



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

博士学位论文

伪卫星高精度定位关键技术研究

作者姓名：_____唐文杰_____

指导教师：_____陈俊平研究员 张益泽副研究员_____

_____中国科学院上海天文台_____

学位类别：_____理学博士_____

学科专业：_____天体测量与天体力学_____

培养单位：_____中国科学院上海天文台_____

2024 年 12 月

**The Research on Key Technologies for Pseudolite High-Precision
Positioning**

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

By

TANG Wenjie

Supervisor: Professor CHEN Junping

Associate Processor ZHANG Yize

Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences

December, 2024

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。承诺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享有著作权的研究成果，未在以往任何学位申请中全部或部分提交。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人或集体，均已在文中以明确方式标明或致谢。本人完全意识到本声明的法律结果由本人承担。

作者签名：

日 期：

中国科学院大学
学位论文使用授权声明

本人完全了解并同意遵守中国科学院大学有关收集、保存和使用学位论文的规定，即中国科学院大学有权按照学术研究公开原则和保护知识产权的原则，保留并向国家指定或中国科学院指定机构送交学位论文的电子版和印刷版文件，且电子版与印刷版内容应完全相同，允许该论文被检索、查阅和借阅，公布本学位论文的全部或部分内容，可以采用扫描、影印、缩印等复制手段以及其他法律许可的方式保存、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

全球导航卫星系统 (GNSS) 已经广泛应用于各个领域, 为全球用户提供了定位、导航和授时 (Positioning, Navigation and Timing, PNT) 服务。然而, 在城市峡谷、室内等复杂环境下, GNSS 信号的可用性和精度受限, 这促使了伪卫星系统的研究和发展。伪卫星系统通过在地面或低空部署基站发射导航信号, 增强 GNSS 服务, 确保了更连续的观测时段和更高的定位精度。此外, 伪卫星系统在 GNSS 拒止的情况下, 可以独立提供综合服务。针对以上背景, 本文针对伪卫星系统布站、伪卫星对流层延迟模型精化、伪卫星独立定位与伪卫星/GNSS 组合定位等伪卫星高精度定位关键技术展开研究, 旨在提升复杂环境下的定位精度和可靠性。本文主要研究内容与创新点包括:

(1) 利用多目标粒子群优化 (MOPSO) 算法解决伪卫星系统布站问题, 以系统信号覆盖率和几何构型为双重优化目标, 提升目标区域内的定位服务性能。提出一种新的基于视线的可视域分析方法, 无需内插可直接确定信号覆盖率, 并通过计算格网点的平均 HDOP 来评估系统的几何构型。以中国九寨沟地区的 DEM 数据为实验基础, 验证了 MOPSO 算法在确保信号覆盖率的同时, 对基站几何分布进行优化的能力。相较于传统的单目标粒子群优化 (PSO) 算法, MOPSO 算法显著提升了系统覆盖率达 49.8%, 并大幅降低了平均 HDOP 达 72.4%。与常用的凸多面体体积优化 (CPVO) 算法相比, MOPSO 在增强系统信号覆盖率方面提升了约 30%。本研究为多目标伪卫星系统基站的实际部署提供了参考。

(2) 利用 ERA5 全球气象再分析数据, 对伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度进行了时空特征分析, 证明了在全球任意位置使用相同的对流层干、湿延迟的截止高度会对伪卫星对流层延迟模型引入误差。将伪卫星对流层干延迟的截止高度根据经度、纬度和年积日进行建模, 对流层湿延迟的截止高度取年平均值, 生成格网产品。使用本文提出的格网产品, 并进行双线性内插得到伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度。与原有使用固定经验值相比, 精化后的不同伪卫星对流层延迟模型 (RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型) 的均方根误差 (Root Mean Square Error, RMSE) 分别降低了 17.1%、25.6%、23.3% 和 26.1%。对精化后的伪卫星对流层延迟模型的性能进行了评估。在斜距为 5000 m 的不同高度角条件下, 伪卫星对流层延迟随高度角的增大而减少。LTC 模型由于不考虑高度因素, 其性能显著低于其他模型, 平均 RMSE 超过 0.4 m。相比之下, RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型表现更为接近, 平均 RMSE 均在 0.15 m 左右, 其中 MRTCA 模型表现略优。当高度角一定时, 伪卫星对流层延迟随斜距的增大而增大, 在低高度角下与斜距呈近似线性关系, 而在高高度角下这种关系不再成立。

LTC 模型在低高度角下 RMSE 最小,但在高高度角下表现不佳, RMSE 最大,达到近 0.2 m。其他模型在高高度角下的表现则有所提升, RMSE 降至约 0.08 m, MRTCA 模型精度最高。季节性变化对伪卫星对流层延迟模型的精度也有显著影响,夏季误差较大,而冬季误差较小,可以考虑引入季节性周期项以进一步改进伪卫星对流层延迟模型。

(3) 建立了一套室外的伪卫星系统,基于伪卫星实验场的实测数据深入分析了伪卫星系统的信号质量,并评估了其在复杂环境下的定位性能。通过历元间三次差分方法,发现伪卫星系统的伪距噪声为 2.25 cm,而载波相位噪声为 5.5 mm,显示出伪卫星系统在信号质量方面的优势。此外,伪卫星系统在复杂环境中显著提高了用户接收机的可见卫星数量,降低了周跳率,同时保持了较高的信号强度,平均信噪比达到 52.1 dB,优于 GPS L1 和 BDS B1 信号。尽管伪卫星系统基站间进行了时频同步,但仍存在几十纳秒级别的时间偏差。通过分析基站时间同步偏差的周期特性,发现其在短时间内相对稳定。在未考虑基站时间同步偏差的情况下,伪卫星系统的 SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上存在系统偏差。经过基站时间同步偏差的校正,伪卫星系统的 SPP 定位精度在平面上可达到约 1 m,高程上可达约 3 m。与未校正相比,平面方向精度提高了 21.7%,高程方向提高了 28.9%,三维方向提高了 28.5%。伪卫星 PPP 定位表现出色,其平面 RMSE 为 0.101 m,高程 RMSE 为 0.255 m,三维 RMSE 为 0.275 m。伪卫星 PPP 定位的收敛速度显著快于 GNSS PPP,仅需 14.1 s 即可达到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m。在收敛后,伪卫星 PPP 定位精度进一步提升,平面 RMSE 达到 0.012 m,高程 RMSE 达到 0.036 m,三维 RMSE 达到 0.038 m。针对弱几何构型条件的挑战,提出使用列文伯格-马夸尔特法(Levenberg-Marquardt, LM)迭代算法及导航轨迹约束的方法以提高伪卫星系统定位的鲁棒性和精度。

(4) 探讨了伪卫星与 GNSS 的系统间偏差(inter-system bias, ISB),并评估了复杂环境下伪卫星/GNSS 组合定位的效果。伪卫星和 GPS 之间的 ISB 表现出明显的线性趋势,反映了两接收机之间的同步误差。通过历元间差分方法,成功消除了伪卫星和 GPS 系统间偏差的趋势项。验证了伪卫星系统对低成本 GNSS 接收机的定位增强效果。伪卫星系统的加入显著提升了 GNSS SPP 定位性能,伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位在 N、E、U 三个方向上的精度均有显著提高,平面 RMSE 为 0.646 m,高程 RMSE 为 0.988 m,三维 RMSE 为 1.181 m。与单独使用 GNSS SPP 定位相比,伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位在平面上提高了 37.2%,高程上提高了 37.6%,三维上提高了 37.5%。伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位能够实现平面 RMSE 为 0.019 m,高程 RMSE 为 0.041 m,三维 RMSE 为 0.045 m,显著优于单独使用 GNSS PPP 定位。此外,伪卫星系统的加入显著缩短了 PPP 定位的收敛时间,仅需 4.5 s 即可达到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m。使用更多的伪卫星基站可以进一步提高定位精度和系统的鲁棒性,但超过一

定数量后，精度提升的边际效应递减。伪卫星增强时间的增加也显著提高了 GNSS PPP 定位精度，仅需 16 s 的伪卫星增强即可达到平面和高程的定位误差要求。伪卫星增强结束后，GNSS 独立 PPP 定位误差虽有小幅跳变，但仍能保持收敛。相比全程无伪卫星增强，平面定位精度提高了 94.4%，高程定位精度提高了 90.2%，三维定位精度提高了 91.0%。

关键词：全球导航卫星系统，伪卫星，对流层延迟模型，精密单点定位，组合定位

Abstract

The Global Navigation Satellite System (GNSS) has been widely applied across various fields, providing global users with Positioning, Navigation, and Timing (PNT) services. However, in complex environments such as urban canyons and indoor spaces, the availability and accuracy of GNSS signals are often limited. This has driven the research and development of pseudolite systems. By deploying ground-based or low-altitude base stations to transmit navigation signals, pseudolite systems enhance GNSS services, ensuring more continuous observation periods and higher positioning accuracy. Additionally, in GNSS-denied environments, pseudolite systems can independently provide comprehensive services. Against this backdrop, this paper focuses on key technologies for high-precision positioning using pseudolite systems, including station deployment, refinement of the pseudolite tropospheric delay model, independent pseudolite positioning, and integrated pseudolite/GNSS positioning. The aim is to improve positioning accuracy and reliability in complex environments. The primary research content and innovations of this paper include:

(1) The deployment problem of pseudolite systems is addressed using the Multi-Objective Particle Swarm Optimization (MOPSO) algorithm, with the dual optimization objectives of system signal coverage and geometric configuration to enhance positioning service performance in the target area. A novel line-of-sight-based visibility analysis method is proposed, which directly determines signal coverage without requiring interpolation. The system's geometric configuration is evaluated by calculating the average HDOP of grid points. Using the DEM data of Jiuzhaigou, China, as the experimental basis, the MOPSO algorithm's ability to optimize the geometric distribution of base stations while ensuring signal coverage was verified. Compared to the traditional single-objective Particle Swarm Optimization (PSO) algorithm, the MOPSO algorithm significantly improved system coverage by 49.8% and reduced the average HDOP by 72.4%. Additionally, compared to the commonly used Convex Polyhedral Volume Optimization (CPVO) algorithm, MOPSO improved system signal coverage by approximately 30%. This study provides a reference for the practical deployment of multi-objective pseudolite system base stations.

(2) Using the ERA5 global meteorological reanalysis data, the spatiotemporal characteristics of the cutoff height for pseudolite tropospheric dry and wet delays were analyzed. It was demonstrated that using a uniform cutoff height for tropospheric dry and wet delays at any global location introduces errors into the pseudolite tropospheric delay model. The cutoff height for the tropospheric dry delay was modeled based on longitude, latitude, and day of the year, while the cutoff height for the tropospheric wet delay was averaged annually to generate a gridded product. The proposed gridded product was used to obtain the cutoff heights for pseudolite tropospheric dry and wet

delays via bilinear interpolation. Compared with the original method using fixed empirical values, the refined pseudolite tropospheric delay models (RTCA, MRTCA, Bouska, and Hopfield) reduced RMSE by 17.1%, 25.6%, 23.3%, and 26.1%, respectively. The performance of the refined pseudolite tropospheric delay models was evaluated under different elevation angles at a slant distance of 5000 meters. The pseudolite tropospheric delay decreases with increasing elevation angle. The LTC model, which does not account for altitude, performed significantly worse than other models, with an average RMSE exceeding 0.4 m. In contrast, the RTCA, MRTCA, Bouska, and Hopfield models showed closer performance, with average RMSE around 0.15 m, and the MRTCA model slightly outperformed the others. At a constant elevation angle, the pseudolite tropospheric delay increases with slant distance, exhibiting a near-linear relationship at low elevation angles, which becomes non-linear at higher elevation angles. The LTC model had the smallest RMSE at low elevation angles but performed poorly at high elevation angles, with the RMSE reaching nearly 0.2 m. In contrast, other models showed improved performance at higher elevation angles, with RMSE reduced to approximately 0.08 m, and the MRTCA model showing the highest accuracy. Seasonal variation also significantly impacted the accuracy of pseudolite tropospheric delay models, with larger errors observed in summer and smaller errors in winter. The introduction of a seasonal periodic term could be considered to further improve the pseudolite tropospheric delay models.

(3) Based on field data from pseudolite test areas, a thorough analysis of pseudolite system signal quality was conducted, along with an evaluation of its positioning performance in complex environments. By employing a triple-differencing method between epochs, it was found that the pseudolite system's pseudorange noise was 2.25 cm, and carrier phase noise was 5.5 mm, highlighting the superior signal quality of the system. Additionally, the pseudolite system significantly increased the number of visible satellites for the user's receiver in challenging environments, reduced the cycle slip rate, and maintained strong signal strength with an average SNR of 52.1 dB, which is better than the GPS L1 and BDS B1 signals. Despite time and frequency synchronization between pseudolite stations, there was still a time offset in the tens of nanoseconds. Analyzing the periodic characteristics of this offset showed that it remained relatively stable over short periods. When not correcting for station synchronization biases, systematic errors were observed in the SPP positioning results of the pseudolite system in the N, E, and U directions. After correcting for synchronization biases, the SPP positioning accuracy of the pseudolite system improved, achieving around 1 m in the horizontal direction and approximately 3 m in the vertical direction. Compared to the uncorrected results, horizontal accuracy improved by 21.7%, vertical accuracy by 28.9%, and 3D accuracy by 28.5%. The pseudolite system also performed well in PPP positioning, achieving a horizontal RMSE of 0.101 m, a vertical RMSE of 0.255 m, and a 3D RMSE of 0.275 m. The

convergence speed of pseudolite PPP positioning was significantly faster than that of GNSS PPP, requiring only 14.1 seconds to reach a horizontal error of less than 0.1 m and a vertical error of less than 0.2 m. After convergence, the pseudolite PPP positioning accuracy further improved, with a horizontal RMSE of 0.012 m, a vertical RMSE of 0.036 m, and a 3D RMSE of 0.038 m. To address the challenge of weak geometric conditions, the Levenberg Marquardt (LM) iteration and navigation trajectory constraints algorithm was proposed to improve the robustness and accuracy of the pseudolite system positioning.

(4) The inter-system bias (ISB) between pseudolite and GNSS systems was explored, and the performance of pseudolite/GNSS combined positioning in complex environments was evaluated. A clear linear trend was observed in the ISB between pseudolite and GPS, reflecting synchronization errors between the two receivers. Through epoch differencing, the trend component of the pseudolite/GPS ISB was successfully eliminated. The enhancement effect of the pseudolite system on the positioning performance of low-cost GNSS receivers has been validated. The integration of the pseudolite system significantly improved GNSS SPP performance, with the pseudolite/GNSS combined SPP showing substantial accuracy improvements in the N, E, and U directions, achieving a horizontal RMSE of 0.646 m, a vertical RMSE of 0.988 m, and a 3D RMSE of 1.181 m. Compared to standalone GNSS SPP positioning, the pseudolite/GNSS combined SPP improved horizontal accuracy by 37.2%, vertical accuracy by 37.6%, and 3D accuracy by 37.5%. The pseudolite/GNSS combined PPP achieved a horizontal RMSE of 0.019 m, a vertical RMSE of 0.041 m, and a 3D RMSE of 0.045 m, significantly outperforming standalone GNSS PPP. Additionally, the inclusion of pseudolite data substantially shortened the PPP convergence time, requiring only 4.5 seconds to reach a horizontal error of less than 0.1 m and a vertical error of less than 0.2 m. Using more pseudolite stations can further improve positioning accuracy and system robustness, although the marginal benefit decreases beyond a certain number. The increase in pseudolite enhancement time also significantly improved GNSS PPP positioning accuracy, requiring only 16 seconds of enhancement to meet horizontal and vertical error requirements. After the pseudolite enhancement ended, GNSS-only PPP showed a slight error jump but maintained convergence. Compared to no pseudolite enhancement, horizontal positioning accuracy improved by 94.4%, vertical accuracy by 90.2%, and 3D accuracy by 91.0%.

Key Words: GNSS, Pseudolite, Tropospheric Delay Model, PPP, Integrated Positioning

目 录

第 1 章 绪论.....	1
1.1 研究背景与意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	4
1.2.1 GNSS 系统概述.....	4
1.2.2 伪卫星系统概述.....	12
1.3 研究内容与章节安排.....	15
1.4 本章小结.....	17
第 2 章 伪卫星/GNSS 高精度定位基础理论.....	19
2.1 时空系统.....	19
2.1.1 时间系统.....	19
2.1.2 空间系统.....	23
2.2 观测模型及随机模型.....	26
2.2.1 观测模型.....	26
2.2.2 观测值组合.....	27
2.2.3 随机模型.....	29
2.3 误差源及改正方法.....	30
2.3.1 卫星端误差.....	30
2.3.2 传播路径误差.....	34
2.3.3 接收机端误差.....	35
2.4 数据预处理.....	37
2.4.1 伪距观测值粗差探测.....	37
2.4.2 相位观测值周跳探测.....	38
2.5 参数估计方法.....	40
2.5.1 最小二乘估计.....	40
2.5.2 Kalman 滤波.....	40
2.6 本章小结.....	41
第 3 章 伪卫星系统布站方法研究.....	43
3.1 伪卫星布站相关技术.....	43
3.1.1 可视域分析.....	43
3.1.2 精度因子分析.....	47
3.2 基于多目标粒子群优化算法的伪卫星布站方法.....	48

3.2.1 多目标伪卫星布站的数学模型.....	48
3.2.2 多目标粒子群算法的实现.....	48
3.3 仿真实验分析.....	50
3.3.1 MOPSO 算法和传统 PSO 算法的对比	50
3.3.2 MOPSO 算法和凸多面体体积优化算法的对比.....	53
3.4 本章小结.....	54
第 4 章 伪卫星对流层延迟模型精化及其性能评估	55
4.1 伪卫星对流层延迟模型精化及评估方法.....	55
4.1.1 常用的伪卫星对流层延迟模型.....	55
4.1.2 伪卫星对流层延迟模型的精化.....	57
4.1.3 实验数据与评估方法.....	59
4.2 精化的伪卫星对流层延迟模型特性分析.....	61
4.2.1 伪卫星对流层延迟模型精化的评估.....	62
4.2.2 精化后的伪卫星对流层延迟模型的性能分析.....	65
4.3 本章小结.....	69
第 5 章 基于基站时间同步偏差改正的伪卫星定位算法研究	73
5.1 伪卫星基站时间同步偏差改正.....	73
5.2 伪卫星定位性能分析.....	74
5.2.1 实验概述.....	74
5.2.2 数据质量分析.....	77
5.2.3 定位性能分析.....	84
5.3 弱几何构型条件下的伪卫星定位.....	89
5.3.1 基于 LM 迭代的伪卫星定位算法.....	89
5.3.2 基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法.....	94
5.4 本章小结.....	97
第 6 章 顾及系统间偏差的伪卫星/GNSS 组合定位算法研究.....	99
6.1 伪卫星/GNSS 组合定位观测模型	99
6.2 伪卫星/GNSS 组合系统时空同步	100
6.2.1 时间同步.....	101
6.2.2 空间同步.....	102
6.3 实验验证与分析.....	103
6.3.1 伪卫星/GNSS 组合定位系统间偏差分析	103
6.3.2 伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位性能分析.....	105
6.3.3 伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位性能分析.....	107
6.4 本章小结.....	114

第 7 章 总结与展望	117
7.1 本文主要创新点与结论.....	117
7.2 下一步研究方向.....	119
参考文献.....	121
致谢.....	131
作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与其他相关学术成果	133

图目录

图 1-1 伪卫星系统示意图	3
图 1-2 复杂环境伪卫星增强 GNSS 示意图	4
图 1-3 GPS 卫星运行轨迹图(中国卫星导航系统管理办公室, 2024a)	5
图 1-4 GLONASS 卫星发展历程 (GLONASS Applied Consumer Center, 2024)	7
图 1-5 Galileo 系统架构 (European Space Agency, 2024)	8
图 1-6 BDS 系统服务类型对比图 (中国卫星导航系统管理办公室, 2024b)	10
图 1-7 IRNSS 系统信号覆盖范围	11
图 1-8 QZSS 卫星运行轨迹	12
图 1-9 Locata 系统时间同步与组网模式	14
图 1-10 矩阵电子地基增强试验场	15
图 1-11 主要研究内容结构示意图	17
图 2-1 恒星日和太阳日的关系	20
图 2-2 国家授时中心主钟	22
图 2-3 不同时间系统的关系	23
图 2-4 伪卫星基站时间同步误差对定位的影响	31
图 3-1 基于视线的可视域分析的算法 (左) 和遮挡判断示意图 (右)	43
图 3-2 DEM 格网划分示意图	44
图 3-3 N 方向目标点的示意图	45
图 3-4 N-NE 扇形区域目标点的示意图	45
图 3-5 基于参考平面的可视判断	47
图 3-6 MOPSO 算法流程图	50
图 3-7 方案 2 (左) 和方案 3 (右) 优化下的收敛过程	51
图 3-8 三种方案下的覆盖范围和基站数量的关系	52

图 3-9 三种方案下平均 HDOP 和基站数量的关系	52
图 3-10 CPVO 和 MOPSO 算法的结果比较	53
图 4-1 不同季节干延迟截止高度的分布图	58
图 4-2 不同季节湿延迟截止高度的分布图	59
图 4-3 全球范围所选机场的分布图	60
图 4-4 NWM 射线追踪单差法的示意图	61
图 4-5 干延迟截止高度拟合效果图	62
图 4-6 一年和三年格网产品拟合伪卫星对流层截止高度的比较	63
图 4-7 一年和三年格网产品估计伪卫星对流层延迟的比较	64
图 4-8 精化前后不同对流层延迟模型的误差	64
图 4-9 精化后的伪卫星对流层延迟随高度角变化的特性	66
图 4-10 精化后的伪卫星对流层延迟随斜距变化的特性 (高度角 5°)	67
图 4-11 精化后的伪卫星对流层延迟随斜距变化的特性 (高度角 80°)	68
图 4-12 不同月份精化后的伪卫星对流层延迟误差	69
图 5-1 伪卫星系统实验场示意图	75
图 5-2 伪卫星基站示意图	76
图 5-3 主控站监控页面示意图	76
图 5-4 伪卫星用户端设备示意图	77
图 5-5 伪卫星伪距噪声时间序列图	78
图 5-6 GPS 伪距噪声时间序列图	79
图 5-7 伪卫星载波相位噪声时间序列图	80
图 5-8 GPS 载波相位噪声时间序列图	81
图 5-9 可见星数量时间序列图	82
图 5-10 周跳数量时间序列图	83
图 5-11 信噪比时间序列图	84
图 5-12 基站时间同步偏差示意图	85
图 5-13 不改正基站时间同步偏差的伪卫星 SPP 定位精度	86

图 5-14 改正基站时间同步偏差的伪卫星 SPP 定位精度	87
图 5-15 伪卫星 PPP 定位精度	88
图 5-16 伪卫星 PPP 收敛后的误差分布直方图	89
图 5-17 LM 迭代的计算流程图	92
图 5-18 伪卫星基站布局示意图	93
图 5-19 相同条件下 GN 迭代和 LM 迭代的收敛结果对比图	94
图 5-20 弱几何构型伪卫星系统典型应用场景示意图	95
图 5-21 隧道伪卫星系统定位结果平面示意图	96
图 6-1 伪卫星/GNSS 组合系统示意图	101
图 6-2 伪卫星/GNSS 时间同步示意图	102
图 6-3 GPS/BDS ISB 时间序列图	104
图 6-4 GPS/PS ISB 时间序列图	104
图 6-5 GPS/PS ISB 历元间差分时间序列图	105
图 6-6 GNSS 和 GNSS/PS 组合 SPP 定位误差对比的时间序列图 ...	106
图 6-7 不同系统 SPP 定位误差对比图	107
图 6-8 GNSS 和 GNSS/PS 组合 PPP 定位误差对比时间序列图	109
图 6-9 不同系统 PPP 定位误差对比图	110
图 6-10 伪卫星数量对增强 GNSS PPP 定位结果的影响	111
图 6-11 伪卫星增强时间对 GNSS PPP 定位的影响	113
图 6-12 伪卫星增强后 GNSS PPP 定位效果	113

表目录

表 2-1 常见的时间系统	19
表 3-1 四种方案下伪卫星基站数量、信号覆盖率和平均 HDOP	51
表 3-2 CPVO 和 MOPSO 算法结果的比较	54
表 5-1 使用不同随机模型伪卫星 SPP 定位精度对比	87
表 6-1 伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位处理策略	107
表 6-2 伪卫星数量对 GNSS PPP 定位提高效果的对比	111

第 1 章 绪论

1.1 研究背景与意义

全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 作为一项关键性基础设施, 为全球用户提供了定位、导航和授时 (Positioning, Navigation and Timing, PNT) 服务, 极大地改变了人类的生产、生活方式, 推动了科技进步和经济发展 (杨元喜, 2016, 2018; 杨元喜 等, 2021, 2023)。

GNSS 的出现和普及彻底变革了人们获取时间和位置信息的方式。过去, 获取精确的地理位置和时间信息需要借助繁琐的工具和大量的时间, 而 GNSS 的引入使这一过程变得简单、即时且精确。如今, GNSS 的服务已经成为日常生活中不可或缺的一部分, 无论是个人导航, 还是精密科学研究和军事行动, 都离不开它的支持 (谭述森, 2008; 宁津生 等, 2013)。GNSS 凭借其高精度、低成本、全天候可用性和高可靠性, 广泛应用于多个领域, 显著提高了各行业的工作效率和科学研究的精确度。

作为信息时代的基础设施, GNSS 不仅为日常生活提供便利, 其在科学研究中的应用更是推动了多个学科的发展。GNSS 技术在大地测量、地震监测、大气反演、精密授时和地球参考框架建设等领域的广泛应用, 极大地推动了地球科学的发展 (Bevis et al., 1992; Tavella & Petit, 2020; Ruhl et al., 2017; Li et al., 2015; Altamimi et al., 2016)。科学家通过 GNSS 能够精确测量地球的形状和动态变化, 监测地震活动, 分析大气现象, 并为全球时间同步提供精确的标准。GNSS 技术为这些领域提供了前所未有的精度和海量数据支持, 使得许多过去难以实现的研究如今成为可能。

全球导航卫星系统的发展历程可以追溯到 20 世纪 60 年代末, 其最初目的是为了军事需求, 但随着技术的进步和全球化的发展, GNSS 迅速扩展到民用领域。最早的 GNSS 系统是美国的全局定位系统 (Global Position System, GPS), 其成功部署和应用奠定了现代导航技术的基础。随后, 俄罗斯的格洛纳斯导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GLONASS)、欧盟的伽利略导航卫星系统 (Galileo Navigation Satellite System, Galileo) 以及中国的北斗卫星导航系统 (Beidou Satellite Navigation System, BDS) 相继投入运行, 形成了多国、多系统、多频点并存的全球导航卫星系统格局 (Farrell J, 2008; Ivanov N & Salischev V, 1992; Falcone et al., 2017; Yang et al., 2018)。

GNSS 的发展经历了多个阶段, 从早期的单频、单系统定位, 逐步发展到多频、多系统融合的高精度定位。最初的 GNSS 定位主要依赖单频的卫星信号, 由于受到电离层 (Hernández-Pajares et al., 2011)、对流层 (Guerova G et al., 2016)

以及多路径效应 (Xie P & Petovello M G, 2014) 等因素的影响, 定位精度较低。精密单点定位 (Precise Point Positioning, PPP) 和实时动态差分定位 (Real-Time Kinematic, RTK) 技术的出现为 GNSS 带来了革命性的变化。这两种技术不仅显著提升了 GNSS 的定位精度, 还扩大了其应用范围, 推动了多个领域的技术进步和创新。PPP 技术通过使用精确的卫星轨道、卫星钟差和大气模型, 能够在全球范围内实现厘米级甚至更高的定位精度。PPP 的最大优势在于其全球可用性。由于 PPP 不依赖地面基准站, 仅需一台 GNSS 接收机即可获得高精度定位, 因此特别适合在广阔区域或地面基准站无法覆盖的地方使用, 如海洋、沙漠、极地等偏远地区。PPP 的这一特性大大扩展了 GNSS 在全球范围内的应用潜力, 使得高精度定位服务可以覆盖更广泛的用户群体 (张小红 等, 2017; 周锋, 2020; 祝会忠 等, 2020)。RTK 技术则以其高实时性和厘米级精度, 为 GNSS 的实时高精度应用提供了坚实的基础。RTK 通过利用基准站和用户接收机之间的差分改正数据, 能够在短时间内提供高精度的定位结果, 极大地提升了 GNSS 的即时性和实用性。此外, 随着卫星数量的增加和多系统并行运行, GNSS 的覆盖范围和服务可用性也得到了大幅提升 (祝会忠 等, 2014; 柯福阳 等, 2009; Leandro R et al., 2011)。

尽管 GNSS 取得了显著的发展和广泛的应用, 但其作为天基无线电导航系统, 在实际使用中仍然面临一些关键问题: 首先, 信号易受干扰是 GNSS 的主要问题之一 (胡绪健 等, 2013)。GNSS 信号由于从卫星端传输至地面端的距离遥远, 在传输过程中信号极为微弱, 容易受到地面电子设备、电磁波等的干扰。此外, 恶意干扰 (如 GNSS 信号干扰器) 和欺骗 (如 GNSS 欺骗攻击) 也对 GNSS 的安全性构成了严重威胁, 特别是在对安全性要求极高的军事、航空航天和无人驾驶等领域, GNSS 信号的干扰和欺骗可能带来灾难性的后果 (郑辉根 等, 2020; 吴涛 等, 2023)。其次, GNSS 在复杂环境中的定位性能受到显著限制。在城市高楼林立的“城市峡谷”环境中, 卫星信号经常被建筑物阻挡或反射, 导致多路径效应和信号遮挡问题。这不仅使得信号质量下降, 还可能导致定位误差大幅增加。在室内环境中, 由于建筑物对卫星信号的严重衰减, GNSS 信号几乎无法接收, 从而使得 GNSS 在室内环境中几乎失去作用。在森林、山区等自然环境中, 树木、山体等地形特征也对 GNSS 信号的传播和接收造成了挑战。此外, GNSS 的精度和可靠性在极端气象条件下也会受到影响。电离层和对流层的异常变化, 特别是在强太阳活动或雷暴天气等条件下, 会导致定位精度显著降低, 可靠性也受到考验 (Ioannides et al., 2016; Falletti et al., 2018; Zidan et al., 2020)。

针对于 GNSS 的问题, 各种星基增强系统 (Satellite-Based Augmentation System, SBAS) 和地基增强系统 (Ground-Based Augmentation System, GBAS) 被广泛研究 (Dixon K, 2006; Sabatini R et al., 2016; Lipp et al., 2005; Guerova G et al., 2016)。地基伪卫星 (又称为类星, Pseudolite) 导航系统是其中的一项重要技术

手段。地基伪卫星系统的组成与 GNSS 相似，主要包含：基站、监测站、用户站等（如图 1-1 所示）。可以将该系统视作把 GNSS 卫星的功能移至地面，因此伪卫星系统的工作原理也与 GNSS 相似，基站发送导航信号，用户端通过接收导航信号计算两者之间的距离。由于接收机钟差的存在，因此用户端需要接收到至少四个基站的导航信号来实现定位（Stone et al., 1999）。

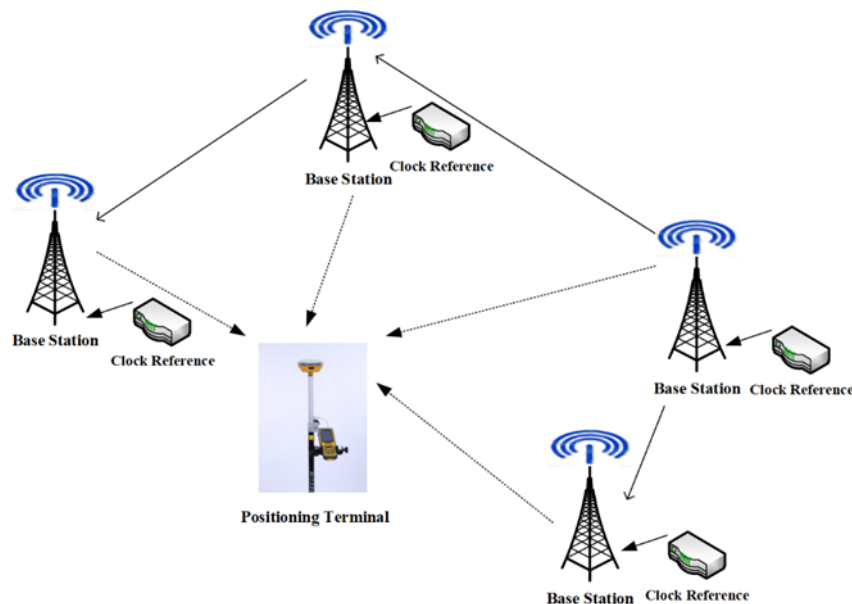


图 1-1 伪卫星系统示意图

Figure 1-1 Schematic diagram of the pseudolite system

一方面，伪卫星系统作为 GNSS 的增强系统，可以通过以下几个关键方面增强 GNSS 服务的性能：

（1）扩展系统覆盖率与增加用户有效观测时段：尽管 GNSS 可以为全球用户提供 PNT 服务，但在特定区域和时段，用户可能会面临可见星不足的问题，从而影响定位精度或导致定位失败。如图 1-2 所示，伪卫星系统可以有效扩展 GNSS 的覆盖范围，尤其是在卫星信号受限的区域，确保了更连续的观测时段（赵娜 等, 2014）。

（2）提升定位精度：定位精度受测量误差和卫星的几何构型影响。通过在关键区域合理部署伪卫星基站，可以在平面和高程方向优化 GNSS 的几何构型，从而在目标区域内提升用户定位的精度（毛悦和孙付平, 2006）。

（3）加速定位收敛：与 GNSS 卫星相比，伪卫星基站与用户接收机之间的距离较短，这减少了动态定位过程中观测数据的相关性，加快了载波相位测量中模糊度的收敛，从而提高定位求解的速度（朱祥维 等, 2016）。

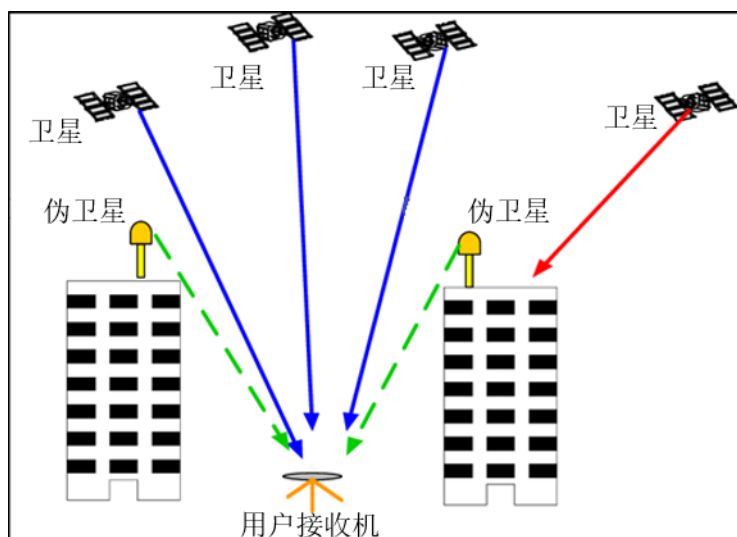


图 1-2 复杂环境伪卫星增强 GNSS 示意图

Figure 1-2 Schematic diagram of pseudolite enhanced GNSS in complex environments

另一方面，在复杂环境如室内、隧道和地下停车场中，GNSS 信号可能完全被遮挡，或者在特殊情况下无法使用时，伪卫星系统可以作为备用，独立提供 PNT 服务。通过在关键目标区域灵活科学地布设伪卫星基站，确保基站之间形成最优几何构型，从而实现高精度定位。此外，伪卫星系统成本较低且更具灵活性，能够适应于多种复杂场景（岳晓奎 等, 2005; 黄声享 等, 2006）。

综上所述，伪卫星系统可以作为增强系统，提高复杂环境下 GNSS 的定位精度和稳健性。在 GNSS 不可用的情况下，伪卫星系统还可以独立提供高精度的综合 PNT 服务。然而，伪卫星系统仍有一些关键技术影响其服务性能，需要进一步研究。此外，作为一种相对较新的定位技术，伪卫星系统还缺乏与其他导航系统充分的实验融合。因此，无论在科学研究还是工程应用方面，对伪卫星高精度定位关键技术研究都具有重要意义。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 GNSS 系统概述

1.2.1.1 GPS

GPS 是最早的全球卫星定位系统，其历史可以追溯到 20 世纪 60 年代。当时，美国国防部出于军事需求，开始探索一种能够在全世界范围内提供精确定位的系统(Yunck et al., 2000)。最早的尝试是美国海军的子午仪卫星定位系统(Transit)，该系统于 1960 年投入使用，但由于卫星数量有限，Transit 系统的精度和全球覆盖能力都存在显著不足。这种系统主要依赖于多普勒效应，通过测量卫星信号的频率变化来计算用户的位置。尽管 Transit 在当时是一个重大进步，但它的局限

性促使美国军方开始寻求更加先进和可靠的解决方案（Stansell T A, 1971; Black, 1990）。

1973 年，美国军方正式启动了“导航卫星定时与测距系统”（Navigation System with Timing and Ranging, NAVSTAR），这就是今天所知的 GPS 系统的前身。NAVSTAR 项目旨在提供一种能够满足军事需求的全球导航系统，能够在任何时间、任何地点为用户提供准确的位置、速度和时间信息（Parkinson & Gilbert, 1983; Heuerman & Serms, 1983; Betz, 2020）。1978 年，第一颗 GPS 实验卫星成功发射，这标志着 GPS 系统进入了初步部署阶段。经过多年的测试和技术改进，GPS 系统的性能得到了不断提升。到了 20 世纪 80 年代，更多的卫星被陆续发射，GPS 的覆盖范围逐渐扩大，系统开始具备初步的全球定位能力。然而，GPS 系统在早期阶段仍主要服务于美国军方，并未对公众开放使用。1993 年，随着第 24 颗 GPS 卫星的成功部署，GPS 系统正式具备了全球覆盖和全天候服务能力。这一里程碑标志着 GPS 系统从军事应用扩展到民用领域，成为全球用户可以广泛使用的导航工具。GPS 的全球覆盖性和高精度定位能力迅速使其在商业、民用和科学研究领域获得了广泛应用。2000 年，美国政府停止了对民用信号的选择性可用性限制（Selective Availability, SA），这一举措显著提高了民用用户的定位精度，使得 GPS 的应用范围更加广泛（Kremer et al., 1990; Braasch et al., 1994; Liu, 2002）。

进入 21 世纪，GPS 系统继续经历现代化升级，以应对日益增长的需求和技术挑战。GPS III 卫星的研发和部署就是其中一个重要阶段。相比于早期卫星，GPS III 具备更高的信号精度、更强的抗干扰能力，以及更长的使用寿命。这些升级使得 GPS 系统不仅在全球定位精度上有所提高，还增强了其在军事和民用领域的可靠性。

图 1-3 展示了 GPS 卫星运行轨迹。

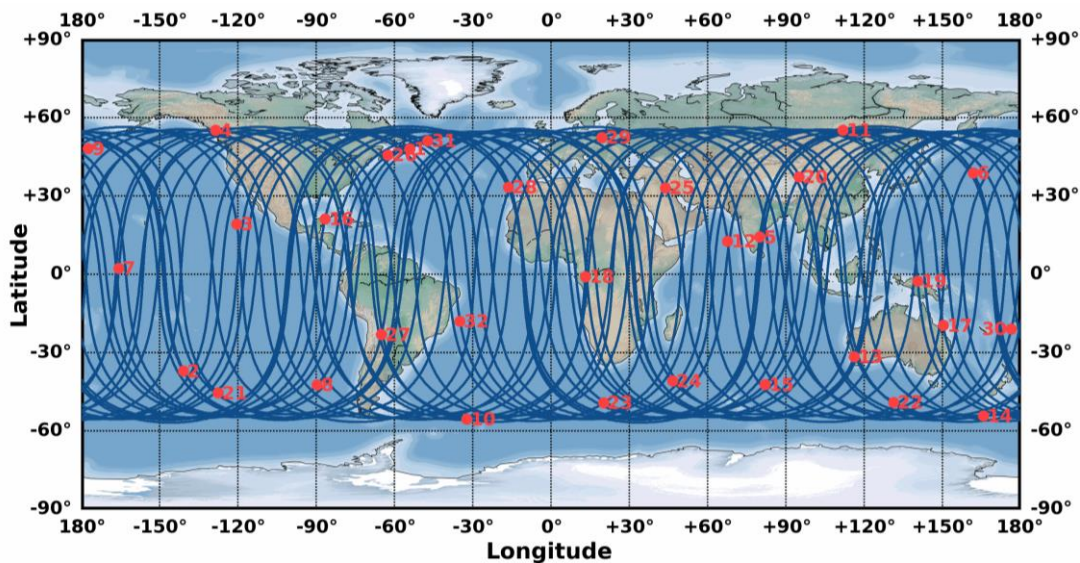


图 1-3 GPS 卫星运行轨迹图（中国卫星导航系统管理办公室，2024a）

Figure 1-3 GPS satellite trajectory diagram

GPS 系统由三个主要部分组成：空间段、控制段和用户段。首先，空间段是 GPS 系统的核心部分，由至少 24 颗卫星组成，这些卫星分布在六个轨道平面上，围绕地球运行（Lee et al., 2024）。每颗卫星都携带原子钟，确保时间信息的精确传输。这些卫星不断向地球发送信号，提供其位置和时间数据。其次，控制段是地面部分，负责管理和维护 GPS 卫星的正常运行。它包括全球的监控站、主控站和注入站。监控站用于跟踪卫星并收集数据，主控站则负责处理这些数据，并向卫星发送调整指令，以保持其轨道和时间的精确。注入站负责向卫星上传最新的轨道和时间信息，确保卫星信号的准确性。最后，用户段是由全球的 GPS 接收机组成的，广泛应用于各种设备和领域。接收机获取至少四颗 GPS 卫星信号，并利用这些信号进行计算，从而得出用户的精确位置、速度和时间信息（Li et al., 2024）。GPS 接收机已经广泛应用于个人导航设备、智能手机、汽车导航系统、航空航天设备以及科学研究中，为全球用户提供了高精度的 PNT 服务。

1.2.1.2 GLONASS

GLONASS 系统是由俄罗斯开发的全球导航卫星系统。与美国的 GPS 系统相类似，GLONASS 的研发始于 20 世纪 70 年代，最初是为了满足苏联军方的需求，用于提供精确的定位和导航服务。GLONASS 系统的发展经历了多个阶段，特别是在 20 世纪 90 年代，随着苏联解体和经济困难，GLONASS 的建设和维护一度陷入停滞。然而，在 21 世纪初，俄罗斯政府重新投入大量资源，恢复和升级了 GLONASS 系统，使其成为一个现代化的全球导航系统。如今，GLONASS 与其他全球导航卫星系统一起，成为全球定位和导航服务的重要组成部分。

GLONASS 与其他全球导航卫星系统最显著的技术区别之一在于其采用了频分多址（Frequency Division Multiple Access, FDMA）技术。具体来说，每一颗 GLONASS 卫星都使用不同的载波频率来发送信号，这使得同一时刻在轨运行的所有卫星都能够不同的频率上同时传输数据。FDMA 设计在早期卫星导航技术中有其独特的优势。首先，由于每颗卫星的信号在不同频率上传输，接收机可以较为容易地区分和解码来自不同卫星的信号，这在设计早期的导航接收机时非常有利。其次，通过在不同频率上传输信号，GLONASS 减少了卫星间的信号干扰，这对提高信号的可靠性和稳定性具有积极作用（Karutin et al., 2020）。

然而，FDMA 技术在导航系统中的应用也存在一些挑战和限制。首先，由于每颗卫星占用不同的频率资源，整个系统需要较宽的频谱带宽，这在频谱资源日益紧张的情况下可能导致资源分配的困难。其次，接收机需要能够在较宽的频率范围内接收和处理信号，这增加了接收设备的复杂性和成本。此外，FDMA 系统在抗干扰能力上相对较弱，影响了整体的定位性能。

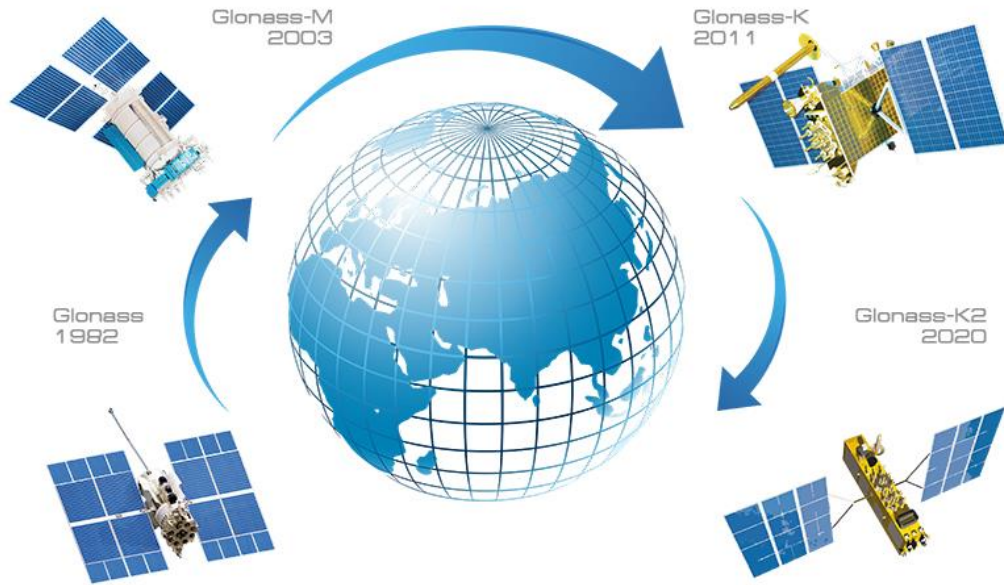


图 1-4 GLONASS 卫星发展历程 (GLONASS Applied Consumer Center, 2024)

Figure 1-4 Development history of GLONASS satellites

鉴于上述原因, GLONASS 系统在现代化升级过程中也逐步引入了 CDMA 信号 (图 1-4)。新一代的 GLONASS-K 卫星开始同时发射 FDMA 和 CDMA 信号, 以提高系统的兼容性和性能 (Steigenberger & Montenbruck, 2024; Thoelet et al., 2024)。这种双模式信号设计使得 GLONASS 能够更好地与其他导航系统协同工作, 提供更高精度和更可靠的定位服务。同时, 全球导航接收机的设计也越来越多地支持多频多系统的联合使用, 从而有效解决了由于 FDMA 带来的接收复杂性问题。

1.2.1.3 Galileo

Galileo 系统是由欧盟主导开发的全球导航卫星系统, 旨在为全球用户提供高精度、高可靠的定位授时服务。与 GPS 系统和 GLONASS 系统不同, Galileo 系统的设计和发展始终以民用为主导, 避免了军事控制的限制, 确保其服务对全球用户的开放性和透明性。Galileo 系统的开发不仅是欧洲在导航领域取得自主权的重要举措, 也标志着全球卫星导航技术的多元化发展。

20 世纪 90 年代初, 随着全球对导航系统需求的增加, 欧洲国家意识到依赖美国的 GPS 和俄罗斯的 GLONASS 系统存在一定的风险和局限。因此, 欧盟决定开发自己的全球卫星导航系统, 以确保在关键技术领域的自主权 and 安全性。

Galileo 系统的构思在 1994 年首次被提出, 随后, 欧盟成员国逐步达成共识, 决定推进这一宏大的项目。1999 年, Galileo 计划正式启动, 由欧盟委员会和欧洲空间局 (ESA) 共同主导。项目初期的任务集中在系统设计需求的确定、技术规范的制定以及业务模式的开发, 这一时期奠定了 Galileo 系统的基础架构。

2003 年, Galileo 联合项目办公室 (GJU) 成立, 专门负责该系统的设计和部

署。2005 年 12 月 28 日, Galileo 的第一颗实验卫星 GIOVE-A 成功发射, 这标志着项目进入了关键的实施阶段。GIOVE-A 的发射主要目的是验证关键技术, 确保信号频谱的分配, 以及测试卫星平台和有效载荷的性能。

Galileo 系统的部署从 2006 年开始, 逐步发射了更多的卫星并完成了地面基础设施的建设。然而, 项目的推进并非一帆风顺, 面临着技术挑战、预算超支以及国际合作中的复杂性。尽管如此, Galileo 系统在 2011 年实现了首批工作卫星的发射, 迈出了重要的一步。2016 年 12 月, Galileo 系统正式开始提供初步服务, 意味着其已经能够为用户提供定位、导航和授时服务。

随着时间的推移, Galileo 系统的卫星数量逐渐增加, 地面基础设施进一步完善。目前, Galileo 系统的覆盖范围和服务质量已达到较高水平, 其信号精度和多系统兼容性进一步提升了全球用户的定位精度。Galileo 系统的多频段信号(包括 E1、E5、E6 频段)使其具有较强的抗干扰能力和多路径抑制能力, 进一步增强了系统的可靠性和可用性。

图 1-5 展示了 Galileo 系统架构。

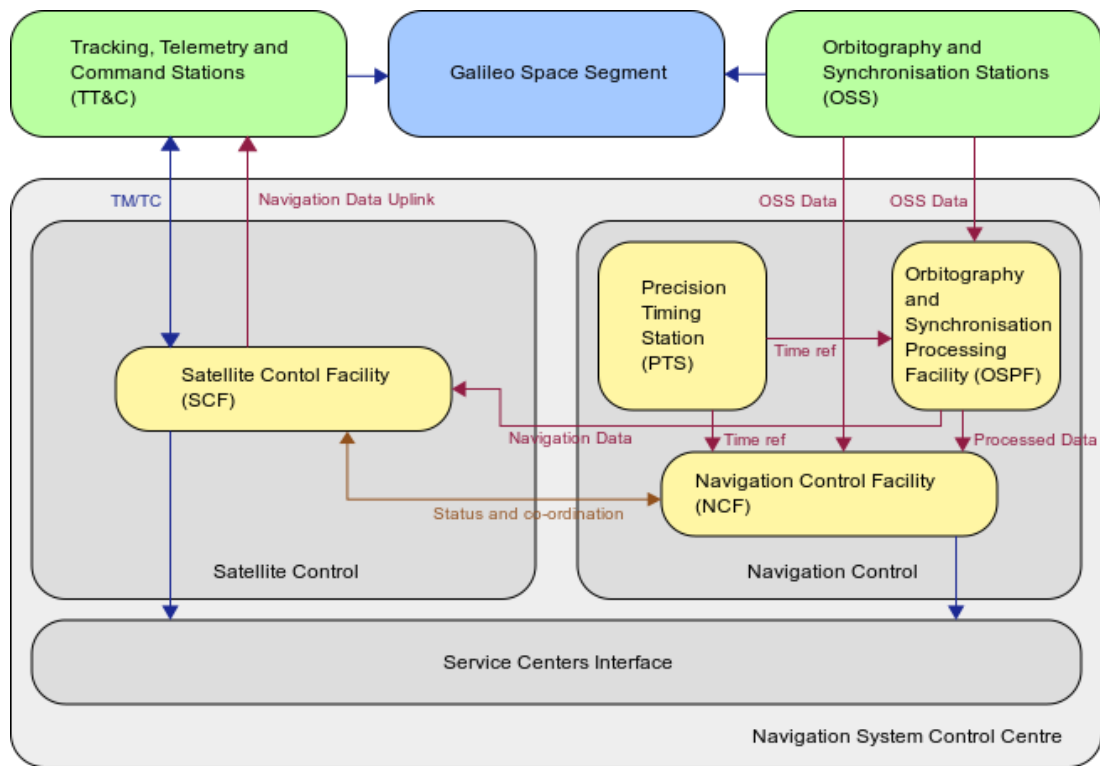


图 1-5 Galileo 系统架构 (European Space Agency, 2024)

Figure 1-5 Galileo system architecture

Galileo 系统提供的服务包括公开服务 (OS)、高精度服务 (HAS)、公共特许服务 (PRS)、生命安全服务 (SoLS) 以及搜救服务 (SAR) (Fernandez-Hernandez et al., 2022)。其中, HAS 能够提供分米级甚至厘米级的定位精度, 适用于需要

高精度定位的应用 (Naciri et al., 2023)。后面三种服务是 Galileo 系统的特色服务。PRS 服务是一种面向政府和授权用户的加密定位服务, 具有高抗干扰性和高可靠性, 专为国防、安全和紧急服务等领域设计 (Rügamer et al., 2020)。SoLS 服务提供了实时的信息, 使用户能够及时了解 Galileo 系统的工作状态和可能的故障情况, 从而确保在关键任务中能够做出正确的导航决策。这项服务特别重要于航空导航和海洋导航中, 能为这些领域提供必要的保障 (Galluzzo et al., 2020)。Galileo 系统还集成了搜救服务, 这是其对国际搜救服务的贡献部分 (Rolla et al., 2021)。SAR 服务能够快速接收遇险信号, 并将其位置传递给救援中心, 同时 Galileo 系统还具有反向链路功能, 能够向遇险者发送确认信息, 告知他们求救信号已被接收。这项服务大大缩短了搜救响应时间, 提高了海洋、山地等高危区域的搜救效率 (Martini et al., 2024)。

1.2.1.4 BDS

BDS 系统是中国自主建设的全球卫星导航系统。BDS 系统发展历程是按照“三步走”战略推进的, 逐步从区域导航系统扩展为全球性系统, 逐步增强了系统的功能和服务范围。

第一步是北斗一号系统的建设, 这一阶段始于 20 世纪 90 年代末, 并在 2000 年正式开始提供服务。北斗一号系统采用了有源定位的方式。这一系统主要服务于中国及周边地区, 具有定位和短报文通信两项主要功能。在这一阶段, 北斗系统实现了中国自主导航的初步目标, 为后续发展奠定了基础。

第二步是北斗二号系统的建设, 这一阶段从 2004 年开始, 目标是在亚太地区提供无源定位服务。北斗二号系统于 2012 年正式投入使用。相较于北斗一号, 北斗二号具有更高的定位精度和更广泛的覆盖范围, 能够在亚太地区提供全天候的 PNT 服务。此外, 北斗二号继续保留短报文通信功能, 并新增了区域增强服务。这一阶段标志着北斗系统从区域覆盖迈向全球服务的关键转折。

第三步是北斗三号系统的建设, 这是北斗系统的全球化发展阶段。北斗三号系统从 2009 年开始规划, 目标是在全球范围内提供高精度的导航服务。北斗三号系统采用了包括地球静止轨道 (GEO)、倾斜地球同步轨道 (IGSO) 和中圆地球轨道 (MEO) 在内的多轨道卫星组网方式, 形成了全球覆盖的导航网络。2020 年, 北斗三号系统正式宣告建成并开始全球服务。这一系统不仅提供全球范围内的高精度 PNT 服务, 还包括星基增强服务 (SBAS)、国际搜救服务和全球短报文通信等多种特色功能。北斗三号系统的建成, 标志着中国在全球卫星导航领域实现了从区域到全球的全面覆盖, 为全球用户提供了多样化的导航服务选择 (Zhang et al., 2020; Geng et al., 2022; Song et al., 2023)。

图 1-6 展示了 BDS 系统不同服务类型的对比。

服务类型		信号频点	卫星
基本导航服务		B1I、B1C、B2a、B2b、B3I	3IGSO+24MEO
		B1I、B3I	3GEO
星基增强服务		BDSBAS-B1C	3GEO
		BDSBAS-B2a	
短报文通信服务	区域	L（上行），S（下行）	3GEO
	全球	L（上行）	14MEO
		B2b（下行）	3IGSO+24MEO
国际搜救服务		UHF（上行）	6MEO
		B2b（下行）	3IGSO+24MEO
精密定位服务		B2b	3GEO
地基增强服务		移动通信实时播发、互联网事后下载	移动通信实时播发、互联网事后下载

图 1-6 BDS 系统服务类型对比图（中国卫星导航系统管理办公室, 2024b）

Figure 1-6 Comparison diagram of BDS system service types

1.2.1.5 区域卫星导航系统

除了上文介绍的 4 个全球卫星导航系统，还有一类为特定地区或国家提供 PNT 服务的区域卫星导航系统，如印度区域导航卫星系统（Indian Regional Navigation Satellite System, IRNSS）和日本的准天顶卫星系统（Quasi-Zenith Satellite System, QZSS）。与全球卫星导航系统不同，区域卫星导航系统的覆盖范围较为有限，通常只覆盖某个国家、特定区域或洲际范围。尽管覆盖范围较小，但区域卫星导航系统的设计和性能往往针对特定区域需求进行了优化，能够在该区域内提供更高的定位精度、更快的响应速度以及更强的信号稳定性。

（1）IRNSS

印度区域导航卫星系统（IRNSS），也称为 NavIC（Navigation with Indian Constellation），该系统由印度空间研究组织（ISRO）主导开发的一种区域卫星导航系统，其目标是提高印度在卫星导航领域的自主能力，并满足国内日益增长的导航需求（Rao, 2020）。

IRNSS 系统包括七颗卫星：三颗地球静止轨道（GEO）卫星和四颗倾斜地球同步轨道（IGSO）卫星。这种配置能够为印度及其邻近区域（印度周边 1500 km 内）提供全面覆盖。地球静止轨道卫星位于地球赤道上空约 35,786 公里的轨道上，提供持续稳定的信号覆盖。倾斜地球同步轨道卫星的轨道倾斜角度约为 30°，补充地球静止轨道卫星的覆盖。

图 1-7 展示了 IRNSS 系统信号覆盖范围。

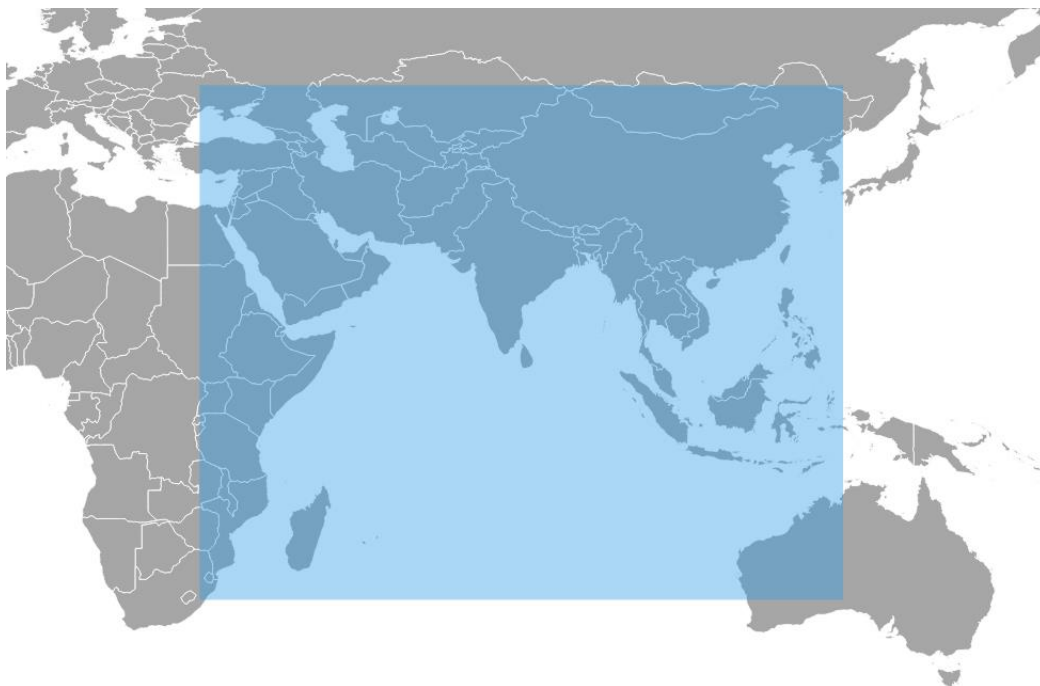


图 1-7 IRNSS 系统信号覆盖范围

Figure 1-7 IRNSS system signal coverage area

IRNSS 系统提供两类主要服务：标准定位服务（SPS）和限制服务（RS）。标准定位服务面向所有用户，适用于大多数民用应用。限制服务则主要针对军事和特定用户，提供更高的精度和更强的抗干扰能力，确保在特殊需求的情况下提供更可靠的导航数据。IRNSS 系统的服务分为两个区域：首要服务区覆盖印度本土及周边 1500 公里范围，并计划在这个区域内为用户提供优于 10 m 的位置服务；次要服务区则包括更广泛的地区，如东南亚、澳洲西部、非洲东部和东欧等，预计在这个区域的位置服务精度在 20 m 左右（Srinu & Parayitam, 2020; Gaur & Agrawal, 2023）。

（2）QZSS

QZSS 系统由日本宇宙航空研究开发机构（JAXA）开发的区域卫星导航系统，最初的目的是补充和增强 GPS 的性能，为日本及其周边区域提供增强的卫星导航服务（Zhu et al., 2020）。

QZSS 的核心是其卫星网络，其中包含了准天顶轨道卫星和地球同步轨道卫星。准天顶轨道（QZO）卫星是 QZSS 的一个重要组成部分，其轨道设计使得卫星在日本及其周边地区长时间保持较高的视角提高了信号的稳定性和可靠性。准天顶轨道卫星通过其特定的轨道设计，可以在高纬度区域提供更好的信号覆盖，尤其在城市峡谷或山区等 GNSS 信号容易受到遮挡的环境中表现优越。

QZSS 系统采用的卫星信号包括 L1C 信号，这是一种与 GPS 兼容的信号类

型，旨在增强 GPS 系统的性能。L1C 信号的引入使得 QZSS 能够与现有的 GPS 接收机兼容，从而提供更高精度的定位服务（Li et al., 2021, 2022）。

图 1-8 展示了 QZSS 卫星运行轨迹。



图 1-8 QZSS 卫星运行轨迹

Figure 1-8 QZSS satellite trajectory

1.2.2 伪卫星系统概述

伪卫星的概念起源于 20 世纪 70 年代，设计初衷是为了向 GNSS 接收机提供模拟信号。当时，GNSS 仍处于起步和研发阶段，许多技术尚待测试完善。在缺乏真实卫星信号的情况下，为了对 GNSS 设备进行测试和校准，开始研究伪卫星技术。伪卫星可以从地面或低空发射与真实卫星信号相似的信号，并更灵活地控制信号特性，为 GNSS 的地面测试提供了一种高效且低成本的途径。

随着伪卫星技术的发展，其应用不再仅仅局限于实验室测试。特别是在航空领域，伪卫星的潜力得到了充分发挥。飞机近场着陆是一项要求极高精度的操作，传统导航手段在某些复杂环境下可能难以提供足够的精度和可靠性。通过在机场附近布设伪卫星系统，能够为着陆操作提供额外的位置信息，提高了定位精度和系统鲁棒性，确保了飞机在复杂气象条件下或 GNSS 信号受限情况下的安全着陆。

(Lee et al., 1997; Henzler & Weiser, 1999; Progri & Michalson, 2002)。

这一应用的成功推动了伪卫星技术的进一步发展,并使其逐渐成为一种重要的导航手段,不仅在航空领域发挥作用,还在其他需要高精度定位的场景中得到了广泛应用。伪卫星技术的出现与发展,为后来地基增强系统的建立和广泛应用奠定了基础,展示了其在提升 GNSS 性能方面的重要性。

伪卫星系统在导航中的应用主要体现在两个方面:作为 GNSS 的增强系统或独立提供 PNT 服务。

美国空军部门于 1976 年首次提出伪卫星的概念,旨在通过模拟卫星信号来验证卫星定位系统的可行性,促进了 GPS 的发展(Harrington & Dolloff, 1976)。Galileo 系统在设计 and 验证阶段也采用了地基伪卫星系统进行测试(Wolf et al., 2003)。美国的 SAIC 公司在 1988 年首次通过实验验证了伪卫星系统能够提高 GPS 的定位稳定性和精度,为伪卫星系统增强 GNSS 奠定了基础(Stein & Tsang, 1988)。随着 BDS-1 的成功发射,国内学者也开始研究利用伪卫星系统来增强北斗系统。中国测绘科学研究院的籍利平团队专注于信号体制和基站布局的研究,提出了一种伪卫星辅助增强北斗系统,有效解决了信号干扰和天线设计的问题(籍利平, 2002)。河海大学的何秀凤团队探索了将伪卫星与 GNSS 结合用于大坝变形监测,研究了提高系统精度和抑制多路径效应的策略(何秀凤 等, 2003, 2005, 2007)。西北工业大学的郭陈江团队使用 3 颗伪卫星弥补了 BDS-1 双星系统的缺陷,实现了无源定位,提高了北斗系统的可靠性(郭陈江 等, 2006)。解放军信息工程大学的孟键团队通过矩阵分析理论,利用伪卫星低仰角的特点例证了加入伪卫星后对系统 DOP 值的改善作用(孟键 等, 2008)。清华大学的陆明泉团队在建筑物屋顶上设计了一个局域伪卫星增强系统,实验证明通过少量的伪卫星即可显著增强 GNSS 的 PPP 实时动态定位能力,实现厘米级的定位精度,大幅度降低了收敛时间,拓展了 GNSS 在精密定位领域的应用前景(Fan et al., 2021, 2022, 2024)。

另一方面,在伪卫星系统独立提供 PNT 服务的研究中,美国的空军技术学院(Air Force Institute of Technology, AFIT)首先于 1997 进行了探索性研究,验证了伪卫星系统独立提供精确定位服务的能力,分析了不同基站布局对定位精度的影响,并提出了优化策略(McKay & Pachter, 1997)。英国的 Huddersfield 大学进一步在室内环境中搭建了伪卫星系统,成功实现了非视距(NLOS)环境下厘米级的定位精度,彰显出伪卫星系统在室内定位中的潜力(Barnes et al., 2003)。美国的 Stanford 大学在 2004 年探索了一种创新的伪卫星系统——自校准伪卫星阵列(SCPA),该系统能够独立于 GNSS 提供差分定位,为火星探测等地外任务以及 GNSS 信号拒止环境提供了独立的定位服务(Matsuoka et al., 2004)。武汉大学在 2012 年利用研发的地基伪卫星系统,针对静、动态目标进行了定位解算,采用整数最小二乘(ILS)方法有效解算了载波相位测量中的整周模糊度问题(Li

et al., 2012)。法国的 Paris-Saclay 大学在 2016 开发了一套与 GNSS 功能相同的室内伪卫星定位系统，使用载波相位观测量实现了室内分米级动态定位（Alexandre & Nel, 2016）。西南交通大学的邓平团队专注于地基伪卫星系统设计层面，成功实现了基站信号的捕获、跟踪和解调，从而验证了系统设计的可行性（代汶洲, 2015; 朱国纬, 2015）。国防科技大学在 2018 年进一步推进了伪卫星系统的设计，涵盖了系统架构及高精度定位算法的开发（杨楠, 2017; 郭熙业等, 2018）。上海交通大学 2018 年研究了伪卫星系统的信号结构和功率等特性，提出了采用“码分多址+时分多址”的信号模式来应对“远近效应”问题。此外，还设计实现了带授时模块的收发一体硬件平台，并通过信号发射试验验证了其设计的正确性（万晓光, 2011; 李源, 2018）。

澳大利亚的 Locata 系统是目前最为成功的地基伪卫星系统实战化应用案例。该系统通过部署一系列地面基站，构建了一个可控的信号网络，实现厘米级的定位精度。Locata 系统的核心优势在于其独特的时间同步技术和信号处理算法，能够为室内外提供连续可靠的导航解决方案（图 1-9）。其地面伪卫星基站具备高度的时间同步能力，支持灵活的组网方式，在军事、商业等多领域中得到了广泛应用，成为了 GNSS 系统的强有力补充（Grgac & Paar, 2020; Black, 2020; Evans & Eagen, 2021; Grgac et al., 2021）。

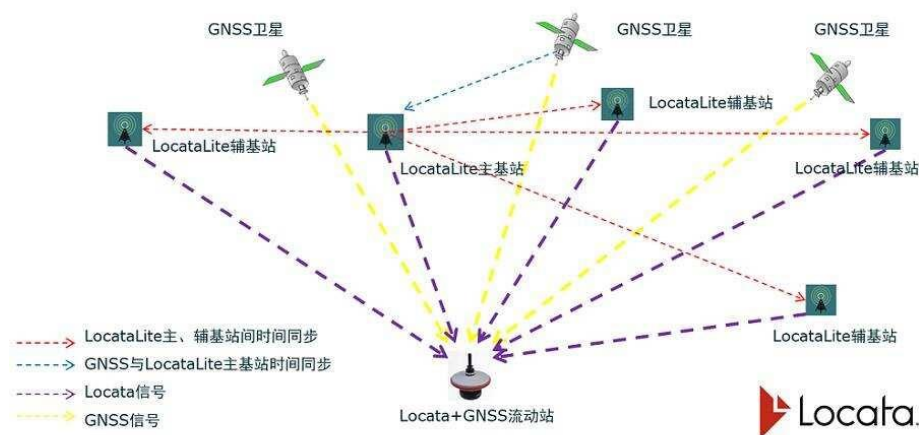


图 1-9 Locata 系统时间同步与组网模式

Figure 1-9 Locata time synchronization and networking modes

国内的电子科技集团公司第五十四研究所、湖南矩阵电子、成都国星通信等单位也在研制地基伪卫星系统（鲍亚川 等, 2023）。

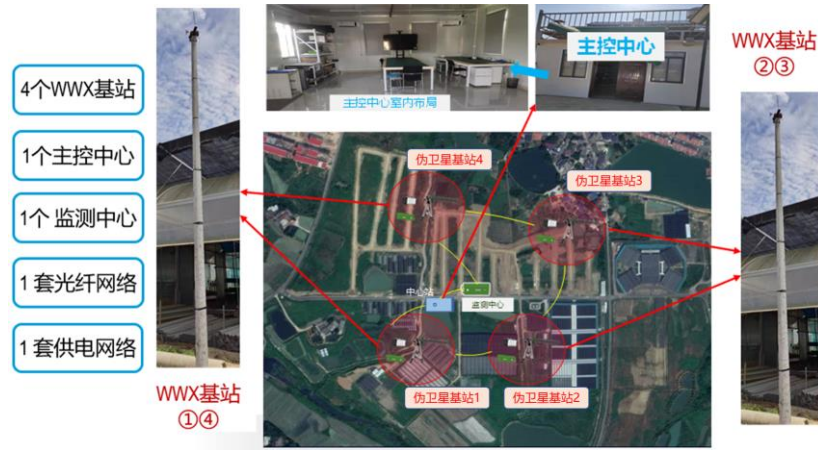


图 1-10 矩阵电子地基增强试验场

Figure 1-10 Ground-based enhancement test site

综合国内外研究现状可以看出，针对地基伪卫星系统的研究逐渐成为热门，但总体上说仍然相对较少，研究还不够像 GNSS 成熟，缺乏对伪卫星高精度定位关键技术的深入研究，以满足遮挡或 GNSS 拒止等复杂场景件下的时间同步维持与高精度定位需求。

1.3 研究内容与章节安排

第一章，绪论。本章简要介绍本文的研究背景与选题意义，总结了 GNSS 各大系统、区域卫星导航系统以及伪卫星系统的概况特点、国内外研究现状和发展趋势，给出了主要研究内容与后续章节安排。

第二章，伪卫星高精度定位基础理论。本章从 GNSS 系统的高精度定位的基础理论开始展开。主要包含：不同卫星导航系统的时间和空间基准的统一，GNSS 高精度定位的函数模型和定位模型，多种误差源的建模与改正，数据预处理以及参数估计方法等方面。在 GNSS 高精度定位基础理论的基础上，介绍伪卫星系统与 GNSS 系统的异同，以及相应关键技术的处理，为后文具体研究的展开提供了理论基础。

第三章，伪卫星布站方法研究。为解决伪卫星系统布站的多目标优化挑战，本章引入了多目标粒子群优化（MOPSO）算法，以系统信号覆盖率和几何构型为双重优化目标，旨在提升目标区域内的伪卫星系统的定位服务性能。提出一种新的基于视线的可视域分析方法，无需内插可直接确定信号覆盖率，并通过计算格网点的平均 HDOP 来评估系统的几何构型。以中国九寨沟地区的 DEM 数据为实验基础，验证了 MOPSO 算法在系统信号覆盖率和几何构型同时优化的有效性，为伪卫星系统基站的实际部署提供了参考。

第四章，伪卫星对流层延迟模型精化及其性能评估。本章首先介绍了常用的伪卫星对流层延迟模型，分析其在全球尺度使用经验固定值作为对流层干延迟和

湿延迟的截止高度，忽略了截止高度时空变化的弊端。本章考虑时间、经度、纬度等因素，提出了一种基于 ERA5 数据的对流层干、湿延迟的截止高度的格网产品。选择了全球分布的 12 个重要机场作为实验区域，使用 NWM 射线追踪单差法的结果作为伪卫星基站与接收机之间对流层延迟的参考值，并采用 ERA5 数据作为气象数据的输入，以尽量减少其他因素对结果的影响，评估了改进模型的有效性。并通过高度角、斜距、季节性等方面，对精化后的伪卫星对流层延迟模型的性能进行了分析，为用户使用合适的伪卫星对流层延迟模型提供了参考。

第五章，基于基站时间同步偏差改正的伪卫星定位算法研究。本章首先给出了伪卫星基站时间同步偏差改正的算法，并在实际应用中伪卫星系统的数据质量及伪距单点定位（SPP）、精密单点定位（PPP）性能进行了评估。此外，在地基伪卫星定位系统的实际应用中部署场地条件常常受限，形成弱几何构型。本章提出了一种基于 Levenberg-Marquardt（LM）迭代及导航轨迹约束的伪卫星定位算法，进一步强化了伪卫星系统在实际应用中的定位性能，特别是在复杂环境下的鲁棒性。并通过实测数据验证了该方法的有效性和可靠性。

第六章，顾及系统间偏差的伪卫星/GNSS 组合定位算法研究。本章首先从伪卫星/GNSS 组合定位观测模型进行展开，分析了不同系统间偏差（inter-system bias, ISB）对组合定位的影响，使用白噪声模型的估计方法对 ISB 参数进行了分析。针对伪卫星和 GNSS 系统频段不一致的情况，本章提出了一种基于建立 GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值的伪卫星/GNSS 紧组合定位方法。通过实测数据，评估了顾及系统间偏差的伪卫星/GNSS 组合 SPP、PPP 定位性能，证明了该算法的精度和可靠性，并分析了伪卫星数量、增强时间对 GNSS 定位增强性能的影响，以及伪卫星增强后 GNSS 的定位精度。

第七章，总结与展望。对本文的主要创新点与结论进行了详细总结，并展望了下一步的研究计划。

图 1-11 展示了本文研究内容的整体架构。

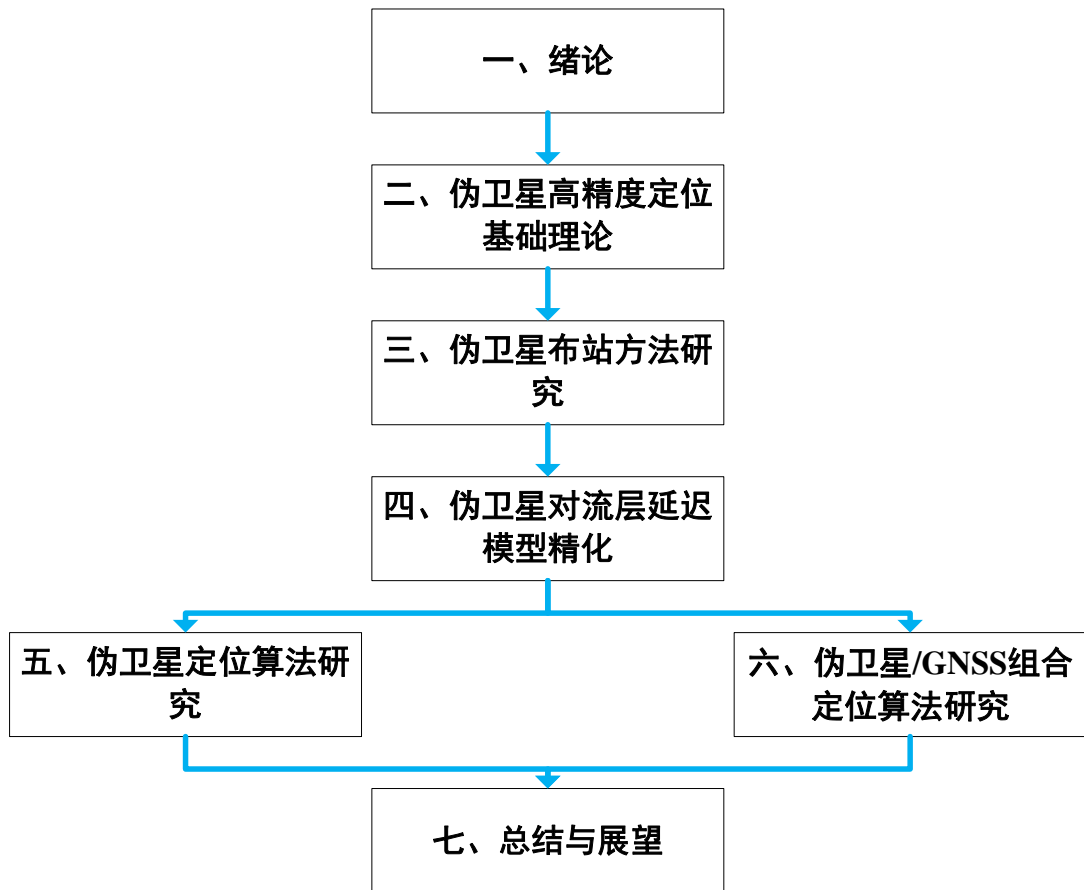


图 1-11 主要研究内容结构示意图

Figure 1-11 Schematic diagram of the main research content structure

1.4 本章小结

本章通过 GNSS 的重要性以及复杂环境下面临的挑战展开，针对 GNSS 的局限性，引入伪卫星系统对 GNSS 进行增强。介绍了伪卫星系统的国内外研究现状，伪卫星高精度定位的主要研究内容以及后续的章节安排，总结了伪卫星系统的主要优势和潜在应用，强调了其在推动导航技术发展和满足未来高精度定位需求方面的重要作用，为后续章节中更深入的技术研究和实验验证奠定了基础。

第2章 伪卫星/GNSS 高精度定位基础理论

鉴于大多数读者对于伪卫星系统总体的了解较少,且伪卫星与 GNSS 系统定位的原理相似,因此本章从 GNSS 系统的高精度定位的基础理论开始介绍。主要包含:不同卫星导航系统的时间和空间基准的统一,GNSS 高精度定位的函数模型和定位模型,多种误差源的建模与改正,数据预处理以及参数估计方法等方面。在 GNSS 高精度定位基础理论的基础上,介绍伪卫星系统与 GNSS 系统的异同,以及相应关键技术的处理策略。

2.1 时空系统

2.1.1 时间系统

时间系统是指用于定义、测量和标准化时间的框架或基准,它们在全球导航、通信和许多其他领域中发挥着关键作用。时间系统使得人类活动能够同步协调,确保精确和一致性。表 2-1 展示了常见的几类时间系统(Hofmann-Wellenhof et al., 2007)。

表 2-1 常见的时间系统
Table 2-1 Common time systems

周期运动	时间系统
地球自转	恒星时, 世界时 (UT0, UT1, UT2)
地球公转	太阳系质心力学时 (TDB), 地球时 (TT)
原子的电子跃迁	国际原子时 (TAI), 协调世界时 (UTC), GNSS 系统时

2.1.1.1 恒星时和太阳时

(1) 恒星时

恒星时是一种基于地球自转相对于远方恒星的时间测量方式,而不是基于太阳的时间。地球绕太阳旋转的同时也在自转,每天自转一圈相对于太阳的时间被称为一个太阳日。对应的,地球相对于远处恒星完成一次自转所需的时间称为恒星日。恒星时的测量与地球的自转直接相关,它允许天文学家确定特定恒星或天体在夜空中的位置。恒星时是以春分点为参考点的时间度量。当恒星时等于零时,春分点位于观测者的本地子午线的正南方。

（2） 太阳时

太阳时是一种基于太阳位置的时间测量方式，它与地球自转和太阳在天空中的日常运动相关联。太阳日是指连续两次太阳中午之间的时间间隔。

有两种类型的太阳时：

真太阳时：基于太阳的实际位置测量的时间。由于地球的轨道是椭圆形的，并且地轴有倾斜，太阳在天球上的运动速度不是均匀的，因此真太阳日的长度会稍有变化。这导致真太阳时并不完全均匀，真太阳时在历史上是人类早期测量时间的标准。

平太阳时：平太阳时是假设太阳沿赤道以均匀速度移动而推算出的时间，这种假设下的“平太阳”时间是均匀的，也是我们日常使用的时间标准的基础。平太阳时的时间单位是平太阳日。平太阳时进一步形成了我们现在使用的标准时间。由于平太阳时假设太阳运动是均匀的，所以它为全球的时间协调提供了一个统一的标准。

图 2-1 展示了恒星日和太阳日的关系。

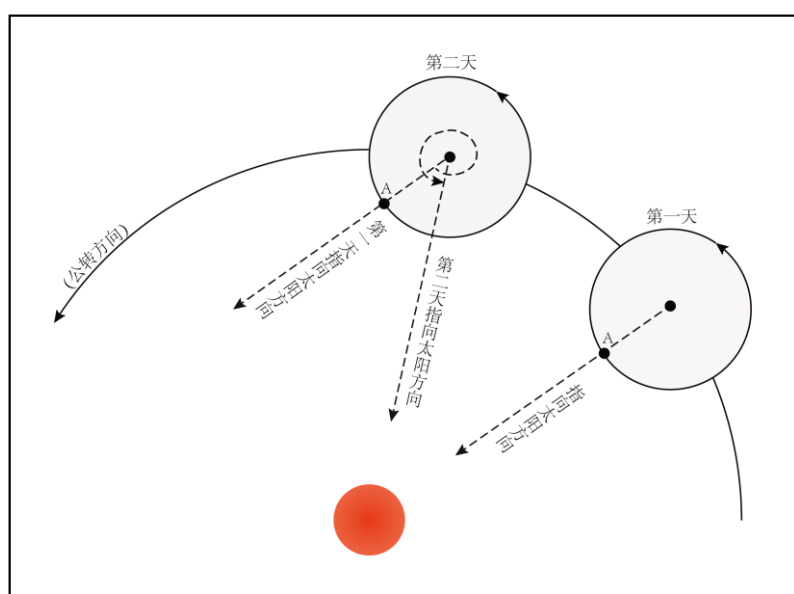


图 2-1 恒星日和太阳日的关系

Figure 2-1 The relationship between sidereal day and solar day

（3） 世界时

格林尼治的平太阳时，称为“世界时”。世界时的起源可以追溯到格林尼治标准时间（Greenwich Mean Time, GMT），这是一种基于地球自转的时间标准。格林尼治天文台的子午线被选择为零度经线，因此，格林尼治标准时间也成为全球各地时间的基准。随着时间测量技术的进步，GMT 逐渐演变为世界时（UT），并成为地球自转相关时间测量的基础。

根据不同的修正，世界时可以分为以下三种（Seidelmann, 1992）：

1) UT0: 通过测量恒星直接得出的世界时, 称为 UT0, 但由于地球极移效应存在一些不规则性。

2) UT1: 通过对 UT0 进行极移校正得到的时间, 称为 UT1。UT1 直接反映了地球自转速度的变化, 因此它并不是完全均匀的, 而是随着地球自转的不规则性而变化。

3) UT2: 为了进一步消除地球自转的季节性变化对时间的影响, 在 UT1 的基础上增加了季节性校正, 称为 UT2。UT2 更接近于均匀时间。

2.1.1.2 原子时和协调世界时

原子时 (Atomic Time, AT) 是基于原子振荡的时间标准, 是目前最精确的时间测量方法之一。它依赖于原子钟, 通过测量原子内部电子跃迁的频率来计时。这种方法具有极高的精度和稳定性, 远超传统的基于地球自转或天体运动的时间标准。

原子时的应用和发展带来了极大的时间测量革命。最常用的原子时尺度是国际原子时 (Temps Atomique International, TAI)。国际原子时是由全球多个国家的原子钟测量数据合成而来的时间标准。TAI 的引入解决了传统时间标准在精度上的局限性。TAI 时间尺度是通过对世界各地的原子钟进行精确同步, 得出一个国际公认的时间尺度。TAI 不受地球自转变化的影响, 因此非常稳定且准确, 成为了现代时间测量的国际基准。

尽管 TAI 提供了极高的时间精度, 但它与地球自转的实际情况之间会产生差异。因此, 协调世界时 (UTC) 被引入, 旨在将 TAI 的稳定性与地球自转的实际情况结合起来。UTC 在 TAI 的基础上引入了跳秒 (或闰秒) 的机制, 以调整与地球自转的偏差。每当地球自转的变化导致 UTC 与 UT1 (基于地球自转的时间标准) 之间的差异超过 0.9 秒时, 国际上会决定增加或减少一秒, 以保持时间的同步, 这一机制确保了全球时间的协调性。国际地球自转服务组织 (International Earth Rotation and Reference Systems Service, IERS) 每半年发布一次有关是否需要调整跳秒的公告。插入跳秒通常发生在 6 月 30 日或 12 月 31 日的末尾。删除跳秒的情况则较少见, 但如果需要, 也会在相同的日期进行。跳秒机制虽然在维持时间一致性方面发挥了重要作用, 但也存在一些争议。2015 年, 国际电信联盟 (ITU) 在其世界无线电会议上讨论了是否继续使用跳秒的问题。一些专家认为, 跳秒可能会对现代技术系统造成不便, 建议在未来考虑取消跳秒调整。2020 年, IERS 会议决定继续维持跳秒制度。但未来仍需在时间测量和技术应用中寻找更合适的解决方案。

在协调世界时 (UTC) 的体系中, UTC(k) 指的是由特定守时实验室提供的实时时间估计。其中的 “k” 代表具体的实验室或组织。每个守时实验室 (通常是国家级或国际级的时间标准机构) 都会根据自己的原子钟系统进行时间测量, 并

将其时间数据提供给国际时间局（BIPM）。这些实验室可能会使用不同类型的原子钟，进行不同的时间同步和校准工作。为了准确地表示各实验室提供的时间数据与协调世界时之间的关系，BIPM 将这些数据汇总和校正，生成 UTC。

图 2-2 展示了国家授时中心（NTSC）的主钟。



图 2-2 国家授时中心主钟

Figure 2-2 Master clock of the National Time Service Center

2.1.1.3 GNSS 系统时

不同卫星导航系统使用了各自独立的时间系统，各系统在时间基准的选择和定义上有所不同。

GPS 系统时（GPST）以美国海军天文台保持的 UTC（USNO）为参考。GPST 的起点与世界原子时之间有 19 秒的差别。在使用 GPST 的时候，最大的单位为一周（即 604800 秒）。与 UTC 不同的是，GPST 是一个连续的时间尺度。在 GPST 和 UTC 之间，会有一个内在的漂移率，但会限定在一定范围内。系统控制段（OCS）会对 GPST 进行控制，使得它和 UTC 的差保持在 1 ms 之内。

GLONASS 系统时（GLONASS Time, GLNT）是 GLONASS 所使用的时间系统。GLNT 自身不直接参与国际时间协调中的跳秒调整。跳秒是为了维持原子时间与地球自转时间的一致性而进行的调整。GLNT 比 UTC 时间快 3 小时。

Galileo 系统时（Galileo System Time, GST）是 Galileo 系统所使用的时间基准系统。GST 为了与 GPST 保持一致，将起始时间的跳秒设置为了 13 秒。

BDS 系统时（BDS Time, BDT）是北斗系统所使用的时间基准系统。BDT 与世界原子时之间有 33 秒的差别。

图 2-3 展示了不同时间系统的关系。

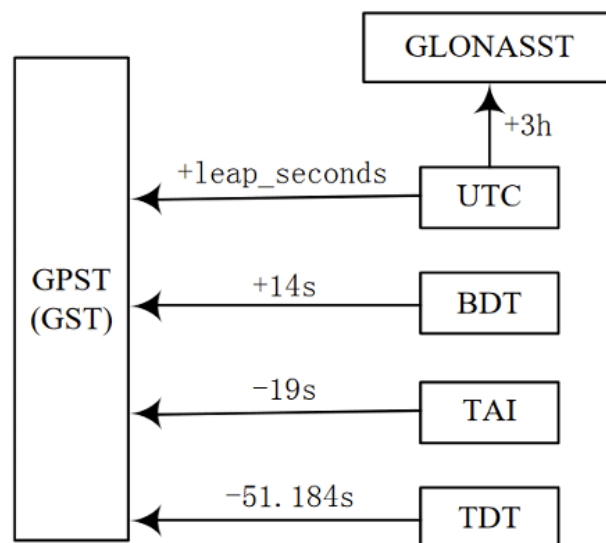


图 2-3 不同时间系统的关系

Figure 2-3 The relationship between different time systems

2.1.1.4 力学时

力学时是一种基于天体运动的时间系统，旨在精确描述地球自转和天体运动。与协调世界时（UTC）和原子时（TAI）不同，力学时主要关注天体物理模型和天体动力学，提供一种理想化的时间尺度。

力学时不受地球自转变化的直接影响，而是通过模型计算天体运动，以反映地球在空间中的实际表现。它有两种主要形式：太阳系质心力学时（Barycentric Dynamical Time, TDB）和地球力学时（Terrestrial Dynamical Time, TDT），1991 年国际天文学联合会（IAU）第 21 届大会改为地球时（Terrestrial Time, TT）。IAU 规定 TDB 与 TDT 之间的平均钟速相等，只存在是由相对论效应而引起的周期性差异。两者主要部分的振幅为 1.7 ms，周期为 1 年。

2.1.2 空间系统

空间坐标系提供了一种标准化的方法来描述和定位物体在三维空间中的位置和运动，使得不同用户和系统之间可以准确无误地交流位置信息。在卫星导航系统中，卫星和地面站的相对位置、轨道参数以及导航数据的传输都需要精确的坐标系支持。

2.1.2.1 地球坐标系与框架

地球参考系（Terrestrial Reference System, TRS）是一个全球坐标系，用于描述地球表面及其附近空间中点的位置。TRS 的定义是基于地球的中心，通常以地球质心作为原点。TRS 的一个重要特点是它是地球固连的，即与地球的自转和运动保持一致。

国际地球参考系（International Terrestrial Reference System, ITRS）是一个全球性的地球参考系，由国际地球自转服务（IERS）定义。ITRS 考虑了地球表面由于板块运动、潮汐效应、地壳变形等因素引起的坐标变化，因此它是一个动态参考系。

ITRS 的实现形式是国际地球参考框架（International Terrestrial Reference Frame, ITRF），它是最为广泛使用的地球参考框架。ITRF 基于全球范围内的观测数据，包括 GNSS、VLBI、卫星激光测距（Satellite Laser Ranging, SLR）和多普勒卫星测轨和无线电定位组合系统（Doppler Orbitography and Radio Positioning Intergrated by Satellite, DORIS）数据。通过这些数据，ITRF 能够提供全球范围内高精度的测站坐标及其随时间的变化。ITRF 不仅包含观测站在特定时间的坐标，还包括这些坐标随时间的变化速率（即速度），反映了地球表面随时间的动态变化。ITRF 不是固定的，它会随着观测数据的积累和技术的发展不断更新。每隔数年，IERS 都会发布新的 ITRF 版本，目前最新的版本为 ITRF 2020。ITRF 为全球范围内的各种应用提供了高精度的坐标基准。它的全球一致性使得不同区域和不同应用的数据可以在同一框架下进行无缝整合。

2.1.2.2 天球坐标系与框架

国际天球参考系（International Celestial Reference System, ICRS）是一个用于定义地球外天体位置的参考框架。ICRS 由国际天文学联合会（IAU）在 1997 年正式采纳，取代了之前使用的历元坐标系。它是天文测量的国际标准，为精确定位星体、卫星、宇宙飞船以及其他天文对象提供了统一的基础。

ICRS 是一种无旋转的坐标系统，基于位于极远处的类星体的精确位置，假定这些类星体的位置相对固定，因此可以提供一个不受地球自转、岁差、章动等地球物理运动影响的稳定框架。ICRS 的原点定义在地球质心上，坐标轴则与国际地球参考系（ITRS）的轴一致。

ICRS 的实现形式是国际天球参考框架（International Celestial Reference Frame, ICRF）。ICRF 是基于甚长基线干涉测量（VLBI）技术对类星体的位置测量得出的一个天文基准框架，用于在天文学和空间科学中精确定位天体。ICRF 作为 ICRS 的物理实现，为全球卫星导航提供了一个稳定且高度精确的参考框架。ICRF 自首次发布以来，经过了多次更新，以提升其精度和涵盖范围。ICRF3 于 2018 年发布，是最新的版本。ICRF3 基于 4536 个类星体，其中 303 个被定义为 ICRF3 的基准源。ICRF3 不仅进一步提高了位置测量的精度，还在不同的频段（X 波段、S 波段和 K 波段）进行了观测和校准。

2.1.2.3 其他常用的坐标系

（1）卫星轨道坐标系

卫星轨道坐标系是一种用于描述卫星在轨道上位置和运动的局部坐标系。卫星轨道坐标系通常用于分析卫星的运动状态和轨道变化。卫星轨道坐标系的原点通常设在卫星的质心位置。径向坐标轴（Radial）指向卫星与地球中心之间的连线方向，表示卫星在轨道平面上距离地球中心的变化。切向坐标轴（Tangential）与径向坐标轴垂直。它沿着卫星轨道的切线方向指向卫星的运动方向，即卫星轨道上运动的方向，描述卫星沿轨道的速度和加速度。法向坐标轴（Normal）垂直于轨道平面，沿着轨道平面的法线方向指向轨道平面外侧，描述的是轨道平面内的变化，如轨道倾斜度的变化。法向坐标轴通常用于分析轨道平面的变化或调整。

（2）卫星星固坐标系

卫星星固坐标系用于描述卫星载荷在惯性空间的姿态，原点通常设在卫星的质心。在卫星星固坐标系中，Z轴通常指向地心。Y轴的指向通常与卫星的太阳能面板平行，对于某些卫星，Y轴可能沿轨道面负法向，对应俯仰方向。X轴的指向是根据右手定则决定的，与Y轴和Z轴垂直。

（3）站心地平坐标系

站心地平坐标系，也称为东北天（East-North-Up）坐标系，是一种局部坐标系。站心地平坐标系以观测站点为远点，X轴正方向指向东，Y轴正方向指向北，Z轴正方向指向天（垂直向上），构成一个右手坐标系。站心地平坐标系可以用来计算高度角和方位角，此外还经常用来评估平面和高程方向的定位精度。

2.1.2.4 坐标系转化

在GNSS实际应用中，经常会遇到不同坐标系的转换。任意两个坐标系都可以通过三个平移参数，三个旋转参数和一个尺度因子参数（七参数）进行转换。假设相同的某一点在坐标系转换前后不同坐标系中的位置分别为 \mathbf{X}_1 和 \mathbf{X}_2 ，它们的转换关系如下：

$$\mathbf{X}_2 = \mathbf{T} + \lambda \mathbf{R} \cdot \mathbf{X}_1 \quad (2.1)$$

式中， \mathbf{T} 为平移参数， λ 为尺度因子， \mathbf{R} 为旋转矩阵。

假设三个坐标轴的旋转角分别为 $(\theta_x, \theta_y, \theta_z)$ ，则 \mathbf{R} 可以表示为：

$$\begin{aligned} \mathbf{R} &= \mathbf{R}_z(\theta_z) \mathbf{R}_y(\theta_y) \mathbf{R}_x(\theta_x) \\ &= \begin{bmatrix} \cos(\theta_z) & \sin(\theta_z) & 0 \\ -\sin(\theta_z) & \cos(\theta_z) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_y) & 0 & -\sin(\theta_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_y) & 0 & \cos(\theta_y) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_x) & \sin(\theta_x) \\ 0 & -\sin(\theta_x) & \cos(\theta_x) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.2)$$

2.2 观测模型及随机模型

2.2.1 观测模型

本节主要先介绍 GNSS 的观测模型，并从 GNSS 的观测模型基础上得到伪卫星的观测模型。

GNSS 高精度定位中，GNSS 接收机可以得到伪距观测值和载波相位观测值，其观测模型可以表示为（张益泽, 2018）：

$$\begin{cases} P_f^j = \rho^j + c \cdot \overline{\delta t} - c \cdot \overline{\delta t^j} - \Delta_{rela}^j + T^j - \frac{I^j}{f^2} + b_{f,P}^r - b_{f,P}^s + \varepsilon_{P_f} \\ L_f^j = \rho^j + c \cdot \overline{\delta t} - c \cdot \overline{\delta t^j} - \Delta_{rela}^j + T^j + \frac{I^j}{f^2} + \lambda_f \cdot \overline{N_f^j} + \lambda_f \cdot W^j + b_{f,L}^r - b_{f,L}^s + \varepsilon_{L_f} \end{cases} \quad (2.3)$$

式中，

j 表示卫星的 PRN 号， f 表示卫星的频率。

P_f^j 和 L_f^j 分别表示频率 f 上的伪距观测值和载波相位观测值，单位为 m。

ρ^j 表示接收机参考点到卫星质心的几何距离，单位为 m。

c 表示光速，单位为 m/s。

$\overline{\delta t}$ 表示真实的接收机钟差， $\overline{\delta t^j}$ 表示真实的卫星钟差，单位为 s。

Δ_{rela}^j 表示相对论效应改正，单位为 m。

T^j 表示对流层延迟，单位为 m。

$\frac{I^j}{f^2}$ 表示频率 f 上的电离层延迟，单位为 m。

λ_f 表示频率 f 上的波长，单位为 m/周。

$\overline{N_f^j}$ 表示频率 f 上的具有整周特性的相位模糊度，单位为周。

W^j 表示相位缠绕误差，单位为周。

$b_{f,P}^r$ 和 $b_{f,P}^s$ 分别表示频率 f 上的接收机端和卫星端的伪距硬件延迟，单位为 m。

$b_{f,L}^r$ 和 $b_{f,L}^s$ 分别表示频率 f 上的接收机端和卫星端相位硬件延迟，单位为 m。

ε_{P_f} 和 ε_{L_f} 分别表示频率 f 上其他误差（包含多路径误差，天线相位中心偏差，固体潮、海潮、极潮等）和伪距、相位观测噪声，单位为 m。

由于无法区分硬件延迟和真实钟差，通常将其合并为一个参数，因此上式可以表示为：

$$\begin{cases} P_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j - \Delta_{rela}^j + T^j - \frac{I^j}{f^2} + \varepsilon_{P_f} \\ L_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j - \Delta_{rela}^j + T^j + \frac{I^j}{f^2} + \lambda_f \cdot N_f^j + \lambda_f \cdot W^j + \varepsilon_{L_f} \end{cases} \quad (2.4)$$

式中,

$$\begin{cases} \delta t_f = \overline{\delta t} + b_{f,P}^r \\ \delta t_f^j = \overline{\delta t^j} + b_{f,P}^s \\ \lambda_f \cdot N_f^j = \lambda_f \cdot \overline{N_f^j} + b_{f,L}^r - b_{f,L}^s - b_{f,P}^r + b_{f,P}^s \end{cases} \quad (2.5)$$

由于 N_f^j 吸收了接收机端和卫星端的伪距、相位硬件延迟组合, 因此不再具有整周特性。

上文中给出了 GNSS 的观测模型。伪卫星和 GNSS 的信号体制相似, 因此伪卫星接收机也可以收到由伪卫星基站发出的伪距和载波相位信号。然而, 由于伪卫星基站和接收机的距离相对较近, 因此可以不用考虑相对论效应对测量的影响。且伪卫星基站通常布设在地面或者低空, 因此可以不用考虑电离层延迟的影响。

所以, 伪卫星定位的观测模型可以表示为:

$$\begin{cases} P_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j + T^j + \varepsilon_{P_f} \\ L_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j + T^j + \lambda_f \cdot N_f^j + \lambda_f \cdot W^j + \varepsilon_{L_f} \end{cases} \quad (2.6)$$

式中, 各个参数表示的意义与上文介绍的 GNSS 观测模型中相同。

2.2.2 观测值组合

根据观测模型中参数的不同特性, 可以对伪距和相位观测值进行组合, 从而消除某些参数的影响或对某些物理量进行提取。

(1) 无电离层组合 (Ionosphere-Free Combination)

电离层延迟与信号频率成反比, 通过将两种不同频率的观测值进行线性组合, 可以有效消除观测值中的超过 99% 的一阶电离层延迟误差, 具体公式如下 (Odijk, 2003) :

$$\begin{cases} P_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_1 - \frac{f_2^2 P_2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_2 \\ L_{IF} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot L_1 - \frac{f_2^2 L_2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot L_2 \end{cases} \quad (2.7)$$

无电离层组合是 GNSS 数据处理中最常用的组合方式。

(2) GRAPHIC 组合 (Group and Phase Ionospheric Calibration)

对于双频观测值, 可以使用无电离层组合消除电离层延迟的影响。若只有单频观测值, 可以利用电离层延迟对伪距和相位观测值大小相等, 方向相反的特性,

建立 GRAPHIC 组合，具体公式如下：

$$P_{\text{GRAPHIC}} = \frac{P_f + L_f}{2} \quad (2.8)$$

从上式中可以看出，GRAPHIC 组合是将伪距和相位的观测值求和再取平均，因此 GRAPHIC 组合也被称为“半和法”。

(3) 电离层残差组合 (Geometry-Free combination, GF)

对于双频观测值，可以将不同频率上的观测值进行做差，从而消除如对流层延迟误差、相对论效应误差、卫星真实钟差、接收机真实钟差、卫星质心到接收机参考点的距离等与频率无关的项，具体公式如下：

$$\begin{cases} P_{\text{GF}} = P_1 - P_2 \\ L_{\text{GF}} = L_1 - L_2 \end{cases} \quad (2.9)$$

由于 GF 组合后的硬件延迟偏差、天线相位中心偏差和多路径误差在历元间变化很小，因此 GF 组合一般可以应用于电离层延迟、多路径效应分析以及周跳探测。

(4) 宽巷组合 (Wide-Lane combination, WL) 和窄巷组合 (Narrow-Lane combination, NL)

宽巷组合可以通过观测值组合得到更长波长的模糊度，从而便于模糊度固定，具体公式如下：

$$\begin{cases} P_{\text{W}} = \frac{f_1}{f_1 - f_2} \cdot P_1 - \frac{f_2}{f_1 - f_2} \cdot P_2 \\ L_{\text{W}} = \frac{f_1}{f_1 - f_2} \cdot L_1 - \frac{f_2}{f_1 - f_2} \cdot L_2 \end{cases} \quad (2.10)$$

窄巷组合可以通过观测值组合得到更短波长的模糊度，从而提供更精确的相位观测值，有助于模糊度的快速收敛，具体公式如下：

$$\begin{cases} P_{\text{N}} = \frac{f_1}{f_1 + f_2} \cdot P_1 + \frac{f_2}{f_1 + f_2} \cdot P_2 \\ L_{\text{N}} = \frac{f_1}{f_1 + f_2} \cdot L_1 + \frac{f_2}{f_1 + f_2} \cdot L_2 \end{cases} \quad (2.11)$$

(5) MW 组合 (Melbourne-Wubben combination, MW)

MW 组合是伪距窄巷组合和相位宽巷组合的结合，具体公式如下：

$$\begin{aligned}
L_{MW} &= L_W - P_N \\
&= \frac{f_1}{f_1 - f_2} \cdot L_1 - \frac{f_2}{f_1 - f_2} \cdot L_2 - \frac{f_1}{f_1 + f_2} \cdot P_1 - \frac{f_2}{f_1 + f_2} \cdot P_2 \\
&= \frac{c}{f_1 - f_2} \cdot (\overline{N_1} - \overline{N_2}) + \frac{c}{f_1 - f_2} W + \\
&\quad \frac{f_1(b_{L_1}^r - b_{L_1}^s) - f_2(b_{L_2}^r - b_{L_2}^s)}{f_1 - f_2} - \frac{f_1(b_{P_1}^r - b_{P_1}^s) + f_2(b_{P_2}^r - b_{P_2}^s)}{f_1 + f_2} + \varepsilon_{MW}
\end{aligned} \tag{2.12}$$

MW 组合可以消除大部分误差可以用来进行周跳探测, 且更长波长的模糊度也利于模糊度的固定。

2.2.3 随机模型

观测值随机模型描述了观测值的精度情况, GNSS 中常用的随机模型主要有基于高度角定权和基于信噪比定权 (郭斐, 2013)。

2.2.3.1 基于高度角的随机模型

基于高度角的随机模型将观测噪声模型化为卫星高度角的函数, 噪声的方差可写为:

$$\sigma^2 = f(E) \tag{2.13}$$

式中, σ 表示观测噪声, E 表示卫星的高度角。不同的高度角函数 f , 对应着不同的随机模型, 其中应用最广泛的高度角函数是正余弦函数和指数函数。

这里给出几种国际上主流的大地测量数据处理软件所使用的高度角定权模型。

Bernese (Dach et al., 2007) 使用:

$$\sigma^2 = a^2 + b^2 \cdot (\cos E)^2 \tag{2.14}$$

GAMIT (King & Bock, 2009) 使用:

$$\sigma^2 = a^2 + b^2 / (\sin E)^2 \tag{2.15}$$

EPOS (Gendt et al., 2004) 使用分段形式表示:

$$\sigma^2 = \begin{cases} a^2 & E > \frac{\pi}{6} \\ \frac{a^2}{4 \cdot \sin^2 E} & \text{其他} \end{cases} \tag{2.16}$$

式中, a 和 b 表示模型系数, 通常根据经验确定; E 表示弧度制下卫星的高度角。

2.2.3.2 基于信噪比的随机模型

信噪比 (Signal-to-Noise Ratio, SNR) 表示有用信号的功率与背景噪声功率的比值, 单位为 dB, 是衡量信号质量的重要参数。观测文件中会给出每个观测值

对应的信噪比。利用 SNR 进行随机模型建模的方法，具体公式如下（Brunner et al., 1999）：

$$\sigma^2 = C_i \cdot 10^{-\frac{s}{10}} = B_i \cdot \left(\frac{\lambda_i}{2\pi} \right)^2 10^{-\frac{s}{10}} \quad (2.17)$$

式中， C_i 为常数，根据经验，取 $C_1 = 0.00224 \text{m}^2 \text{Hz}$ ， $C_2 = 0.00077 \text{m}^2 \text{Hz}$ 。 B_i 表示相位跟踪环带宽，单位为 Hz， s 表示观测值的信噪比， λ_i 表示波长，单位为 m。许多学者在这个模型的基础上进行了改进。

2.3 误差源及改正方法

上一节中介绍了 GNSS 定位的观测模型，本节将介绍其中每一项误差的处理方式并介绍伪卫星定位中与之处理方式的区别。这些误差通常被划分为三个大类：卫星端相关误差，传播路径误差和接收机端相关误差。

2.3.1 卫星端误差

2.3.1.1 卫星轨道误差和卫星钟差

GNSS 中，卫星轨道误差和卫星钟差一般是同时发布的。其中，卫星轨道产品通常分为两种，误差较大的广播星历和精度较高的精密星历。广播星历由 GNSS 卫星实时播发，但由于其需提前从地面站注入预测值再由卫星发布的机制，因此精度较低。精密星历有多种形式，常用的有快速星历（IGR）、超快速星历（IGU）、最终精密星历（IGS）和实时服务星历（RTS）。

超快速星历的预测轨道精度较高，钟差精度不足，可以固定轨道用实时数据确定钟差实现实时定位服务，其余产品仅能用于后处理。

随着多系统 GNSS 组合定位逐步成为实际工程应用中的主流模型，IGS 开展了全新的星历钟差服务项目，称作 MGEX（Multi-GNSS Experiment）。该项目提供 GPS，GLONASS，Galileo，BDS 和 QZSS 等系统的事后精密产品。另外，除了 IGS 的 RTS 服务，还有多家机构可以提供免费或付费的实时流精密星历与钟差产品。

GNSS 卫星上均搭载了高精度的原子钟，但在实际应用中，由于受到卫星钟速、钟漂的影响，其与理想的 GNSS 系统时还会存在偏差或漂移。对于精密单点定位用户而言，卫星钟差可通过 IGS 各分析中心提供的高精度钟差产品进行卫星钟差的修正。在不使用精密星历的情况下，也可以通过广播星历提供的卫星钟差改正量来进行修正。卫星钟差可以表示为：

$$\Delta t_f^j = a_0 + a_1 \cdot (t - t_0) + a_2 \cdot (t - t_0)^2 \quad (2.18)$$

式中， t_0 为参考历元， a_0 、 a_1 、 a_2 分别表示卫星钟在参考时刻的钟差、钟速

及钟速变化率。

在地基伪卫星定位系统中，伪卫星基站坐标（类比于 GNSS 卫星轨道误差）可以提前被精确标定，精度可以达到亚毫米级。对于一些新型的空基伪卫星或海基伪卫星基站来说，由于受外力影响，即使基站处于悬停状态或规律运动状态，此时仍需考虑基站坐标的预报误差。

GNSS 卫星使用高精度的原子钟，而伪卫星系统通常采用低成本的石英晶振。晶振的老化和温漂会导致伪卫星基站时钟频率输出的偏差，导致伪卫星基站之间的时间同步存在误差（类比于 GNSS 卫星钟差）。

时间同步的精确性对于伪卫星系统的运行至关重要，可通过有线或无线通信链路实现。有线同步策略涉及在各个伪卫星基站间布设光纤网络，该方法虽然能够实现高精度的时间同步，但其实施受限于环境的制约及易损性。相较之下，无线时间同步方法则表现出较高的适应性和抗干扰性，它不依赖于物理线路。目前，伪卫星基站之间的无线时间同步误差可以实现优于数十纳秒的精度。然而，该误差仍会对伪卫星定位精度造成影响。图 2-4 展示了 3-5 ns 的基站时间同步误差对伪卫星定位的影响，可以看到若不对基站时间同步误差进行改正，定位精度存在明显的系统差。伪卫星基站时间同步误差的改正方法会在第四章中详细介绍。

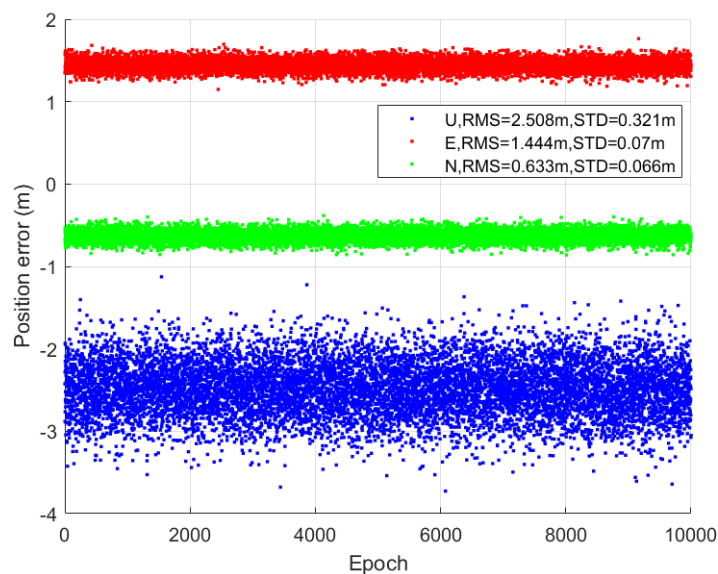


图 2-4 伪卫星基站时间同步误差对定位的影响

Figure 2-4 The impact of pseudolite base station time synchronization errors on positioning

2.3.1.2 相对论效应误差

GNSS 是通过测量卫星发射与接收机接收的时间差而进行定位的，然而卫星上的原子钟是会受到相对论效应影响的。当希望得到厘米级定位服务时，相对论效应就是必须要考虑的误差。相对论效应对原子钟的影响可用下式表示（Ashby, 2003）：

$$\frac{F_s}{F_E} \approx 1 + \frac{GM}{c^2} \left(\frac{1}{R_E} - \frac{1}{R_s} \right) + \frac{v_E^2 - v_s^2}{2c^2} \quad (2.19)$$

式中, F_E 表示参考时间频率, 单位为 Hz, 可以视为在无穷远处的一个标准钟, 对于 GNSS 系统而言为地球表面的标准钟频率; v_E 表示地球上的钟在施瓦西地心惯性坐标系 (ECI) 中的速度, 单位为 m/s; F_s 表示卫星钟的频率, 单位为 Hz; R_E 为地球半径, 单位为 m; R_s 为卫星的轨道半径, 单位为 m; v_s 表示卫星在施瓦西框架下的速度。

从上式可以看出, 对于不同高度的在轨卫星, 星载原子钟的计时速率不同, 或者说卫星不同运行速度会影响卫星钟的实际频率。高轨卫星的计时速度更快, 且移动速度越快的卫星计时越慢。总而言之, 相对论效应对卫星钟差有直接的影响, 该影响需要被妥善处理。

对于 GPS 系统而言, 卫星钟的基准频率为 10.23 MHz, 但在卫星发射之前考虑到 GPS 卫星高度和运行速度, 人为地将卫星钟的频率调低了 -0.00457 Hz (Ashby & Spilker, 1996)。但 GPS 卫星轨道是一个椭圆轨道而不是正圆, 卫星高度和速度在时刻变化, 需要添加一个额外的周期改正数弥补由于重力和运动学原因导致的频率变化。这个额外的周期改正数可以写为:

$$\Delta_{rela} = -\frac{2 \cdot \vec{r}_s \cdot \vec{v}_s}{c} \quad (2.20)$$

式中, Δ_{rela} 表示相对论效应改正值, 单位为 m; \vec{r}_s 和 \vec{v}_s 表示惯性系下的卫星位置 (m) 和速度 (m/s)。需要注意的是, 向量的点乘积 $\vec{r}_s \cdot \vec{v}_s$ 也可以在地心地固坐标系 (ECEF) 下计算。

对于伪卫星系统, 伪卫星基站通常是静态或者低速运行的, 因此可以不考虑相对论效应的影响。

2.3.1.3 天线相位中心偏差 (PCO) 与变化 (PCV)

进行 GNSS 天线相位中心改正对于高精度定位非常重要。GNSS 接收机获取的观测值基于卫星天线相位中心, 而采用 IGS 提供的精密星历进行定位解算时卫星坐标是基于卫星质心的, 两者之间会存在一个偏差值, 因此需要进行天线相位中心改正。需要注意的是, 天线相位中心并不是一个固定的位置, 它会随着卫星高度角及方位角的变化而变化, 因此需要 PCO 改正的基础上进行相位中心变化 PCV 改正。

从 2006 年 11 月 5 日起, IGS 不再采用相对 PCO 模型, 统一使用绝对 PCO 改正模型。PCO 改正值可以将卫星坐标从质心改正到天线上一个物理定义的平均偏移点, 即天线参考点 (ARP), 而相位中心偏移 (PCV) 可以进一步将该点改正值真实的信号发射点 (Schmid et al., 2007), 该值量值与信号发出的方向相关。

该组 PCO 和 PCV 模型和国际地球参考框架 (ITRF 2005) 同时发布 (Rothacher & Schmid, 2006)。2011 年 4 月 17 日, IGS 将坐标框架切换到了 ITRF08 并发布了相位中心改正值文件 igs08.atx (Rebischung et al., 2012)。之后, IGS 又发布了更新版本 igs14.atx 加入了更多的 GNSS 卫星系统并更新了改正模型参数 (Rebischung & Schmid, 2016)。截至 2024 年 9 月, 目前最新的 igs20.atx 文件格式可兼容多系统、多频率, 其中 PCV 改正值模型化为方位角和高度角的函数, 最大可达几个厘米 (Rebischung, 2023)。

对于伪卫星系统, 为了实现时频同步, 每个伪卫星基站配有发射天线和接收天线, 同时具备信号的发射和接收功能。除了接收其他基站的发射信号, 接收天线还使用天线旁瓣接收自身的信号。在伪卫星基站的时间同步过程中会对观测量进行差分比对, 双差还放大了天线相位中心偏差, 影响了同步精度。因此, 天线相位中心也是一个不可忽略的重要误差源。清华大学的陆明泉团队给出了一种类似于暗室标定的天线相位中心绝对标定方法 (范曹明, 2022)。

2.3.1.4 天线相位缠绕误差

无论是接收机还是卫星天线的自转都会造成载波相位观测值增加可达到一周的变化, 这一误差被称作相位缠绕。由于卫星和接收机天线的相对运动, 因此相位缠绕一直存在。此外, 当发生日蚀时, 卫星的太阳能电池板方向不再朝向太阳, 为了获得足够的太阳能作为能源此时就需要将卫星调向, 调向操作会人为的让卫星发生转动, 必然会引发相位缠绕误差产生 (Wu et al., 1992)。

对于 PPP 解算来说, 不妥善处理缠绕误差将导致解算结果精度差且模糊度固定更为困难。在使用了 IGS 钟产品后, 这一恶化现象会更为明显。相位缠绕改正值可以使用下式标定:

$$W = \text{sign} \left[\vec{k} \cdot (\vec{D}' \times \vec{D}) \right] \cos^{-1} \left(\frac{|\vec{D}' \times \vec{D}|}{|\vec{D}'| |\vec{D}|} \right) \quad (2.21)$$

其中,

$$\begin{cases} \vec{D}' = \hat{x}' - \vec{k} \cdot (\vec{k} \cdot \hat{x}') - \vec{k} \times \hat{y}' \\ \vec{D} = \hat{x} - \vec{k} \cdot (\vec{k} \cdot \hat{x}) - \vec{k} \times \hat{y} \end{cases} \quad (2.22)$$

式中, W 表示为频率 f 上相位观测值 (m) 的相位缠绕改正值; \vec{k} 为卫星到接收机间的单位向量; \hat{x} 和 \hat{y} 分别是卫星和接收机形成的站心地平坐标系下东方向和北方向的单位向量; \hat{x}' 和 \hat{y}' 分别是星固坐标系下的单位向量。

对于伪卫星系统, 当发生移动或旋转时, 天线相位缠绕误差也必须考虑。

2.3.2 传播路径误差

2.3.2.1 电离层延迟误差

电离层是地球大气的重要层区，它是由于太阳辐射、宇宙射线以及沉降的粒子作用于地球大气使得大气电离出电子、离子和中性粒子的区域。电离层部分电离区域的大气的范围在 50 km-2000 km 之间，而完全电离的大气区域称为磁层，其高度可达数万公里。电离层会对通过的电磁波信号造成延迟，伪距和相位的电离层延迟量可以表示为：

$$\begin{cases} I_P = \frac{40.28}{f^2} \cdot \text{TEC} \\ I_L = -\frac{40.28}{f^2} \cdot \text{TEC} \end{cases} \quad (2.23)$$

式中， f 表示频率， TEC 表示总电子含量。

目前对于电离层延迟的改正方法主要有两种：对于双频观测数据，可以利用无电离层组合来消除超过 99% 的一阶电离层延迟误差。对于单频观测数据，可以采用外部电离层模型消除电离层延迟误差对定位的影响。常见的实时电离层模型有 GPS 的 Klobuchar 8 参数模型（Klobuchar, 1987），Galileo 的 NeQuick 模型（Angrisano et al., 2013），BDS 的格网电离层模型（袁运斌 等, 2017）等。使用上述模型可以修正 50%~70% 左右的电离层延迟误差。常用的事后电离层模型为全球电离层格网模型（Global Ionospheric Maps, GIM）。

对于伪卫星系统，伪卫星基站的高度较低，信号传播路径不经过电离层，因此不用考虑电离层延迟误差。

2.3.2.2 对流层延迟误差

对流层误差延迟是指卫星信号受到了 50 km 左右高度以下大气层中未被电离中性大气的影响而导致的电磁波信号延迟，它主要被分为干延时和湿延时两部分。就干延迟部分来说，该部分的特性表现的较为稳定，许多研究构建的模型足以得到较为精确的结果。但湿延迟部分的处理就表现得复杂许多，水汽在空间的活跃性导致了湿延迟部分的变化没有很强的规律性。对于高精度定位来说，通常先用对流层模型进行改正，并将对流层湿延迟的剩余部分作为未知参数进行求解。常用的解算方法如下所示：

$$T = \text{ZHD} \cdot M_{\text{dry}}(E) + \text{ZWD} \cdot M_{\text{wet}}(E) \quad (2.24)$$

式中， T 表示对流层总延迟，ZHD（Zenith Hydrostatic Delay）和 ZWD（Zenith Wet Delay）分别表示天顶方向的对流层干延迟和湿延迟； E 表示高度角； $M_{\text{dry}}(E)$ 和 $M_{\text{wet}}(E)$ 分别表示对应的映射函数。

早期的对流层延迟改正模型有 Hopfield 模型（Hopfield, 1969）、Saastamoinen

模型 (Saastamoinen, 1972)、EGNOS 模型 (Penna et al., 2001) 以及 UNB 系列模型 (UNB1-UNB4) (Collins & Langley, 1997; Leandro et al., 2007), 目前精度最高应用最广泛的全球电离层模型为 GPT (Global Pressure and Temperature) 模型, 其更新版本有 GPT2、GPT2w 和 GPT3 (Boehm et al., 2007)。投影函数主要有 NMF (Niell, 1996)、GMF 和 VMF1 (Boehm et al., 2006) 等, 其结果较为接近。

对于伪卫星系统, 信号的传播路径不经过整个对流层, 且高度角通常较低。因此, 常用的 GNSS 对流层延迟模型不能直接用于伪卫星对流层延迟的改正。目前, 已有研究提出了一些适用于伪卫星的对流层延迟模型。第四章中详细介绍了对现有的几种伪卫星对流层延迟模型的精化及其性能评估。

2.3.2.3 相对论效应误差

根据相对论时间膨胀理论, 光在穿越厚重的大气层时会发生额外的时间延迟, 被称作 Shapiro 延迟。对于穿越地球重力场的 GNSS 信号, 对应的改正值表达式如下 (Mccarthy & Petit, 2003) :

$$\Delta t_{shapiro} = \frac{-2GM_E}{c^2} \cdot \ln \left(\frac{R_r + R_s + \rho}{R_r + R_s - \rho} \right) \quad (2.25)$$

式中, $\Delta t_{shapiro}$ 表示 Shapiro 延迟误差, GM_E 表示地球万有引力常数; R_r 表示接收机到地心的距离; R_s 表示卫星到地心的距离; ρ 表示卫星到接收机的距离。

对于伪卫星系统, 伪卫星基站到接收机距离较近, 远小于基站或接收机到地心的距离, 因此 Shapiro 延迟误差可以忽略不计。

2.3.3 接收机端误差

2.3.3.1 接收机相位中心偏差 (PCO) 与变化 (PCV)

对于 NEU 方向的接收机天线 PCO 改正值, 处理方法与天线高改正值类似, 直接改正在解算坐标上。接收机天线 PCV 与高度角和方位角相关, 对于不同频率可以通过 atx 文件并进行双线性内插得到准确值。

对于伪卫星系统, 伪卫星接收机端的天线相位中心标定方法可以参考上文中提到的卫星端天线相位中心绝对标定方法。

2.3.3.2 接收机钟差

在实际应用中考虑到接收机的成本, 接收机中一般采用石英钟。但是石英钟稳定性远不如原子钟, 无法采用数学模型进行模型化。所以在实际的定位中, 一般采用把接收机钟差作为参数进行估计的方法, 并将其模型化为白噪声, 这样两个历元之间的接收机钟差保持独立不相关。

2.3.3.3 地球形变改正

(1) 固体潮

由于地外星体（如太阳）对于地球的引力影响，地壳实际上每时每刻都处于变化之中，导致了接收机的坐标变化，这一误差被称作固体潮误差。固体潮误差对接收机的坐标的影响最大可以达到平面 5 cm，高程 30 cm。固体潮的求取方法较为复杂，需要用到 (m, n) 阶的球谐函数，具体方法可以参照 IERS 在其服务器上提供计算固体潮的程序。

(2) 海潮

海潮误差是指由于海洋潮汐对下方地壳的引力情况造成了周期性扰动，即使是陆地上的接收机位置也会受到一定影响。海潮的量级比固体潮小一个量级，海潮没有常量部分且周期要长得得多。对于高精度的定位应用，海潮需要被考虑。海潮误差可以表示为：

$$\Delta c = \sum_{j=1}^{11} f_j \cdot A_{cj} \cdot \cos(\omega_j \cdot t + \chi_j + u_j - \Phi_{cj}) \quad (2.26)$$

式中， f_j 和 u_j 分别表示交点因子和交点订正角度，下标 j 表示 11 个主要海潮分量， ω_j 表示角频率， χ_j 表示初始相位角， A_{cj} 和 Φ_{cj} 分别表示针对海潮分量 j 的振幅和相位延迟参数。

(3) 极潮

极潮是由地球自转轴相对于地球本体的偏移造成的。自转轴的变化过程也可以被称作极移，该过程会导致站点位移周期性变化。与高频率的固体潮不同，极潮周期很慢，即季节性周期和钱德勒周期（约 430 天）。极移运动可以造成接收机坐标最多高程方向 25 mm 和水平方向 7 mm 位移。因此，对于毫米级的定位应用，极潮改正需要被考虑。

设纬度为 ϕ ，经度为 λ ，高度为 h 位置的接收机，极潮引起的接收机位移可以表示为：

$$\begin{cases} \Delta\phi = -9\cos(2\phi) \left[(X_p - \bar{X}_p)\cos\lambda - (Y_p - \bar{Y}_p)\sin\lambda \right] \\ \Delta\lambda = 9\sin\phi \left[(X_p - \bar{X}_p)\sin\lambda + (Y_p - \bar{Y}_p)\cos\lambda \right] \\ \Delta h = -33\sin(2\phi) \left[(X_p - \bar{X}_p)\cos\lambda - (Y_p - \bar{Y}_p)\sin\lambda \right] \end{cases} \quad (2.27)$$

式中， $X_p - \bar{X}_p$ 和 $Y_p - \bar{Y}_p$ 分别为真实极坐标相对于平均极坐标 (\bar{X}_p, \bar{Y}_p) 的变化量。

对于伪卫星系统，伪卫星基站和接收机之间的距离较近，因此可以不用考虑地球形变的影响。

2.4 数据预处理

在伪卫星系统的实际应用中,受观测环境的影响,多路径效应严重,且由于建筑物、树木等的遮挡,经常会出现于信号的失锁和中断。因此,对伪距观测值中明显的粗差以及载波相位观测值中的周跳的探测和剔除是数据预处理中十分关键的一步。

2.4.1 伪距观测值粗差探测

在 GNSS 数据处理过程中,由于相位观测值中包含了模糊度,因此一般使用伪距观测值求接收机钟差的初值。

由上文中的伪距观测方程可以得到:

$$c \cdot \delta t_f = P_f^j - \rho^j + c \cdot \delta t_f^j + \Delta_{rela}^j - T^j + \frac{I^j}{f^2} - \varepsilon_{P_f} \quad (2.28)$$

式中,对于电离层延迟 $\frac{I^j}{f^2}$,双频观测值可以使用无电离层组合,单频观测值可以使用电离层模型进行改正,其他误差 ε_{P_f} 可先不考虑。因此,上式可以简化为:

$$c \cdot \delta t_f = P_f^j - \rho^j + c \cdot \delta t_f^j + \Delta_{rela}^j - T^j \quad (2.29)$$

即

$$\delta t_f = (P_f^j - \rho^j + \Delta_{rela}^j - T^j) / c + \delta t_f^j \quad (2.30)$$

对所有接收机钟差取平均得到接收机钟差的初值:

$$\delta t_0 = \frac{\sum_{j=1}^n [(P_f^j - \rho^j + \Delta_{rela}^j - T^j) / c + \delta t_f^j]}{n} \quad (2.31)$$

式中, δt_0 表示接收机钟差的初值, n 表示卫星的个数。

在得到接收机钟差的初值之后,求每个观测值得到的接收机钟差和接收机钟差初值的差值,并与阈值 δt_{lim} 进行比较。根据经验,针对 GNSS 定位的不同模式, δt_{lim} 的设置如下:

$$\begin{cases} \delta t_{lim} = 5 \times 10^{-8} & \text{固定站坐标模式} \\ \delta t_{lim} = 3 \times 10^{-7} & \text{静态/动态模式} \end{cases} \quad (2.32)$$

若其中的最大值超过阈值,则认为该卫星对应的伪距观测值为粗差进行剔除,并重新计算接收机钟差的初值,直到所有伪距观测值都在允许范围内。若太多观测值被当作粗差剔除,则重新计算接收机的大致坐标。

对于伪卫星定位来说,相对论效应误差可以不考虑,伪卫星基站同步之后的误差(类比于 GNSS 中的卫星钟差)也可以先不考虑,因此伪卫星接收机的钟差初值计算公式如下:

$$\delta t_0 = \frac{\sum_{j=1}^n (P_f^j - \rho^j - T^j) / c}{n} \quad (2.33)$$

伪卫星定位中，阈值 δt_{\lim} 根据伪卫星系统的覆盖范围对应设置。

2.4.2 相位观测值周跳探测

2.4.2.1 双频周跳探测

Blewitt 提出的 TurboEdit 周跳探测方法利用 GF 组合和 MW 组合各自的优势，可以全面高效地探测最小一周的周跳，是目前最常用的双频周跳探测方法（Blewitt, 1990）。

(1) GF 组合周跳探测

由上文介绍的 GF 组合公式可以看出，式中消去了卫星质心到接收机参考点的几何距离项，还消除了接收机钟差、卫星钟差、对流层等与频率无关的误差项，留下的部分包含了电离层残差、两个频率的模糊度组合以及噪声组合以及卫星端和接收机端硬件延迟差异。

由于 GF 组合后的硬件延迟偏差、天线相位中心偏差和多路径误差在历元间变化很小，所以 GF 组合观测值探测周跳的效率取决于给定历元前后电离层变化是否显著以及观测噪声水平。为了减小伪距 GF 组合后将显著放大的观测噪声对周跳探测的影响，因此需要对伪距 GF 组合观测值进行多项式拟合，具体公式如下：

$$\Delta L_{GF} = L_{GF} - P_N = \lambda_{f_1} \cdot N_{f_1}^j - \lambda_{f_2} \cdot N_{f_2}^j \quad (2.34)$$

式中， P_n 表示伪距 GF 组合的 n 阶多项式拟合值。

GF 组合探测周跳的判断条件设置如下：

$$\begin{cases} |\Delta L_{GF}(i) - \Delta L_{GF}(i-1)| > 6 \cdot (\lambda_{f_2} - \lambda_{f_1}) \\ |\Delta L_{GF}(i+1) - \Delta L_{GF}(i)| < 1 \cdot (\lambda_{f_2} - \lambda_{f_1}) \end{cases} \quad (2.35)$$

如果同时满足上式，则判断发生周跳；如果只满足第一式，则判断为粗差。目前，一些学者认为经验阈值不应为一个恒定的常数，而应当考虑采样间隔和卫星高度角之后再给出恰当的值。

需要注意的是，当两个频点上出现的周跳数等于频率比时，周跳对 GF 组合观测值的影响将会被抵消，而周跳数与频率比相差越大，周跳的影响越明显。

(2) MW 组合周跳探测

上文介绍了 MW 组合公式。由于历元间卫星端和接收机端的硬件延迟以及相位缠绕的变化较小，因此 MW 组合周跳探测可以表示为：

$$N_{MW} = N_1 - N_2 = \Phi_1 - \Phi_2 - \frac{f_1 - f_2}{c \cdot (f_1 + f_2)} \cdot (f_1 P_1 + f_2 P_2) \quad (2.36)$$

式中, N_{MW} 表示宽巷模糊度, Φ 表示相位观测值, 以周为单位。由于 N_{MW} 中吸收了伪距观测噪声和多路径误差, 可以使用多历元的平均值 N_{MW}^{Mean} 进行削弱。

MW 组合探测周跳的判断条件设置如下:

$$\begin{cases} \left| N_{MW}^{Mean}(i-1) - N_{MW}(i) \right| > 4\sigma \cdot (i-1) \\ \left| N_{MW}(i+1) - N_{MW}(i) \right| < 1 \end{cases} \quad (2.37)$$

式中, σ 表示前 $i-1$ 个历元 N_{MW} 的标准差。

如果同时满足上式, 则判断发生周跳; 如果只满足第一式, 则判断为粗差。需要注意的是, 当两个频点上出现相同规模的周跳, 其影响将会被抵消。

TurboEdit 方法综合利用 GF 组合和 MW 组合进行周跳探测, 只要其中一个组合探测出了周跳, 则认为该历元发生周跳。

2.4.2.2 单频周跳探测

由于单频观测值无法进行 GF 和 MW 组合, 故无法采用 TurboEdit 法进行周跳探测。下面介绍两种常用的单频周跳探测方法。

(1) 多项式拟合法

由于相位观测值在不发生周跳的情况下是连续且缓慢变化的, 利用这一特性可以采用多项式拟合的方法进行周跳探测。根据多个连续的没有发生周跳的相位观测数据拟合对应的变化曲线, 将实际相位观测值与曲线拟合的数值进行比较, 从而判断其是否含有周跳或者粗差。一般多项式拟合的表达式为:

$$L_i = a_0 + a_1 \cdot (t - t_0) + a_2 \cdot (t - t_0)^2 + \cdots + a_n \cdot (t - t_0)^n \quad (n = 1, 2, \cdots, m; m > n + 1) \quad (2.38)$$

式中, L_i 表示相位观测值, a_0, a_1, \cdots, a_n 表示多项式的系数。采用最小二乘的方法将上式中的系数求出, 并对后续的观测历元进行预报。使用这种方法进行周跳探测时, 其时间跨度不应较大, 否则可能会导致拟合的曲线与实际观测数据之间的差异过大, 从而将良好的观测值误判为周跳或者粗差。

(2) 伪距相位组合法

伪距相位组合法将单频相位和伪距观测值进行组合消除共同误差, 利用误差的剩余部分在较短历元的时间间隔内变化缓慢的特点进行周跳探测, 其具体表达式为:

$$L_f^j - P_f^j = 2 \cdot \frac{I_f^j}{f^2} + \lambda_f \cdot \overline{N_f^j} - Q + \varepsilon_{L_f} - \varepsilon_{P_f} \quad (2.39)$$

式中, Q 表示伪距相位间硬件延迟的差异, 其变化很小可忽略不计。

伪距相位组合主要包含了电离层延迟差异和模糊度信息。在短期内, 电离层延迟的变化较为稳定, 因此可通过多项式拟合法对电离层延迟误差进行预报。该方法的主要缺点是易受伪距观测噪声的影响, 因此其在实时动态定位中的成功率会降低。对于匀速运动或静态接收机, 通常会在使用此方法的基础上再结合多项

式拟合法对单频观测值的进行综合周跳探测。

2.5 参数估计方法

2.5.1 最小二乘估计

在实际定位计算过程中，通常需要建立数学关系，联系起观测值和待估值，即用参数估计来表示测量和计算过程。假设在观测值 y 与待估参数 x 之间存在关系 A ，那么观测方程可以表示为：

$$y = A \cdot x + \varepsilon, R \quad (2.40)$$

式中， A 是为列满秩矩阵。而观测误差一般认为符合期望为 0 的高斯分布，即 $\varepsilon \sim N(0, D)$ ， $R = E[\varepsilon \cdot \varepsilon^T]$ 。因此观测值 y 的分布符合 $y \sim N(A \cdot x, D)$ 。最小二乘估计就是一种建立在这样的参数估计方法基础之上的一种估计方法。

根据最小二乘原理，可以建立估计参数的法方程：

$$(A^T R^{-1} A)x = A^T R^{-1} y \quad (2.41)$$

根据上式，可以得到最小二乘最优无偏解：

$$\begin{cases} x = (A^T R^{-1} A)^{-1} A^T R^{-1} y \\ P = (A^T R^{-1} A)^{-1} \end{cases} \quad (2.42)$$

式中， P 为参数的协方差阵，一般为对称正定矩阵。对称正定矩阵可以采用基于 Cholesky 分解的方法求逆（Kim & Langley, 2000）。

2.5.2 Kalman 滤波

在 GNSS 数据处理中，更常用的是 Kalman 滤波，其参数估计原理与最小二乘估计类似，它是一种基于一组观测序列及系统动力学模型来求出估值的参数估计方法，其表达式如下：

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + W_k \\ L_k = H_k X_k + v_k \end{cases} \quad (2.43)$$

式中， $L_k (k=1, 2, \dots, n)$ 表示一组观测序列，假设系统的状态初值 $X_0 = \hat{X}_0$ ，那么在已知系统状态噪声和观测噪声的统计性质的前提下，计算任意时刻的卡尔曼滤波估计 \hat{X}_k 的过程如下文所示。

状态预测方程为：

$$X_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \hat{X}_{k-1} \quad (2.44)$$

定义参数的协因数阵为 P ，初始方差阵为 P_0 ，则协方差预测方程可以表示为：

$$P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \quad (2.45)$$

定义观测值的协方差阵为 R ，则滤波增益方程为：

$$K_k = P_{k,k-1} H_k^T (H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (2.46)$$

那么状态参数估计方程可以表示为:

$$\hat{X}_k = X_{k,k-1} + K_k (L_k - H_k X_{k,k-1}) \quad (2.47)$$

状态协方差估计方程为:

$$P_k = (I - K_k H_k) P_{k,k-1} \quad (2.48)$$

对于伪卫星高精度定位来说,若系统覆盖范围较小,对流层延迟可以直接用模型进行改正。此时,待估参数 x 包含坐标向量,接收机钟差和相位模糊度。对于静态 PPP 定位,状态转移矩阵 $\Phi_{k,k-1}$ 为单位阵。相位模糊度参数为常数估计,初始方差可以给定一个较大值。接收机钟差变化较大,所以选择逐历元更新,初始方差也给定一个较大值。静态坐标作为常数估计,动态坐标作为白噪声估计或使用速度/加速度模型进行参数状态更新。

2.6 本章小结

本章对高精度定位所涉及的时间系统和空间系统、观测模型和随机模型、误差源及改正方法、数据预处理策略以及参数估计方法等进行了介绍,并对比了 GNSS 系统和伪卫星系统的区别,为后续章节的内容提供了理论基础和算法依据。

第3章 伪卫星系统布站方法研究

伪卫星布站是伪卫星系统组网的前提,影响着伪卫星系统的信号覆盖范围和定位精度。近年来,对伪卫星系统布站的研究主要集中在特定基站数量条件下的几何构型优化上,实验并未考虑实际伪卫星应用场景遮挡严重的情况。伪卫星系统布站的目标是在伪卫星数量一定的条件下,同时达到最大的信号覆盖范围和最优的几何构型。为了解决该问题,本章提出了一种基于多目标粒子群(MOPSO)算法的伪卫星系统的布站方法。该方法结合目标区域的DEM数据,提出一种新的基于视线的可视域分析方法,无需内插可直接确定信号覆盖率,并通过计算格网点的平均HDOP来评估系统的几何构型。以中国九寨沟地区的DEM数据为实验基础,验证了本章所提方法在伪卫星系统布站方面的有效性。

3.1 伪卫星布站相关技术

3.1.1 可视域分析

根据地基伪卫星系统的定位原理,伪卫星用户接收机需要接收到至少四个伪卫星基站的测距信号,才能实现用户的定位服务。尽管伪卫星的信号功率比GNSS卫星强得多,但它仍然无法穿透建筑物等障碍物。因此,为了实现地基伪卫星系统的最佳服务,我们需要确保在较大区域内同时有四个或更多地基伪卫星基站可见。

可视区域取决于伪卫星的位置以及当地的地理空间环境。为了获得某一区域的最大信号覆盖,已经提出了一些适用于伪卫星布站的算法。其中,基于数字高程模型(DEM)的可视域分析技术最为常用(Gillings & Wheatley, 2020)。基本方法如下所述:

图3-1显示了视点(O)和目标点(T)之间视线与DEM格网的交点:点S₁和S₂。S₁'和S₂'的海拔高度是通过已知最近的DEM格网点(P₁、P₂、P₃和P₄)的高度进行插值计算的。如果S₁'或S₂'的高度超过视线(LOS)的高度,信号传播就会被遮挡,目标点将不可见。

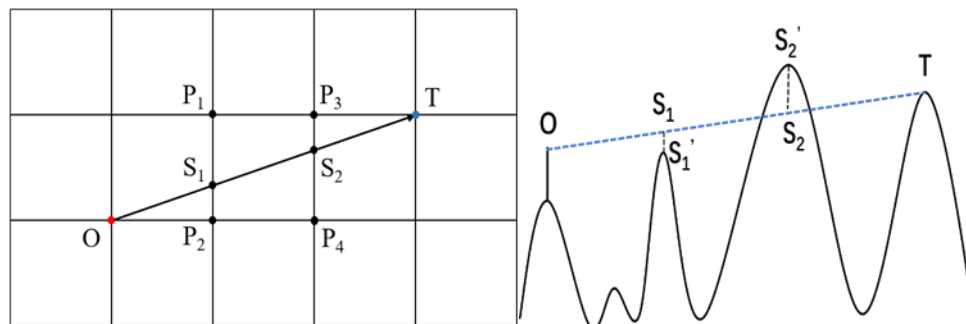


图3-1 基于视线的可视域分析的算法(左)和遮挡判断示意图(右)

Figure 3-1 Visibility analysis algorithm based on line-of sight (Left) and occlusion judgment

schematic diagram (Right)

尽管上述方法在逻辑上很简单,但存在大量重复计算和数据冗余的问题。当 DEM 格网数据分辨率提高时,处理时间大大增加,处理效率也会显著降低。为了解决这个问题,我们将策略从判断单个视线方向变化为判断由目标点和视点形成的平面与目标区域中所有点之间的可视情况。这个算法不需要进行 DEM 插值,也没有任何重复计算,可以大大提高计算效率。具体步骤如下:

步骤 1: 如图 3-2 所示,我们将视点定义为坐标原点 O,并将整个 DEM 格网划分为 8 个线性方向和 8 个相应的扇形区域。

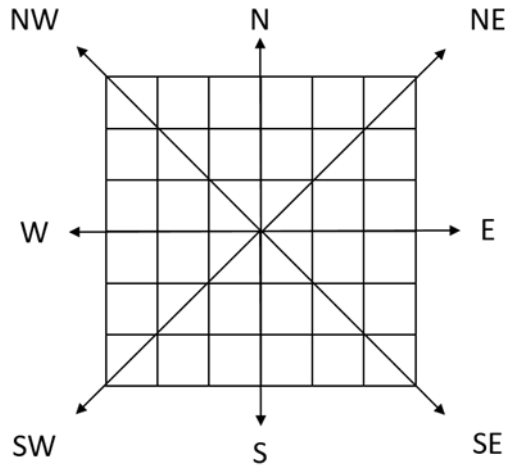


图 3-2 DEM 格网划分示意图

Figure 3-2 Schematic diagram of DEM grid division

步骤 2: 首先考虑 8 个线性方向上的目标点,如图 3-3 所示。以北方向 (N 方向) 为例,视点 O 与最近的 DEM 格网点 N_1 默认是互相可见的。因此,点 O 和 N_1 确定了一条参考线 ON_1 。定义在由点 N_i 和视点 O 确定的线上,第 i 个 DEM 格网点的临界高度 H_i 可以通过以下公式计算:

$$H_i = H_{i-1} + (H_{i-1} - Z_o) / (i - 1) \quad (3.1)$$

式中, Z 表示 DEM 格网点的实际高度。

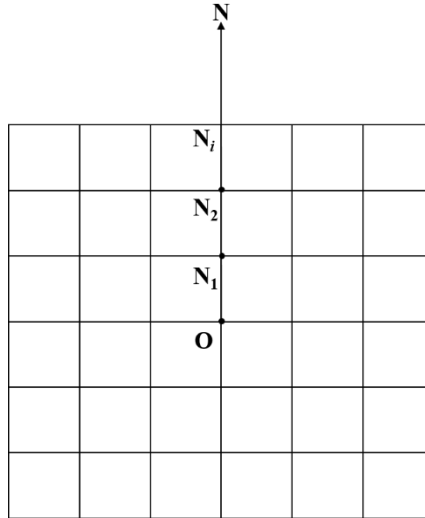


图 3-3 N 方向目标点的示意图

Figure 3-3 Schematic diagram of the target point in the N direction

如果 $Z_i \geq H_i$, 那么点 O 和 N_i 是互相可见的, 我们将参考线从 ON_1 改为 ON_i ; 否则, 点 O 和 N_i 不可见, 参考线保持为 ON_1 。从近到远, 依次判断 N 方向上所有目标点的可见性。同样的方法也可以用来判断其他 7 个线性方向上的目标点。

步骤 3: 在所有线性方向上的目标点的可见性都判断完成后, 剩余的目标点位于 8 个扇形区域中。以图 3-4 中显示的 N-NE 扇形区域为例, 为了判断点 T_i 和点 O 的可见性, 我们首先找到两个点 $T_1(m_1, n_1)$ 和 $T_2(m_2, n_2)$, 其中 T_1 和 T_2 位于同一行或列。

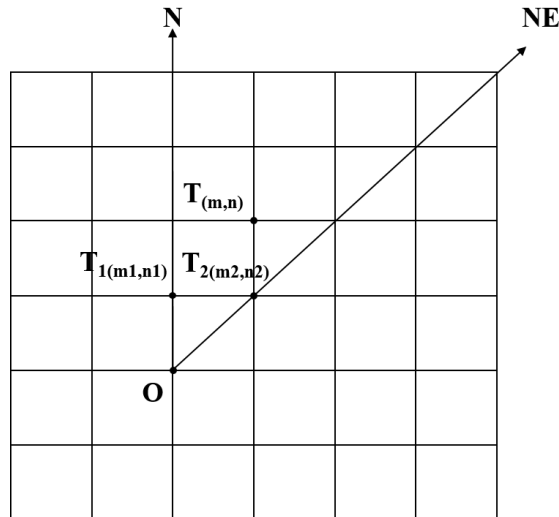


图 3-4 N-NE 扇形区域目标点的示意图

Figure 3-4 Schematic diagram of the target point in the N-NE sector area

由三点 (x_1, y_1, z_1) 、 (x_2, y_2, z_2) 、 (x_3, y_3, z_3) 所形成的空间平面方程如下:

$$\begin{vmatrix} x & y & z & 1 \\ x_1 & y_1 & z_1 & 1 \\ x_2 & y_2 & z_2 & 1 \\ x_3 & y_3 & z_3 & 1 \end{vmatrix} = 0 \quad (3.2)$$

假设 $x_{ab} = x_a - x_b$ ，则：

$$z = z_1 - [(x - x_1)(y_{21}z_{31} - y_{31}z_{21}) + (y - y_1)(z_{21}x_{31} - z_{31}x_{21})] / (x_{21}y_{31} - x_{31}y_{21}) \quad (3.3)$$

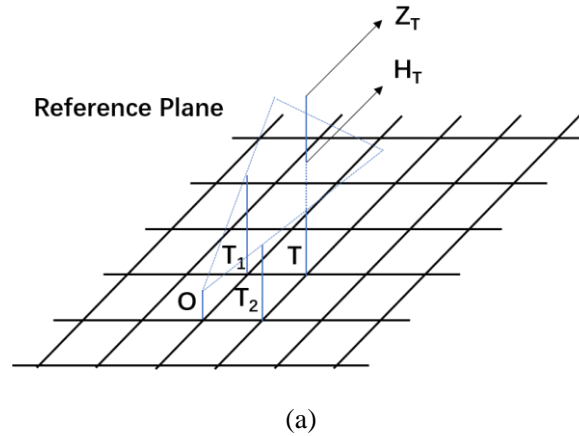
点 O、T₁ 和 T₂ 形成了一个空间参考平面 OT₁T₂。通过将以下数值代入上述公式，可以计算出点 T_i 的临界高度 H_i：

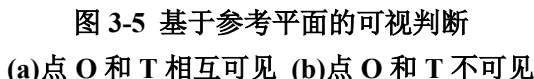
$$\begin{cases} x_1 = m_1 \times dx; y_1 = n_1 \times dy; z_1 = H_{T_1}; \\ x_2 = m_2 \times dx; y_2 = n_2 \times dy; z_2 = H_{T_2}; \\ x_3 = 0; y_3 = 0; z_3 = Z_O; \\ x = m \times dx; y = n \times dy; z = H_i; \end{cases} \quad (3.4)$$

其中， dx 和 dy 分别为 X 和 Y 方向的 DEM 格网分辨率。

如图 3-5 所示，如果 $Z_i \geq H_i$ ，则点 O 和 T_i 是互相可见的，我们将参考平面从 OT₁T₂ 改为 OT₁T_i；否则，点 O 和 T_i 不可见，参考平面 OT₁T₂ 仍然保持作为参考平面。

从近到远，依次判断 $N-NE$ 扇形区域内所有目标点的可见性。同样的步骤也可以用来判断其他 7 个扇形区域内的目标点。





以覆盖面积为 $100\text{ km} \times 100\text{ km}$ 区域, 分辨率为 30 m 的 DEM 数据为例, 该区域的格网数量为 3333×3333 。在相同的运行环境下, 使用我们的算法和常规穷举算法对可视区域进行了分析, 我们的算法计算时间为 124.9 秒和常规穷举算法的计算时间为 4758.8 秒, 结果表明我们的算法速度快了近 40 倍。

卫星定位的精度与以下两个因素有关：(1) 卫星与接收机之间伪距或载波相位信号的测距误差；(2) 卫星的几何构型。精度因子 (Dilution of precision, DOP) 是一类衡量用户在进行定位时所具备的几何条件的定量指标，反映了用户与卫星之间组成的几何图形对测距误差的放大作用：在相同测距精度的条件下，DOP 值越低，表明该用户与卫星之间组成的几何构型越佳，对测距误差的放大作用越小，导航精度越高。精度因子的定义如下：

式中，GDOP 被称为几何精度因子（Geometric Dilution of Precision）；PDOP 被称为位置精度因子（Positional Dilution of Precision）；HDOP 被称为水平精度因子（Horizontal Dilution of Precision）；VDOP 被称为垂直精度因子（Vertical Dilution of Precision）。矩阵 H 被称为权重矩阵，由卫星位置和接收机位置决定。

其中，

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\mathbf{1}_x^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_y^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_z^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \\ -\mathbf{1}_x^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_y^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_z^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -\mathbf{1}_x^{(N)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_y^{(N)}(\mathbf{x}_{k-1}) & -\mathbf{1}_z^{(N)}(\mathbf{x}_{k-1}) & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -[\mathbf{1}^{(1)}(\mathbf{x}_{k-1})]^T & 1 \\ -[\mathbf{1}^{(2)}(\mathbf{x}_{k-1})]^T & 1 \\ \dots & \dots \\ -[\mathbf{1}^{(N)}(\mathbf{x}_{k-1})]^T & 1 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

式中，矩阵 \mathbf{G} 是定位计算中常用的几何矩阵， n 表示伪卫星的数量， $[-\mathbf{1}_x^{(n)}, -\mathbf{1}_y^{(n)}, -\mathbf{1}_z^{(n)}]^T$ 表示从用户接收机位置指向第 i 个伪卫星的单位向量。精度因子表示定位误差的协方差与最小二乘测量误差协方差之间的关系。

3.2 基于多目标粒子群优化算法的伪卫星布站方法

3.2.1 多目标伪卫星布站的数学模型

多目标伪卫星布站问题旨在寻找最优的伪卫星分布位置。其目的是在给定伪卫星数量的条件下，同时获得最高的信号覆盖率和最低的平均 HDOP。因此，其数学模型可以表示如下：

$$\begin{cases} f_1(X) = \text{maximize} \left\langle \frac{S(X_1, X_2, \dots, X_n)}{S_{all}} \right\rangle \\ f_2(X) = \text{minimize} \langle \text{HDOP}(X_1, X_2, \dots, X_n) \rangle \end{cases} \quad (3.8)$$

式中， X_1, X_2, \dots, X_n 表示 N 个地基伪卫星基站的位置； $S(X_1, X_2, \dots, X_n)$ 表示地基伪卫星系统内可以观测到 4 个及以上伪卫星基站的区域； S_{all} 表示整个目标区域； $\text{HDOP}(X_1, X_2, \dots, X_n)$ 表示地基伪卫星系统的可视区域的平均 HDOP。目标函数 f_1 指的是前文 3.1.1 节中讨论的问题，用于评估伪卫星系统的信号覆盖率。目标函数 f_2 指的是前文 3.1.2 节中讨论的问题，用于评估地基伪卫星系统的几何构型。不同的伪卫星系统布站方案具有相应的目标函数值。最佳方案定义为在该方案下信号覆盖率达到最大且平均 HDOP 达到最小的情况。

3.2.2 多目标粒子群算法的实现

粒子群优化 (PSO) 是一种启发式优化算法，其基本思想是通过群体中个体协同来寻找最优解。MOPSO 算法将只能用于单目标优化的 PSO 算法扩展到多目标优化 (Coello et al., 2004)。地基伪卫星系统布站的挑战在于需同时满足两个目标函数，即最大的系统信号覆盖率和最小的平均 HDOP。此外，这两个目标函数通常是不一致的，这可能导致该多目标优化问题的解不是唯一的，而是一组最优解，称为 Pareto 最优解集。MOPSO 算法的具体步骤如下：

步骤 1：初始化 PSO 算法参数，例如种群数量、最优解集大小、最大迭代次数等。

步骤 2: 根据目标函数的评估, 在决策空间中随机初始化粒子群, 包括位置和速度。假设伪卫星基站的数量为 n , 伪卫星站 i 的坐标为 $X_i(x_i, y_i, z_i) (i=1, 2, 3, \dots, n)$ 。其中, x_i 和 y_i 是独立的变量, z_i 可以从 DEM 格网数据中获得。这 n 个伪卫星基站构成一个决策向量, 即一个粒子。

步骤 3: 计算 PSO 的适应度值。根据 Pareto 支配原则, 获得初始档案集 (也称为 Pareto 临时最优集)。计算在初始化后生成的粒子群中的粒子 j 的目标函数值 $f_{1,j}$ 和 $f_{2,j}$ 。如果粒子 j 没有被 Pareto 临时最优集中的任意粒子 k 满足所支配, 即满足: $f_{1,k} \geq f_{1,j}$, 且 $f_{2,k} \leq f_{2,j}$, 则将该粒子 j 放入 Pareto 临时最优集中。

步骤 4: 将个体最优粒子 $pbest$ 初始化为其自身。在 Pareto 临时最优集中随机选择全局最优粒子 $gbest$ 。

步骤 5: 根据以下公式计算速度和位置, 并进行更新:

$$\begin{cases} V_{id}(t+1) = \omega \cdot V_{id}(t) + c_1 \cdot r_1 \cdot (pbest_{id}(t) - X_{id}(t)) + c_2 \cdot r_2 \cdot (gbest_{id}(t) - X_{id}(t)) \\ X_{id}(t+1) = X_{id}(t) + V_{id}(t+1) \end{cases} \quad (3.9)$$

式中, V_{id} 是粒子 i 的速度, X_{id} 是粒子 i 的位置; c_1 和 c_2 是学习因子, 通常设置为 2, 其中 c_1 决定了粒子的局部搜索能力, c_2 决定了粒子的全局搜索能力; r_1 和 r_2 是随机函数, 取值范围为 $[0, 1]$; ω 是惯性权重, 可以通过以下公式确定:

$$\omega = \omega_{\max} - \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{t_{\max}} \cdot t \quad (3.10)$$

式中, ω_{\max} 是最大惯性权重, 通常设置为 0.9; ω_{\min} 是最小惯性权重, 通常设置为 0.4; t 是当前的迭代次数; t_{\max} 是总的迭代次数。

公式 3.10 用于动态调整惯性权重, 使其随着迭代次数的增加逐渐减小, 从而在算法的初期保持较大的探索性, 在后期增强收敛性。

步骤 6: 根据每个粒子更新后的位置, 重新计算目标函数的适应度值。根据 Pareto 支配原则更新个体最优粒子 $pbest$ 。将新的个体最优粒子与 Pareto 临时最优集按照 Pareto 支配原则进行比较, 更新 Pareto 临时最优集, 并在 Pareto 临时最优集中随机选择并更新全局最优粒子 $gbest$ 。

步骤 7: 如果达到最大迭代次数, 则退出循环; 否则, 返回步骤 5 继续循环。

具体流程如图 3-6 所示。

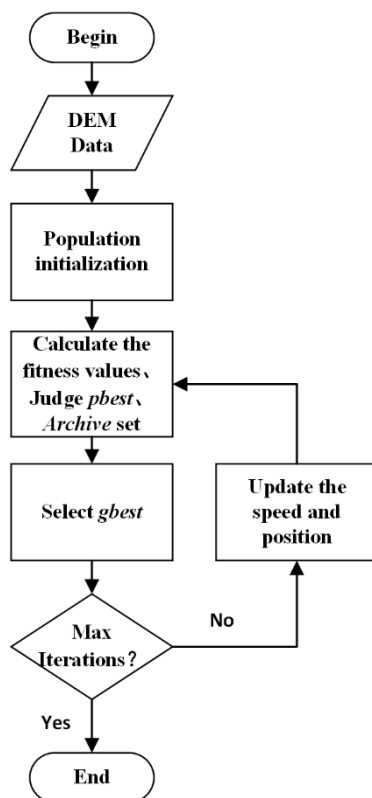


图 3-6 MOPSO 算法流程图

Figure 3-6 MOPSO algorithm flowchart

3.3 仿真实验分析

3.3.1 MOPSO 算法和传统 PSO 算法的对比

以九寨沟地区的 DEM 格网数据 (约 $10\text{ km} \times 10\text{ km}$) 为例, 评估使用 MOPSO 算法进行伪卫星系统布站的有效性。伪卫星基站的高度设置为 10 m 。设计了以下四种方案进行对比分析:

方案 1: 地基伪卫星基站在目标区域内均匀分布, 伪卫星基站的数量设置为 9、16、25、36 和 49。

方案 2: 在目标区域内, 使用经典的 PSO 算法对地基伪卫星系统的信号覆盖率进行优化。

方案 3: 在目标区域内, 使用经典的 PSO 算法对地基伪卫星系统的平均 HDOP 进行优化。

方案 4: 在目标区域内, 使用 MOPSO 算法同时对地基伪卫星系统的信号覆盖率和平均 HDOP 进行优化。

在这些方案中, 方案 2 至 4 的参数设置如下: 种群数量为 50, 最大迭代次数为 100。分别对四种方案进行模拟, 以获得信号覆盖率、平均 HDOP 和地基伪卫星基站数量之间的关系。以 16 个地基伪卫星基站为例, 使用方案 2 和方案 3 进行优化的收敛过程如图 3-7 所示。

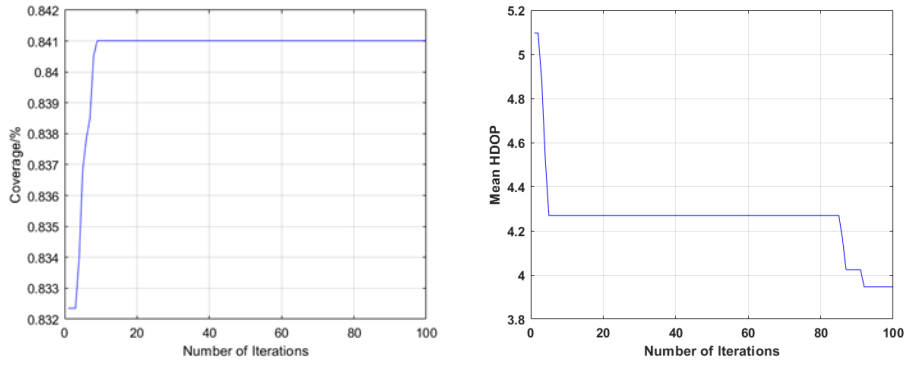


图 3-7 方案 2 (左) 和方案 3 (右) 优化下的收敛过程

Figure 3-7 Convergence process under optimization of scheme 2 (Left) and scheme 3 (Right)

四种方案的具体结果如表 3-1 所示。

表 3-1 四种方案下伪卫星基站数量、信号覆盖率和平均 HDOP

Table 3-1 Number of pseudolite base stations, signal coverage, and average HDOP under four scenarios

基站数量	方案	覆盖率 /%	平均 HDOP
9	1	7.7	10.07
	2	52.0	21.36
	3	17.3	4.62
	4	47.5	6.36
16	1	21.5	5.67
	2	84.1	16.63
	3	34.5	3.91
	4	70.4	5.02
25	1	32.6	4.72
	2	92.9	15.14
	3	43.4	3.09
	4	89.3	4.21
36	1	46.5	3.69
	2	96.6	14.53
	3	51.7	2.6
	4	92.8	3.39
49	1	56.1	3.19
	2	98.5	10.87
	3	58.3	2.23
	4	95.1	2.91

从表 3-1 可以看出, 在方案 1 中, 即伪卫星基站平均分布的情况下, 由于伪卫星分布构型较好, 平均 HDOP 值较低。然而, 即使部署了 49 个伪卫星基站, 覆盖率也仅为 56.1%。在方案 2 中, 单目标粒子群算法只对地基伪卫星系统的信号覆盖率进行优化, 因此该方案在四种方案中拥有最佳的系统覆盖率。方案 3 则仅对地基伪卫星系统的平均 HDOP 值进行优化, 因此它具有最小的平均 HDOP 值。方案 4 采用了多目标优化算法, 虽然系统的信号覆盖率和平均 HDOP 不能

同时达到最佳，但它在两者之间达到了良好的平衡。

下图 3-8 和图 3-9 展示了三种方案下的覆盖范围、平均 HDOP 和基站数量的关系。

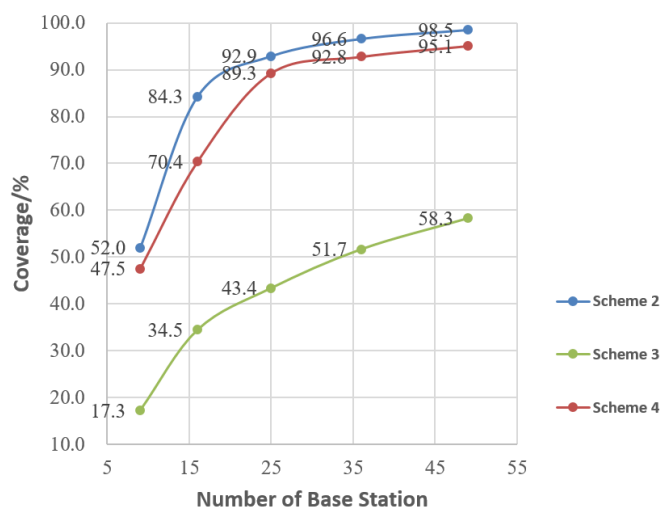


图 3-8 三种方案下的覆盖范围和基站数量的关系

Figure 3-8 The relationship between coverage area and number of base stations under the three schemes

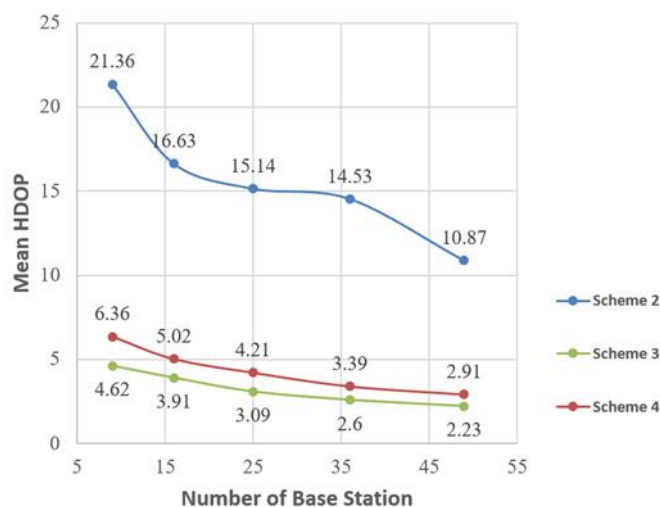


图 3-9 三种方案下平均 HDOP 和基站数量的关系

Figure 3-1 The relationship between average HDOP and number of base stations under the three schemes

方案 2 和方案 4 的比较表明，方案 2 的 PSO 算法仅对伪卫星系统的信号覆盖率进行单目标优化，而方案 4 则需要同时考虑伪卫星系统的几何构型。因此，方案 4 的系统信号覆盖率比方案 2 略低，整体差异为 7.2%。方案 2 的平均 HDOP 比方案 4 高出 72.4%，因此方案 4 优于方案 2。

方案 3 和方案 4 的比较表明，方案 3 的 PSO 算法仅对伪卫星系统的几何构型进行单目标优化，因此其平均 HDOP 较小。方案 4 需要同时考虑伪卫星系统

的信号覆盖率，因此系统的平均 HDOP 比方案 3 高出约 24.6%。然而，由于方案 3 没有考虑伪卫星系统的覆盖率，方案 4 的覆盖率比方案 3 高出 49.8%。因此方案 4 优于方案 3。

综上所述，方案 1 采用均匀的站点分布，覆盖率较小。方案 2 和方案 3 均采用常见的单目标粒子群优化算法，未同时考虑伪卫星系统的信号覆盖率和平均 HDOP。本文所提出的基于 MOPSO 的算法的地基伪卫星布站方法在伪卫星系统的信号覆盖率和几何构型上都取得了良好的效果。根据仿真结果，约 25 个伪卫星基站可以覆盖 90% 的目标区域，平均 HDOP 为 4.21。

3.3.2 MOPSO 算法和凸多面体体积优化算法的对比

为了进一步评估所提出的 MOPSO 算法的性能，我们将其与成熟的凸多面体体积优化（CPVO）算法进行比较。CPVO 算法的原理是卫星与测站之间单位矢量端点所构成的凸多面体体积大致与 DOP 值成反比。在实验中，当使用 CPVO 算法对 n 个伪卫星基站的优化时，首先根据实际环境给出可用的伪卫星基站分布。然后固定 $n-1$ 个伪卫星基站的位置，并调整剩余伪卫星的方位角和高度角（Blanco-Delgado & Nunes, 2010）。

为了便于进行对比，仍然选择上述提到的目标区域，并分别使用 CPVO 和 MOPSO 算法进行仿真实验。两种算法的分布结果如下图所示。图 3-10 中红色标记的点是伪卫星基站的位置。在相同数量的伪卫星基站下，两种算法得到了不同的站点分布结果。

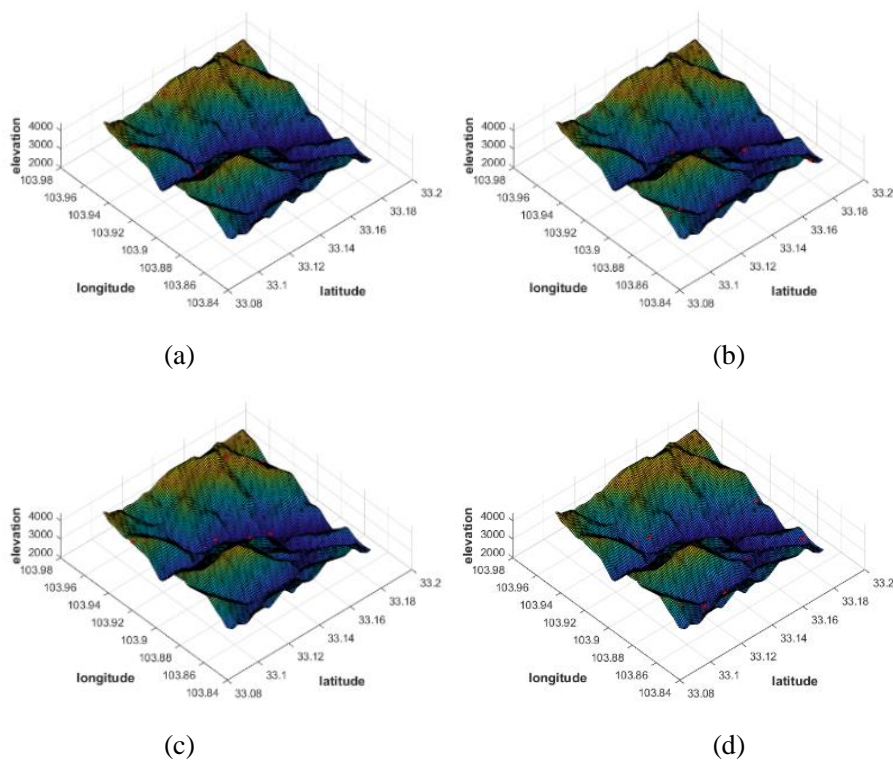


图 3-10 CPVO 和 MOPSO 算法的结果比较

(a) CPVO 6 伪卫星 (b) CPVO 10 伪卫星 (c) MOPSO 6 伪卫星 (d) MOPSO 10 伪卫星
Figure 3-10 Comparison of CPVO and MOPSO algorithm results
 (a) CPVO 6 pseudolites (b) CPVO 10 pseudolites (c) MOPSO 6 pseudolites (d)
 MOPSO 10 pseudolites

表 3-2 CPVO 和 MOPSO 算法结果的比较
Table 3-2 Comparison of CPVO and MOPSO algorithm results

算法	基站数量	覆盖率 /%	平均 HDOP
CPVO	6	10.1	7.83
	10	22.3	7.37
	16	39.6	6.52
	25	55.7	5.12
MOPSO	6	40.9	6.91
	10	49.3	6.15
	16	70.4	5.02
	25	89.3	4.21

从表 3-2 可以看出, MOPSO 算法和 CPVO 算法虽然都可以用于获得良好的伪卫星布站的几何结构, 但在平均 HDOP 方面, MOPSO 算法仍比 CPVO 算法小约 17.3%。然而, CPVO 算法仅优化几何构型, 而没有考虑系统的信号覆盖率。这导致了 MOPSO 算法在系统的信号覆盖率方面相较于 CPVO 算法具有显著优势, 约高出 30.6%。

3.4 本章小结

伪卫星定位系统的星座设计是一个多目标优化问题, 其目标是在特定区域内实现最佳的信号覆盖率和几何构型。在本研究中, MOPSO 算法被用于伪卫星基站的布站设计。系统的信号覆盖率通过可视域分析来确定, 而 DEM 格网点的平均 HDOP 则用于衡量系统的几何构型。对中国九寨沟地区的仿真结果表明:

- (1) MOPSO 算法在确保系统信号覆盖率的同时, 优化基站的几何构型。
- (2) 与经典的 PSO 算法相比, MOPSO 算法将系统覆盖率提高了 49.8%, 将平均 HDOP 提高了 72.4%。
- (3) MOPSO 算法和 CPVO 算法都可以用于获得良好的伪卫星布站的几何构型, 但 MOPSO 算法在系统信号覆盖率方面进一步提高了约 30%。

基于 MOPSO 算法的地基伪卫星系统布站方法不仅能够提高伪卫星系统的信号覆盖率, 还在覆盖区域内具有较高的定位精度, 这为多目标伪卫星基站的实际部署提供了参考。但需要注意的是, 上述所有结果均基于仿真实验得出, 在实际部署中还需考虑伪卫星基站的测距范围和信号强度, 并进一步考虑建筑物、树木等的遮挡情况。

第4章 伪卫星对流层延迟模型精化及其性能评估

在 GNSS 领域,对流层延迟模型已经相对成熟,但这些模型并不能直接应用于伪卫星系统以准确估计其对流层延迟。虽然已有研究者基于 GNSS 的对流层延迟模型推导出适用于伪卫星系统的对流层延迟模型,但这些模型的性能尚未得到充分的实际验证。目前,仅有的评估工作多是基于标准大气条件下的仿真研究,这些条件与伪卫星系统实际应用的环境存在较大差异。此外,现有的伪卫星对流层模型普遍采用固定值来表示干、湿延迟的截止高度,这种做法未能考虑其时空变化特性,从而引入了模型误差。

为了提高伪卫星对流层延迟模型的精度,本章将全球划分为 $1^\circ \times 1^\circ$ 的格网,并利用 ERA5 全球气象再分析数据来拟合每个格网点处的干、湿延迟截止高度。然后,通过选取距离用户最近的四个格网点的拟合参数,并应用双线性内插法,计算出用户所在位置的干、湿延迟截止高度。本章选取了全球 12 个重要机场作为实验区域,并采用 GNSS 领域精度最高的 NWM 射线追踪方法的结果作为对流层延迟的参考值,对改进前后的模型进行了精度比较,并分析了精化后的伪卫星对流层延迟模型的特性。

4.1 伪卫星对流层延迟模型精化及评估方法

现有的用于伪卫星定位系统的对流层模型通常依赖于经验固定值作为对流层干延迟和湿延迟的截止高度。然而,在全球范围采用相同的经验值忽视了截止高度的时空变化。因此,有必要在对流层建模时考虑时间、经度、纬度等因素,以提高现有模型的精度。

为评估改进模型的有效性,本研究选择了全球 12 个重要机场作为实验区域。本文使用 NWM 射线追踪单差法的结果作为伪卫星基站与接收机之间对流层延迟的参考值,并采用 ERA5 数据作为气象数据的输入,以尽量减少其他因素对结果的影响。

4.1.1 常用的伪卫星对流层延迟模型

对流层延迟分为静力学延迟(干延迟)和湿延迟两部分:

$$\Delta L_{trop} = \Delta L_{dry} + \Delta L_{wet} \quad (4.1)$$

航空无线电技术委员会(Radio Technical Commission for Aeronautics, RTCA)为局域增强系统(Local Area Augmentation System, LAAS)建立了一个对流层延迟模型(RTCA, 2000)。该对流层延迟模型的静力学(干)分量和湿分量如下所示:

$$\Delta L_{trop} = 10^{-6} \cdot N_{*,0} \cdot D \cdot \left(1 - \frac{h_{rov} - h_{pl}}{h_{*,0}} \right) \quad (4.2)$$

式中，“*”表示干分量或湿分量的参数， D 表示伪卫星基站与用户接收机之间的斜距， h_{rov} 是用户接收机的高度， h_{pl} 是伪卫星基站的高度， $h_{*,0}$ 是模型中的比例高度。根据经验， $h_{dry,0}$ 和 $h_{wet,0}$ 通常分别设置为42700 m和12000 m。比例高度 $h_{*,0}$ 分别对应的是对流层干延迟和湿延迟的上界。折射率 $N_{*,0}$ 是通过气象数据获得的，可以通过以下公式计算：

$$\begin{cases} N_{dry} = 77.6 \cdot \frac{P}{T} \\ N_{wet} = 22770 \cdot \frac{f}{T^2} \cdot 10^{\frac{7.4475 \cdot (T-273)}{T-38.3}} \end{cases} \quad (4.3)$$

式中， P 是大气压力，单位为毫巴； T 是温度，单位为开尔文； f 是相对湿度，单位为百分比(%)。需要注意的是，这些参数在使用上式之前必须先将其换算到海平面处。

从公式4.2可以看出，RTCA模型仅仅关注伪卫星基站与用户接收机之间的高度差与比例高度的一阶项。在RTCA模型的基础上考虑高阶项，得到修改后的RTCA (MRTCA)模型 (Biberger et al., 2003)。MRTCA模型可以用以下公式表示：

$$\Delta L_{trop} = 10^{-6} \cdot N_{*,0} \cdot D \cdot \left(1 - 2 \cdot \frac{h_{rov} - h_{pl}}{h_{*,0}} + 2 \cdot \frac{h_{rov}^2 + h_{rov} \cdot h_{pl} + h_{pl}^2}{h_{*,0}^2} \right) \quad (4.4)$$

Hopfield模型是一种常用于GNSS中的对流层延迟模型，它将对流层延迟分为干成分和湿成分，并分别对其进行积分计算。Hofmann-Wellenhof从Hopfield模型推导出适用于伪卫星定位系统的对流层延迟模型 (Hofmann-Wellenhof et al., 2012)。该模型也是从海平面处开始的积分，其公式如下所示：

$$\Delta L_{trop} = 2 \cdot 10^{-7} \cdot N_{*,0} \cdot D \cdot \left(\left(1 - \frac{h_{rov}}{h_{*,0}} \right)^5 - \left(1 - \frac{h_{pl}}{h_{*,0}} \right)^5 \right) \cdot \frac{h_{*,0}}{h_{rov} - h_{pl}} \quad (4.5)$$

Bouska从Hopfield模型中推导出了与伪卫星基站高度处的折射率相关的伪卫星对流层模型 (Bouska & Raquet, 2003)。这一点是Bouska模型与前面提到的其他三个模型之间的主要区别。具体来说，Bouska模型更注重在伪卫星基站高度处的折射率对对流层延迟的影响，而不仅仅是对整个对流层延迟的积分，这使得该模型在处理伪卫星定位系统的对流层延迟时可能更具精确性。Bouska模型可以用以下公式表示：

$$\Delta L_{trop} = 2 \cdot 10^{-7} \cdot N_{*,pl} \cdot R_{rov} \cdot \left(1 - \left(1 - \frac{h_{rov} - h_{pl}}{h_{*,0} - h_{pl}} \right)^5 \right) \cdot \frac{h_{*,0} - h_{pl}}{h_{rov} - h_{pl}} \quad (4.6)$$

式中, $N_{*,pl}$ 表示伪卫星基站高度处的折射率。

除了以上四种与伪卫星基站和接收机之间的高度差相关的伪卫星对流层延迟模型, 还有一种只考虑伪卫星基站和接收机之间的斜距的伪卫星对流层延迟模型, 称为 LTC (Length based tropospheric delay) 模型。LTC 模型假设伪卫星基站至用户接收机路径上的大气折射率是均匀的, 从而简化了对流层延迟的计算。折射率通常由常数 (IAG Resolutions, 1999) 计算。LTC 模型的公式如下:

$$\begin{cases} \Delta L_{trop} = 10^{-6} \cdot N \cdot D \\ N = 77.689 \cdot \frac{P - e}{T} + 71.2952 \cdot \frac{e}{T} + 375463 \cdot \frac{e}{T^2} \\ e = 6.1078 \cdot \exp\left(\frac{17.269 \cdot (T - 273.15)}{237.30 + (T - 273.15)}\right) \cdot f \end{cases} \quad (4.7)$$

式中, D , P , T 和 f 的含义与前面介绍的伪卫星对流层延迟模型相同。

通过上面公式可以看出, 在 LTC 模型中, 伪卫星对流层延迟与伪卫星基站和用户接收机之间的高度差无关。这一特点使得 LTC 模型在某些特定应用中可以减少计算的复杂性, 因为它只依赖于路径长度, 而不需要考虑高度差异带来的影响。但也可能导致对高度差异敏感的场景中的精度下降。

4.1.2 伪卫星对流层延迟模型的精化

上面介绍的对流层模型 (除了 LTC 模型) 都使用了从经验模型中得到的干、湿延迟的截止高度。我们通过改进截止高度的值来提高伪卫星对流层模型的精度。具体而言, 我们考虑了时间、经度、纬度等因素对截止高度的影响, 以更好地反映实际大气条件的变化。这种改进有助于减少由于使用固定经验值带来的误差, 从而提高伪卫星对流层延迟模型在不同环境条件下的精度。

根据定义, 我们将大气压降至 0 Pa 的高度作为干延迟的截止高度, 而将比湿降至 0 g/kg 的高度作为湿延迟的截止高度。然而, 需要注意的是, 在实际情况中, 大气压不可能完全达到 0 Pa, 但在某些情况下它可以非常接近这个理想值。

ERA5 是欧洲中期天气预报中心 (ECMWF) 的第五代全球气候再分析数据集, 覆盖了从 1950 年 1 月到现在的时期。ERA5 提供了大量大气、陆地和海洋气候变量的逐小时估算 (Muñoz-Sabater et al., 2021)。ERA5 包括所有变量的不确定性信息, 具有较高的时空分辨率。它通过先进的建模和数据同化系统, 将大量历史观测数据结合起来, 生成全球估算值。ERA5 包含 37 层大气压数据, 使用 ERA5 的分层数据, 通过多项式拟合得到 0 Pa 的高度作为干延迟的截止高度。使用 ERA5 数据可以确定格网点上比湿首次降至 0 g/kg 的高度。通过对该高度附

近的分层数据进行多项式拟合，可以得到湿延迟的截止高度。

我们选择了 2020 年至 2022 年的 ERA5 全球格网数据（包括地势高度、温度、大气压力和比湿，分辨率为 $1^\circ \times 1^\circ$ ），并分析了干、湿延迟的截止高度（ $h_{dry,0}$ 和 $h_{wet,0}$ ）、纬度和经度以及一年中的日期（DOY）之间的关系。

大气干延迟占对流层延迟总量的 90%，因此正确估算大气干延迟非常重要。图 4-1 显示了不同季节下干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 与纬度和经度之间的关系。

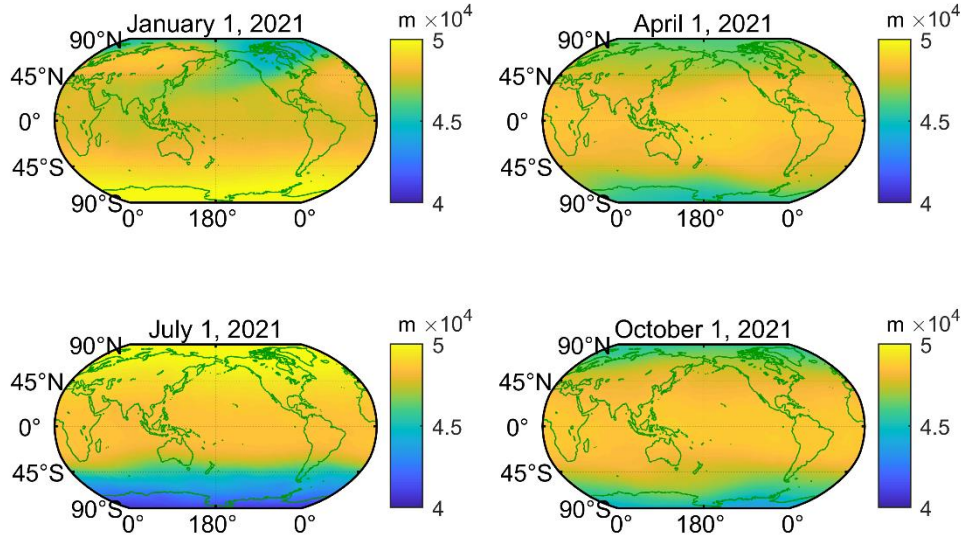


图 4-1 不同季节干延迟截止高度的分布图

Figure 4-1 Distribution diagram of hydrostatic delay cutoff height in different seasons

从全球尺度来看，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的数值范围在 40000 至 50000 m 之间，大多数格网点的数值大于 42700 m，这也表明直接选择固定值 42700 m 会引起一定的误差。从全年尺度来看，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 在纬度相同、经度不同处的数值变化不大。然而，在 4 月和 10 月，同一经度下，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的数值从赤道向南北逐渐减少，并沿赤道大致对称。在 1 月，同一经度下，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的数值从南向北逐渐减少。在 7 月，同一经度下，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的数值从北向南逐渐减少。

从图 4-1 可以看出，在全球范围内使用固定的经验值 $h_{dry,0} = 42700$ m 会导致对流层延迟模型中的误差。在全年时间序列中，干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 也有一定的变化趋势。因此，可以使用周年项和半周年项来拟合干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 。通过使用 2020 年至 2022 年的 ERA5 数据，我们确定了 $1^\circ \times 1^\circ$ 格网点上干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的平均值 (A_0)，以及周年项振幅 (A_1, A_2) 和半周年项振幅 (A_3, A_4)，

公式如下：

$$h_{dry,0} = A_0 + A_1 \cos\left(\frac{DOY}{365.25} 2\pi\right) + A_2 \sin\left(\frac{DOY}{365.25} 2\pi\right) + A_3 \cos\left(\frac{DOY}{365.25} 4\pi\right) + A_4 \cos\left(\frac{DOY}{365.25} 4\pi\right) \quad (4.8)$$

式中，DOY 表示年积日。

从全球尺度来看（图 4-2），湿延迟的截止高度 $h_{wet,0}$ 的数值范围在 0 至 12000 m 之间，大多数格网点的数值低于经验固定值 12000 m。因此，直接将湿延迟的截止高度 $h_{wet,0}$ 设置为 12000 m 是不合适的。从全年的时间序列来看，尽管湿延迟仅占对流层总延迟的 10%，但其日变化非常剧烈，且没有明显的周期特性。因此，我们计算了 $1^\circ \times 1^\circ$ 格网点上湿延迟的截止高度 $h_{wet,0}$ 的年平均值，并将该值作为格网产品。

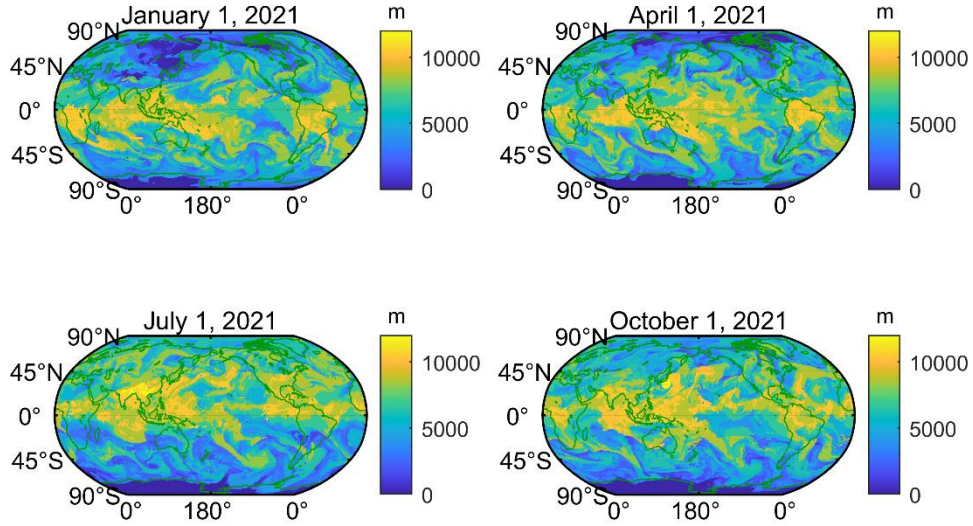


图 4-2 不同季节湿延迟截止高度的分布图

Figure 4-2 Distribution diagram of wet delay cutoff height in different seasons

4.1.3 实验数据与评估方法

以往对的研究通常使用海平面处的标准大气环境（ $P_0 = 1013.25$ mbar, $T_0 = 18^\circ\text{C}$, $H_0 = 50\%$ ）来比较不同的伪卫星对流层延迟模型（Fukushima et al., 2004; Wang et al., 2005; So et al., 2013）。然而，在伪卫星定位系统的实际应用中，用户接收机的位置和气象参数（大气压力、温度和相对湿度）往往并非处于标准条件下。因此，有必要在实际情况下评估上述伪卫星对流层延迟模型的性能。

本文选择了 2020 年至 2022 年的 ERA5 全球格网数据，并通过双线性内插的方法获取了实验区域的相应气象值。这种基于实际再分析数据的实验比使用标准大气环境的仿真实验更加可靠。

为了更好地比较上述伪卫星对流层延迟模型在实际应用中的表现，我们选择了全球范围内的 12 个机场作为实验区域（图 4-3）。这些机场对应的数据，如纬度、经度和海拔高度是从官方网站上获取的。

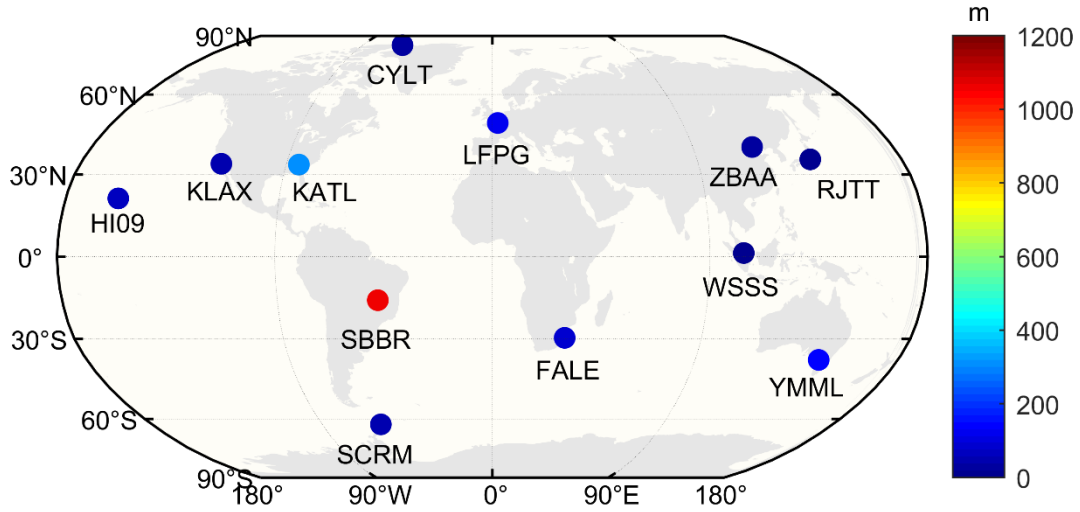


图 4-3 全球范围所选机场的分布图

Figure 4-3 Distribution map of selected airports worldwide

以往的研究通常只评估了不同伪卫星对流层延迟模型之间的相对误差，但没有给出绝对误差。NWM 射线追踪法是一种基于 Snell 定律的高精度电磁波延迟校正方法。该方法假设对流层大气是球形分层的（Zus et al., 2021）。首先通过使用 ERA5 再分析数据来获取实验区域的气象数据，再通过 NWM 射线追踪单差法获得实验区域的对流层延迟的参考值，从而评估上述伪卫星对流层延迟模型的准确性。由于伪卫星对流层模型和 NWM 射线追踪法都使用 ERA5 数据，这样可以避免不同气象数据对结果的影响。由于地球曲率的影响，地球上同一射线两点的高度角是不同的。NWM 射线追踪单差法的原理如图 4-4 所示。

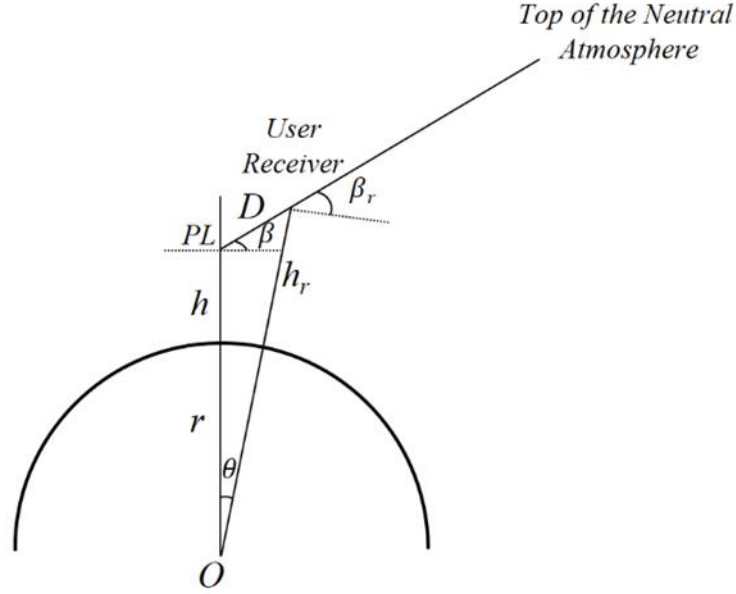


图 4-4 NWM 射线追踪单差法的示意图

Figure 4-4 Schematic diagram of NWM ray-tracing single-difference method

当已知伪卫星基站的高度、用户接收机的高度以及伪卫星基站与用户接收机之间的高度角时，可以通过以下公式计算用户接收机处的高度角：

$$\begin{aligned} h_r &= \sqrt{(r+h)^2 + D^2 - 2 \times (r+h) \times D \times \cos(\beta + \pi/2)} - r \\ &= \sqrt{(r+h)^2 + D^2 + 2 \times (r+h) \times D \times \sin \beta} - r \end{aligned} \quad (4.9)$$

并且，

$$\begin{aligned} \beta_r &= \beta + \theta \\ &= \beta + \arcsin(D \cdot \sin(\beta + \pi/2) / (r + h_r)) \\ &= \beta + \arcsin(D \cdot \cos \beta / (r + h_r)) \end{aligned} \quad (4.10)$$

式中， D 是伪卫星基站和用户接收机之间的斜距， O 是地心， r 是地球的平均半径， h 是伪卫星基站的高度， h_r 是用户接收机的高度， β 是伪卫星基站与用户接收机之间的高度角， θ 是伪卫星基站与用户接收机和地心之间的夹角， β_r 是用户接收机处的高度角。

需要注意的是，当伪卫星基站与用户接收机之间的高度角非常小时，即使进行了高度角关于地球曲率的修正，但是 NWM 射线追踪单差法在计算伪卫星对流层延迟时仍然会存在较大的误差。因此，以下讨论中不考虑高度角过低的情况。

4.2 精化的伪卫星对流层延迟模型特性分析

首先，我们评估了伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度的拟合情况。随后，在全球 12 个机场的实验区域中评估了伪卫星对流层延迟模型精化的有效性。最后，我们考虑了高度角、斜距和季节性等因素，分析了精化后的伪卫星对流层模

型误差的特性。

4.2.1 伪卫星对流层延迟模型精化的评估

对流层延迟与纬度密切相关，而与经度的相关性较低（Ding et al., 2023）。因此，我们展示了在相同经度下均匀分布于不同纬度上的五个站点的拟合结果（图 4-5(a)-(e)）。图中，深蓝色点表示根据 2020 年至 2022 年 ERA5 数据计算出的每日干延迟的截止高度。根据公式 4.8 拟合出的干延迟的截止高度值很好地描述了所选时间跨度内的实际周年和半年变化（红线）。紫色线表示两者之间的拟合残差。而浅蓝色线表示原始模型中使用的固定值 $h_{dry,0} = 42700$ 。显然，实际每日干延迟的截止高度与固定值之间存在显著偏差。本文提出的方法有效地拟合了干延迟的截止高度的时间序列。从全球范围来看，拟合得到的干延迟的截止高度与实际的干延迟的截止高度相差不大，拟合残差小于 0.6 km（图 4-5(f)）。

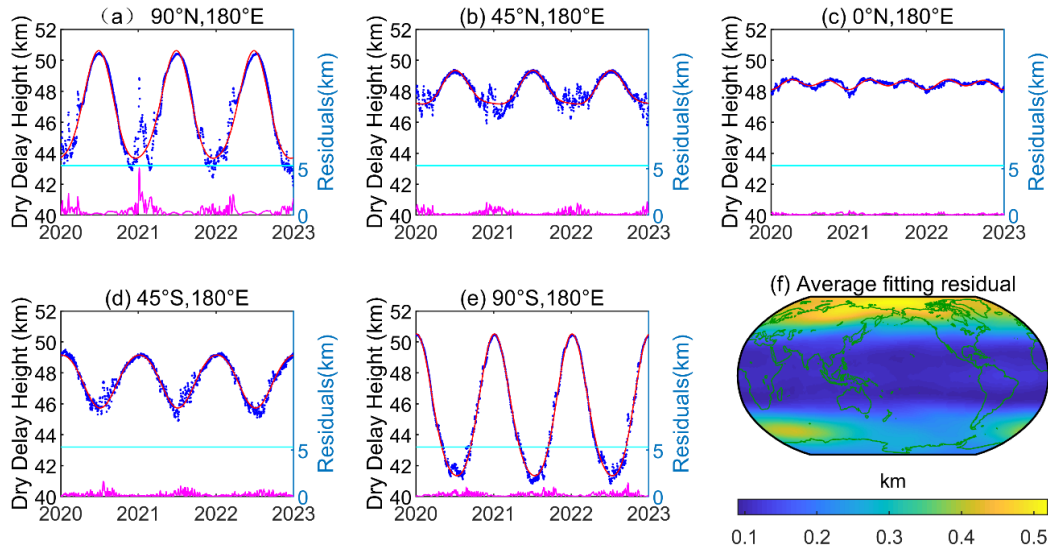


图 4-5 干延迟截止高度拟合效果图

(a)-(e) 180° E 和不同经度上格网点的拟合情况 (f) 年平均拟合残差

Figure 4-5 Fitting result diagram of hydrostatic delay cutoff height

(a)-(e) Fitting results of grid points at 180°E and different longitudes (f) Annual average fitting residual

伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 和 $h_{wet,0}$ 以全球格网产品的形式播发，且分辨率可以根据需要进行调整。在获得站点附近的四个格网点的干延迟的截止高度 $h_{dry,0}$ 的五个格网参数和湿延迟的截止高度 $h_{wet,0}$ 的年平均值之后，可以通过双线性内插的方法计算出站点的干、湿延迟的截止高度值。

为了验证本文提供的格网产品的稳定性，我们使用 2020 年至 2022 年的三年的 ERA5 数据和 2021 年的单年的 ERA5 数据对伪卫星对流层延迟的截止高度进行了格网建模。此外，我们选择了 2023 年 1 月至 10 月每个月的第一天，以比较

三年和一年格网产品的差异。实验在前述的 12 个机场作为测试区域进行，伪卫星基站与用户接收机之间的高度角设置为 45° ，斜距设置为 5000 m。我们计算了两个格网产品在每个站点的平均差异，结果如图 4-6 和图 4-7 所示。

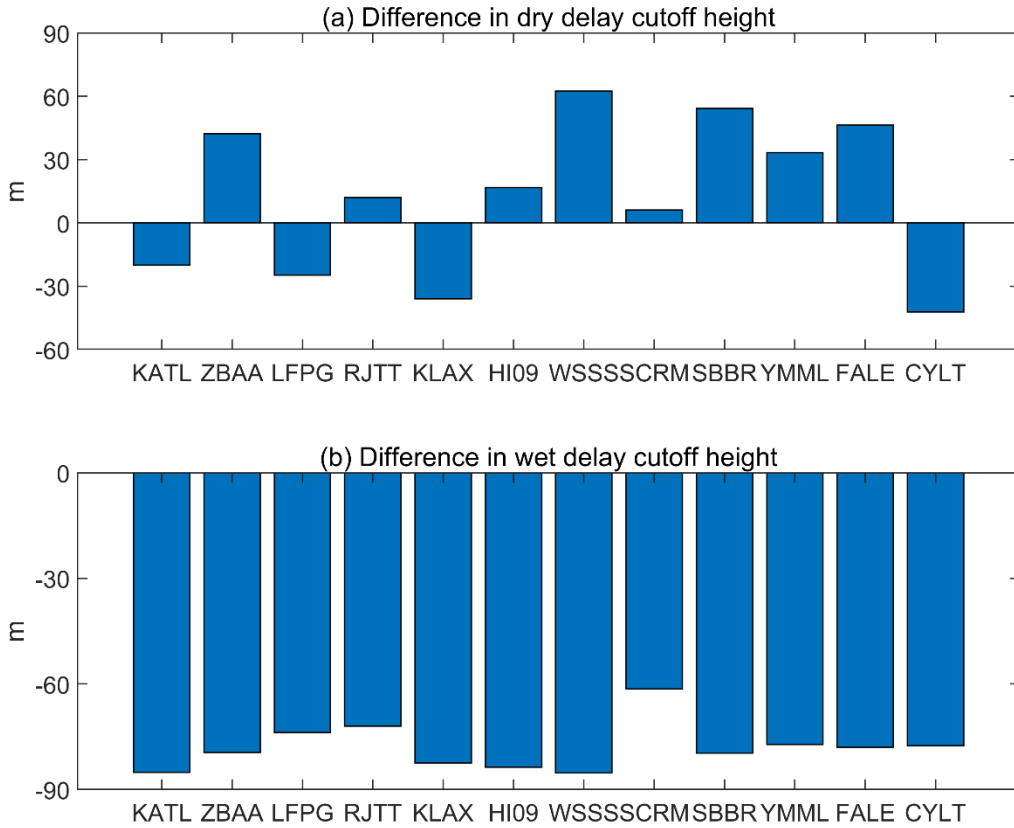


图 4-6 一年和三年格网产品拟合伪卫星对流层截止高度的比较

Figure 4-6 Comparison of one-year and three-year grid products fitting the pseudolite tropospheric cutoff height

图 4-6 显示，使用两个格网产品得到的干延迟的截止高度（图 4-6(a)）最大差异仅约 60 m，而湿延迟的截止高度（图 4-6(b)）的差异更为明显，但差异仍小于 90 m。我们认为，与 40000-50000 m 的干延迟截止高度和约 12000 m 的湿延迟截止高度相比，如此小的差异是可以接受的。

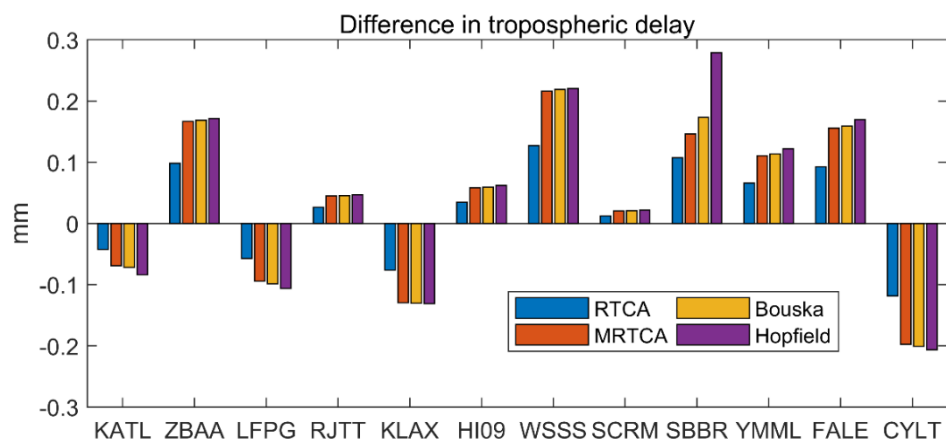


图 4-7 一年和三年格网产品估计伪卫星对流层延迟的比较

Figure 4-7 Comparison of one-year and three-year grid products for estimating pseudolite tropospheric delay

图 4-7 显示，使用这两个格网产品计算的伪卫星对流层延迟的最大差异小于 0.3 mm。因此，我们认为数据拟合时长对本研究结果的影响极小。在后续的分析中，我们将使用三年数据集的格网产品。

我们选择了 2023 年 1 月 1 日的 ERA5 数据来验证所提出方法的有效性。目前，单个伪卫星基站的信号服务范围约为 5000 m。因此，在 12 个机场的实验区域中，我们选择了伪卫星基站和用户接收机之间的斜距为 5000 m。高度角从 5° 到 90° ，间隔为 1° 。在每个高度角下，使用本文提出的方法和原始模型计算了对流层延迟。以 NWM 射线追踪单差法的结果作为参考值。所有高度角下的结果取均方根误差（RMSE）作为每个站点的对流层延迟误差。将格网产品内插计算得到的干、湿延迟截止高度值和经验模型的固定值分别代入上述伪卫星对流层延迟模型进行比较，结果如图 4-8 所示。

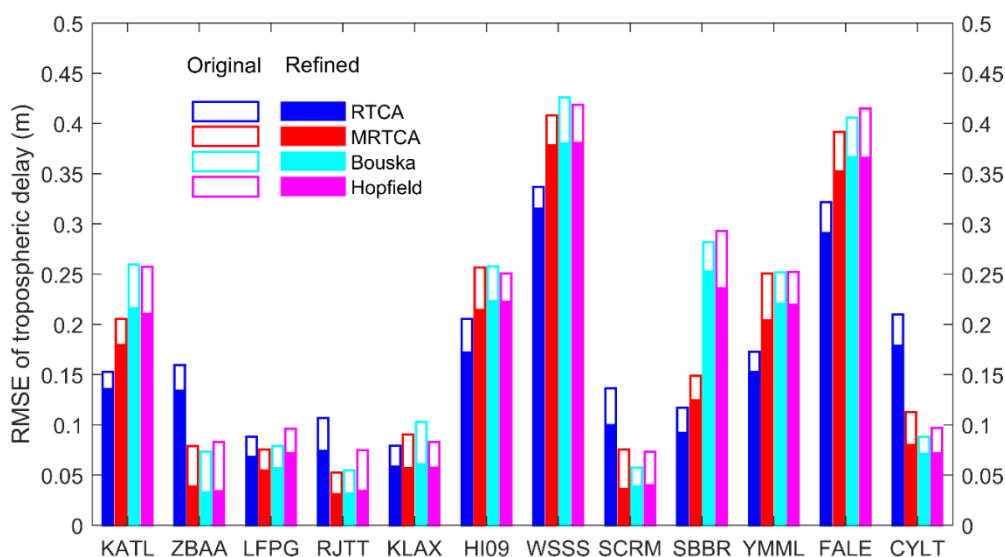


图 4-8 精化前后不同对流层延迟模型的误差

(斜距为 5000 m, 高度角从 5° 变化到 90° , 间隔为 1° 。空心条形图表示原始对流层延迟模型, 实心条形图表示改进后的对流层延迟模型, 不同部分表示改进。)

Figure 4-8 RMSEs of different tropospheric delay models before and after refinement (The slant distance is 5000 m, the elevation angle varies from 5° to 90° , and the interval is 1° . The hollow bar chart represents the fixed value of cutoff height directly used in the original tropospheric delay models, the solid bar chart represents the new value of cutoff height obtained after grid interpolation in the refined tropospheric delay models, and the different part indicates the improvement.)

图 4-8 中展示了在斜距为 5000 m 的情况下, 各站点不同对流层延迟模型的 RMSE。从上图可以看出, 在全球范围内修正干、湿延迟的截止高度能在一定程度上减少不同伪卫星对流层模型的延迟误差。通过使用格网插值的方式来修正干、湿延迟的截止高度, 伪卫星对流层延迟模型的精度得到了提升, 其中 RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型的改善分别达到了 2.5 cm、3.2 cm、3.1 cm 和 3.6 cm。与原始模型相比, 精化后的伪卫星对流层延迟模型的精度分别提高了 17.1%、25.6%、23.3%和 26.1%。

4.2.2 精化后的伪卫星对流层延迟模型的性能分析

4.2.2.1 与高度角的关系

根据折射原理, 折射效应的程度取决于介质的密度和入射角。因此, 视线的高度角影响信号在大气中的传播路径和延迟, 从而影响对流层延迟误差的大小。所以, 伪卫星对流层延迟与伪卫星基站和用户接收机之间的高度角有关。

图 4-9 展示了在 5000 m 斜距下, 高度角范围从 5° 到 90° 变化, 五个精化后的伪卫星对流层延迟模型和 NWM 射线追踪单差法计算的伪卫星对流层延迟。当高度角小于 5° 时, 无法完全修正地球曲率对射线追踪单差法的影响, 因此不对高度角小于 5° 的结果进行比较。

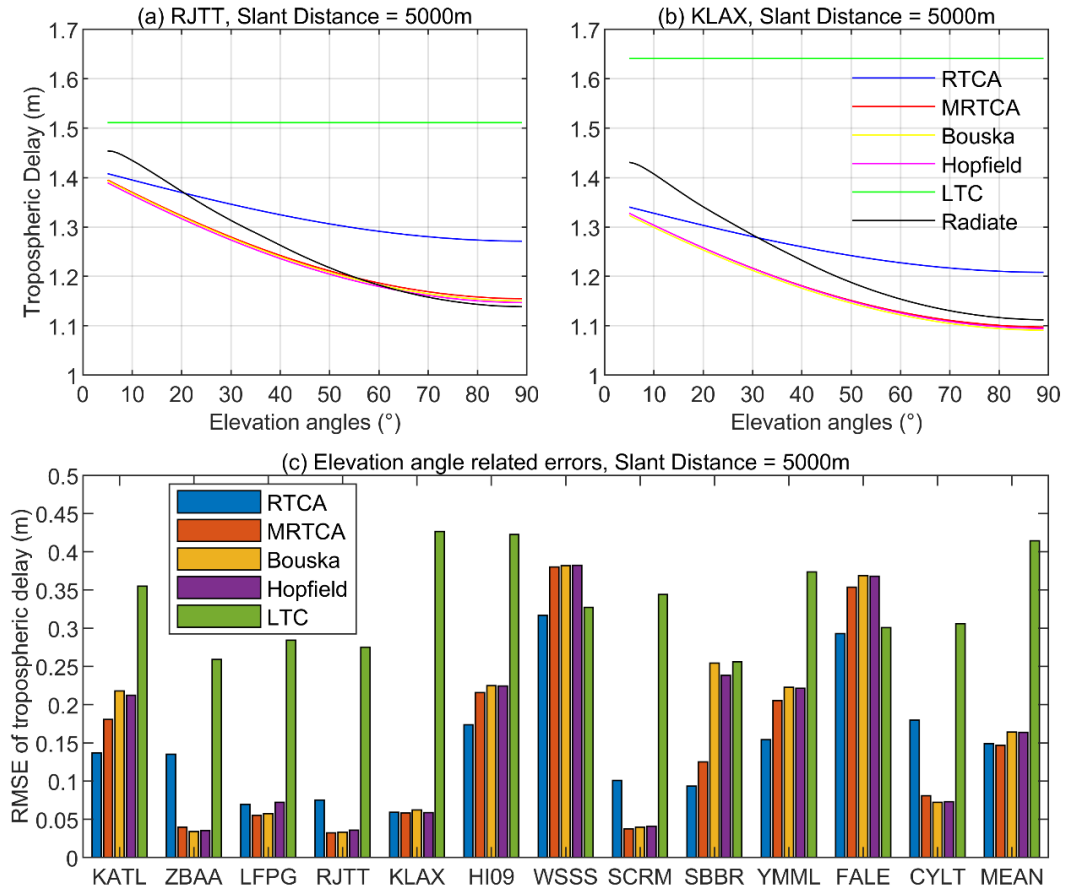


图 4-9 精化后的伪卫星对流层延迟随高度角变化的特性

Figure 4-9 Characteristics of refined pseudolite tropospheric delay with varying elevation angles

以 RJTT 站（图 4-9(a)）和 KLAX 站（图 4-9(b)）为例，可以看出，LTC 模型仅考虑了斜距，而没有考虑高度角。当斜距为 5000 m 时，LTC 模型的结果是固定值，这个值与实际的伪卫星对流层延迟值存在明显差异。与射线追踪单差法（图中的“Radiate”）求得的参考值相比，LTC 模型的误差随着高度角的增加而逐渐增大，而其他四个模型的误差则表现出与高度角相关的规律。

图 4-9(c)显示了使用射线追踪单差法求得的伪卫星对流层延迟作为参考真值时，五个精化后的对流层延迟模型在不同站点的均方根误差。伪卫星对流层延迟的 RMSE 是在高度角范围从 5° 到 90° 的统计结果。在大多数站点，LTC 模型的表现明显不如其他模型（WSSS、FALE 和 SBBR 站点除外）。从图 4-3 可以看出，这三个站点都位于赤道附近或南半球的低纬度地区。根据所有站点的对流层延迟 RMSE 的平均结果，LTC 模型表现最差，误差超过 0.4 m。其他四个模型的差异较小，约为 0.15 m，而 MRTCA 模型稍微优于其他模型。

4.2.2.2 与斜距的关系

与 GNSS 系统不同，伪卫星基站与用户接收机之间的对流层延迟会随着它们

之间的斜距而变化，即使在相同的高度角下也是如此。图 4-10 和图 4-11 展示了在固定高度角下，伪卫星对流层延迟与斜距之间的关系。

当高度角为 5° ，斜距从 0 到 5000 m（每 10 m 为一个间隔）变化时，分别计算了上述对流层延迟模型和射线追踪单差法在不同站点的结果。从图 4-10(a) 和图 4-10(b) 可以发现，当高度角为 5° 时，伪卫星对流层延迟与斜距大致呈线性关系。与射线追踪单差法的结果相比，LTC 模型在不同斜距下存在过度估计，而 RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型则都有一定程度的低估。

图 4-10(c) 展示了以射线追踪单差法的结果作为参考真值，不同站点在不同对流层延迟模型下的均方根误差。可以看出，现有的伪卫星对流层延迟模型在不同站点的 RMSE 差异较大。对于伪卫星对流层延迟误差较小的站点，使用不同模型的 RMSE 可以达到约 0.05 m，而对于误差较大的站点，误差则超过 0.5 m。比较所有站点不同伪卫星对流层延迟模型的平均 RMSE，当高度角相对较低时，LTC 模型的误差最小，仅约 0.04 m。其他四个伪卫星对流层延迟模型的误差相差不多，都在 0.13 m 左右。其中，RTCA 和 MRTCA 模型表现较好，而 Bouska 和 Hopfield 模型表现较差。

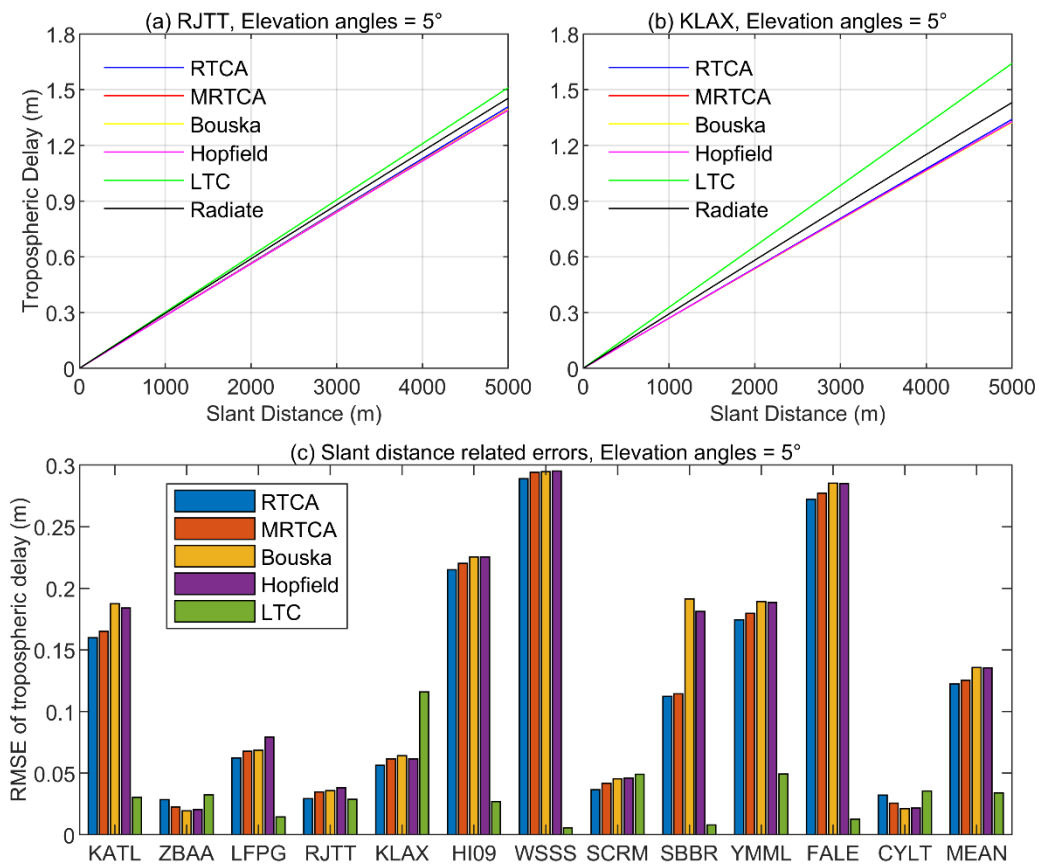


图 4-10 精化后的伪卫星对流层延迟随斜距变化的特性（高度角 5° ）

Figure 4-10 Characteristics of refined pseudolite tropospheric delay with varying slant distance (Elevation Angle is 5°)

图 4-11(a)和图 4-11(b)展示了当高度角为 80° 时，伪卫星对流层延迟与斜距之间的关系。根据射线追踪单差法得到的伪卫星对流层延迟结果可以发现，当高度角较高时，伪卫星对流层延迟不再随着斜距的增加而线性增长。然而，目前的伪卫星对流层延迟模型都假设对流层延迟与斜距呈线性关系，这会导致一定程度的误差。

同样，图 4-11(c)展示了当高度角为 80° 时，根据射线追踪单差法的结果得到的不同伪卫星对流层延迟模型的均方根误差。比较所有站点的不同伪卫星对流层延迟模型的 RMSE，LTC 模型的 RMSE 最大，达到约 0.2 m，这与低高度角情况下（例如 5° ）的情况相反。与低高度角下的表现相比，其他四种伪卫星对流层延迟模型在高高度角下表现更好，它们的 RMSE 都在 0.1 m 左右，其中 RTCA 和 MRTCA 模型的精度更高。

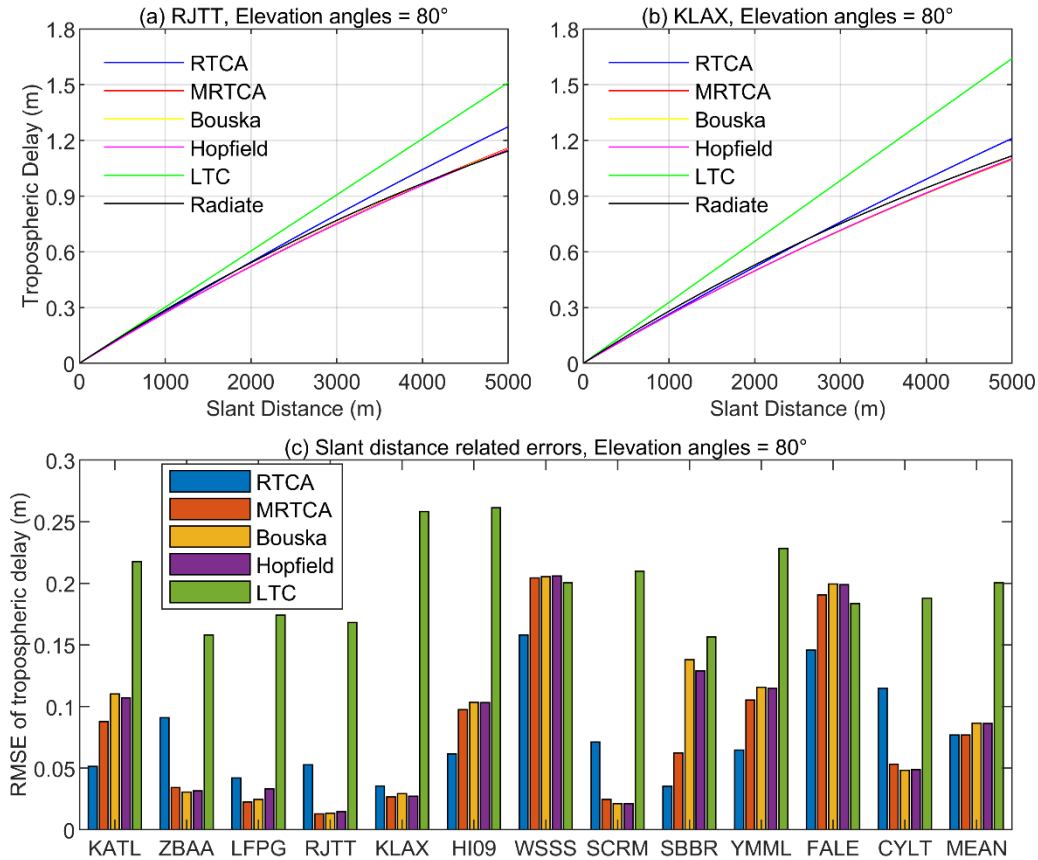


图 4-11 精化后的伪卫星对流层延迟随斜距变化的特性（高度角 80° ）

Figure 4-11 Characteristics of refined pseudolite tropospheric delay with varying slant distance (Elevation Angle is 80°)

4.2.2.3 与季节性的关系

伪卫星对流层延迟的均方根误差不仅随着高度角和斜距的变化而变化，还呈现出季节性波动。以北半球的 RJTT 站和南半球的 FALE 站为例，图 4-12 展示了伪卫星对流层延迟 RMSE 与季节的关系。可以明显看出，在北半球，伪卫星对流

层延迟的 RMSE 在 1 月最小，而在 8 月达到峰值；而在南半球则呈现出相反的趋势。总体而言，全球范围内的对流层延迟误差在夏季更为显著，而在冬季则较为轻微。

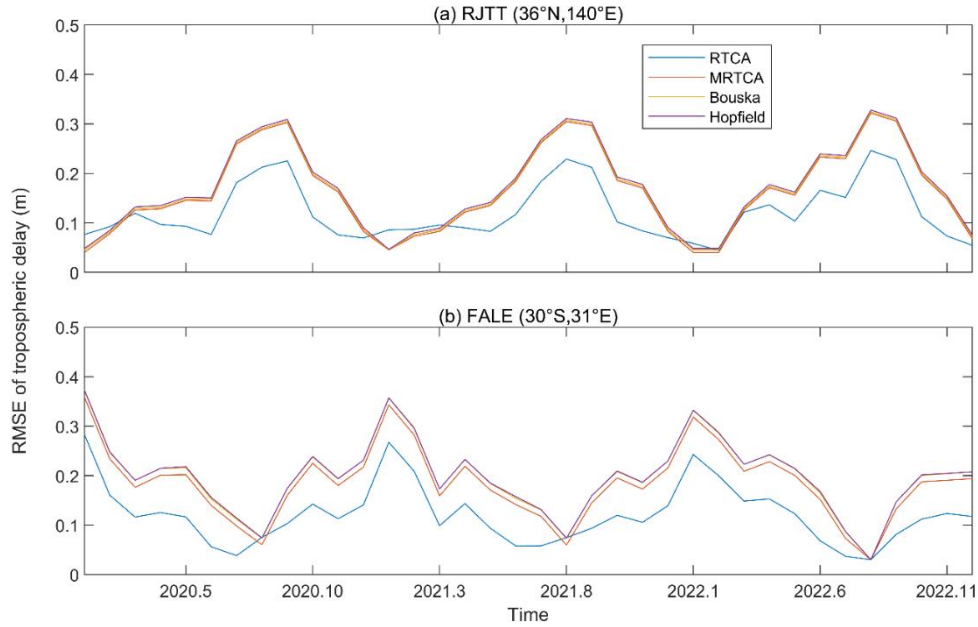


图 4-12 不同月份精化后的伪卫星对流层延迟误差

Figure 4-12 RMSEs of refined pseudolite tropospheric delay in different months

在同一站点不同月份计算伪卫星对流层延迟时，我们发现根据模型计算的对流层延迟在不同月份之间相对一致，差异维持在 0.1 m 以内。然而，使用射线追踪单差法计算的伪卫星对流层延迟在夏季达到最高，而在冬季最低，不同月份之间的变化达到约 0.3 到 0.4 m。因此，伪卫星对流层延迟模型的 RMSE 显示出明显的季节性变化。这种季节性变化可能主要源自气象参数，如大气压力、温度和相对湿度。然而，由于气象参数的准确性和其他因素，现有的伪卫星对流层延迟模型仍然存在周期性误差。

4.3 本章小结

对流层延迟误差是伪卫星定位系统中的重要误差源之一。与 GNSS 系统不同，伪卫星无法通过差分定位技术消除对流层延迟的影响，因此伪卫星对流层模型的准确性对于伪卫星定位至关重要。

近年来，已经提出了几种适用于伪卫星定位系统的对流层延迟模型。然而，这些模型存在一个限制，即表示对流层延迟上边界的关键参数被设置为固定的经验值。此外，过去对伪卫星系统对流层延迟模型的研究多是在标准大气条件下进行的，这与伪卫星定位系统的实际应用场景存在显著差异。

本文重点研究了对流层干、湿延迟的截止高度的时空特征。为此，我们利用

ERA5 全球气象再分析数据作为研究基础。通过优化对流层干、湿延迟的截止高度,我们改进了四种现有的伪卫星对流层延迟模型。以射线追踪单差法计算的对流层延迟作为参考值,我们从不同方面评估了改进后的四种伪卫星对流层延迟模型和 LTC 模型(与高度无关)的性能。得出以下结论:

(1) 在全球 $1^{\circ} \times 1^{\circ}$ 格网中,对流层干延迟的截止高度根据经度、纬度和年积日进行建模,对流层湿延迟的截止高度取年平均值。通过使用格网产品对实验区域的站点进行双线性内插,得到对流层干、湿延迟的截止高度。与原有使用固定值作为对流层干、湿延迟的截止高度相比,精化后的不同伪卫星对流层延迟模型(RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型)均方根误差分别平均减少了约 2.5、3.2、3.1 和 3.6 cm。精化后的模型的改进分别为 17.1%、25.6%、23.3%和 26.1%。

(2) 伪卫星基站与用户接收机之间的斜距为 5000 m 时,对不同高度角下的对流层延迟模型的 RMSE 进行比较。在不同的站点上,与高度无关的 LTC 模型的表现显著较差。其他四种伪卫星对流层延迟模型在各站点的表现有所不同。根据各站点的平均结果,LTC 模型的性能最差,平均 RMSE 超出 0.4 m,而其他四种模型的平均 RMSE 差异不大,均在 0.15 m 左右,其中 MRTCA 模型稍有优势。

(3) 在相同的高度角下,伪卫星对流层延迟的 RMSE 会随着斜距的变化而变化。在低高度角下,伪卫星对流层延迟与斜距近似呈线性关系,且随着斜距的增加而增加。LTC 模型的 RMSE 最小,仅约 0.04 m。其他四种伪卫星对流层模型的 RMSE 差异不大,都在 0.13 m 左右,其中 RTCA 和 MRTCA 模型表现较好,Bouska 和 Hopfield 模型较差。在高高度角下,伪卫星对流层延迟不再随斜距线性增加。在不同的站点上,不同的伪卫星对流层延迟模型各有优缺点。LTC 模型的平均 RMSE 最大,达到近 0.2 m。与低高度角相比,其他四种伪卫星对流层延迟模型在高高度角下表现更佳,RMSE 降低到约 0.08 m,其中 MRTCA 模型精度最高。

(4) 伪卫星对流层延迟的 RMSE 在北半球 1 月最小,8 月最大;在南半球则相反。总体而言,全球对流层延迟在夏季误差较大,而在冬季误差较小。根据模型计算的伪卫星对流层延迟在不同月份之间变化不大,维持在 0.1 m 以内。然而,使用射线追踪单差法计算的伪卫星对流层延迟在夏季最高,冬季最低,不同月份之间的差异在 0.3 到 0.4 m。因此,伪卫星对流层延迟模型的 RMSE 显示出明显的季节性变化。未来的研究可以考虑在伪卫星对流层延迟模型中加入周期项来对伪卫星对流层延迟误差的季节性变化进行改进。

综上所述,本文推荐使用精化后的 MRTCA 模型,因为它在各种模拟场景下表现优越。本文基于 ERA5 全球气象再分析数据精化了已有的伪卫星对流层模型,以 NWM 射线追踪单差法的结果作为参考值。尽管在当前条件下这种方法最优,但 ERA5 数据和 NWM 射线追踪单差法的准确性仍可能影响结果。现有伪卫星定位系统中的观测距离较短,导致对流层延迟值较小。这一限制阻碍了在实际

场景中对精化后的伪卫星对流层延迟模型对定位精度影响的验证。未来的研究计划从实际定位结果的角度评估精化后的伪卫星对流层延迟模型,以更全面地了解其性能。

第5章 基于基站时间同步偏差改正的伪卫星定位算法研究

上一章主要介绍了伪卫星系统高精度定位中对流层延迟模型的精化。本章在前两章伪卫星布站方法研究及误差模型精化的基础上,进一步探讨了伪卫星高精度定位算法。伪卫星基站不配备高精度的原子钟,即使已经进行了时频同步,但由于低成本晶振的温漂及老化等因素,伪卫星基站之间的时间同步仍然存在偏差。因此时间同步偏差是影响伪卫星定位精度的关键因素,要想实现高精度定位,就必须对基站时间同步偏差进行改正。据此,本章提出了基于基站时间同步偏差改正的伪卫星定位算法。

本章首先给出了伪卫星基站时间同步偏差改正的算法,并在实际应用中伪卫星系统的数据质量及伪距单点定位(SPP)、精密单点定位(PPP)性能进行了评估。此外,在地基伪卫星定位系统的实际应用中部署场地条件常常受限,形成弱几何构型。本章提出了一种基于 Levenberg-Marquardt (LM) 迭代及导航轨迹约束的伪卫星定位算法,进一步强化了伪卫星系统在实际应用中的定位性能,特别是在复杂环境下的鲁棒性。

5.1 伪卫星基站时间同步偏差改正

从前文的介绍中,可以得到伪卫星定位的观测模型:

$$\begin{cases} P_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j + T^j + \varepsilon_{P_f} \\ L_f^j = \rho^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^j + T^j + \lambda_f \cdot N_f^j + \lambda_f \cdot W^j + \varepsilon_{L_f} \end{cases} \quad (5.1)$$

从上式中可以看出,伪距和相位观测值中都包含了每颗卫星的钟差。GNSS 中卫星钟差主要是由于卫星上配备的原子钟,受到钟速、钟漂的影响,它与 TAI 仍然存在一定的差异。GNSS 卫星钟差可以由广播星历和精密星历来获得。

然而,由于成本因素的考虑,伪卫星系统通常采用低成本的温补石英晶振。每个伪卫星基站配有发射天线和接收天线,共用一个晶振。因此,每个基站可以通过接收自身发射的信号与其他基站发射的信号,比对出不同基站之间晶振的频率差异,并通过数字信号进行补偿从而实现不同基站之间的频率同步。此外,从基站接收主基站发射的信号与自身发射的信号,得到两者之间码相位差异,扣除掉基站之间的几何距离,就可以得到从基站与主基站之间的本地时间差异。每个从基站调整自身的码相位,就可以实现不同基站之间晶振的时间同步。即使,伪卫星系统可以通过上述方法实现不同基站之间的时频同步,然而晶振的老化和温漂会导致伪卫星基站时钟频率输出的偏差,导致伪卫星基站之间的时间同步仍然存在偏差(类比于 GNSS 卫星钟差)。

针对于上述问题,就需要从算法层面来对伪卫星基站间的时间同步偏差进行

改正。假设以 1 号伪卫星基站为主基站，则主基站 1 与从基站 i 到监测站之间的伪距观测方程可以表示为：

$$\begin{cases} P_f^1 = \rho^1 + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^1 + T^1 + \varepsilon_{P_f^1} \\ P_f^i = \rho^i + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^i + T^i + \varepsilon_{P_f^i} \end{cases} \quad (5.2)$$

将从基站和主基站进行星间单差，可以得到从基站 i 与主基站 1 之间的时间同步偏差 Δt_f^i ：

$$c \cdot \Delta t_f^i = c \cdot (\delta t_f^1 - \delta t_f^i) = (\rho^1 - \rho^i) + (T^1 - T^i) + (\varepsilon_{P_f^1} - \varepsilon_{P_f^i}) - (P_f^1 - P_f^i) \quad (5.3)$$

式中， Δt_f^i 表示从基站 i 与主基站 1 之间的时间同步偏差，以秒为单位。对流层延迟 T 可以通过第四章介绍的精化模型进行改正，伪距的其他误差 ε 先不考虑。因此，只要知道伪卫星接收机的坐标，就可以得到伪卫星基站之间的时间同步偏差。

由于基站之间的时间同步误差与接收机状态无关，且在短期内保持相对稳定。因此，在位置已知的监测站上架设伪卫星接收机，就可以提前估计出伪卫星系统的基站时间同步偏差并在导航电文中进行播发。

伪卫星用户端接收到导航电文中的基站时间同步偏差后在观测方程中进行改正，得到新的观测方程：

$$P_f^i = \rho^i + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^i + c \cdot \Delta t_f^i + T^i + \varepsilon_{P_f^i} \quad (5.4)$$

相位观测值中虽然也包含基站时间同步偏差，但会被模糊度参数吸收，因此对于 PPP 定位来说，可以不用对相位观测值进行改正。但是，如果要进行 PPP-AR 定位，基站时间同步偏差会破坏模糊度的整周特性，因此相位观测值也必须进行改正。

5.2 伪卫星定位性能分析

5.2.1 实验概述

5.2.1.1 服务端

为了验证伪卫星系统的定位性能，于中国科学院上海天文台佘山科技园区搭建了如图 5-1 所示的伪卫星系统实验场。

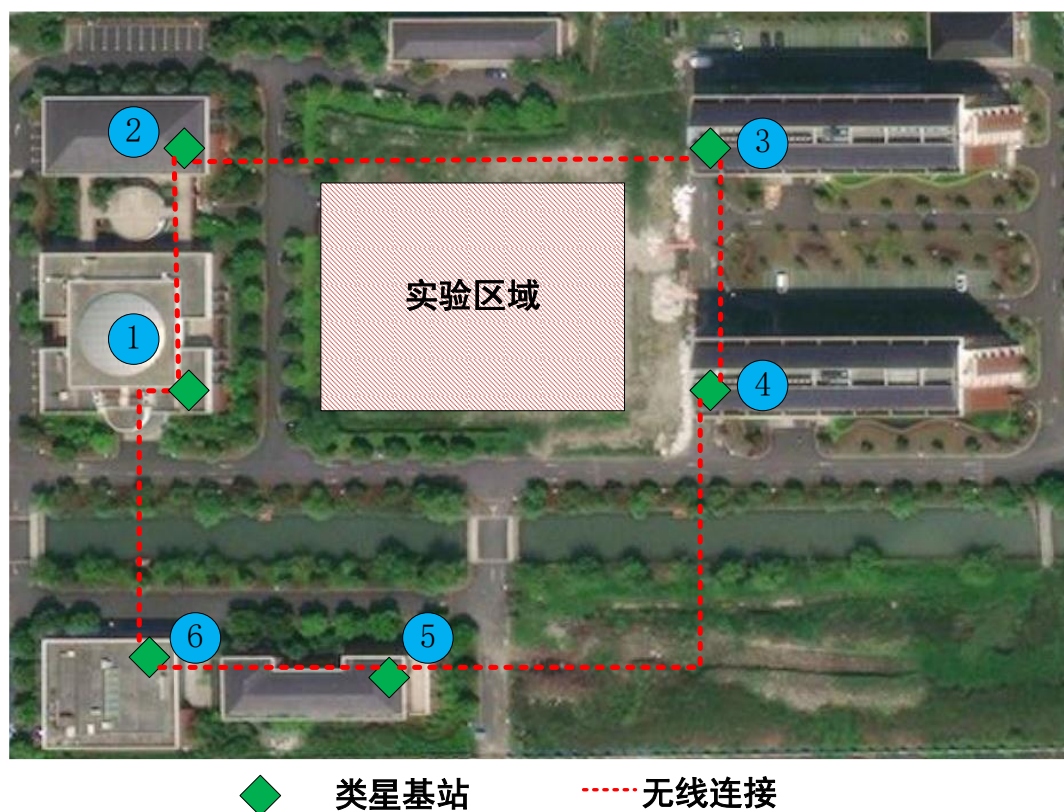


图 5-1 伪卫星系统实验场示意图

Figure 5-1 Schematic diagram of the pseudolite system experimental site

分别于中国科学院上海天文台佘山科技园区内的建筑物楼顶, 安装了 6 个伪卫星基站, 伪卫星基站之间通过上面介绍的方法实现无线时频同步。如图 5-2 所示, 伪卫星基站主要有主机、伪卫星天线以及 Wi-Fi 天线组成。伪卫星天线的位置通过 GNSS 长时间静态 PPP 获得, 绝对精度可以达到毫米级。

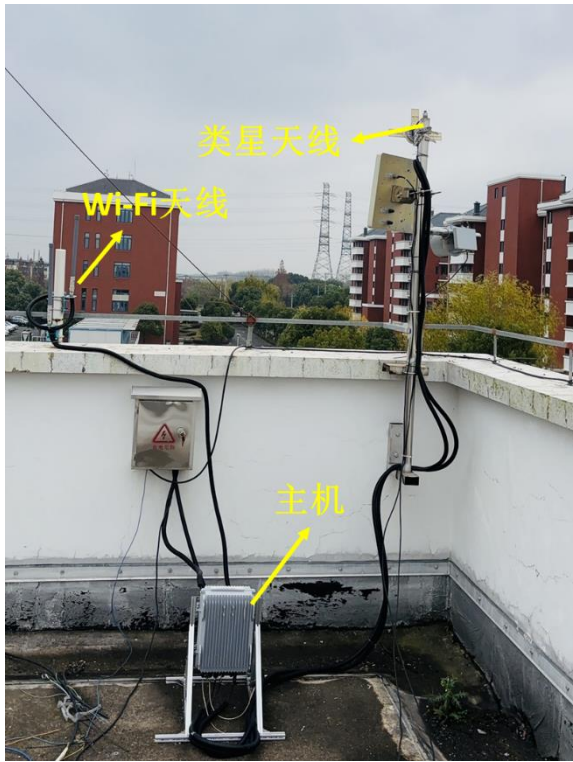


图 5-2 伪卫星基站示意图

Figure 5-2 Schematic diagram of the pseudolite base station

通过局域网，主控站可以实时监控每个组网伪卫星基站的状态，并远程下达指令。图 5-3 展示了主控站监控页面。

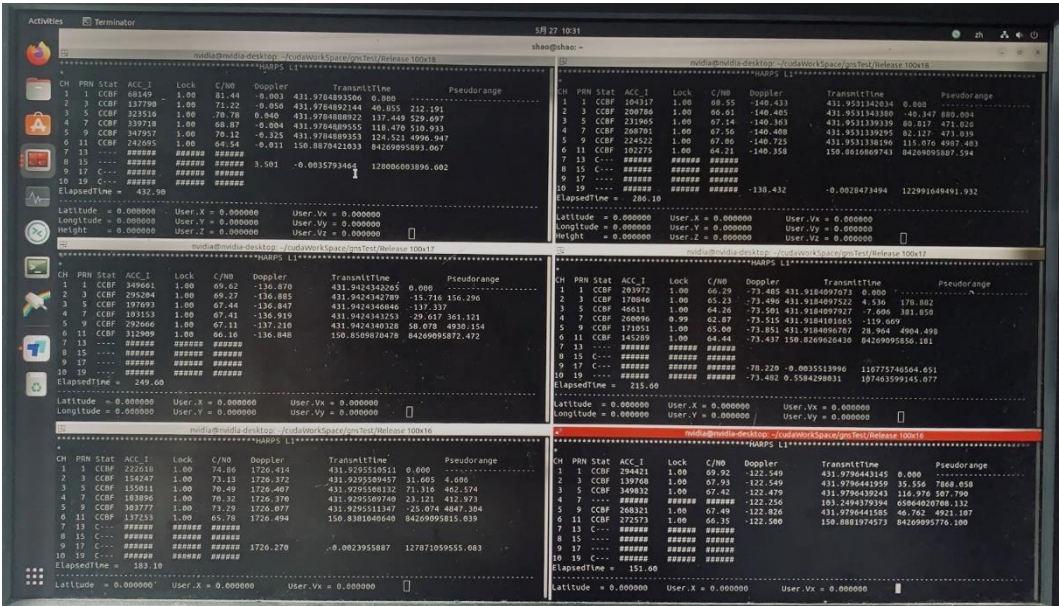


图 5-3 主控站监控页面示意图

Figure 5-3 Schematic diagram of the master control station monitoring page

5.2.1.2 用户端

如图 5-4 所示, 伪卫星用户端设备搭载了一个伪卫星接收天线和两个 GNSS 接收天线。三个天线的相位中心尽量固定在同一条直线上, 且伪卫星接收天线位于两个 GNSS 接收天线的中点。三个接收天线通过刚体固连, 因此无论用户的运动状态如何, 三个接收天线之间的相对关系不发生改变。GNSS 接收天线的坐标可以用 RTK 获得, 并将两个 GNSS 接收天线的坐标取平均作为伪卫星接收天线的参考坐标。伪卫星和 GNSS 接收机的数据采样率都为 10 Hz。



图 5-4 伪卫星用户端设备示意图

Figure 5-4 Schematic diagram of pseudolite user equipment

5.2.2 数据质量分析

伪卫星系统作为一种比较新的系统, 在评估其定位性能之前, 有必要先分析其数据质量。本节通过观测噪声、卫星可见性、周跳和信噪比 (SNR) 等重要指标来评估伪卫星系统的观测数据质量并与 GNSS 进行对比。

5.2.2.1 观测噪声

伪距和载波相位观测噪声反映了伪距和载波相位的观测质量和测距精度。GNSS 卫星在轨运行多年, 许多学者都对 GPS、BDS 等不同系统不同频点的观测噪声进行了广泛的分析。然而, 对伪卫星系统观测噪声的分析相对较少。

本文对伪卫星伪距和载波相位单频观测值使用历元间三次差法, 进行观测噪声的评估, 主要步骤如下, 以伪距观测值为例:

- 1) 对伪距观测值计算历元间三次差:

$$\begin{cases} \Delta\rho'_t = \rho_t - \rho_{t-1} \\ \Delta\rho''_t = \rho'_t - \rho'_{t-1} \\ \Delta\rho'''_t = \rho''_t - \rho''_{t-1} \end{cases} \quad (5.5)$$

2) 求均值和方差:

$$\begin{cases} E(\rho) = \frac{1}{n} \sum_{t=1}^n \Delta\rho'''_t \\ \sigma_\rho^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{t=1}^n [\Delta\rho'''_t - E(\rho)]^2 \end{cases} \quad (5.6)$$

根据误差传播定律, 伪距观测噪声为 $\frac{\sigma_\rho}{\sqrt{8}}$ 。

3) 对所有伪卫星的伪距噪声取平均值作为伪卫星系统的伪距噪声。

图 5-5 展示了伪卫星系统的伪距观测噪声, 从单颗星的伪距噪声序列图中可看出, 图形均符合伪距噪声的特性。伪卫星系统伪距噪声统计结果为 2.25 cm。

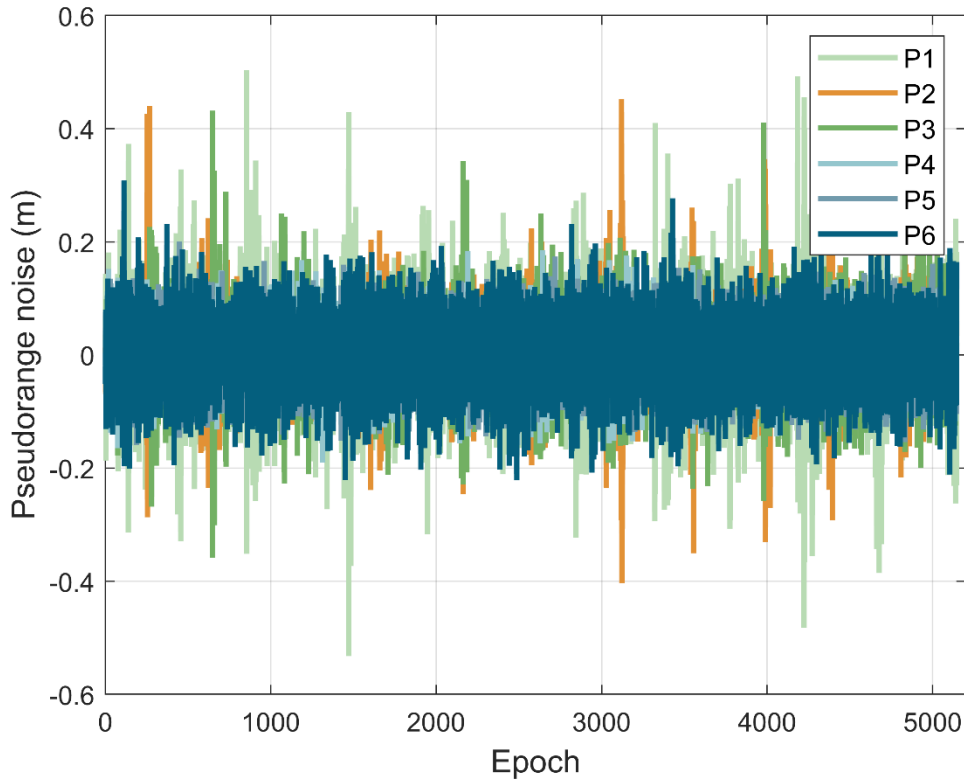


图 5-5 伪卫星伪距噪声时间序列图

Figure 5-5 Time series diagram of pseudolite pseudorange noise

图 5-6 展示了相同时间内 GPS 伪距观测噪声的时间序列, 从图中可以看出 GPS 的伪距观测噪声明显大于伪卫星系统, 这主要是由于实验内使用的是低成本的 GNSS 接收机, 且实验环境较为复杂遮挡严重。GPS 系统伪距噪声统计结果为 9.05 cm。

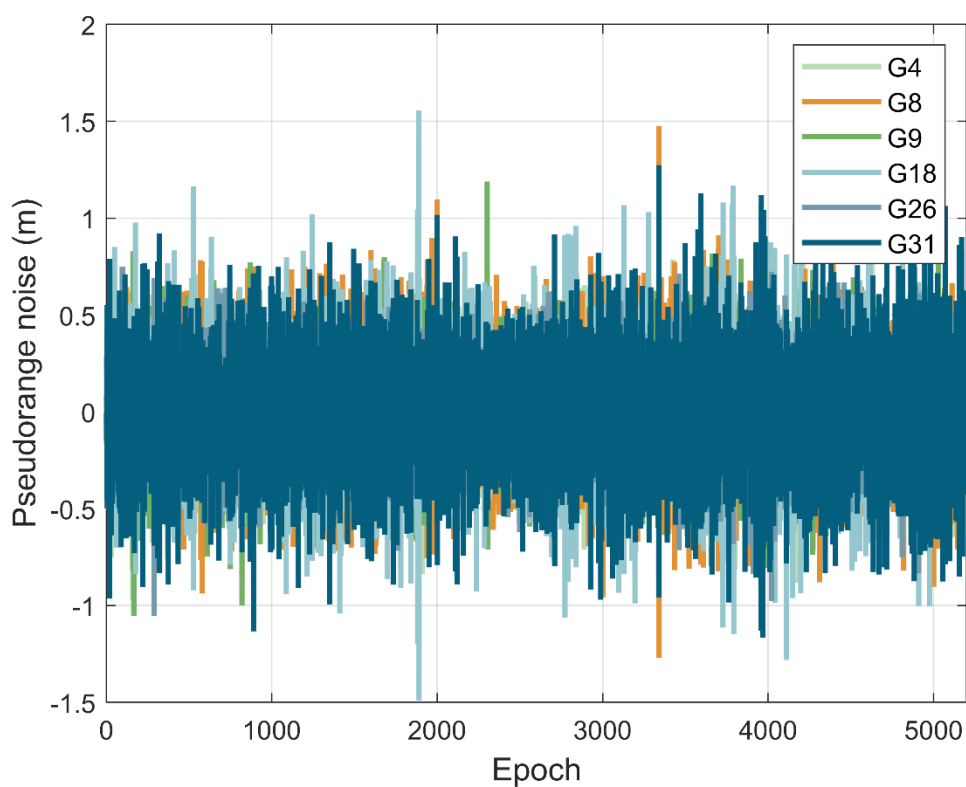


图 5-6 GPS 伪距噪声时间序列图

Figure 5-6 Time series diagram of GPS pseudorange noise

载波相位噪声的计算方法与伪距噪声相同，图 5-7 展示了伪卫星系统的相位观测噪声时间序列图。从图中可以看出伪卫星系统的载波相位噪声明显小于伪距观测噪声，统计结果为 5.5 mm。

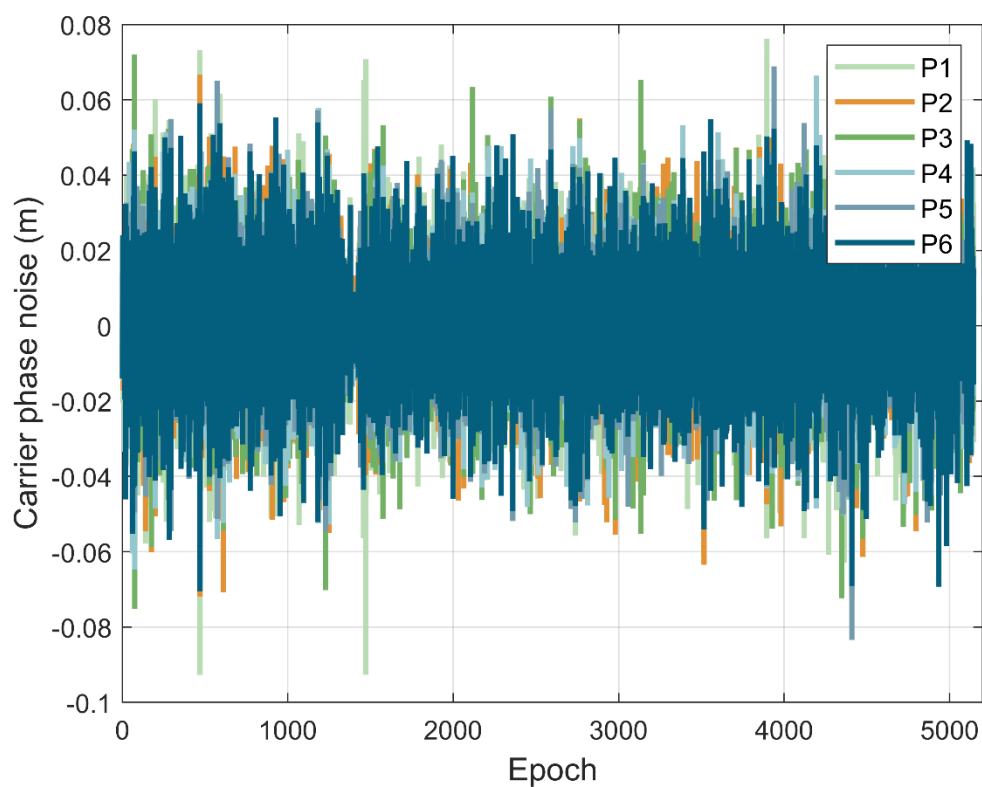


图 5-7 伪卫星载波相位噪声时间序列图

Figure 5-7 Time series diagram of pseudolite carrier phase noise

图 5-8 展示了 GPS 载波相位观测噪声的时间序列，从图中可以看出与伪距观测噪声相似，该实验条件下 GPS 的载波相位噪声明显大于伪卫星系统的载波相位噪声，统计结果为 3.12 cm。

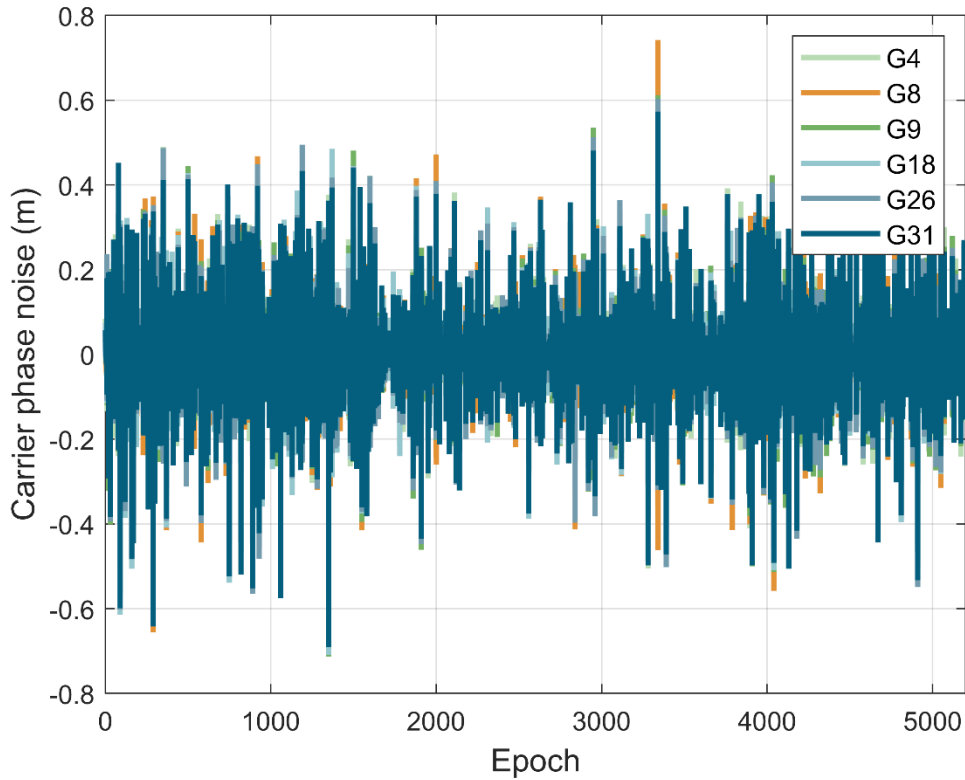


图 5-8 GPS 载波相位噪声时间序列图

Figure 5-8 Time series diagram of GPS carrier phase noise

5.2.2.2 卫星可见性

在实际应用中，由于树木、建筑物等的遮挡，并不是全部高于截止高度角的卫星都可以被接收机观测到，可见卫星数量严重影响用户的定位精度。因此，有必要对可见卫星数进行统计。

图 5-9 展示了整个实验过程中不同系统可见卫星数的时间序列图。从图中可以看出，伪卫星由于根据实验环境进行布设，6 个伪卫星基站在整个实验过程中都保持全部可见。而 GNSS 信号在实验环境下受遮挡的影响比较严重，其中 GPS 系统可见卫星数量只有 4-6 颗，BDS 系统可见卫星数量为 5-8 颗，但个别历元只有 1 颗。随着伪卫星系统的加入，除个别历元，系统可见星总数都可以超过 16 颗，基本可以满足高精度定位需求。因此，对于遮挡环境，采用伪卫星系统对 GNSS 进行增强是非常有必要的。

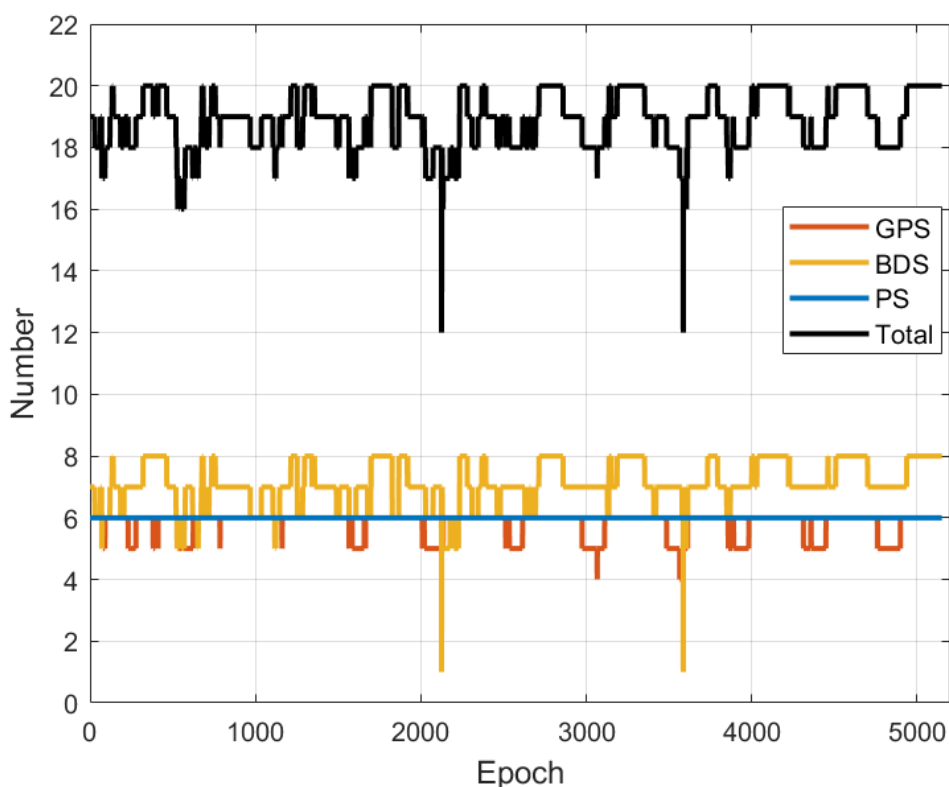


图 5-9 可见星数量时间序列图

Figure 5-9 Time series diagram of the number of visible satellites

5.2.2.3 周跳

在接收机接收 GNSS 或伪卫星信号过程中，由于信号遮挡、多路径效应、接收机故障等因素失去对信号的连续跟踪，当接收机重新捕获信号并继续跟踪时，相位整周计数发生跳变的情况就被称为周跳（cycle slips）。周跳会导致接收机的载波相位观测值存在误差，频繁的周跳会导致用户定位精度大幅度下降，甚至可能使定位服务完全失效。

GNSS 系统具有双频观测值，本文综合利用 GF 组合和 MW 组合对 GNSS 观测值进行周跳探测。而伪卫星系统目前只具有单频观测值，因此本文使用相位伪距组合法和 LLI（Loss of Lock Indicator）对伪卫星单频观测值进行周跳探测。

图 5-10 展示了整个实验过程中不同系统周跳数量的时间序列图。从图中可以看出，伪卫星系统信号良好，全程没有发生周跳。GPS 和 BDS 信号在多个历元都发生了周跳，说明遮挡环境对于 GNSS 系统的影响明显。

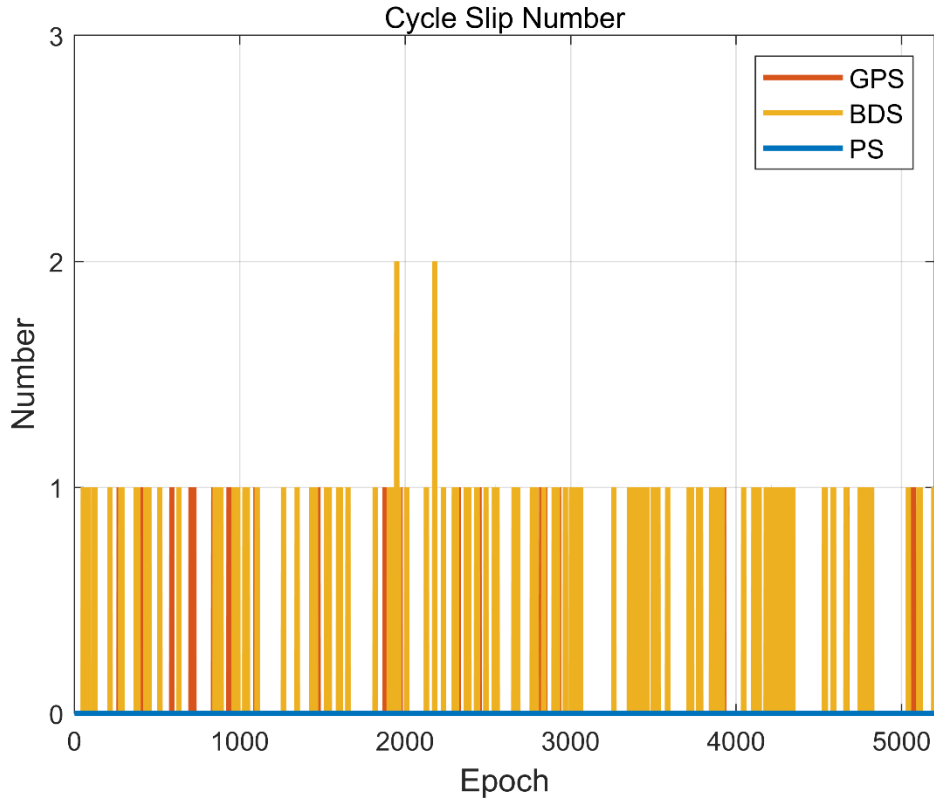


图 5-10 周跳数量时间序列图

Figure 5-10 Time series diagram of the number of cycle slips

5.2.2.4 信噪比

信噪比是衡量信号强度相对于背景噪声水平的指标。较高的信噪比意味着信号相对于噪声更为显著，从而数据的质量更佳。信噪比受到多种因素的影响，包括观测环境的电磁干扰程度以及接收机处理和锁定信号的能力。它能够指示测距信号的可靠性，对于评估定位系统的精度和稳定性至关重要。

图 5-11 展示了在相同时刻相同位置，用户接收机接收 GNSS 信号和伪卫星信号 SNR 的对比图。分别选取了 GPS L1 频点，BDS B1 频点和伪卫星 P1 频点的 SNR 值进行对比。图中，相绿色表示 GPS 系统，蓝色表示 BDS 系统，红色表示伪卫星系统。细线表示系统中具体每颗卫星信号的 SNR 值时间序列图，为了统一相同系统使用同一种色系。粗线表示每个系统的平均 SNR 值的时间序列图。对比不同系统可以看出，伪卫星信号明显优于 GNSS 信号，平均 SNR 值达到了 52.1 dB。GNSS 系统中，由于成本因素本实验采用的接收机只能接收 BDS-2 的信号，GPS L1 信号要略高于 BDS B1 信号，但总体差异不大，平均 SNR 值分别为 42.5 dB 和 41.4 dB。

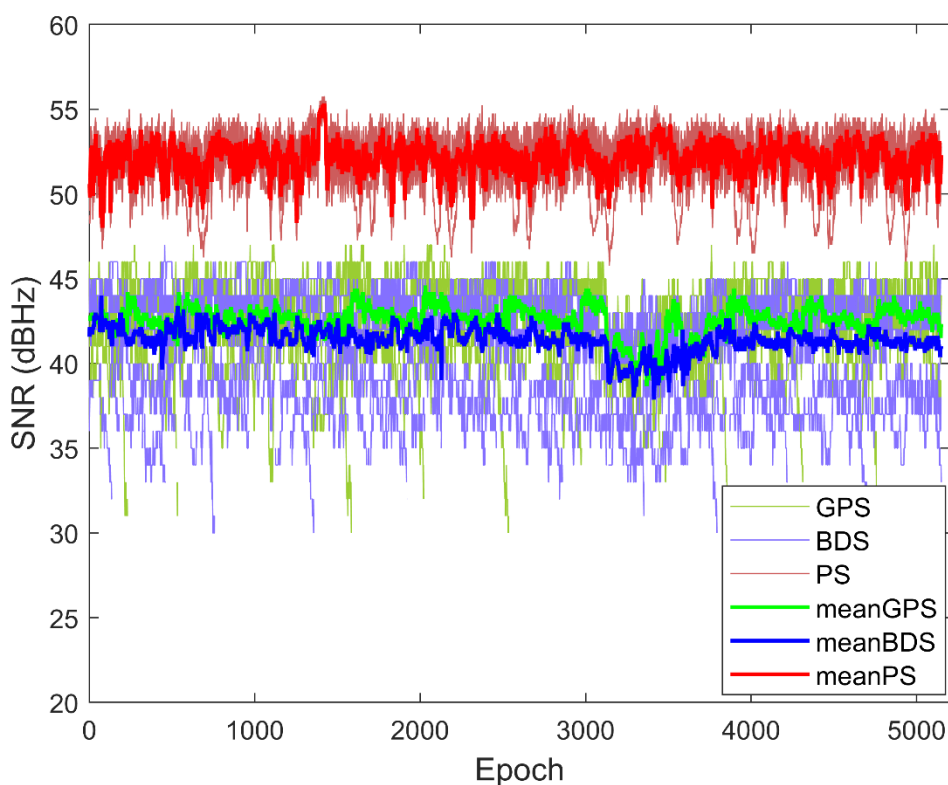


图 5-11 信噪比时间序列图

Figure 5-11 Time series diagram of SNR

5.2.3 定位性能分析

本实验于中国科学院上海天文台佘山科技园区的伪卫星实验场,使用伪卫星/GNSS 组合处理终端动态采集 GNSS 和伪卫星观测数据。GNSS 和伪卫星终端的采样率都为 10 Hz。基于本课题组的 Net_Diff 软件,开发了伪卫星定位模块进行数据处理。

5.2.3.1 SPP 定位性能分析

前文中介绍了伪卫星基站时间同步偏差对伪距定位影响比较大,因此在评估 SPP 定位性能之前,首先需要对基站时间同步偏差进行提取及改正。以 1 号基站为主基站,其他从基站与主基站进行时间同步。图 5-12 展示了在已知点处,各从基站与主基站之间的时间同步偏差。

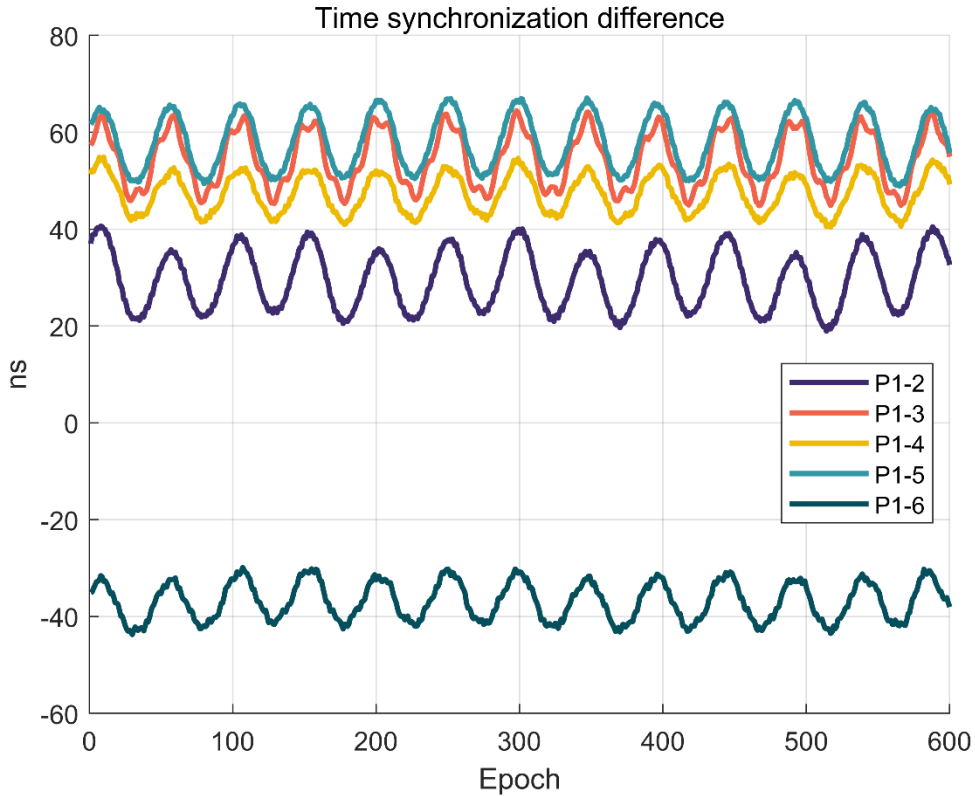


图 5-12 基站时间同步偏差示意图

Figure 5-12 Schematic diagram of base station time synchronization bias

从上图中可以看出,虽然从基站与主基站之间已经进行了时频同步,但仍然存在几十纳秒量级的偏差。其中不同从基站与主基站的平均时间同步偏差最小为 29.7 ns, 最大为 58.1 ns。基站时间同步偏差具有一定的周期特性,在短时间内比较稳定,且该偏差只与服务端状态有关,不受用户端设备状态的影响。因此,可以先在已知点上进行短时间的快速标定,并在导航电文中将基站的时间同步偏差进行播发。用户端接收到该基站时间同步偏差,直接在观测上进行修正。

图 5-13 和图 5-14 对比了是否改正基站时间同步偏差对伪卫星 SPP 定位精度的影响。可以看出,当不考虑基站时间同步偏差的时候,伪卫星 SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上都存在一定的系统差,尤其 U 方向系统差达到了 1 m 左右。在改正了基站时间同步偏差之后, N、E、U 三个方向的系统差基本都得到了改正,伪卫星 SPP 定位精度在平面上可以达到 1 m 左右,高程上可以达到 3 m 左右。对比改正基站时间同步偏差前后,平面方向上提高了 21.7%,高程方向上提高了 28.9%,三维方向上提高了 28.5%。

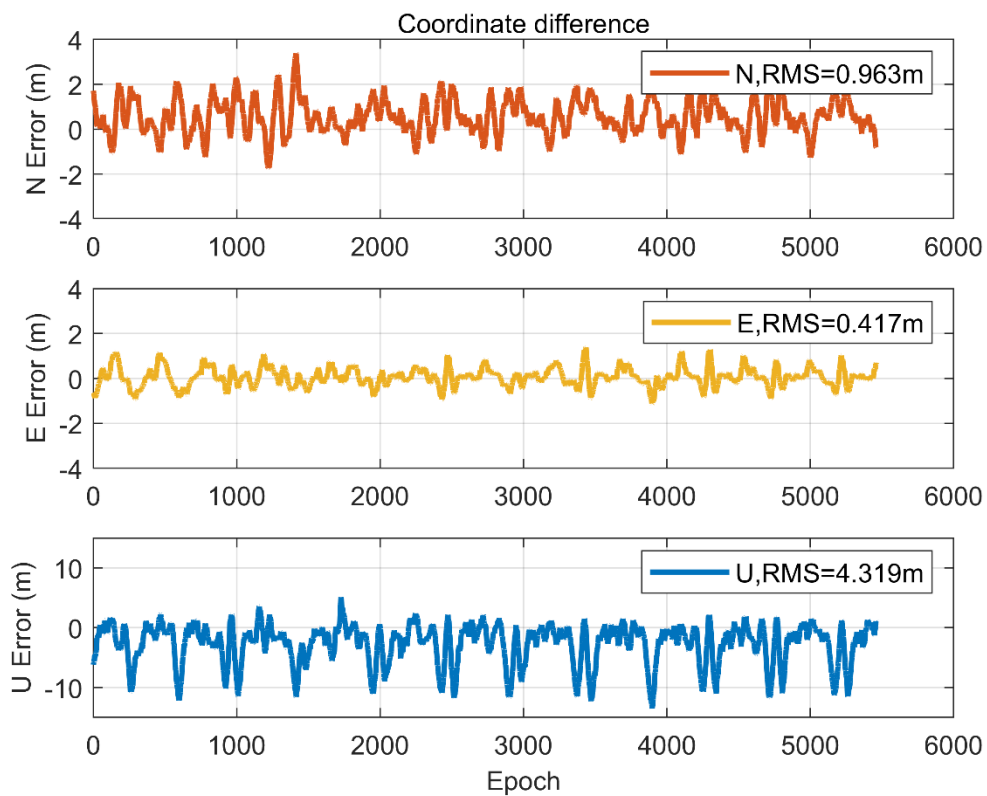


图 5-13 不改正基站时间同步偏差的伪卫星 SPP 定位精度

Figure 5-13 Pseudolite SPP positioning accuracy without correcting base station time synchronization bias

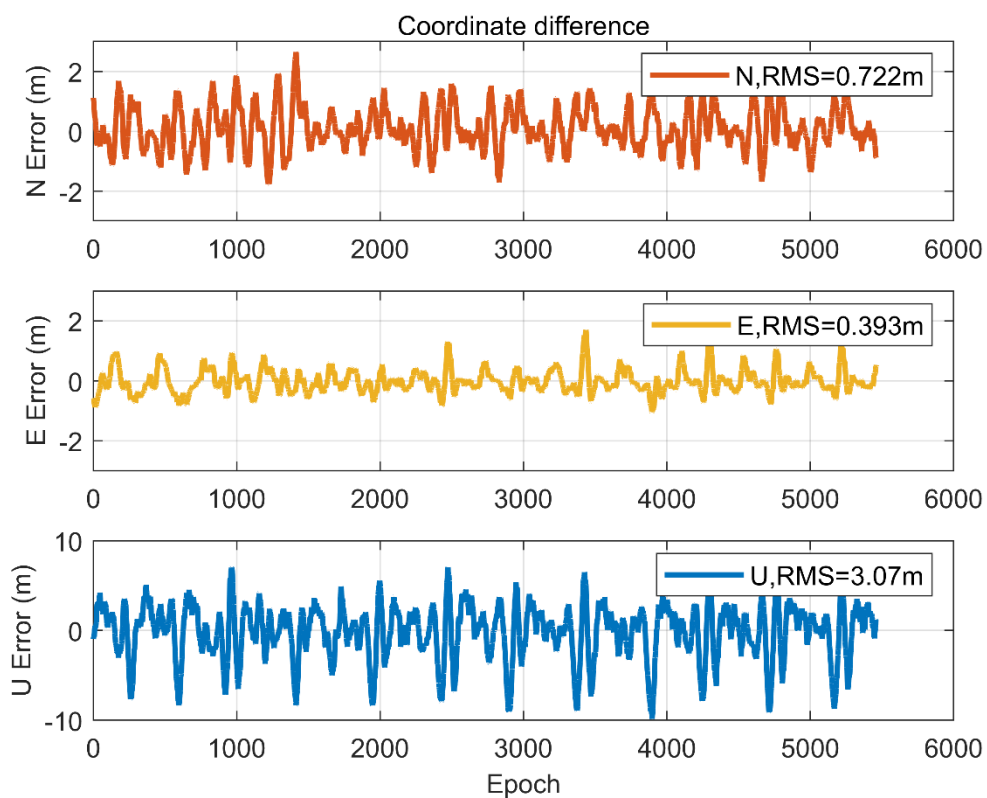


图 5-14 改正基站时间同步偏差的伪卫星 SPP 定位精度

Figure 5-14 Pseudolite SPP positioning accuracy with correcting base station time synchronization bias

在实际应用中，随机模型的选择和参数估计对定位精度有直接影响。因此，如表 5-1 所示，本文对比了使用等权模型、信噪比模型和高度角模型对伪卫星 SPP 定位精度的影响。

表 5-1 使用不同随机模型伪卫星 SPP 定位精度对比

Table 5-1 Comparison of pseudolite SPP positioning accuracy using different random models

随机模型	N- RMSE(m)	E- RMSE(m)	U- RMSE(m)	2D- RMSE(m)	3D- RMSE(m)
等权模型	0.727	0.394	3.111	0.827	3.219
信噪比模型	0.722	0.393	3.070	0.822	3.178
高度角模型	0.851	0.399	4.020	0.940	4.128

从上表可以看出，使用信噪比模型时，伪卫星 SPP 定位精度最高。但相比直接使用等权模型，两者的 SPP 定位精度相差不大。然而，当使用高度角模型时（不设置截止高度角），伪卫星 SPP 定位精度明显较低。这种情况可能是由于伪卫星基站的高度角通常较低，甚至可能为负高度角，此时仍然使用 GNSS 中高度角模型的经验系数并不合适。因此，后续的实验需要进一步对伪卫星定位中的高度角模型进行优化。

5.2.3.2 PPP 定位性能分析

基站时间同步偏差对伪卫星 SPP 定位精度影响较大。而对于伪卫星 PPP 定位来说，基站时间同步偏差会被模糊度参数所吸收，因此是否改正基站时间同步偏差对伪卫星 PPP 定位影响不大。然而，如果是 PPP-AR 的定位模式，基站时间同步偏差会影响相位模糊度的整周特性，因此也必须被考虑。

基于前文介绍的伪卫星动态观测数据，本文也分析了伪卫星 PPP 定位精度，如图 5-15 所示。

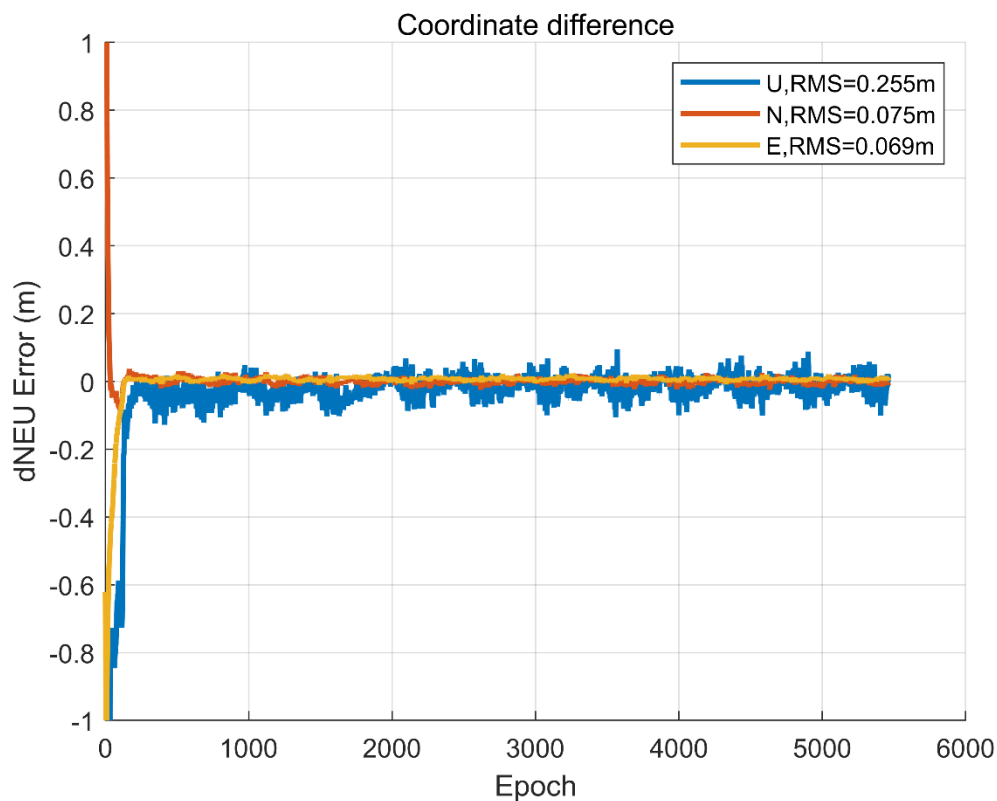


图 5-15 伪卫星 PPP 定位精度

Figure 5-15 Pseudolite PPP positioning accuracy

从上图中可以看出，伪卫星 PPP 定位精度可以到达平面 RMSE 0.101 m，高程 RMSE 0.255 m，三维 RMSE 0.275 m，基本可以达到 GNSS 在良好观测条件下的定位精度。

本文将收敛条件定义为平面定位误差小于 0.1 m，高程定位误差小于 0.2 m，且连续 20 个历元满足收敛要求。根据以上定义，本实验中伪卫星 PPP 定位的首次收敛时间为 14.1 s，对比 GNSS PPP 的一般收敛时间，具有明显的优势。伪卫星 PPP 定位精度在收敛之后可以到达平面 RMSE 0.012 m，高程 RMSE 0.036 m，三维 RMSE 0.038 m。对伪卫星 PPP 定位收敛之后的误差进行了统计，图 5-16 展示了 N、E、U 三个方向的误差分布直方图。

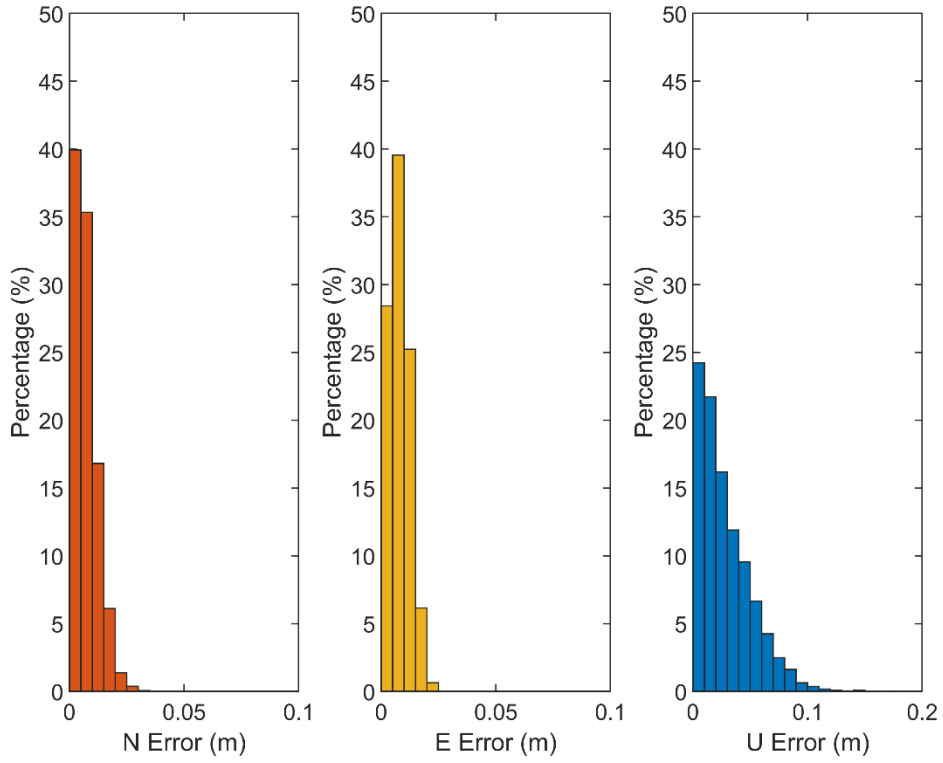


图 5-16 伪卫星 PPP 收敛后的误差分布直方图

Figure 5-16 Histogram of error distribution after pseudolite PPP convergence

从图中可以看出，N 方向 92.1% 优于 3 cm，E 方向 93.2% 优于 3 cm，U 方向 90.3% 优于 6 cm。

5.3 弱几何构型条件下的伪卫星定位

地基伪卫星定位系统的部署场地条件常常受限。伪卫星基站之间的高差较小，造成高程方向几何构型较差，形成弱垂向几何构型；伪卫星基站沿狭窄空间呈条状分布，造成平面方向几何构型较差，形成弱平面几何构型。在这两种情况下，法方程存在奇异或接近病态的情况，从而造成坐标参数解算不稳健、精度低。

5.3.1 基于 LM 迭代的伪卫星定位算法

弱几何构型下定位法方程不满足正定矩阵条件，经典的高斯牛顿迭代法收敛性差。需要进一步研究参数迭代算法，参考自适应平差相关理论，本文使用了一种基于 LM 迭代的伪卫星定位算法，提升伪卫星定位参数高精度估计的稳健性（Levenberg, 1944; Marquardt, 1963）。

前文给出了伪卫星定位的观测方程，式中未知参数为伪卫星接收机的坐标 (x_i, y_i, z_i) 和接收机钟差 $c \cdot \delta t$ 。将伪距观测方程在其近似坐标 (x_0, y_0, z_0) 进行线性化可以得到：

$$\rho^j = \rho_0^j + \frac{x_0 - X^j}{\rho_0^j} \cdot dx + \frac{y_0 - Y^j}{\rho_0^j} \cdot dy + \frac{z_0 - Z^j}{\rho_0^j} \cdot dz \quad (5.7)$$

式中, (X^j, Y^j, Z^j) 表示伪卫星基站的坐标, ρ_0^j 表示伪卫星基站到接收机的几何距离。

这样, 对同一个历元的所有卫星, 可以建立形如下式的定位模型:

$$\begin{bmatrix} P^1 - \rho^1 - D^1 \\ \vdots \\ P^n - \rho^n - D^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{x_0 - x^1}{\rho_0^1} & \frac{y_0 - y^1}{\rho_0^1} & \frac{z_0 - z^1}{\rho_0^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_0 - x^n}{\rho_0^n} & \frac{y_0 - y^n}{\rho_0^n} & \frac{z_0 - z^n}{\rho_0^n} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \\ c \cdot dt_r \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

其中,

$$D^j = c \cdot \delta t_s^j - T^j \quad (5.9)$$

这样, 平差后的得到接收机坐标为:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dx \\ dy \\ dz \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

如果伪卫星接收机的近似坐标与实际坐标相差太远, 由于坐标线性化过程中丢弃的高阶误差的影响, 有必要对接收机坐标进行迭代计算。

从上式中可以看出, 问题的关键在于得到 $[dx, dy, dz]$ 。在 GNSS 中, 通常使用高斯牛顿迭代法 (Gauss-Newton, GN) 来解决非线性最小二乘问题, 具体公式如下:

$$dX = \left(J^T(X_0) \cdot J(X_0) \right)^{-1} \cdot J^T(X_0) \cdot l(X_0) \quad (5.11)$$

式中, $l(X_0)$ 表示 X_0 处的残差。

高斯牛顿迭代法的缺点是它要求矩阵 $J^T J$ 既可逆又正定。在伪卫星系统的实际应用中, 由于伪卫星基站几何构型的影响, 根据实际数据计算的矩阵 $J^T J$ 通常只是半正定的。这意味着, 在使用高斯牛顿迭代法求解时, 可能会出现矩阵 $J^T J$ 是奇异矩阵或病态的情况, 矩阵的稳定性差, 导致结果无法收敛。此外, 即使假设矩阵 $J^T J$ 既不是奇异矩阵也不是病态的, 当使用泰勒展开进行线性化时, 过大的步长 (表示为 dX) 也可能导致不准确的近似估计。因此, 不能保证迭代收敛, 甚至目标函数可能会变大。

在伪卫星定位系统中, 受实际环境的限制, 观测方程系数矩阵的列向量之间可能存在较强的相关性, 进而影响到法方程矩阵, 导致模型出现病态性, 显著影响迭代优化的过程。为了解决矩阵 $J^T J$ 的正定问题, LM 算法将矩阵 $J^T J$ 中加入倍数的单位阵 I , 具体公式如下:

$$\begin{cases} G = J^T J + \lambda \cdot I \\ I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (5.12)$$

式中, λ 表示阻尼系数。

假设 $H = J^T J$, 矩阵 H 其特征值为 μ , 特征向量为 v , 那么可以得到:

$$H \cdot v = \mu \cdot v \quad (5.13)$$

则,

$$\begin{aligned} G \cdot v &= (H + \lambda \cdot I) \cdot v \\ &= H \cdot v + \lambda \cdot I \cdot v \\ &= \mu \cdot v + \lambda \cdot v \\ &= (\mu + \lambda) \cdot v \end{aligned} \quad (5.14)$$

因此, 矩阵 G 其特征值为 $\mu + \lambda$ 。

根据上文内容可知, 矩阵 H 是一个半正定矩阵, 因此其特征值 $\mu \geq 0$ 。对于任意的 $\lambda > 0$, 都有 $\mu + \lambda > 0$, 即矩阵 G 的特征值为正数。又可以看到, 矩阵 G 仅仅是在对称矩阵 H 的对角线元素上增加了值, 因此矩阵 G 仍是一个对称矩阵。矩阵 G 不仅保证了一阶导数为 0 的点是极小值, 而且保证了它是一个非奇异矩阵, 在计算增量时允许求逆。

因此, 基于 LM 算法计算增量 dX 的公式可以表示为:

$$dX = \left(J^T(X_0) \cdot J(X_0) + \lambda \cdot I \right)^{-1} \cdot J^T(X_0) \cdot l(X_0) \quad (5.15)$$

关于该优化问题的目标函数如下所示:

$$e(X) = \text{dot}(l(X), l(X)) \quad (5.16)$$

我们可以根据 LM 算法的迭代公式得到新的结果。此时, 我们比较迭代前后目标函数的大小。如果目标函数减小, 则更新, 阻尼系数增大 2 倍, 扩大搜索的步长; 否则, 不接受此次更新, 阻尼系数减小 3 倍, 缩小搜索的步长。

图 5-17 展示了 LM 迭代的计算流程图。

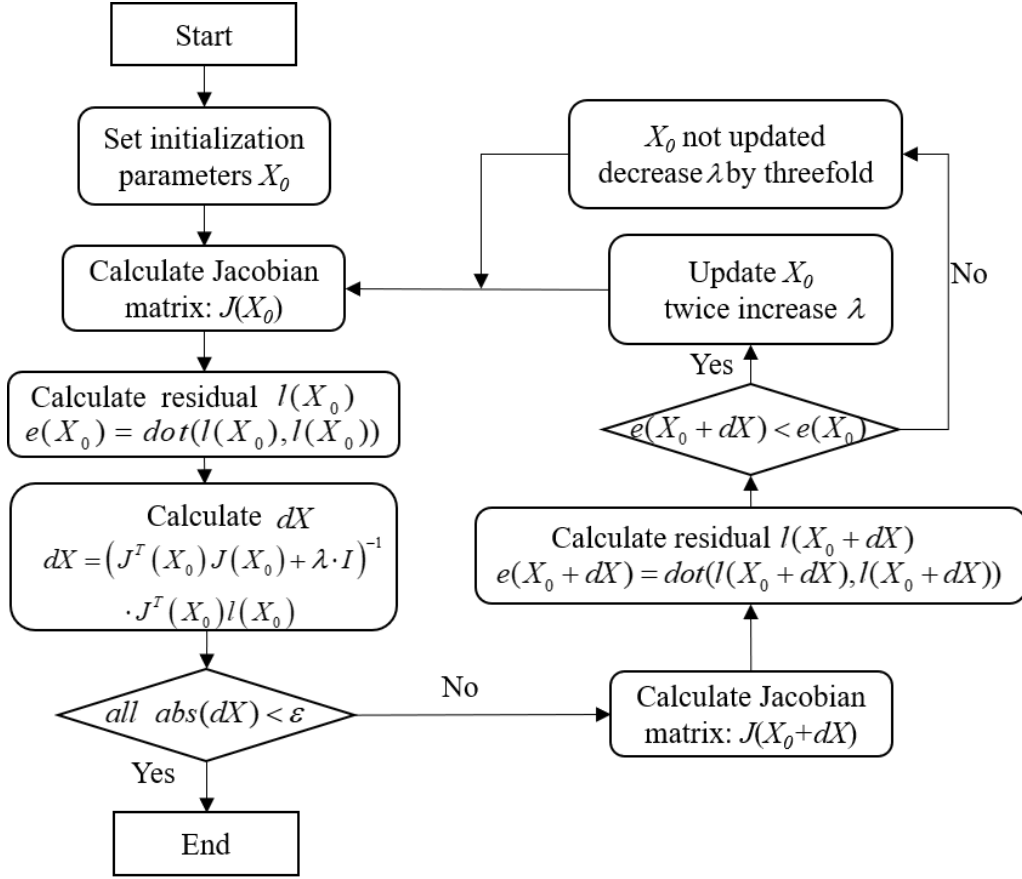


图 5-17 LM 迭代的计算流程图

Figure 5-17 Flowchart of LM iteration calculation

可以看出, LM 算法可以一定程度避免系数矩阵的奇异和病态问题, 提供更准确的步长, 相比 GN 算法更具有鲁棒性。然而, LM 算法的缺点是会增加迭代的次数, 降低求解的速度。此外, LM 算法是一种有偏估计。

为了验证上述基于 LM 迭代的伪卫星定位算法的有效性, 本文设计了如下的仿真实验条件。如图 5-18 所示, 假设伪卫星的应用场景是一个 $1000 \times 1000 \times 100$ m 的立方体空间, 伪卫星基站的数量为 6 个。使用第三章中介绍的伪卫星布站方法, 可以得到伪卫星基站位于 $(0, 0, 0)$ 、 $(1000, 0, 0)$ 、 $(0, 1000, 0)$ 、 $(1000, 1000, 0)$ 、 $(333.3, 666.7, 100)$ 和 $(666.7, 333.3, 100)$, 整体的几何构型是最优的。

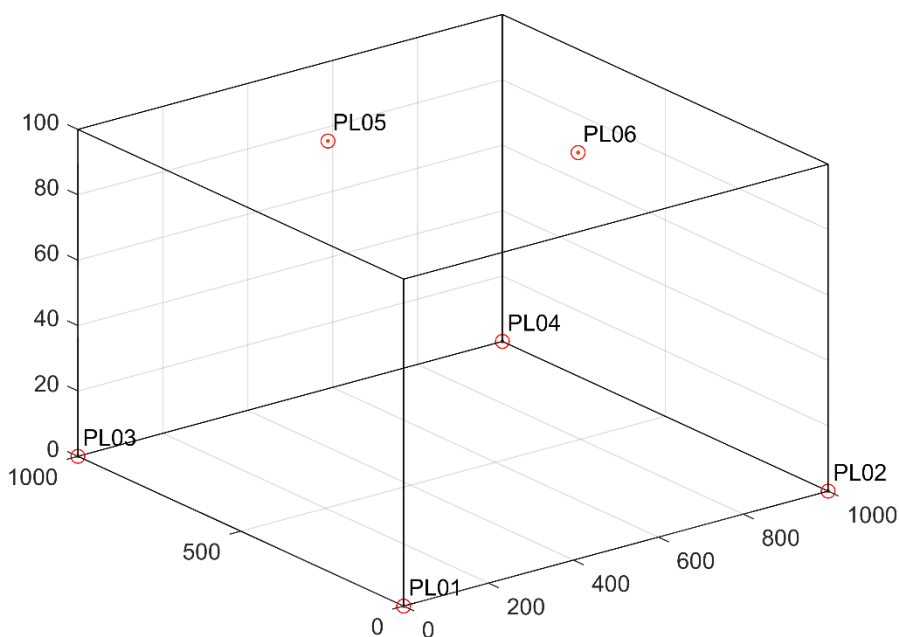


图 5-18 伪卫星基站布局示意图

Figure 5-18 Schematic diagram of pseudolite base station layout

假设伪卫星接收机的坐标为 $(300, 400, 2)$ 。在相同的几何构型和观测条件下，分别使用 GN 迭代和 LM 迭代计算伪卫星定位结果。需要注意的是，初始坐标会显著影响迭代过程和结果。为了不失一般性，两种算法接收机的初始坐标都设置在实验区域的中心，即 $(500, 500, 50)$ 。图 5-19 展示了这两种算法的收敛过程的对比。

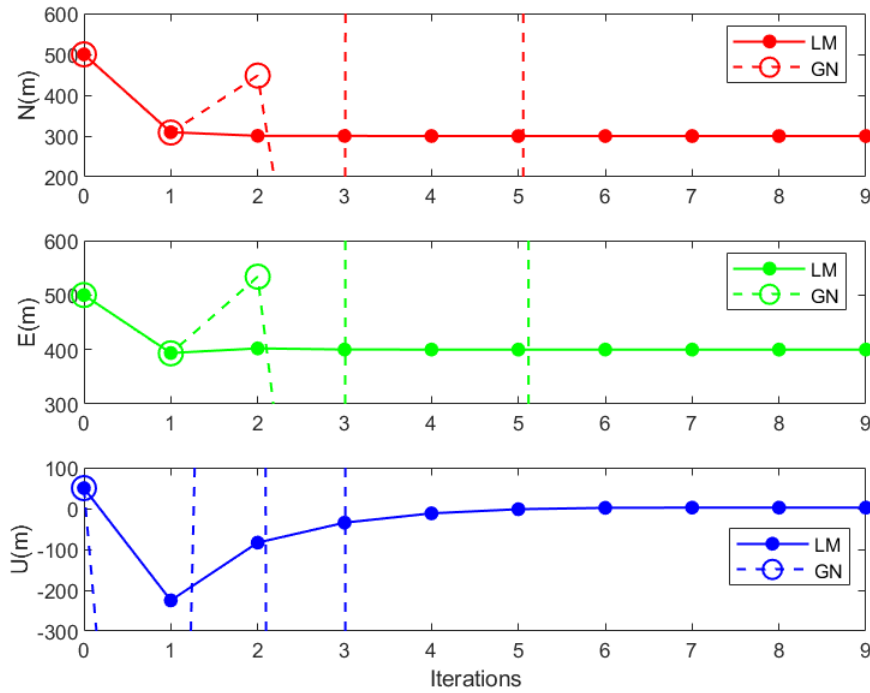


图 5-19 相同条件下 GN 迭代和 LM 迭代的收敛结果对比图

Figure 5-19 Comparison diagram of convergence results for GN iteration and LM iteration under the same conditions

从上图可以明显看出，当使用 GN 迭代时，第一次迭代在 N 和 E 方向上得到与 LM 迭代相似的坐标。然而，由于 U 方向的几何形状不佳，U 方向的坐标明显偏离初值（超出图中纵轴的范围）。在随后的迭代中，三个坐标分量都呈现出发散的趋势。这种现象表明，当伪卫星基站几何构型较差时，传统的 GN 迭代难以求解伪卫星接收机的坐标。

相比之下，LM 迭代表现出更好的鲁棒性。随着 LM 算法不断迭代，三个坐标分量逐渐收敛。到第 9 次迭代时，每个坐标分量的结果与前一次迭代的结果之间的差值小于 0.0001 m，可以认为已经收敛。收敛后的定位结果与真实坐标差距较小。因此，在伪卫星系统因环境限制而几何构型较差的情况下，LM 迭代表现出明显的优势。

5.3.2 基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法

上一节中介绍了在弱几何构型下，使用 LM 迭代提升伪卫星定位参数估计的稳健性。另外一方面，在弱几何构型下，用户运动通常具有一定的规律性。如图 5-20 所示，矿井伪卫星应用场景，用户上下矿井的过程中，平面坐标变化较小，高程坐标变化明显；而当用户下到矿井底部进行作业时，用户的高程坐标几乎不变，平面坐标可以近似为线性变化。隧道伪卫星应用场景中，隧道线形设计上一一般采用平曲线或者半径大的圆曲线，因此用户在线路上的运动轨迹一定程度上符

合相应的规则曲线。



图 5-20 弱几何构型伪卫星系统典型应用场景示意图

Figure 5-20 Schematic diagram of typical application scenarios for pseudolites system with weak geometric configurations

因此，可以针对不同的伪卫星应用场景，对于伪卫星用户接收机位置参数增加轨迹约束条件，建立基于轨迹约束条件的数学函数模型、随机模型，从而改善参数求解中法方程条件数，提升参数位置求解的精度。

在伪卫星定位系统中，伪卫星基站的坐标可以提前被精确测量，基站之间的时间同步偏差可以通过前文的方法作为已知值进行改正。因此，站心地平坐标系下伪卫星定位误差方程可写为：

$$\begin{bmatrix} p^1 - \rho_0^1 - (c \cdot dt^1 - T^1) \\ \vdots \\ p^n - \rho_0^n - (c \cdot dt^n - T^n) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{N_0 - n^1}{\rho_0^1} & \frac{E_0 - e^1}{\rho_0^1} & \frac{U_0 - u^1}{\rho_0^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{N_0 - n^n}{\rho_0^n} & \frac{E_0 - e^n}{\rho_0^n} & \frac{U_0 - u^n}{\rho_0^n} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dN \\ dE \\ dU \\ c \cdot dt_r \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

式中， $(n^i, e^i, u^i), i=1, \dots, n$ 表示各伪卫星基站的精确坐标， (N_0, E_0, U_0) 表示伪卫星接收机的坐标初值， ρ_0^n 表示基于接收机的坐标初值的几何距离初值， (dN, dE, dU) 表示接收机坐标初值的改正数。

针对弱几何构型的情况，可以对以上误差方程增加平面或高程约束条件。以隧道场景中的平面直线段为例，用户在此轨道上的运行轨迹满足平面直线条件，将此轨迹约束条件与观测方程进行联合，可改善观测几何。在每个观测时刻，平面直线的特征值可根据用户可视的伪卫星基站的坐标进行拟合。以 2 个伪卫星基站为例，假定基站平面坐标分别为 (n^1, e^1) 和 (n^2, e^2) ，采用 2 个伪卫星基站坐标获取线性轨迹建立用户平面坐标的约束方程。对于高程几何构型较差的情况，还可以先获取伪卫星接收机的先验高程值 U_{r0} 及其方差 σ^2 并增加至上式。此时，伪卫星定位的误差方程可以表示为：

$$\begin{bmatrix} p^1 - \rho_0^1 - (c \cdot dt^1 - T^1) \\ \vdots \\ p^n - \rho_0^n - (c \cdot dt^n - T^n) \\ \frac{n^1 - N_0}{n^2 - n^1} - \frac{e^1 - E_0}{e^2 - e^1} \\ U_{r0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{N_0 - n^1}{\rho_0^1} & \frac{E_0 - e^1}{\rho_0^1} & \frac{U_0 - u^1}{\rho_0^1} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{N_0 - n^n}{\rho_0^n} & \frac{E_0 - e^n}{\rho_0^n} & \frac{U_0 - u^n}{\rho_0^n} & 1 \\ \frac{n^1}{n^2 - n^1} & -\frac{e^1}{e^2 - e^1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} dN \\ dE \\ dU \\ c \cdot dt_r \end{bmatrix} \quad (5.18)$$

为了验证基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法的有效性,本文在上图所示的南京某在建地铁隧道建立了伪卫星试验场。试验线路上每隔一定间距布设 1 个伪卫星基站。由于地铁狭窄(宽约 4 m, 高约 4.5 m), 伪卫星基站安装于隧道壁不高于车顶的位置。每个伪卫星基站的位置事先已通过全站仪进行精确测定, 坐标系为全站仪所在位置的站心地平坐标系。伪卫星接收机安装于实验小车上, 并在隧道内沿着路径采集了一段时间的观测数据。图 5-21 展示了使用基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法得到的用户接收机的平面定位结果。

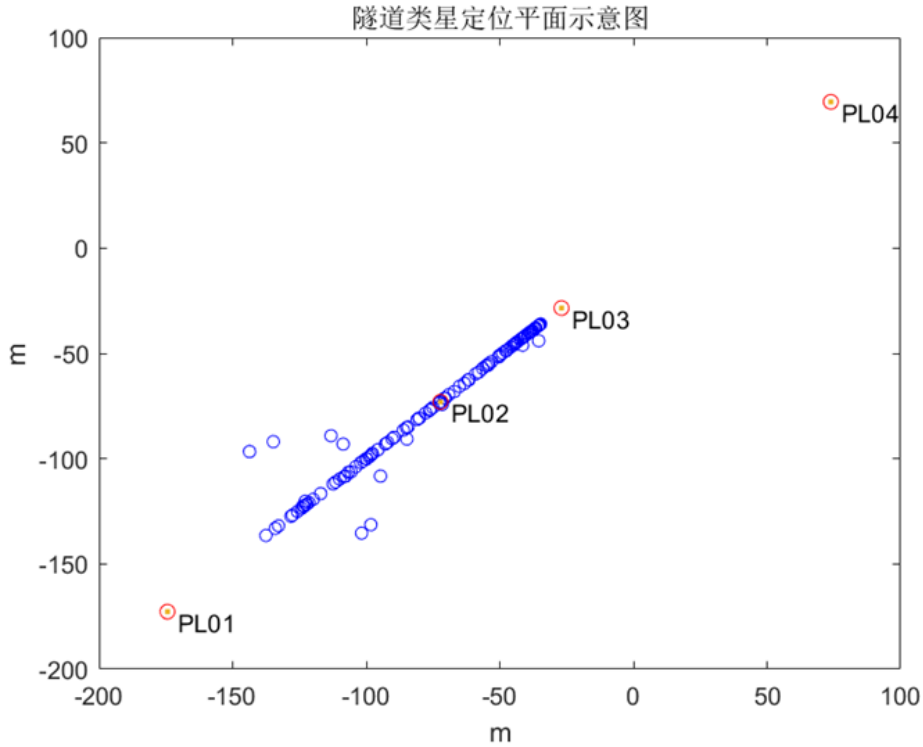


图 5-21 隧道伪卫星系统定位结果平面示意图

Figure 5-21 Schematic diagram of positioning results for tunnel pseudolite system

从上图可以看出, 基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法的定位结果与实际的隧道路径符合程度较为良好。但由于实验条件的限制, 无法实时获取隧道内的伪卫星用户接收机的精确坐标, 因此无法对定位结果进行定量分析。在未来的实验中, 我们考虑结合惯导、里程计等设备获取用户接收机的参考坐标, 进一步对定

位结果进行分析。

5.4 本章小结

本章对伪卫星系统的高精度定位算法及定位性能进行了讨论,主要内容可以分为两部分。第一部分为针对中国科学院上海天文台佘山科技园区的伪卫星实验,评估了基于基站时间同步偏差改正的伪卫星定位算法的有效性。第二部分为针对南京隧道的伪卫星实验,评估了弱几何构型条件下基于 LM 迭代及导航轨迹约束的伪卫星定位算法的有效性。主要的实验结论可概括为:

(1)伪卫星系统作为一种比较新的定位系统,首先对其数据质量进行分析。使用历元间三次差方法评估伪卫星系统伪距噪声统计结果为 2.25 cm,载波相位噪声统计结果为 5.5 mm。伪卫星系统有效增强了复杂环境下用户接收机的可见卫星数量。复杂环境下,伪卫星系统对比 GNSS 系统的周跳率较低,伪卫星信号平均 SNR 值达到了 52.1 dB,明显优于 GPS L1 信号和 BDS B1 信号。

(2)虽然伪卫星系统从基站与主基站之间进行了时频同步,但仍然存在几十纳秒量级的偏差,最小为 29.7 ns,最大为 58.1 ns。基站时间同步偏差具有一定的周期特性,在短时间内比较稳定。当不考虑基站时间同步偏差的时候,伪卫星 SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上都存在一定的系统差,尤其 U 方向系统差达到了 1 m 左右。在改正了基站时间同步偏差之后,N、E、U 三个方向的系统差基本都得到了改正,伪卫星 SPP 定位精度在平面上可以达到 1 m 左右,高程上可以达到 3 m 左右。对比改正基站时间同步偏差前后,平面方向上提高了 21.7%,高程方向上提高了 28.9%,三维方向上提高了 28.5%。

(3)伪卫星 PPP 定位精度可以到达平面 RMSE 0.101 m,高程 RMSE 0.255 m,三维 RMSE 0.275 m,基本可以达到 GNSS 在良好观测条件下的定位精度。伪卫星 PPP 定位仅需 14.1 s 就可以收敛到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m,对比 GNSS PPP 的一般收敛时间,具有明显的优势。伪卫星 PPP 定位精度在收敛之后可以到达平面 RMSE 0.012 m,高程 RMSE 0.036 m,三维 RMSE 0.038 m。

(4)弱几何构型条件下,GN 迭代可能出现无法收敛的情况,LM 迭代表现出明显的优势,LM 迭代可以提高伪卫星定位算法的鲁棒性。南京隧道实验中,基于导航轨迹约束的伪卫星定位算法可以实现弱几何构型条件下,定位结果轨迹与路径基本重合。

第6章 顾及系统间偏差的伪卫星/GNSS 组合定位算法研究

伪卫星系统通过在地面或低空部署基站，发射类似于卫星的导航信号，作为 GNSS 的补充，以增强特定环境下的导航定位性能。在城市峡谷区域、室内或隧道等 GNSS 信号覆盖不足的地方，伪卫星能够有效扩展导航信号的覆盖范围并提高定位精度。然而，伪卫星/GNSS 组合定位仍然面临着许多问题和挑战，许多关键技术需要进一步研究。

本章从伪卫星/GNSS 组合定位观测模型进行展开，分析了不同系统间偏差对组合定位的影响，使用白噪声模型的估计方法对 ISB 参数进行了分析。伪卫星系统的成功部署和运行，依赖于精确的时间同步和空间统一，以确保与现有 GNSS 系统的兼容性，同时遵循无线电频率使用规定。针对伪卫星和 GNSS 系统频段不一致，无法使用一台接收机同时接收两者的导航信号的问题，本章提出了一种基于建立 GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值的伪卫星/GNSS 紧组合定位方法。通过实测数据，评估了顾及系统间偏差的伪卫星/GNSS 组合 SPP、PPP 定位性能，并分析了伪卫星数量、增强时间对低成本 GNSS 接收机定位增强性能的影响，以及伪卫星增强后 GNSS 的定位精度。

6.1 伪卫星/GNSS 组合定位观测模型

GNSS 和伪卫星系统之间的坐标和时间基准存在定义差异和实现误差。在 GNSS/伪卫星组合定位中，GNSS 和伪卫星导航信号的主要特征（如载波频率、信号带宽和调制方法）的显著差异导致信号频谱特征的变化。此外，不同的信号穿过不同的信道，并由不同的数字/模拟滤波器进行处理，导致每个系统的接收机内存在不同的硬件延迟。因此，系统间偏差主要包括不同系统接收机之间的硬件延迟误差和不同系统的参考时钟误差的差异。根据其定义，ISB 对观测的影响主要反映在时间误差上。因此，其效果相当于不同系统之间接收机钟差（包括硬件延迟）的差异（Jiang et al., 2017）。

在伪卫星/GNSS 组合定位中，ISB 可以作为未知参数进行估计。由于 ISB 表示每个系统相对于参考系统的接收机钟差的差异，假设以 GPS 接收机钟差为参考，GLONASS、Galileo、BDS 和伪卫星系统相对于 GPS 系统的 ISB 可以用以下公式进行表示：

$$\begin{cases} \text{ISB}_R = \delta t_R - \delta t_G \\ \text{ISB}_E = \delta t_E - \delta t_G \\ \text{ISB}_C = \delta t_C - \delta t_G \\ \text{ISB}_P = \delta t_P - \delta t_G \end{cases} \quad (6.1)$$

式中，不同的下标代表不同的系统。 ISB_R 、 ISB_E 、 ISB_C 和 ISB_P 分别表示 GLONASS、Galileo、BDS 和伪卫星系统相对于 GPS 系统的系统间偏差。 δt_G 、 δt_R 、 δt_E 、 δt_C 和 δt_P 分别表示 GPS、Galileo、GPS、GLONASS 和 BDS 系统的接收机钟差。

第二章中分别给出了 GNSS 系统和伪卫星系统的观测方程，将单系统定位模型扩展到多系统组合定位模型，考虑系统间偏差 ISB 的观测方程如下：

$$\left\{ \begin{array}{l} P_G^j = \rho_G^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{G,j} - \Delta_{rela}^{G,j} + T_G^j - \frac{I^{G,j}}{f^2} + \varepsilon_{P_f^G} \\ L_G^j = \rho_G^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{G,j} - \Delta_{rela}^{G,j} + T_G^j + \frac{I^{G,j}}{f^2} + \lambda_f \cdot N_f^{G,j} + \lambda_f \cdot W^{G,j} + \varepsilon_{L_f^G} \\ P_R^j = \rho_R^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{R,j} + c \cdot ISB_R - \Delta_{rela}^{R,j} + T_R^j - \frac{I^{R,j}}{f^2} + \varepsilon_{P_f^R} \\ L_R^j = \rho_R^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{R,j} + c \cdot ISB_R - \Delta_{rela}^{R,j} + T_R^j + \frac{I^{R,j}}{f^2} + \lambda_f \cdot N_f^{R,j} + \lambda_f \cdot W^{R,j} + \varepsilon_{L_f^R} \\ P_E^j = \rho_E^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{E,j} + c \cdot ISB_E - \Delta_{rela}^{E,j} + T_E^j - \frac{I^{E,j}}{f^2} + \varepsilon_{P_f^E} \\ L_E^j = \rho_E^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{E,j} + c \cdot ISB_E - \Delta_{rela}^{E,j} + T_E^j + \frac{I^{E,j}}{f^2} + \lambda_f \cdot N_f^{E,j} + \lambda_f \cdot W^{E,j} + \varepsilon_{L_f^E} \\ P_C^j = \rho_C^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{C,j} + c \cdot ISB_C - \Delta_{rela}^{C,j} + T_C^j - \frac{I^{C,j}}{f^2} + \varepsilon_{P_f^C} \\ L_C^j = \rho_C^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{C,j} + c \cdot ISB_C - \Delta_{rela}^{C,j} + T_C^j + \frac{I^{C,j}}{f^2} + \lambda_f \cdot N_f^{C,j} + \lambda_f \cdot W^{C,j} + \varepsilon_{L_f^C} \\ P_P^j = \rho_P^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{P,j} + c \cdot ISB_P + T_P^j + \varepsilon_{P_f^P} \\ L_P^j = \rho_P^j + c \cdot \delta t_f - c \cdot \delta t_f^{P,j} + c \cdot ISB_P + T_P^j + \lambda_f \cdot N_f^{P,j} + \lambda_f \cdot W^{P,j} + \varepsilon_{L_f^P} \end{array} \right. \quad (6.2)$$

式中，各参数表示的含义与前文给出的定义相同。

需要注意的是，对于 GNSS 系统可以接收双频观测值，通过双频的无电离层组合消除电离层延迟误差。相比之下，伪卫星系统暂时只能接收单频观测值，但伪卫星系统通常部署在地面或低空，因此不需要考虑电离层延迟误差。其他误差项的处理方式可以参考第二章的内容。

6.2 伪卫星/GNSS 组合系统时空同步

GNSS 和伪卫星系统都有各自的时间、空间参考框架，不同系统在组合定位之前，首先需要对不同系统之间进行时空同步，这对于数据融合、状态估计都至关重要。

因为政策法规的因素,伪卫星系统信号暂时还无法使用与 GNSS 相同的 L 频段,因此无法直接使用一台接收机同时接收伪卫星的导航信号和 GNSS 的导航信号。本实验使用的伪卫星系统发射信号频段为 2.4G ISM (Industrial Scientific Medical Band) 频段。为了实现组合系统的时空同步,本实验设计了如图 6-1 所示的伪卫星/GNSS 组合接收机组。

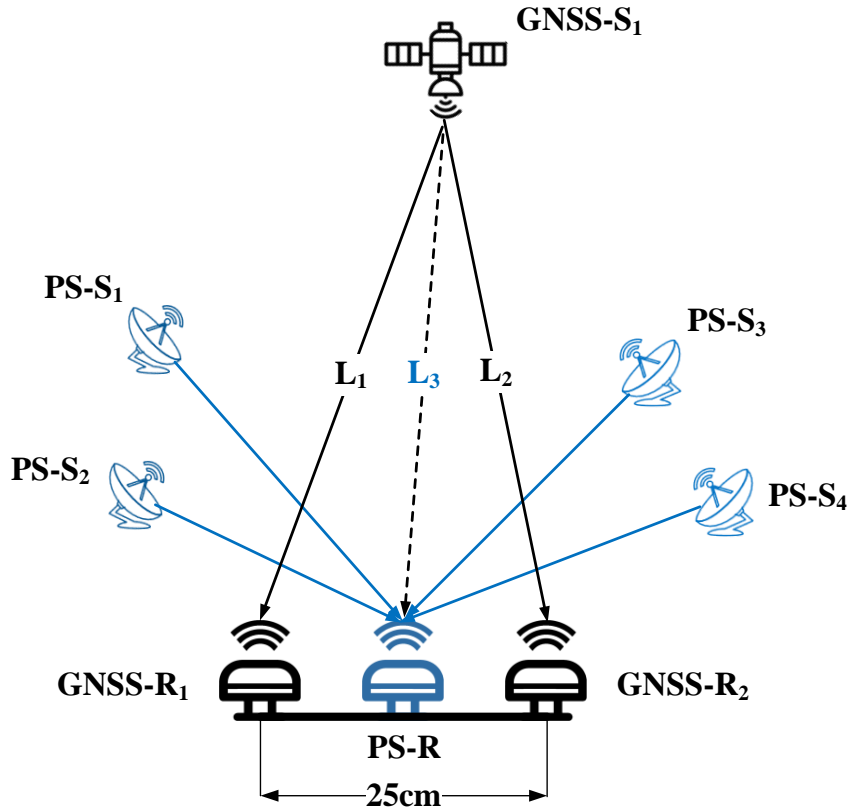


图 6-1 伪卫星/GNSS 组合系统示意图

Figure 6-1 Schematic diagram of pseudolite/GNSS combined system

6.2.1 时间同步

时间同步主要是用户端伪卫星接收机和 GNSS 接收机的时间同步。第五章中介绍了伪卫星基站之间的时频同步方法及基站时间同步偏差改正的方法,但是伪卫星系统仅仅实现了内部的时间同步。对于动态定位来说,尤其是高速运动的用户,要想实现伪卫星/GNSS 组合定位,就必须将伪卫星和 GNSS 接收机进行时间同步,即将两者的观测值对齐到同一时刻。

GNSS 接收机的数据带有精确的时间戳,其对外输出的秒脉冲 (Pulse Per Second, PPS) 精度可以达到几十 ns。伪卫星接收机接收 GNSS 输出的 PPS 信号,通过硬件对自身晶振频率进行补偿,在连续数个 PPS 周期内达成自身精准频率的校正,并在 PPS 时刻提取观测量,从而实现伪卫星接收机和 GNSS 接收机的时间同步。具体流程如图 6-2 所示。

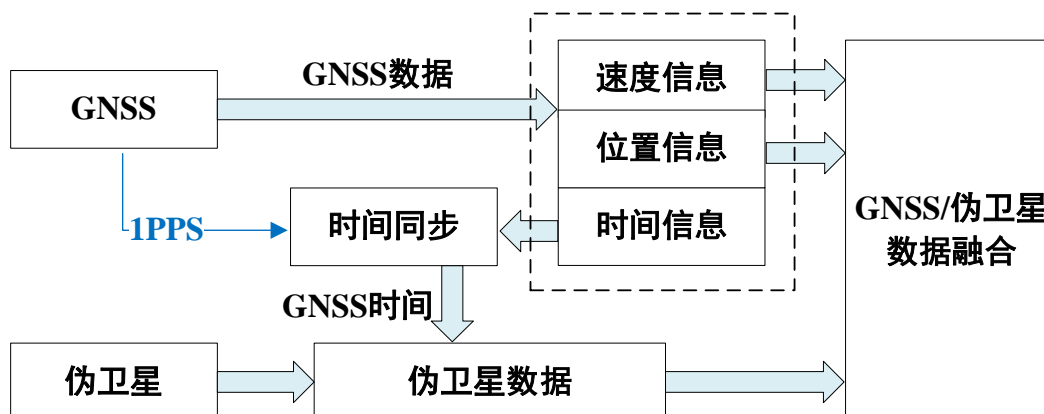


图 6-2 伪卫星/GNSS 时间同步示意图

Figure 6-2 Schematic diagram of pseudolite/GNSS time synchronization

6.2.2 空间同步

空间同步可以分为服务端的空间同步和客户端的空间同步。

(1) 服务端空间同步

服务端的空间同步实现相对比较简单。GNSS 系统是基于国际地球参考框架 ITRF 的，伪卫星系统要实现与 GNSS 系统服务端的空间同步，主要是要获取伪卫星基站在 ITRF 下的坐标。主要有以下两种实现方式：

1) 若伪卫星基站配有 GNSS 接收机，可以直接通过长期静态 PPP 或 RTK 的方式获取伪卫星基站的坐标。

2) 若伪卫星基站不配备 GNSS 接收机，可以先在实验区内架设一个 GNSS 基准站，通过长期静态 PPP 或 RTK 的方式获取该 GNSS 基准站的坐标，再通过全站仪测量的方式，获取各伪卫星基站的坐标。

(2) 用户端空间同步

用户端的空间同步主要是 GNSS 接收机和伪卫星接收机的空间统一。如上图所示，一台伪卫星接收机天线位于两台 GNSS 接收机天线的正中间，两台 GNSS 接收机天线相距 25 cm。三个天线的相位中心尽量固定在一条直线上并通过刚体固连，因此无论用户的运动状态如何，三个接收天线之间的相对关系不发生改变。

由于伪卫星和 GNSS 接收机只能独立接收各自的导航信号，为了实现伪卫星/GNSS 紧组合的定位模式，因此需建立从 GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值。具体方法如下所述，该方法对伪距观测值和载波相位观测值都适用，不需要加以区分。

假设两台 GNSS 接收机在同一历元观测到同一颗卫星，各自接收机对于该 GNSS 卫星的观测值分别为 L_1 和 L_2 ，两台 GNSS 接收机天线相位中心到伪卫星接收机相位中心的距离都为 S ，GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值为 L_3 。

通过中线定理可得：

$$L_1^2 + L_2^2 = 2S^2 + 2L_3^2 \quad (6.3)$$

则，

$$L_3 = \sqrt{\frac{L_1^2 + L_2^2}{2} - S^2} \quad (6.4)$$

将 GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值与伪卫星接收机接收的伪卫星信号的观测值进行组合求解,就可以实现伪卫星/GNSS 紧组合的定位模式。GNSS 接收机与伪卫星接收机两者并不相同,但两者接收机钟差的差异可以被伪卫星与 GPS 的系统间偏差吸收。使用上述虚拟观测值的方法可以实现用户端的空间同步。

6.3 实验验证与分析

为了验证伪卫星/GNSS 组合定位性能,在第五章中介绍的中国科学院上海天文台佘山科技园区的伪卫星实验场,使用伪卫星/GNSS 组合处理终端动态进行实验,并开发了伪卫星/GNSS 组合定位模块进行数据处理。

6.3.1 伪卫星/GNSS 组合定位系统间偏差分析

基于上述实验采集的数据,本小节采用白噪声模型对 GPS、BDS 和伪卫星系统间偏差进行估计。白噪声模型认为在时间序列中,ISB 的变化是随机的且变化之间相互独立。

图 6-3 展示了 GPS 和 BDS 系统间偏差的时间序列图。从图中可以看出,GPS 和 BDS 系统间偏差在开始阶段波动较大,后续较为稳定,平均值为 49.7 ns,STD 为 1.826 ns。

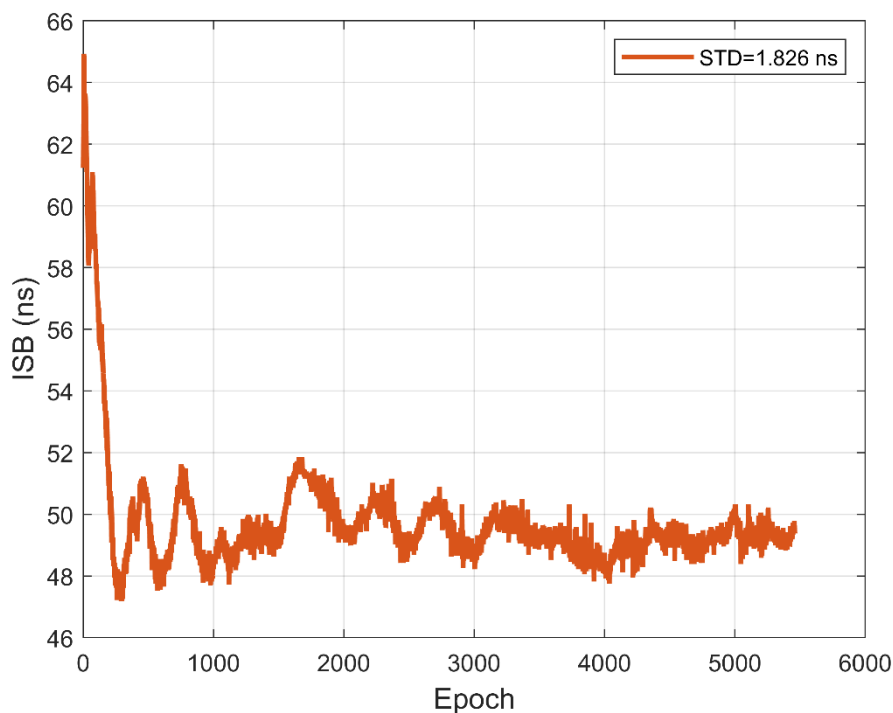


图 6-3 GPS/BDS ISB 时间序列图
Figure 6-3 Time series diagram of GPS/BDS ISB

图 6-4 展示了 GPS 和伪卫星系统间偏差的时间序列图。从图中可以看出，GPS 和伪卫星系统间偏差存在明显的线性趋势，这说明 GNSS 接收机和伪卫星接收机之间存在同步误差。

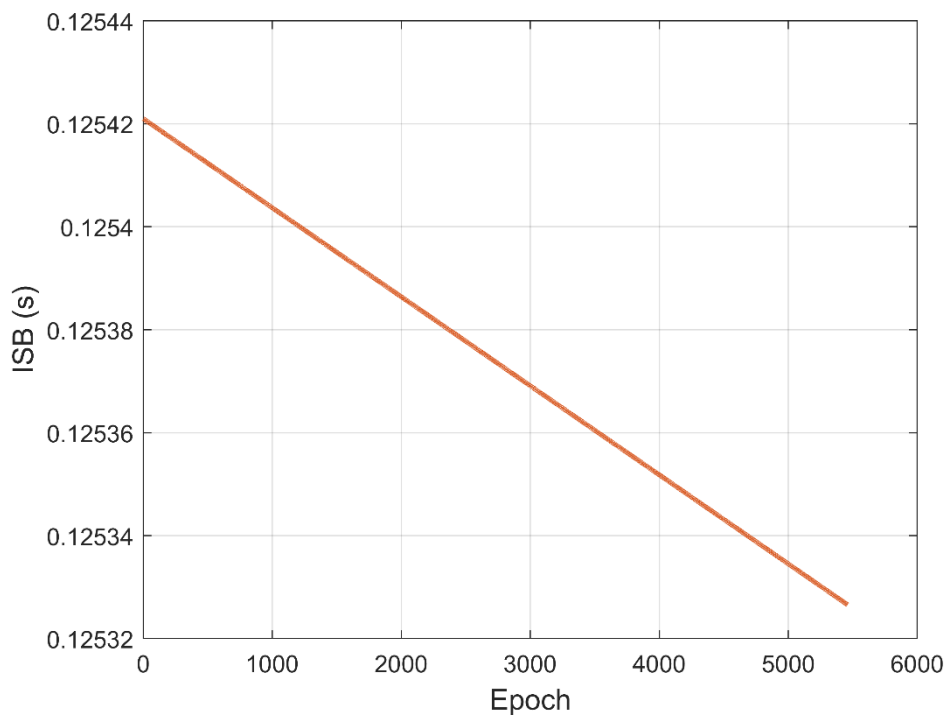


图 6-4 GPS/PS ISB 时间序列图

Figure 6-4 Time series diagram of GPS/PS ISB

将伪卫星和 GPS 系统间偏差做一次历元间差分, 结果如图 6-5 所示。从图中可以看出, 通过历元间差分, 伪卫星和 GPS 系统间偏差的趋势项已经被消除。GPS/PS ISB 平均值为-172.9 ns, STD 为 1.276 ns。

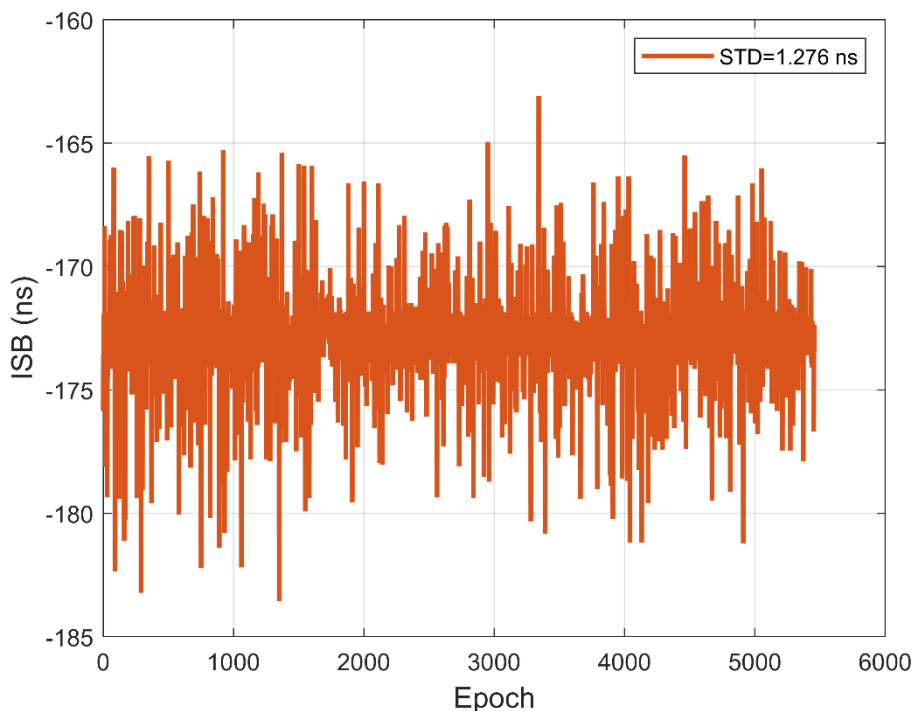


图 6-5 GPS/PS ISB 历元间差分时间序列图

Figure 6-5 Time series diagram of GPS/PS ISB after epoch difference

6.3.2 伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位性能分析

本小节进一步探究伪卫星/GNSS 系统间偏差对组合 SPP 定位性能的影响。其中, 伪卫星观测值已经使用第五章中介绍的方法进行了基站时间同步偏差改正。GNSS 使用了 GPS+BDS 双系统双频无电离层组合观测值, 伪卫星使用单频观测值。图 6-6 展示了 GNSS SPP 定位和伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位的结果对比图。

从图中可以看出, GPS 和 BDS 单系统由于可见卫星数过少, 从而导致 SPP 定位结果较差, 甚至在某些历元无法定位。伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位相比于 GNSS SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上都有明显的优势。平面 RMSE 为 0.646 m, 高程 RMSE 为 0.988 m, 三维 RMSE 为 1.181 m, 相比于 GNSS SPP 定位, 平面提高了 37.2%, 高程提高了 37.6%, 三维提高了 37.5%。因此, 伪卫星系统的加入可以显著增强 GNSS SPP 定位性能。

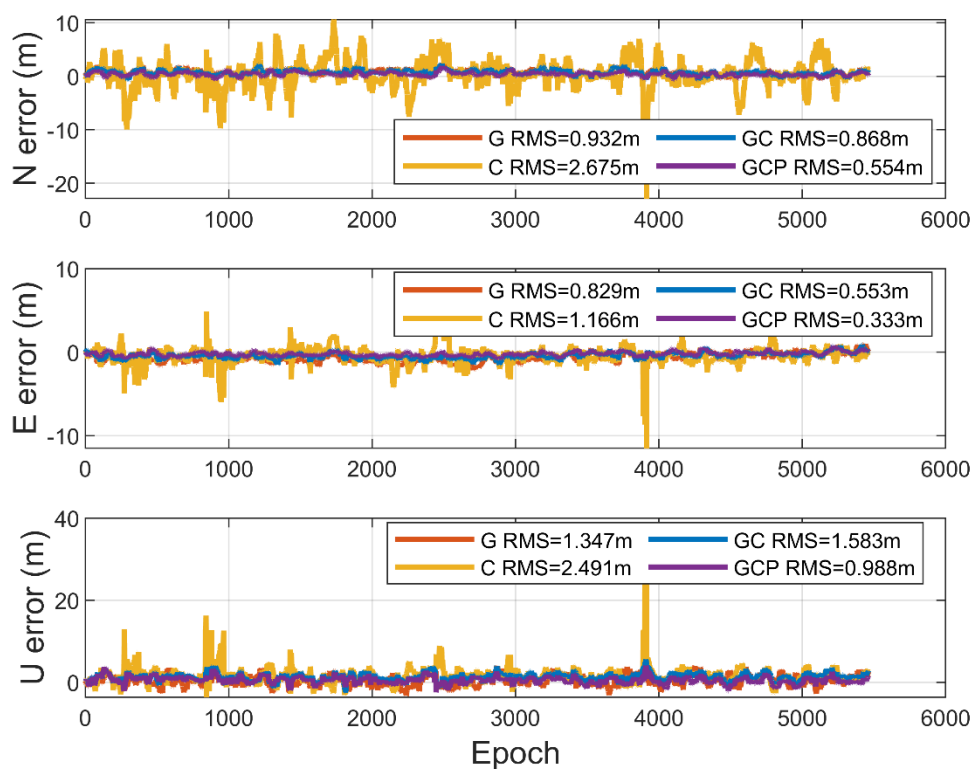


图 6-6 GNSS 和 GNSS/PS 组合 SPP 定位误差对比的时间序列图

Figure 6-6 Time series diagram comparing SPP positioning errors of GNSS and GNSS/PS combined system

图 6-7 展示了不同系统 PPP 定位误差的对比。

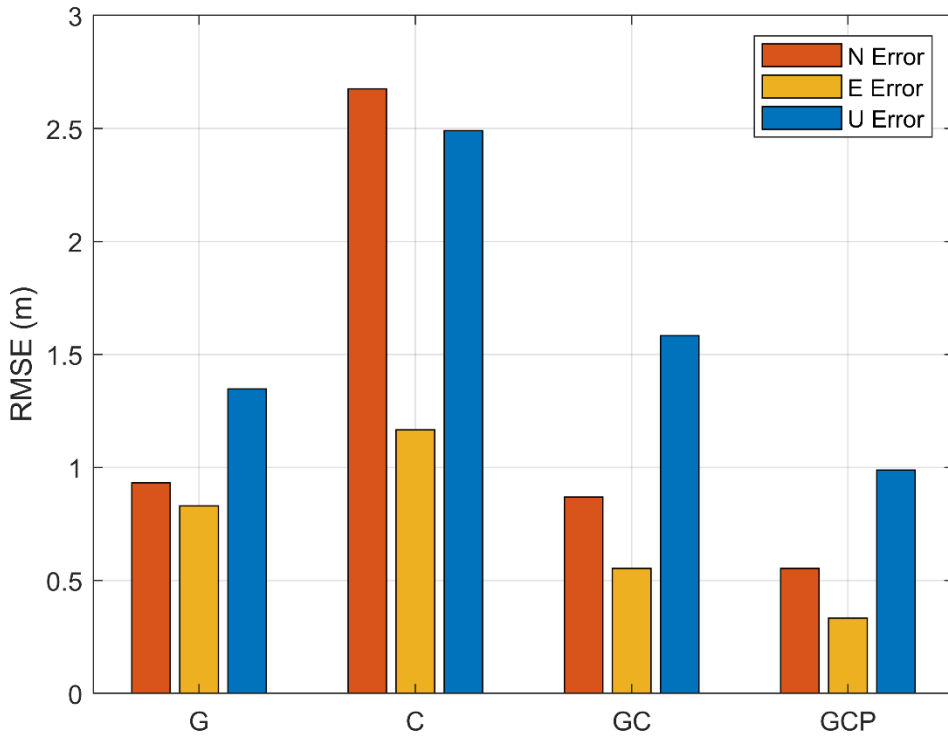


图 6-7 不同系统 SPP 定位误差对比图

Figure 6-7 The comparison chart of SPP positioning errors for different systems

6.3.3 伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位性能分析

6.3.3.1 伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位效果

本实验中使用的低成本 GNSS 接收机仅支持 BDS-2。伪卫星接收机支持频点为 2465.43 MHz 的单频观测 (P1)。由于伪卫星系统的高度角通常较低甚至为负, 因此没有对伪卫星系统设置截止高度角, 且随机模型使用信噪比 (SNR) 定权。其他误差的处理方式可以参考第二章中介绍的内容, 具体如表 6-1 所示。

表 6-1 伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位处理策略

Table 6-1 Pseudolite/GNSS combined PPP positioning processing strategy

类别	GNSS	伪卫星
观测值组合	无电离层组合	非差非组合
采样率 (Hz)	10	10
频点	GPS: L1/L2; BDS: B1/B2;	P1
截止高度角	10°	/
随机模型	信噪比定权	信噪比定权
对流层延迟	ZTD 使用 Saastamoinen 模型改正, ZWD 残余部分使	MRTCA 模型改正

	用 随 机 游 走 估 计 ($2\text{cm}/\sqrt{h}$); 映射函数使用 VMF1 模型	
电离层延迟	无电离层组合消去	/
相对论效应	模型改正 (Ashby, 2003)	/
固体潮	模型改正 (Petit & Luzum, 2010)	/
海潮	模型改正 (Petit & Luzum, 2010)	/
接收机钟差	白噪声估计	白噪声估计
模糊度	常数估计	常数估计

图 6-8 展示了使用上述处理策略得到的伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位结果。从图中可以看出, 由于实验环境遮挡严重, GPS 和 BDS 单系统由于可见卫星数过少, 且低成本 GNSS 接收机性能较差, 从而导致 PPP 定位结果较差, 多系统的加入可以从可见卫星数和 DOP 值等方面对单系统进行改善。GNSS PPP 由于数据时长过短, 因此还无法收敛。伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位相比于 GNSS PPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上都有明显的优势。平面 RMSE 为 0.019 m, 三维 RMSE 为 0.045 m, 相比于 GNSS PPP 定位, 平面提高了 96.4%, 高程提高了 95.6%, 三维提高了 95.8%。此外, 在加入了伪卫星系统之后, PPP 定位收敛时间也大幅度下降, 仅需 4.5 s 即可收敛到平面定位误差小于 0.1 m, 高程定位误差小于 0.2 m, 大大提高了 PPP 定位的实用性。

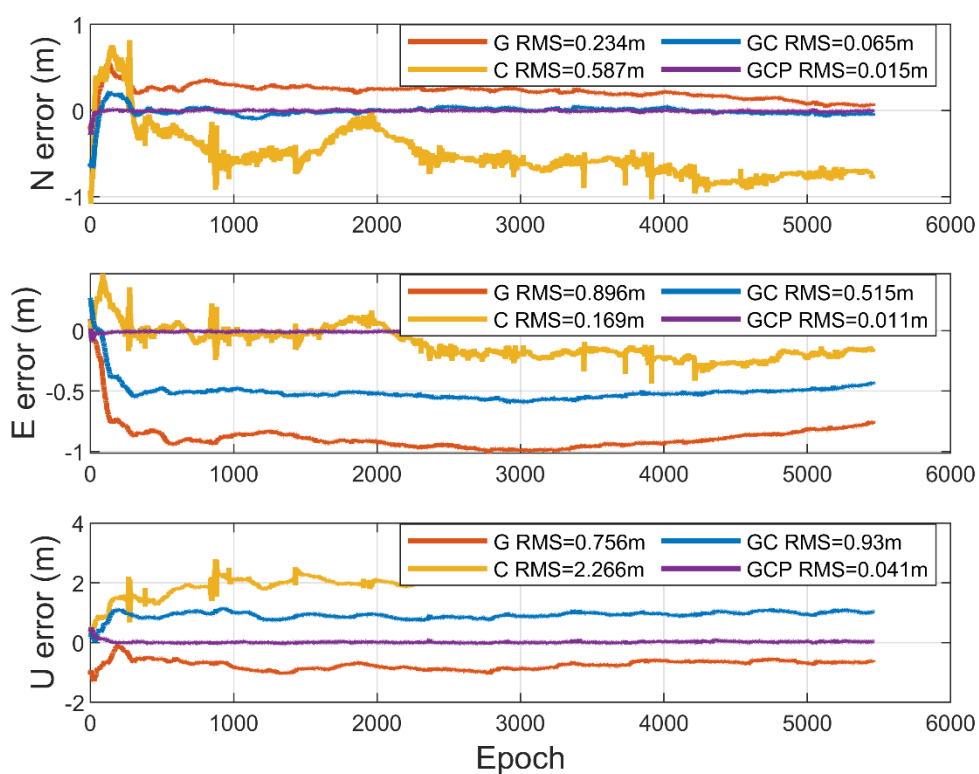


图 6-8 GNSS 和 GNSS/PS 组合 PPP 定位误差对比时间序列图

Figure 6-8 Time series diagram comparing PPP positioning errors of GNSS and GNSS/PS combined system

图 6-9 展示了不同系统 PPP 定位误差的对比。

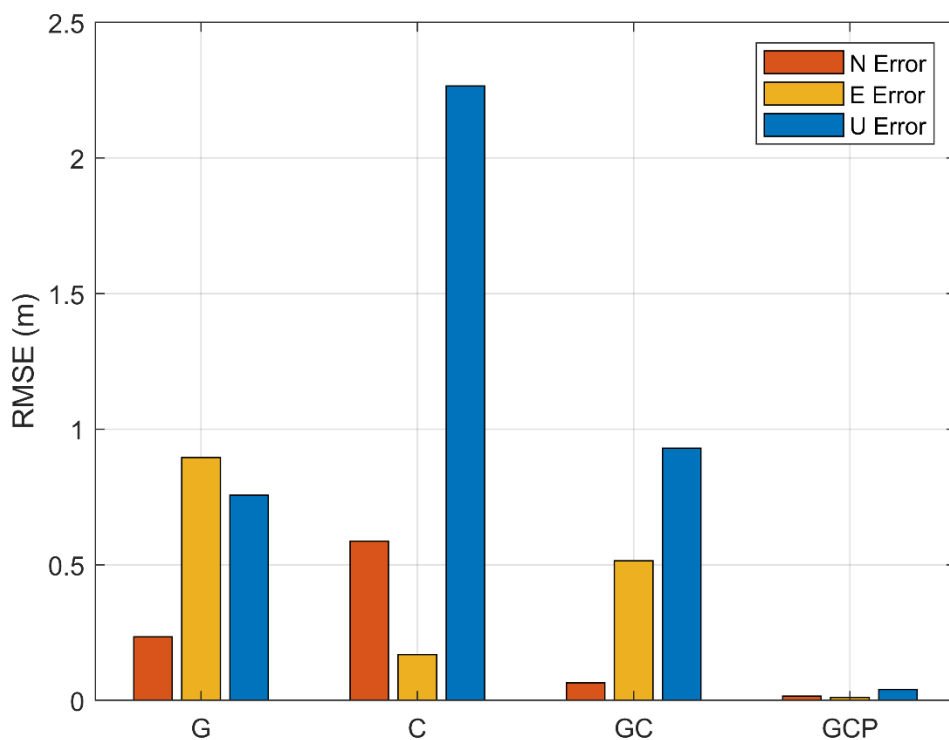


图 6-9 不同系统 PPP 定位误差对比图

Figure 6-9 The comparison chart of PPP positioning errors for different systems

6.3.3.2 伪卫星增强数量对 GNSS PPP 定位的影响

由于考虑到布设环境或成本等因素,有些实验场景或部分历元无法接收到所有伪卫星基站发出的导航信号,因此有必要探究伪卫星数量对 GNSS PPP 定位增强效果的影响。

图 6-10 展示了使用 1~6 个伪卫星对 GNSS PPP 定位增强在 N、E、U 三个方向的定位精度。由于存在伪卫星和 GPS 的系统间偏差参数,只使用一个伪卫星基站并不能够给伪卫星/GNSS 组合定位带来帮助。因此,GNSS+0/1 PS 的定位结果是完全一致的。从图中可以看出,使用的伪卫星基站数量越多,伪卫星/GNSS 组合定位精度越高。

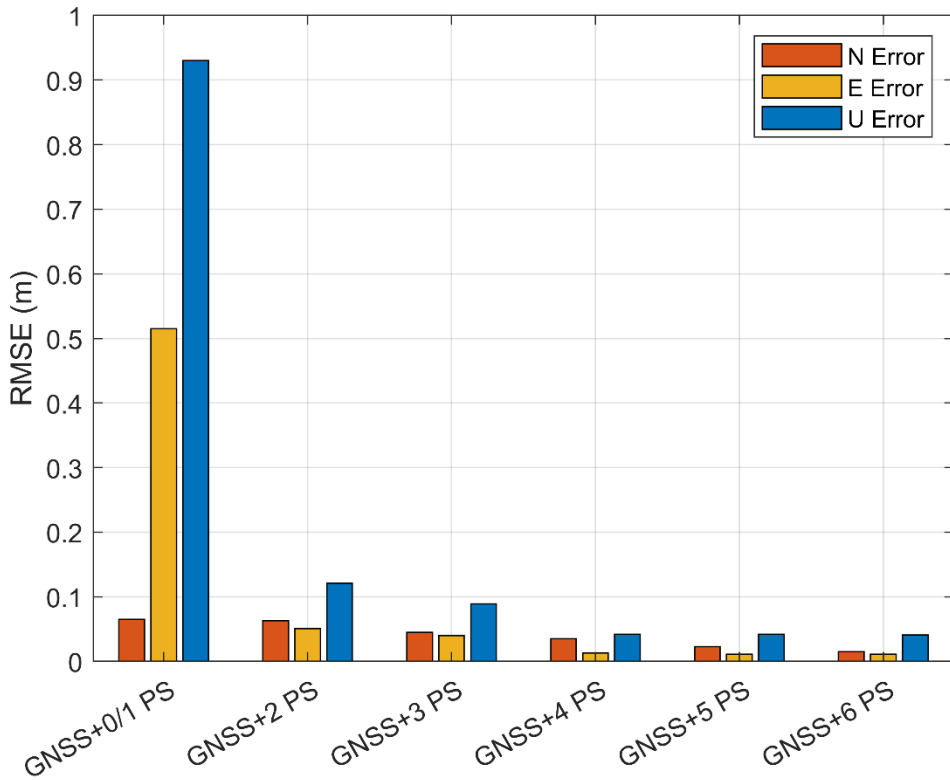


图 6-10 伪卫星数量对增强 GNSS PPP 定位结果的影响

Figure 6-10 The Impact of pseudolite quantity on enhanced GNSS PPP positioning results

表 6-2 伪卫星数量对 GNSS PPP 定位提高效果的对比

Table 6-2 Comparison of the impact of pseudolite quantity on enhancing GNSS PPP positioning performance

类别	平面 RMSE/ m	高程 RMSE/ m	三维 RMSE/ m	平面提 高/ %	高程提 高/ %	三维提 高/ %
GNSS+0/1 PS	0.519	0.930	1.065	/	/	/
GNSS+2 PS	0.081	0.121	0.145	84.4	87.0	86.3
GNSS+3 PS	0.060	0.089	0.108	88.4	90.4	89.9
GNSS+4 PS	0.037	0.042	0.056	92.8	95.5	94.7
GNSS+5 PS	0.025	0.042	0.049	95.1	95.5	95.4
GNSS+6 PS	0.019	0.041	0.045	96.4	95.6	95.8

从表 6-2 可以看出, 使用 2 个伪卫星进行增强, 就可以对 GNSS PPP 定位精度提高 85% 左右, 平面 RMSE 优于 0.1 m, 高程 RMSE 优于 0.2 m。但同时也可

以发现,使用4个伪卫星基站及以上时,定位精度的提高差异不大。伪卫星系统和GNSS系统都有各自独立的时间系统,两者之间主要通过空间坐标参数进行关联。由于伪卫星独立定位需要至少4个基站,当只使用2、3个伪卫星基站参与坐标解算时,只能间接增强GNSS PPP定位。如果使用伪卫星基站数量超过4个时,伪卫星系统可以迅速地提供收敛后的高精度坐标信息,一旦坐标参数收敛,那么伪卫星基站的数量对于收敛后的精度影响就不大了。因此,使用4个及以上伪卫星基站数量对于伪卫星/GNSS组合定位结果差异不大,但更多数量的伪卫星基站仍然可以提高组合系统的鲁棒性,避免因个别基站的粗差影响整个系统的定位结果。

6.3.3.3 伪卫星增强时间对GNSS PPP定位的影响

不仅伪卫星基站数量对GNSS PPP定位有影响,伪卫星系统增强时间同样也会对GNSS PPP定位结果产生影响。图6-11展示了不同的伪卫星增强时间后2000个历元GNSS PPP的定位误差。从图中可以看出,随着伪卫星增强时间的增加,GNSS PPP定位误差在平面、高程方向都有明显的提高。只需要16s的伪卫星增强,GNSS PPP定位误差就可以达到平面优于0.1 m,高程优于0.2 m。伪卫星增强时间超过16s之后,定位误差减小的趋势逐渐放缓,这主要是由于坐标参数逐渐收敛,收敛之后的定位误差区别不大。由于本实验采用的伪卫星系统的采样率为10 Hz,因此只需要不到20 s时间的伪卫星增强,就可以实现GNSS PPP定位的收敛,这也证明了伪卫星增强GNSS PPP定位的有效性。

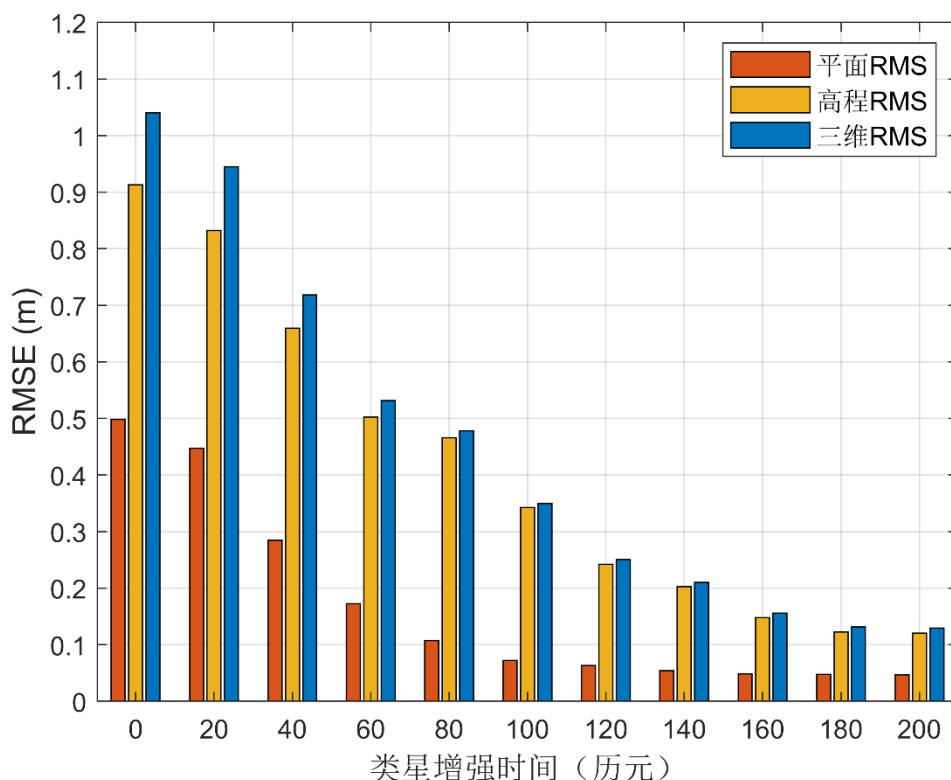


图 6-11 伪卫星增强时间对 GNSS PPP 定位的影响

Figure 6-11 The impact of pseudolite enhancement duration on GNSS PPP positioning

6.3.3.4 伪卫星增强后 GNSS PPP 定位效果

由于伪卫星系统是一个局域增强系统，受空间区域限制，其对于 GNSS 的增强时间有效性是受限的。如果用户接收机离开了伪卫星系统的覆盖区域，那么 GNSS 定位就无法再受伪卫星增强。因此，有必要探究伪卫星增强后 GNSS 独立 PPP 定位的效果。

本实验设置将伪卫星/GNSS 组合接收机在实验区域内采集 3000 个历元后不再受伪卫星增强。图 6-12 展示了伪卫星全程增强、伪卫星部分增强、全程无伪卫星增强三种情况下 PPP 定位精度。从图中可以看出，伪卫星增强结束后 GNSS 独立 PPP 定位误差存在一个小幅跳变，但之后仍然能保持收敛。统计增强之后的定位精度，平面 RMSE 达到 0.029 m，高程 RMSE 达到 0.096 m，三维 RMSE 达到 0.100 m。相比于全程无伪卫星增强，平面 RMSE 提高了 94.4%，高程 RMSE 提高了 90.2%，三维 RMSE 提高了 91.0%，证明了伪卫星对 GNSS 定位增强的有效性。

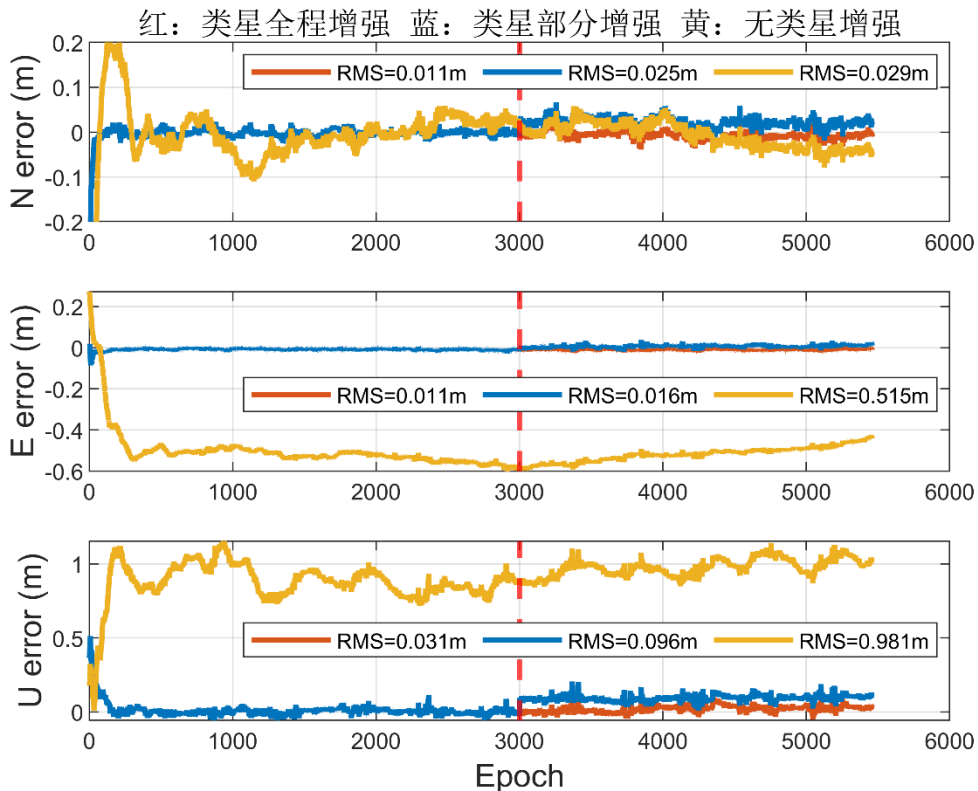


图 6-12 伪卫星增强后 GNSS PPP 定位效果

Figure 6-12 GNSS PPP positioning results after pseudolite enhancement

6.4 本章小结

本章详细介绍了伪卫星/GNSS 组合定位的观测模型,并对伪卫星和 GNSS 的系统间偏差问题进行探讨,使用白噪声模型进行估计,对估计得到的 ISB 参数进行了分析。此外,本章还对伪卫星/GNSS 组合定位中时空同步的问题进行了讨论,提出了一种建立 GNSS 卫星到伪卫星接收机的虚拟观测值,从而使得伪卫星/GNSS 进行紧组合的方法,并对伪卫星/GNSS 紧组合定位性能进行了评估与分析,得到的主要结论如下:

(1) BDS 和 GPS 系统间偏差在开始阶段波动较大,后续较为稳定,平均值为 49.7 ns, STD 为 1.826 ns。伪卫星和 GPS 系统间偏差存在明显的线性趋势,说明伪卫星接收机和 GNSS 接收机之间存在同步误差。通过历元间差分,可以消除伪卫星和 GPS 系统间偏差的趋势项。历元间一次差后, GPS/PS ISB 平均值为 -172.9 ns, STD 为 1.276 ns。

(2) 伪卫星系统的加入可以显著增强 GNSS SPP 定位性能。伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位相比于 GNSS SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上都有明显的提高,平面 RMSE 为 0.646 m,高程 RMSE 为 0.988 m,三维 RMSE 为 1.181 m。相比于 GNSS SPP 定位,伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位精度在平面提高了 37.2%,高程提高了 37.6%,三维提高了 37.5%。

(3) GNSS PPP 定位所需收敛时间较长,实验采集数据较短,因此还无法收敛。伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位可以实现平面 RMSE 为 0.019 m,三维 RMSE 为 0.045 m。相比于 GNSS PPP 定位,平面定位精度提高了 96.4%,高程定位精度提高了 95.6%,三维定位精度提高了 95.8%。此外,在加入了伪卫星系统之后,PPP 定位收敛时间也大幅度下降,仅需 4.5 s 即可收敛到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m,大大提高了 PPP 定位的实用性。

(4) 使用的伪卫星基站数量越多,伪卫星/GNSS 组合定位精度越高。使用 2 个伪卫星进行增强,就可以对 GNSS PPP 定位精度提高 85%左右,平面 RMSE 优于 0.1 m,高程 RMSE 优于 0.2 m。使用 4 个伪卫星基站及以上时,定位精度的提高差异不大。但更多数量的伪卫星基站仍然可以提高组合系统的鲁棒性,避免因个别基站的粗差影响整个系统的定位结果。

(5) 随着伪卫星增强时间的增加,GNSS PPP 定位误差在平面、高程方向都有明显的提高。只需要 160 个历元的伪卫星增强,GNSS PPP 定位误差就可以达到平面优于 0.1 m,高程优于 0.2 m。伪卫星增强时间超过 160 个历元之后,定位误差减小的趋势逐渐放缓,证明了伪卫星增强 GNSS PPP 定位的有效性。

(6) 伪卫星增强结束后,GNSS 独立 PPP 定位误差存在一个小幅跳变,但之后仍然能保持收敛。统计增强结束之后的定位精度,平面 RMSE 达到 0.029 m,高程 RMSE 达到 0.096 m,三维 RMSE 达到 0.100 m。相比于全程无伪卫星增强,

平面定位精度提高了 94.4%，高程定位精度提高了 90.2%，三维定位精度提高了 91.0%。

第7章 总结与展望

7.1 本文主要创新点与结论

本文主要聚焦于伪卫星高精度定位关键技术研究,系统地介绍了伪卫星高精度定位的基础理论,针对伪卫星系统布站、伪卫星对流层延迟模型精化、伪卫星独立定位和伪卫星/GNSS 组合定位等研究内容,提出了一系列算法以及优化改进模型。搭建了伪卫星实验场,利用实测数据验证了上述算法和改进模型的有效性,提升了复杂环境下定位精度和可靠性,为伪卫星系统在实际应用中的部署和优化提供了参考。具体研究成果及结论如下:

(1) 利用多目标粒子群优化(MOPSO)算法解决伪卫星系统布站问题,以系统信号覆盖率和几何构型为双重优化目标,提升目标区域内的定位服务性能。提出一种新的基于视线的可视域分析方法,无需内插可直接确定信号覆盖率,并通过计算格网点的平均 HDOP 来评估系统的几何构型。以中国九寨沟地区的 DEM 数据为实验基础,验证了 MOPSO 算法在确保信号覆盖率的同时,对基站几何分布进行优化的能力。相较于传统的单目标粒子群优化(PSO)算法,MOPSO 算法显著提升了系统覆盖率达 49.8%,并大幅降低了平均 HDOP 达 72.4%。与常用的凸多面体体积优化(CPVO)算法相比,MOPSO 在增强系统信号覆盖率方面提升了约 30%。本研究为多目标伪卫星系统基站的实际部署提供了参考。

(2) 利用 ERA5 全球气象再分析数据,对伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度进行了时空特征分析,证明了在全球任意位置使用相同的对流层干、湿延迟的截止高度会对伪卫星对流层延迟模型引入误差。将伪卫星对流层干延迟的截止高度根据经度、纬度和年积日进行建模,对流层湿延迟的截止高度取年平均值,生成格网产品。使用本文提出的格网产品,并进行双线性内插得到伪卫星对流层干、湿延迟的截止高度。与原有使用固定经验值相比,精化后的不同伪卫星对流层延迟模型(RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型)的 RMSE 分别降低了 17.1%、25.6%、23.3%和 26.1%。对精化后的伪卫星对流层延迟模型的性能进行了评估。在斜距为 5000 m 的不同高度角条件下,伪卫星对流层延迟随高度角的增大而减少。LTC 模型由于不考虑高度因素,其性能显著低于其他模型,平均 RMSE 超过 0.4 m。相比之下,RTCA、MRTCA、Bouska 和 Hopfield 模型表现更为接近,平均 RMSE 均在 0.15 m 左右,其中 MRTCA 模型表现略优。当高度角一定时,伪卫星对流层延迟随斜距的增大而增大,在低高度角下与斜距呈近似线性关系,而在高高度角下这种关系不再成立。LTC 模型在低高度角下 RMSE 最小,但在高高度角下表现不佳,RMSE 最大,达到近 0.2 m。其他模型在高高度角下的表现则有所提升,RMSE 降至约 0.08 m,MRTCA 模型精度最高。季节性

变化对伪卫星对流层延迟模型的精度也有显著影响,夏季误差较大,而冬季误差较小,可以考虑引入季节性周期项以进一步改进伪卫星对流层延迟模型。

(3) 基于伪卫星实验场的实测数据深入分析了伪卫星系统的信号质量,并评估了其在复杂环境下的定位性能。通过历元间三次差分方法,发现伪卫星系统的伪距噪声为 2.25 cm,而载波相位噪声为 5.5 mm,显示出伪卫星系统在信号质量方面的优势。此外,伪卫星系统在复杂环境中显著提高了用户接收机的可见卫星数量,降低了周跳率,同时保持了较高的信号强度,平均信噪比达到 52.1 dB,优于 GPS L1 和 BDS B1 信号。尽管伪卫星系统基站间进行了时频同步,但仍存在几十纳秒级别的时间偏差。通过分析基站时间同步偏差的周期特性,发现其在短时间内相对稳定。在未考虑基站时间同步偏差的情况下,伪卫星系统的 SPP 定位结果在 N、E、U 三个方向上存在系统偏差。经过基站时间同步偏差的校正,伪卫星系统的 SPP 定位精度在平面上可达到约 1 m,高程上可达约 3 m。与未校正相比,平面方向精度提高了 21.7%,高程方向提高了 28.9%,三维方向提高了 28.5%。伪卫星 PPP 定位表现出色,其平面 RMSE 为 0.101 m,高程 RMSE 为 0.255 m,三维 RMSE 为 0.275 m,达到 GNSS 在理想观测条件下的定位精度。伪卫星 PPP 定位的收敛速度显著快于 GNSS PPP,仅需 14.1 s 即可达到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m。在收敛后,伪卫星 PPP 定位精度进一步提升,平面 RMSE 达到 0.012 m,高程 RMSE 达到 0.036 m,三维 RMSE 达到 0.038 m。针对弱几何构型条件的挑战,提出使用 LM 迭代算法以提高伪卫星系统定位的鲁棒性和精度。

(4) 探讨了伪卫星与 GNSS 的系统间偏差,并评估了复杂环境下伪卫星/GNSS 组合定位的效果。伪卫星和 GPS 之间的 ISB 表现出明显的线性趋势,反映了两者接收机之间的同步误差。通过历元间差分方法,成功消除了伪卫星和 GPS 系统间偏差的趋势项。验证了伪卫星系统对低成本 GNSS 接收机的定位增强效果。伪卫星系统的加入显著提升了 GNSS SPP 定位性能,伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位在 N、E、U 三个方向上的精度均有显著提高,平面 RMSE 为 0.646 m,高程 RMSE 为 0.988 m,三维 RMSE 为 1.181 m。与单独使用 GNSS SPP 定位相比,伪卫星/GNSS 组合 SPP 定位在平面上提高了 37.2%,高程上提高了 37.6%,三维上提高了 37.5%。伪卫星/GNSS 组合 PPP 定位能够实现平面 RMSE 为 0.019 m,高程 RMSE 为 0.041 m,三维 RMSE 为 0.045 m,显著优于单独使用 GNSS PPP 定位。此外,伪卫星系统的加入显著缩短了 PPP 定位的收敛时间,仅需 4.5 s 即可达到平面定位误差小于 0.1 m,高程定位误差小于 0.2 m。使用更多的伪卫星基站可以进一步提高定位精度和系统的鲁棒性,但超过一定数量后,精度提升的边际效应递减。伪卫星增强时间的增加也显著提高了 GNSS PPP 定位精度,仅需 16 s 的伪卫星增强即可达到平面和高程的定位误差要求。伪卫星增强结束后,GNSS 独立 PPP 定位误差虽有小幅跳变,但仍能保持收敛。相比全程无伪卫星增

强, 平面定位精度提高了 94.4%, 高程定位精度提高了 90.2%, 三维定位精度提高了 91.0%。

7.2 下一步研究方向

本文基于现有实验条件验证了伪卫星系统独立定位及伪卫星对低成本 GNSS 接收机增强定位的可行性, 但受限于硬件设备, 暂时缺乏伪卫星对测地型 GNSS 接收机定位增强性能的评估。此外, 本文的研究虽然取得了初步的成果, 但仍有许多有待进一步深入进行的研究工作:

(1) 伪卫星系统的相位观测值还存在小数偏差 (Uncalibrated Phase Delay, UPD), UPD 与载波相位模糊度高度耦合, 使载波相位模糊度失去了整周特性。伪卫星基站也发射多个频点的信号, 各频点载波相位中心存在偏差, 并且不同频率伪距/载波相位观测值的特性、精度水平等也存在差异, 在定位数据处理中需要加以考虑。研究伪卫星观测相位残差特性, 实现伪卫星载波相位观测 UPD 及相位中心的精确标定。同时, 研究用户端基于 UPD 的载波相位模糊度固定算法, 实现伪卫星高精度定位快速收敛。

(2) 地基伪卫星系统可以在 GNSS 拒止条件下独立提供高精度的定位服务, 但其服务范围严重受限于地形的影响。空基伪卫星平台建立周期短, 环境适应性强, 能够满足快速灵活部署的任务需求。然而, 国内外尚无空地一体融合定位算法的研究。可以综合利用星间链路、地基/空基伪卫星伪距、载波相位等多类观测数据, 开展 GNSS/空基伪卫星/地基伪卫星融合时空参数估计关键技术研究, 实现时空参数性能提升。建立多源异构时空处理系统, 为 GNSS 导航拒止、信号遮挡等复杂场景下空地协同一体化时空增强提供技术支撑。

(3) 随着伪卫星系统技术的不断精化和多领域的广泛应用, 预计将会有越来越多的局域伪卫星系统建立和实施。这些系统将相互连接, 形成一个高度复杂的网络, 旨在为广泛的应用场景提供精准的定位服务。面对日益增长的伪卫星子网数量, 实现不同子网间的时空一致性变得尤为重要。这涉及到确保用户在跨越不同子网的服务范围时, 能够维持定位服务的连续性和稳定性, 避免出现定位结果的中断或突变。为此, 需要开发先进的技术来智能管理子网间的信号覆盖重叠区域、实时追踪用户位置, 并实现定位算法的快速重新初始化, 以应对这一技术挑战。此外, 实现室内外导航的无缝切换也是伪卫星系统未来发展的关键方向。鉴于室内外环境在信号传播特性上的显著差异, 研究如何在室内外环境间实现平滑过渡, 对于提升用户的整体体验至关重要。未来的研究将聚焦于算法优化、系统集成和用户界面设计, 以确保伪卫星系统能够在提供高精度定位服务的同时, 也能够满足用户对于无缝导航体验的期待。

(4) 伪卫星系统可以作为 GNSS 的有力补充, 为特定区域提供高精度定位

服务,但其作为无线电导航系统仍然存在一些局限性。为了有效克服这些局限性,进一步提升定位服务的精度和鲁棒性,可以采用多传感器融合技术。通过集成伪卫星系统与 GNSS、惯性导航系统 (INS)、里程计、视觉传感器、雷达等其他传感器数据,实现数据层面的互补和优化。在多传感器融合框架下,运用如 Kalman 滤波器、粒子滤波器等估计理论,对来自不同传感器的数据进行加权和优化处理,确保定位服务的连续性和稳定性,以满足未来导航系统对于高精度、高可靠性和强适应性的综合需求。

参考文献

- 鲍亚川, 杨梦焕, 李建佳, 等. 遮蔽空间定位导航技术特征分析与发展综述[J]. 全球定位系统, 2023, 48(4): 24-29.
- 代汶洲. LOCATA 系统关键技术研究及收发机发射模块设计[D]//西南交通大学. 2015.
- 范曹明. 高精度伪卫星系统关键技术研究与应用[D]//山东大学. 2022.
- 郭陈江, 马瑞峰, 丁君, 等. 基于北斗导航定位系统改进技术的定位误差仿真和分析研究[J]. 计测技术, 2006(01): 21-23.
- 郭斐. GPS 精密点定位质量控制与分析的相关理论和方法研究[D]. 武汉大学, 2013.
- 郭熙业, 杨俊, 周永彬, 等. 一种地基高精度区域定位导航系统及方法[P]. 2018.
- 何秀凤. GPS 伪卫星技术的新进展及在导航定位中的应用[C]//中国惯性技术学会第五届学术年会. 中国广西桂林, 2003: 271-275.
- 何秀凤, 陈永奇, 桑文刚, 等. GPS 伪卫星组合定位方法及在变形监测中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2007(06): 795-799.
- 何秀凤, 桑文刚. 伪卫星增强 GPS 精密定位新方法[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2005(03): 460-464.
- 胡绪健, 鲁小强, 罗伟. GNSS 脆弱性研究[J]. 中国科技信息, 2013(20): 55-58.
- 黄声享, 刘贤三, 刘文建, 等. 伪卫星技术及其应用[J]. 测绘信息与工程, 2006(02): 49-51.
- 籍利平. 基于北斗导航卫星的伪卫星技术在区域定位中的应用[J]. 测绘科学, 2002(04): 53-56+0.
- 柯福阳, 王庆, 潘树国, 等. GNSS 网络 RTK 算法模型及测试分析[J]. 东南大学学报(自然科学版), 2009, 39(04): 763-768.
- 李源. 伪卫星室内外协同定位技术研究[D]. 上海交通大学, 2018.
- 毛悦, 孙付平. 伪卫星关键技术分析[J]. 海洋测绘, 2006(02): 69-72.
- 孟键, 孙付平, 毛悦. 伪卫星改善 DOP 值的数学分析[J]. 测绘科学, 2008(03): 52-53+34.
- 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: 3-8.
- 谭述森. 北斗卫星导航系统的发展与思考[J]. 宇航学报, 2008(02): 391-396.
- 万晓光. 伪卫星组网定位技术研究[D]. 上海交通大学, 2011.
- 吴涛, 胡艳霞, 田甜, 等. GNSS 干扰定位技术分析[J]. 全球定位系统, 2023,

48(05): 103-111.

杨楠. 地基导航系统基站布局技术研究[D]//国防科技大学. 2017.

杨元喜. 综合 PNT 体系及其关键技术[J]. 测绘学报, 2016, 45(05): 505-510.

杨元喜. 弹性 PNT 基本框架[J]. 测绘学报, 2018, 47(07): 893-898.

杨元喜, 任夏, 贾小林, 等. 以北斗系统为核心的国家安全 PNT 体系发展趋势[J]. 中国科学:地球科学, 2023, 53(05): 917-927.

杨元喜, 杨诚, 任夏. PNT 智能服务[J]. 测绘学报, 2021, 50(08): 1006-1012.

袁运斌, 霍星亮, 张宝成. 近年来我国 GNSS 电离层延迟精确建模及修正研究进展[J]. 测绘学报, 2017, 46(10): 1364-1378.

岳晓奎, 袁建平, 吴琼. 伪卫星技术发展和应用综述[J]. 全球定位系统, 2005(02): 47-51.

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, 46(10): 1399-1407.

张益泽. 北斗实时高精度定位服务系统研究[D]. 同济大学, 2018.

赵娜, 赵伟, 孙妍, 等. 伪卫星技术及其在导航定位中的应用分析[J]. 导航定位学报, 2014, 2(01): 82-86.

郑辉根, 张春磊, 李子富, 等. GNSS 欺骗攻击综述[J]. 航天电子对抗, 2020, 36: 35-39+45.

中国卫星导航系统管理办公室. GPS 卫星运行轨迹 [EB/OL]. <https://www.csno-tarc.cn/gps/track>.

中国卫星导航系统管理办公室. 服务类型 [EB/OL]. <https://www.csno-tarc.cn/system/introduction>.

周锋. 多系统 GNSS 非差非组合精密单点定位相关理论和方法研究[J]. 测绘学报, 2020, 49(07): 938.

朱国纬. 基于 FPGA 的 Locata 系统定位接收机设计[D]//西南交通大学. 2015.

朱祥维, 徐博, 李井源, 等. 基于广义伪卫星的新一代 GNSS 增强系统[J]. 测绘通报, 2016(02): 1-7.

祝会忠, 徐爱功, 高星伟, 等. 长距离 GNSS 网络 RTK 算法研究[J]. 测绘科学, 2014, 39: 80-83.

祝会忠, 杨添宇, 赵洪涛, 等. GNSS 多系统精密单点定位方法与性能分析[J]. 测绘科学, 2020, 45: 1-7+21.

Alexandre V P, Nel S. Delta Carrier Range algorithm for indoor positioning application to pseudolite-like transmitters[C]//2016 International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN). IEEE, 2016: 1-8.

Altamimi Z, Rebischung P, Métivier L, et al. ITRF2014: A new release of the International Terrestrial Reference Frame modeling nonlinear station motions[J]. Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 2016, 121(8): 6109-6131.

- Angrisano A, Gaglione S, Gioia C, et al. Assessment of NeQuick ionospheric model for Galileo single-frequency users[J]. *Acta Geophysica*, 2013, 61(6): 1457-1476.
- Ashby N. Relativity in the Global Positioning System[J]. *Living Reviews in Relativity*, 2003, 6(1): 1.
- Ashby N, Spilker J J. Introduction to relativistic effects on the Global Positioning System[J]. *Global Positioning System: Theory and applications.*, 1996, 1: 623-697.
- Barnes J, Rizos C, Wang J, et al. LocataNet: Intelligent time-synchronised pseudolite transceivers for cm-level stand-alone positioning[J]. *Satellite Navigation and Positioning (SNAP) Group, School of Surveying and Spatial Information Systems, The University of New South Wales, Australia (UNSW)*, 2003.
- Betz J W. The Navstar Global Positioning System[M]//Morton Y T J, Diggelen F, Spilker J J, et al. *Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century*. 1st ed. Wiley, 2020: 65-85.
- Bevis M, Businger S, Herring T A, et al. GPS meteorology: Remote sensing of atmospheric water vapor using the global positioning system[J]. *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, 1992, 97(D14): 15787-15801.
- Biberger R J, Teuber A, Pany T, et al. Development of an APL error model for precision approaches and validation by flight experiments[C]//*Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*. 2003: 2308-2317.
- Black C. Timing Accuracy Test of Non-GPS-Based Positioning System at White Sands Missile Range[C]//*Proceedings of the 51st Annual Precise Time and Time Interval Systems and Applications Meeting*. 2020: 199-206.
- Black H D. Early development of Transit, the Navy navigation satellite system[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1990, 13(4): 577-585.
- Blanco-Delgado N, Nunes F D. Satellite selection method for multi-constellation GNSS using convex geometry[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2010, 59(9): 4289-4297.
- Blewitt G. An Automatic Editing Algorithm for GPS data[J]. *Geophysical Research Letters*, 1990, 17(3): 199-202.
- Boehm J, Heinkelmann R, Schuh H. Short Note: A global model of pressure and temperature for geodetic applications[J]. *Journal of Geodesy*, 2007, 81(10): 679-683.
- Boehm J, Niell A, Tregoning P, et al. Global Mapping Function (GMF): A new empirical mapping function based on numerical weather model data[J]. *Geophysical Research Letters*, 2006, 33(7): 2005GL025546.
- Bouska T J, Raquet J F. Tropospheric model error reduction in pseudolite-based positioning systems[C]//*Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*. 2003: 390-398.
- Braasch M S, Fink A, Duffus K. Improved modeling of GPS selective

availability[C]//NASA CONFERENCE PUBLICATION. NASA, 1994: 45-45.

Brunner F K, Hartinger H, Troyer L. GPS signal diffraction modelling: the stochastic SIGMA- δ model[J]. *Journal of Geodesy*, 1999, 73(5): 259-267.

Coello C A C, Pulido G T, Lechuga M S. Handling multiple objectives with particle swarm optimization[J]. *IEEE Transactions on evolutionary computation*, 2004, 8(3): 256-279.

Collins J P, Langley R B. A tropospheric delay model for the user of the wide area augmentation system: Vol. 20[M]. Department of Geodesy and Geomatics Engineering, University of New Brunswick ..., 1997.

Dach R, Hugentobler U, Fridez P, et al. Bernese GPS software version 5.0[M]. 2007.

Ding J, Chen J, Wang J, et al. Characteristic differences in tropospheric delay between Nevada Geodetic Laboratory products and NWM ray-tracing[J]. *GPS Solutions*, 2023, 27(1): 47.

Dixon K. StarFire: A global SBAS for sub-decimeter precise point positioning[C]//Proceedings of the 19th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ION GNSS 2006). 2006: 2286-2296.

European Space Agency. GALILEO: Satellite System Design and Technology Developments[EB/OL]. <https://www.esa.int/>.

Evans M J, Eagen S E. Positioning performance in deep pit mines using GNSS augmented with Locata[C]//Proceedings of the 2021 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. 2021: 295-306.

Falcone M, Hahn J, Burger T. Galileo[M]. Teunissen P J G, Montenbruck O. Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems. Cham: Springer International Publishing, 2017: 247-272.

Falletti E, Margaria D, Marucco G, et al. Synchronization of critical infrastructures dependent upon GNSS: Current vulnerabilities and protection provided by new signals[J]. *IEEE Systems Journal*, 2018, 13(3): 2118-2129.

Fan C, Yao Z, Dong Y, et al. A New Coupled Method for Pseudolite System-Augmented GNSS Real-Time Kinematic PPP[M]//Yang C, Xie J. China Satellite Navigation Conference (CSNC 2024) Proceedings: Vol. 1093. Singapore: Springer Nature Singapore, 2024: 228-238.

Fan C, Yao Z, Wang S, et al. Pseudolite system-augmented GNSS real-time kinematic PPP[J]. *Journal of Geodesy*, 2022, 96(10): 77.

Fan C, Yao Z, Yun S, et al. Ground-based PPP-RTK for pseudolite systems[J]. *Journal of Geodesy*, 2021, 95(12): 133.

Farrell J. Aided navigation: GPS with high rate sensors[Z]. dl.acm.org, 2008.

Fernandez-Hernandez I, Chamorro-Moreno A, Cancela-Diaz S, et al. Galileo high accuracy service: initial definition and performance[J]. *GPS Solutions*, 2022, 26(3): 65.

Fukushima S, Yoshihara T, Suga S. Evaluation of a Tropospheric Correction

Model for Airport Pseudolite[C]//ION GPS/GNSS. 2004.

Galluzzo G, Wallner S, Pericacho J G, et al. Prototyping of galileo URA determination with TGVP and extended galileo performance characterisation for SoL applications[C]//Proceedings of the 33rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2020). 2020: 1462-1475.

Gaur A, Agrawal N K. The IRNSS/NavIC designing characteristics and development in antenna application: An overview[J]. Comput. Telecommun. Eng, 2023, 1(1).

Gendt G, Dick G, Reigber C, et al. Near Real Time GPS Water Vapor Monitoring for Numerical Weather Prediction in Germany[J]. Journal of the Meteorological Society of Japan. Ser. II, 2004, 82(1B): 361-370.

Geng T, Ma Z, Xie X, et al. Multi-GNSS real-time precise point positioning using BDS-3 global short-message communication to broadcast corrections[J]. GPS Solutions, 2022, 26(3): 99.

Gillings M, Wheatley D. GIS-Based Visibility Analysis[M]//Archaeological Spatial Analysis. Routledge, 2020.

GLONASS Applied Consumer Center. About GLONASS[EB/OL]. <https://glonass-iac.ru/>.

Grgac I, Paar R. Quality assessment of Locata positioning system[J]. Journal of Applied Geodesy, 2020, 14(1): 95-112.

Grgac I, Paar R, Marendić A, et al. Testing Capabilities of Locata Positioning System for Displacement Measurements[M]//Kopáček A, Kyrinovič P, Erdélyi J, et al. Contributions to International Conferences on Engineering Surveying. Cham: Springer International Publishing, 2021: 109-117.

Guerova G, Jones J, Douša J, et al. Review of the state of the art and future prospects of the ground-based GNSS meteorology in Europe[J]. Atmospheric Measurement Techniques, 2016, 9(11): 5385-5406.

Harrington R L, Dolloff J T. The inverted range: GPS user test facility[J]. IEEE PLANS'76, 1976: 204-211.

Henzler J, Weiser M. Using pseudolites as a flightlanding system[C]//Proceedings of the 55th Annual Meeting of The Institute of Navigation (1999). 1999: 199-207.

Hernández-Pajares M, Juan J M, Sanz J, et al. The ionosphere: effects, GPS modeling and the benefits for space geodetic techniques[J]. Journal of Geodesy, 2011, 85(12): 887-907.

Heurman H R, Serms W J. Navstar Global Positioning System[J]. Journal of Surveying Engineering, 1983, 109(2): 73-80.

Hofmann-Wellenhof B, Lichtenegger H, Collins J. Global positioning system: theory and practice[M]. Springer Science & Business Media, 2012.

Hofmann-Wellenhof B, Lichtenegger H, Wasle E. GNSS—global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more[M]. Springer Science &

Business Media, 2007.

Hopfield H S. Two-quartic tropospheric refractivity profile for correcting satellite data[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1969, 74(18): 4487-4499.

Ioannides R T, Pany T, Gibbons G. Known vulnerabilities of global navigation satellite systems, status, and potential mitigation techniques[J]. *Proceedings of the IEEE*, 2016, 104(6): 1174-1194.

Ivanov N, Salischev V. The GLONASS system—An overview[J]. *The Journal of Navigation*, 1992, 45(2): 175-182.

Jiang N, Xu Y, Xu T, et al. GPS/BDS short-term ISB modelling and prediction[J]. *GPS Solutions*, 2017, 21(1): 163-175.

Karutin S, Testodov N, Tyulin A, et al. GLONASS[M]//Morton Y T J, Diggelen F, Spilker J J, et al. *Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century*. 1st ed. Wiley, 2020: 87-103.

Kim D, Langley R B. GPS Ambiguity Resolution and Validation: Methodologies, Trends and Issues[J]. 2000.

King R, Bock Y. Documentation for the GAMIT GPS analysis software, release 10.2[M]//Mass. Inst. of Tech., Scripps Inst. Oceanogr. 2009.

Klobuchar J A. Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users[J]. *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems*, 1987(3): 325-331.

Kremer G T, Kalafus R M, Loomis P V W, et al. The Effect of Selective Availability on Differential GPS Corrections[J]. *Navigation*, 1990, 37(1): 39-52.

Leandro R F, Santos M C, Langley R B. PPP-based ionospheric activity monitoring[C]//*Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2007)*. 2007: 2849-2853.

Leandro R, Landau H, Nitschke M, et al. RTX positioning: The next generation of cm-accurate real-time GNSS positioning[C]//*Proceedings of the 24th International technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2011)*. 2011: 1460-1475.

Lee H, Kim S, Park J, et al. A survey on new parameters of GPS CNAV/CNAV-2 and their roles[J]. *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, 2024, 13(1): 45-52.

Lee Y J, Kwak H H, Oh B J, et al. A Development of an Aircraft Landing System Using GPS Pseudolites at Incheon International Airport[C]//*Proceedings of the 10th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1997)*. 1997: 1651-1659.

Levenberg K. A method for the solution of certain non-linear problems in least squares[J]. *Quarterly of applied mathematics*, 1944, 2(2): 164-168.

Li H, Li X, Xiao J. Estimating GNSS satellite clock error to provide a new final product and real-time services[J]. *GPS Solutions*, 2024, 28(1): 17.

Li T, Wang J, Huang J. Analysis of ambiguity resolution in precise pseudolite

positioning[C]//2012 International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN). IEEE, 2012: 1-7.

Li X, Pan L, Yu W. Assessment and analysis of the four-satellite QZSS precise point positioning and the integrated data processing with GPS[J]. IEEE access, 2021, 9: 116376-116394.

Li X, Pan L, Yu W, et al. A comprehensive assessment of four-satellite QZSS constellation: navigation signals, broadcast ephemeris, availability, SPP, interoperability with GPS, and ISB against GPS[J]. Survey Review, 2022, 54(382): 17-33.

Li X, Zus F, Lu C, et al. Retrieving of atmospheric parameters from multi-GNSS in real time: Validation with water vapor radiometer and numerical weather model[J]. Journal of Geophysical Research: Atmospheres, 2015, 120(14): 7189-7204.

Lipp A, Quiles A, Reche M, et al. Initial GBAS experiences in Europe[C]//Proceedings of the 18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2005). 2005: 2911-2922.

Liu C J. Effects of selective availability on GPS positioning accuracy[J]. Southern Journal of Applied Forestry, 2002, 26(3): 140-145.

Marquardt D W. An Algorithm for Least-Squares Estimation of Nonlinear Parameters[J]. Journal of the Society for Industrial and Applied Mathematics, 1963, 11(2): 431-441.

Martini I, Susi M, Cucchi L, et al. Galileo high accuracy service performance and anomaly mitigation capabilities[J]. GPS Solutions, 2024, 28(1): 25.

Matsuoka M, Rock S M, Bualat M G. Autonomous deployment of a self-calibrating pseudolite array for mars rover navigation[C]//PLANS 2004. Position Location and Navigation Symposium (IEEE Cat. No. 04CH37556). IEEE, 2004: 733-739.

Mccarthy D, Petit G. IERS Conventions[R]. 2003.

McKay J B, Pachter M. Geometry optimization for GPS navigation[C]//Proceedings of the 36th IEEE Conference on Decision and Control: Vol. 5. IEEE, 1997: 4695-4699.

Muñoz-Sabater J, Dutra E, Agustí-Panareda A, et al. ERA5-Land: A state-of-the-art global reanalysis dataset for land applications[J]. Earth system science data, 2021, 13(9): 4349-4383.

Naciri N, Yi D, Bisnath S, et al. Assessment of Galileo High Accuracy Service (HAS) test signals and preliminary positioning performance[J]. GPS Solutions, 2023, 27(2): 73.

Niell A E. Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths[J]. Journal of Geophysical Research: Solid Earth, 1996, 101(B2): 3227-3246.

Odijk D. Ionosphere-Free Phase Combinations for Modernized GPS[J]. Journal of

Surveying Engineering, 2003, 129(4): 165-173.

Parkinson B W, Gilbert S W. NAVSTAR: Global positioning system—Ten years later[J]. Proceedings of the IEEE, 1983, 71(10): 1177-1186.

Penna N, Dodson A, Chen W. Assessment of EGNOS tropospheric correction model[J]. The Journal of Navigation, 2001, 54(1): 37-55.

Petit G, Luzum B. IERS conventions[R]. 2010.

Progni I F, Michalson W R. A combined GPS satellite/pseudolite system for category III precision landing[C]//2002 IEEE Position Location and Navigation Symposium (IEEE Cat. No. 02CH37284). IEEE, 2002: 212-218.

Rao V. IRNSS[M]//Morton Y T J, Diggelen F, Spilker J J, et al. Position, Navigation, and Timing Technologies in the 21st Century. 1st ed. Wiley, 2020: 171-185.

Rebischung P. Reference Frame Working Group Technical Report 2022[R]. 2023: 217.

Rebischung P, Griffiths J, Ray J, et al. IGS08: the IGS realization of ITRF2008[J]. GPS Solutions, 2012, 16(4): 483-494.

Rebischung P, Schmid R. IGS14/igs14. atx: a new framework for the IGS products[C]//AGU fall meeting 2016. 2016.

Rolla A, Delattre S, Arzel L, et al. SAR/GALILEO Return Link Service Evolutions: 2 Way Communication Service Prototype and Demonstration[C]//Proceedings of the 34th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2021). 2021: 1190-1204.

Rothacher M, Schmid R. ANTEX: The antenna exchange format version 1.3. Format specifications, IGS Central Bureau, Pasadena[Z]. 2006.

RTCA. 246A GNSS Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS)-Signal-In-Space Interface Control Document (ICD)[Z]. January, 2000.

Rügamer A, Garzia F, Meister D, et al. Enhanced robustness and spoofing resistance by Galileo PRS processing[C]//2020 European Navigation Conference (ENC). IEEE, 2020: 1-8.

Ruhl C J, Melgar D, Grapenthin R, et al. The value of real-time GNSS to earthquake early warning[J]. Geophysical Research Letters, 2017, 44(16): 8311-8319.

Saastamoinen J. Atmospheric corrections for the troposphere and stratosphere in radio ranging of satellites[J]. The Use of Artificial Satellites for Geodesy, Geophysics Monograph Service, 1972, 15: 274-251.

Sabatini R, Moore T, Hill C. Avionics-based GNSS integrity augmentation synergies with SBAS and GBAS for safety-critical aviation applications[C]//2016 IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference (DASC). IEEE, 2016: 1-10.

Schmid R, Steigenberger P, Gendt G, et al. Generation of a consistent absolute phase-center correction model for GPS receiver and satellite antennas[J]. Journal of Geodesy, 2007, 81(12): 781-798.

Seidelmann P K. Explanatory supplement to the astronomical almanac[M]. University Science Books, 1992.

So H, Park J, Song K. Performance analysis of pseudolite tropospheric delay models using radiosonde meteorological data[J]. Journal of Positioning, Navigation, and Timing, 2013, 2(1): 49-57.

Song Z, Chen J, Zhang Y, et al. Real-time multi-GNSS precise point positioning with ambiguity resolution based on the BDS-3 global short-message communication function[J]. GPS Solutions, 2023, 27(3): 136.

Srinu C, Parayitam L. A post processing based IRNSS/NavIC software receiver for analysis and development of new algorithms and signals[C]//Proceedings of the 33rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2020). 2020: 2822-2835.

Stansell T A. Transit, the navy navigation satellite system[J]. NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation, 1971, 18(1): 93-109.

Steigenberger P, Montenbruck O. Characterization of the GLONASS-K1+ atomic frequency standard[J]. GPS Solutions, 2024, 28(4): 196.

Stein B A, Tsang W L. Pseudolite-aided GPS: a comparison[C]//IEEE PLANS '88., Position Location and Navigation Symposium, Record. "Navigation into the 21st Century". 1988: 329-333.

Stone J M, LeMaster E A, Powell J D, et al. GPS pseudolite transceivers and their applications[C]//Proceedings of the 1999 National Technical Meeting of The Institute of Navigation. 1999: 415-424.

Tavella P, Petit G. Precise time scales and navigation systems: mutual benefits of timekeeping and positioning[J]. Satellite Navigation, 2020, 1(1): 10.

Thaelert S, Steigenberger P, Montenbruck O. GLONASS-K2 signal analysis[J]. GPS Solutions, 2024, 28(3): 141.

Wang J J, Wang J, Sinclair D, et al. Tropospheric delay estimation for pseudolite positioning[J]. Positioning, 2005, 1(09).

Wolf R, Thalhammer M, Hein G W. GATE-The german galileo test environment[C]//Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003). 2003: 1009-1015.

Wu J T, Wu S C, Hajj G A, et al. Effects of antenna orientation on GPS carrier phase[J]. Astrodynamics 1991, 1992: 1647-1660.

Xie P, Petovello M G. Measuring GNSS multipath distributions in urban canyon environments[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2014, 64(2): 366-377.

Yang Y, Xu Y, Li J, et al. Progress and performance evaluation of BeiDou global navigation satellite system: Data analysis based on BDS-3 demonstration system[J]. Science China Earth Sciences, 2018, 61(5): 614-624.

Yunck T P, Chao-Han L, Ware R. A history of GPS sounding[J]. *Terrestrial Atmospheric and Oceanic Sciences*, 2000, 11(1): 1-20.

Zhang Y, Chen J, Gong X, et al. The update of BDS-2 TGD and its impact on positioning[J]. *Advances in space research*, 2020, 65(11): 2645-2661.

Zhu S, Yue D, He L, et al. Comprehensive analysis of compatibility between QZSS and GPS in Asia-Pacific region: Signal quality, RTK and PPP[J]. *Advances in Space Research*, 2020, 66(2): 395-411.

Zidan J, Adegoke E I, Kampert E, et al. GNSS vulnerabilities and existing solutions: A review of the literature[J]. *IEEE Access*, 2020, 9: 153960-153976.

Zus F, Balidakis K, Dick G, et al. Impact of tropospheric mismodelling in GNSS precise point positioning: A simulation study utilizing ray-traced tropospheric delays from a high-resolution NWM[J]. *Remote Sensing*, 2021, 13(19): 3944.

致 谢

行文至此，落笔为终，始于金秋，终于初冬。第一次来到中国科学院上海天文台夏令营面试的场景还历历在目，一转眼已到了博士论文的落笔之时。回顾五年半的硕博时光，谨此此文感谢这一路上帮助过我的人。

师恩如海，衔草难报，教泽流芳，倾我至诚。首先感谢的是我的导师陈俊平研究员。是陈老师给我这个机会加入 SHABDS 课题组，让我有机会参与到北斗导航相关的国家项目及科研任务。陈老师鼓励我积极参与各种学术活动，让我在科研的同时开拓了眼界。我整个硕博阶段的每一步，陈老师都能地高屋建瓴地提出关键性的建议，使得我能够一步一个脚印地顺利完成我的硕博生涯。陈老师委重投艰，但仍然在百忙之中抽空逐字逐句地修改我的每一篇论文。高山仰止，景行行止，虽不能至，然心向往之。希望我们课题组能够发展得越来越好！

其次感谢的是我的二导张益泽副研究员。我转博之时恰逢张老师回国之际，可以说没有张老师的帮助，我无法如此顺利地完成我的博士论文。无论我何时去找张老师，张老师都在办公室里等着我。难以忘怀在无数个深夜，张老师帮助我一步步推导公式，一行行修改代码。张老师理论功底扎实，代码能力出众，无论我有任何问题都能从他那里得到答案与建议。张老师谦逊的品格以及对待科研纯真的热爱永远值得我学习。

在这里还需要感谢周旭华研究员。周老师平易近人，我与周老师虽然没有太多学术上的讨论，但每次周老师碰到我，都会关心一下我的学习和生活。每每有活动，周老师也会带着我，让我感受到了多一个师门的关怀与温暖。

感谢课题组的王彬老师，谭伟杰老师在学业和生活上给予的无私帮助。感谢同济大学王解先教授、李浩军教授，上海交通大学战兴群教授，长安大学黄观文教授、上海天文台葛茂荣研究员、周旭华研究员、曹月玲研究员对于本论文的评阅与建议。感谢上海天文台动力学中心的胡小工、齐朝祥、王小亚、黄勇、王广利、周善石、宋叶志、李进等老师在学习上的传业授道。感谢研究生处的储怡、马金和王慧老师给予的充分关心与帮助。感谢团委的左文文老师对于我工作的支持与鼓励。感谢中国矿业大学王潜心教授对于我硕博阶段工作的肯定。

人生海海，感谢相逢。感谢于超师兄在我刚刚进组时就给予的指导与帮助，超哥一直给予我方方面面的关照。感谢宋子远师兄给与的帮助和陪伴，宋哥与我工位相邻，又是室友，兴趣爱好相近，可以说是朝夕相处。感谢丁君生师兄对于我论文的建议与修改以及去香港参会时的热情款待，丁哥对于科研的执着精神令人敬佩。感谢王茹圆师姐组织我们 611 办公室参加大大小小的活动。感谢朱红玉师妹作为答辩秘书的无私奉献。

感谢陈俊平老师课题组的王君刚师兄、陈倩师姐、王阿昊师兄、侯阳飞师兄、孟令东师兄、柳培钊师兄、刘姣师姐、董志华师姐、伍冠滨师兄、马壮师兄、杨乾峰师兄，同级的崔洁、刘东林，以及程泉润、刘文宣、宋伟、王珩、黄昱、李度、许思怡、武家乐、袁途、张志泰、杨博宇等师弟师妹们的帮助与陪伴。

感谢周旭华老师课题组的李凯师兄、陶恩哲师兄、徐可馨师姐和李朵朵师姐对于我这个师弟的关心与爱护。

感谢我多年的挚友万子贤，感谢“男人帮俱乐部”的麦晓枫、王智韬、柴溢、陈修宇，感谢“各位眼睛擦擦亮”的小冯、晟晟、菲姐，感谢“兄弟团”的各位，是你们的友谊让我度过了人生中的低谷，希望我们散是满天星，友谊长存，时常聚聚。

焉得谖草，言树之背，养育之恩，无以回报。最后我要把我的感谢送给对于我而言非常重要的家人及女友。感谢我的父母一直以来对我无私的爱，是你们让我能无后顾之忧地完成我的学业。尤其要感谢我的母亲邵洁女士，她拥有着中国女性身上所有的美好品德，希望她永远美丽。还要感谢我的外公外婆，爷爷奶奶从小到大对我的照顾与关爱，祝愿您们永远健康。外婆是我的启蒙老师，从我牙牙学语到我小学阶段每周两次横贯城市的教导给我打下了扎实的基础，感谢您对我的无私奉献。

关关难过关关过，前路漫漫亦灿灿。

2024 年 11 月

天文大厦 611

作者简历及攻读学位期间发表的学术论文与其他相关学术成果

作者简历:

2015 年 9 月——2019 年 6 月, 在上海海洋大学海洋科学学院获得学士学位。

2019 年 9 月——2024 年 12 月, 在中国科学院上海天文台攻读博士学位。

已发表(或正式接受)的学术论文:

[1] Tang W, Chen J, Yu C, et al. A new ground-based pseudolite system deployment algorithm based on MOPSO[J]. *Sensors*, 2021, 21(16): 5364.

[2] Tang W, Chen J, Zhang Y, et al. Refined troposphere delay models by NWM ray-tracing for pseudolite positioning system and their performance assessment[J]. *Advances in Space Research*, 2024, 73(10): 5017-5030.

[3] Tang W, Chen J, Zhang Y, et al. Analysis of GNSS/Pseudolite Integrated Positioning Accuracy in Urban Canyon Environment[C]//2024 14th International Conference on Indoor Positioning and Indoor Navigation (IPIN). IEEE, 2024.

[4] 唐文杰, 陈俊平. 伪卫星系统关键技术发展及其应用[J]. *世界科技研究与发展*, 2023, 45(03): 276-284.

[5] Ding J, Chen J, Tang W, et al. Spatial-temporal variability of global GNSS-derived precipitable water vapor (1994–2020) and climate implications[J]. *Remote Sensing*, 2022b, 14(14): 3493.

[6] Ding J, Chen J, Tang W. Increasing Trend of Precipitable Water Vapor in Antarctica and Greenland[C]//Yang C, Xie J. China Satellite Navigation Conference (CSNC 2022) Proceedings: Vol. 908. Singapore: Springer Nature Singapore, 2022a: 286-296.

[7] 宋子远, 陈俊平, 张益泽, 唐文杰. BDS-3 B2b-PPP URA 评估精化与播发方法[J]. *导航定位学报*, 2024, 12(04): 58-67.

[8] 王尔申, 王珩, 张益泽, 程泉润, 唐文杰, 雷虹. GNSS 基准站信噪比联合卫星系统综合定权的手机 RTK 定位[J]. *全球定位系统*, 2024, 49(03): 65-72+93.

参加的研究项目:

[1] 基于高精度时频传递的类星导航定位技术, 主要参与

[2] 高精度时频传递及类星增强测试评估, 主要参与

[3] 运行处理技术, 参与

[4] 精密差分仿真验证, 参与

[5] 区域产品生成软件, 参与

获奖情况:

获 2019 年中国科学院大学大学生奖学金；
获 2019 年中国科学院大学一等学业奖学金；
获 2020 年中国科学院大学“三好学生”称号；
获 2020 年中国科学院大学“优秀共青团员”称号；
获 2021 年中国科学院大学一等学业奖学金；
获 2022 年中国科学院大学“三好学生”称号；
获 2022 年中国科学院大学一等学业奖学金；
获 2023 年中国科学院大学“三好学生”称号；
获 2023 年中国科学院大学“优秀学生干部”称号；
获 2023 年中国科学院大学一等学业奖学金；
获 2024 年中国科学院大学“三好学生”称号；
获 2024 年中国科学院上海分院“科技攻关新星”称号；