊度固定速度慢。本节设计了一个与卫星高度角相关的部分模糊度固定策略, 以确保能够固定更多的模糊度参数, 尽快获得高精度定位结果。其具体策略为: 1) 将同一颗卫星两个模糊度参数估值作差, 即模糊度域组合获得宽巷模糊度, 优先固定宽巷模糊度; 2) 宽巷模糊度作为已知值, 更新法方程; 3) 用 LAMBDA 算法搜索窄巷模糊度, 并进行 Ratio 检验, 如未通过检验则删除搜索空间内的最低高度角卫星, 重新搜索, 如此循环直到模糊度参数个数少于 5 个。

本节的目标为评价 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 的效果，分别采用 GNSS 和 LEO 卫星增强 GNSS 进行中长距离 RTK 定位。本节字母缩写 G、C、GC、G+L、C+L 和 GC+L 分别代表单 GPS、单 BDS、GPS/BDS 组合、LEO 卫星增强的 GPS、LEO 卫星增强的 BDS 以及 LEO 卫星增强的 GPS/BDS 组合。在一个小时的测试时段内，每 180 秒对解算程序进行重新初始化，即每条基线初始化 20 次，并计算其统计值。

#### 4.4.2 卫星可见性分析

图 4.5 给出了 2019/11/1 00:00:00-00:30:00 测站 GNCL 上空 GPS/BDS/LEO 卫星的运动轨迹。显然，LEO 卫星的运行角速度比 GNSS 卫星快。LEO 卫星的一个过境时间窗口约 12 分钟，GPS 和 BDS 的 MEO 卫星 30 分钟运行约  $15^\circ$ ，BDS IGSO 卫星 30 分钟高度角变化小于  $6^\circ$ 。

**表 4.3 低轨卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 定位解算数据处理策略**

**Table 4.3 Processing strategies of medium-long baseline RTK augmented by LEO satellites**

项目	处理策略
卫星信号	GPS L1/L2;BDS-3 B1I/B3I; LEO C1/C2
截至高度角	$7^\circ$
观测值天顶中误差	伪距 0.2 m; 载波 0.002 m
观测值随机模型	卫星高度角相关函数
观测值组合方式	双差非组合
周跳探测和修复	MW 组合和 GF 组合联合
参数估计方法	Kalman 滤波
坐标参数	过程噪声 $10^6$ ，初值为 0
电离层延迟估计参数	每颗卫星的斜路经电离层
电离层延迟过程噪声	基线长度相关函数
对流层延迟估计参数	测站天顶方向对流层延迟湿分量
对流层延迟过程噪声	与流动站和基准站间高程相关函数
对流层延迟干延迟	GMF 映射函数和 UNB3 模型改正
模糊度参数	过程噪声 $10^{-9}$ ，LAMBDA 算法搜索固定
初始化间隔	180 s

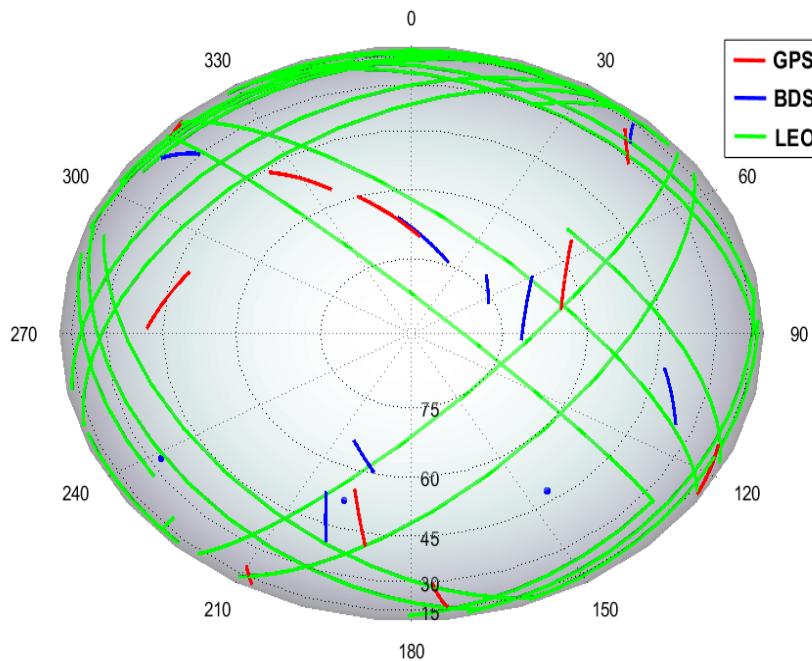


图 4.5 测站 GNCL 星空图(2019/11/1 00:00:00-00:30:00)

Figure 4.5 The skyplot of station GNCL(2019/11/1 00:00:00-00:30:00)

引入 LEO 卫星后，测站可见卫星的数量和卫星几何结构都发生了明显变化，如图 4.6 所示。GPS/BDS/LEO 可见卫星数总和始终大于 24 颗。在观测时段内，可见 LEO 卫星个数始终大于 4 颗。GNSS 可见卫星数十分稳定，尤其是 BDS 卫星，一个小时内仅出现了 1 次卫星升降。LEO 卫星的升降十分频繁，每十分钟会出现约 15 次。引入 LEO 后，卫星的 PDOP 值不再是平稳的曲线，出现频繁的跳动。随着可见卫星数增多，PDOP 值改善十分明显，尤其是在 GNSS 卫星数较少情况下。观测时段[10,30]分，GPS 只有 7 颗可见，PDOP 值约为 3；引入 LEO 后，PDOP 值改善到 1.5，与 10 颗 GPS 可见卫星时的 PDOP 相近。GPS/BDS 组合无论可见卫星数还是 PDOP 值都优于 LEO 卫星增强单 GNSS 系统。此外需要指出的是，由于模拟测站的位置在中国境内，因此 BDS 的可见卫星数和 PDOP 都明显优于 GPS。

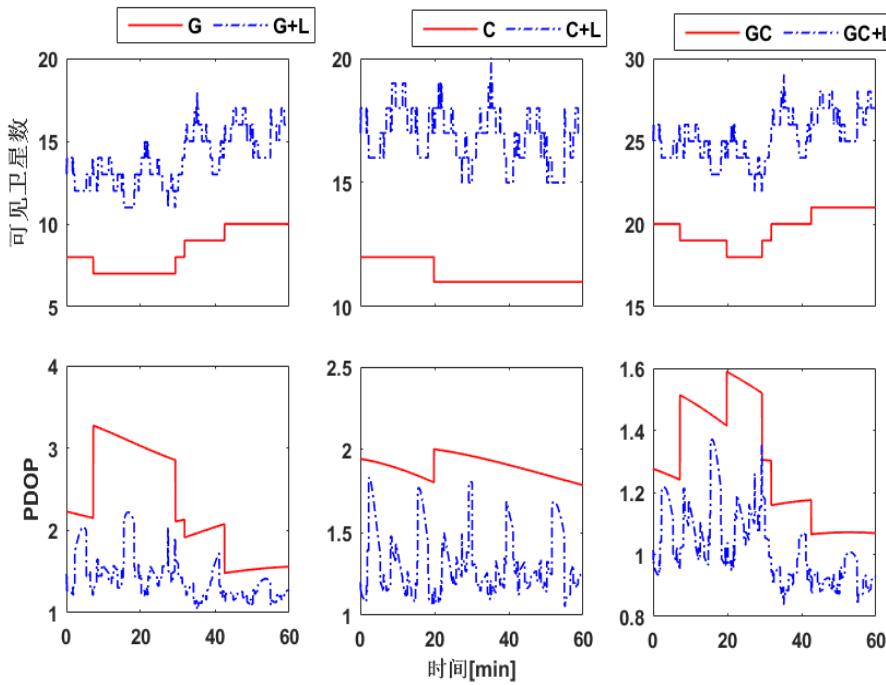


图 4.6 测站 GNCL 可见卫星数和 PDOP 值

Figure 4.6 The number of visible satellites and PDOP at station GNCL

#### 4.4.3 中长距离 RTK 定位性能分析

模糊度精度因子(ADOP: Ambiguity Dilution of Precision)是评价模糊度参数浮点解估计精度的重要指标，是一个能够反应解算模型强度且容易计算的标量值<sup>[155]</sup>。此外，ADOP 还能反应模糊度固定中 LAMBDA 搜索椭球的置信区间。ADOP 的计算公式为式(4.50)。

$$ADOP = \sqrt{|Q_{\hat{a}\hat{a}}|}^{\frac{1}{n}} \text{ (cycle)} \quad \dots(4.50)$$

其中， $n$  表示模糊参数的个数； $Q_{\hat{a}\hat{a}}$  为模糊度参数估值的方差协方差矩阵； $|\cdot|$  表示行列式。ADOP 值能够准确的反映整数最小二乘模糊度固定算法的模糊度固定成功率。基于学者研究，当 ADOP 值小于 0.12 周时，模糊度固定的理论成功率大于 99.9%<sup>[156]</sup>。如图 4.7 所示，LEO 卫星增强能够提高模糊度参数的收敛速度和估计精度。LEO 卫星增强的 GNSS 中长距离 RTK 的 ADOP 收敛至 0.12 周所需时间较单 GNSS 有明显改善。例如，单 GPS 需要约 130 个历元完成收敛，而 LEO 卫星增强 GPS 收敛所需历元减少到 75 个左右。此外，ADOP 的最终精度也明显提高。由于 GPS/BDS 组合模型的可见卫星多，模型冗余大，LEO 卫星增强对 GPS/BDS 组合 ADOP 的改善不明显。

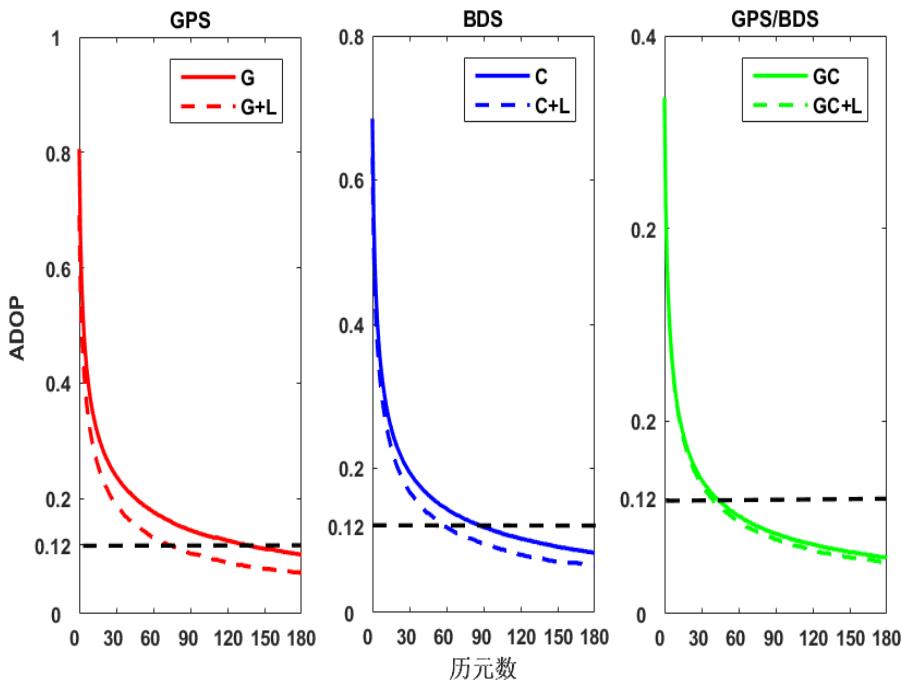


图 4.7 基线 BS3 RTK 解算 ADOP 收敛统计值的时间序列

Figure 4.7 The time series of ADOP convergence of RTK positioning on baseline BS3

图 4.8 为基线 BS3 的 GPS 卫星 PRN12 (G12) 和 BDS 卫星 PRN22 (C22) 模糊度浮点解的时间序列。在多个初始化时段中，单 GPS 解算的模糊度浮点解偏差始终大于 2 周，即 3 分钟内无法完成模糊度收敛。LEO 卫星增强 GPS 策略未出现模糊度浮点解无法收敛的情况，所有初始化时段的收敛时间都在 1 分钟以内。上节提到，GPS/BDS 组合的可见卫星数和 PDOP 值都优于 LEO 卫星增强单 GNSS。但是，由图 4.8 的第三行子图可发现，LEO 卫星增强的单 GNSS 模糊度浮点解的可靠性和收敛速度都明显优于 GPS/BDS 组合，这主要是由于 LEO 卫星角速度大的特性，能够促进模糊度参数与大气延迟参数的分离。因此可知，在相近的可见卫星数目和 PDOP 条件下，LEO 卫星增强单 GNSS 系统的定位性能优于 GPS/BDS 组合。

对 20 次初始化的收敛时间进行统计，如图 4.9 所示。所有方向的浮点解定位偏差和收敛速度都有明显提高。高程方向，单 GPS 需要 60 个历元实现定位偏差小于 0.4m，而对于 LEO 卫星增强的 GNSS 能够 10 个历元以内实现。收敛后的定位精度从大于 30cm 改善到优于 10cm。LEO 卫星增强的单 GNSS 在收敛速度和最终精度上都明显优于 GPS/BDS 组合。对比 LEO 卫星增强和单 GNSS 浮点解收敛曲线能够发现，单 GNSS 的收敛曲线经常出现跳跃，而所有 LEO 卫星

增强场景的收敛曲线都十分平滑，即 LEO 卫星增强的定位可靠性和连续性优于单 GNSS 定位。

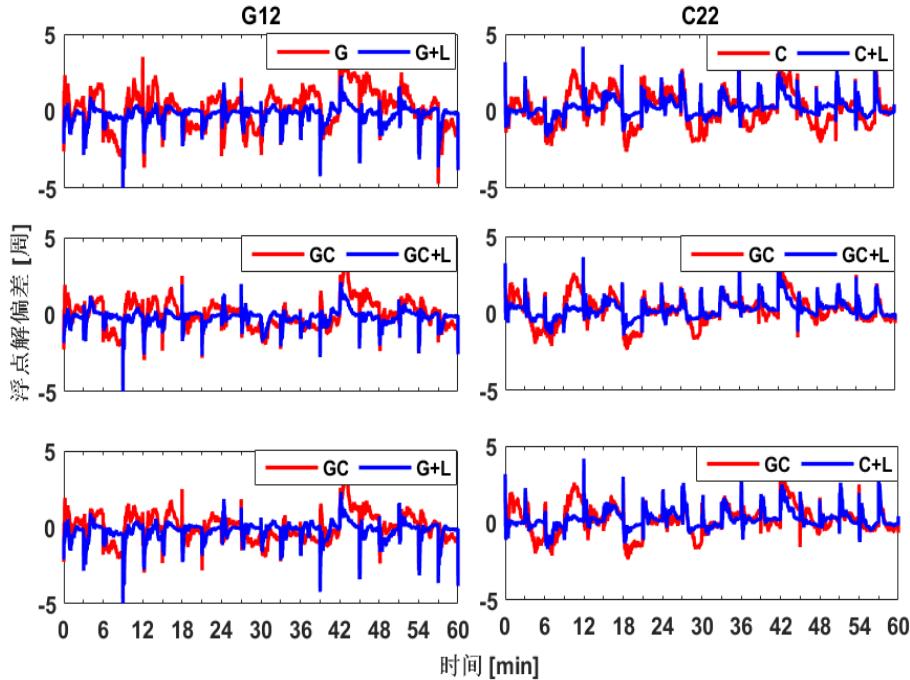


图 4.8 基线 BS3 卫星 G12 和 C22 的模糊度浮点解估值偏差时间序列

Figure 4.8 The time series of float ambiguity bias of satellites G12 and C22 on baseline BS3

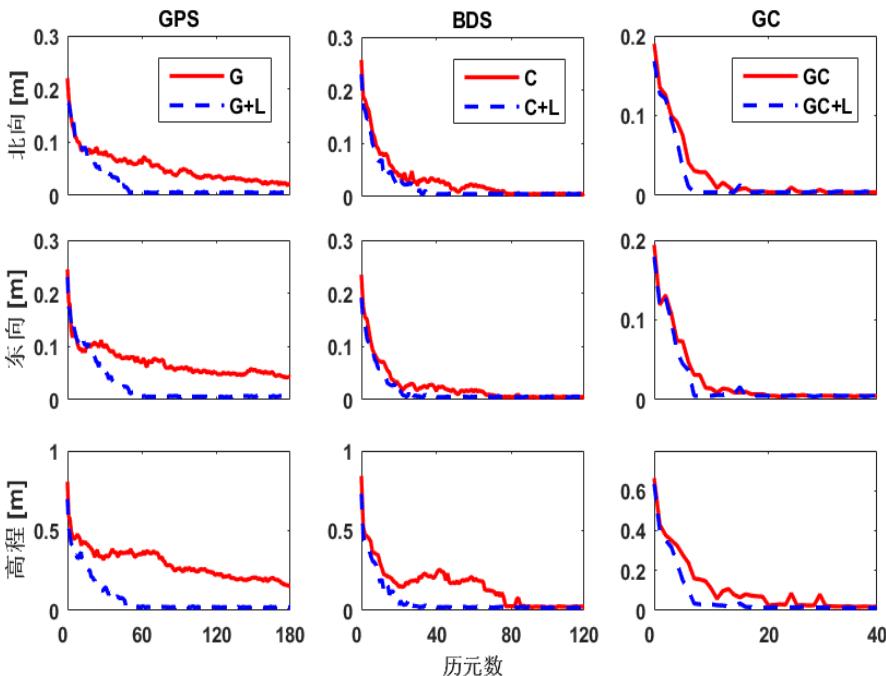


图 4.9 中长距离 RTK 定位浮点解收敛速度统计值

Figure 4.9 Convergence time of medium-long baseline RTK float solution

图 4.10 给出了不同解算策略下模糊度的累计固定率统计值。由图可知，LEO

卫星增强能够明显提高中长距离RTK模糊度固定率。由于测站所在区域GPS可见卫星数较少，其收敛速度和模糊度固定率较其他解算策略差。单GNSS中长距离RTK首个历元的固定率基本为0，而LEO卫星增强的单GNSS中长距离RTK首个历元固定率接近10%。LEO卫星增强的GPS/BDS组合首个历元固定率高达30%，而GPS/BDS组合首个历元固定率仅为不到20%。单GPS需要约180个历元才能达到90%的累计固定率。而LEO卫星增强GPS在相同的时间内能够实现99%的累计固定率。G+L、C+L、GC+L三个LEO卫星增强策略能够分别在约第60、30和20个历元实现累计固定率大于98%，而在相应的时间点如果没有LEO卫星增强其累计固定率分别只有75%、92%和94%。

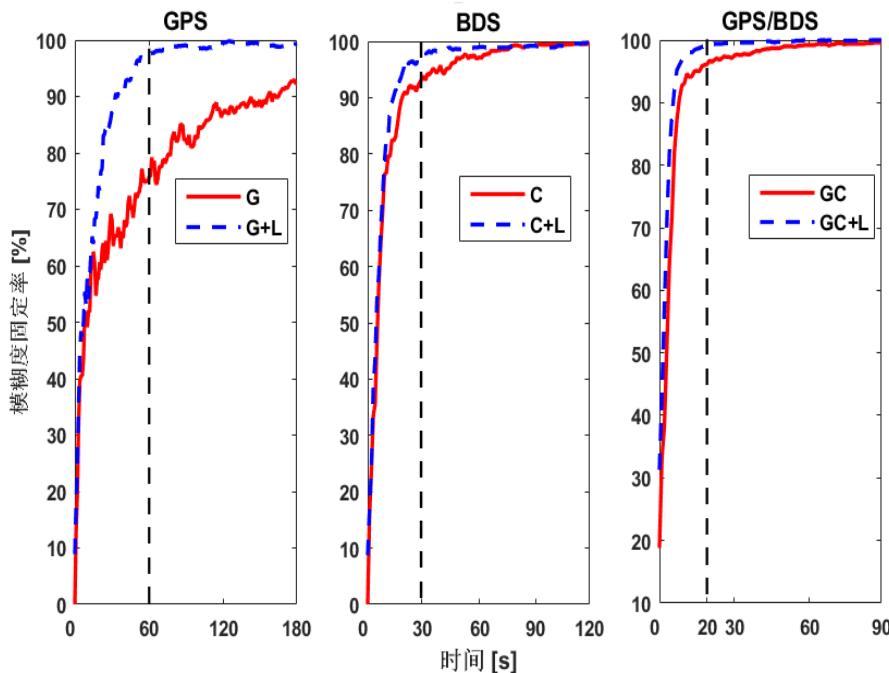


图4.10 中长距离RTK模糊度累计固定率统计

Figure 4.10 Cumulative ambiguity fixed rates of medium-long baseline RTK

单历元固定的卫星个数超过6颗则评定该历元RTK解算结果固定。首次固定时间是指保证RTK定位结果连续固定的首个历元。图4.12中给出了六种解算策略的首次固定时间。上文中提到的部分模糊度固定策略是快速获得RTK固定解的重要手段。LEO卫星的引入是中长距离RTK首次固定所需时间明显变短。如图4.11中左侧第一列所示，单GPS首次固定时间缩短了约60%，类似的改善也可以在单BDS和GPS/BDS中长距离RTK解算中看到。由于本节选用的部分模糊度固定方法和首次固定的判定机制，可见卫星数越多，首次固定所需的时间

越少。因此，LEO 卫星增强单 GNSS 虽然能够改善卫星几何结构，提高模糊度浮点解精度，但是在首次定位用时却比 GPS/BDS 长。

表 4.4 中列出了中长距离 RTK 的定位结果的固定解比率。由于单 GPS 可见卫星较少，除最短基线 BS1 外，其他基线固定率仅在 65% 左右。引入 LEO 卫星后，中长距离 RTK 定位的固定解比率明显提高，所有基线的固定解比率都在 87% 以上，并且基线越长改善率越大。

除了提高固定解比率之外，LEO 卫星增强也能改善中长距离 RTK 的固定解精度。图 4.12 中给出了 6 条中长距离 RTK 固定解在北方向、东方向和高程方向的定位偏差 RMS。在所有场景下，LEO 卫星增强均能提高中长距离 RTK 定位精度。以单 GPS 为例，基线 BS2 和 BS4 在高程方向的定位偏差从 18cm 提高到 5cm。

表 4.4 中长距离 RTK 定位结果固定解比率

Table 4.4 The ratio of medium-long baseline RTK fixed positioning

基线	G	G+L	C	C+L	GC	GC+L
BS1	80.9	94.6	96.8	97.4	99.1	99.5
BS2	63.1	90.4	92.3	95.4	97.4	98.2
BS3	65.8	87.6	92.4	94.8	97.0	97.9
BS4	64.9	87.3	90.9	94.4	96.8	97.5
BS5	64.8	89.0	91.2	94.1	95.8	97.7

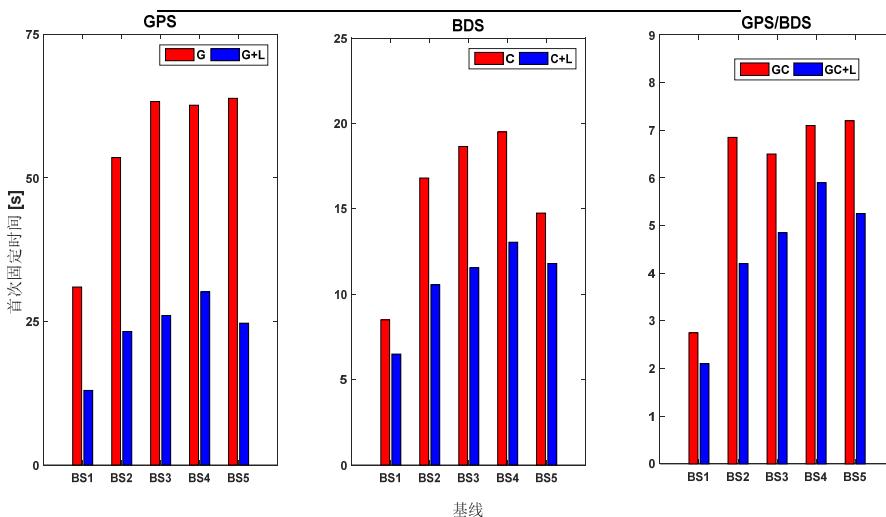


图 4.11 中长距离 RTK 首次固定时间

Figure 4.11 TTFF of medium-long baseline RTK

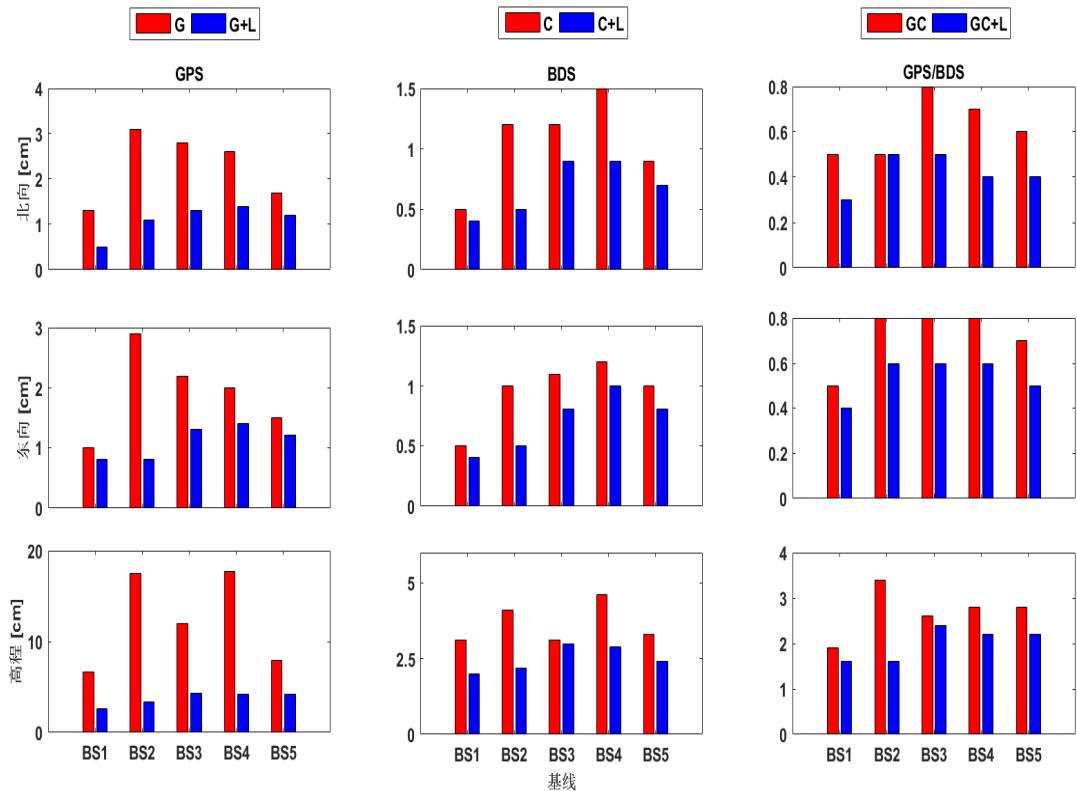


图 4.12 中长距离 RTK 定位固定解 RMS

Figure 4.12 RMS errors of medium-long baseline RTK fixed positioning

## 4.5 LEO 卫星增强可见卫星不足条件下 GNSS 短距离 RTK 定位

### 4.5.1 试验介绍

本节对在信号环境恶劣、可见卫星不足情况下 LEO 卫星增强 GNSS 的效果进行验证，模拟了两个测站的 GPS 和 LEO 观测数据。测站位于中国上海市，测站间距 11.2 km。观测时段为 2019/11/1 00:00:00-01:00:00，采样间隔 1 s。

基线为短基线，大气延迟可以忽略，待估参数包括流动站坐标和模糊度，模型相对于中长距离 RTK 较简单。信号环境恶劣条件的主要特征是可见卫星不足、信号存在粗差和发生周跳的可能性大等。短基线 RTK 的数据处理策略与上节中阐述的中长距离 RTK 数据策略相近。利用一个与卫星高度角相关函数描述观测值噪声。天顶方向伪距和载波观测值的噪声水平分别为 0.2 m 和 0.002 m。流动站坐标改正量的过程噪声设定为一个很大值。在不发生周跳的情况下，模糊度始终不变，其过程噪声设定为一个接近于 0 的值。多历元 Kalman 滤波获得高精度浮点解，LAMBDA 算法搜索模糊度，进行 Ratio 检验确定模糊度整数解可靠性。Ratio 值设定为 3。双差 MW 组合和 GF 组合历元间作差用于周跳探测。为确保

避免继承上一个历元错误的模糊度整数解，历元间仅传递浮点解及其方差协方差矩阵，每个历元都重新进行搜索模糊度。鉴于信号恶劣环境下，观测值容易出现粗差，DIA 数据质量控制方法用于观测值粗差探测。

本节模拟设计了多个试验场景来评价 LEO 卫星增强可见卫星不足的 GPS RTK 定位，包括 LEO 卫星增强场景 2 LEO + 3 GPS, 2 LEO + 4 GPS, 2 LEO + 5 GPS, 3 LEO + 3 GPS, 3 LEO + 4 GPS, 3 LEO + 5 GPS，单 GPS 场景 4 GPS 和 5 GPS。卫星的选择是依据各星座卫星的高度角排序。考虑到，许多低成本用户只能接收单频观测数据，本节分别开展单频和双频 RTK 两种类型的试验验证。为确保试验结果的可靠性，RTK 程序每分钟重新初始化一次，即每个 RTK 场景下进行 60 次的初始化实验，最后计算其统计指标。

#### 4.5.2 试验结果分析

图 4.13 为不同试验场景下流动站的 PDOP 值。引入 LEO 卫星后，测站的卫星几何结构明显改善，PDOP 从区间单 GPS 的[10, 16]降低到区间[4, 8]。场景 2 LEO+3 GPS 可见卫星数较少，PDOP 值抖动剧烈，少数历元的 PDOP 值高达 25。场景 4 GPS 和 5 GPS 的 PDOP 值相差不大，引入 3 颗 LEO 卫星后，PDOP 值平均水平虽仍差异不大，但是 3 LEO+5 GPS 的 PDOP 稳定性更优。

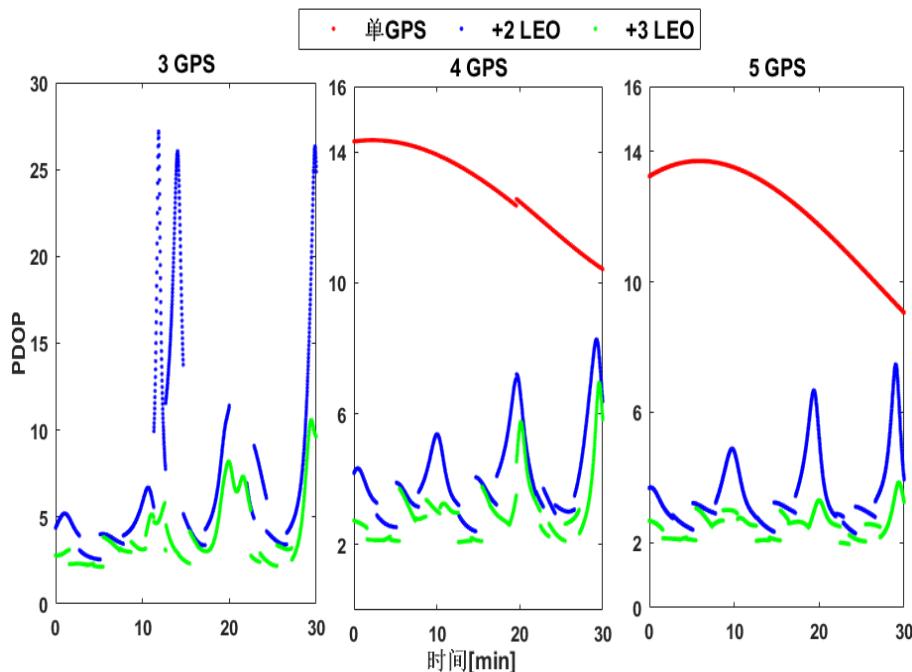


图 4.13 不同试验场景下的 PDOP 值

Figure 4.13 The PDOP values of station in all scenarios

图4.14和图4.15给出了不同场景下RTK浮点解定位3D偏差的时间序列。场景2 LEO+3 GPS可见卫星较少，历元卫星几何结构差，导致部分历元无法获得高精度定位结果。但是，该场景解决了3颗GPS无法定位的问题。场景4 GPS和5 GPS存在多个定位偏差无法在1分钟内收敛到0.5m的时段，通过LEO卫星增强能够加快定位偏差收敛，在数秒的时间内获得分米级的定位精度。例如，场景4 GPS单频和5 GPS双频的第22个时段，经过一段时间解算后，单GPS SF RTK的定位偏差反而变差，少数历元定位偏差达到5m；LEO卫星增强场景下，初始历元的定位偏差优于0.5m，5个历元后定位偏差优于0.1m。

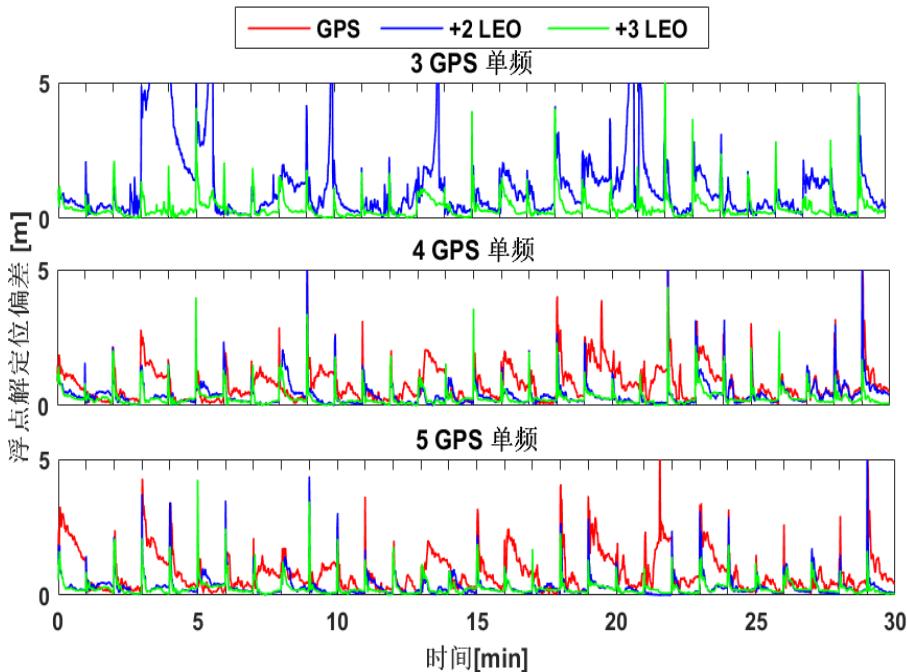


图4.14 不同试验场景下单频RTK浮点解偏差时间序列

Figure 4.14 The time series of SF RTK float solutions bias in all scenarios

将每个初始化时段内，定位结果偏差始终小于0.5m的首个历元设定为收敛时间。图4.16为各试验场景的初始化时间统计。单GPS场景下，单频和双频的平均收敛时间在40s左右，差异不大。由于低高度数据质量差，场景5 GPS的收敛时间较场景4 GPS稍长。引入LEO卫星后，所有场景的收敛时间都明显缩短，单频RTK收敛时间小于20s，双频RTK收敛时间优于12s。

表4.5中列出了RTK定位的固定解比例和各方向定位偏差的RMS统计值。LEO卫星增强能够明显提高所有场景的RTK固定解比率，尤其是单频RTK场景更为显著。以场景4 GPS为例，引入2颗LEO卫星后，单频RTK的固定解比

率从 34.3% 提高到 69.4%，双频 RTK 固定解比率从 91.6% 提高到 97.9%。与上文的结论相近，场景 2 LEO+3 GPS 单频 RTK 的定位偏差较大，水平方向 0.8 m，高程方向 3 m，其他 LEO 卫星增强 GPS 的单频 RTK 场景定位精度都优于 0.5 m。双频 RTK 除了两个 3 GPS 场景外，其他场景的固定解比率都在 90%，定位偏差都优于 10cm。

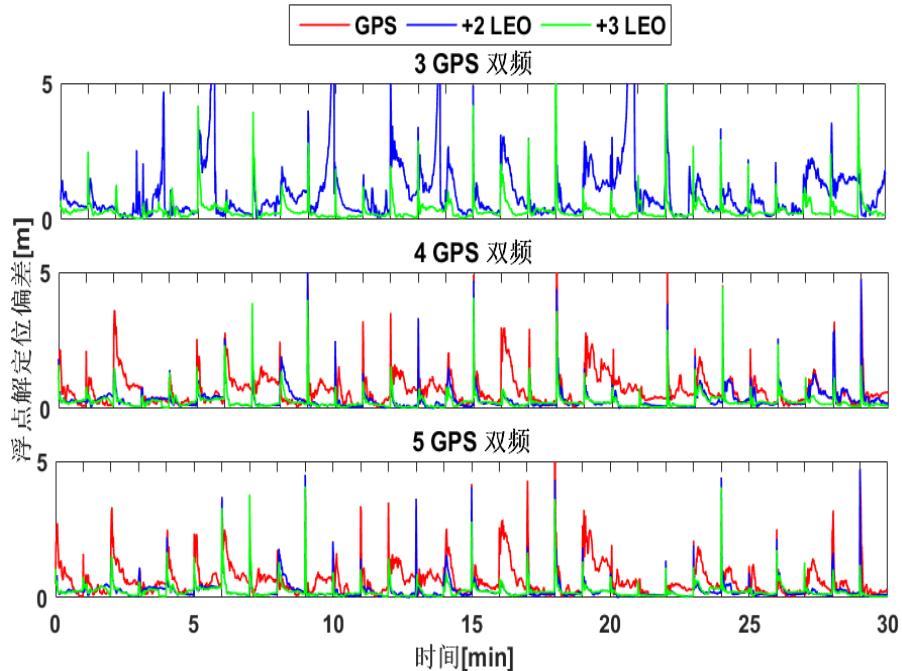


图 4.15 不同试验场景下双频 RTK 浮点解偏差时间序列

Figure 4.15 The time series of DF RTK float solutions bias in all scenarios

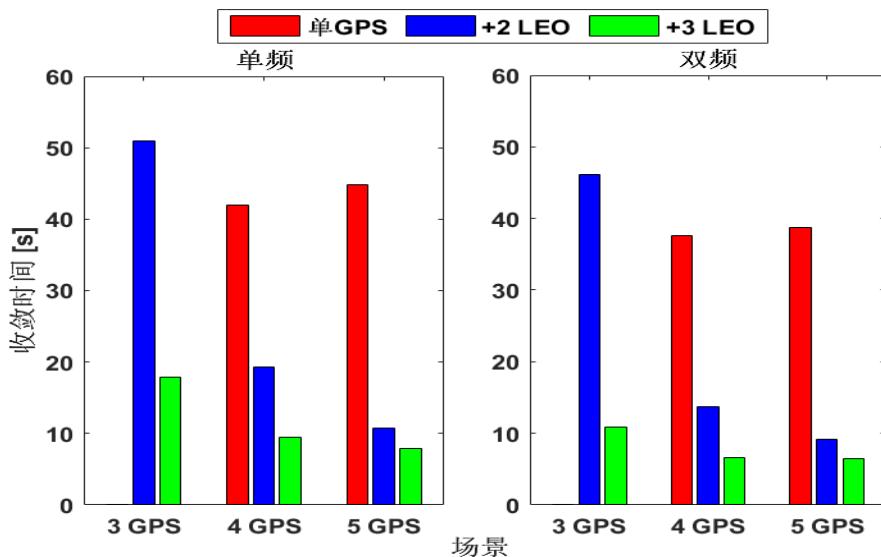


图 4.16 不同试验场景收敛时间统计

Figure 4.16 The statistics of convergence time in all scenarios

**表 4.5 RTK 定位固定率和各方向的定位偏差 RMS****Table 4.5 The ratio of RTK fixed solutions and RMS of fixed solutions bias on all directions**

场景	单频 RTK				双频 RTK			
	固定率	北向	东向	高程	固定率	北向	东向	高程
3 GPS+2 LEO	26.1%	0.61	0.381	3.231	69.3%	0.444	0.324	2.027
3 GPS+3 LEO	48.9%	0.153	0.171	0.344	84.4%	0.141	0.051	0.288
4 GPS	34.3%	0.273	0.242	0.738	91.6%	0.041	0.017	0.082
4 GPS+2 LEO	61.4%	0.115	0.105	0.394	97.9%	0.032	0.008	0.048
4 GPS+3 LEO	68.1%	0.080	0.090	0.216	98.0%	0.022	0.006	0.067
5 GPS	69.4%	0.109	0.185	0.810	95.8%	0.013	0.008	0.038
5 GPS+2 LEO	87.4%	0.068	0.065	0.294	99.8%	0.012	0.007	0.032
5 GPS+3 LEO	88.1%	0.058	0.050	0.233	99.9%	0.011	0.005	0.027

### 4.5.3 DIA 数据质量控制方法性能评价

为验证 DIA 法粗差探测能力，本节在伪距观测值中模拟粗差。粗差模拟策略为在 LEO PRN23 卫星 C1 频点的伪距观测值上加入一个随机的误差。误差量级为[0,10]m 间的一个随机数，粗差模拟间隔为 6s。图 4.17 给出了在观测值包含粗差条件下场景 3 LEO+4 GPS 单频 RTK 第一个初始化时段的定位偏差。在整个观测时段内，基于 DIA 的 RTK 定位精度始终优于无数据质量控制的 RTK。在第 6 秒，即首次引入粗差时刻，DIA 法成功探测出粗差，避免了定位结果偏差的恶化。通过多历元滤波，定位偏差趋向稳定，并且数据质量控制在维持 RTK 高精度定位结果上始终发挥着重要作用。

为进一步验证 DIA 数据质量控制的可靠性，利用含粗差数据进行了所有场景的 RTK 试验，并计算了固定解比率和定位偏差的 RMS 统计值，如图 4.18 所示。DIA 数据质量控制方法在所有场景都能够对改善 RTK 定位性能发挥重要作用。在单频 RTK 场景的作用更为明显。对于一些单频 RTK 定位场景，采用 DIA 数据质量控制方法后，固定解比率从小于 20% 提高到了大于 80%，并且固定解定位偏差从 2~4m 降至 0.5m 以内。鉴于双频 RTK 定位模型冗余度高，具有较强的抗差能力，即使个别观测值存在粗差也不会对定位结果造成严重影响。当更多的观测量存在粗差，或更恶劣的信号条件下，DIA 数据质量控制方法会对提高双频 RTK 定位发挥更显著的效果。

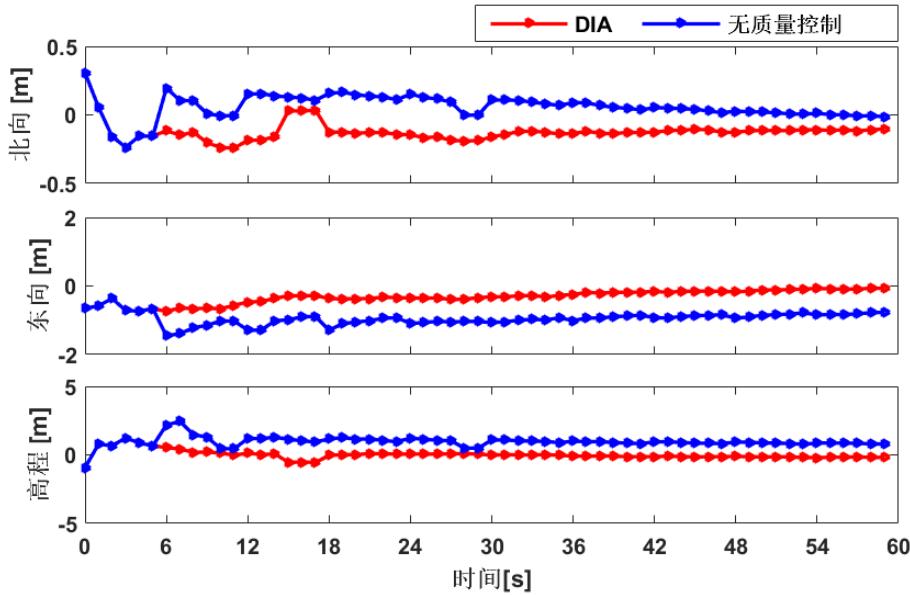


图 4.17 粗差条件下场景 3 LEO+4 GPS 单频 RTK 定位偏差时间序列

Figure 4.17 The time series of 3LEO+4GPS SF RTK positioning bias with a gross error

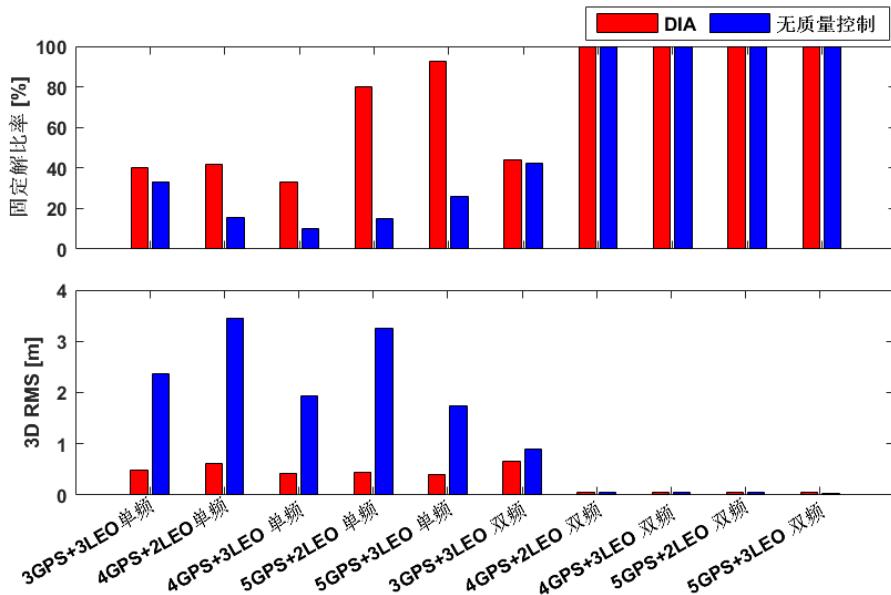


图 4.18 粗差条件下各场景的固定解比率和定位偏差 RMS

Figure 4.18 The ratio of fixed solutions and the RMS of 3D RTK positioning bias with a gross error in all scenarios

## 4.6 本章小结

本章研究分析了 LEO 卫星对 GNSS 中长距离 RTK 和可见卫星不足条件下短距离 RTK 定位的增强效果。首先，阐述了卫星导航信号的模拟方法，设计了一个由 168 颗 LEO 卫星构成的全球覆盖星座，模拟了 GPS、BDS-3 和 LEO 星座

的导航信号。其次，研究了 LEO 卫星增强 GNSS RTK 定位理论数学模型，模糊度固定算法，以及数据质量控制方法，并系统梳理了 RTK 定位的算法流程。最后，基于模拟数据和研究理论，开展了 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 和可见卫星不足条件下的短距离 RTK 试验，对 LEO 卫星增强对流动站用户卫星几何结构、浮点解收敛速度和精度、固定解比率和精度、以及数据质量控制算法的效果等 RTK 定位性能指标进行了深入分析。

在卫星可见性方面，本文设计的 168 颗 LEO 星座能够确保中低纬度区域用户同时观测到 4~6 颗 LEO 卫星。可见卫星数的增加能够明显改善用户视野内卫星的几何结构，PDOP 值大幅减小。由于 LEO 卫星的测站过境窗口短，用户观测到的 LEO 卫星会出现频繁的卫星升降，PDOP 值曲线也会发生抖动。LEO 卫星的高角速度特性能够加快大气延迟参数与模糊度和坐标的参数的分离。

中长距离 RTK 场景下，有研究者测得双频 GPS/BDS 组合长距离(80km) RTK 的首次固定时间为 12 分钟，且 RTK 浮点解精度可达分米级<sup>[75]</sup>。在本文中，在中长距离 RTK 场景下，以一条 121km 的中长距离为例，单 GPS 需要约 130 个历元使 ADOP 值收敛到阈值 0.12，而 LEO 卫星增强后，仅需约 75 个历元；并且 ADOP 的最终收敛精度也有所提高。多条中长距离基线试验结果显示，部分历元的 GNSS 中长距离 RTK 定位的浮点解收敛时间超过 3 分钟，模糊度估值的偏差始终在 2 周以上。但是，引入 LEO 卫星增强后，所有时段中长距离 RTK 的浮点解收敛时间都在 1 分钟以内。基于中长距离 RTK 浮点解偏差时间序列统计，GNSS 单系统 RTK 高程方向偏差需要约 60 个历元才能收敛到 0.4 m 以内，而通过 LEO 卫星增强能够在 10 个历元内达到该精度，此外对浮点解的最终精度也有明显改善。LEO 卫星增强 GPS 中长距离 RTK 的使得其首次固定时间从 60s 提高到了 30s 以内，BDS 和 GPS/BDS 组合也有类似的提高。所有场景的 LEO 卫星增强 GNSS 中长距离 RTK 固定解比率都在 86% 以上，且固定解偏差的 RMS 从 20cm 降低到 8cm。

在可见卫星数不足场景下，4 颗或 5 颗 GPS 卫星短距离 RTK 的收敛时间达 40s，且部分时段无法在 1 分钟内获得可靠的定位结果。通过引入 2 或 3 颗 LEO 卫星，所有时段的定位精度都能够快速达到分米级，单频 RTK 需要约 20s，双频 RTK 需要约 12s。采用 LEO 卫星增强的策略，单频 RTK 的固定解比率提高了超过 20%，且定位偏差从米级改善到 0.5m 以内。以场景 4 GPS 为例，引入 2 颗

LEO 卫星后，单频 RTK 的固定解比率从 34.3% 提高到 69.4%。在信号质量差的环境下，有必要对参与解算的数据进行数据质量控制。经过试验验证，DIA 数据质量控制方法是导航信号粗差探测的可靠算法。进行粗差探测和剔除后，一些场景下，单频 RTK 的固定率能够从 20% 提高到超过 80%，且定位精度从 2~4m 提高到 0.5m 以内。

## 第 5 章 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统研究

### 5.1 引言

低轨卫星相对地面几何变化极快，下行载波相位模糊度可实现瞬时收敛，低轨卫星与 GNSS 组合的高精度定位技术可有效解决当前 GNSS 系统全球实时精密定位的快速收敛问题。即使采用多 GNSS 系统的精密单点定位大概需要 15 分钟才能收敛到 0.1m 左右<sup>[157]</sup>，收敛较慢，主要原因在于 GNSS 卫星相对地面几何变化较慢，下行载波相位模糊度不能快速收敛，不能满足大众快速高精度服务的需求。低轨卫星为了解决全球瞬时高精度的定位问题提供了契机。

基于低轨卫星的导航增强系统一般由至少 100 多颗卫星组成，投资巨大，建设周期长，运营商不能承受系统设计和建设的失败。因此，在正式的低轨导航增强系统部署前，需要研究低轨导航增强系统在轨演示验证技术，尽量以较小的成本完成整个系统关键性能、功能指标的验证，为系统的全面部署提供前期的技术验证依据。

本章主要研究低轨卫星导航增强系统的在轨演示验证技术，将从系统演示目标、星座设计及评估、全球 PPP 演示评估、系统工作流程、系统组成等方面进行研究。

### 5.2 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统设计分析

#### 5.2.1 演示验证系统目标

低轨卫星导航增强演示验证系统包括空间段、地面段和用户段，围绕低轨增强技术体制进行评估与验证，利用地面卫星观测站网，开展低轨增强信号分析以及增强数据产品生成、增强能力评估等方面的工作，实现对低轨单星座以及低轨与 GNSS 联合等信号与信息增强能力的评估。

低轨卫星导航增强演示验证系统的主要目标为：

- 1) 测试导航增强载荷功能性能，完成星载接收机数据质量、星上定位/自主高精度定轨、导航增强信号质量、星上钟差特性等评估工作；
- 2) 测试导航增强用户终端功能性能，完成终端低轨/GPS/BDS 组合接收、终端精密单点定位 PPP 快速收敛等评估工作；

- 3) 评估低轨卫星地面定轨及钟差测量精度, 完成低轨卫星短弧段精密定轨/钟差测量评估工作;
- 4) 测试导航增强业务服务能力, 完成在用户段的低轨导航增强服务能力评估;
- 5) 地面观测站网观测低轨导航增强信号, 实现对低轨卫星增强能力评估与验证。

### 5.2.1 星座构型与仿真

#### 5.2.1.1 星座设计要求

- 1) 低轨卫星用户覆盖大于等于 2 重, 持续时间平均不少于 10 分钟;
- 2) 支持 3 重、4 重覆盖试验。

#### 5.2.1.2 低轨卫星演示验证星座设计

低轨卫星演示验证星座设计是提升低轨卫星/GNSS 高精度导航增强性能, 特别是提升高精度定位瞬时收敛时间性能的关键技术。演示验证星座对高精度导航增强性能的影响分为两个方面: 1)星座的覆盖性能影响高精度定位瞬时收敛时间及定位精度性能; 2)星座的覆盖性能影响演示验证能够达到的效果。

考虑到低轨卫星的高动态特性, 同时可见的低轨卫星数越多, 低轨卫星/GNSS 高精度导航增强的精客单点定位收敛时间越短, 因此优化演示验证星座设计成为能否实现在轨验证低轨卫星/GNSS 高精度导航的关键问题。除了性能方面的考虑之外, 演示验证星座设计还关系到星座建设和运营的成本、卫星所在空间环境对卫星的寿命影响、卫星离轨时间长短等问题, 因此, 优化演示验证星座, 是低轨卫星/GNSS 高精度增强系统在轨演示验证成功的前提。

为实现与北斗导航系统的兼容, 低轨演示卫星星座采取北斗时作为时间基准, 以北斗坐标系(BDCS: BeiDou Coordinate System)作为坐标框架, 完成低轨演示卫星星座的时空设计, 同时, 充分考虑星载天线相位中心、卫星质心与发射天线相位中心的转换关系, 以及星载接收机脉冲输出、星载频率源与发射相位中心的时延标定, 构建基于北斗的低轨卫星时空框架体系。

为达到好的低轨导航增强演示验证效果, 演示验证星座需要达到低轨卫星用户覆盖大于等于 2 重、持续时间平均不少于 10 分钟、且支持 3 重或 4 重覆盖试验的要求, 因此, 低轨卫星演示验证星座至少包含 4 颗卫星。同时考虑到在轨演

示验证基本是在国内开展，从覆盖性上来说，低轨卫星宜选择倾斜角度在  $50^{\circ}$  左右为佳；从空间环境上来说，低轨卫星轨道高度普遍在 500~1200km 之间，避开辐射较强区域。

演示验证星座为低轨演示验证母星座(如表 5.1 所示)中的 4 颗卫星，如图 5.1 所示，卫星 S1、S2 分别为母星座轨道面 1 内的卫星 1、卫星 2，卫星 S4、S3 分别为母星座轨道面 2 内的卫星 1、卫星 2，轨道面 1 和轨道面 2 升交点赤经相差  $15^{\circ}$ ，同轨道面内卫星相位差  $15^{\circ}$ ，相邻轨道面的卫星 S4 与卫星 S1、卫星 S3 与卫星 S2 的相位差均为  $15^{\circ}$ 。同时，演示验证星座 4 颗卫星可提供三重覆盖(如图 5.1 中的武汉等城市)、四重覆盖(如图 5.1 中的成都、昆明等城市)效果。

**表 5.1 低轨演示验证母星座参数**

**Table 5.1 Parameters of the LEO testing mother constellation**

参数	内容
轨道高度	800km
轨道倾角	$50^{\circ}$
偏心率	0
轨道面数目	24
轨道面内卫星数	24
相位因子	1



**图 5.1 低轨卫星演示验证星座**

**Figure 5.1 The demo validation of LEO satellite constellation**

### 5.2.1.3 低轨卫星演示验证星座效能评估

根据工程实际情况, 演示验证地面支持系统在国内选取 13 个地面监测站点: 北京、哈尔滨、沈阳、烟台、成都、贵阳、昆明、上海、武汉、西安、广州、三亚和西宁, 根据 2020 年 7 月 1 日至 2020 年 7 月 7 日期间的仿真结果显示, 如图 5.2 所示, 演示验证星座均可实现上述站点的多重覆盖, 且支持 1~4 重覆盖试验, 其中 2 重以上覆盖的 7 天可试验验证时间平均在 400 分钟左右。

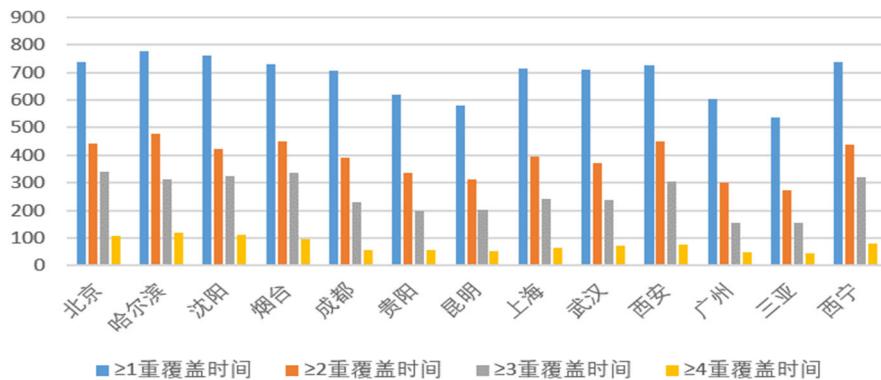


图 5.2 低轨卫星演示验证星座对地面监测网的覆盖情况(分钟)

Figure 5.2 Coverage of ground monitoring networks by testing LEO satellite constellation(minutes)

特别的, 如图 5.3 所示, 对 2 重以上覆盖、可见时间持续 10 分钟以上的弧段次数, 地面监测网 13 个站点的 7 天平均可试验弧段在 17 次左右, 能够充分满足演示验证试验需求。

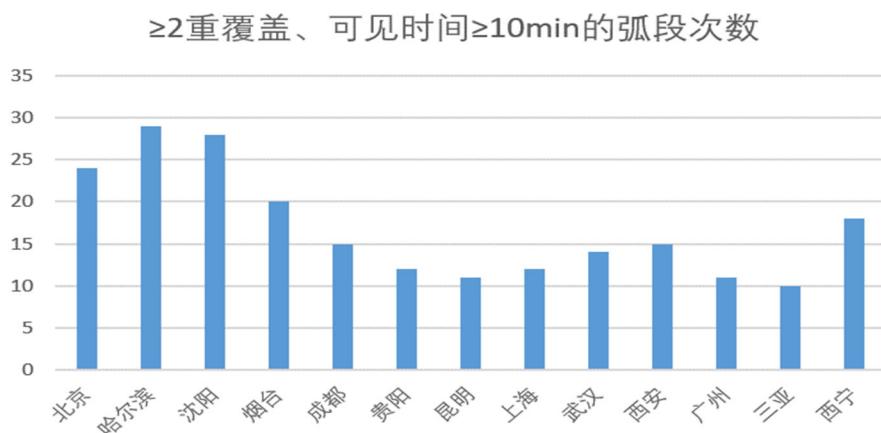


图 5.3 低轨卫星演示验证星座对地面监测网至少两重覆盖情况(分钟)

Figure 5.3 Above twofold coverage of ground monitoring networks by testing LEO satellite constellation(minutes)

在空间环境适应性效果上, 轨道高度 800km、倾角 50° 的航天器通过 2.5mm

铝屏蔽层的在轨一年的总辐射剂量在 1.1 krad 左右。对于大部分军品级，甚至工业级元器件，该辐射剂量能也能确保卫星在 3 年寿命末期正常运行。

在快速部署及发射成本上，以 100kg 级别的卫星为例，该演示验证星座 4 颗卫星可采用快舟一号甲或者双曲线一号固体运载火箭以两次、每次一箭双星的方式实现星座的快速部署。

### 5.2.3 基于低轨的全球 PPP 论证分析

低轨卫星/GNSS 组合高精度定位技术可有效解决当前 GNSS 全球实时精密定位的快速收敛问题，因此，传统 PPP 可向基于低轨的全球 PPP 演进，如图 5.4 所示，传统 PPP 一般基于静止轨道卫星转发 GNSS 精密产品，而在全球 PPP 中，由低轨卫星转发 GNSS 精密产品。基于低轨的全球 PPP 服务，低轨卫星需要满足两点：提供类似于 GNSS 的高精度测距信号，辅助精客单点定位 PPP 快速收敛；作为信息转发通道，转发 GNSS 精密产品。

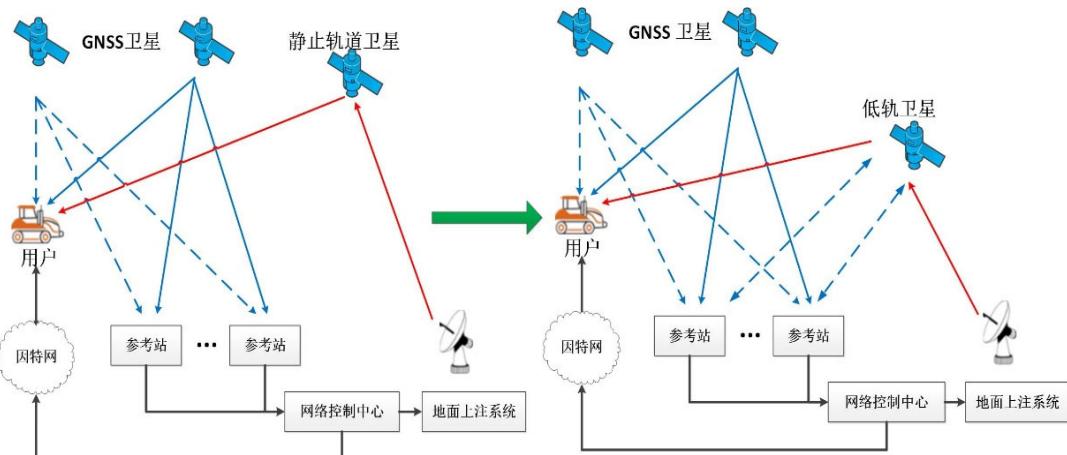


图 5.4 传统 PPP 向基于低轨的全球 PPP 演进

Figure 5.4 Evolution from traditional PPP to global PPP based on LEO satellites

选取 1215~1300MHz 处频段作为低轨导航增强信号、1518~1525MHz 处频段作为导通一体化信号，两信号均可提供类北斗/GNSS 的高精度测距信号，且在导通一体化信号上可以调制更高速率的信息内容，作为 GNSS 精密产品的转发通道。

通过仿真 4 颗卫星的低轨卫星演示验证星座加入北斗/GPS 组合高精度定位，得到基于低轨的全球 PPP 可行性结果。对于参考站，不仅接收、监测并评估低轨卫星发射的导航信号，同时和地面上注系统一样，发射上行信号，通过地面伪卫

星增强的方式加速低轨卫星精密定轨的收敛。

为评估低轨演示验证星座的全球 PPP 性能，在双系统北斗/GPS、三系统北斗/GPS/LEO 两种场景下，对 13 个地面监测站点的 PDOP、PPP 定位精度和收敛时间进行了仿真，仿真时间为 2020 年 7 月 1 日 00:00:00 至 2020 年 7 月 7 日 23:59:55。

精度衰减因子(DOP: Dilution of Precision)用于衡量卫星几何构型对定位精度的影响，假设卫星的用户测距误差(URA: User Range Accuracy)一定的条件下，可利用 DOP 值估计定位精度，DOP 值越小即定位精度越好，常用位置精度衰减因子(Position Dilution of Precision, PDOP)表示。低轨卫星演示验证星座的加入能够有效改善北斗/GPS 的空间几何构型，提高位置精度因子。如图 5.5 显示的是仿真前 5 小时(历元间隔 5s)低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PDOP 值的改善情况，在三系统北斗/GPS/LEO 中，当有低轨卫星经过地面监测站时，图中曲线下拉，PDOP 值变小，这是因为低轨卫星加入后，地面监测站可见卫星数目增多，几何结构更加合理，使得 PDOP 值变小，说明低轨卫星的加入改善了各个地面监测站的 PDOP 值。

4 颗低轨卫星，并不能实时连续覆盖各地面监测站。当低轨卫星不在地面监测站的可见弧段内时，地面监测站只能可见北斗/GPS 卫星，此时三系统北斗/GPS/LEO 退化为双系统北斗/GPS，监测站的 PDOP 值与双系统下的值相等。当低轨卫星位于地面监测站的可见弧段内时，4 颗卫星不一定全覆盖该地面站，具有 1 重至 4 重覆盖等多种时变情况，因而该站的 PDOP 值改善程度也不一样。

对于三系统北斗/GPS/LEO 星座，由于地面监测站并不是持续可见各低轨卫星，因此在统计三系统的 PPP 定位精度和收敛时间的平均值时，以各地面监测站在最小仰角 5°以上可见四颗低轨卫星时间为本次仿真开始时刻，复位 PPP 算法并重新开始运行，最终获取本次仿真的定位精度和收敛时间，最后统计在整个仿真时间内的多次定位精度和收敛时间的平均值。

图 5.6 为低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PPP 精度改善程度示意图，由图可见，三系统北斗/GPS/LEO 中，各地面监测站的定位精度在东向、北向、高程三个方向上较两系统北斗/GPS 均有改善，这主要是因为在三系统北斗/GPS/低轨卫星中，卫星数目增加，改善了各地面监测站的 PDOP 值，从而有助于提高定位精度。

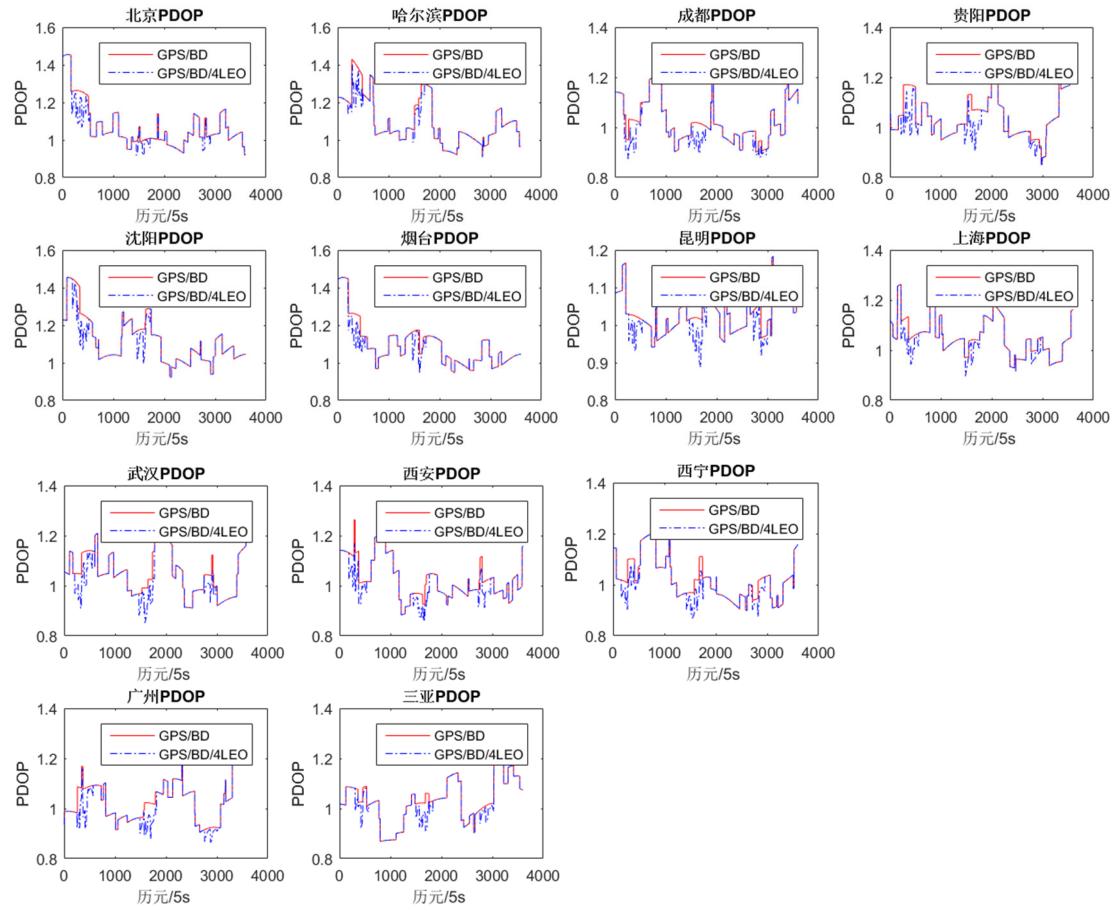


图 5.5 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PDOP 改善程度

Figure 5.5 PDOP values compared by BDS/GPS and BDS/GPS/LEO

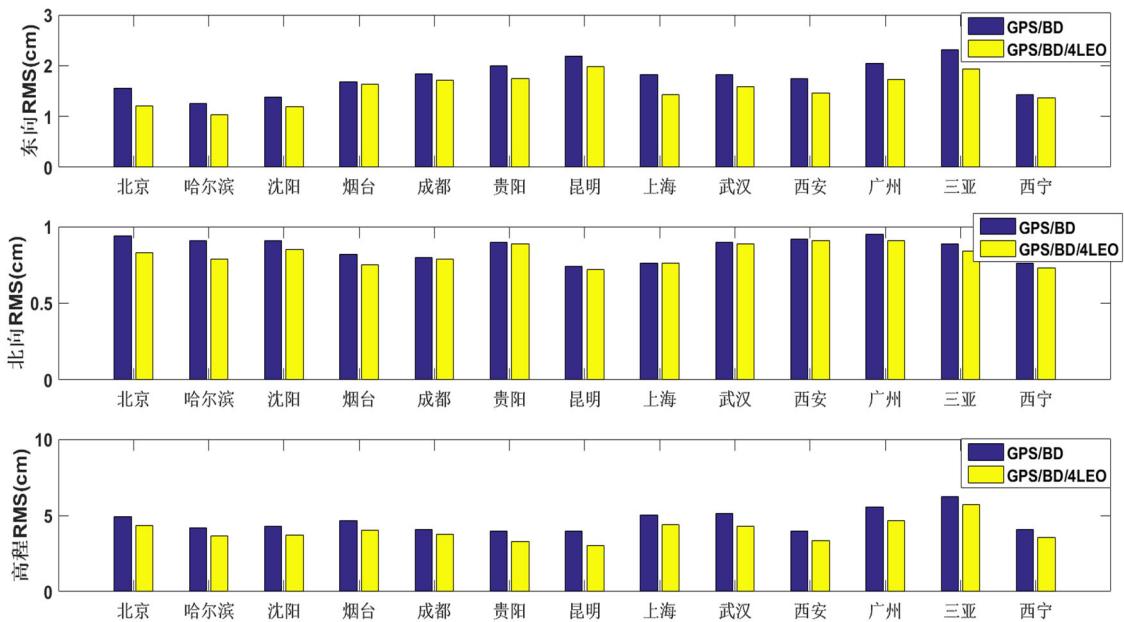


图 5.6 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PPP 精度改善程度

Figure 5.6 PPP positioning accuracy compared by BDS/GPS and BDS/GPS/LEO

而对于基于低轨的 PPP 收敛时间，仿真以连续 20 个历元的三维定位结果与坐标真值之差小于 10cm 所需要的时间为统计前提，在低轨卫星加入后，三系统北斗/GPS/LEO 卫星组合的 PPP 收敛时间较两系统北斗/GPS 的 PPP 收敛时间大为降低，平均都控制在 120s 以内，如图 5.7 所示，这主要得益于多颗低轨卫星相对于地面监测站的快速运动，具有快速变化的卫星几何结构，有助于实现载波模糊度的解算和快速收敛，提高 PPP 的收敛速度。如果继续增加低轨卫星，形成对各地面监测站的连续多重覆盖，则收敛时间还会大大降低。

低轨演示验证星座主要考察在三系统北斗/GPS/LEO 卫星组合中，低轨卫星对地面监测站提供三重、四重覆盖时，各地面监测站的 PPP 精度改善和收敛时间改善程度，为最终的低轨导航增强星座部署提供技术验证。从仿真结果可知，基于 4 颗低轨卫星组成的低轨演示验证星座达到了该目的。

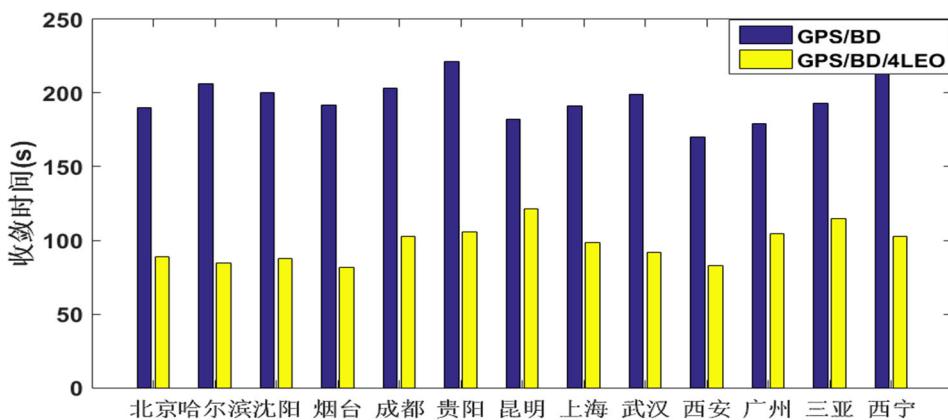


图 5.7 低轨演示验证星座对北斗/GPS 的 PPP 收敛时间改善程度

Figure 5.7 PPP convergence time compared by BDS/GPS and BDS/GPS/LEO

### 5.3 低轨卫星导航增强在轨演示验证系统组成研究

本节主要研究了低轨卫星导航在轨增强演示验证系统的组成、工作流程，并着重研究了系统组成的空间段、地面段的功能及要求。

#### 5.3.1 系统组成及工作流程

低轨卫星导航增强在轨演示验证系统按照空间段、地面段和用户段划分，如图 5.8 所示，其中空间段包括低轨导航增强卫星，地面段包括测运控网、地面监测站网、精密产品生成系统、导航增强评估系统以及半物理仿真平台；用户段主要为用户接收机，包括演示验证终端及其它行业应用接收机。

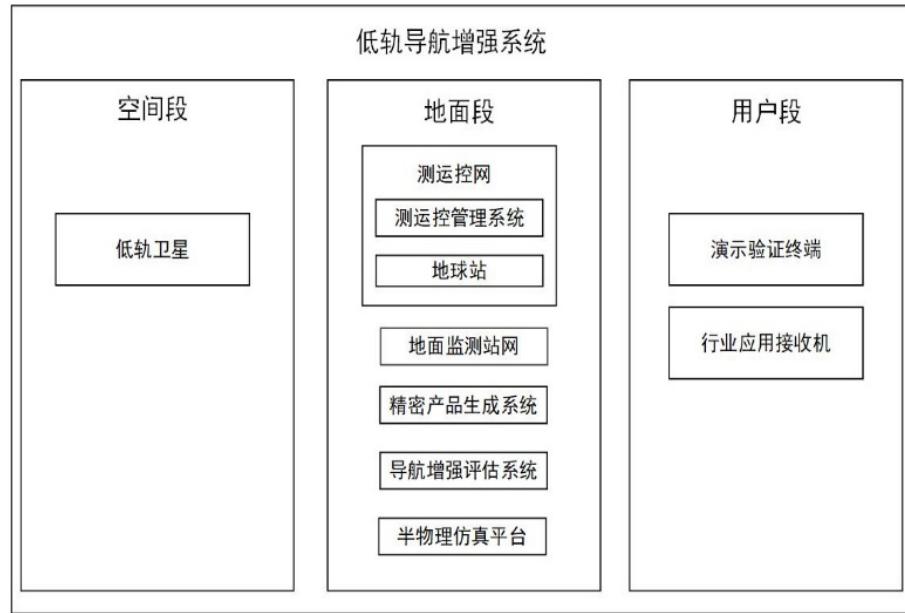


图 5.8 低轨导航增强系统组成

Figure 5.8 Block diagram of LEO satellite navigation augmentation system

演示验证系统的工作流程如图 5.9 所示，具体为：

- 1) GNSS 精密产品生成中心通过互联网接收 GNSS 全球监测站数据，生成 GNSS 精密产品等数据；
- 2) 低轨精密产品生成中心通过互联网接收低轨地面监测网数据，生成低轨卫星精密产品等数据；
- 3) 数据分发服务器将 GNSS 精密产品、低轨卫星精密产品、完好性信息及其它信息分发至地球站/注入站；
- 4) 地球站/注入站接收并将 GNSS 和低轨卫星精密产品、完好性信息等数据，发送给低轨卫星；
- 5) 低轨卫星接收 GNSS 信号的同时，结合地面上注的导航增强精密产品、完好性信息数据，并结合地面伪卫星信号，实现自主 PPP 精密定轨；
- 6) 低轨卫星将自身精密定轨信息和 GNSS 精密产品信息广播给各用户终端，便于用户终端实现 PPP 瞬时高精定位；
- 7) 地面监测站网接收低轨卫星广播的导航信号，并将接收的原始观测量信息发送给数据处理中心，由导航增强评估系统和低轨精密产品生成系统处理。

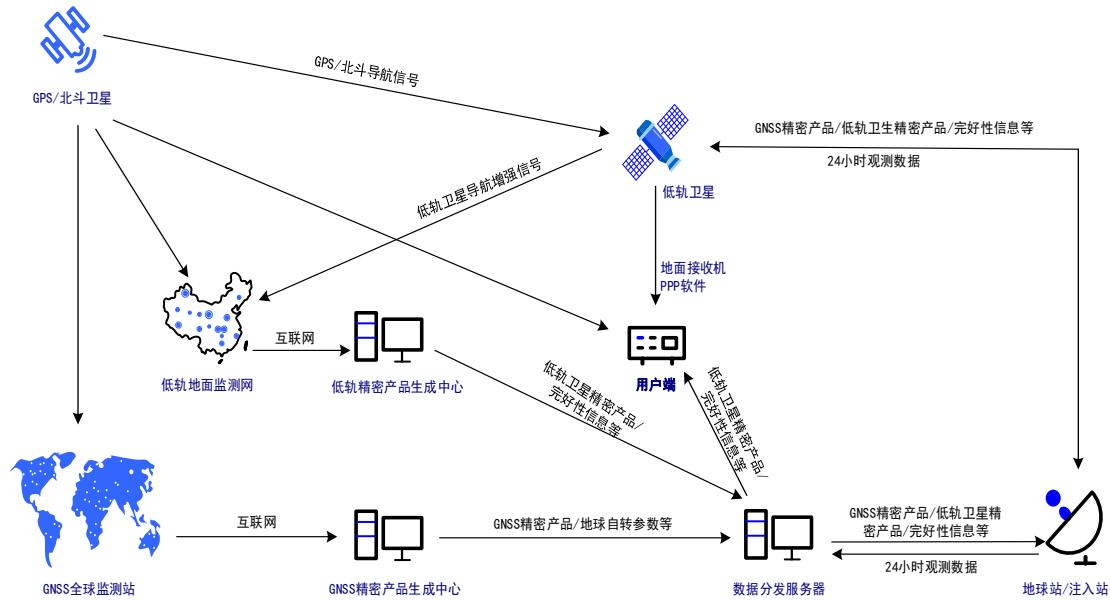


图 5.9 低轨导航增强演示验证系统工作流程

Figure 5.9 Workflow of LEO satellite navigation augmentation demo validation system

其中，各关键节点数据流如下图 5.10 所示，地面接收低轨导航增强载荷下发的星载 GNSS 观测数据，处理后得到地面简化动力学定轨数据；并将该数据和全球 GNSS 精密产品发送给低轨导航增强载荷，用于低轨导航增强载荷实现星载 PPP 定轨，得到低轨卫星精密轨道和星上精密钟差；低轨导航增强载荷再将 GNSS 精密产品、低轨卫星精密产品下发给用户终端，实现 PPP 精密定位。

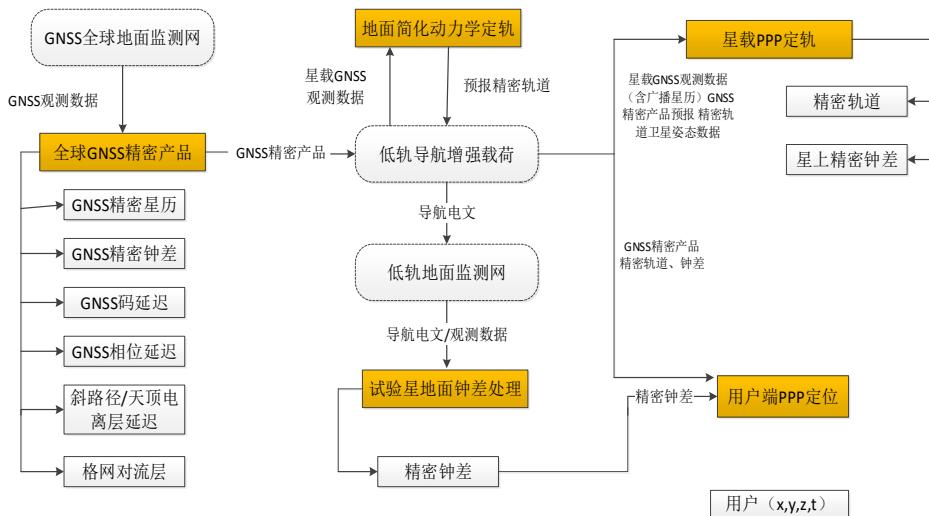


图 5.10 低轨导航增强演示验证系统关键节点数据流

Figure 5.10 Data flow of LEO satellite navigation augmentation demo validation system

其中，星载 PPP 算法软件是实现试验星精密定轨的核心处理软件，其数据输

入需要星载接收机 GNSS 观测数据、GNSS 精密产品、地面预报轨道以及地球自转参数等信息。同时，用户端 PPP 算法是地面监测站及用户端的核心定位软件，除了需要自身的 GNSS 及低轨卫星观测数据以外，还需要输入 GNSS 精密产品、低轨卫星精密轨道、精密钟差等，实现厘米级定位。

下面章节将介绍空间段和地面段的组成、功能等。

### 5.3.1 空间段

空间段包含 4 颗卫星，卫星轨道高度 800km，轨道倾角 50°，分布在 2 个轨道面，每个轨道面 2 颗卫星，轨道面升交点赤经相差 15°，同轨面内卫星相位差 15°，不同轨道面同编号星相位差 15°。该种分布方式能够实现用户覆盖大于等于 2 重，持续时间平均不少于 10 分钟，且支持 3 重、4 重覆盖试验。

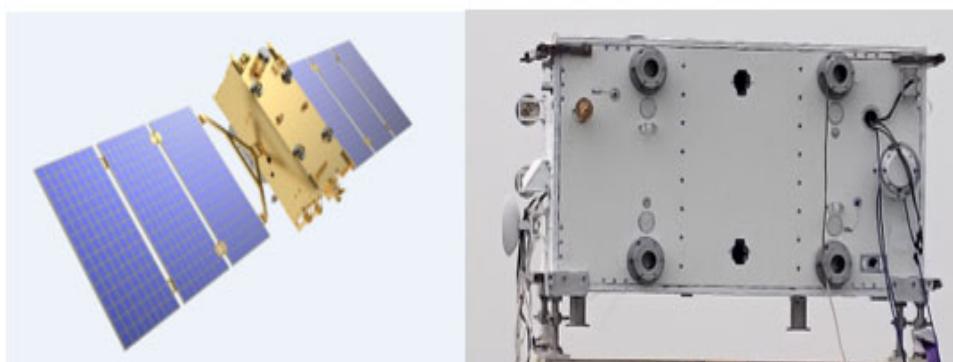


图 5.11 低轨卫星设计与实物图

Figure 5.11 The design and physic picture of LEO satellite

低轨卫星设计与实物如图 5.11 所示，卫星重量在 100kg 左右，支持整星功耗 270W，采用三轴对地稳定姿控方式，具备轨道调整能力，设计寿命三年。

表 5.2 导航增强载荷主要的技术指标

Table 5.2 Specifications of navigation augmentation payload

指标项	要求
接收频点	B1C/B2a/B3I、GPS L1CA/L5、Galileo E1/E5a
伪距测量精度	0.3m
载波相位测量精度	3mm
定轨方式	自主 PPP 定轨
定轨精度	5cm( $1\sigma$ )
钟差预报精度	0.15ns( $1\sigma$ )

卫星有效载荷包括导航增强载荷、星间通信载荷及星地广播载荷。导航增强载荷，参数如表 5.2 所示，在轨接收北斗 B1C/B2a/B3I、GPS L1CA/L5、Galileo E1/E5a (GLONASS 可选) 民用信号进行高精度测量，同时接收来自地面注入的 GNSS 精密产品，实现自主 PPP 定轨，输出低轨卫星精密定轨数据和 GNSS 精密星历钟差产品，并通过星地广播载荷发送至地面用户。星间通信载荷实现 GNSS 精密产品在低轨卫星演示验证星座内的传递，同时作为遥控遥测应急通道。星地广播载荷(下行链路参数如表 5.3 所示)以双频点播发 GNSS 精密产品、低轨卫星精密轨道信息，用于地面用户终端接收后的 PPP 快速精密定位。

表 5.3 用户下行链路参数

Table 5.3 Parameters of user down link

指标项	频点 1	频点 2
频率(GHz)	1.5XXX	1.2XXX
调制方式	DQPSK	BPSK
码速率	4.XXXMcps	1.023Mcps
码长	511	1023
信息速率	8.XXXKbps	0.25Kbps
信道编码	RS 级联卷积编码	无

### 5.3.2 地面段

地面段包括测运控网、地面监测站网、精密产品生成系统、导航增强性能评估系统以及半物理仿真平台。

#### 5.3.2.1 测运控网

测运控网由地球站和测运控管理系统组成。

地球站实现星地遥控、遥测及业务数据上下行功能，是支持低轨/GNSS 高精度增强试验验证不可或缺的地面设施之一。GNSS 精密星历、钟差等数据均通过地球站注入到导航增强载荷，供其实现自主 PPP 定轨。本低轨导航增强在轨演示验证系统拟采用三个地球站，分别位于新疆库尔勒、宁夏中卫和黑龙江哈尔滨，图 5.12 为建设中的新疆库尔勒地球站，采用 7.3 米的抛物面跟踪天线。



图 5.12 新疆库尔勒地球站

Figure 5.12 Kuerle earth station in Xinjiang

测运控管理系统由 6 个子系统组成，如图 5.13 所示，分别是下行监视子系统、上行遥控子系统、数据管理子系统、轨道计算子系统、任务规划子系统和任务支持分析子系统，实现下行监视、上行遥控、注入数据加工、数据管理、轨道及控制计算、预报预报、任务规划、任务支持等功能。

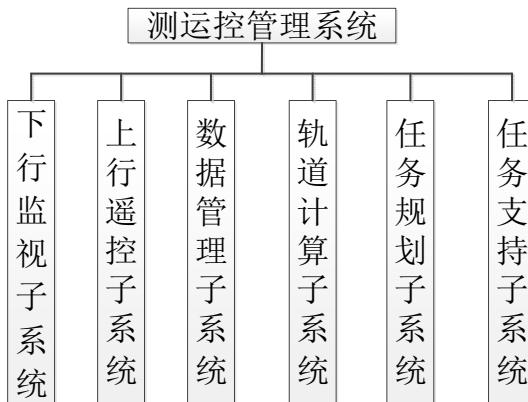


图 5.13 测运控管理系统架构图

Figure 5.13 Block diagram of TT&amp;C and operational system

### 5.3.2.2 地面监测站网

根据演示验证卫星星座倾角为 50° 的情况和我国国土分布的特点，为实现地面监测站最大利用率，按照卫星运动的升轨(①、③区域)及降轨(②、④区域)过程星下覆盖区域，将全国分成三个试验区域，如图 5.14 所示，①为重合区域，应该重点布设，②、③区域次之，有条件的合理布设。综合考虑实际工程施工条件，国内地面监测站网选择北京、哈尔滨、沈阳、烟台、成都、贵阳、昆明、上海、武汉、西安、广州、三亚、西宁 13 个地点建设监测站，可以达到较好的监测效

果。监测站可加装发射装置，具备伪卫星功能，发射扩频信号，可用于星载实时 PPP 精密定轨。

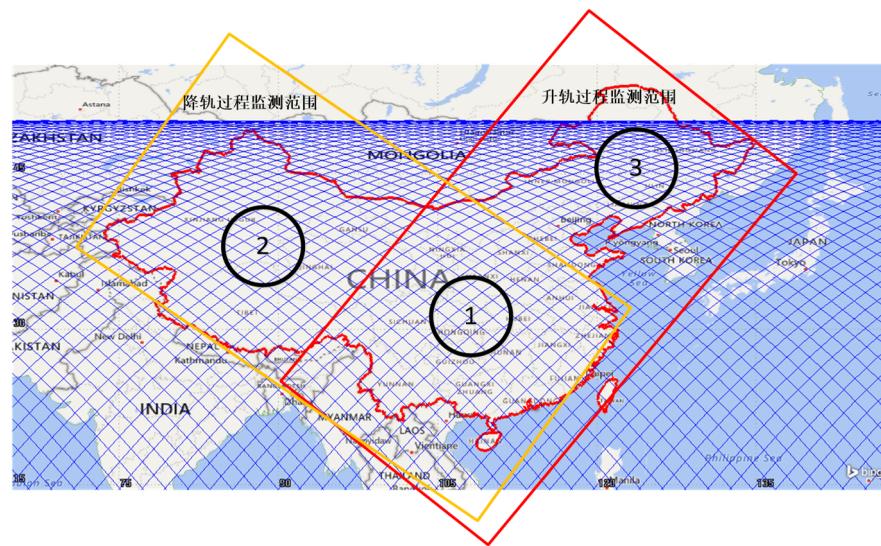


图 5.14 地面监测站部署区域

Figure 5.14 Sketch of monitoring stations distributing area

结合卫星运动的升轨及降轨过程，地面监测网设计包含升轨监测方案、降轨监测方案。分析其在 2020/7/1~2020/9/30 期间 91 天的持续观测时间、可视监测站数及多测站的 GDOP 值进行模拟和统计，分析其监测效果。

### 1) 升轨监测网

根据监测网布设原则，升轨监测网重点部署图 5.14 所示的①区域并兼顾③区域，初步选择站点分布如图 5.15 所示，包括北京、哈尔滨、沈阳、烟台、成都、贵阳、昆明、上海、武汉、西安共 10 个监测站。

在升轨方案中，仿真并统计 2020/7/1~2020/9/30 期间 91 天试验星卫星被监测站监测的持续观测时间、平均监测站个数及平均 GDOP 值，如图 5.16 所示，91 天的仿真期间，卫星共被监测到 638 次，平均监测持续时间 10.1 分钟，不小于 4 个站的平均监测时间 6.1 分钟，平均监测测站数 3.5 个，平均 GDOP 值 24.6。其中，持续监测时间(监测站数大于 1)大于 9 分钟超过 80%，持续监测时间(监测站数大于 4)大于 6 分钟超过 50%，平均监测站个数大于 4 个将近 50%，平均 GDOP 值小于 20 超过 50%。

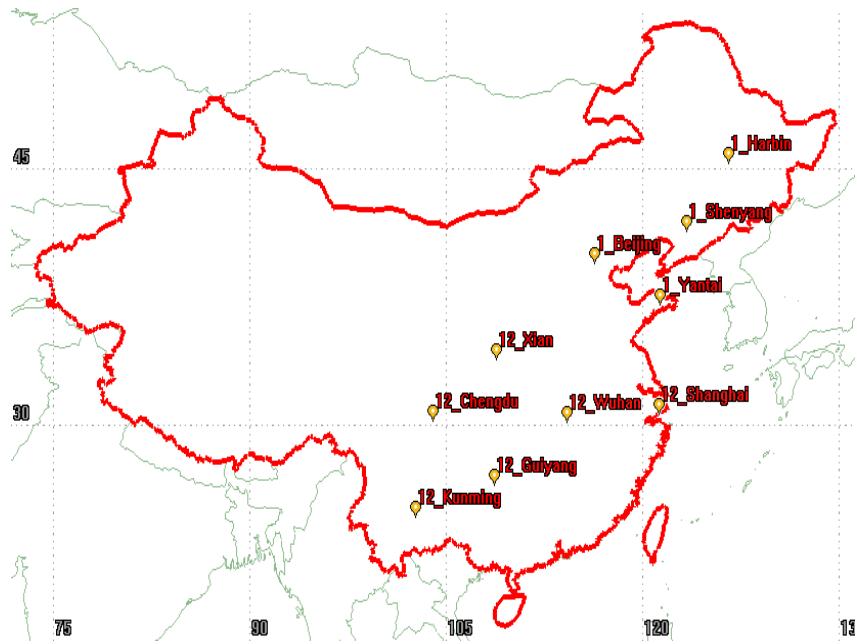


图 5.15 升轨监测网

Figure 5.15 Monitoring network for ascending orbits of LEO satellites

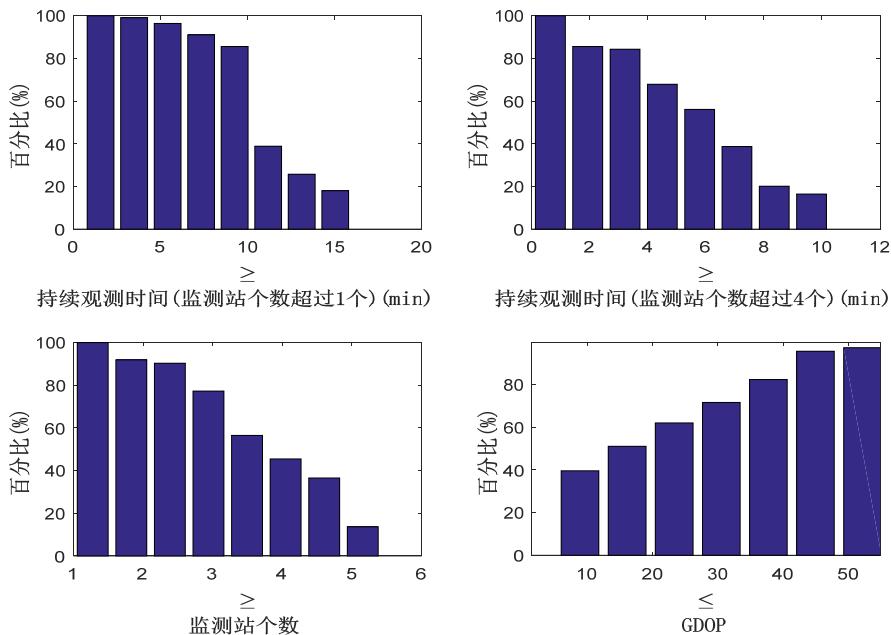


图 5.16 升轨监测站持续观测时间、监测站个数及 GDOP 值

Figure 5.16 Continuous observation time, the number and GDOP values of ascending orbit monitoring stations

仿真过程中，当试验星星下点轨迹经过升轨监测网带中央时，其监测效果最优。在 2020/07/01 10:12:37~10:28:37 监测期间，如图 5.17 所示，试验星卫星下点轨迹经过升轨监测网带中央，监测效果较好，图 5.18 中，每个监测站的监测时

间约 500s，图 5.19 中，平均测站数约 4 个，平均 GDOP 值约为 7。

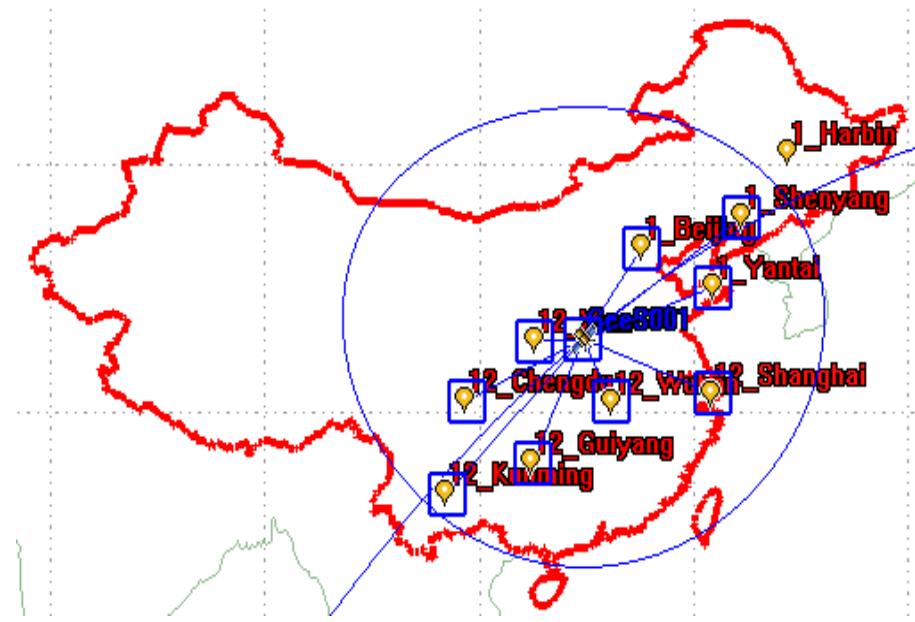


图 5.17 升轨监测网最优监测效果

Figure 5.17 Optimal monitoring effects of ascending orbit monitoring network

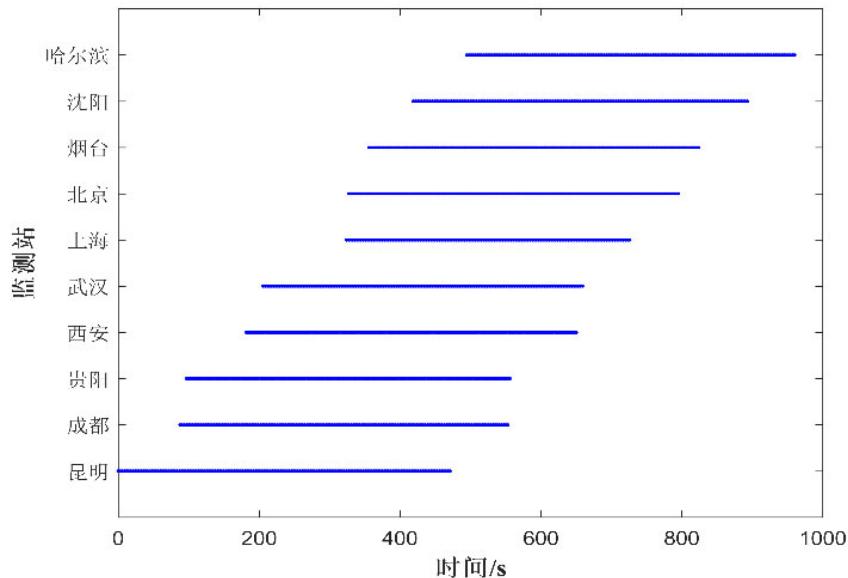


图 5.18 升轨方案持续监测时间(2020/07/01 10:12:37~10:28:37)

Figure 5.18 Continuous observation time of ascending orbit monitoring network (2020/07/01 10:12:37~10:28:37)

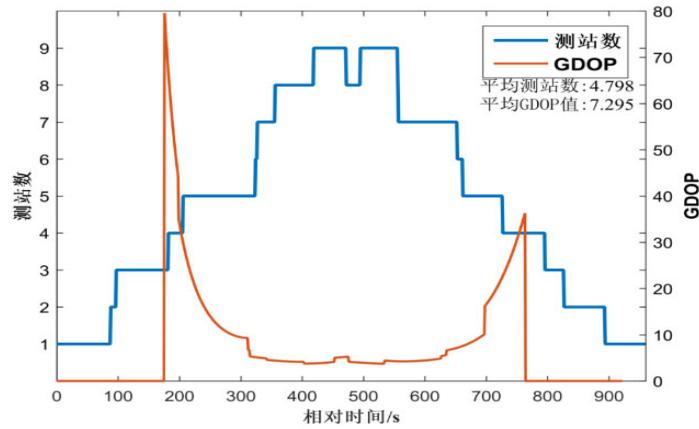


图 5.19 升轨方案测站数及 GDOP 值(2020/07/01 10:12:37~10:28:37)

Figure 5.19 The number of stations and GDOP values of ascending orbit monitoring network (2020/07/01 10:12:37~10:28:37)

## 2) 降轨监测网

根据监测网布设原则，升轨监测网重点部署图 5.14 所示的①区域并兼顾②区域，初步选择站点分布如图 5.20 所示，包括成都、贵阳、昆明、上海、武汉、西安、广州、三亚、西宁、库尔勒(测运控站共址)共 10 个监测站，其中 6 个站与升轨监测网的监测站共用。

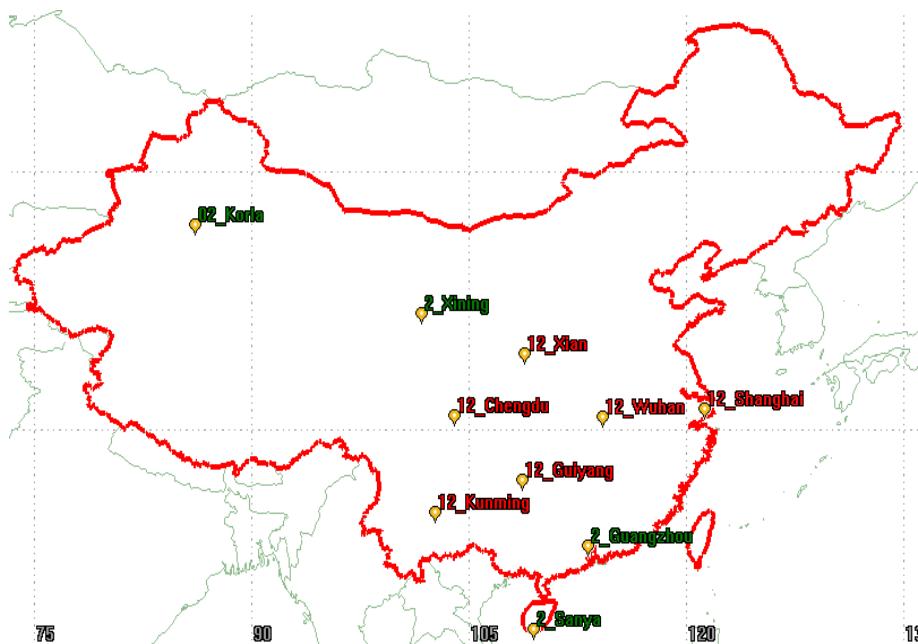


图 5.20 降轨监测网

Figure 5.20 Monitoring network for descending orbits of LEO satellites

在降轨方案中，仿真并统计 2020/7/1~2020/9/30 期间 91 天试验星卫星被监测站监测的持续观测时间、平均监测站个数及平均 GDOP 值，如图 5.21 所示，在 91 天的仿真期间，卫星共被监测到 644 次，平均监测持续时间 11.9 分钟，不小于 4 个站的平均监测时间 3.5 分钟，平均监测测站数 2.6 个，平均 GDOP 值 25。其中，持续监测时间(监测站数大于 1)大于 9 分钟超过 90%，持续监测时间(监测站数大于 4)大于 6 分钟超过 50%，平均监测站个数大于 4 个将近 40%，平均 GDOP 值小于 20 超过 70%。

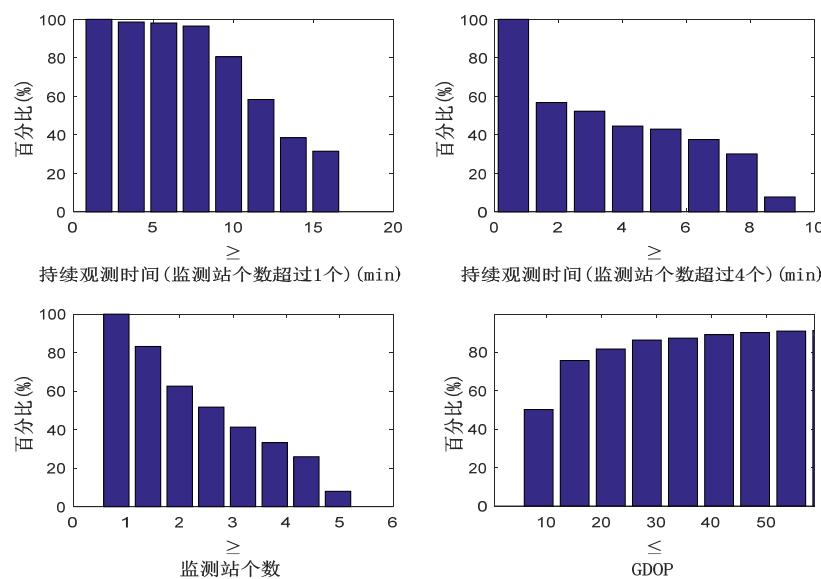


图 5.21 降轨监测站持续观测时间、监测站个数及 GDOP 值

**Figure 5.21 Continuous observation time, the number and GDOP values of descending orbit monitoring stations**

仿真过程中，当试验星卫星下点轨迹经过降轨监测网带中央时，其监测效果最优。如在 2020/07/01 10:12:37~10:28:37 监测期间，如图 5.22 所示，试验星卫星下点轨迹经过降轨监测网带中央时，监测效果较好，图 5.23 中，每个监测站的监测时间约 500s，图 5.24 中，平均测站数约 4 个，平均 GDOP 值约为 3。

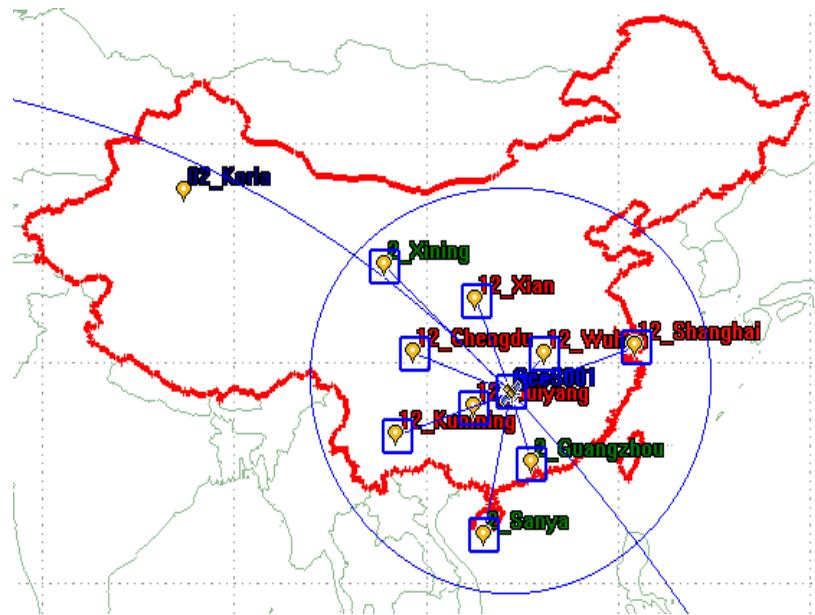


图 5.22 降轨监测网最优监测效果

Figure 5.22 Optimal monitoring effects of descending orbit monitoring network

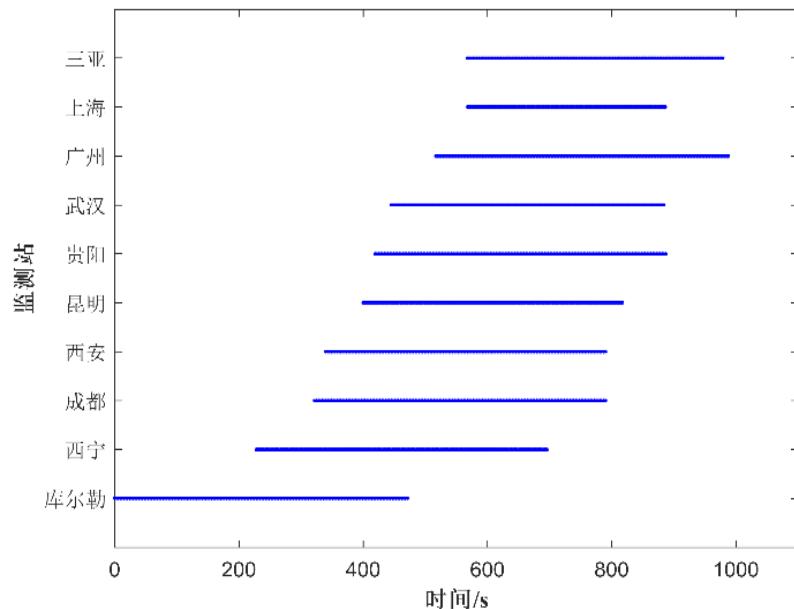


图 5.23 降轨方案持续观测时间(2020/07/07 16:05:34~16:22:02)

Figure 5.23 Continuous observation time of ascending orbit monitoring network (2020/07/07  
16:05:34~16:22:02)

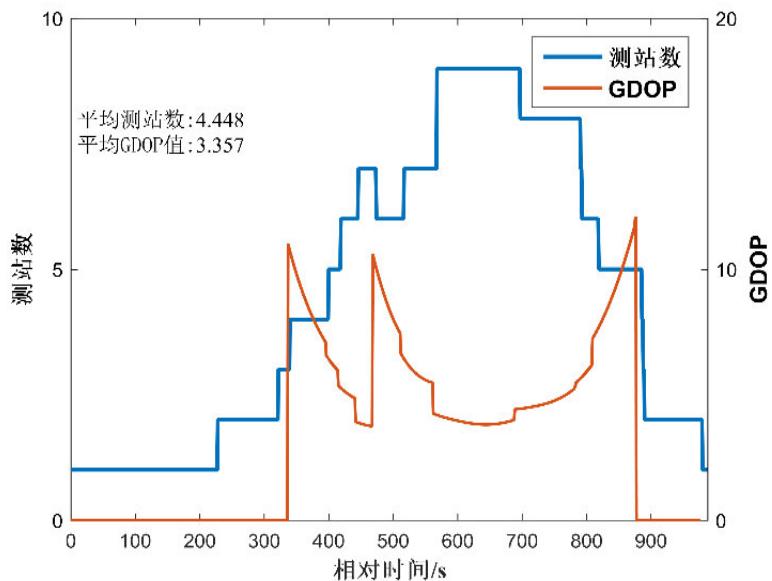


图 5.24 降轨方案测站数及 GDOP 值(2020/07/07 16:05:34~16:22:02)

Figure 5.24 The number of stations and GDOP values of ascending orbit monitoring network (2020/07/07 16:05:34~16:22:02)

### 5.3.2.3 精密产品生成系统

精密产品生成系统由全球 GNSS 精密产品生成系统和低轨精密产品生成系统组成。

全球 GNSS 精密产品生成系统接收 GNSS 观测数据, 实时处理生成 GNSS 精密轨道、精密钟差、小数偏差及电离层、对流程等增强信息, 通过网络传输到卫星测运控网的地球站, 上行注入到试验卫星, 实现自主 PPP 精密定轨。目前, 可利用国际 GNSS 监测评估系统(IGMAS: International GNSS Monitoring & Assessment System)及 IGS 的已有站点及地面监测站部分站点组成 GNSS 精密产品生成系统。

低轨精密产品生成系统由低轨卫星精密定轨和低轨卫星星钟确定两大模块组成, 实现低轨卫星精密轨道和星钟确定, 产生低轨卫星的密轨道和精密星钟数据, 为低轨增强能力评估单元提供基准数据。

低轨卫星精密定轨模块主要利用低轨卫星星载 GNSS 接收机观测数据以及地面观测站接收低轨卫星/GNSS 观测数据, 生成实时以及事后精密定轨数据。

低轨卫星星钟确定模块利用伪距与相位观测值综合确定高精度的卫星钟差

参数。它实时接收来自各个测站的低轨卫星观测值、星载 GNSS 观测值、广播星历和实时轨道产品，估计单元对接收到的观测数据依次进行数据预处理和观测值模型化，并采用历元间差分观测值构建信息矩阵；通过信息矩阵变换计算观测值验后残差，作为质量控制的指标，对于超过质量控制阈值的问题观测值，需要新增模糊度参数或者禁用相应的观测值，排除问题观测值对参数估计的影响。

#### 5.3.2.4 导航增强评估系统

导航增强评估系统主要通过演示验证系统对低轨卫星导航增强的定位精度、收敛时间等关键性能指标进行评估，通过对演示验证数据、地面监测网数据的评估，完成静态、动态下的定位精度、收敛时间、信号精度等性能评估，可形成不同应用场景下的适应性报告，综合评定低轨导航增强系统的作用。如图 5.25 所示，导航增强评估系统主要对轨道精度、星钟精度、用户测距精度、DOP、标准单点定位精度、精密单点定位精度、收敛时间等进行评估。

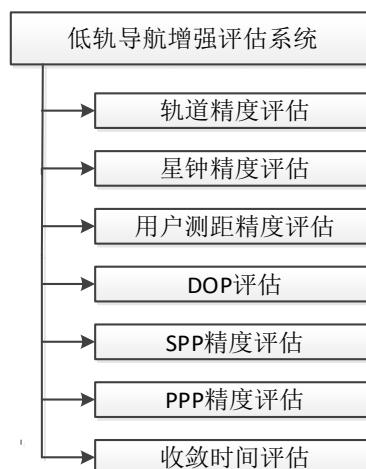


图 5.25 导航增强评估系统组成

Figure 5.25 Block diagram of navigation augmentation evaluation system

##### 1) 轨道精度评估

轨道精度评估包括两个步骤，首先评估数据产品的精密定轨精度，然后评估试验卫星广播星历精度。

###### a) 评估数据产品精密定轨精度

通常采用轨道重叠得到的 RMS 值来评估轨道精度。

###### b) 评估低轨增强试验卫星广播星钟精度

利用监测站低轨试验星数据和星载 GNSS 观测数据，生成的低轨试验卫星精密星历，作为标准轨道；选取相应时间段内，低轨卫星广播星历的轨道产品为评估对象；统计精密星历与被评估 R/A/C 三个方向总误差的 RMS 值的轨道精度。

## 2) 星钟精度评估

星钟精度评估包括两个步骤：首先评估数据产品的星钟精度，然后评估试验卫星广播星钟精度。

### a) 评估数据产品的星钟精度

轨道采用 IGS 发播的 GPS 精密星历，评定精度采用的钟差文件为 IGS 发播的 IGS 30s 采样率的精密钟差；评估数据产品的星钟精度时，需要选择一个参考基准，如某一参考卫星，数据产品的钟差减去参考卫星的钟差，得到的第一次差值再减去参考卫星在全球网定轨得到的精密钟差，从而得到第二次差值，该值可以有效地反映出数据产品的钟差与全球网定轨得到的精密钟差之间的符合程度。

### b) 评估低轨增强试验星广播星钟精度

利用观测站低轨试验星数据和低轨试验卫星精密星历，生成低轨试验星的精密钟差数据，作为标准星钟；选取相应时间段内，低轨卫星广播钟差的轨道产品为被评估对象，统计广播卫星钟差产品与精密钟差数据误差的 RMS，得到钟差精度评估结果。

## 3) 用户测距误差评估

导航系统定位服务精度为  $DOP \times UERE$ ，其中 DOP 为精度衰减强度因子，UERE(User Equivalent Range Error)为用户等效距离误差。

DOP 与导航卫星和用户的相对位置关系有关，卫星星座设计确定后，在某一时刻，不同位置用户的 DOP 就已经确定。

UERE 指用户测距信号上的残余误差，由空间信号的用户距离误差和用户设备误差确定，与卫星钟差、卫星星历误差、大气模型误差、接收机钟差、多路径噪声等相关。在现有星座设计条件下，只能通过降低 UERE 的方式来提高导航用户定位精度。

## 4) DOP 评估

DOP 与星座设计和用户位置有关，代表测距误差造成的接收机与空间导航源间的距离矢量放大因子。DOP 评估 GNSS 的 DOP 值和加入低轨星座的 DOP

改善情况。

### 5) 标准单点定位(SPP)精度评估

首先将不同卫星系统的时间基准和空间基准进行统一，然后建立低轨卫星/GNSS 联合定位的数学模型，包括普通单点定位的函数模型和随机模型。

利用广播星历计算低轨卫星/GNSS 的位置，采用经验模型改正对流层和电离层延迟误差，将测站的三维坐标和接收机钟差设为待估参数进行估计，估计方法可采用最小二乘或 Kalman 滤波。

### 6) 精密单点定位(PPP)精度评估

低轨卫星增强的 GNSS 标准导航定位服务仅能满足米级精度的定位需求，无法满足许多大众与行业用户对分米甚至厘米级精度的应用需求。与标准导航定位相比，低轨卫星/GNSS 精密导航定位使用 GNSS 原始观测量中的载波相位观测值，并通过外部输入的 GNSS 精密星历、GNSS 精密卫星钟差和其它模型消除卫星轨道误差和钟误差。此外，在数据预处理、误差改正、参数估计和质量控制等方面，精密定位需要更加精细的处理方式。

### 7) 收敛时间评估

收敛时间是指 PPP 收敛时间，GNSS 静态 PPP 通常需要 30 分钟收敛，通过接入低轨增强信号后，PPP 可以大大提升收敛时间。收敛时间评估主要评估低轨试验星对 PPP 收敛时间改善。

#### 5.3.2.5 低轨导航增强系统半物理仿真平台

低轨导航增强系统在验证实施过程中会涉及大量的仿真验证，现有仿真系统未对低轨道导航增强信号和信息编码进行对应的设计，为服务于低轨导航增强系统演示验证及未来低轨导航接收机研制，需研制低轨导航增强半物理仿真平台。

如图 5.26 所示，半物理仿真平台由数仿软件、GNSS 模拟器与低轨卫星导航增强载荷组成，其中，数仿软件根据卫星轨道模拟低轨导航增强信号观测量，由低轨卫星导航增强载荷生成射频信号，与 GNSS 模拟器产生的信号合路成为混合信号，为地面接收机定位性能验证提供服务。数仿软件可同时驱动低轨卫星与 GNSS 模拟器，使得两者所生成的射频信号具有同一时空基准，同一应用场景，实现数据的融合。

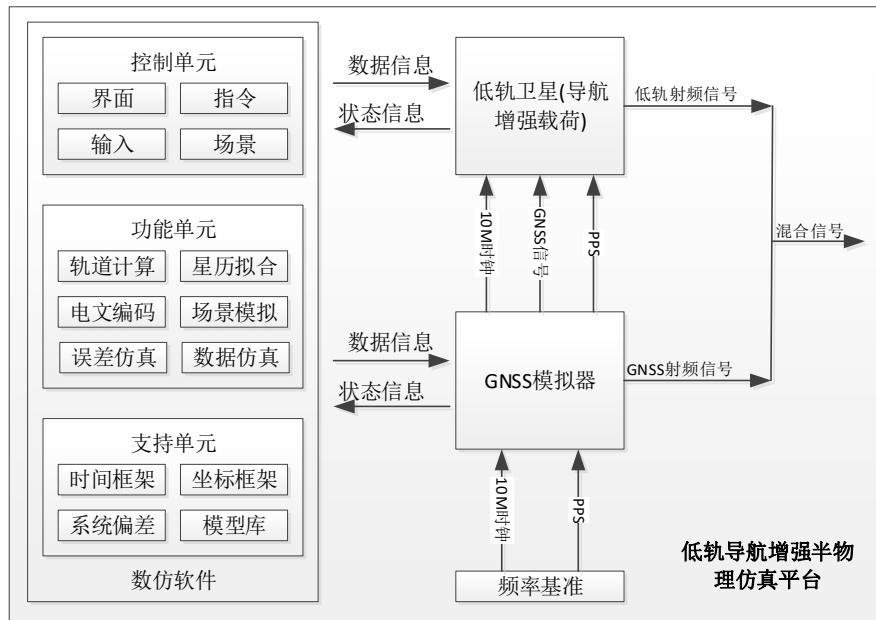


图 5.26 低轨导航增强半物理仿真系统框图

**Figure 5.26 Block diagram of LEO satellite navigation augmentation semi-physical simulation system**

数据仿真软件根据用户设定或导入的参数，自动计算轨道信息、拟合星历，模拟低轨/GNSS 卫星的误差项，实时生成各频点数据的观测量信息。数据仿真软件可直接驱动模拟器与低轨卫星导航增强载荷，实现低轨导航信号与 GNSS 导航信号在同一时空基准下生成。

图 5.27 为低轨导航增强载荷，接收 GNSS 信号和上注的数据信息，实现星载 PPP 定轨。图 5.28 为 GNSS 模拟器和数仿平台，用于产生 GNSS 信号，支持数仿软件运行。



图 5.27 低轨卫星导航增强载荷

**Figure 5.27 LEO satellite navigation augmentation payload**



图 5.28 GNSS 模拟器和数仿平台

**Figure 5.28 GNSS simulator and data simulation platform**

低轨卫星导航增强载荷支持数据仿真软件的信息驱动，通过将数据仿真软件所生成的观测量信息转变为低轨卫星射频信号，并通过射频接口进行输出。低轨卫星导航增强载荷接收的信息可包括 GNSS 信息、导航增强型信息，从而实现在软件驱动下的实物仿真，快速搭建半实物仿真系统。

根据应用经验可定制场景库，借助于低轨导航增强半物理仿真平台的场景库，能够更有针对性的对某项性能和应用进行深入的研究与模拟验证。典型的场景库包括状态场景库与应用场景库，状态场景库为低轨/GNSS 在信号处理中的各项模型，如星上多径模型、太阳光压模型、天线模型、电子层改正模型、对流层改正模型等，通过内置该类场景库，可以更加灵活的对各项误差源进行验证，更好的模拟卫星工作状态。应用场景库为实际使用的场景，如直线行进、圆弧行进等传统的运动轨迹，以及自动驾驶场景、无人机场景等，并制定了标准的场景文件协议，用户可根据自采集的路径进行的导入，支持更多的应用场景测试。

在地面进行星载 PPP 收敛测试过程中，数仿软件对 GNSS 模拟器中设置好 GNSS 卫星和低轨卫星的轨道参数、电离层模型参数等，在统一的时空基准下，开启测试。导航增强载荷实时输出当前的原始观测量信息、定位信息以及其它工作状态等遥测信息。经测试，导航增强载荷星载 PPP 在 228 秒时已经收敛，此时

位置总偏差为 3.5cm，如图 5.29 所示，略大于第三章节仿真的基于 GNSS 星载 PPP 定轨平均收敛时间 208 秒。

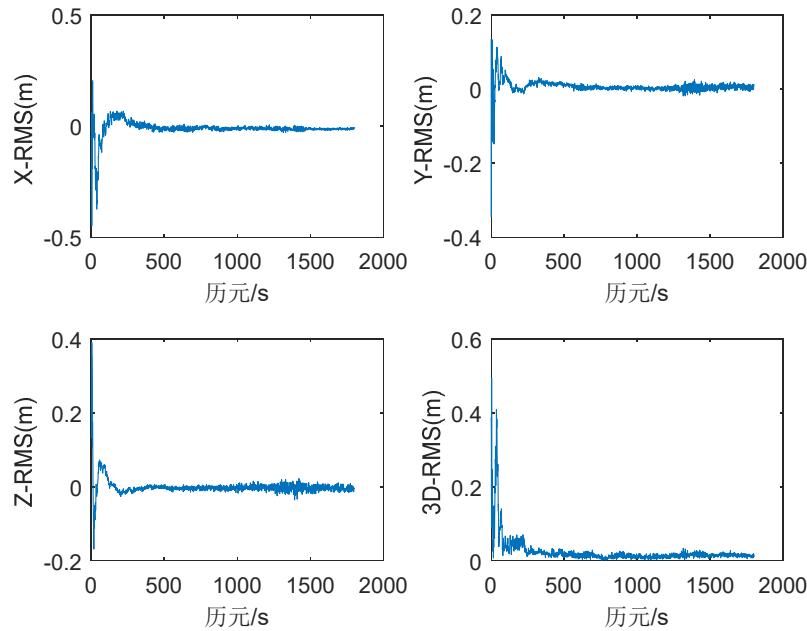


图 5.29 星载 PPP 定位误差时间序列

Figure 5.29 Time series of spaceborne PPP positioning bias

#### 5.4 本章小结

本章首先进行了低轨卫星导航增强在轨演示验证的系统设计和分析，主要分了演示系统的验证目标，并进行了星座构型设计与仿真，以及基于低轨的全球 PPP 论证分析。仿真结果表明，星座设计满足指标要求，系统可以演示验证全球 PPP 的性能提升效果。

其次，研究了低轨卫星导航增强在轨演示验证系统的组成、系统工作流程，并对空间段、地面段的组成和功能进行了分析和介绍。其中，详细分析了地面监测站网的升轨监测网、降轨监测网的监测效果和监测时段，并给出了地面测试时星载 PPP 收敛时间。

## 第 6 章 总结与展望

### 6.1 全文总结

本论文以自动驾驶、无人机等未来出行需要全球无缝瞬时高精定位为应用背景，围绕低轨卫星导航增强系统的某些关键技术展开研究和分析，旨在提高低轨卫星实时 PPP 精密定轨精度、收敛速度，改善地面 RTK 定位性能，并为低轨卫星导航增强系统的性能进行前期的在轨演示验证和评估。论文的主要研究成果如下：

1、为提高低轨星载实时 PPP 定轨的收敛速度和精度，提出了一种基于地面伪卫星增强的低轨星载实时 PPP 定轨的技术，与经典的基于 GNSS 的低轨星载实时 PPP 定轨技术相比，给出了地面伪卫星增强对低轨卫星定轨的影响和不同点，仿真实验结果表明，基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时 PPP 定轨方法不仅可以较好地改善卫星定轨精度，还可在一定程度上加快定轨的收敛速度。

该部分的相关研究成果已整理，拟投稿 SCI 期刊论文一篇。

2、为提高低轨星载实时 PPP 定轨的收敛速度，提出了一种基于附加先验预报轨道相对约束的低轨卫星实时 PPP 精密定轨的技术，针对实时精密定轨的初始先验轨道中存在周期项误差的情况，采用先验预报轨道历元间相对约束的实时定轨方法，仿真结果表明，可提高 LEO 卫星实时 PPP 精密定轨收敛速度，提高低轨卫星的服务性能，解决了基于附加先验预报轨道绝对约束的低轨卫星实时 PPP 精密定轨方法不适用于参考预报轨道误差项呈现周期项变化趋势的问题。

3、针对中长距离基线 RTK 的定位精度和实时性下降的情况，构建了 GPS/BDS-3/LEO 多轨道卫星信号融合的中长距离 RTK 定位解算统一模型，给出了 LEO 卫星增强对流动站用户卫星几何结构、浮点解收敛速度和精度、固定解比率和精度、以及数据质量控制算法的效果等 RTK 定位性能指标，并首次量化分析了低轨星座增强北斗三号全球导航系统中长距离 RTK 的效果，仿真结果表明，低轨卫星导航增强在 GNSS 中长距离 RTK 定位中具有明显的改善效果。

该部分的相关研究成果经整理，已发表 SCI 期刊论文一篇。

4、针对 GNSS 卫星可见数目不足导致 RTK 的定位精度和实时性下降的情况，提出了在信号遮挡条件下低轨卫星增强 GNSS RTK 定位的数据处理策略和

观测值粗差探测适应机制，模拟了多种信号环境恶劣场景下的单频、双频 RTK 定位试验，分析了算法在恶劣观测环境下的可靠性和观测值粗差适应能力，仿真结果表明，低轨卫星导航增强在 GNSS 卫星可见数目不足情况下可改善 GNSS 短距离 RTK 的定位效果。

该部分的相关研究成果经整理，已发表 SCI 期刊论文一篇。

5、针对低轨卫星导航增强演示验证系统目标，给出了低轨卫星导航增强演示验证系统的系统演示目标，设计了演示验证系统的星座构型设并给出了仿真结果，给出了基于低轨的全球 PPP 演示的仿真结果，分析了系统组成、工作模式、信号流程，阐述了空间段和地面段应具有的功能，给出了该演示验证系统的星载 PPP 收敛的地而测试结果。

## 6.2 研究展望

随着课题研究的深入，下一步拟在如下几个方面开展工作：

- 1、将所提的基于地面伪卫星增强的低轨卫星实时 PPP 定轨技术工程化，验证实际在轨环境下的改善效果；
- 2、LEO 实时 PPP 精密定轨和低轨增强 GNSS RTK 定位的研究和分析中，均采用仿真模拟数据，而仿真模拟比较理想化，与实际数值有差距，下一步可以待卫星发射后采用实测数据进行性能分析和验证。

## 参考文献

- [1] 北斗网. 我国北斗三号全球卫星导航系统星座部署提前半年全面完成[N/OL]. (2020-06-23) [2020-06-27]. [http://www.beidou.gov.cn/yw/xwzx/202006/t20200623\\_20685.html](http://www.beidou.gov.cn/yw/xwzx/202006/t20200623_20685.html).
- [2] 郭树人, 蔡洪亮, 孟轶男, 等. 北斗三号导航定位技术体制与服务性能[J]. 测绘学报, 2019, 48(7):810-821.
- [3] 杨元喜. 综合 PNT 体系及其关键技术[J]. 测绘学报, 2016, 45(5):505-510.
- [4] Parkinson B W. Assured PNT for our future: PTA [EB/OL]. (2014-09-01) [2020-04-20]. <https://www.gpsworld.com/assured-pnt-for-our-future-pt/>.
- [5] 杨元喜. 弹性 PNT 基本框架[J]. 测绘学报, 2018, 47(7):893-898.
- [6] 李德仁, 沈欣, 李迪龙, 等. 论军民融合的卫星通信、遥感、导航一体天基信息实时服务系统[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2017, 42(11): 1501-1505.
- [7] 李德仁, 沈欣, 龚健雅, 等. 论我国空间信息网络的构建[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2015, 40(6): 711-715, 766.
- [8] Snay R A, Soler T. Continuously Operating Reference Station (CORS): History, Applications, and Future Enhancements[J]. Journal of Surveying Engineering-asce, 2008, 134(4): 95-104.
- [9] Toledomoreo R, Zamoraizquierdo M A, Ubedamiarro B, et al. High-Integrity IMM-EKF-Based Road Vehicle Navigation With Low-Cost GPS/SBAS/INS[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2007, 8(3): 491-511.
- [10] 张小红, 马福建. 低轨导航增强 GNSS 发展综述[J]. 测绘学报, 2019(9):1073-1087.
- [11] 发改产业 [2020] 202 号. 关于印发《智能汽车创新发展战略》的通知[N/OL]. (2020-02-24) [2020-04-20]. [https://www.ndrc.gov.cn/xxgk/zcfb/tz/202002/t20200224\\_1221077.html](https://www.ndrc.gov.cn/xxgk/zcfb/tz/202002/t20200224_1221077.html).
- [12] 国办发 [2013] 97 号. 国务院办公厅关于印发国家卫星导航产业中长期发展规划的通知[N/OL]. (2013-10-09) [2020-04-20]. [http://www.gov.cn/zwgk/2013-10/09/content\\_2502356.htm](http://www.gov.cn/zwgk/2013-10/09/content_2502356.htm).
- [13] 发改高技 [2015] 2429 号. 关于印发国家民用空间基础设施中长期发展规划(2015-2025 年)的通知 [N/OL]. (2015-10-26) [2020-04-20]. [http://www.fdi.gov.cn/1800000121\\_2372590\\_0\\_7.html](http://www.fdi.gov.cn/1800000121_2372590_0_7.html).
- [14] 北斗网. 《北斗卫星导航系统建设与发展》报告全文 [N/OL]. (2019-05-22) [2020-04-20]. [http://beidou.gov.cn/zt/dhn/dsjzgwdxhnh10/nhdt10/201905/t20190522\\_18135.html](http://beidou.gov.cn/zt/dhn/dsjzgwdxhnh10/nhdt10/201905/t20190522_18135.html).
- [15] Svehla D, Rothacher M. Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters[J]. Advances in Geosciences, 2003, 1(1): 47-56.
- [16] 刘伟平, 郝金明, 王智明. 几种 LEO 星载 GNSS 精密定轨方法的对比分析[J]. 测绘科学技术学报, 2014(2):140-144.
- [17] 秦显平. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论及方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2009.

- [18] 张守建. GNSS 非差模式的卫星精密定轨及快速精密定位理论与方法[D]. 武汉: 武汉大学, 2009.
- [19] 杨洋. 基于 PPP 算法的低轨卫星轨道确定序贯方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- [20] Fang B T, Seifert E. An evaluation of Global Positioning System data for Landsat-4 orbit determination[C]. Proceedings of the AIAA 23rd Space Sciences Meeting, Reno, Nevada, USA, 1985: 1-8.
- [21] Bertiger W, Barserver Y, Haines B, et al. The First Low Earth Orbiter with Precise GPS Positioning: Topex/Poseidon[C]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 1993), Salt Lake City, UT, 1993: 269-277.
- [22] Bauer F H, Lightsey E G, Leake S, et al. The GPS Attitude Determination Flyer (GADFLY): A Space Qualified GPS Attitude Receiver on the SSTI Lewis Spacecraft[C]. ION GPS 1995, California, 1995: 555-562.
- [23] Hart R C, Hartman K R, Oza D H. Global Positioning System (GPS) Enhanced Orbit Determination Experiment (GEODE) on the Small Satellite Technology Initiative (SSTI) Lewis Spacecraft[C]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 1996), Kansas City, MO, 1996: 1303-1312.
- [24] Bertiger W, Haines B, Kuang D, et al. Precise Real-Time Low-Earth-Orbiter Navigation With the Global Positioning System (GPS)[J]. Telecommunications & Mission Operations Progress Report, 1999: 137.
- [25] Reichert A, Meehan T, Munson T. Toward Decimeter-Level Real-Time Orbit Determination: A Demonstration Using the SAC-C and CHAMP Spacecraft[C]. Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 2002), 2002:1996-2003.
- [26] Gill E, Montenbruck O, Briess K. Flight Experience of the BIRD Onboard Navigation System[C]. 16th International Symposium on Spaceflight Dynamics, Pasadena, 2001.
- [27] Gill E, Montenbruck O, Montenegro S. Flight Results from the BIRD Onboard Naviagtion System[C]. 5th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, Italy, 2002.
- [28] Montenbruck O, Swatschka P, Markgraf M, et al. Precision spacecraft navigation using a low-cost GPS receiver[J]. GPS Solutions, 2012, 16(4):519-529.
- [29] Choi E J, Yoon J C, Lee B S, et al. Onboard orbit determination using GPS observations based on the unscented Kalman filter[J]. Advances in Space Research, 2010, 46(11):1440-1450.
- [30] 王甫红, 龚学文, 刘万科. 顾及广播星历误差分离吸收的分米级星载 GPS 实时定轨新方法[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2015, 40(9): 1230-1236.
- [31] 王甫红, 凌三力, 龚学文, 等. 风云三号 C 卫星星载 GPS/BDS 分米级实时定轨模型研究 [J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2020, 45(01): 1-6.

- [32] Gong X W, Guo L , Wang F H, et al. Precise Onboard Real-Time Orbit Determination with a Low-Cost Single-Frequency GPS/BDS Receiver[J]. Remote Sensing, 2019, 11(11):1391.
- [33] Zumberge J F, Heflin M, Jefferson D, et al. Precise point positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks[J]. Journal of Geophysical Research, 1997, 102(3): 5005-5017.
- [34] 张小红, 李星星, 李盼. GNSS 精密单点定位技术及应用进展[J]. 测绘学报, 2017(10): 201-209.
- [35] 宋超. 精密单点定位快速收敛技术与方法研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2015.
- [36] 李星星. GNSS 精密单点定位及非差模糊度快速确定方法研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2013.
- [37] 张辉. BDS/GPS 组合精密单点定位关键技术研究[D]. 郑州: 战略支援部队信息工程大学, 2018.
- [38] Dow J M, Neilan R E, Rizos C. The International GNSS Service (IGS): Preparations for the Coming Decade[C]. Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2007), Fort Worth, TX, 2007: 2136-2144.
- [39] Caissy M, Agrotis L, Weber G, et al. The IGS Real-Time Service[R]. Vienna Austria, EGU General Assembly, 2013.
- [40] Bisnath S B, Langley R B. CHAMP Orbit Determination with GPS Phase-connected Precise Point Positioning[M]//Reigber C, Schwintzer P. First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies. Berlin Heidelberg, Springer, 2003:59-64.
- [41] Mander A, Bisnath S. GPS-based precise orbit determination of Low Earth Orbiters with limited resources[J]. Gps Solutions, 2013, 17(4): 587-594.
- [42] 张小红, 李盼, 左翔. 固定模糊度的精密单点定位几何定轨方法及结果分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2013, 38(009):1009-1013.
- [43] Zhao Y, Yu F, Xu N, et al. PPP augmentation and real-time precise orbit determination for LEO satellites[C]. Chinese control conference, 2017: 5937-5941.
- [44] Li X, Wu J, Zhang K, et al. Real-Time Kinematic Precise Orbit Determination for LEO Satellites Using Zero-Differenced Ambiguity Resolution[J]. Remote Sensing, 2019, 11(23):2815.
- [45] Zhou X, Jiang W, Chen H, et al. Improving the GRACE Kinematic Precise Orbit Determination Through Modified Clock Estimating[J]. Sensors, 2019, 19(19):4347.
- [46] 师一帅. 低轨卫星实时运动学精密定轨方法研究[D]. 郑州: 战略支援部队信息工程大学, 2018.
- [47] Remondi B W. Using the Global Positioning System (GPS) Phase Observable for Relative Geodesy: Modeling, Processing, and Results[D]. Austin: The University of Texas, 1984.
- [48] Edwards S J, Cross P A, Barnes J, et al. A Methodology For Benchmarking Real Time Kinematic GPS[J]. Survey Review, 1999, 35(273):163-174.
- [49] 李征航. GPS 测量与数据处理[M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2013.

- [50] Gao W, Gao C F, Pan S G, et al. Inter-System Differencing between GPS and BDS for Medium-Baseline RTK Positioning[J]. *Remote Sensing*, 2017, 9(9):948-963.
- [51] 郑廷隆. 单基准站 RTK GPS 实时定位基本原理及应用[J]. *吉林地质*, 2010, 29(001):150-152.
- [52] Wanninger L. Virtual Reference Stations for Centimeter-Level Kinematic Positioning[C]. Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2002), Portland, OR, 2002: 1400-1407.
- [53] Landau H, Vollath U , Chen X M. Virtual Reference Station Systems[J]. *Journal of Global Positioning Systems*, 2002, 1(2):137-143.
- [54] Euler H J, Keenan C R, Zebhauser B E, et al. Study of a Simplified Approach in Utilizing Information from Permanent Reference Station Arrays[C]. Proceedings of the 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2001), Salt Lake City, UT, 2001: 379-390.
- [55] Wübbena G. RTCM Message Type59-FKP for transmission of FKP version1.0[J]. Geo++ White Paper Nr, 2002.
- [56] Laurichesse D, Mercier F, Berthias, J P, et al. Zero-difference Ambiguity Fixing for Spaceborne GPS Receivers[C]. Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2008), Savannah, GA, 2008: 758-768.
- [57] Ge M, Gendt G, Rothacher M, et al. Resolution of GPS carrier-phase ambiguities in Precise Point Positioning (PPP) with daily observations[J]. *J Geod* 82, 2008:389–399.
- [58] Collins P, Lahaye F, Héroux P, et al. Precise point positioning with ambiguity resolution using the decoupled clock model[C]. Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2008), Savannah, GA, USA, 2008: 1549–1556.
- [59] Geng J H, Shi C, Ge M R, et al. Improving the estimation of fractional-cycle biases for ambiguity resolution in precise point positioning[J]. *Journal of Geodesy*, 2012, 86(8):579-589.
- [60] Wübbena G, Schmitz M, Bagge A. PPP-RTK : Precise Point Positioning Using State-Space Representation in RTK Networks[C]. Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2005), Long Beach, California, USA, 2005.
- [61] Zou X, Tang W, Shi C, et al. Instantaneous ambiguity resolution for URTK and its seamless transition with PPP-AR[J]. *GPS Solutions*, 2015, 19(4): 559-567.
- [62] Li J L, Yang Y X, Xu J Y, et al. GNSS multi-carrier fast partial ambiguity resolution strategy tested with real BDS/GPS dual- and triple-frequency observations[J]. *GPS Solutions*, 2015, 19(1): 5-13.
- [63] GPS World. New Septentrio products to integrate Sapcorda GNSS corrections [N/OL]. (2020-05-20) [2020-08-01]. <https://www.gpsworld.com/new-septentrio-products-to-integrate-sapcorda-gnss-corrections/>.

- [64] Dong D N, Bock Y. Global Positioning System Network analysis with phase ambiguity resolution applied to crustal deformation studies in California[J]. Journal of geophysical research solid earth, 1989, 94(B4):3949-3966.
- [65] Paziewski J. Study on desirable ionospheric corrections accuracy for network-RTK positioning and its impact on time-to-fix and probability of successful single-epoch ambiguity resolution[J]. Advances in Space Research, 2016, 57(4):1098-1111.
- [66] Yehuda B, Sergei A, Gourevitch, et al. Interferometric analysis of GPS phase observations[J]. Manuscripta geodaetica, 1986, 11(4):282-288.
- [67] Odijk, D. Stochastic modelling of the ionosphere for fast GPS ambiguity resolution : Proceedings of the Geodesy Beyond 2000-the Challenges of the First Decade, IAG General Assembly, July 19-30, 1999[C]. Birmingham, UK: Springer, 2000, 387–392.
- [68] Wielgosz P, Kashani I, Grejner-Brzezinska D. Analysis of long-range network RTK during a severe ionospheric storm[J]. Journal of Geodesy, 2005, 79(9): 524-531.
- [69] Hu G, Abbey D A, Castleden N, et al. An approach for instantaneous ambiguity resolution for medium- to long-range multiple reference station networks[J]. GPS Solutions, 2005, 9(1):1-11.
- [70] Roma D D, Hernández P M, García R A, et al. Real time global ionospheric maps-a low latency alternative to traditional GIMs[C]. 19th International Beacon Satellite Symposium, 2016, 1-1.
- [71] Yao Y, Xu C, Shi J, et al. ITG: A New Global GNSS Tropospheric Correction Model[J]. Scientific Reports, 2015, 5:10273.
- [72] Li B, Shen Y, Feng Y; et al. GNSS ambiguity resolution with controllable failure rate for long baseline network RTK[J]. Geod. 2014, 88:99–112.
- [73] Zhang M, Liu H, Bai Z, et al. Fast ambiguity resolution for long-range reference station networks with ionospheric model constraint method[J]. GPS Solutions, 2017, 2:617–626.
- [74] Shu B, Liu H, Xu L W, et al. Performance analysis of BDS medium-long baseline RTK positioning using an empirical troposphere model. Sensors, 2018, 18(4):1199-1211.
- [75] Odolinski R, Teunissen P J, Odijk D. Combined GPS + BDS for short to long baseline RTK positioning[J]. Measurement Science & Technology, 2015, 26(4):045801.
- [76] Takasu, T; Yasuda, A. Kalman-filter-based integer ambiguity resolution strategy for long-baseline RTK with ionospheric and troposphere estimation[C]. Proceedings of the ION GNSS 2010, 2010, 161–171.
- [77] Parkins A . Increasing GNSS RTK availability with a new single-epoch batch partial ambiguity resolution algorithm[J]. GPS Solutions, 2011, 15(4):391-402.
- [78] Dai, L; Eslinger, D; Sharpe, T. Innovative algorithms to improve long range RTK reliability and availability[C]. Proceedings of the ION NTM 2007, 2007, 860–872.
- [79] Li J, Yang Y, Xu J, et al. GNSS multi-carrier fast partial ambiguity resolution strategy tested with real BDS/GPS dual- and triple-frequency observations[J]. Gps Solutions, 2015, 19(1):5-13.
- [80] Cai C, Gao Y. A Combined GPS/GLONASS Navigation Algorithm for use with Limited

- Satellite Visibility[J]. Journal of navigation, 2009, 62(4):671-685.
- [81] Liu H, Xu L, Shu B, et al. A new method to improve the performance of multi-GNSS pseudorange positioning in signal-degraded environment[J]. Advances in space research, 2016, 58(4):577-586.
- [82] Liu H, Shu B, Xu L, et al. Accounting for Inter-System Bias in DGNSS Positioning with GPS/GLONASS/BDS/Galileo[J]. Journal of Navigation, 2017, 70(4):686-698.
- [83] Tan Z Z, Qin H L, Cong L, et al. New method for positioning using IRIDIUM satellite signals of opportunity [J]. IEEE Access, 2019 (7): 83412–83423.
- [84] Tian, S; Dai W; Liu R; et al. System using-hybrid LEO-GPS satellites for rapid resolution of integer cycle ambiguities[J]. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst, 2014, 50:1774–1785.
- [85] Ke M, Lv J, Chang J, et al. Integrating GPS and LEO to accelerate convergence time of precise point positioning[C]. 2015 International Conference on Wireless Communications & Signal Processing (WCSP). IEEE, 2015, 1-5.
- [86] Gao H B, Li B F, Ge M R, et al. Initial Assessment of Precise Point Positioning with LEO Enhanced Global Navigation Satellite Systems (LeGNSS)[J]. Remote Sensing, 2018, 10(7):984-999.
- [87] Li X, Ma F, Li X, et al. LEO constellation-augmented multi-GNSS for rapid PPP convergence[J]. Journal of Geodesy, 2019, 93(5):749-764.
- [88] Forssell, Borje. Radionavigation Systems[J]. Errors, 2008, 10(12):11369-11389.
- [89] Stansell, Thomas A. The Navy Navigation Satellite System: Description and Status[J]. Navigation, 1968, 15(3):229-243.
- [90] Parkinson B W , Stansell T , Beard R, et al. A History of Satellite Navigation[J]. Navigation, 1995, 42(1):109-164.
- [91] Bonnor N. A Brief History of Global Navigation Satellite Systems[J]. The Journal of Navigation, 2012, 65(1):1-14.
- [92] McCaskill T B, Buisson J A. NTS-1 (TIMATION-III) Quartz and Rubidium Oscillator Frequency Stability Results[C]. 29th Annual Symposium on Frequency Control, 1975. IEEE, 1975:425-435.
- [93] Gold R. Optimal binary sequences for spread spectrum multiplexing (Corresp.)[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1967, IT-13(4):619-621.
- [94] 刘经南, 陈俊勇, 张燕平, 等. 广域差分 GPS 原理和方法[M]. 北京: 测绘出版社, 1999.
- [95] 宁津生, 姚宜斌, 张小红. 全球导航卫星系统发展综述[J]. 导航定位学报, 2013, 1(01):3-8.
- [96] 郭树人, 刘成, 高为广, 等. 卫星导航增强系统建设与发展[J]. 全球定位系统, 2019, 044(002):1-12.
- [97] Shi C, Zheng F, Lou Y D, et al. National BDS augmentation service system (NBASS) of China: Progress and assessment[J]. Remote Sensing, 2017, 9(8): 1-16.
- [98] 刘东军. 千寻位置服务与 CORS 系统的精度探讨[J]. 石化技术, 2018, 25(04):229.

- [99] Enge P, Walter T, Pullen S, et al. Wide area augmentation of the Global Positioning System[J]. Proceedings of the IEEE, 2002, 84(8):1063-1088.
- [100] Javier B, Philippe M, Javier V T. EGNOS: project status overview[J]. Air & Space Europe, 1999, 1(1):58-64.
- [101] 赵爽. 国外卫星导航星基增强系统发展概况[J]. 卫星应用, 2013, 000(005):58-61.
- [102] Shimamura A . MSAS (MTSAT satellite-based augmentation system) project status[J]. Air & Space Europe, 1999, 1(2):63-67.
- [103] Nandulal S, Rao C B, Indi C L, et al. Evaluation of real-time position accuracy and LNAV/VNAV service availability of GAGAN SBAS (Wide Area Differential GPS) over Indian region[C]. 2008 Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications - Enhanced Surveillance of Aircraft and Vehicles. IEEE, 2008, 1-6.
- [104] Muellerschoen R J, Bar Y E, Bertiger W I, et al. DECIMETER ACCURACY: NASA's Global DGPS for High-Precision Users[J]. GPS world, 2001, 12:14-20.
- [105] Morales Y, Tsubouchi T. DGPS, RTK-GPS and StarFire DGPS Performance Under Tree Shading Environments[C]. IEEE international conference on integration technology, 2007. IEEE, 2007, 519-524.
- [106] Visser I H. Omnistar HP worldwide positioning service [J]. Interexpo Geo-Siberia, 2006, 1(2): 108-116.
- [107] HEXAGON. Standard Correction Services[N/OL]. [2020-04-20]. <https://veripos.co/services/standard-services>.
- [108] 郭四清, 张丁. 星基增强系统“中国精度”与 CORS 网的对比分析[J]. 地理空间信息, 2016, 014(005):1-4.
- [109] 史小雨, 鲍志雄. “全球精度” Hi-RTP 服务保障 “一带一路” 国家和地区[J]. 卫星应用, 2019(04):19-21.
- [110] 王磊, 李德仁, 陈锐志, 等. 低轨卫星导航增强技术——机遇与挑战[J]. 中国工程科学, 2020, 22(02):144-152.
- [111] Jiang W, Li Y, Rizos C, et al. Locata-based precise point positioning for kinematic maritime applications[J]. Gps Solutions, 2015, 19(1): 117-128.
- [112] Montillet J, Roberts G W, Hancock C, et al. Deploying a Locata network to enable precise positioning in urban canyons[J]. Journal of Geodesy, 2009, 83(2):91-103.
- [113] Enge P, Swanson E, Mullin R, et al. Terrestrial Radionavigation Technologies[J]. Annual of Navigation, 1995, 42(1): 61-108.
- [114] Chen Y, Kobayashi H. System design and analysis of repeating GPS[C]. ieee intelligent transportation systems, 2001. IEEE, 2001, 2-5.
- [115] Fielding F L. TACAN—a new air navigational aid[J]. Students Quarterly Journal, 1959, 29(116):175.
- [116] Swanson E R, Tibbals M L. The Omega Navigation System[J]. Annual of Navigation, 1965, 12(1): 24-35.

- [117] Fernandes J, Correia L M, Alves C, et al. Assessment of wind turbines generators influence in VOR aeronautical navigation systems[C]. ieee antennas and propagation society international symposium, 2014. IEEE, 2014, 709-710.
- [118] Choy S, Harima K, Li Y, et al. GPS Precise Point Positioning with the Japanese Quasi-Zenith Satellite System LEX Augmentation Corrections[J]. Journal of Navigation, 2015, 68(04): 769-783.
- [119] Wikipedia. GNSS augmentation: Service Areas of Satellite Based Augmentation Systems (SBAS) [N/OL]. (2012-04-14) [2020-04-20]. [https://en.wikipedia.org/wiki/GNSS\\_augmentation#/media/File:SBAS\\_Service\\_Areas.png](https://en.wikipedia.org/wiki/GNSS_augmentation#/media/File:SBAS_Service_Areas.png).
- [120] Reid T G, Neish A M, Walter T F, et al. Leveraging Commercial Broadband LEO Constellations for Navigation[C]. The 29th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2016). ION GNSS, 2016, 2300-2314.
- [121] Enge P K, Talbot N C, San J. Method and receiver using a low earth orbiting satellite signal to augment the global positioning system: US5812961[P/OL]. 1995-12-28 [2020-04-20]. <https://patents.google.com/patent/US5812961A/en>.
- [122] Pratt J, Axelrad P, Larson K M, et al. Satellite clock bias estimation for iGPS[J]. Gps Solutions, 2013, 17(3): 381-389.
- [123] Landry R J, Nguyen A Q, Rasae H, et al. Iridium Next LEO Satellites as an Alternative PNT in GNSS Denied Environments-Part 1[J]. Inside GNSS, 2019, 14(3):56-65.
- [124] Tan Z Z, Qin H L, Cong L, et al. New Method for Positioning Using IRIDIUM Satellite Signals of Opportunity[J]. IEEE Access, 2019, 7:83412-83423.
- [125] 秦红磊, 谭滋中, 丛丽, 等. 基于铱星机会信号的定位技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(9):1691-1699.
- [126] Reid T G, Walter T , Enge P K, et al. Orbital representations for the next generation of satellite-based augmentation systems[J]. Gps Solutions, 2015, 20(4):1-14.
- [127] Joerger M, Gratton L, Pervan B, et al. Analysis of Iridium-Augmented GPS for Floating Carrier Phase Positioning[J]. Annual of Navigation, 2010, 57(2): 137-160.
- [128] Joerger M. IRIDIUM/GPS CARRIER PHASE POSITIONING & FAULT DETECTION[J]. Gps World, 2016, 27(7):49-49.
- [129] Inside GNSS. LEO Successor to GNSS Comes Knocking[N/OL]. (2020-06-07) [2020-06-15]. <https://insidegnss.com/leo-successor-to-gnss-comes-knocking/>.
- [130] 梁尔涛, 张伟, 施伟璜, 等. 基于低轨卫星增强的非差高精度导航定位技术与在轨试验验证[J]. 上海航天, 2019, 36(01):16-22.
- [131] 北斗网. 国内开展首次基于低轨卫星导航信号增强在轨技术试验[N/OL]. (2018-03-30) [2020-04-20]. [http://www.beidou.gov.cn/yw/xydt/201803/t20180330\\_14297.html](http://www.beidou.gov.cn/yw/xydt/201803/t20180330_14297.html)
- [132] 王磊, 陈锐志, 李德仁, 等. 珞珈一号低轨卫星导航增强系统信号质量评估[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2018, 43(12):438-443.

- [133] Wang L, Chen R Z, Li D R, et al. Initial assessment of the LEO based navigation signal augmentation system from Luojia-1A satellite[J]. Sensors, 2018, 18(11): 3919-3938.
- [134] 新华网. 我国成功发射微厘空间一号试验卫星[N/OL]. (2018-09-29) [2020-04-20]. [http://www.xinhuanet.com/politics/2018-09/29/c\\_1123503150.htm](http://www.xinhuanet.com/politics/2018-09/29/c_1123503150.htm).
- [135] 沈大海, 蒙艳松, 边朗, 等. 基于低轨通信星座的全球导航增强系统[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2019, 17(02):209-215.
- [136] 新华网. “把基站搬到卫星上”: 天地一体化信息网络试验卫星“天象”1、2星三大看点[N/OL]. (2019-06-09) [2020-04-20]. [http://www.xinhuanet.com/2019-06/09/c\\_1124599563.htm](http://www.xinhuanet.com/2019-06/09/c_1124599563.htm).
- [137] Kalman R E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems[J]. Journal of Basic Engineering, 1960, 82(1): 35-45.
- [138] Dražen Švehla, Rothacher M. Kinematic Orbit Determination of LEOs Based on Zero or Double-Difference Algorithms Using Simulated and Real SST Data[J]. Vistas for Geodesy in the New Millennium, 2002, 125:322-328.
- [139] 计国锋. 北斗导航卫星精密定轨及低轨增强体制研究[D]. 西安: 长安大学, 2018.
- [140] Blewitt G. An Automatic Editing Algorithm for GPS data[J]. Geophysical Research Letters, 1990, 17(3): 199-202.
- [141] Saastamoinen J. Atmospheric Correction for the Troposphere and Stratosphere in Radio Ranging Satellites[M]// The Use of Artificial Satellites for Geodesy. American Geophysical Union (AGU), 1972, 247–251.
- [142] Klobuchar J A. Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1987, 23(3): 325-331.
- [143] Rabinowitz, M, Parkinson B W, Cohen, C E, et al. A System using LEO Telecommunication Satellites for Rapid Acquisition of Integer Cycle Ambiguities[C]. Proceedings of the ION/IEEE Position Location and Navigation Symposium, 1998. IEEE, 1998, 137–145.
- [144] DOD SPS, Department of Defense USA. Global positioning system standard positioning service performance standard, 5th edn[S/OL]. [2020-04-20]. <https://www.gps.gov/technical/ps/2020-SPS-performance-standard.pdf>.
- [145] 中国卫星导航系统管理办公室. 北斗卫星导航系统空间信号接口控制文件(公开服务信号 B2b(测试版))[S/OL]. (2019-12) [2020-04-20]. <http://www.beidou.gov.cn/xt/gfxz/201912/P020200429814796324960.pdf>.
- [146] 郑福. 北斗/GNSS 实时广域高精度大气延迟建模与增强 PPP 应用研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2017 年 12 月.
- [147] Boehm, J., Möller, G., Schindelegger, et al. Development of an improved empirical model for slant delays in the troposphere (GPT2w)[J]. GPS Solutions, 2015, 19(3), 433-441.
- [148] Kouba J . A guide to using International GPS Service (IGS) products[J]. Taken from Igs

- Website, 2002, 4(3):106.
- [149] 杨元喜. 自适应动态导航定位[M]. 北京: 测绘出版社, 2006.
- [150] 秦永元, 张洪越, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007.
- [151] Teunissen P J. The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: A method for fast GPS integer ambiguity estimation[J]. Journal of Geodesy, 1995, 70(1):65-82.
- [152] 戴志强. GNSS 实时精密定位服务系统若干关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2016.
- [153] Teunissen P J, Salzmann M A. A recursive slippage test for use in state-space filtering[J]. Manuscript Geod, 1989, 14:383-390.
- [154] 柳响林. 精密 GPS 动态定位的质量控制与随机模型精化[D]. 武汉: 武汉大学, 2002.
- [155] Teunissen P J. A canonical theory for short GPS baselines. Part I: the baseline precision[J]. Journal of Geodesy, 1997, 71(6):320-336.
- [156] Odolinski R, Teunissen P J. Single-frequency, dual-GNSS versus dual-frequency, single-GNSS: a low-cost and high-grade receivers GPS-BDS RTK analysis[J]. Journal of Geodesy, 2016, 90(11):1255-1278.
- [157] Rabbou M A, Elrabbany A. Performance analysis of precise point positioning using multi-constellation GNSS: GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou[J]. Survey Review, 2017, 49(352): 39-50.

## 缩 略 词

ADOP	Ambiguity Dilution of Precision	模糊度精度因子
BDS	BeiDou Navigation Satellite System	北斗卫星导航系统
CORS	Continuously Operating Reference Stations	地面连续运行参考站
COTS	Commercial Off-The-Shelf	商用货架产品
DCB	Differential Code Bias	差分码偏差
DOP	Dilution of Precision	精度衰减因子
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service	欧洲地球静止导航重叠服务
GDGPS	Global Differential GPS	全球差分 GPS 系统
GDOP	Geometric Dilution of Precision	几何精度因子
GEO	Geostationary Earth Orbit	静止轨道
GF	Geometry Free Combination	GF 组合
GIM	Global Ionospheric Map	全球电离层图
GNSS	Global Navigation Satellite System	全球卫星导航系统
GPS	Global Positioning System	全球定位系统
IGMAS	International GNSS Monitoring & Assessment System	国际 GNSS 监测评估系统
IGS	International GNSS Service	国际 GNSS 服务
IGSO	Inclined Geosynchronous Satellite Orbit	倾斜地球同步轨道
KF	Kalman Filter	卡尔曼滤波
LAMBDA	Least-Square AMBiguity Decittelation Adjustmen	最小二乘模糊度降相关平差法
LEO	Low Earth Orbit	低地球轨道
LEO-NA	Low Earth Orbit Navigation Augmentation	低轨导航增强
Loran	Long Range Air Navigation	远距离无线电导航系统
MEO	Medium Earth Orbit	中地球轨道
MSAS	Multi-Functional Satellite Augmentation System	日本多功能卫星增强系统
MW	Melbourne-Wubenna Combination	MW 组合
NBASS	National BDS augmentation service syste	国家北斗地基增强网
PCO	Phase Center Offset	相位中心偏差
PCV	Phase Center Variation	相位中心变化
PDOP	Position Dilution of Precision	位置精度因子

PNT	Positioning, Navigation and Timing	定位、导航和授时
PNTRC	PNT, Remote Sensing and Communication	PNT、遥感和通信
PPP	Precise Point Positioning	精室断点定位
PSL	Pseudolite	伪卫星
QZSS	Quasi-Zenith Satellite System	日本准天顶卫星系统
RMS	Root Mean Square	均方根
RTK	Real-Time Kinematic	实时动态(载波相位差分)
SBAS	Satellite-Based Augmentation System	星基增强系统
SDCM	System of Differential Correction and Monitoring	俄罗斯差分改正监测系统
SPP	Single Point Positioning	标准单点定位
STL	Satellite Time Location	卫星时间与位置
TACAN	Tactical Air Navigation System	战术空中导航系统
TAI	International Atomic Time	国际原子时
TEC	Total Electron Content	电子浓度总含量
UEE	User Equipment Error	用户设备误差
UERE	User Equivalent Range Error	用户等效距离误差
URA	User Range Accuracy	用户测距精度
URE	User Range Error	用户测距误差
UTC	Coordinated Universal Time	协调世界时
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Range	甚高频全向信标导航系统
WAAS	Wide Area Augmentation System	美国广域增强系统

## 致 谢

行文至此，感慨良多！没有导师的指导，没有同事、同学和朋友的帮助以及家人的支持，我是断难坚持到此处。在此，我向他们致以发自内心的、最衷心的感谢。

首先，衷心感谢我的导师梁旭文研究员！感谢梁老师多年来对我的培养、指导和关怀！梁老师一直教导我们，从工作中选题，从应用中选题，结合工程型号，从事论文研究，既要顶天，又要立地。梁老师的悉心指导和帮助，贯穿于论文的选题、研究和撰写过程中，无处不在。梁老师严谨的治学态度、坚实的理论功底、创新的跳跃思维、开阔的学术视野、求真的工作作风，让我受益匪浅。在此，我向梁老师致以最诚挚的谢意！

其次，感谢余翔波老师对我的关心和督促！余老师对我论文的进度很是关心，无论是亲自还是托人转达，我经常会得到余老师的深深关切和殷殷寄语。在此，衷心祝福余老师身体安康！

感谢王洋、马陆、左霖、丁晟、陈毅君、叶周，一起为商业航天而探索，外有型号任务、内有自研卫星，忙碌中，知识渐长，经验渐丰，卫星通信、卫星导航也渐见清晰。

感谢张一、尹翔飞、赵亮、田高辉以及武汉大学的同事、朋友，经常的讨论和交流，让我在项目中看到了理论仿真的魅力、工程实现的困难、成本效益的权衡，也让我开始思考今后改进的方向。

感谢张军、易争荣、帅涛、田宇、赵笙罡、黄康、刘静、洪霞、吴宅莲、刘彬、周文妹，曾一起为卫星终端、卫星应用而奋斗，使我从刚出校门的小白，成长为研制卫星终端、参与星地测试、拓展卫星应用的工程师，同时也让我对终端使用和卫星应用有了更深的理解。

感谢吴康、侯绩玲、陈文豪、钱玉璧、贺晓赫、李宗旺等同门师兄、师弟、师妹，不仅学习上得到了你们不少的帮助，还让我的心态变年轻了，祝你们学业有成、事业有成、爱情美满、家庭幸福！

感谢上海小卫星的周素华老师、陈家铭老师以及微系统所研究生部的邵天浩老师、罗琦老师、解佳老师、沈玲燕老师对我学习的督促和关心！

感谢所有我认识的人和认识我的人，茫茫人海中，大家相知相识，一起共事，本来就是一种缘分。

最后，我要感谢我的家人：感谢父母对我的养育之恩以及多年来对我无条件的默默支持，感谢妻子商丽燕女士对我工作和学业的理解，感谢女儿给我带来的烦恼和幸福！

## 作者简历及攻读学位期间发表的学术论文及研究成果

### 作者简历:

1999 年 09 月——2003 年 07 月, 在西北工业大学航海工程学院获得学士学位。

2004 年 09 月——2007 年 04 月, 在华中科技大学电信系获得硕士学位。

2014 年 09 月——2020 年 08 月, 在中国科学院上海微系统与信息技术研究所攻读博士学位。

获奖情况: 无。

### 工作经历:

2003 年 08 月——2004 年 08 月, 深圳创维集团。

2007 年 04 月——2014 年 08 月, 上海微小卫星工程中心。

2014 年 09 月——2018 年 09 月, 上海欧科微航天科技有限公司。

2018 年 10 月——至今, 湖北亿咖通科技有限公司。

### 已发表的学术论文:

- [1] **Hu W S**, Liang X W, Hou H L, et al. Research on the Performance of Multi-GNSS Medium Length Baseline RTK with LEO-Augmented [J]. IEICE Transactions on Fundamentals of Electronics, Communications and Computer Sciences, 2020, E103-A (5): 780-784. (**SCI**)
- [2] **Hu W S**, Hou H L, Xie Z C, et al. Initial assessment of LEO-augmented GPS RTK in signal-degraded environment [J]. IEICE Transactions on Fundamentals of Electronics, Communications and Computer Sciences, 2020, E103-A (7): 942-946. (**SCI**)
- [3] Hou H L, Hu W S, Wu K, Liang X W. On-orbit estimation and calibration of GPS antenna geometry offsets for attitude determination of LEO satellites [J]. IEICE Transactions on Fundamentals of Electronics, Communications and Computer Sciences, 2018, E101-A (3): 644-648. (**SCI**)

### 参加的研究项目及获奖情况:

1、遥感三十号卫星广播分发与数传分系统: 参与多路复接单机的系统设计, 负

责单机 DSP 软件配置项的所有研制工作。

2、北斗三号全球短报文通信载荷：参与全球短报文通信载荷的系统设计，负责载荷 DSP 软件配置项的所有研制工作。

3、成果转化：欧科微数传多路复接器 DSP 软件，已经通过上海市高新技术成果转化项目。