



动力学辅助低轨卫星星载GNSS实时精密定轨方法研究

廖 威, 刘根友, 王 润, 吕 栋, 吕明慧

Study on dynamic-assisted real-time precise orbit determination method for low earth orbit satellites using onboard GNSS

LIAO Wei, LIU Genyou, WANG Run, LYU Dong, and LYU Minghui

引用本文:

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. DOI: [10.12265/j.gnss.2025017](https://doi.org/10.12265/j.gnss.2025017)

LIAO Wei, LIU Genyou, WANG Run, et al. Study on dynamic-assisted real-time precise orbit determination method for low earth orbit satellites using onboard GNSS[J]. *Gnss World of China*, 2025, 50(4): 78–86. DOI: [10.12265/j.gnss.2025017](https://doi.org/10.12265/j.gnss.2025017)

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12265/j.gnss.2025017>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[基于平方根信息滤波的北斗卫星实时定轨方法](#)

Real-time orbit determination of Beidou satellite based on square root information filtering

全球定位系统. 2023, 48(2): 22–29

[低轨卫星下行仿真数据精密定轨研究](#)

Precision orbit determination research of LEO satellite simulated downlink data

全球定位系统. 2024, 49(5): 73–80

[基于星载GPS数据的Jason-3卫星简化动力学和运动学法精密定轨](#)

Reduced-dynamic and kinematic orbit determination of Jason-3 based on satellite-borne GPS data

全球定位系统. 2021, 46(3): 24–32

[重力场模型对Swarm卫星精密定轨的影响分析](#)

Analysis of the effect of gravity field models on precise orbit determination of Swarm satellites

全球定位系统. 2021, 46(6): 11–15

[北斗-GEO卫星精密定轨的最优构型研究与仿真](#)

The optimal configuration and simulation of BDS GEO satellites precise orbit determination

全球定位系统. 2020, 45(4): 109–113

[基于RT-PPP的低轨卫星实时高精度时间同步方法](#)

Real time and high precision time synchronization method of LEO satellite based on RT-PPP

全球定位系统. 2021, 46(5): 26–32



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

DOI: 10.12265/j.gnss.2025017

动力学辅助低轨卫星星载 GNSS 实时精密定轨方法研究

廖威^{1,2}, 刘根友¹, 王润¹, 吕栋³, 吕明慧¹

(1. 中国科学院精密测量科学与技术创新研究院 精密大地测量与定位全国重点实验室, 武汉 430077; 2. 中国科学院大学 地球与行星科学学院, 北京 100049; 3. 滁州学院, 滁州 239000)

摘要: 星载 GNSS 运动学定轨是低轨卫星实时定轨的主要手段。通常, 伪距单点定位能够获得米级精度的定轨结果, 载波相位定轨可获得厘米级精度。由于 GNSS 数据的缺失、观测卫星数不足、粗差或周跳探测失败等原因, 会导致实时定轨不连续、误差增大或滤波发散等现象。尽管动力学定轨方法精度较高、抗干扰能力强, 但对力学精细模型要求较高, 计算负荷较大, 适合事后精密定轨。本文以 GNSS 运动学定轨为主, 利用简化的动力学模型短期预报轨道的精度较高的特性, 通过自适应调整动力学因素与 GNSS 观测方程进行“松组合”或“紧组合”, 实现动力学辅助低轨卫星星载 GNSS 实时精密定轨。实时定轨算例中力学模型仅考虑 40×40 阶地球重力场, 利用 CNT 实时精密星历和钟差产品, 采用北斗卫星导航系统 (BeiDou Navigation Satellite System, BDS)/GPS 双系统观测数据进行实时定轨实验。实验结果表明: 伪距定轨精度仅能达到米级, 载波相位定轨精度可达到厘米级。实测数据中, 由于周跳的影响, 定轨结果中多处出现了米级的跳变; 动力学辅助 GNSS 定轨有效去除米级跳变, 得到了径向 (R)、切向 (A) 和法向 (C) 均方根 (root mean square, RMS) 分别为 8.2 cm、8.1 cm 和 5.0 cm 的可靠定轨结果, 实现全时段厘米级定轨。

关键词: 实时精密星历; 动力学辅助; 低轨卫星; 实时精密定轨

中图分类号: P228 文献标志码: A 文章编号: 1008-9268(2025)04-0078-09

0 引言

随着空间技术的迅速发展, 低轨卫星已经广泛应用于测绘遥感、气象预报、通信中继、空间服务及科学研究等诸多领域中, 未来低轨卫星系统更能助力构建“通导遥”一体化空天信息实时智能服务系统^[1], 而可靠性强、精度高、连续的低轨卫星轨道是实现上述功能的前提^[2]。不同科学应用的低轨卫星对于精密轨道的精度和时效性要求不一。如 TOPEX/Poseidon 和 Jason-1 等雷达测高卫星, 其精密轨道产品需要在径向 (R) 方向上达到厘米级精度; 而挑战性小卫星有效载荷 (Challenging Mini Satellite Payload, CHAMP) 卫星、重力恢复与气候试验 (Gravity Recovery and Climate Experiment, GRACE) 卫星、重力场与稳态洋流探测器 (Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation

Explorer, GOCE) 卫星和 GRACE 的后继卫星 GRACE-FO 卫星等用于测量地球重力场的低轨卫星, 则需要更高精度的定轨结果, 但对时效性要求不高。在低轨导航增强、航天器自主导航、空间站交会对接、编队飞行、合成孔径雷达 (synthetic aperture radar, SAR) 卫星实时监测等领域, 对低轨卫星轨道的实时性和精度提出了更高的要求^[3]。基于星载 GNSS 的精密定轨具有成本低、设备轻便、全天候、高精度和连续观测的优点, 是低轨卫星精密定轨的主要手段^[4]。

目前常用的基于星载 GNSS 精密定轨方法主要有运动学法、动力平滑法、动力学法和简化动力学法^[5]。其中动力学法和简化动力学法定轨无法避免较为复杂的动力学模型以及运算量较大的数值积分过程, 不利于计算能力受限的在轨运算, 通常用于事后精密定轨^[6-7]。基于星载 GNSS 单向滤波的运动学法和动力

收稿日期: 2025-02-07

资助项目: 国家重点研发计划 (2016YFB0501900); 国家自然科学基金 (41774017)

通信作者: 刘根友 E-mail: liugy@whigg.ac.cn

平滑法是实时精密定轨的主要方法,运动学法定轨又分为伪距定轨和载波相位定轨.伪距定轨方法简单,计算量小,便于嵌入星载计算设备,可以提供实时定轨服务,但是受伪距测量误差和广播星历误差的影响,伪距定轨精度通常只能到达米级^[6-7].王甫红等^[9-10]将广播星历误差参数化分离,使用载波相位数据作为主要观测值,实现了低轨卫星实时分米级定轨.得益于实时精密星历和钟差产品的发布,地面动态实时精密单点定位(real time precise point positioning, RT-PPP)的精度为厘米级^[11],为实现实时厘米级定轨创造了条件.Montenbruck等^[12]在扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)的基础上验证了美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)实时精密产品对低轨卫星定轨精度提升的有效性,实现了分米级定轨.王伟等^[13]采用IGS分析中心播发的状态空间表达(state space representation, SSR)实时改正信息,解算的低轨卫星轨道误差标准差在分米级.张万威等^[14]使用法国国家空间研究中心(Centre National D'Etudes Spatiales, CNES)发布的CNT实时精密星历产品,将星历误差和浮点模糊度参数合并为伪模糊度参数,并对伪模糊度随机过程参数进行优化,实现了实时厘米级精密定轨.

运动学法定轨不依赖任何力学模型,几乎不受轨道机动或姿态调整的影响,但是运动学法定轨仅能获得离散的卫星位置,很难保证轨道外推的精度^[15],而且低轨卫星所处的太空环境较为复杂,其高速运动(每秒数千米)导致星载GNSS观测值更容易出现粗差和周跳现象,同时数据缺失或观测质量下降的情况可能导致运动学定轨结果缺失或出现较大的突变.动力平滑法利用低轨卫星动力学信息,对运动学法定轨结果进行平滑处理^[5],误差波动较小,结果相对稳定^[13-14].动力平滑法仅对轨道位置参数进行平滑,没有对接收机钟差、模糊度等参数进行约束.考虑到低轨卫星可建立动力学模型进行轨道预报,预报值作为先验值可与GNSS进行融合辅助GNSS定轨,提高定轨结果的稳定性和精度.为提升GNSS实时精密定轨的稳定性与精度,本文结合简化的轨道动力学模型与GNSS观测方程,提出了一种动力学辅助的实时精密定轨方法,根据GNSS运动学解算的内符合精度,自适应调整动力学模型和GNSS观测模型之间的参数估计方法,来减小异常观测值的影响.

1 方法理论

1.1 星载GNSS运动学实时精密定轨

GNSS运动学定轨,也称几何法定轨,是指不依

赖任何力学模型,仅利用低轨卫星星载GNSS接收机的载波和伪距观测值的定轨方法.运动学定轨和地面GNSS定位类似,由于低轨卫星轨道高度一般在200~2000 km,因此无需考虑对流层误差.另外星载GNSS天线一般安装在航天器顶部,受到的多路径噪声的影响较少^[15],卫星速度较快,天线相对于导航卫星存在旋转,需要考虑相位缠绕误差.星载GNSS定轨一般采用伪距和载波观测值的双频无电离层组合,观测方程如下:

$$\begin{cases} P_{r,IF}^s = \rho_r^s + cdt_r - cdt^s + \varepsilon_p \\ \Phi_{r,IF}^s = \rho_r^s + cdt_r - cdt^s - \lambda_{IF} N_{r,IF}^s + \varepsilon_\phi \end{cases} \quad (1)$$

式中: $P_{r,IF}^s$ 和 $\Phi_{r,IF}^s$ 为接收机至卫星的无电离层伪距和相位观测值; ρ_r^s 为卫星s与接收机r之间的几何距离; c 为光速; dt_r 为接收机钟差; dt^s 为卫星钟差; λ_{IF} 和 $N_{r,IF}^s$ 为无电离层组合波长及对应的模糊度; ε_p 为接收机码观测值噪声; ε_ϕ 为接收机载波相位观测值噪声.

星载GNSS运动学模型的解算结果为星载接收机天线相位中心在地心地固系下的坐标.低轨卫星的轨道一般以卫星质心为准,因此还需要利用卫星姿态数据将相位中心的坐标归算到质心.星载本体坐标系中天线相位中心偏差(phase center offset, PCO)可以标定获得,惯性坐标系下的姿态可以利用星敏感器或名义姿态计算获得;通过坐标系旋转可以获得地固坐标系下的姿态,进一步可计算质心在地固坐标系中的坐标.低轨卫星接收机的相位中心变化(phase center variation, PCV)数值较小,一般的星载天线也很少进行标定,对定轨精度的影响也较小,因此质心改正通常只考虑PCO即可.

1.2 低轨卫星动力学模型

低轨卫星受到多种力的影响,地球重力场为主要作用力,此外还有大气阻力、太阳光压、日月等三体引力、固体潮、海潮、地球辐射压等摄动力影响.其中大气阻力是摄动力中除重力场摄动外量级最大的一项^[16].考虑到本文主要针对实时定轨和轨道短期预报,要求力学模型尽量简单,因此仅考虑地球重力,卫星受力的力学模型为

$$\mathbf{a} = \begin{pmatrix} \frac{\partial V(r, \theta, \lambda)}{\partial x} \\ \frac{\partial V(r, \theta, \lambda)}{\partial y} \\ \frac{\partial V(r, \theta, \lambda)}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中:(x, y, z)表示低轨卫星在地固系下的空间直角坐标; (r, θ, λ) 表示低轨卫星在地固系下的极坐标,分别

为地心距离、地心纬度和地心经度; $V(r, \theta, \lambda)$ 为卫星对应位置的地球引力位, $V(r, \theta, \lambda)$ 满足拉普拉斯方程, 可展开为球谐级数的形式:

$$V(r, \theta, \lambda) = \frac{GM_e}{R} \sum_{n=0}^{\infty} \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \bar{P}_{nm}(\cos \theta) \quad (3)$$

式中: GM_e 表示地球引力常数; R 为地球平均半径; n 和 m 分别为球谐展开的阶和次; \bar{C}_{nm} 和 \bar{S}_{nm} 表示归一化的 n 阶 m 次引力位系数; $\bar{P}_{nm}(\cos \theta)$ 表示归一化的 n 阶 m 次缔合勒让德函数. 为保证在轨解算的速度, 在保证轨道预报精度的条件下, 引力位阶数应尽可能小.

低轨卫星动力学模型状态矢量 (包括位置 \mathbf{r} 和速度 \mathbf{v}) 可表示为

$$\mathbf{y}(t) = \begin{pmatrix} \mathbf{r}(t) \\ \mathbf{v}(t) \end{pmatrix} \quad (4)$$

状态矢量一阶微分方程满足

$$\frac{d}{dt} \mathbf{y}(t) = f(t, \mathbf{y}) = \begin{pmatrix} \mathbf{v}(t) \\ \mathbf{a}(t, r, \mathbf{v}) \end{pmatrix} \quad (5)$$

式中: 加速度 \mathbf{a} 可以根据力学模型计算, 已知当前时刻的状态矢量可以对微分方程进行数值积分, 获得后续任一时刻 t 的状态矢量预测值.

为了评估重力场阶数对低轨卫星轨道预报精度的影响, 将国产某遥感卫星 (高度约为 300 km, 采样间隔 10 s) 为例, 以该卫星参考轨道的首历元状态矢量作为初始值, 采用不同的重力场阶数预报 5 min 卫星坐标, 并与参考轨道作差, 其差值作为预报误差. 不同阶数重力场轨道预报误差曲线如图 1 所示, 数值统计如表 1 所示.

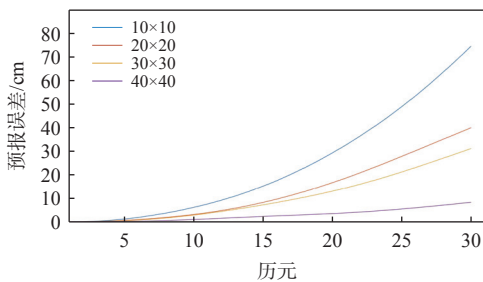


图 1 不同重力场阶数的轨道预报误差图

表 1 不同重力场阶数不同时长预报误差

| 阶数 | 30 s | 1 min | 2 min | 3 min | 4 min | 5 min |
|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|
| 10×10 | 0.7 | 2.8 | 11.0 | 26.0 | 48.8 | 80.3 |
| 20×20 | 0.4 | 1.4 | 5.8 | 14.7 | 27.8 | 42.3 |
| 30×30 | 0.3 | 1.2 | 5.3 | 11.7 | 21.2 | 33.2 |
| 40×40 | 0.1 | 0.4 | 1.8 | 3.3 | 5.5 | 9.0 |

预报轨道误差随重力场阶数减小和预报时间增长而增大. 另一方面, 重力场计算量随着阶数增大而激增, 因此在满足预期精度条件下, 应尽量降低重力场阶数. 数值计算表明, 仅采用 40×40 阶地球重力场模型, 1 min 内预报值点位误差不超过 1 cm, 5 min 内预报值点位误差不超过 10 cm. 这表明在 5 min 内 40×40 阶地球重力场模型预报可以满足厘米级轨道预报需求. 因此, 本文在动力学辅助 GNSS 定轨中, 采用 40×40 阶地球重力场模型.

1.3 动力学辅助 GNSS 实时精密定轨

动力学辅助 GNSS 定轨的基本流程是: 1) 通过 GNSS 运动学结果确定卫星初始轨道状态矢量 (包括位置和速度矢量), 并给定一个较大的初始方差. 2) 利用简化动力学模型进行数值积分, 进行轨道状态预报. 3) 根据简化动力学模型计算当前历元的状态参数及状态转移矩阵, 根据状态转移矩阵计算预测值的方差协方差矩阵. 4) 将预测值与 GNSS 观测进行融合.

状态转移矩阵 $\phi(t_k, t_{k-1})$ 的计算过程如下:

设上一时刻状态矢量为 $\mathbf{y}(t_0)$, 当前时刻状态矢量为 $\mathbf{y}(t_1)$, 式 (5) 对上一时刻状态矢量求偏导可得

$$\frac{\partial}{\partial \mathbf{y}(t_0)} \frac{d}{dt} \mathbf{y}(t) = \frac{\partial f(t, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}(t_0)} = \frac{\partial f(t, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}(t)} \cdot \frac{\partial \mathbf{y}(t)}{\partial \mathbf{y}(t_0)} \quad (6)$$

状态转移矩阵可表示为

$$\phi(t, t_0) = \frac{\partial \mathbf{y}(t)}{\partial \mathbf{y}(t_0)} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial r_0} & \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial v_0} \\ \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial r_0} & \frac{\partial \mathbf{v}}{\partial v_0} \end{pmatrix} \quad (7)$$

式 (6) 化简可得状态转移矩阵微分方程

$$\frac{d}{dt} \phi(t, t_0) = \mathbf{J} \cdot \phi(t, t_0) \quad (8)$$

其中 \mathbf{J} 为雅可比矩阵, 其表达式为

$$\mathbf{J} = \frac{\partial f(t, \mathbf{y})}{\partial \mathbf{y}(t)} = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \frac{\partial \mathbf{a}(r, v, t)}{\partial \mathbf{r}(t)} & \frac{\partial \mathbf{a}(r, v, t)}{\partial \mathbf{v}(t)} \end{pmatrix}_{6 \times 6} \quad (9)$$

状态转移矩阵初值条件为

$$\boldsymbol{\phi}(t_0, t_0) = \mathbf{I}_{6 \times 6} \quad (10)$$

状态转移矩阵微分方程本质上是非线性系统的变分方程,没有解析解,通常只能通过数值方法求解,根据状态转移矩阵初值条件和上一时刻状态矢量 $\mathbf{y}(t_0)$,通过数值积分方法将 t 从 t_0 积分到 t_1 ,其中雅可比矩阵中的加速度对位置的偏导数和加速度对速度的偏导数由 t 时刻状态矢量通过中心差商的数值方法近似计算,即可得到当前时刻相对上一时刻的状态转移矩阵 $\boldsymbol{\phi}(t_1, t_0)$,从而实现动力学模型误差在历元间的传递。

本文在动力学预测值与 GNSS 观测的融合中采用动态调整策略.首先设定一个误差阈值(如 0.3 m),通过比较 GNSS 解算的三维点位误差均方根(root mean square, RMS)和动力学模型预报值的点位误差与设定阈值的大小关系,自适应地选择“松组合”或“紧组合”.具体做法如下:

1) 在开始阶段,GNSS 解算的点位误差和预报误差均大于阈值时,说明此时处于初始历元收敛时刻,此时采用“松组合”;

2) 当 GNSS 解算的点位误差和模型预报误差均小于阈值时,可认为两者精度都较高,此时仍然采用“松组合”,以避免低轨卫星姿态调整和轨道机动的动力学模型误差影响模糊度参数的正确解算;

3) 当 GNSS 解算的点位误差大于阈值而预报误差小于阈值时,表明此时 GNSS 观测误差较大或周跳诊断失败,此时采用“紧组合”。

1.3.1 松组合模型

在初始化阶段和模糊度收敛阶段,以运动学定轨为主,辅以动力学进行“松组合”.此时,运动学法定轨误差和预报误差均表现为同时较大或同时较小.卡尔曼滤波函数模型为

$$\begin{cases} \mathbf{L}_k = \mathbf{H}\mathbf{Y}_k + \mathbf{V}_k \\ \mathbf{Y}_k = \boldsymbol{\phi}(t_k, t_{k-1})\mathbf{Y}_{k-1} + \mathbf{G}_k\mathbf{w}_k \end{cases} \quad (11)$$

式中: \mathbf{L}_k 为 GNSS 运动学解算得到的轨道质心位置,用作滤波模型中的观测值; \mathbf{H} 为观测系数矩阵,其表达式为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

\mathbf{Y}_k 为轨道状态矢量; \mathbf{V}_k 为几何法定轨结果的观测噪声; $\boldsymbol{\phi}(t_k, t_{k-1})$ 为状态转移矩阵; \mathbf{w}_k 为加速度噪声; \mathbf{G}_k 为噪声驱动矩阵,其表达式为

$$\mathbf{G}_k = \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^2}{2} \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \Delta t \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{6 \times 3} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为 3×3 阶的单位矩阵; Δt 为采样间隔。

1.3.2 紧组合模型

有时 GNSS 观测质量不佳,点位误差大于设定阈值,动力学模型收敛后,需采用“紧组合”方式,即将预测值的位置作为运动学解算的近似位置值代入方程(1),同时约束位置参数,并考虑预测值的方差协方差矩阵,误差方程为

$$\begin{cases} V_\phi = -\mathbf{e} \cdot d\mathbf{X}_r + cdt_r - \lambda_{IF} N_{r,IF}^s + L_0 \\ \mathbf{V}_{dX_r} = d\mathbf{X}_r \\ L_0 = \rho_{r_0}^s + cdt_r - \Phi_{r,IF}^s \\ \mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_L & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{Q}_X \end{bmatrix} \end{cases} \quad (14)$$

式中: V_ϕ 为载波相位误差; \mathbf{e} 为低轨卫星到导航卫星之间的方向向量; $d\mathbf{X}_r$ 为预报值的改正数; \mathbf{V}_{dX_r} 为虚拟观测值误差; $\rho_{r_0}^s$ 为卫星 s 与接收机 r 之间预测的几何距离; \mathbf{Q}_L 为观测方差协方差矩阵; \mathbf{Q}_X 为由状态转移矩阵计算的预测值方差协方差矩阵。

当预测精度较高时,可以及时发现 \mathbf{V}_ϕ 中的异常卫星观测值,且能加快钟差、模糊度参数的重收敛,有效提高了后续历元 GNSS 运动学法定轨的稳定性和精度,避免定轨解算结果出现突变.当可视卫星数少于 4 颗时,由于“紧组合”方式约束了位置参数,依旧可以正确解算模糊度、钟差等参数.在观测数据完全中断时,仅依靠简化的动力学模型预报值能够短期内替代 GNSS 观测值,实现全时段连续实时厘米级定轨.动力学辅助 GNSS 实时精密定轨流程图如图 2 所示。

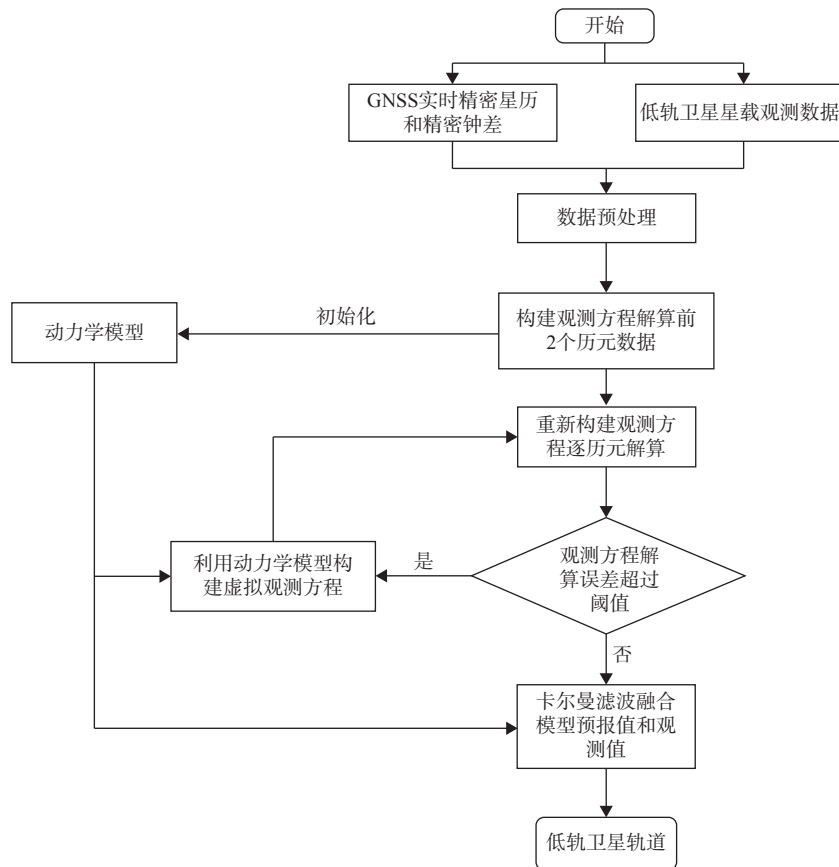


图 2 动力学辅助 GNSS 实时精密定轨流程图

2 实验与分析

2.1 数据与处理策略

本文星载 GNSS 观测数据采用国产某颗低轨卫星真实星载数据, 轨道高度约为 300 km, 数据时间为 2022 年 4 月 22 日 0 时至 24 时, 采样间隔为 10 s, 包含北斗卫星导航系统 (BeiDou Navigation Satellite System, BDS)/GPS 双系统双频伪距和载波相位观测值, 实时精密星历和钟差采用 CNES 存档的 CNT 实时精密产品, CNT 实时精密产品轨道精度在 5 cm, 采样间隔为 300 s, 钟差精度为 0.3 ns, 采样间隔为 5 s. 根据 GNSS 观测值类型以及是否使用动力学辅助设计 4 种实验方案 (如表 2 所示), 采用自研定轨程序分别进行 GNSS 运动学实时精密定轨和动力学辅助 GNSS 实时精密定轨, GNSS 运动学定轨策略如表 3 所示, 其中相位缠绕模型改正可参考文献 [19], 动力学模型采用 40×40 阶地球重力场模型, 未建模的摄动力采用加速度噪声补偿.

表 2 实验方案表

| 实验方案 | 观测值 | 动力学辅助 |
|------|-------|-------|
| 方案1 | 伪距 | 否 |
| 方案2 | 伪距 | 是 |
| 方案3 | 伪距、载波 | 否 |
| 方案4 | 伪距、载波 | 是 |

表 3 运动学定轨策略

| 模型/参数 | 相关设置 |
|-------|-------------------|
| 星历、钟差 | CNT实时精密产品 |
| 观测值 | 伪距/载波相位 |
| 采样间隔 | 10 s |
| 电离层 | 双频消电离层组合 |
| 对流层 | 忽略 |
| 截止高度角 | 3° |
| 模糊度 | 浮点解 |
| 质心改正 | PCO+名义姿态改正 |
| 相位缠绕 | 模型改正 |
| 岁差模型 | Modified IAU 2000 |
| 章动模型 | IAU 2000 |
| 极移改正 | erp文件改正 |

2.2 结果分析

本文以伪距和载波相位为主要观测值(采样间隔为 10 s),开展星载 GNSS 实时精密定轨实验,并通过与事后简化动力学定轨计算得到的科学轨道对比,评估定轨精度.载波相位定轨的 RMS 误差仅统计已收敛的历元,本文对于滤波收敛的定义为 R、切向(A)和法向(C)3个方向位置误差连续 20 个历元均优于 10 cm,则认为该历元已收敛^[20].4种方案定轨结果如图 3~7 所示.位置误差图中蓝色曲线表示运动学法定轨结果,红色曲线表示动力学辅助 GNSS 定轨结果.图 8 单独显示了动力学辅助载波相位定轨结

果,变化细节更加明显,不同方案定轨精度统计如表 4 所示.

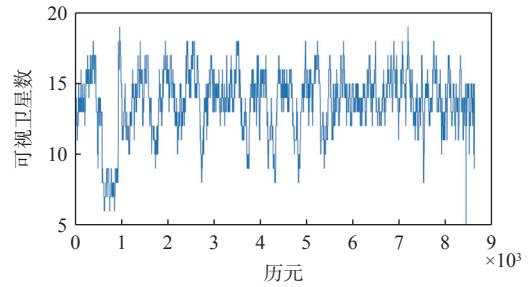


图 3 GNSS 可视卫星数

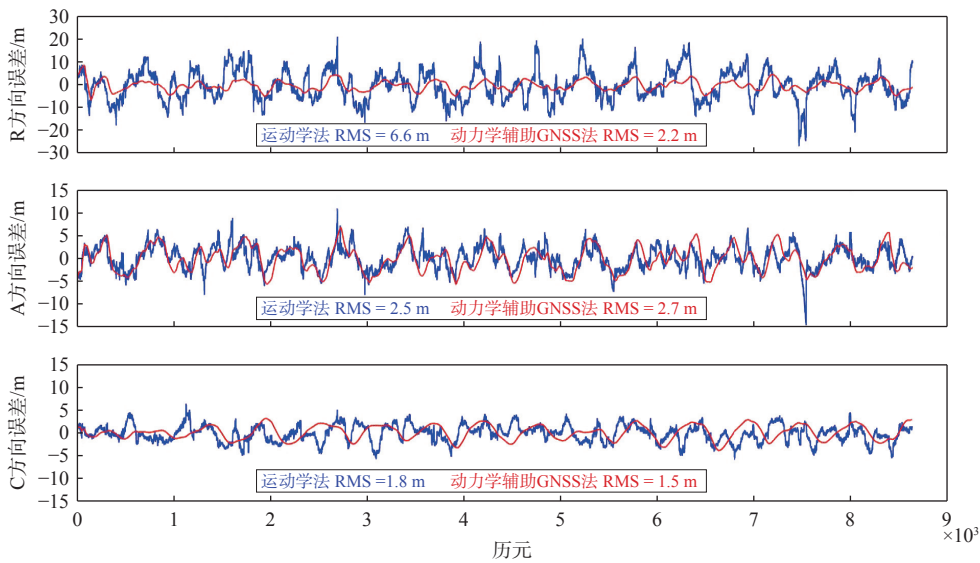


图 4 伪距定轨位置误差图

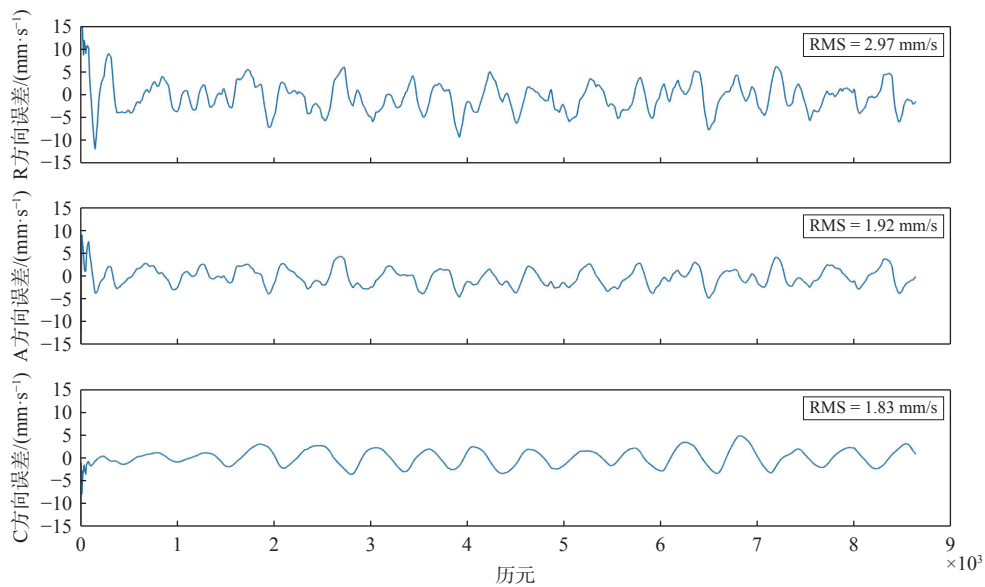


图 5 伪距定轨速度误差图

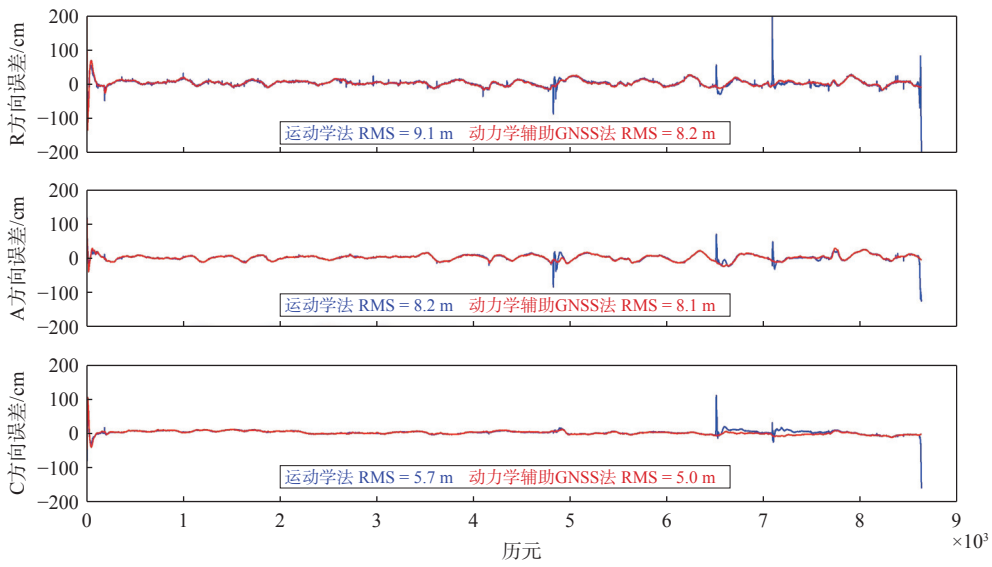


图 6 载波相位定轨位置误差图

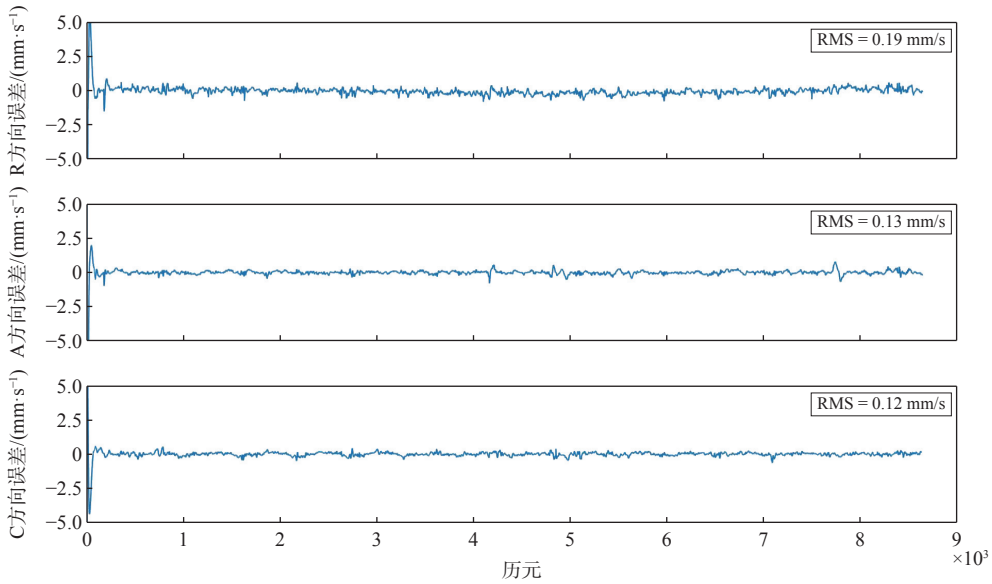


图 7 载波相位定轨速度误差图

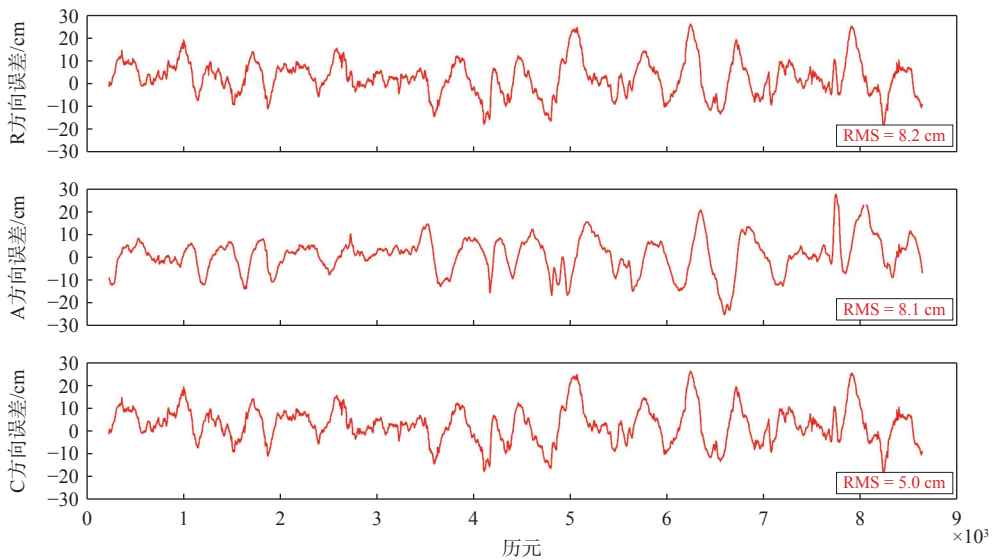


图 8 动力学辅助载波相位定轨位置误差图

表4 定轨精度统计表

| 方案 | 位置RMS/cm | | | | 速度RMS/(mm·s ⁻¹) | | | |
|-----|----------|-------|-------|-------|-----------------------------|------|------|------|
| | R | A | C | 三维 | R | A | C | 三维 |
| 方案1 | 657.9 | 254.9 | 183.2 | 729.0 | - | - | - | - |
| 方案2 | 218.7 | 274.1 | 153.1 | 382.6 | 2.97 | 1.92 | 1.83 | 3.98 |
| 方案3 | 9.1 | 8.2 | 5.7 | 13.5 | - | - | - | - |
| 方案4 | 8.2 | 8.1 | 5.0 | 12.4 | 0.19 | 0.13 | 0.12 | 0.26 |

采用伪距观测值定轨时,由于伪距精度较差,偏差波动剧烈,单方向最大可达30 m,伪距定轨在R、A和C方向位置精度RMS分别为657.9 cm、254.9 cm和183.2 cm,三维精度为729.0 cm.动力学辅助后,R、A和C方向位置精度分别为218.7 cm、274.1 cm和153.1 cm,三维精度为382.6 cm;R、A和C方向速度精度分别为2.97 mm/s、1.92 mm/s和1.83 mm/s.定轨结果在R和C方向位置精度分别提高了67%和16%,三维精度提高了48%,A方向精度没有提升,原因可能是力学模型没有考虑作用在切向的大气阻力.

采用载波相位观测值定轨时,定轨结果在第4 827~4 855、6 513~6 526、7 093~7 109、8 612~8 640历元处存在4处大的突跳,误差都达到米级,最长持续时间约5 min.从图3中卫星数可知,4处突跳对应历元可视卫星数都在5颗以上,满足定轨解算的卫星数要求.经分析,突跳主要是由于卫星发生了大量周跳,导致了重收敛过程.除了4处大的突跳外,R方向上还存在一些误差在10~40 cm的毛刺点.动力学辅助后,突跳现象得以有效去除,定轨结果更为平滑.载波相位实时精密定轨在R、A和C方向位置精度分别为9.1 cm、8.2 cm和5.7 cm,三维位置精度13.5 cm.动力学辅助后,R、A和C方向位置精度分别为8.2 cm、8.1 cm和5.0 cm,三维位置精度12.6 cm,R、A和C方向速度精度分别为0.19 mm/s、0.13 mm/s和0.12 mm/s,三维速度精度0.26 mm/s.动力学辅助方法表明,即使观测数据质量有所下降,也能保证轨道解算的精度,使得解算的卫星轨道更加平滑、稳定,能有效去除运动学定轨中的突跳现象.

3 结论与展望

针对低轨空间下GNSS观测质量下降引起的运动学法定轨精度降低的情况,动力学辅助GNSS实时精密定轨能够自适应调整动力学因素与GNSS观测方程选择“松组合”或“紧组合”,具备抵御异常观测值

的能力,有效地去除突跳和平滑毛刺点,实现全时段厘米级定轨.结果表明动力学辅助GNSS定轨R、A和C方向的位置精度分别为8.2 cm、8.1 cm和5.0 cm,R、A和C方向速度精度分别为0.19 mm/s、0.13 mm/s和0.12 mm/s.短期内动力学模型预报精度较高,能够在卫星数不够或发生周跳时对位置参数进行约束,减少待估参量,加快钟差、模糊度等参数重收敛过程;在观测数据中断时,简化的动力学模型能够在短期内替代GNSS观测值,实现全时段连续实时厘米级定轨.同时简化的动力学模型仅考虑40×40阶地球重力场,模型较为简单、计算负荷较小,因此动力学辅助GNSS实时精密定轨是一种适合嵌入星载计算设备的鲁棒性和稳定性较好的实时精密定轨方法.

本文采用CNT实时精密产品进行实时定轨仿真运算,与真实在轨单星定轨仍存在一定的差距,实时定轨还应考虑实时星历传输、轨道积分过程中在轨处理器计算能力等问题.下一步研究还可以考虑动力学辅助PPP模糊度固定算法以及星载GNSS接收机钟差建模,以提高实时定轨精度和稳定性.

参考文献

- [1] 王磊,李德仁,陈锐志,等.低轨卫星导航增强技术——机遇与挑战[J].中国工程科学,2020,22(2):144-152.
- [2] 谭理庆,彭琦,曹阳,等.不同轨道类型LEO卫星轨道拟合及预报精度研究[J].全球定位系统,2022,47(2):44-51.
- [3] 杨洋.基于PPP算法的低轨卫星轨道确定序贯方法研究[D].西安:西北工业大学,2016.
- [4] 武子谦,张京奎.基于星载GNSS数据的低轨卫星精密定轨[J].电子技术与软件工程,2022(13):126-129.
- [5] 刘伟平,郝金明,王智明.几种LEO星载GNSS精密定轨方法的对比分析[J].测绘科学技术学报,2014,31(2):140-144.
- [6] 师一帅.低轨卫星实时运动学精密定轨方法研究[D].郑州:信息工程大学,2018.
- [7] 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.
- [8] 李楨,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.
- [9] 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.
- [10] 龚学文,王甫红.海洋二号A与资源三号卫星星载GPS自主轨道确定[J].武汉大学学报(信息科学版),2017,42(3):309-313.

- [11] 尹翔飞, 刘根友, 王彬彬, 等. GNSS 实时周跳修复算法与精密单点定位测试分析 [J]. *全球定位系统*, 2022, 47(6): 25-30.
- [12] 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. DOI: [10.1007/s10291-007-0080-x](https://doi.org/10.1007/s10291-007-0080-x)
- [13] 王伟, 臧文驰, 彭竞, 等. 基于 RT-PPP 的低轨卫星实时高精度时间同步方法 [J]. *全球定位系统*, 2021, 46(5): 26-32.
- [14] 张万威, 刘宇霖, 王甫红. LEO 星载 GPS 实时精密定轨伪模糊度随机过程参数优化 [J]. *大地测量与地球动力学*, 2024, 44(7): 680-683,736.
- [15] 王雅婷, 游为, 余彪. 星载 GPS 定轨方法的研究进展 [J]. *测绘与空间地理信息*, 2019, 42(12): 152-155.
- [16] 周田, 张辉, 孙江艳, 等. 基于几何法的动力学定轨方法研究 [J]. *全球定位系统*, 2015, 40(2): 58-61.
- [17] 袁俊军. 基于星载 GPS 的低轨卫星简化动力学定轨研究 [J]. *北京测绘*, 2018, 32(3): 278-280.
- [18] MONTENBRUCK O, GILL E, LUTZE FH. Satellite orbits: models, methods, and applications[J]. *Applied mechanics reviews*, 2002, 55(2): B27-B28. DOI: [10.1115/1.1451162](https://doi.org/10.1115/1.1451162)
- [19] WU J T, WU S C, HAJJ G A, et al. Effects of antenna orientation on GPS carrier phase[J]. *Manuscripta geodaeica*, 1993, 18(2): 91-98. DOI: [10.1007/bf03655303](https://doi.org/10.1007/bf03655303)
- [20] LI P, ZHANG X. Integrating GPS and GLONASS to accelerate convergence and initialization times of precise point positioning[J]. *GPS solutions*, 2014, 18(3): 461-471. DOI: [10.1007/s10291-013-0345-5](https://doi.org/10.1007/s10291-013-0345-5)

作者简介

廖威 (1999—), 男, 研究方向为低轨卫星实时精密定轨. E-mail: liaowei22@mails.ucas.ac.cn

刘根友 (1967—), 男, 博士, 研究员, 研究方向为大地测量与定位定轨. E-mail: liugy@whigg.ac.cn

王润 (1995—), 男, 博士, 研究方向为 GNSS 数据处理、雷达建图. E-mail: 653440082@qq.com

Study on dynamic-assisted real-time precise orbit determination method for low earth orbit satellites using onboard GNSS

LIAO Wei^{1,2}, LIU Genyou¹, WANG Run¹, LYU Dong³, LYU Minghui¹

(1. State Key Laboratory of Precision Geodesy, Innovation Academy for Precision Measurement Science and Technology, CAS, Wuhan 430077, China; 2. College of Earth and Planetary Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Chuzhou University, Chuzhou 239000, China)

Abstract: Onboard GNSS kinematic orbit determination is a primary approach for real-time orbit determination of low Earth orbit satellites. While pseudorange-based positioning typically achieves meter-level accuracy and carrier phase-based methods can reach centimeter-level precision, real-time orbit determination often faces challenges such as data loss, insufficient satellite visibility, gross errors, and undetected cycle slips, leading to discontinuities, increased errors, or filter divergence. Although dynamic models offer high accuracy and strong robustness, they require detailed force modeling and substantial computational resources, limiting their application mainly to post-processed precise orbit determination. This study adopts a GNSS kinematic-based approach, integrating a simplified dynamic model with high short-term predictive accuracy through adaptive “loose” or “tight” combinations of dynamics and GNSS observations, enabling dynamic-assisted real-time precise orbit determination. In the real-time experiments, a 40×40 Earth gravity field model was used, along with CNT real-time orbit and clock products and BeiDou Satellite Navigation System (BDS)/GPS dual-system data. Results show meter-level accuracy with pseudorange, and centimeter-level accuracy with carrier phase observations. Notably, meter-level discontinuities caused by cycle slips were effectively mitigated through dynamic assistance, achieving consistent centimeter-level accuracy with root mean square (RMS) values of 8.2 cm (radial), 8.1 cm (along-track), and 5.0 cm (cross-track) over the entire observation period.

Keywords: real-time precise ephemeris; dynamic assistance; low earth orbit satellites; real-time precise orbit determination