引用格式:李桢,汪立,潘白露. 低轨卫星实时精密定轨与短时预报一体化策略[J]. 时间频率学报,2026,49(2):254-265.

低轨卫星实时精密定轨与短时预报一体化策略

李桢[1,2], 汪立[2,3], 潘白露[2,3,†]

1. 北京航空航天大学 空间与地球科学学院,北京 100191;
2. 卫星导航与移动通信融合技术工业和信息化部重点实验室,北京 100191;
3. 北京航空航天大学 电子信息工程学院,北京 100191

摘要:低轨互联网卫星自主导航、轨道维持和导航增强需要高精度、低时延、连续的星载轨道产品。针对星载计算与存储资源受限条件下实时定轨与短时轨道预报难以协同运行的问题,提出一种实时精密定轨与短时预报一体化策略。该策略采用运动学定轨、动力学滤波和短时轨道预报分层处理,并通过周期调度组织实时定轨与轨道预报任务。5 组半物理仿真结果表明,实时定轨三维位置和速度误差均方根分别为 0.94～1.78 cm 和 0.25～1.12 mm/s,第 5 分钟预报三维位置和速度误差均方根分别为 9.05～15.63 cm 和 0.53～1.02 mm/s。GRACE-FO C 星真实星载 GPS(Global Positioning System)数据验证中,实时定轨与第 5 分钟预报三维位置误差均方根分别为 8.83 cm 和 12.35 cm;5 min GPS 观测中断期间三维位置误差均方根为 6.01 cm,观测恢复后出现短时收敛。频域分析显示,误差以低频和轨道周期相关成分为主。结果表明,在高精度 GPS 轨道和钟差产品支持下,该策略可在星载算力受限条件下实现亚分米级实时定轨、分米级短时预报及短时观测缺失期间的轨道连续输出。

关键词:低轨卫星;实时精密定轨;短时轨道预报;一体化策略;动力学滤波
DOI:10.13875/j.issn.1674-0637.2026-02-0254-12

Integrated strategy for real-time precise orbit determination and short-term prediction of low Earth orbit satellites

LI Zhen[1,2], WANG Li[2,3], PAN Bai-lu[2,3,†]

1. School of Space and Earth Sciences, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Laboratory of Satellite Navigation and Mobile Communication Fusion Technology, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100191, China;
3. School of Electronic Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: Autonomous navigation, orbit maintenance, and navigation augmentation of low Earth orbit (LEO) internet satellites require high-accuracy, low-latency, and continuous onboard orbit products. To coordinate real-time precise orbit determination and short-term orbit prediction under limited onboard computing and storage resources, an integrated strategy of real-time precise orbit determination and short-term orbit prediction is proposed. The strategy adopts layered processing consisting of kinematic orbit determination, dynamic filtering, and short-term orbit prediction, and organizes the orbit determination and prediction tasks through periodic scheduling. Five semi-physical simulation tests yield 3D position and

收稿日期:2026-03-02;接受日期:2026-03-21;† BLPan@buaa.edu.cn
基金项目:国家重点研发计划(2023YFB3906503)

velocity root mean square(RMS) errors of 0.94-1.78 cm and 0.25-1.12 mm/s for real-time orbit determination, and 9.05-15.63 cm and 0.53-1.02 mm/s for the fifth-minute prediction, respectively. Validation using real onboard Global Positioning System(GPS) data from GRACE-FO C yields 3D position RMS errors of 8.83 cm for real-time orbit determination and 12.35 cm for the fifth-minute prediction. During a 5 min GPS observation outage, the RMS error of the 3D position is 6.01 cm, followed by a short reconvergence process after observation recovery. Frequency-domain analysis shows that the errors are dominated by low-frequency and orbital-period-related components. With high-accuracy GPS orbit and clock products, the strategy provides sub-decimeter real-time orbit determination, decimeter-level short-term prediction, and continuous orbit output during short observation outages under limited onboard computing resources.

Keywords: low Earth orbit satellite; real-time precise orbit determination; short-term orbit prediction; integrated strategy; dynamic filtering

近年来，低轨互联网卫星星座在通信中继、遥感测绘、空间科学、自主导航和导航增强等领域的应用不断拓展，低轨互联网星座与 GNSS(Global Navigation Satellite System)融合发展的需求日益增强[1-4]。相较于中高轨导航卫星，低轨卫星具有轨道高度低、信号强度高、几何变化快等特点，有利于改善观测几何条件并缩短精密单点定位收敛时间[3-4]。随着低轨互联网卫星任务向在轨服务和自主运行发展，轨道产品需求进一步扩展为高精度、低时延和连续输出并重，实时精密定轨与短时轨道预报成为星载实时轨道产品生成中的关键环节。

基于星载 GNSS 观测的低轨卫星精密定轨已形成较成熟的方法体系。事后精密定轨依托完整观测弧段、精密轨道钟差产品和精细动力学模型，低轨卫星绝对定轨精度通常可达到厘米级，双星相对定轨可达到毫米级[5-8]。这类方法精度高，但观测数据接收、地面集中处理和轨道产品生成存在明显时延，难以直接满足星载自主运行和实时服务需求。面向星载处理场景，如何兼顾精度、连续性和计算资源，是低轨卫星实时轨道产品生成需要解决的问题。

从实时定轨方法看，运动学定轨模型简单、计算负担较小，适合按秒递推处理，但结果容易受观测几何、可见星数量和观测噪声影响。动力学和简化动力学方法引入轨道运动规律和摄动力模型，能够增强轨道连续性和抗噪能力，但模型构建、参数估计和数值积分过程更加复杂。已有研究结果表明实时精密产品支持下可获得厘米级轨道精度[9-15]。王甫红等[16]通过分离吸收广播星历误差，实现了分米级星载实时定轨；Wang 等[17-18]比较实时运动学和简化动力学两种模式，结果表明动力学约束可提高实时低轨定轨精度并缩短收敛时间，两种模式定轨精度分别优于 11 cm 和 9 cm。这些研究说明，低轨实时定轨已具备较好精度基础，但星载平台下仍需处理运动学解算、动力学约束和计算资源之间的协调问题。

短时轨道预报通常以当前定轨状态为初值，利用轨道动力学模型和数值积分向未来历元传播轨道，是实时轨道产品生成中的重要环节。现有研究已证明，若采用较长定轨弧段、双向滤波或批量解算，分钟级短时预报能够达到较高精度。邹敏等研究表明，在 12 h 定轨弧段和双向滤波条件下，第 5 分钟和第 10 分钟预报三维误差均方根分别约为 8.78 和 9.66 cm[19]。Wang 等[20]采用批量最小二乘定轨结合短时预报生成实时低轨轨道，近实时批量定轨的轨道用户测距误差可达 2～4 cm，但批量处理存在分钟级延迟，需要通过 3～17 min 不等的预报窗口补偿处理时延。Kunzi 等[21]基于真实 GNSS 数据评估低轨实时预报，指出 20 min 预报弧段下，约 500 km 高度且大气密度较高时预报误差可能超过 1 m。这些研究说明，星载实时轨道产品生成不仅需要控制短时预报误差，还需要在有限算力条件下合理组织预报计算，避免数值积分任务影响秒级实时定轨链路。

总体来看，已有研究在实时定轨、动力学辅助和轨道预报方面取得了较多进展，轨道精度已由米级、分米级提升至厘米级或分米级。然而，面向星

载平台算力约束的实时处理链设计仍显不足，实时定轨、动力学滤波与短时预报在秒级处理节拍下的统一时序组织尚缺乏系统研究。

针对这一问题，本文提出低轨卫星实时精密定轨与短时预报一体化策略。该策略采用运动学定轨与动力学滤波分层处理，融合运动学位置及协方差信息获得连续实时轨道状态，并开展第 5 分钟短时轨道预报；通过周期调度协调实时定轨与数值积分任务，结合单历元耗时和内存占用评估星载实时处理可行性。

1 实时精密定轨与短时预报一体化策略

本文实时精密定轨与短时预报一体化处理流程如图 1 所示。

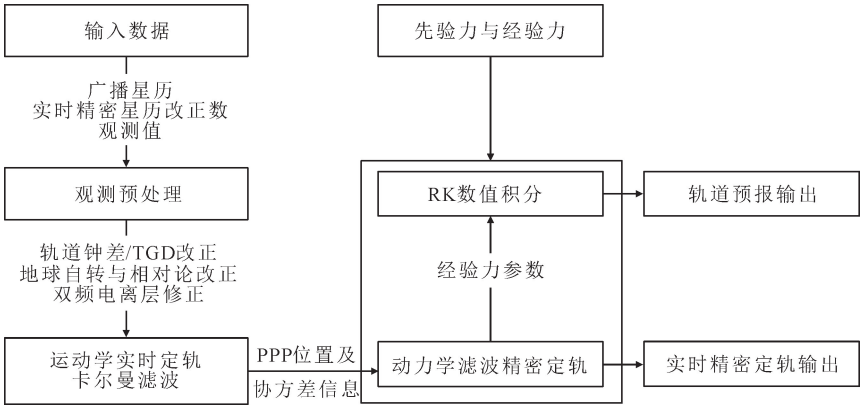


图 1 实时精密定轨与短时预报一体化处理流程图

处理链以广播星历、实时精密星历改正数和星载 GNSS 观测值为输入，经过观测预处理后，首先开展逐秒运动学实时定轨，输出精密单点定位(precise point positioning，PPP)位置、接收机钟差、模糊度及其协方差信息。

运动学定轨连续运行 180 s 后，利用该初始弧段积累的位置序列估计动力学滤波所需的初始速度，并以弧段末历元的位置及其协方差信息构造初始状态，随后启动动力学滤波。180 s 为本文处理程序设置的初始弧段长度，用于满足速度初始化所需的位置序列积累。动力学滤波以 PPP 位置及其协方差信息作为观测输入，以轨道动力学模型作为状态传播约束，输出经验加速度参数、位置、速度及协方差信息，作为实时精密定轨结果。

在此基础上，短时轨道预报模块以动力学滤波状态为初值，采用数值积分向后传播 5 min，输出短时预报轨道。该流程将运动学定轨、动力学滤波和短时预报串联在同一处理链中，使实时定轨结果能够直接服务于后续轨道预报，并通过 RTN(orbital radial-tangential-normal)误差统计和频域分析对结果进行评估。

1.1 实时精密定轨方法

实时精密定轨由运动学实时定轨和动力学滤波两级组成。运动学实时定轨采用逐历元精密单点定位方式，利用星载 GNSS 观测和 GNSS 轨道钟差产品估计低轨卫星位置，计算过程直接，适合星载实时处理。其结果容易受观测几何、可见星数量、观测噪声和周跳等因素影响。为增强轨道序列连续性并获得短时预报所需的速度状态，本文采用 180 s 运动学定轨初始弧段，由位置序列估计初始速度后启动动力学滤波。

动力学滤波以运动学定轨位置及协方差信息作为观测输入，以轨道动力学模型作为状态传播约束，通过单向卡尔曼滤波进行递推估计。运动学与动力学分离的处理思路可降低动力学模型参数与位置、速度参数之间的相关性，并提高后续轨道预报初值质量。

设第 k 历元动力学滤波状态向量为

$$\boldsymbol{X}_k=[\boldsymbol{r}_k^{\mathrm{T}},\boldsymbol{v}_k^{\mathrm{T}},a_{\mathrm{R},k},a_{\mathrm{T},k},a_{\mathrm{N},k}]^{\mathrm{T}}。\tag{1}$$

式(1)中，$\boldsymbol{r}_k=[x_k,y_k,z_k]^{\mathrm{T}}$ 为低轨卫星位置向量，$\boldsymbol{v}_k=[u_k,v_k,w_k]^{\mathrm{T}}$ 为速度向量，$a_{\mathrm{R},k}$，$a_{\mathrm{T},k}$ 和 $a_{\mathrm{N},k}$ 分别为径向、切向和法向经验加速度参数。状态向量

共 9 维,其位置、速度和经验加速度参数可直接用于动力学传播与短时轨道预报。

动力学滤波采用时间更新和测量更新两个步骤。由第 $k-1$ 历元状态 $\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1|k-1}$ 出发,第 k 历元时间更新状态为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1}=f(\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1|k-1})。\tag{2}$$

式(2)中,$f(\cdot)$ 为由轨道动力学模型和数值积分确定的状态传播函数。对应的协方差时间更新为

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}=\boldsymbol{\Phi}_k\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}\boldsymbol{\Phi}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_k。\tag{3}$$

式(3)中,$\boldsymbol{P}_{k|k-1}$ 为预测协方差矩阵,$\boldsymbol{\Phi}_k$ 为状态转移矩阵,$\boldsymbol{Q}_k$ 为过程噪声矩阵,用于表征未建模摄动力、经验力残差和动力学模型简化误差。本文采用一阶高斯—马尔可夫过程描述 RTN 三方向经验加速度参数,其离散更新模型和过程噪声矩阵为

$$\begin{cases} a_{j,k}=m_j a_{j,k-1}+w_{j,k},j\in\{R,T,N\} \\ m_j=\exp\left(-\dfrac{\Delta t}{\tau_j}\right) \\ q_{j,k}=\sigma_j^2(1-m_j^2) \\ \boldsymbol{Q}_{a,k}=\mathrm{diag}\left[q_{\mathrm{R},k},q_{\mathrm{T},k},q_{\mathrm{N},k}\right] \\ \boldsymbol{Q}_k=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{6\times6} & \boldsymbol{0}_{6\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times6} & \boldsymbol{Q}_{a,k}\end{bmatrix} \end{cases}。\tag{4}$$

式(4)中,j 表示 R、T、N 三个方向;$w_{j,k}$ 为零均值过程噪声,其方差为 $q_{j,k}$;m_j 为经验加速度参数的指数衰减因子,Δt 为相邻滤波历元间隔,τ_j 为相关时间常数,σ_j 为相应方向的经验加速度标准差。$\boldsymbol{Q}_{a,k}$ 和 $\boldsymbol{Q}_k$ 分别为经验加速度参数和完整状态向量的过程噪声协方差矩阵。三个方向的相关时间常数均取 600 s,R、T、N 方向的经验加速度标准差分别取 5、20 和 5 $\mathrm{nm/s^2}$。半物理仿真数据和 GRACE-FO 实测数据的采样间隔分别为 1 s 和 10 s,因此相邻滤波历元间隔 Δt 分别为 1 s 和 10 s。

动力学滤波的观测量为运动学定轨输出的位置结果。设第 k 历元运动学定轨位置为 $\boldsymbol{z}_k$,其协方差信息对应观测噪声矩阵 $\boldsymbol{R}_k$,则观测方程可写为

$$\boldsymbol{z}_k=\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{e}_k。\tag{5}$$

式(5)中,$\boldsymbol{H}_k$ 为观测矩阵,$\boldsymbol{e}_k$ 为运动学定轨位置误差。卡尔曼增益为

$$\boldsymbol{K}_k=\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k)^{-1}。\tag{6}$$

其中 $\boldsymbol{R}_k$ 为观测噪声,测量更新后的状态为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k}=\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1}+\boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{z}_k-\boldsymbol{H}_k\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k-1})。\tag{7}$$

测量更新后的协方差为

$$\boldsymbol{P}_{k|k}=(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)\boldsymbol{P}_{k|k-1}(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{R}_k\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}}。\tag{8}$$

式(2)至式(8)给出了运动学结果与动力学模型之间的融合过程。时间更新利用轨道动力学模型传播轨道状态,测量更新利用逐历元运动学位置对预测状态进行修正。运动学定轨位置协方差用于构造观测噪声矩阵 $\boldsymbol{R}_k$,过程噪声矩阵 $\boldsymbol{Q}_k$ 按上述固定参数设置。

动力学传播采用低轨卫星常用受力模型。卫星加速度可表示为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}=\boldsymbol{a}_{\mathrm{E}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{3b}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{drag}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{srp}}+\boldsymbol{a}_{\mathrm{emp}}。\tag{9}$$

式(9)中,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{E}}$ 为地球中心引力加速度,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{N}}$ 为扣除中心引力后的地球非球形引力摄动加速度,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{3b}}$ 为日月等第三体引力加速度,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{drag}}$ 为大气阻力加速度,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{srp}}$ 为太阳光压加速度,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{emp}}$ 为经验加速度。先验力模型用于描述主要轨道运动规律,经验力模型用于吸收残余未建模摄动力误差。经验加速度参数配置会影响实时定轨精度和计算效率[22]。式(9)给出了低轨卫星受力模型的一般形式。为兼顾星载实时计算效率,本文实际预报模型采用 60 阶地球重力场,并考虑日月第三体引力、相对论效应和 RTN 三方向经验加速度;大气阻力、太阳光压等其他摄动力未单独建模,其影响由经验加速度部分吸收。有限阶次重力场和简化摄动力配置会留下动力学模型残差。通过上述状态传播与观测更新,动力学滤波能够在保持实时性的同时增强轨道连续性。

因此,动力学滤波输出既作为实时精密定轨结果,也作为短时轨道预报的初始状态。

1.2　短时轨道预报原理

短时轨道预报以动力学滤波输出的位置、速度和经验力参数为初值,利用轨道动力学方程向未来历元进行数值积分。设 t_k 历元动力学滤波输出的位置、速度和经验力参数分别为 $\hat{\boldsymbol{r}}_{k|k}$,$\hat{\boldsymbol{v}}_{k|k}$,$\hat{\boldsymbol{p}}_{k|k}$,则预报积分初值为

$$\boldsymbol{r}(t_k)=\hat{\boldsymbol{r}}_{k|k},\boldsymbol{v}(t_k)=\hat{\boldsymbol{v}}_{k|k}。\tag{10}$$

轨道状态向量的微分方程如下

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix}\boldsymbol{r}\\ \boldsymbol{v}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{v}\\ \boldsymbol{a}(t,\boldsymbol{r},\boldsymbol{v},\hat{\boldsymbol{p}}_{k|k})\end{bmatrix}。\tag{11}$$

式(11)中,$\boldsymbol{r}$ 为卫星位置向量,$\boldsymbol{v}$ 为速度向量,$\boldsymbol{a}(t,\boldsymbol{r},$

$\boldsymbol{v}$，$\hat{\boldsymbol{p}}_{k|k}$）为卫星加速度，由轨道动力学模型和动力学滤波估计得到的经验力参数共同确定。预报期间，RTN 三方向经验加速度采用预报起始历元的滤波估计值并保持不变，不再进行观测更新。本文取预报时长为 5 min，由式(11)从 t_k 积分至 t_k+5 min，得到短时预报轨道。短时预报精度受初始位置误差、初始速度误差、经验力参数稳定性、动力学模型残差和传播时间共同影响。

本文采用四阶龙格库塔方法完成数值积分。其基本形式为

$$\boldsymbol{X}_{i+1}=\boldsymbol{X}_i+\frac{h}{6}(k_1+2k_2+2k_3+k_4)。\quad(12)$$

式(12)中，h 为积分步长，k_1 至 k_4 为由轨道动力学方程计算得到的阶段斜率。

面向星载处理平台计算资源受限的应用场景，若每秒均完整执行 5 min 预报，动力学模型和数值积分程序将被高频调用，并占用缓存、输出和实时解算资源，容易影响秒级实时定轨主链路[1,18,23]。

因此，本文采用图 2 所示的周期调度策略。动力学滤波启动后，轨道积分模块每 30 s 触发一次，以当前动力学滤波输出的位置、速度和经验力参数为初值，向后积分 5 min，生成 10 个间隔 30 s 的预报轨道点，并将结果写入缓存供后续输出调用。30 s 为本文硬件平台和处理链条件下采用的最小调度周期，实际应用中可根据星载处理器算力、预报更新率和任务实时性要求适当延长。

本文在晶振驯服板载 Z7 芯片和数字信号处理器平台开展实时性测试。Z7 平台主频为 600 MHz，普通历元和预报积分历元平均耗时分别为 278.973 ms 和 325.673 ms；数字信号处理器平台主频为 300 MHz，完整流程平均耗时为 652 ms，内存占用为 946.8 KB。两平台单历元耗时均低于 1 s，满足 1 Hz 实时处理要求。这说明周期调度策略可将短时预报计算控制在实时处理节拍内，为观测接收、滤波更新和结果输出保留计算余量，具备在资源受限星载嵌入式平台上实时运行的工程可行性。

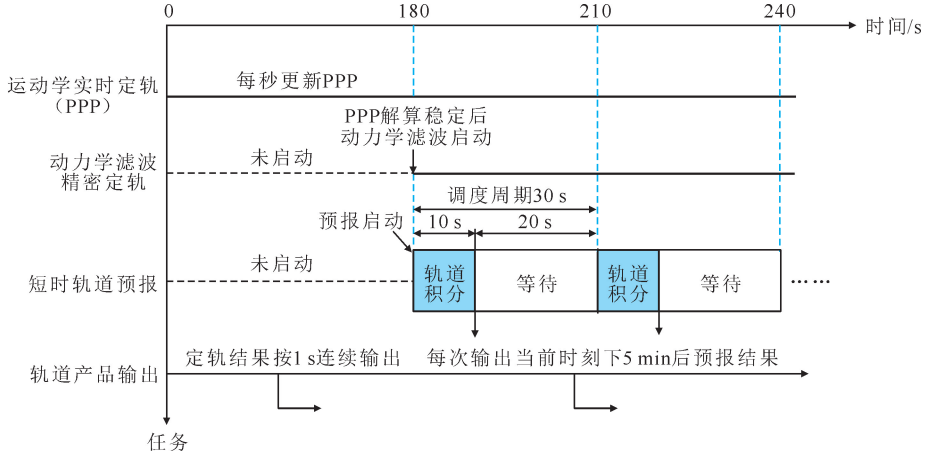


图 2 实时定轨与短时预报处理时序图

1.3 精度评估与误差分析方法

半物理仿真测试中，实时精密定轨和短时轨道预报结果以 STK(systems tool kit)软件在低轨卫星仿真场景下生成的点位文件真值为参考；真实星载 GNSS 数据验证中，以喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory，JPL)提供的后处理高精度轨道产品作为参考轨道。

为反映误差在轨道局部坐标系中的分布特征，本文将位置和速度误差转换至 RTN 坐标系进行统计。其中 R、T、N 方向分别表示径向、切向和法向，并统计三方向及三维误差均方根。

时域统计能够反映误差大小和随时间变化过程，但难以区分误差中不同频率成分的分布。为进一步分析误差序列结构，本文对 RTN 三方向误差序列进行频域分析。首先对其去均值处理，然后采用快速傅里叶变换得到归一化谱幅值。低频成分主要反映缓慢变化误差，较高频率成分对应历元间波动和短周期扰动。

2　测试结果与分析

为验证实时精密定轨与短时预报一体化策略的有效性，本文开展半物理仿真测试和真实星载 GNSS 数据验证。半物理仿真中，观测生成端采用 IGS(International GNSS Service)精密轨道和钟差产品，定轨计算端采用 IGS 快速轨道和钟差产品，并以 STK 生成的低轨卫星轨道为参考；真实数据验证选取 GRACE-FO C 星载 GPS 观测数据，定轨计算采用 IGS 快速轨道和钟差产品，并以 JPL 后处理高精度轨道产品为参考，检验该策略在真实观测噪声和实际动力学环境下的适用性。

本节首先统计 5 组半物理仿真测试的 RTN 方向误差和三维误差均方根，并结合代表工况开展时域与频域分析；随后给出 GRACE-FO 真实数据验证结果及误差差异来源分析。

2.1　半物理仿真环境与数据设置

半物理仿真场景与误差处理设置见表 1。仿真时段为 2024 年 9 月 1 日至 7 日，低轨卫星轨道高度约 500 km，由 STK 生成。GNSS 模拟器采用 IGS 精密轨道和钟差产品生成观测信号，定轨计算采用 IGS 快速轨道和钟差产品。IGS 快速产品具有发布延迟，其精度通常略优于在轨实时可获取的 GNSS 轨道和钟差产品，本文利用其构建高精度输入条件。模拟器配置 TGD(time group delay)、地球自转、电离层误差和相对论效应，定轨处理中作相应修正；对流层、天线相位中心、相位缠绕和多路径均未配置。

该设置用于检验实时定轨、动力学滤波和短时预报处理链的闭环运行能力，并作为后续真实星载数据误差差异分析的对照。

表 1　半物理仿真场景与误差配置

项目	设置
仿真时段与低轨轨道	2024 年 9 月 1 日至 7 日，轨道高度约 500 km，STK 仿真生成
观测生成端导航星轨道、钟差	IGS 精密轨道和钟差产品
定轨计算端导航星轨道、钟差	IGS 快速轨道和钟差产品
电离层误差	模拟器配置，定轨处理中采用双频修正
GNSS 轨道钟差，TGD，地球自转与相对论效应	模拟器配置，定轨处理中修正
对流层，相位中心，相位缠绕与多路径	未配置，未处理

2.2　半物理仿真实时定轨与短时预报结果

在上述仿真场景和数据条件下，分别于 2025 年 4 月 14 日、7 月 16 日、7 月 18 日、10 月 28 日和 10 月 31 日开展 5 组测试，统计实时定轨和第 5 分钟预报结果的 RTN 三方向误差及三维误差均方根，结果见表 2。

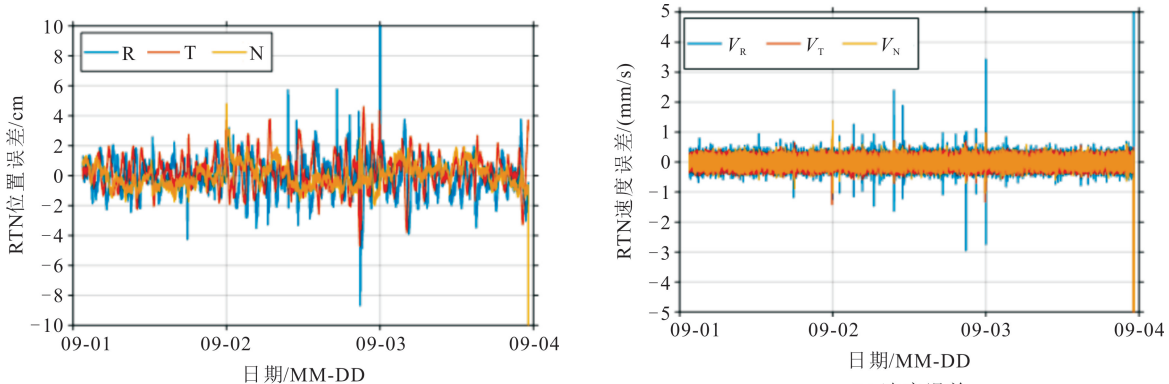
表 2　仿真测试实时定轨与第 5 分钟轨道预报精度统计

测试日期	定轨 3D 位置误差/cm	定轨 3D 速度误差/(mm/s)	预报 3D 位置误差/cm	预报 3D 速度误差/(mm/s)
2025-04-14	1.17	0.93	15.63	1.02
2025-07-16	0.98	0.89	15.54	1.01
2025-07-18	1.36	1.12	9.69	0.71
2025-10-28	1.78	0.25	9.05	0.53
2025-10-31	0.94	0.85	10.26	0.74

由表 2 可知，实时定轨三维位置误差均方根为 0.94～1.78 cm，三维速度误差均方根为 0.25～1.12 mm/s，达到厘米级实时定轨精度；第 5 分钟轨道预报三维位置误差均方根为 9.05～15.63 cm，三维速度误差均方根为 0.53～1.02 mm/s，整体达到分米级短时预报精度。

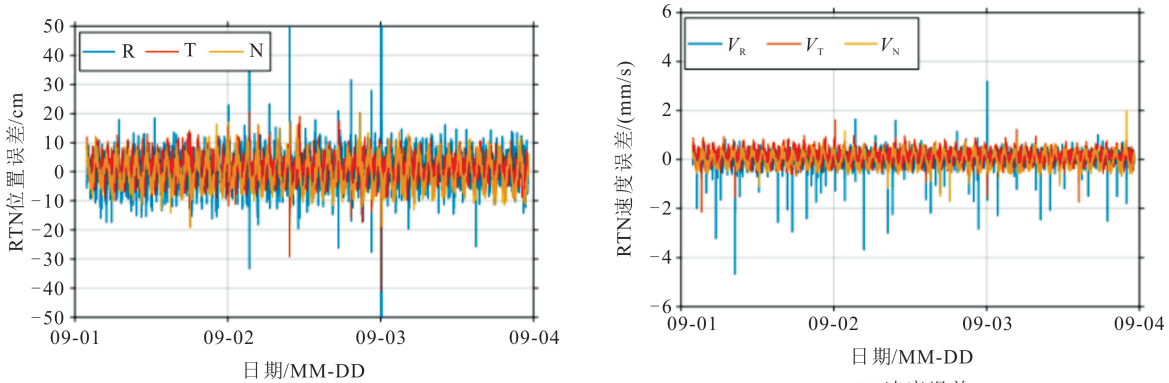
相较于实时定轨结果，第 5 分钟预报误差有所增大，主要与初始位置误差、速度误差和动力学模型残差在轨道外推过程中的累积有关。

选取 2025 年 10 月 28 日测试作为代表工况进行时序分析，误差时序见图 3 和图 4。



(a) 位置误差 (b) 速度误差

图 3 2025 年 10 月 28 日实时定轨位置与速度误差时序图



(a) 位置误差 (b) 速度误差

图 4 2025 年 10 月 28 日第 5 分钟轨道预报位置与速度误差时序图

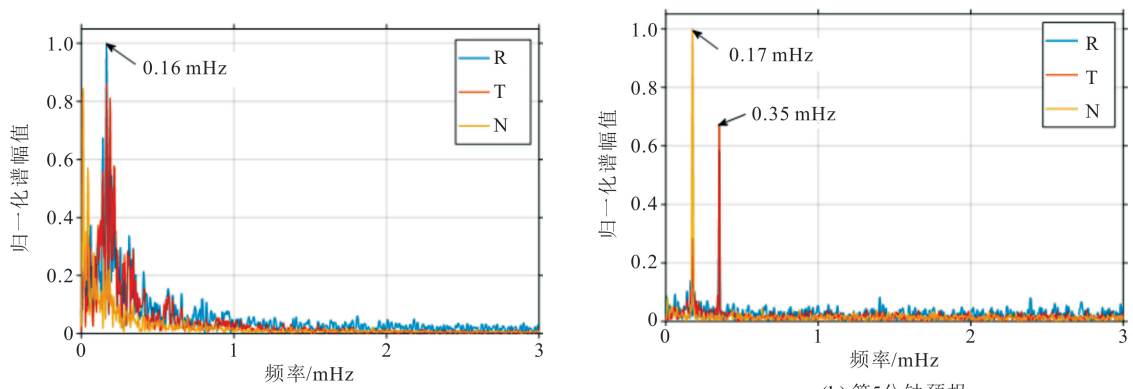
结果表明，RTN 三方向位置误差均未出现持续发散，速度误差整体保持在毫米每秒量级，说明运动学实时定轨、动力学滤波和短时预报在半物理仿真条件下能够稳定协同运行。

2.3 半物理仿真误差频域特征分析

为进一步判断半物理仿真误差序列是否存在异常频率成分，选取 2025 年 10 月 28 日测试结果进行频域分析。

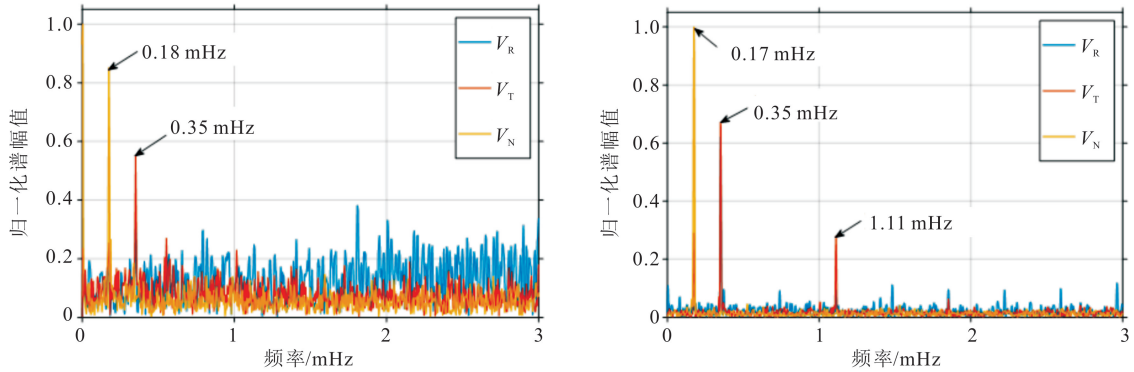
频谱计算前对误差序列进行去均值处理，并将谱幅值按各子图最大谱峰归一化。实时定轨结果采样间隔为 1 s，第 5 分钟预报误差序列采样间隔为 60 s，其中 60 s 为频域分析所用误差序列采样间隔，与前文所述 30 s 预报调度周期含义不同。

为保证两类结果具有可比性，本文重点分析共有的 0～3 mHz 低频范围。误差频域分析结果见图 5 与图 6。



(a) 实时定轨 (b) 第5分钟预报

图 5 实时定轨与第 5 分钟预报 RTN 位置误差频谱图



(a) 实时定轨　　(b) 第5分钟预报

图 6　实时定轨与第 5 分钟预报 RTN 速度误差频谱

结果表明,实时定轨误差和第 5 分钟预报误差均以低频成分为主,0.17 mHz 附近谱峰对应约 98 min 周期,与低轨卫星轨道周期接近;0.35 mHz 附近谱峰可视为轨道周期相关的二倍频成分。短时预报后未出现宽频随机放大或异常发散特征,说明周期调度预报策略未引入明显高频不稳定误差。

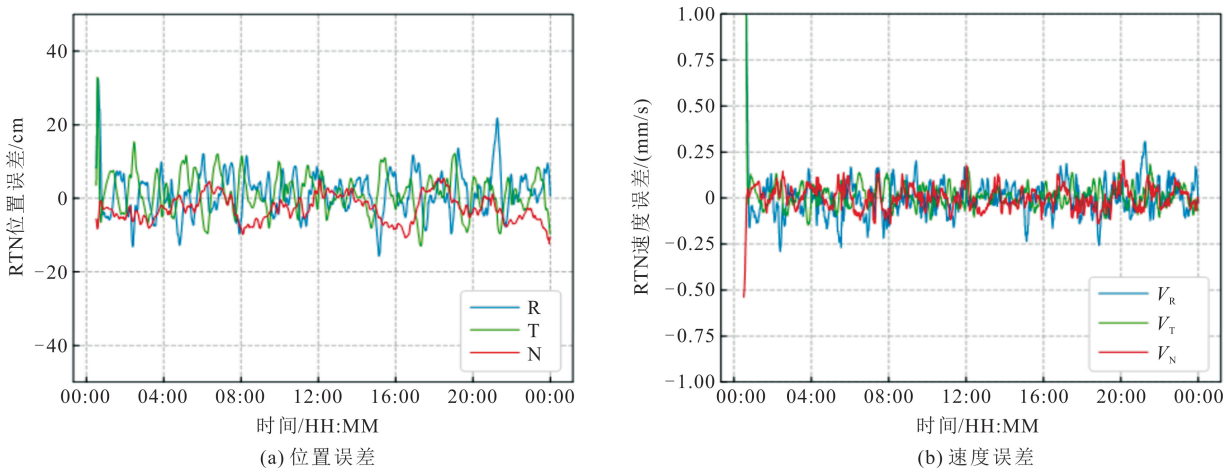
2.4　真实星载数据验证与中断工况分析

为进一步检验本文方法在真实星载观测条件下的适用性,选取 2020 年 1 月 1 日 GRACE-FO C 星载 GPS 观测数据开展实时定轨与第 5 分钟轨道预报验证。观测数据采样间隔为 10 s,定轨处理中采用 IGS 快速轨道和钟差产品,并以 JPL 提供的后处理高精度轨道产品作为参考轨道。

GRACE-FO 为典型低轨重力卫星任务,其星载 GNSS 观测数据常用于低轨卫星精密定轨方法验证。本文采用与半物理仿真相同的一体化处理流程,统计 R、T、N 三方向及三维误差均方根,统计结果见表 3,实时定轨位置和速度误差见图 7,第 5 分钟轨道预报位置和速度误差见图 8。

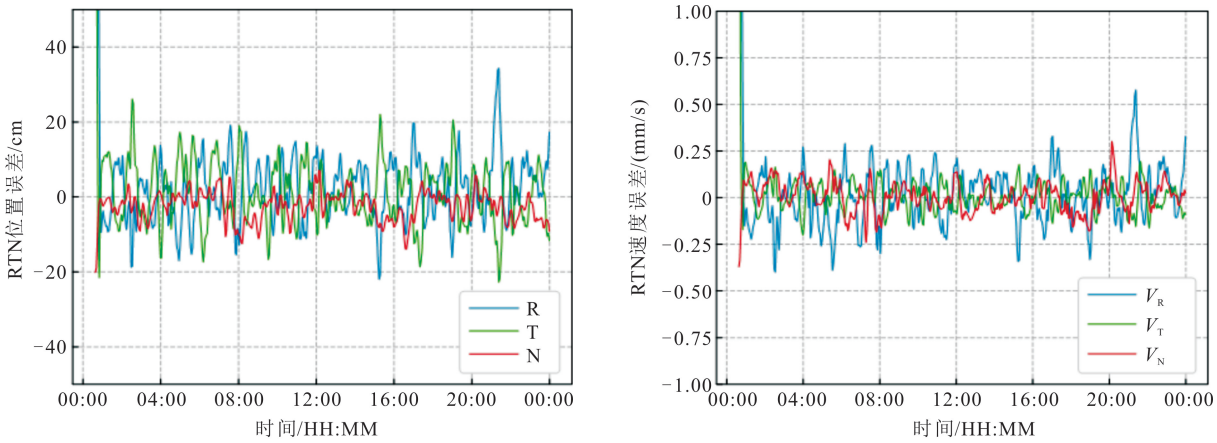
表 3　GRACE-FO 定轨与第 5 分钟轨道预报精度统计

误差指标	运动学定轨	动力学滤波		轨道预报	
	位置/cm	位置/cm	速度/(mm/s)	位置/cm	速度/(mm/s)
R 方向误差	8.18	5.33	0.089	8.39	0.143
T 方向误差	5.93	5.59	0.057	7.80	0.072
N 方向误差	6.67	4.29	0.058	4.62	0.078
3D RMS 误差	12.11	8.83	0.121	12.35	0.178



(a) 位置误差　　(b) 速度误差

图 7　GRACE-FO 实时定轨位置与速度误差时序图



(a) 位置误差 (b) 速度误差

图 8 GRACE-FO 第 5 分钟轨道预报位置与速度误差时序图

由表 3 可知，在相同观测数据和统计区间下，原始运动学解与动力学滤波三维位置误差均方根分别为 12.11 cm 和 8.83 cm，动力学滤波后三维位置误差均方根降低约 27.1%。原始运动学解主要依赖星载 GNSS 观测逐历元更新，观测噪声及残余粗差容易直接传递至位置结果。对于星载 GPS 观测，可见导航卫星主要分布于低轨卫星外向半球，径向方向与轨道局部铅垂方向一致，观测几何对径向位置参数的约束相对较弱；同时，径向位置与接收机钟差参数具有较强相关性，使 R 方向对观测误差和钟差误差更为敏感[24]。本次运动学定轨 R、T、N 方向位置误差均方根分别为 8.18、5.93 和 6.67 cm。动力学滤波引入轨道状态传播约束和连续历元递推更新后，三方向误差分别降至 5.33、5.59 和 4.29 cm，同时输出连续的位置、速度和经验加速度状态，为短时轨道预报及 GNSS 观测中断期间的轨道传播提供初始状态。

GRACE-FO C 星动力学滤波三维位置和速度误差均方根分别为 8.83 cm 和 0.121 mm/s，达到亚分米级实时定轨精度。相比半物理仿真测试，真实星载数据中误差来源更复杂。半物理仿真以 STK 生成轨道作为参考真值，模拟器输入与定轨处理条件具有较强一致性；GRACE-FO 实际运行过程中则同时受到大气阻力、太阳光压、姿态变化及卫星表面受力等非保守力影响，简化动力学模型难以完全吸收相关残差。

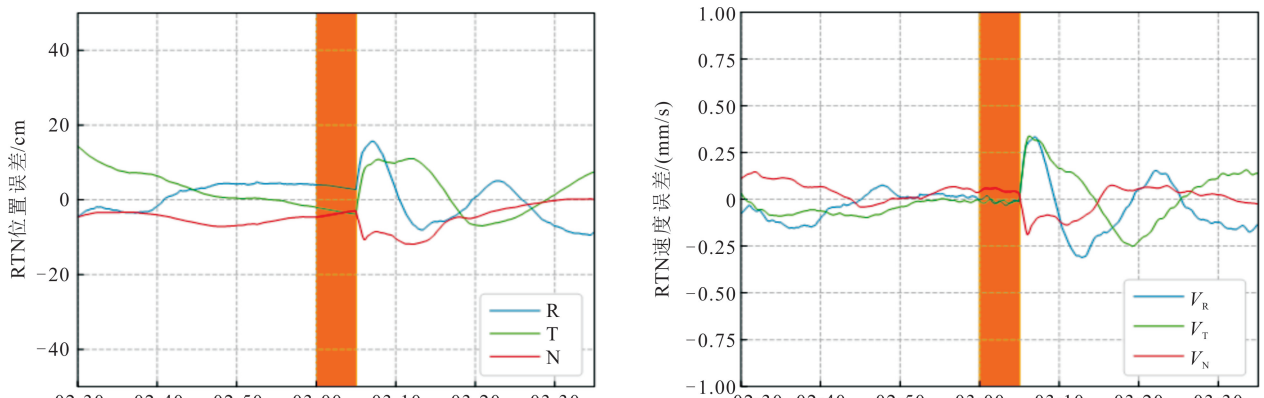
GNSS 轨道和钟差残差、接收机观测噪声、星载天线误差、姿态误差及多路径效应会影响运动学 PPP 位置及其协方差信息，并通过测量更新传递至动力学滤波结果。受上述因素共同影响，GRACE-FO 定轨精度低于半物理仿真结果，但三维位置误差均方根仍优于 10 cm，说明本文策略在真实星载 GNSS 数据条件下能够获得稳定的亚分米级实时定轨结果。

与动力学滤波结果相比，第 5 分钟轨道预报误差随传播过程有所增加，三维位置和速度误差均方根分别为 12.35 cm 和 0.178 mm/s，整体达到分米级短时预报精度。已有研究采用 12 h 运动学定轨弧段、双向滤波和末 4 h 轨道数据拟合动力学参数，第 5 分钟预报三维误差均方根约为 8.78 cm[19]。较长弧段及动力学参数拟合有利于改善预报初值质量。本文按照周期调度时序，每 30 s 以当前单向动力学滤波输出的位置、速度和经验加速度参数为初值，通过轨道动力学方程独立积分 5 min，处理链中未设置长弧段动力学参数拟合环节。12.35 cm 反映了一体化实时处理条件下的预报精度。

第 5 分钟轨道预报 R、T、N 方向位置误差均方根分别为 8.39、7.80 和 4.62 cm。本文 R 方向误差略高于 T 方向，与简化动力学模型和经验加速度传播方式有关。动力学滤波估计 R、T、N 三方向经验加速度，预报时将起始历元估计值作为常值传播，其估计偏差会直接影响后续积分；60 阶地球重力场截断也会在径向留下建模残差。同时，R、T 方向在轨道动力学中存在耦合，沿轨动力学建模误差可进

一步影响径向结果[21]。上述因素共同造成该算例中 R 方向预报误差略高于 T 方向，表明当前动力学模型配置仍有进一步优化空间。

为检验实时精密定轨方法在短时观测缺失条件下的连续服务能力，本文基于 GRACE-FO 实测数据构造 5 min GNSS 信号中断工况，分析中断前后位置和速度误差变化。结果见图 9，其中橙色阴影表示观测中断时段。

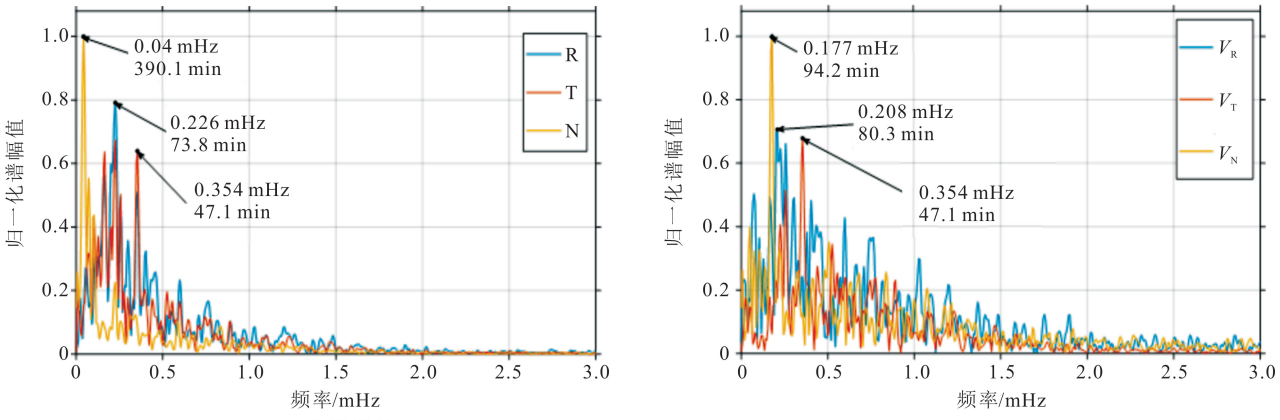


(a) 位置误差　　(b) 速度误差

图 9　GRACE-FO GNSS 观测中断工况下位置与速度误差时序图

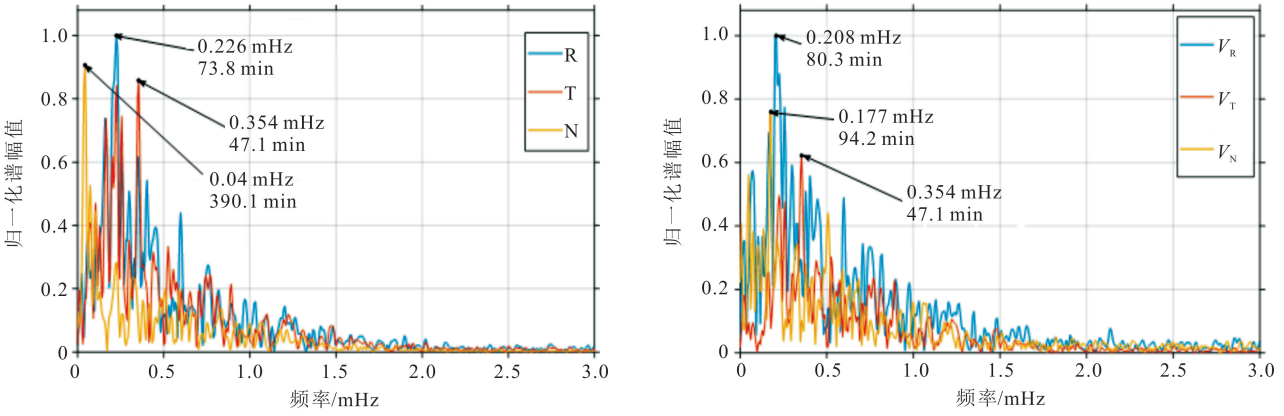
为分析中断期间误差低于全天统计结果的原因，进一步统计了 03:00 中断开始前一有效历元的无中断定轨误差。该历元位置和速度三维误差分别为 6.53 cm 和 0.040 mm/s，均小于全天有效弧段对应的 8.83 cm 和 0.121 mm/s，说明中断开始时轨道状态处于较低误差水平，为随后 5 min 动力学外推提供了较好的初始条件。GNSS 观测中断期间，位置和速度三维误差均方根分别为 6.01 cm 和 0.054 mm/s，轨道误差未出现明显增长，轨道序列保持连续。观测恢复后的 5 min 内，当前可用卫星模糊度重新初始化，三维位置和速度误差均方根分别增至 17.47 cm 和 0.365 mm/s，随后逐步回落。结果表明，动力学外推能够在 5 min GNSS 观测中断期间维持轨道连续输出，观测重接入阶段的短时收敛过程仍会影响连续定轨精度和平滑性。

进一步对 GRACE-FO 真实星载 GPS 数据误差进行频域分析。结果见图 10 和图 11。



(a) 位置误差　　(b) 速度误差

图 10　GRACE-FO 实时定轨误差频谱图



(a) 位置误差 (b) 速度误差

图 11 GRACE-FO 轨道预报误差频谱图

实时定轨与第 5 分钟预报误差主要集中在 0.04～0.35 mHz。其中，0.17～0.18 mHz 和 0.35 mHz 附近成分分别对应轨道周期及其二倍频；R 方向误差还存在约 73～82 min 的低频成分，可能与观测几何变化、动力学模型残差及有限弧段频谱分辨率共同有关。N 方向位置误差含有 0.04 mHz 附近的长周期成分。说明法向位置误差中仍含缓慢变化的系统项。总体来看，真实星载数据误差以低频结构为主，预报后未出现宽频异常放大。

3 结语

本文提出了低轨卫星实时精密定轨与短时预报一体化策略，采用运动学实时定轨、动力学滤波和短时轨道预报分层处理方式，并通过 30 s 周期调度实现秒级实时定轨与 5 min 短时预报协同运行。嵌入式平台测试结果表明，Z7 芯片平台在执行预报积分历元时平均耗时为 325.673 ms，数字信号处理器平台完整流程总体平均耗时为 652 ms、运行内存占用量为 946.8 KB，均满足 1 Hz 实时解算对应的时间预算。

5 组半物理仿真测试中，实时定轨三维位置误差均方根为 0.94～1.78 cm，第 5 分钟预报三维位置误差均方根为 9.05～15.63 cm；GRACE-FO C 星真实星载 GPS 数据验证中，实时定轨和第 5 分钟预报三维位置误差均方根分别为 8.83 cm 和 12.35 cm。GNSS 观测中断工况验证表明，5 min 中断期间动力学外推能够维持轨道序列连续性，三维位置误差均方根为 6.01 cm；观测恢复后存在短时重收敛过程，说明观测重接入阶段是影响连续定轨精度和平滑性的关键环节。

总体来看，该策略可在星载算力受限条件下稳定输出亚分米级实时定轨状态和分米级短时预报轨道，并在短时 GNSS 观测缺失期间维持轨道连续性，可为低轨卫星自主导航和实时轨道产品生成提供参考。本文结果基于 IGS 快速轨道和钟差产品，其精度通常略优于在轨实时可获取的 GNSS 产品，因此实际在轨定轨与预报精度可能有所降低，但两类产品精度差异较小。

参考文献：

[1] 李桢，施闯. 大规模低轨星座的实时精密定轨技术[J]. 天地一体化信息网络，2024，5(1)：76-83.

[2] 王麒宁，王乐，赖文，等. 低轨卫星下行仿真数据精密定轨研究[J]. 全球定位系统，2024，49(5)：73-80.

[3] REID T G R，NEISH A M，WALTER T，et al. Broadband LEO constellations for navigation[J]. Navigation，2018，65(2)：205-220.

[4] LI X X，MA F，LI X，et al. LEO constellation-augmented multi-GNSS for rapid PPP convergence[J]. Journal of Geodesy，2019，93(5)：749-764.

[5] MAO X Y，WANG W B，GAO Y. Precise orbit determination for low Earth orbit satellites using GNSS：observations，models，and methods[J]. Astrodynamics，2024，8(3)：349-374.

[6] ALLAHVIRDI-ZADEH A，WANG K，EL-MOWAFY A. Precise orbit determination of LEO satellites based on undifferenced GNSS observations[J]. Journal of Surveying Engineering，2022，148(1)：03121001.

[7] HOBBS D，BOHM P. Precise orbit determination for

low Earth orbit satellites[J]. Annals of the Marie Curie Fellowship Association,2006(4):1-7.

[8] MONTENBRUCK O, HACKEL S, WERMUTH M, et al. Sentinel-6A precise orbit determination using a combined GPS/Galileo receiver[J]. Journal of Geodesy, 2021,95(9):109.

[9] 师一帅,郝金明,焦文海,等. 低轨卫星实时运动学精密定轨实现方法与精度分析[C]//第十届中国卫星导航学术年会,北京:第十届中国卫星导航学术年会论文集,2019:1-8.

[10] YANG Y, YUE X K, DEMPSTER A G. GPS-based onboard real-time orbit determination for LEO satellites using consider Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2016, 52(2): 769-777.

[11] 师一帅,郝金明,焦文海,等. 附加先验轨道约束的 LEO 几何法实时精密定轨验证分析[J]. 空间科学学报, 2019,39(3):354-364.

[12] 廖威,刘根友,王润,等. 动力学辅助低轨卫星星载 GNSS 实时精密定轨方法研究[J]. 全球定位系统, 2025,50(4):78-86.

[13] SHI Y L, XU T H, LI M, et al. Real-time precise orbit determination of low Earth orbit satellites based on GPS and BDS-3 PPP-B2b service[J]. Remote Sensing, 2024,16(5):833.

[14] LI M, WANG Y B, LI W W, et al. Performance evaluation of real-time orbit determination for LUTAN-01B satellite using broadcast Earth orientation parameters and multi-GNSS combination[J]. GPS Solutions, 2024, 28(52):52.

[15] ZHOU C C, ZHONG S M, PENG B B, et al. Real-time orbit determination of low Earth orbit satellite based on RINEX/DORIS 3.0 phase data and spaceborne GPS data[J]. Advances in Space Research, 2020, 66(7): 1700-1712.

[16] 王甫红,龚学文,刘万科. 顾及广播星历误差分离吸收的分米级星载 GPS 实时定轨新方法[J]. 武汉大学学报(信息科学版),2015,40(9):1230-1236.

[17] WANG Z Y, LI Z S, WANG L, et al. Comparison of the real-time precise orbit determination for LEO between kinematic and reduced-dynamic modes[J]. Measurement, 2022, 187: 110224. 1-10.

[18] WANG F H, GONG X W, SANG J Z, et al. A novel method for precise onboard real-time orbit determination with a standalone GPS receiver[J]. Sensors, 2015, 15(12): 30403-30418.

[19] 邹敏,刘嘉伟,谢威,等. 基于卡尔曼滤波的低轨卫星实时运动学定轨及预报分析[J]. 时间频率学报,2024,47(4):277-285.

[20] WANG K, LIU J W, SU H, et al. Real-time LEO satellite orbits based on batch least-squares orbit determination with short-term orbit prediction[J]. Remote Sensing, 2023, 15(1): 133.

[21] KUNZI F, MONTENBRUCK O, PERAZZETTI F. GNSS-based real-time orbit determination and prediction for LEO-PNT ephemeris generation[J]. Advances in Space Research, 2026, 77(1): 923-938.

[22] WANG A M, GU D F, HUANG Z Y, et al. Evaluation of real-time orbit determination performance for LEO satellites using different empirical acceleration models [J]. Aerospace Science and Technology, 2026, 170: 111554. 1-13.

[23] MONTENBRUCK O, RAMOS-BOSCH P. Precision real-time navigation of LEO satellites using global positioning system measurements[J]. GPS Solutions, 2008, 12(3): 187-198.

[24] WANG K, EL-MOWAFY A, RIZOS C. Integrity monitoring for precise orbit determination of LEO satellites [J]. GPS Solutions, 2022, 26: 32.