

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2024.01.003

双线程滑动窗口多系统 GNSS 超快 精密定轨实现及评估

金炜桐^{1,2}, 蔚保国^{1,2}, 盛传贞^{1,2}, 张京奎^{1,2}, 武子谦^{1,2}, 陈永昌^{1,2}

1. 中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081;
2. 卫星导航系统与装备技术国家重点实验室, 石家庄 050081)

摘要: 全球导航卫星系统(GNSS)超快精密定轨为 GNSS 实时应用提供了高精度空间基准。基于天地协同定位、导航与授时(PNT)网络服务中心实现了四系统 GNSS 卫星超快精密定轨,并对定轨结果进行精度评价。介绍了天地协同 PNT 网络的概念内涵以及网络服务中心部署的超快精密定轨软件架构和详细功能,并针对实时应用需求提出了一种双线程滑动窗口超快精密定轨策略。最后利用重叠弧段比较、与外部轨道产品比较以及卫星激光测距(SLR)检核 3 种方式对定轨结果进行了精度评价。结果表明,与武汉大学分析中心的最终事后精密轨道产品相比,四系统 GNSS MEO 卫星预报 6 h 弧段的径向均方根(RMS)误差整体在 2~5 cm 水平,BDS2 IGSO 卫星最小一维 RMS 误差在 10~15 cm 水平;GPS 和 Galileo 卫星的 SLR 检核残差均值在 1~3 cm 水平,标准差在 3~6 cm 水平,能够满足后续厘米级实时应用对空间基准的精度需求。

关键词: 超快精密定轨;多系统 GNSS 卫星;天地协同 PNT 网络;均方根误差

中图分类号:V474.2+5

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2024)01-0030-13

Implementation and assessment of multi-GNSS ultra-rapid precise orbit determination based on a two-thread sliding window strategy

JIN Weitong^{1,2}, YU Baoguo^{1,2}, SHENG Chuazhen^{1,2}, ZHANG Jingkui^{1,2}, WU Ziqian^{1,2}, CHEN Yongchang^{1,2}

1. The 54th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang 050081, China;
2. State Key Laboratory of Satellite Navigation System and Equipment Technology, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: Multi-global navigation satellite system(GNSS) ultra-rapid precise orbit determination provides high-precision space reference for GNSS real-time applications. The multi-GNSS ultra-rapid precise orbit determination at space-ground collaborative positioning, navigation and timing (PNT) network service center is implemented and the accuracy of the orbit determination results are evaluated. The conceptual essence of the space-ground collaborative PNT network, and the architecture and detailed functions of the ultra-rapid precise orbit determination software deployed on the network service center are introduced. Additionally, a two-thread sliding window ultra-rapid orbit determination strategy is proposed to meet real-time application requirements. Finally, the accuracy of the orbit determination results is evaluated in three ways: through overlapping orbit

收稿日期:2023-07-21;修订日期:2023-11-02

基金项目:中国电科发展基金(BAX20684X010);中电 54 所专项基金(SCX20684X012);河北省省级科技计划(20310901D)

作者简介:金炜桐(1992—),男,博士,工程师,主要从事地球及深空卫星精密定轨方面的研究。

comparison, comparison with other precise orbit products, and satellite laser ranging (SLR) checking. The results show that the root mean square (RMS) error of multi-GNSS medium-Earth orbiting (MEO) satellites in the radial direction ranges between 2 and 5 cm during a 6-hour predicted arc, and the minimum one-dimensional RMS error of the BDS2 IGSO satellite is at the level of 10~15 cm, when compared with the final orbit products from the analysis center of Wuhan University. The mean value and standard deviation of SLR residuals for the GPS and Galileo satellites are at 1~3 cm and 3~6 cm, respectively. The results meet the accuracy requirements of the space reference for centimeter-level real-time applications.

Key words: Ultra-rapid precise orbit determination; Multi-GNSS satellites; Space-ground collaborative PNT network; Root mean square error

0 引言

作为位置服务产业全面跨越升级的重要手段,全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)高精度定位在交通、公安及林业等领域已形成规模化应用并全面进入大众市场。随着我国数字经济的高速发展,位置服务产业将升级到以时空服务为核心的综合定位、导航与授时(positioning, navigation and timing, PNT)时空服务产业^[1],对 GNSS 定位的需求也不仅仅局限于高精度,而是迈向“又快(快速收敛)又精(高精度)”定位,因此 GNSS 提供的时空基准也需要同步响应快速、高精度的 GNSS 定位需求。

作为 GNSS 卫星空间基准的信息来源,精密卫星轨道产品是 GNSS 卫星为用户提供连续精确的 PNT 服务的先决条件和必要前提^[2]。从 2000 年起,国际 GNSS 服务组织(international GNSS service, IGS)为满足实时用户需求开始提供超快速轨道产品(IGS ultra-rapid, IGU),后续如武汉大学(Wuhan University, WHU)、欧洲定轨中心(Center for Orbit Determination in Europe, CODE)及德国地学研究中心(Deutsches GeoForschungsZentrum, GFZ)等各大分析中心也逐步开始提供相应 GNSS 超快速轨道产品。由于 GNSS 卫星在近地空间自由受力(除轨道机动、地影及偏航姿态切换等非平稳运动外),其轨道较为平滑,在较短弧段内进行预报能够维持初始历元的轨道确定精度,因此超快速轨道确定主要基于 GNSS 基准站的事后观测数据,生成的轨道产品中包含事后观测弧段和预报弧段两部分。相较于滤波法实时定轨^[3],目前在同时需要保证精度和稳定性的实时应用中广泛使用的(如实时钟差估计、轨道钟差改正实时数据流生成等)仍是超快精密定轨中的预报部分。IGS 官方

网站给出了最近 60 个 GPS 周期 8 个分析中心的超快速轨道产品与 IGS 超快速轨道产品的互差量级^[4],其中 5 个分析中心的超快速轨道产品与 IGS 超快速轨道产品的互差稳定在 5 cm 以下,3 个分析中心的超快速轨道产品与 IGS 超快速轨道产品的互差稳定在 5~10 cm。在此期间,各大分析中心提供的超快速轨道产品较为稳定,除法国图卢兹空间大地测量团队(Groupe de Recherche en Géodésie Spatiale, GRGS)分析中心在 GPS 2240~GPS 2242 周与 IGS 超快速轨道产品互差超过 10 cm 外,其他分析中心与 IGS 超快速轨道产品的互差一直保持毫米级别的波动水平。

尽管各大分析中心的 GNSS 超快速轨道产品目前可在互联网自由获取,但受限于产品自主性需求等因素,仍有必要进行 GNSS 超快精密定轨的独立实现。本文面向下一代 GNSS 系统建设,提出了天地协同 PNT 网络的概念架构,并进行了基础设施、服务中心和自主终端的研发和建设部署,依托天地协同 PNT 网络服务中心云平台对 GNSS 四系统卫星进行了超快速定轨,主要贡献如下:介绍了天地协同 PNT 网络的提出背景、概念内涵以及其服务中心部署的超快速精密定轨软件,给出了服务中心运行的 GNSS 超快速精密定轨理论模型及算法,以及双线程滑动窗口的精密定轨策略,最后使用重叠弧段比较、与外部分析中心轨道产品比较以及卫星激光测距(satellite laser ranging, SLR)检核 3 种手段,全面验证了 30 天的 GNSS 四系统超快速精密定轨精度。

1 天地协同 PNT 网络服务中心及超快速精密定轨软件

本文进行的 GNSS 超快速精密定轨业务部署在天地协同 PNT 网络服务中心,其中天地协同

PNT 网络的概念参见文献[5]。服务中心生成的相应轨道产品通过数据接收模块接收的“Multi-GNSS 实验”(The Multi-GNSS Experiment, MGEX)测站

小时观测数据和广播星历,利用部署在云平台上的超快速精密定轨软件解算得到,所采用的精密定轨软件架构如图 1 所示。

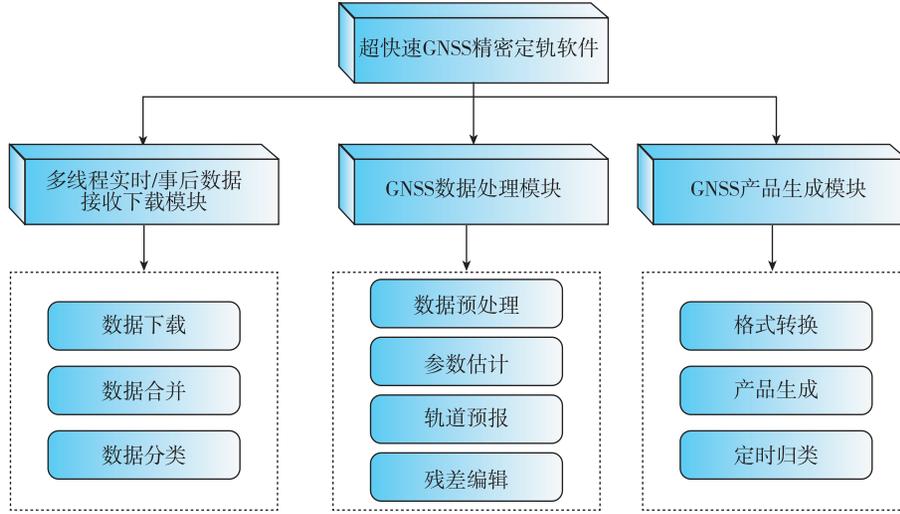


图 1 超快速 GNSS 精密定轨软件架构

Fig. 1 GNSS ultra-rapid precise orbit determination software architecture

超快速 GNSS 精密定轨软件由三部分核心模块组成。数据接收下载模块采用多线程方式对全球测站的小时观测数据以及小时广播星历进行并行下载,并针对 24 h 弧段的观测数据和广播星历进行合并存储在相应路径;GNSS 数据处理模块首先进行卫星广播星历动力学拟合,观测数据钟跳修复、粗差剔除和周跳探测,然后建立精密定轨法方程,结合最小二乘法对卫星轨道、光压参数及卫星钟差等多类型参数进行联合估计,利用估计后的轨道参数和力模型参数作为初值进行 GNSS 卫星轨道预报,最后对参数估计中残差较大的观测值进行剔除,该过程迭代进行直至达到最大迭代次数或相应统计指标达到阈值范围内停止迭代;GNSS 产品生成模块主要将软件自定义的轨道文件格式转换为标准 sp3 格式,并按照指定规则命名存储在相应路径。

2 GNSS 卫星超快速精密定轨算法及解算策略

2.1 GNSS 卫星超快速精密定轨算法及策略

用于 GNSS 卫星精密定轨的基本观测方程可以表示为

$$P_{r,j}^{S,Q} = \|\mathbf{X}_r - \boldsymbol{\phi}(t_0, t) \mathbf{X}_0^{S,Q}\| + c(t_r^Q - t^{S,Q}) + Mw_r^{S,Q} \cdot ZWD_r + q_{1,j}^Q I_{r,1}^{S,Q} + c(b_{r,j}^{S,Q} -$$

$$b_j^{S,Q}) + p_{model}^{S,Q} + p_{model,j}^{S,Q} + \eta_{r,j}^{S,Q} \\ L_{r,j}^{S,Q} = \|\mathbf{X}_r - \boldsymbol{\phi}(t_0, t) \mathbf{X}_0^{S,Q}\| + c(t_r^Q - t^{S,Q}) + Mw_r^{S,Q} \cdot ZWD_r - q_{1,j}^Q I_{r,1}^{S,Q} + \lambda_j (N_{r,j}^{S,Q} + B_{r,j}^{S,Q} - B_j^{S,Q}) + l_{model}^{S,Q} + l_{model,j}^{S,Q} + \epsilon_{r,j}^{S,Q} \quad (1)$$

式中,上标 S 和 Q 分别表示卫星的伪随机噪声码(pseudo random noise code, PRN)和导航系统;下标 r 和 j 分别表示接收机和频率。 \mathbf{X}_r 表示测站位置; $\mathbf{X}_0^{S,Q}$ 表示初始参考历元的卫星位置; $\boldsymbol{\phi}(t_0, t)$ 表示从初始参考历元时刻 t_0 到观测时刻 t 的卫星轨道状态转移矩阵; c 为真空中光速; t_r^Q 和 $t^{S,Q}$ 分别表示测站接收机钟差和卫星钟差; Mw 表示对流层延迟映射函数; ZWD 表示天顶方向的对流层湿延迟; $q_{1,j}^Q$ 表示电离层映射因子; $I_{r,1}^{S,Q}$ 表示电离层延迟; $b_{r,j}^{S,Q}$ 和 $b_j^{S,Q}$ 分别表示接收机端和卫星端的伪距硬件延迟; λ_j 表示 j 频率信号对应的波长; $N_{r,j}^{S,Q}$ 表示载波相位整周模糊度; $B_{r,j}^{S,Q}$ 和 $B_j^{S,Q}$ 分别表示接收机端和卫星端的载波相位硬件延迟; $p_{model}^{S,Q}$ 和 $p_{model,j}^{S,Q}$ 分别表示频率无关和频率相关的可模型化的伪距改正量(不包含待估参数); $l_{model}^{S,Q}$ 和 $l_{model,j}^{S,Q}$ 分别表示频率无关和频率相关的可模型化的载波相位改正量(不包含待估参数); $\eta_{r,j}^{S,Q}$ 和 $\epsilon_{r,j}^{S,Q}$ 分别表示伪距和载波相位观测噪声。

通常采用无电离层组合消除一阶电离层影响,线性化后的误差方程如下

$$\begin{aligned}
p_{r,IF}^{S,Q} &= e_r^{S,Q}(\boldsymbol{\phi}(t_0, t) \Delta \mathbf{X}_0^{S,Q} - \Delta \mathbf{X}_r) + \\
&\quad c(t_{r,IF}^{S,Q} - t_{IF}^{S,Q}) + M_{W_r}^{S,Q} \cdot \delta_r + c(b_{r,IF}^{S,Q} - \\
&\quad b_{IF}^{S,Q}) + \eta_{r,IF}^{S,Q} \\
l_{r,IF}^{S,Q} &= e_r^{S,Q}(\boldsymbol{\phi}(t_0, t) \Delta \mathbf{X}_0^{S,Q} - \Delta \mathbf{X}_r) + c(t_{r,IF}^{S,Q} - \\
&\quad t_{IF}^{S,Q}) + M_{W_r}^{S,Q} \cdot \delta_r + \lambda_{IF}^Q (N_{r,IF}^{S,Q} + \\
&\quad B_{r,IF}^{S,Q} - B_{IF}^{S,Q}) + \epsilon_{r,IF}^{S,Q} \quad (2)
\end{aligned}$$

式(2)的上下标含义与式(1)相同。其中,IF表示双频无电离层组合; $p_{r,IF}^{S,Q}$ 和 $l_{r,IF}^{S,Q}$ 分别为伪距和载波相位的无电离层组合观测值残差; $e_r^{S,Q}$ 表示卫地地方向余弦; $\Delta \mathbf{X}_r$ 表示测站位置改正数,实际数据处理中强约束到周解坐标; $\boldsymbol{\phi}(t_0, t)$ 表示从初始参考历元时刻 t_0 到观测时刻 t 的卫星轨道状态转移矩阵; c 为真空中光速; $t_{r,IF}^{S,Q}$ 和 $t_{IF}^{S,Q}$ 分别表示无电离层组合形式的测站接收机钟差和卫星钟差; M_w 表示对流层延迟映射函数; δ_r 表示天顶方向对流层延迟残余部

分; $b_{r,IF}^{S,Q}$ 和 $b_{IF}^{S,Q}$ 分别表示无电离层组合形式的接收机端和卫星端的伪距硬件延迟; λ_{IF}^Q 表示无电离层组合频率的波长; $N_{r,IF}^{S,Q}$ 表示无电离层组合载波相位模糊度; $B_{r,IF}^{S,Q}$ 和 $B_{IF}^{S,Q}$ 分别表示无电离层组合的接收机端和卫星端的载波相位硬件延迟; $\eta_{r,IF}^{S,Q}$ 和 $\epsilon_{r,IF}^{S,Q}$ 分别表示无电离层组合的伪距和载波相位观测噪声。 $\Delta \mathbf{X}_0^{S,Q}$ 表示初始历元轨道及力模型参数,可表示为

$$\begin{aligned}
\Delta \mathbf{X}_0^{S,Q} &= (x_0^{S,Q}, y_0^{S,Q}, z_0^{S,Q}, v_{x_0}^{S,Q}, v_{y_0}^{S,Q}, v_{z_0}^{S,Q}, \\
&\quad p_1^{S,Q}, p_2^{S,Q}, \dots, p_n^{S,Q})^T \quad (3)
\end{aligned}$$

式中, $(x_0^{S,Q}, y_0^{S,Q}, z_0^{S,Q})^T$ 表示初始参考历元的卫星位置; $(v_{x_0}^{S,Q}, v_{y_0}^{S,Q}, v_{z_0}^{S,Q})^T$ 表示初始参考历元的卫星速度; $(p_1^{S,Q}, p_2^{S,Q}, \dots, p_n^{S,Q})^T$ 表示力模型参数(如太阳光压参数等)。

基于精密定轨基本观测方程和误差方程,本文采用的精密定轨策略如表1所示。

表 1 GNSS 卫星超快精密定轨模型配置策略

Tab. 1 Models and setup strategy for GNSS satellites ultra-rapid precise orbit determination

模型	详细说明及参考文献
力模型	地球重力场: EIGEN-6S4 ^[6] (12×12); N 体摄动: JPL DE405 历表 ^[7] ; 潮汐摄动: 固体潮、极潮 ^[8] 、海潮 ^[9] ; 太阳光压: GPS/GLONASS 卫星采用 ECOM 模型; Galileo/BDS 卫星采用先验 box-wing+ECOM 模型 ^[10-11] ; 相对论摄动 ^[8]
观测模型	四系统 GNSS 双频无电离层组合伪距、相位观测值(GPS: L1+L2; GLONASS: R1+R2; Galileo: E1+E5; BDS: B1I+B3I); 采样间隔 300 s; 观测弧长 24 h; 截止高度角: 地面站 7°; 高度角加权: 高度角大于 30°时为 1, 否则为 4sin ² (E); PCO 和 PCV 改正; 卫星端(按照 igs14.atx 改正, BDS 按照北斗官网及参考文献 ^[12] 发布值改正)、测站接收机端(按照 igs14.atx 文件改正); 相位缠绕; 对流层延迟: 映射函数 GMF ^[13] , 天顶干延迟 Saastamoinen 模型 ^[14]
待估参数	事后批处理最小二乘算法; 初始参考历元 GNSS 卫星位置和速度; 太阳光压参数; GNSS 卫星钟差; 作为白噪声估计; 测站 GNSS 接收机钟差; 作为白噪声估计; 系统间偏差; 作为常数估计; 残余天顶对流层延迟及梯度分别作为 2 h 和 24 h 一组的分段常数估计; 测站坐标: 强约束至 IGS 周解坐标, 若没有周解坐标则使用精密单点定位计算坐标初值后估计改正数; 地球自转参数: X_{pole} , dX_{pole} , Y_{pole} , dY_{pole} 和 $dUT1$ 参数作为常数估计, 强约束 UT1; 相位模糊度: 多次迭代计算后固定系统内双差模糊度

其中 Galileo 卫星各面板光学参数采用其官网发布的元数据 (<https://www.gsc-europa.eu/support-to-developers/galileo-satellite-metadata>), BDS 卫星各面板光学参数参见 (http://www.beidou.gov.cn/yw/gfgg/201912/t20191209_19613.html)。钟差基准选取主要有两种方式: 一是将卫星钟差对齐到广播星历钟差; 另一种是选择外接高精度原子钟的地面测站钟作为基准钟。本文软件采用第二种方式。为避免被选为基准钟的测站没有观测数据的情况发生, 在处理策略上选择多个地面测站外接高精度氢原子钟为基准钟候选。确定基准钟的原则为: 可用观测值比例(可用观测值数量与观测值总数的比值)大于 85%, 且可用观测值数量最多。这里可用观测值的具体含义是经过钟跳修复、粗差别除和周跳探测后实际用于参数估计过程的观测值。

2.2 面向实时服务需求的解算策略

天地协同 PNT 网络服务中心运行的 GNSS 超快精密定轨最终需服务于有实时精密定位需求的用户, 因此针对后续的实时估钟和轨道钟差改正数播发等应用, 需要部署 GNSS 超快速精密定轨的运行策略和后台定时任务。目前武汉大学 IGS 数据中心、地壳动力学数据信息系统(the crustal dynamics data information system, CDDIS)等提供的小时观测数据和各测站广播星历文件滞后约 30~45 min, 即每天第 $i(0 \leq i \leq 23)$ h 30~45 min 期间, 分析中心才会完全上传完毕截止到第 $i(0 \leq i \leq 23)$ h 之前的观测数据。在接收数据完毕后, 软件运行一次完整定轨流程(指从对数据进行预处理至轨道产品生成完毕)所需时间约 1.5 h, 图 2 给出了从 2023 年年积日 151~157 天 100 次完整定轨流程的运行时间统计。

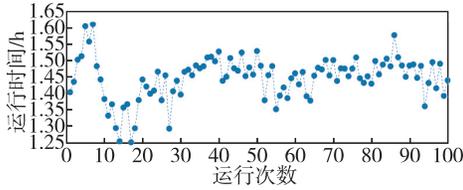


图 2 2023 年年积日 151~157 天 100 次完整定轨流程运行时间统计

Fig. 2 Statistics of 100 complete orbit determination processes runtime during DOY 151~157 in 2023

从图 2 中可以看出,一次完整定轨流程的运行时间在 1.5 h 上下波动(主要由于网络波动以及服务中心其他运行程序的影响),大部分运行时长在 1.5 h 以内。因此在实际运行一次定轨过程结束后往往还未到第 $(i+2)$ h 的 45 min,仍需等待小时观测数据和广播星历下载完毕才能进行下一次定轨流程,这样一次定轨过程往往会滞后 2.75 h。而对于后续实时应用,轨道产品的实际滞后时间更长,这是因为定轨处理流程较为耗时,在这 1.5 h 内并未有新的轨道生成,所使用的实际仍是上一次定轨得到的轨道产品。为降低后续实时应用所需轨道产品的滞后性,本文采用双线程滑动窗口超快速精密定轨部署策略,具体如下:

1) 每个小时的第 30 min 开启数据下载线程,从武汉大学 IGS 数据中心和 CDDIS 下载小时观测数

据、各测站广播星历、差分码偏差(differential code bias, DCB)文件,以及测站坐标周解文件和更新地球自转参数(Earth rotation parameters, ERP)文件,具体下载流程如图 3 所示。

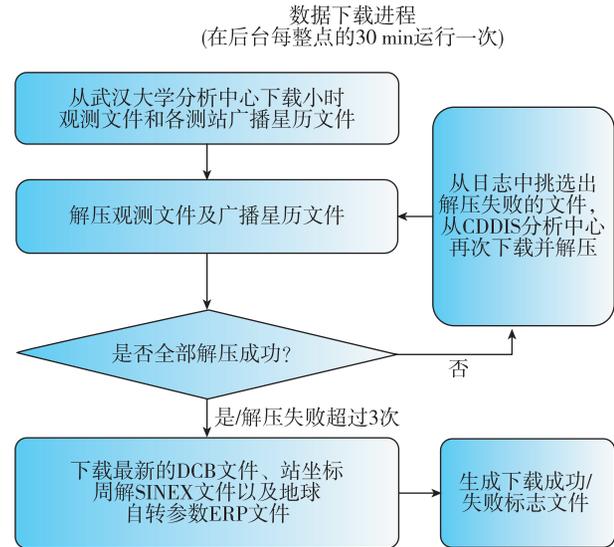


图 3 数据下载进程具体算法流程

Fig. 3 Specific algorithmic flow of the data download process

2) 每个奇数小时和偶数小时的第 30 min 分别开启单独的定轨线程,每个定轨线程的具体流程如图 4 所示。

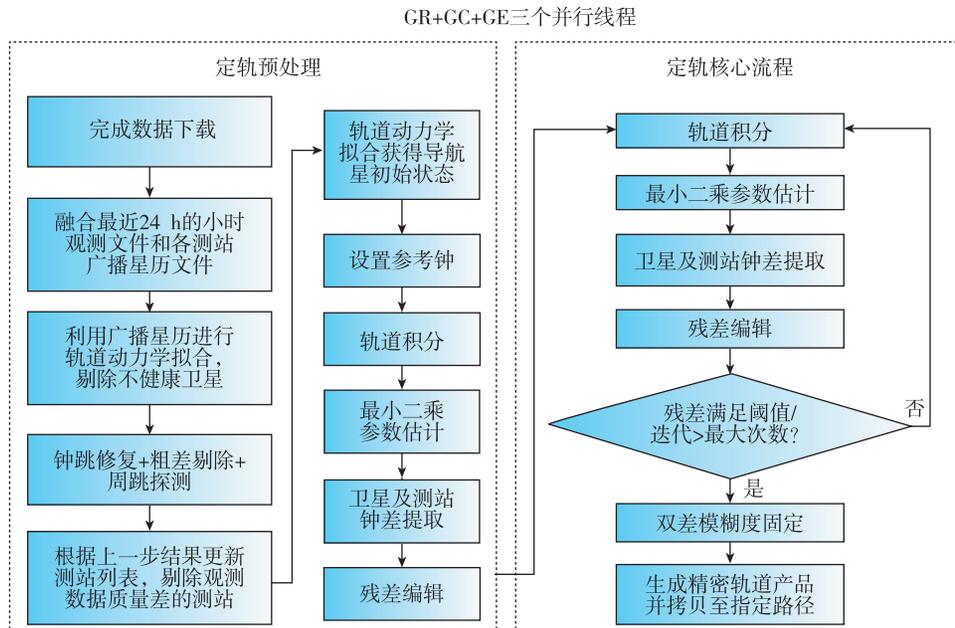


图 4 定轨进程具体算法流程

Fig. 4 Specific algorithmic flow of the orbit determination process

对于下载线程,在下载过程结束后会在指定目录下生成下载成功或失败的标志文件;对于定轨线程,由于网速在实际运行时存在波动现象,该策略在线程的起始处每 1 min 检测一次下载标志文件是否存在,若超过 20 min 还未检测到下载成功标志则表示本次数据下载失败,继续进行后续的数据预处理流程。对于数据预处理,首先对各个小时观测文件和各个测站广播星历文件分别进行融合,生成 24 h 弧段长度的各测站观测文件和全球广播星历文件;然后将全球广播星历视为观测值对各 GNSS 卫星进行动力学拟合,剔除不健康卫星;接着对各测站观测数据进行钟跳修复、粗差剔除和周跳探测,根据处理结果剔除数据质量较差的测站,更新测站列表,至此定轨预处理过程完毕。

对于定轨核心进程,本文分 GPS+GLONASS (GR)、GPS+Galileo(GE)和 GPS+BDS(GC)3 个线程并行执行定轨流程,既可以提升定轨整体运行效率,也能够保证在其中一个线程失败时不影响其他线程;最后将 3 个线程所确定的初始参数进行合并,执行轨道积分,生成精密轨道产品,拷贝到指定产品文件目录。

此外,为了同时满足定轨精度与处理速度要求,从现有的多系统测站中,挑选出了 100 个测站用于精密定轨。测站选取时,根据纬度将地球表面划分成格网,尽可能保证每个格网点都有用于定轨的测站,并尽量均匀分布,其分布图如图 5 所示。

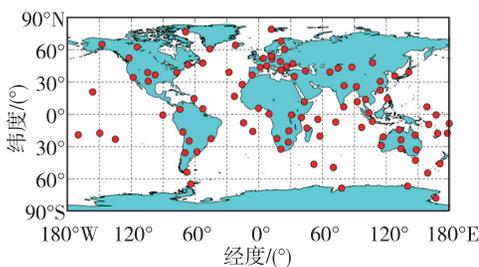


图 5 GNSS 超快精密定轨测站分布图

Fig. 5 Distribution of ground stations for GNSS ultra-rapid precise orbit determination

3 定轨精度验证及分析

本章采用重叠弧段轨道比较、与外部参考轨道比较和 SLR 检核 3 种方式对 2023 年年积日 151~180 天的定轨结果进行精度验证。其中重叠弧段轨道比较是指将相邻两次定轨弧段重叠部分的轨道进行比

较,是比较轨道内符合精度的常用方式,可验证算法、模型和软件实现的自洽性;与外部参考轨道比较和 SLR 检核旨在比较轨道的外符合精度,前者是指将同时段定轨结果与分析中心的轨道产品进行比较,本文选择武汉大学分析中心提供的单日最终事后精密轨道产品进行比较;后者则是固定解算的轨道,计算 SLR 观测量的理论值并将其与 SLR 实际观测值做差比较^[15]。SLR 检核对轨道径向偏差较为敏感,目前除 GPS 卫星外,BDS、GLONASS、Galileo 等不同时期的卫星均搭载有 SLR 反射棱镜,这也为相应的轨道产品 SLR 检核提供了条件^[2]。

进行轨道精度验证的常用指标为所比较的 2 个轨道序列之差的均方根(root mean square, RMS)误差,具体公式如下

$$d_{\text{RMS}} = \sqrt{d_{\text{A}}^2 + d_{\text{C}}^2 + d_{\text{R}}^2} \quad (4)$$

其中, d_{RMS} 表示同时段内 2 个轨道的三维 RMS 误差; d_{A} 、 d_{C} 和 d_{R} 分别表示同时段内 2 个轨道在沿迹、法向和径向的 RMS 误差。 d_{A} 、 d_{C} 和 d_{R} 的计算公式具体如下

$$d_{\text{A}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta p_{i\text{A}})^2}{n}}, d_{\text{C}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta p_{i\text{C}})^2}{n}},$$

$$d_{\text{R}} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta p_{i\text{R}})^2}{n}} \quad (5)$$

式中, n 表示相同时段内参与轨道比较的历元个数; $\Delta p_{i\text{A}}$ 、 $\Delta p_{i\text{C}}$ 和 $\Delta p_{i\text{R}}$ 分别表示相同时段内的第 i 个历元,参与比较的 2 个轨道在沿迹、法向和径向之差。此外,考虑到本文所用轨道框架与各个分析中心轨道的不一致性,轨道比较时采用了 Helmert 7 参数转换,以便消除由于框架原点、尺度和旋转所引起的系统性差异^[16]。

3.1 重叠弧段轨道比较

本文采用相邻两次的定轨结果进行重叠弧段比较,分事后重叠弧段比较和预报重叠弧段比较两种方式。对于奇数/偶数小时 30 min 定时运行的定轨线程而言,滑动窗口均为 2 h,两种比较方式的示意图如图 6 所示。

图 6 中, $T-24$ 和 T 表示某一次生成的轨道产品的初始历元和结束历元。考虑到实时应用不会使用滞后时间过长的超快轨道产品,因此本文选择的预报重叠弧段为 6 h。

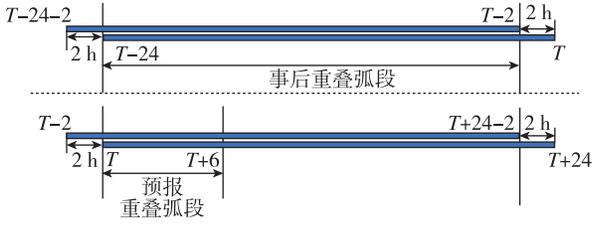


图 6 事后和预报重叠弧段示意图

Fig. 6 Sketch of post-process and predicted overlapping arcs

图 7 和图 8 分别显示了 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星事后和预报重叠弧段的平均轨道误差。两图从上到下分别表示 GPS 卫星、GLO-NASS 卫星、Galileo 卫星、BDS2 卫星和 BDS3 卫星,横轴表示卫星 PRN 号,纵轴表示重叠弧段轨道误差。Along、Cross、Radial 和 3D-direction 分别表示沿迹方向、法向、径向和三维误差。表 2 给出了

GNSS 四系统卫星的平均重叠弧段轨道误差统计情况,其中 G、R、E 以及 C2I、C2M 和 C3M 分别表示 GPS、GLONASS、Galileo 以及 BDS2 IGSO、BDS2 MEO 以及 BDS3 MEO 卫星。

对于四系统 MEO 卫星,无论是事后还是预报重叠弧段,径向轨道误差均稳定在 1~3 cm,但预报弧段在沿迹和法向两个方向的轨道误差发散较快,导致预报重叠弧段的三维轨道误差大于事后重叠弧段。其中事后重叠弧段的四系统 MEO 卫星三维轨道误差稳定在 2~3 cm,预报重叠弧段的四系统 MEO 卫星三维轨道误差则稳定在 8~10 cm。BDS2 IGSO 卫星观测几何不同于 MEO 卫星,其整体重叠弧段轨道误差相比于 MEO 卫星较大;其事后和预报重叠弧段一维轨道误差最小的方向分别约为 3 cm 和 11 cm,三维轨道误差分别约为 6 cm 和 22 cm。

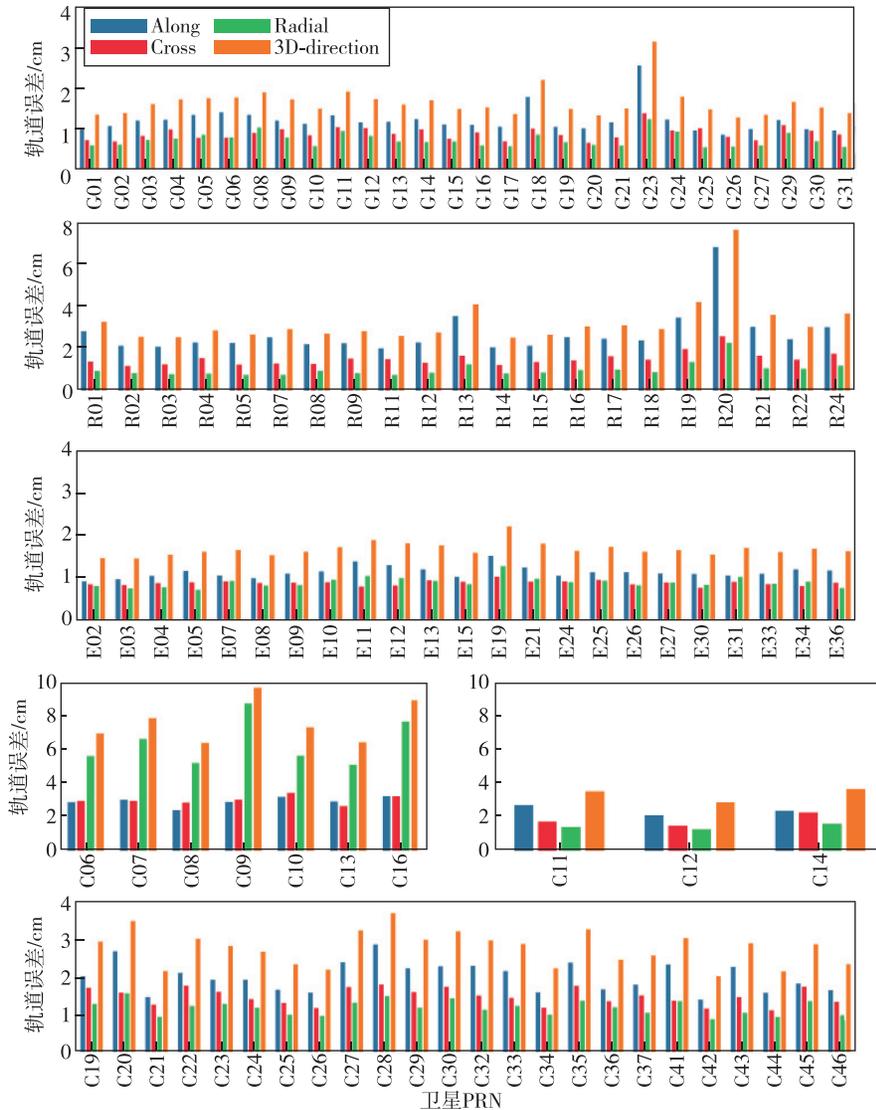


图 7 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星事后重叠弧段的平均轨道误差

Fig. 7 Average orbit errors of GNSS satellites for post-process overlapping arcs during DOY 151~180 in 2023

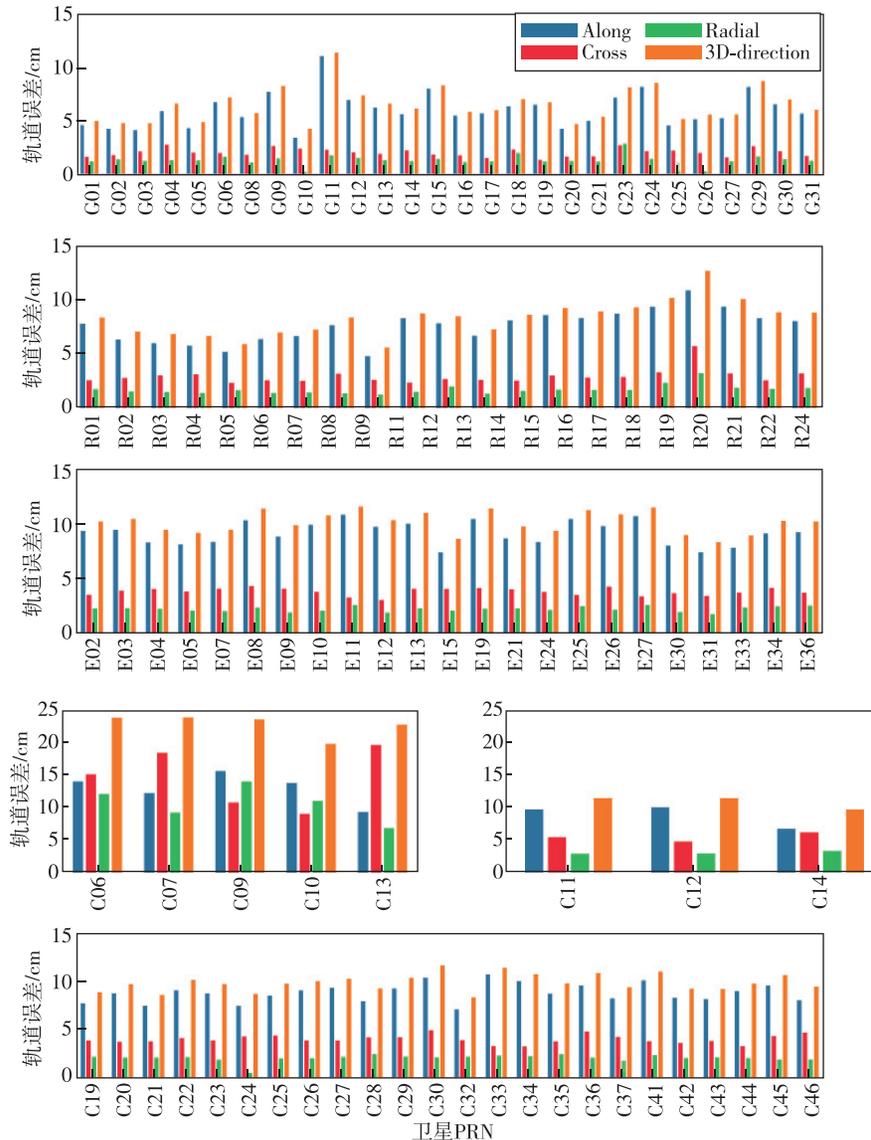


图 8 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星预报重叠弧段的平均轨道误差

Fig. 8 Average orbit errors of GNSS satellites for predicted overlapping arcs during DOY 151~180 in 2023

表 2 各 GNSS 卫星平均重叠弧段轨道误差统计表

Tab. 2 Average orbit errors of GNSS satellites for overlapping arc

弧段	轨道误差	G	R	E	C2I	C2M	C3M
事后重叠弧段	沿迹(A)	1.18	2.68	1.11	2.93	2.41	2.00
	法向(C)	0.86	1.48	0.85	3.01	1.84	1.49
	径向(R)	0.70	0.97	0.87	6.37	1.43	1.19
	三维(3D)	1.62	3.21	1.65	7.63	3.36	2.76
预报重叠弧段	沿迹(A)	5.91	7.52	9.14	12.97	8.74	8.82
	法向(C)	1.95	2.87	3.75	14.57	5.39	3.96
	径向(R)	1.31	1.65	2.14	10.62	2.99	2.04
	三维(3D)	6.36	8.22	10.11	22.20	10.69	9.88

3.2 与外部参考轨道比较

本节选择将定轨结果与武汉大学分析中心的最终事后精密轨道产品对比。图 9 和图 10 分别显

示了 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星的事后和预报弧段与同时段分析中心轨道产品对比的平均轨道误差。两图从上到下分别表示 GPS 卫星、

GLONASS 卫星、Galileo 卫星、BDS2 卫星和 BDS3 卫星,横轴表示卫星 PRN 号,纵轴表示重叠弧段轨道误差。Along、Cross、Radial 和 3D-direction 分别表示沿迹方向、法向、径向和三维误差。表 3 给出了 GNSS 四系统卫星的平均重叠弧段轨道误差统计情况,其中 G、R、E 以及 C2I、C2M 和 C3M 分别表示 GPS、GLONASS、Galileo 和 BDS2 IGSO、BDS2 MEO 以及 BDS3 MEO 卫星。

可以看出,当与外部轨道产品进行比较时,各系统 GNSS 卫星的整体定轨精度较重叠弧段方式

略低。对于事后弧段,GPS 和 Galileo 卫星与外部轨道产品对比的径向平均轨道误差最小,稳定在 1~2 cm 之间;三维轨道误差也整体最小,稳定在 3~4 cm 之间。特别地,G04、G11、G14、G18 和 G23 这几颗 BLOCK IIIA 卫星沿迹方向轨道误差较其他卫星量级略大,这是因为两者采用的光压模型和相应轨道参数估计策略方式不同。武汉大学分析中心的轨道产品针对 GPS BLOCK IIIA 卫星采用 7 参数 ECOM 模型,在参数估计方面引入了沿迹方向的常数参数吸收误差,而 GPS III 卫星的箱体是长

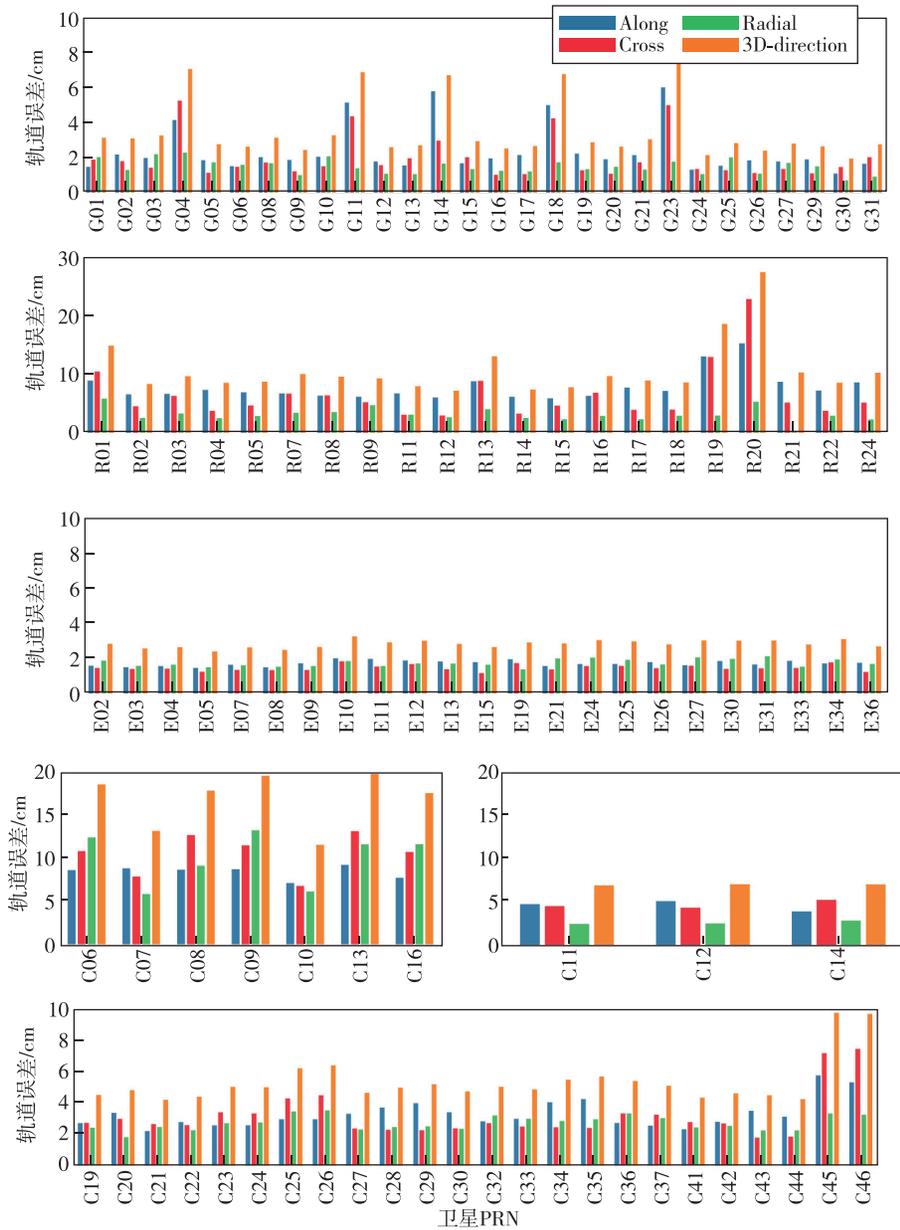


图 9 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星与外部轨道产品比较的事后弧段平均轨道误差
 Fig. 9 Average orbit errors of GNSS satellites for comparison with precise orbit products during the post-process arcs of DOY 151~180 in 2023

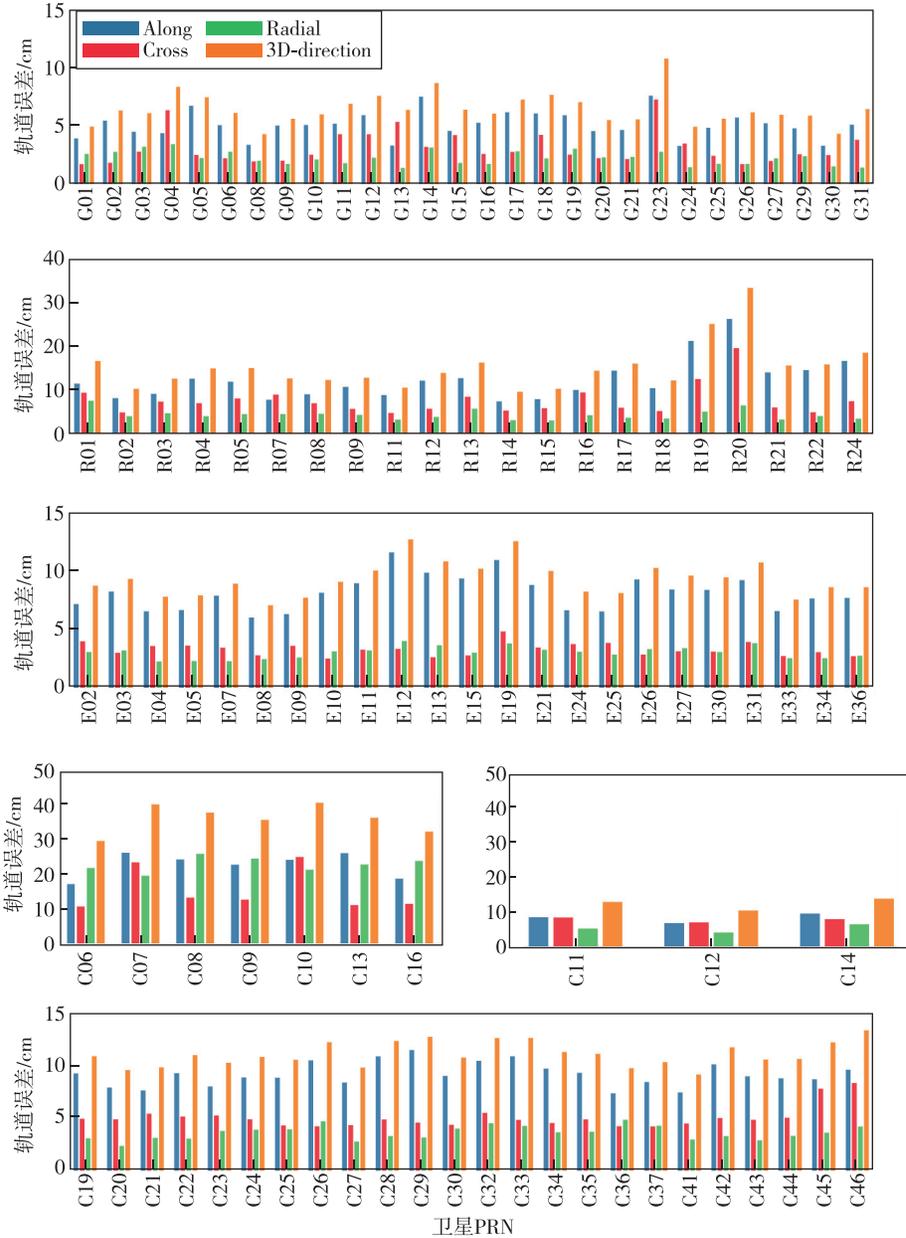


图 10 2023 年年积日 151~180 天各 GNSS 卫星与外部轨道产品比较的预报弧段平均轨道误差

Fig. 10 Average orbit errors of GNSS satellites for comparison with precise orbit products during the predicted arcs of DOY 151~180 in 2023

表 3 各 GNSS 卫星与外部轨道产品对比轨道误差统计表

Tab. 3 Average orbit errors of GNSS satellites for comparison with precise orbit products

弧段	轨道误差	G	R	E	C2I	C2M	C3M
事后弧段	沿迹(A)	2.41	7.75	1.66	8.26	4.40	3.24
	法向(C)	1.98	6.41	1.40	10.32	4.51	3.13
	径向(R)	1.48	3.12	1.68	9.82	2.45	2.69
	三维(3D)	3.45	10.53	2.74	16.47	6.76	5.24
预报弧段	沿迹(A)	5.00	12.24	8.04	22.39	8.00	9.13
	法向(C)	3.02	7.57	3.27	15.06	7.52	5.00
	径向(R)	2.14	4.29	3.00	22.44	5.01	3.57
	三维(3D)	6.22	15.01	9.19	35.10	12.07	11.00

方体,传统的 5 参数 ECOM 光压模型适用程度低。其他分析中心的轨道产品也采用了较新光压模型和相应的经验加速度参数估计策略,如 CODE 和 GFZ 均采用 7 参数模型,且在沿迹、法向和径向 3 个方向引入了伪随机参数并加入先验约束,本软件后续将针对光压模型和经验加速度估计方面进行升级改进。GLONASS 卫星的平均径向轨道误差稳定在 3~4 cm 之间,但沿迹和法向轨道误差均在 6~8 cm 之间,导致整体的平均轨道误差达到 10 cm 左右量级;BDS2 MEO 和 BDS3 MEO 卫星平均径向轨道误差均稳定在 2~3 cm 之间,三维轨道误差整体稳定在 5~7 cm 水平。BDS2 IGSO 卫星观测构型不同于 MEO 卫星,其一维最小轨道误差整体稳定在 8~9 cm 之间,三维轨道误差位于 15~18 cm 量级。

对于预报弧段,四系统 MEO 卫星的径向平均轨道误差相比于事后弧段增加了约 1~2 cm 量级。其中 GPS 和 Galileo 卫星与外部轨道产品对比的径向平均轨道误差稳定在 2~3 cm 之间,GLONASS 卫星与外部轨道产品对比的径向平均轨道误差稳定在 4~5 cm 之间,BDS2 MEO 和 BDS3 MEO 卫星径向平均轨道误差均稳定在 3~5 cm 之间。但轨道预报在沿迹和法向发散较快,导致三维轨道误差量级增大。其中 GPS 卫星三维轨道误差最小,稳定在 6~7 cm 水平;Galileo 卫星次之,其整体三维轨道误差稳定在 9 cm 水平;GLONASS、BDS2 MEO 和 BDS MEO 卫星的整体平均三维轨道误差则稳定在 10~15 cm 水平。BDS2 IGSO 卫星观测构型不同于 MEO 卫星,其预报弧段的一维最小轨道误差整体稳定在 15 cm 水平,三维轨道误差位于 35 cm 水平。

3.3 SLR 检核

本节对 2023 年年积日 151~180 天的超快定轨

结果利用事后弧段和预报弧段两种方式进行 SLR 残差检核,事后弧段和预报弧段的长度分别为 24 h 和 6 h。在进行 SLR 检核时,若残差大于 50 cm 则被视为粗差加以剔除^[17]。为保证预报弧段能够覆盖当天所有 SLR 观测值,所参与计算的轨道在当天滑动窗口生成的所有轨道产品中进行了遍历,直至能够覆盖当天所有 SLR 观测值为止。在 2023 年年积日 151~180 天期间内,仅 BDS 和 Galileo 系统可以下载 SLR 观测值,因此本节仅对这两个系统的卫星进行 SLR 检核。图 11 和图 12 分别显示了事后弧段 Galileo 和 BDS 卫星的 SLR 残差。其中为防止在一张图中表示所有 Galileo 卫星造成混淆,分为了 6 个子图进行展示。图 12 中左侧和右侧分别表示 BDS2 和 BDS3 卫星的 SLR 检核残差。两图的横轴表示时间,纵轴表示 SLR 残差量级。图 13 和图 14 分别显示了预报弧段 Galileo 和 BDS 卫星的 SLR 残差,两图的具体排布与图 11 和图 12 相同,横轴表示时间,纵轴表示 SLR 残差量级。表 4 给出了事后弧段和预报弧段 Galileo 和 BDS 卫星的 SLR

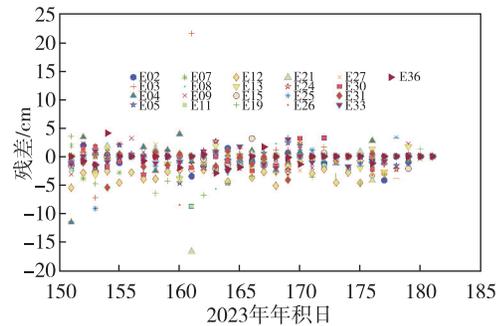


图 11 事后弧段 2023 年年积日 151~180 天 Galileo 卫星 SLR 检核残差

Fig. 11 Galileo satellites SLR residuals during post-process arcs of DOY 151~180 in 2023

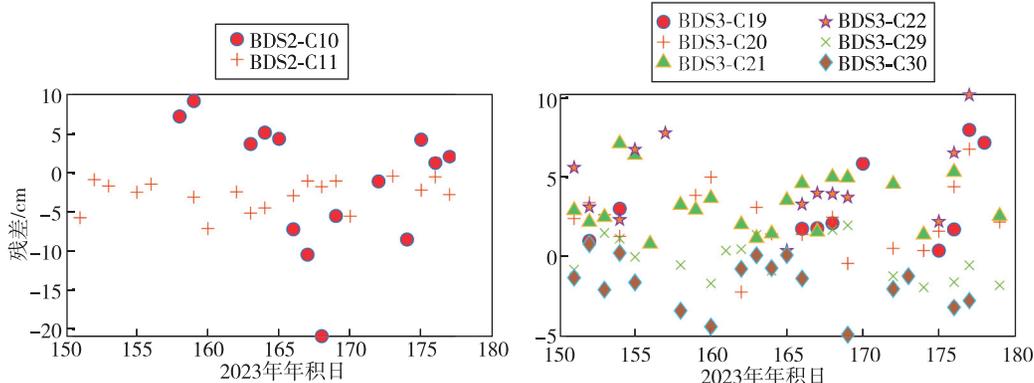


图 12 事后弧段 2023 年年积日 151~180 天 BDS 卫星 SLR 检核残差

Fig. 12 Beidou satellites SLR residuals during post-process arcs of DOY 151~180 in 2023

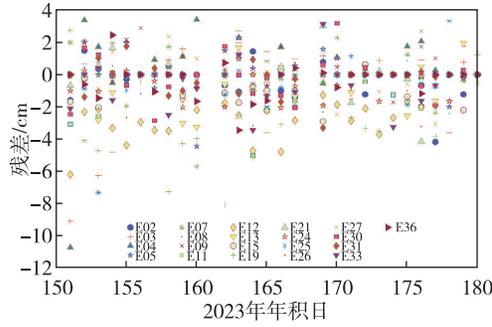


图 13 预报弧段 2023 年年积日 151~180 天 Galileo 卫星 SLR 检核残差

Fig. 13 Galileo satellites SLR residuals during predicted arcs of DOY 151~180 in 2023

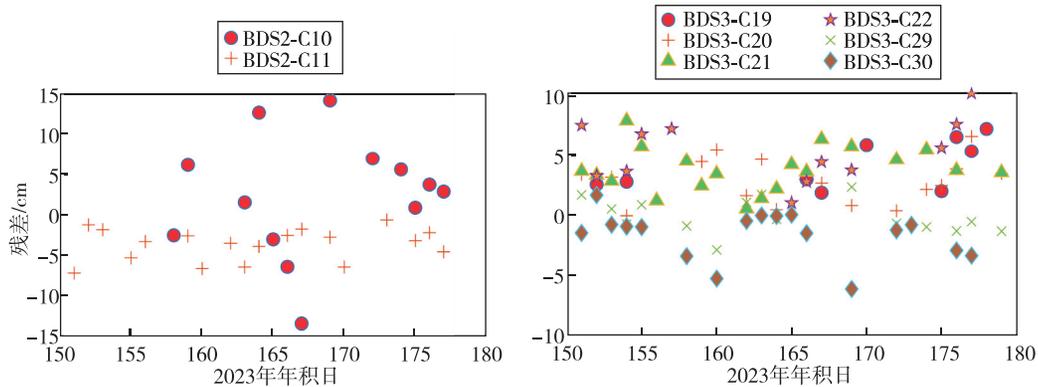


图 14 预报弧段 2023 年年积日 151~180 天 BDS 卫星 SLR 检核残差

Fig. 14 Beidou satellites SLR residuals during predicted arcs of DOY 151~180 in 2023

表 4 BDS 和 Galileo 卫星平均 SLR 残差统计表

Tab. 4 Statistics of Beidou and Galileo satellites

		average SLR residuals			cm
弧段	SLR 残差	E	C2	C3	
事后弧段	均值	-1.00	-2.09	1.80	
	标准差	2.60	5.58	2.89	
预报弧段	均值	-1.00	-1.28	2.18	
	标准差	2.08	5.79	3.10	

残差统计,表中均值和标准差均针对弧段内各自系统内所有卫星进行统计。

由于 SLR 检核对轨道径向误差更敏感,鉴于轨道预报在径向的发散程度不大,因此事后弧段和预报弧段的 SLR 残差量级基本一致。其中, Galileo 卫星 SLR 残差均值稳定在 1 cm 水平,标准差稳定在 2~3 cm 水平; BDS 卫星 SLR 残差均值基本稳定在 1~3 cm 量级,标准差稳定在 3~6 cm 水平。

4 结论

本文基于天地协同 PNT 网络服务中心云平台实现了 GNSS 四系统超快速精密定轨,并对定轨结

果进行了精度评价,介绍了天地协同 PNT 网络概念内涵及服务中 心超快速精密定轨软件架构,提出了一种双线程滑动窗口的超快速精密定轨策略,利用重叠弧段比较、与外部轨道产品比较以及 SLR 检核 3 种方式对 2023 年年积日 151~180 天的超快速精密定轨结果进行统计分析,得出如下结论:

1) 对于轨道内符合精度, GPS、GLONASS、Galileo 卫星以及 BDS2 和 BDS3 MEO 卫星事后和预报重叠弧段径向轨道 RMS 误差均稳定在 1~3 cm,事后重叠弧段三维轨道 RMS 误差稳定在 2~3 cm,预报重叠弧段三维轨道 RMS 误差稳定在 8~10 cm; BDS2 IGSO 卫星事后和预报重叠弧段最小一维轨道 RMS 误差基本稳定在 3~6 cm,三维轨道误差分别为 11 cm 和 22 cm 水平。

2) 对于轨道外符合精度,与武汉大学分析中心的最终事后精密轨道产品相比, GPS、GLONASS、Galileo 卫星以及 BDS2 和 BDS3 MEO 卫星在事后弧段和预报弧段的径向轨道 RMS 误差整体在 2~5 cm 水平。GPS 卫星三维轨道误差最小, Galileo 次之,然后依次是 BDS3 MEO、BDS2 MEO 和 GLONASS 卫星。 BDS2 IGSO 卫星观测构型与 MEO 卫星不

同,其轨道误差大于 MEO 卫星;Galileo 卫星 SLR 残差均值稳定在 1 cm 水平,标准差稳定在 2~3 cm 水平;BDS 卫星 SLR 残差均值基本稳定在 1~3 cm 量级,标准差稳定在 3~6 cm 水平。

3)无论事后弧段还是预报弧段、进行轨道内符合还是外符合精度统计,MEO 卫星沿迹和法向轨道误差相对于径向发散较快,其中径向轨道误差稳定在 2~5 cm 水平,能够满足后续厘米级实时定位应用对空间基准的精度需求。

参考文献

- [1] 刘经南, 罗亚荣, 郭迟, 等. PNT 智能与智能 PNT [J]. 测绘学报, 2022, 51(6): 811-828.
LIU Jingnan, LUO Yarong, GUO Chi, et al. PNT intelligence and intelligent PNT[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(6): 811-828 (in Chinese).
- [2] 李星星, 张伟, 袁勇强, 等. GNSS 卫星精密定轨综述:现状、挑战与机遇[J]. 测绘学报, 2022, 51(7): 1271-1293.
LI Xingxing, ZHANG Wei, YUAN Yongqiang, et al. Review of GNSS precise orbit determination: status, challenges, and opportunities[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2022, 51(7): 1271-1293 (in Chinese).
- [3] LOU Y, DAI X, GONG X, et al. A review of real-time multi-GNSS precise orbit determination based on the filter method[J]. Satellite Navigation, 2022, 3(1): 15.
- [4] Geoscience Australia/MIT. : Ultra Rapid Orbits (AC solutions compared to IGS ultra)[DB/OL]. [2024-01-16]. http://acc.igs.org/media/Gmt_sum_ultra_all_orb_smooth.gif. 2023. 8.
- [5] 蔚保国, 邓志鑫, 张京奎, 等. 综合 PNT 应用服务体系:概念框架、技术路线与应用展望[J]. 全球定位系统, 2023, 48(4): 3-11.
YU Baoguo, DENG Zhixin, ZHANG Jingkui, et al. Integrated PNT application service system: conceptual framework, technical route and application prospects[J]. GNSS World of China, 2023, 48(4): 3-11 (in Chinese).
- [6] FÖRSTE C, BRUINSMA S, RUDENKO S, et al. EIGEN-6S4: a time-variable satellite-only gravity field model to d/o 300 based on LAGEOS, GRACE and GOCE data from the collaboration of GFZ Potsdam and GRGS Toulouse[R]. GFZ Data Services, 2016.
- [7] STANDISHE M. JPL planetary and lunar ephemerides, DE405/LE405, IOM 312[R]. Jet Propulsion Laboratory Publication F-98-048, Pasadena/CA, 1998.
- [8] PETIT G, LUZUM B. IERS conventions (IERS Technical Note No. 36)[R]. Bureau International Des Poids et Mesures Severs, France, 2010.
- [9] LYARD F, LEFEVRE F, LETELLIER T, et al. Modeling the global ocean tides: modern insights from FES2004 [J]. Ocean Dynamics, 2006, 56(5): 394-415.
- [10] ARNOLD D, MEINDL M, BEUTLER G, et al. CODE's new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination[J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(8): 775-791.
- [11] 袁勇强. 卫星姿态、光压与天线相位中心模型对 Multi-GNSS 精密定轨的影响[D]. 武汉: 武汉大学, 2019.
YUAN Yongqiang. The impact of attitude, solar radiation and antenna phase center on multi-GNSS precise orbit determination[D]. Wuhan: Wuhan University, 2019 (in Chinese).
- [12] GUO J, WANG C, CHEN G, et al. BDS-3 precise orbit and clock solution at Wuhan University: status and improvement[J]. Journal of Geodesy, 2023, 97(2): 15.
- [13] BÖHM 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): L07304.
- [14] SAASTAMOINEN J. Atmospheric correction for the troposphere and stratosphere in radio ranging satellites [J]. The Use of Artificial Satellites for Geodesy, 1972, 15: 247-251.
- [15] LI X, LIU C, YUAN Y, et al. Current status and challenges of BDS satellite precise orbit products: from a view of independent SLR validation[J]. Remote Sensing, 2023, 15(11): 2782.
- [16] 郭靖. 姿态、光压和函数模型对导航卫星精密定轨影响的研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2014.
GUO Jing. The impacts of attitude, solar radiation and function model on precise orbit determination for GNSS satellites [D]. Wuhan: Wuhan University, 2014 (in Chinese).
- [17] 李婕. 北斗三号卫星太阳光压模型精化研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2022.
LI Jie. Solar radiation pressure modeling for Beidou-3 satellites[D]. Wuhan: Wuhan University, 2022 (in Chinese).

(编辑:孟彬)