引文格式:李敏,何蒋威,李文文,等.地磁暴期间低轨卫星实时精密定轨研究[J].武汉大学学报(信息科学版),2026,51(8):1611-1619.DOI:10.13203/j.whugis20250340

Citation:LI Min,HE Jiangwei,LI Wenwen,et al.Real-Time Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites During Geomagnetic Storms[J].Geomatics and Information Science of Wuhan University,2026,51(8):1611-1619.DOI:10.13203/j.whugis20250340

地磁暴期间低轨卫星实时精密定轨研究

李 敏[1,2] 何蒋威[1,2] 李文文[2] 蒋科材[2] 王煜斌[1,2] 章江南[1,2]

1 武汉大学测绘学院,湖北 武汉,430079

2 武汉大学卫星导航定位技术研究中心,湖北 武汉,430079

摘 要:研究了基于星载全球导航卫星系统(global navigation satellite system,GNSS)技术和加速度计数据的GRACE(gravity recovery and climate experiment)卫星计划的后续卫星(GRACE Follow-On,GRACE-FO)实时精密定轨,重点分析了地磁暴期间融合星载加速度计数据对实时精密定轨和轨道维持精度的提升。地磁平静时期,采用非保守力摄动模型和星载加速度计数据定轨精度相当,均优于30 cm;地磁暴发生时期,使用加速度计数据辅助定轨精度优于40 cm,较采用非保守力摄动模型定轨精度平均提升31%。在此基础上进一步研究了地磁暴期间GNSS拒止条件(GNSS信号完全丢失)下的轨道维持精度,利用星载加速度计数据60 min轨道维持精度优于50 cm,200 min精度优于150 cm,相较于无加速度计情形平均提升87%。实验结果表明,融合星载GNSS和加速度计数据可以显著提升地磁暴期间实时定轨和轨道维持精度,达到与地磁暴平静时期一致的精度水平。

关键词:低轨卫星;加速度计;星载GNSS;实时精密定轨;地磁暴

中图分类号:P228 **文献标识码**:A **收稿日期**:2026-01-25

DOI:10.13203/j.whugis20250340 **文章编号**:1671-8860(2026)08-1611-09

Real-Time Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites During Geomagnetic Storms

LI Min[1,2] *HE Jiangwei*[1,2] *LI Wenwen*[2] *JIANG Kecai*[2] *WANG Yubin*[1,2] *ZHANG Jiangnan*[1,2]

1 School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, Wuhan 430079, China

2 GNSS Research Center, Wuhan University, Wuhan 430079, China

Abstract: **Objective**: Maintaining high-precision orbits for low earth orbit satellites is essential for advanced Earth observation and navigation systems. This study investigated real-time precise orbit determination using gravity recovery and climate experiment follow-on (GRACE-FO) satellite data based on global navigation satellite system (GNSS) and accelerometer, specifically focusing on precise orbit determination and orbit maintenance during GNSS-denied conditions (signal degradation or loss). The key aim was to evaluate the improvement in orbit accuracy from integrating onboard accelerometer data, particularly during geomagnetic storms. **Methods**: Following an initial study of orbit determination accuracy during geomagnetically quiet periods, this paper assesses the precision gain from using accelerometer data over conventional empirical models for real-time orbit determination. When both strategies showed comparable accuracy, we then investigated their performance differences during geomagnetic storms. This included evaluating both real-time orbit determination and orbit maintenance accuracy under different denial lengths in navigation-denied scenarios. **Results**: During quiet periods with unimpeded GNSS signals, both strategies delivered similar real-time orbit determination accuracy, better than 30 cm. Under geomagnetic storm condi-

基金项目:湖北省自然科学基金创新群体项目(2025AFA038);国家自然科学基金(42474032);国家自然科学基金青年基金(42204020);湖北省自然科学基金(2025AFB810)。

第一作者:李敏,博士,教授,研究方向为卫星精密定轨。limin@whu.edu.cn

通信作者:何蒋威,硕士生。xvvhjw_whu@whu.edu.cn

tions, the accelerometer-assisted strategy achieved orbit determination accuracy better than 40 cm, outperforming the conventional strategy by an average of 31%. In simulated GNSS-denied conditions during storms, accelerometer data significantly improved orbit maintenance accuracy: 30 minute and 60 minute accuracies were better than 50 cm, and 200 minute accuracy was better than 150 cm (by an average of 87% improvement) compared to conditions without accelerometer data. **Conclusions:** Integrating on-board GNSS and accelerometer data for real-time orbit determination and maintenance during GNSS-denied conditions effectively maintains orbit accuracy during geomagnetic storms. This strategy sustains precision levels comparable to those achieved in quiet periods, demonstrating a strong capability for robust orbit accuracy maintenance under disturbed space weather conditions.

Key words: low earth orbit satellite; accelerometer; on-board GNSS; real-time precise orbit determination; geomagnetic storm

低地球轨道卫星是太空对地高精度观测系统的重要组成平台之一,具有信号功率大、运动速度快等优势[1],被广泛用于通信、导航、遥感和空间环境探测等领域。近年来,随着利用低轨卫星进行高精度导航增强[2]、低轨通信[3]和即时遥感[4]等应用需求的不断增长,国内外以Starlink、Xona、星网等为代表的低轨星座大量发射,中国考虑在新一代北斗系统建设中纳入低轨卫星以提高整体服务性能[5],世界各国计划部署低轨卫星总数已经超过十万颗。实时获取并维持高精度轨道成为低轨卫星提供实时服务的重要前提条件。

星载全球导航卫星系统(global navigation satellite system,GNSS)技术可提供全天候、全天时、高精度的轨道确定和维持能力,自20世纪90年代起已广泛用于低轨卫星并作为其重要定轨手段。然而,低轨卫星常面临由太阳活动引发的强烈空间天气事件如地磁暴影响。2019年12月起进入太阳第25周期高活动年,仅2024年便发生超过12次地磁暴活动。地磁暴期间,高速太阳风携带的带电粒子造成地球磁层剧烈扰动,使得电离层和大气热层能量的输入增加,造成卫星轨道附近的大气密度增加[6],较地磁平静期可以达数倍以上[7],大气阻力的异常上升导致低轨卫星轨道的剧烈衰减[7-8],甚至造成卫星坠毁[9],因此,磁暴等强烈空间天气事件期间卫星实时轨道确定与维持至关重要。然而,实时定轨(real-time orbit determination,RTOD)普遍采用经验模型计算大气阻力,难以精准反映卫星所受非保守力的实际动态变化[10],从而导致RTOD精度衰减严重。另一方面,强空间环境天气事件引发的电磁辐射扰动还会导致星载接收机接收的GNSS信号质量降低[11],对卫星导航定位以及轨道产生严重影响,增加定位误差或造成无法定位[12],甚至可能致使GNSS信号长期失锁无法被正常接收,产生导航拒止[13]情形,从而使得低轨卫星无法准确进行轨道确定与维持[14]。

星载加速度计能够自主实时测量卫星所受到的非保守力[15],可以在导航拒止环境(GNSS信号完全丢失)下继续使用。此外,遭遇空间环境剧烈变化如地磁暴期间,加速度计提供的测量数据可提升卫星动力学建模精度,从而利于改进RTOD和轨道维持精度。2005年,JÄGGI等[16]便开展了加速度计辅助低轨卫星定轨应用研究,获得了厘米级事后定轨精度。2008年,VAN HELLEPUTTE等[17]发现在太阳活动频繁阶段,加速度计相较于经验模型更灵敏地捕捉了非保守力变化。2020年,GE等[18]借助实时服务产品并融合加速度计数据进行轨道确定和短期轨道预报,精度较经验模型可提升50%以上。2024年,DU等[19]发现使用经验模型进行轨道预报时部分弧段大气阻力误差较大,而采用加速度计数据预报后轨道精度提升了60%。

以上研究显示加速度计用于低轨卫星事后精密定轨和预报方面具有显著优势。然而,利用加速度计获取的实时测量信息进行低轨星上RTOD和导航拒止条件的轨道维持仍鲜有研究。本文基于GRACE-Continuity(GRACE-C)卫星实测数据研究星上直接利用GNSS广播星历和星载加速度计数据进行轨道高精度维持方法,重点分析和对比了传统经验模型与加速度计方法在地磁暴等极端空间天气事件期间的RTOD和轨道维持的精度,可为中国后续相关卫星在轨高精度轨道维持提供新的方案。

1 模型和方法

1.1 实时定轨模型

本文使用简化动力学定轨方法进行实时定轨。该方法充分利用卫星的几何观测值和动力学信息约束对卫星的初始状态和动力学参数进

行估计[20]。星载接收机接收的GNSS伪距、相位观测值的原始观测方程如下[16]:

$$\begin{cases} P_i^s = \rho_i^s + c(\delta t_r - \delta t_s) + I_i^s + b_i - b_i^s + \varepsilon_{i,p} \\ L_i^s = \rho_i^s + c(\delta t_r - \delta t_s) - I_i^s + d_i - d_i^s + \\ \quad \lambda_i N_i^s + \varepsilon_{i,L} \end{cases} \tag{1}$$

式中,P_i^s与L_i^s分别为卫星s、频率i的伪距和载波相位观测值;ρ_i^s为低轨卫星和GNSS导航卫星天线相位中心间的几何距离;c为光速;δt_r和δt_s分别为接收机与GNSS导航卫星的钟差;I_i^s为该频率观测值传播路径上的电离层延迟一阶项;b_i、b_i^s与d_i、d_i^s分别为接收机和GNSS导航卫星端的伪距偏差和相位偏差;λ_i和N_i^s对应该频率下载波的波长与相位模糊度;$\varepsilon_{i,P}$和$\varepsilon_{i,L}$分别为伪距和载波相位观测值的残余误差。

为削弱原始观测量中的电离层误差,采用双频无电离层组合(ionosphere-free,IF)[21]作为观测模型进行处理:

$$\begin{cases} P_{\mathrm{IF}}^s = \dfrac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} P_1^s - \dfrac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} P_2^s = \\ \quad \rho_i^s + c(\delta t_r - \delta t_s) + b_{\mathrm{IF}} - b_{\mathrm{IF}}^s + \varepsilon_{\mathrm{IF},P} \\ L_{\mathrm{IF}}^s = \dfrac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_1^s - \dfrac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_2^s = \\ \rho_i^s + c(\delta t_r - \delta t_s) + d_{\mathrm{IF}} - d_{\mathrm{IF}}^s + \lambda_{\mathrm{IF}} N_{\mathrm{IF}}^s + \varepsilon_{\mathrm{IF},L} \end{cases} \tag{2}$$

式中,f_1和f_2为使用的两种不同观测值的频率,b_{IF}、b_{IF}^s和d_{IF}、d_{IF}^s分别表示IF频率组合后的接收机和GNSS导航卫星端的伪距偏差和相位偏差;λ_{IF}和N_{IF}分别表示IF组合后的载波的波长与相位模糊度;$\varepsilon_{\mathrm{IF},P}$和$\varepsilon_{\mathrm{IF},L}$分别表示IF组合后的伪距和载波相位观测值的残余误差。

低轨卫星在轨运动主要受保守力和非保守力摄动影响,其基本运动方程如下:

$$\boldsymbol{a}(t) = \boldsymbol{a}_{\mathrm{g}}(t) + \boldsymbol{a}_{\mathrm{ng}}(t) \tag{3}$$

式中,下标g即gravitation;$\boldsymbol{a}_{\mathrm{g}}(t)$表示作用于卫星的保守力加速度的总和,包括地球引力、地球固体潮、海洋潮汐以及其他天体对卫星引力引起的摄动加速度的总和,统一用下标g表示;下标ng表示nonconservative gravitation;$\boldsymbol{a}_{\mathrm{ng}}(t)$为非保守力引起的加速度的总和,本文中主要包括大气阻力和太阳光压引起的摄动力加速度。通常可使用经验光压与大气阻力模型来实现对非保守力的建模;在此过程中,为吸收和补偿常规模型的误差和其他未被模型化的摄动加速度,常引入经验加速度(empirical,EMP)$\boldsymbol{a}_{\mathrm{EMP}}(t)$作为待估参数对卫星摄动进行补偿[20](记为EMP策略)。星载加速度计可以直接测量卫星的非保守力摄动,因此可以直接用加速度计数据代替模型计算的非保守力加速度[22](记为ACC策略)。由于星载加速度计测量的非保守力通常存在着尺度和零偏误差[23-24],在定轨过程中需对其进行标定。本文设置不同方向上的尺度和偏差校正参数:

$$a_{\mathrm{ng}} = a_{\mathrm{cal}} = Ka + B \tag{4}$$

式中,a_{cal}为校正后的加速度;a为原始加速度计观测值;K和B分别为尺度和偏差参数。

1.2　状态估计方法

将观测方程与动力学模型相结合并进行泰勒展开,得到函数模型如下[20]:

$$\begin{cases} \boldsymbol{Z}_i = \boldsymbol{A}\boldsymbol{X}_i + \boldsymbol{\omega}_i \\ \boldsymbol{X}_i = \boldsymbol{\Phi}_{(i,i-1)}\boldsymbol{X}_{i-1} + \boldsymbol{\Omega}_i \end{cases} \tag{5}$$

式中,i为历元;$\boldsymbol{Z}_i$为观测值;$\boldsymbol{\Phi}_{(i,i-1)}$为状态转移矩阵;$\boldsymbol{\omega}_i$和$\boldsymbol{\Omega}_i$为过程噪声;$\boldsymbol{A}$为线性化后的观测值矩阵。以上述方程进行实时定轨,待估参数向量如下:

$$\boldsymbol{X}(t) = \left(\boldsymbol{r}(t), \boldsymbol{v}(t), \delta t_r, N_{\mathrm{IF}}^s, K_i, B_i, \mathrm{EMP}_j\right)^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

式中,$\boldsymbol{r}(t)$、$\boldsymbol{v}(t)$分别为低轨卫星的质心位置与速度;δt_r为星载接收机钟差;N_{IF}^s为载波相位模糊度;K_i和B_i分别为尺度和偏差参数;i表示X、Y、Z轴3个方向;EMP_j为经验加速度系数,j表示切向、法向、径向3个方向。

本文使用的软件基于武汉大学卫星精密定轨与导航增强团队的PANDA平台,采用平方根信息滤波(square root information filter,SRIF)方法,通过轨道积分、状态更新和测量更新等方式完成状态向量的迭代更新[25]。

1.3　拒止条件设置

本文通过对观测值置零而加速度计数据正常输入的处理来模拟拒止条件发生、GNSS信号无法正常接收的状况。软件中存在轨道积分模块,可根据动力学模型参数进行积分计算,以获取低轨卫星的状态参数。导航拒止条件产生后,观测值无法更新,软件根据拒止前解算得到的尺度和偏差参数对新获取的加速度计数据进行校正,通过持续轨道积分输出预报的轨道完成轨道维持。

2　数据与策略

2.1　GRACE-FO(GRACE follow-on)数据

本文主要使用到GRACE-FO卫星数据,其为GRACE系列的后续卫星,由美国国家航空航天局和德国地球科学研究中心(GeoForschungsZentrum,GFZ)合作研制,轨道高度约490 km,搭载了超灵敏空间加速度计以实时测量所受非保守力扰动[26]。

本文选取2024年中包含地磁暴事件的两个磁

暴时段各21天,还选取了连续14天地磁暴平静时期的常规时段,可对不同策略在该年发生磁暴前后的轨道精度差异进行评估比较。主要数据包括星载GNSS数据、加速度计数据以及姿态数据等,使用美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory,JPL)发布的GRACE-FO科学轨道用于精度评估。

2.2 磁暴条件简述

K_p指数[7]通常用于衡量地磁活动,数值范围由0~9,以－、o、＋作细致区分,数值越高,代表地磁暴强度越强,K_p指数和地磁暴等级对应关系如表1所示。GFZ还提供每日A_p指数,体现地磁活动当日平均水平。地磁扰动指数(disturbance storm time index,Dst)每小时更新一次,数值越低,磁暴强度越高,可细致反馈磁暴强度变化。大地磁暴通常分为初相、主相和恢复相3个阶段,对应Dst指数增加、急剧下降和缓慢回升至平静期水平3种表现[27]。

表1 磁暴分级表

Table 1 Table of Geomagnetic Storm Classification

K_p指数	地磁暴分级	描述
4及以下	G0	低于磁暴等级
5－、5o、5＋	G1	小磁暴
6－、6o、6＋	G2	中等磁暴
7－、7o、7＋	G3	大磁暴
8－、8o、8＋、9－	G4	特大磁暴
9o	G5	超大磁暴

两次磁暴期间强度变化见图1。磁暴时段1:2024-05-01—2024-05-21,年积日122—142天,年积日131天15时起与132天全天均达到与超过特大磁暴等级,其中年积日132天A_p指数显著高于其他天数,该日发生超大磁暴。磁暴时段2:2024-10-01—2024-10-21(年积日275—295天),年积日281天18时至282天9时达到中等磁暴与大磁暴等级,年积日284天15时至285天12时达到特大磁暴等级。

星载平台的有限算力和内存资源,本文仅使用5×5阶海潮模型,同时GRACE-C卫星高度较低,为兼顾计算负载和解算精度,选取70阶的静态重力场以计算保守力[28]。非保守力计算中,EMP策略选取DTM-94大气阻力模型,并使用Box-Wing模型计算太阳光压,在卫星的切向和法向方向设置经验加速度补偿;ACC策略则使用尺度和偏差参数校正初始加速度。

常规时段选取2024年2月1日—14日共计14天,全时段K_p指数均小于4,A_p指数均小于20,可视为典型地磁暴平静时期。

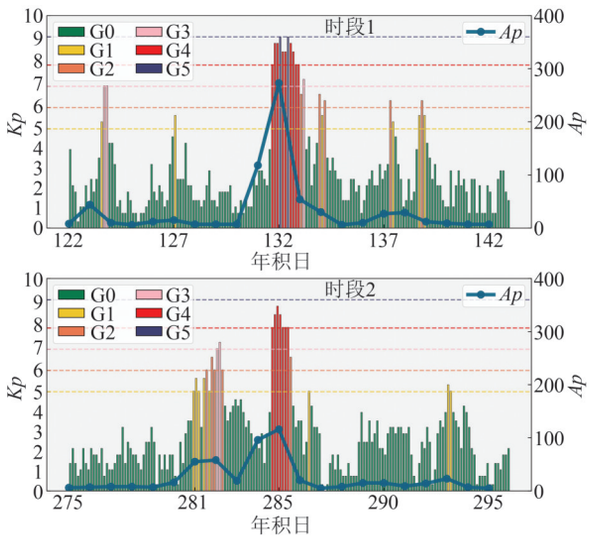


图1 磁暴时段情况简介

Fig. 1 Introduction to Geomagnetic Storm Periods

2.3 定轨策略设置

本文实时定轨处理策略如表2所示。考虑到基于GRACE-C卫星2024年年积日32—45天的数据

表2 定轨策略

Table 2 Orbit Determination Strategies

模型	参数	常规模型策略(EMP策略)	加速度计策略(ACC策略)
动力学模型	重力场模型	EIGEN 70×70阶静态场	
	固体潮、极潮	IERS 2010	
	N体摄动	JPL DE405	
	海洋潮汐	FES 2004 5×5阶	
	非保守力	大气阻力:DTM-94模型;光压模型:Box-Wing模型	加速度计数据
观测模型	观测值类型	双频伪距、载波相位观测值,无电离层组合	
	采样间隔/s	30	
	观测噪声/m	伪距:2;载波相位:0.02	
	轨道、钟差	GPS LNAV广播星历	
	卫星姿态	星敏姿态四元数	
	滤波方法	SRIF	
	待估参数	位置、速度、接收机钟差、模糊度、大气阻力系数、太阳光压系数、经验加速度(切向与法向)(每历元估计一组参数)	位置、速度、接收机钟差、模糊度、尺度和偏差校正系数(每历元估计一组参数)
随机模型		大气阻力系数:先验精度10,过程噪声0.001;太阳光压系数:先验精度10,过程噪声0.001;经验加速度:先验精度100 nm/s^2,过程噪声0.1 nm/s^2	尺度校正因子:先验精度1,过程噪声0.000 1;偏差参数:先验精度10 000 nm/s^2,过程噪声0.1 nm/s^2

分析了两种策略下地磁平静期RTOD精度差异，定轨时，每日0时重置滤波，并基于每日2 h以后的定轨误差统计收敛后的精度水平。图2给出了其单天定轨的误差切向、法向、径向和三维(three-dimensional，3D)方向的均方根(root mean square，RMS)值。采用EMP策略时，切向误差最大平均可达24.0 cm，法向和径向精度则相对较低，均在10 cm左右，这是因为切向受到大气阻力的影响最大，而大气阻力是影响低轨卫星定轨精度的最大因素[29]。采用ACC策略后，切向精度略有提升，但法向精度则存在明显降低，这可能是因为法向上加速度计灵敏度相较于其他方向要低一个数量级[15]。总体上，EMP策略通过经验力参数对动力学模型的补偿吸收，在地磁平静期与ACC策略均可实现30.0 cm量级的实时定轨精度，这也与已有研究的结果相符[30]。

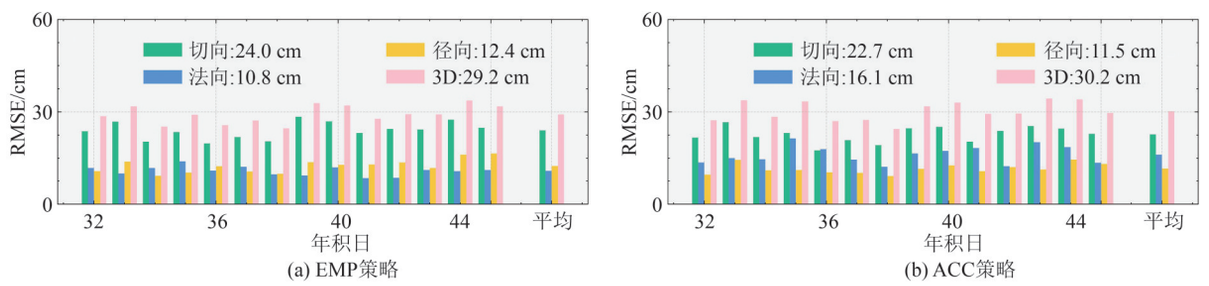


图2　地磁平静时期EMP策略和ACC策略定轨精度

Fig. 2　RMS Errors of EMP Strategy and ACC Strategy During Quiet Period

3　磁暴期间实时精密定轨与轨道维持

3.1　磁暴期间实时精密定轨

大气阻力是低轨卫星最主要的非保守力，其大小与大气密度成正比，大气密度精确建模对于EMP策略尤为重要。代尔夫特理工大学(Delft University of Technology，TU Delft)提供了大气密度反演产品，可用于对比评估大气密度模型预报精度。使用两种策略对磁暴时段1内超大磁暴(G5)和磁暴时段2内特大磁暴(G4)事件前后两日进行连续定轨处理，图3展示了TU Delft大气密度变化时序。磁暴事件产生后，大气密度可由平静期提高数倍[7]，沿轨的峰值密度从2.5×10^{-12} kg/m^{3}增加到7.5×10^{-12} kg/m^3。图4展示了EMP策略模型密度与反演密度比值。平静期间密度比值呈现轨道周期性的变化，幅度在1.5左右。这种规律性的周期变化可以较容易地通过EMP策略中设置的大气尺度参数以及周期性经验参数调节所吸收。随着磁暴发生，Dst指数先小幅上升，后显著下降，表明已进入磁暴初相和主相期，与此同时，密度比值呈现显著下降，并随磁暴进入恢复相后逐渐恢复至平静期水平。在这一过程中，密度比值序列变化抖动幅度显著增大，且其周期性变化规律被严重破坏，这无疑导致EMP策略下卫星阻力摄动建模精度下降[8]。

结合两次磁暴事件，图5给出了Dst指数、卫星切向(沿轨运动方向)非保守力加速度、轨道3D精度三类序列，直观呈现了三者间的响应对应关系。进入年积日132天超大磁暴事件主相期，Dst指数迅速显著下降，最低达到−406，与此同时，切向非保

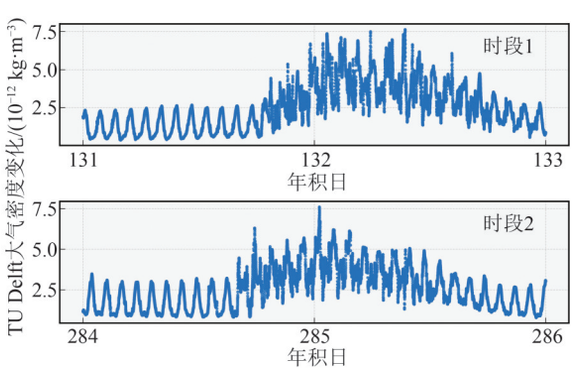


图3　磁暴期间TU Delft大气密度产品变化时序

Fig. 3　Time Series of TU Delft Atmospheric Density Products During Geomagnetic Storm Events

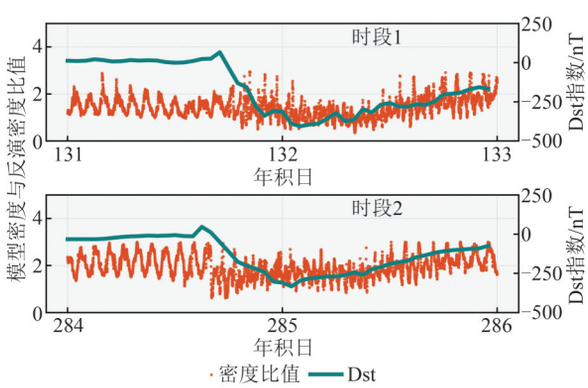


图4　磁暴事件期间模型密度与反演密度比值

Fig. 4　Ratio of Model Density to TU Delft Atmospheric Density Products During Geomagnetic Storm Events

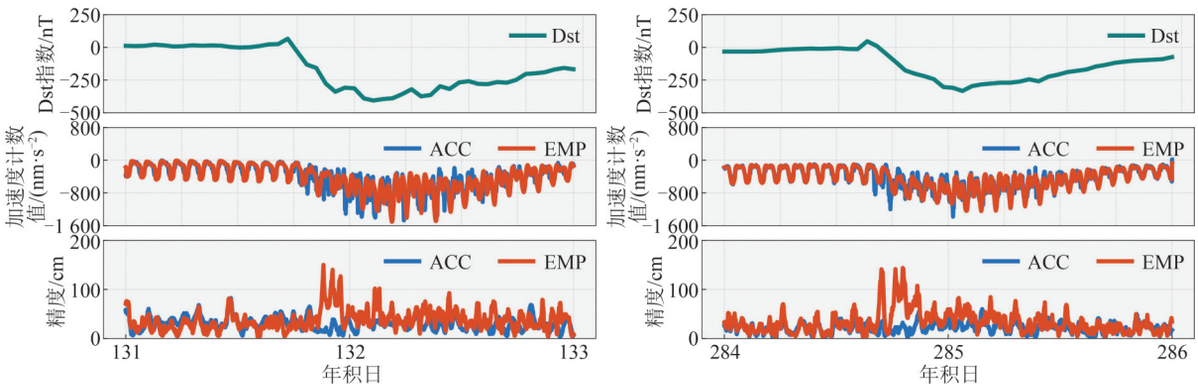


图5 超大和特大磁暴事件期间Dst指数、切向非保守力加速度和定轨误差表现

Fig. 5 Dst Index, Along-Track Non-conservative Force Acceleration, and Orbit Determination RMS Errors During a G5 and a G4 Geomagnetic Storms

守力变化幅度成倍增加,这主要是由于大气密度的上升造成沿轨运动方向大气阻力的显著增长。对比两种策略,二者在平静期切向非保守力基本上保持一致量级,最高达到500 nm/s^{2}幅度。磁暴发生后,ACC策略因直接测量非保守力,可更敏感地捕捉磁暴期间非保守力的剧烈变化,其最高接近1 500 nm/s^{2}幅度,而EMP策略在若干小时后才接近ACC策略的非保守力估计水平,这也表明磁暴期间经验模型对磁暴的响应明显滞后。此后进入恢复相,Dst指数逐渐回升,两种策略非保守力也恢复至一致水平。精度表现上,尽管估计了大气阻力系数和引入经验力补偿,但由于磁暴期间卫星阻力摄动建模精度下降,对非保守力变化估计的精度降低,EMP策略磁暴初期定轨误差迅速增大,从平均37.0 cm增至100 cm以上;ACC策略则在整个磁暴事件中定轨精度保持较为一致,5日平均精度达到32.9 cm。

磁暴时段2与之类似,进入284天特大磁暴事件主相期,Dst指数显著下降,ACC策略灵敏捕捉非保守力的迅速变化,最高达到1 200 nm/s^{2}幅度,而EMP策略延迟数小时后才达到同样的估计水平。由于磁暴初期对非保守力估计不准确,EMP策略初期定轨误差迅速由平均37.5 cm水平上升至100 cm以上,而ACC策略则整体在30.0 cm附近。进入恢复相,二者才达到类似的精度表现。

对磁暴时段采用两种策略进行处理,统计单日实时定轨不同方向精度,见图6。磁暴时段1,EMP策略3D平均精度为30.3 cm,时段内年积日131天和132天发生特大磁暴事件,切向误差达到30 cm水平,较平静期均值增加32%;径向误差呈现类似现象,由平静期12.5 cm增至26.7 cm。这两日EMP策略3D精度分别为44.7 cm和43.6 cm。与EMP策略对比,ACC策略在磁暴期间切向、径向误差未见显著恶化,3D平均精度仍维持在34.5 cm,这表明使用加速度计实时定轨在磁暴时段内精度表现仍然稳定。该时段ACC策略法向精度可能因灵敏度差异[15]表现不佳,而EMP策略法向经验加速度很好改善了精度表现。

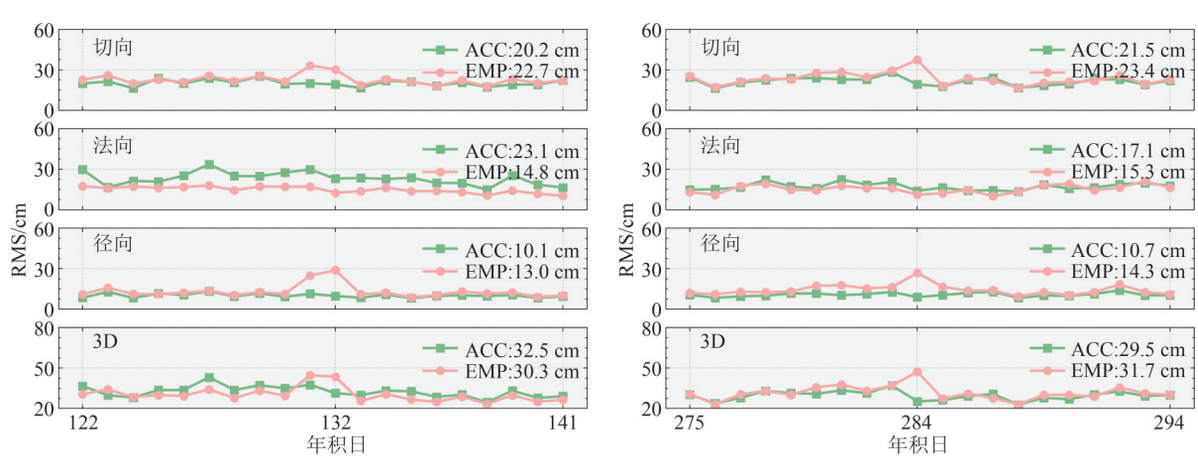


图6 磁暴时段1和时段2定轨精度

Fig. 6 RMS Errors of Orbit Determination During Geomagnetic Storm Period-1 and Storm Period-2

磁暴时段 2 表现类似,EMP 策略 3D 平均精度达到 31.7 cm,年积日 284 天出现特大磁暴事件,该日切向精度表现仍最差,仅有 37.0 cm,3D 精度为 47.2 cm,下降明显。ACC 策略 3D 平均精度为 29.5 cm,年积日 284 天当日的切向和 3D 精度分别达到 19.1 cm 和 25.3 cm,精度表现更佳。年积日 285 天虽然地磁活动水平较高,但当日经验模型实时定轨精度恶化不明显,这是因为当日 K_p 指数较高时仍处于未收敛阶段,未被统计入精度,而后磁暴水平逐渐下降。

总而言之,采用 EMP 策略时,磁暴事件发生日期相较于平静时期定轨精度分别恶化 53%、49% 和 62%,而 ACC 策略相较于 EMP 策略对应日期精度分别提升 17%、31% 和 46%,在地磁暴事件下与平静时期保持了一致的精度水平。

3.2　磁暴期间轨道维持

基于以上每日定轨 24 h 获取的动力学参数,模拟拒止条件下只进行轨道积分状态而不进行观测更新,探究地磁暴时期拒止条件下轨道维持精度的差异。以年积日 284 天特大磁暴事件为例,绘制两日定轨与拒止精度表现如图 7 所示。进入主相期后,Dst 指数与模型密度水平均显著下降,EMP 策略误差迅速上升超过 100 cm 水平,在年积日 284 天临近结束时,EMP 策略和 ACC 策略达到了接近的精度表现。进入年积日 285 天即拒止时段后,只进行轨道积分而无观测更新,EMP 策略误差迅速上升,拒止时段内 ACC 策略精度维持效果显著优于 EMP 策略。

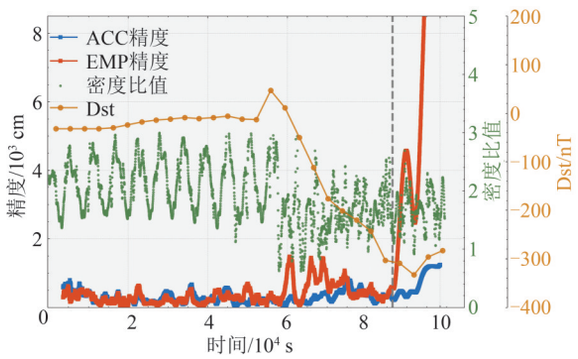
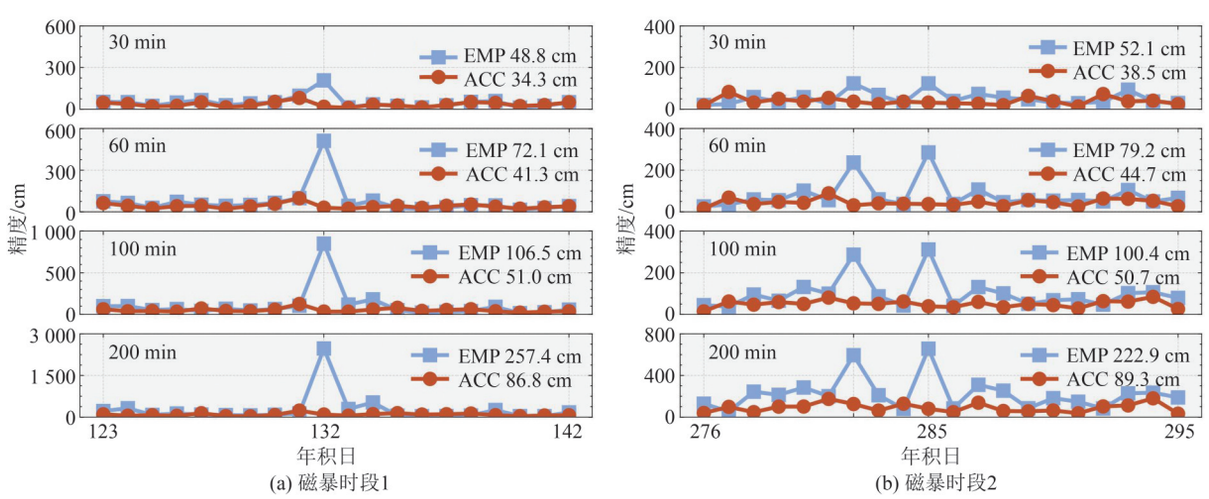


图 7　特大磁暴事件轨道精度表现

Fig. 7　Orbit Determination Accuracy During a G4 Geomagnetic Storm

参照其他研究[19],以 60 min 时长区分长短期拒止条件。设置 30、60、100 和 200 min 4 种不同拒止时长的轨道维持实验结果,统计两个磁暴时段的精度表现如图 8 所示。其中年积日 132 天、282 天、285 天 3 天的拒止时段 K_p 指数大于 7,精度和地磁暴水平统计如表 3 所示。



(a) 磁暴时段1　　(b) 磁暴时段2

图 8　磁暴时段 1 和时段 2 拒止条件轨道精度

Fig. 8　Orbit Determination Accuracy Under GNSS-Denied Conditions During Geomagnetic Storm Period-1 and Storm Period-2

从图 8 和表 3 可以看出,磁暴时段 1,EMP 策略 4 种拒止时长平均轨道误差分别达到 48.8、72.1、106.5 和 257.4 cm,年积日 132 天拒止时段 K_p 指数达到 9o,对应轨道误差显著增大,远超过平均预报误差水平,分别达到 207.5、511.1、853.5 和 2 469.9 cm,这表明超大磁暴条件下经验模型模拟非保守力效果差,拒止时段长短期轨道精度维持能力相较于平均水平均下降明显。而 ACC 策略平均精度分别达到 34.3、41.3、51.0 和 86.8 cm,超大磁暴时期,年积日 132 天轨道误差对应分别为 17.6、29.9、34.7 和 92.4 cm,可见超大磁暴时期 ACC 策略在磁暴前后维持了一致的精度表现。

磁暴时段 2 同理,EMP 策略下,4 种拒止时长平均轨道误差分别为 52.1、79.2、100.4 和 222.9 cm,年积日 282 天和 285 天拒止时段 K_p 指数分别来到 7－和 8－,两日对应轨道误差相较平均水

表3 拒止条件轨道精度对比/cm

Table 3 Comparison of Orbit Determination Accuracy Under GNSS-Denied Conditions/cm

年积日/天	策略	磁暴等级	不同拒止时长			
			30 min	60 min	100 min	200 min
132	ACC	超大	17.6	29.9	34.7	92.4
	EMP	磁暴	207.5	511.1	853.5	2 469.9
282	ACC	大磁暴	36.3	31.1	53.4	125.7
	EMP		124.1	236.7	287.8	594.0
285	ACC	特大	31.7	37.2	39.2	79.8
	EMP	磁暴	124.0	285.2	311.7	656.6

平显著增大,高于平均预报水平,即大磁暴和特大磁暴条件下EMP策略轨道精度维持能力下降明显,但比超大磁暴日期误差表现更优。ACC策略下,对应日期轨道误差则与平均水平一致,在磁暴时期保持了优秀的精度维持能力。

统计精度方面,拒止条件下,磁暴时段EMP策略相较于定轨时段误差平均上升62%,轨道精度维持能力下降明显,且磁暴发生时段轨道精度相较于平均水平,短期恶化超138%、长期恶化超187%。而ACC策略全时段内相较于EMP策略精度维持能力平均提高46%,且磁暴发生日期相较于常规时段短期精度平均提升84%,长期精度提升87%,保持了精度的一致性。

4 结 语

本文通过一系列研究,得到如下结论:

1)连续14天地磁暴平静时期使用非保守力摄动模型和星载加速度计数据两种策略实时定轨,平均精度分别达到29.2 cm和30.1 cm,二者精度接近。

2)磁暴发生时段,大气密度与反演产品密度比值周期性规律被严重破坏,卫星阻力摄动建模精度下降,即使估计大气阻力系数并引入经验力补偿,其非保守力拟合效果与轨道3D精度仍与ACC策略差异明显。精度表现上,磁暴事件最显著的日期,常规非保守力摄动模型定轨切向精度平均下降40%,3D精度平均恶化55%,而使用加速度计数据后,精度平均提升31%,对非保守力响应更灵敏,维持与平静时期一致的精度表现。

3)研究轨道维持精度表现,拒止时段内,在磁暴最显著日期,ACC策略30 min和60 min轨道维持精度优于50 cm,相较EMP策略平均提升84%,100 min与200 min轨道维持精度分别优于60 cm和150 cm,相较于无加速度计情形平均提升87%,地磁暴期间,拒止条件轨道精度维持能力显著优于EMP策略。

本文使用GRACE-FO卫星探究融合加速度计数据对低轨卫星轨道精度维持能力的提升效果,发现地磁暴条件下使用加速度计数据辅助可以有效改善实时定轨精度,并显著提高轨道精度维持能力。

参 考 文 献

[1] 耿涛,郝鑫卓,李志强,等. 低轨增强北斗三号PPP-B2b精密定位[J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版),2025. https://doi.org/10.13203/j.whugis20250227.
GENG Tao, HAO Xinzhuo, LI Zhiqiang, et al. LEO Augmented Precise Positioning with BDS-3 PPP-B2b [J/OL]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2025. https://doi.org/10.13203/j.whugis20250227.

[2] RIES L, LIMON M C, GREC F C, et al. LEO-PNT for Augmenting Europe's Space-Based PNT Capabilities[C]//IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, Monterey, CA, USA, 2023.

[3] CHENCR, HWANGFT, HSUEHCW. Mission Studies on Constellation of LEO Satellites with Remote-Sensing and Communication Payloads[C]//SPIE Optical Engineering+Applications, SanDiego, California, USA, 2017.

[4] WANG L, CHEN R Z, LI D R, et al. Initial Assessment of the LEO Based Navigation Signal Augmentation System from Luojia-1A Satellite[J]. *Sensors*, 2018, 18(11): 3919.

[5] 张勤,王乐,赖文,等. 低轨增强北斗的星地一体化系统仿真及综合性能评估研究[J]. 武汉大学学报(信息科学版),2023,48(11):1863-1875.
ZHANG Qin, WANG Le, LAI Wen, et al. Simulation and Comprehensive Performance Evaluation of the Integrated Space-Ground System for Low Earth Orbit-Enhanced BeiDou Navigation Satellite System [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2023, 48(11): 1863-1875.

[6] 吴尧,陈俊宇. 基于SWARM-C卫星数据对HASDM模型的热层大气密度误差分析[J]. 空间科学学报,2026,46(1):76-85.
WU Yao, CHEN Junyu. Error Analysis of Thermosphere Atmospheric Density for HASDM Method Based on SWARM-C Satellite Data [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2026, 46(1): 76-85.

[7] 汪海潮,王长青,郭丁昊,等. 利用GRACE-FO卫星探测不同强度大地磁暴引发的热层大气密度及卫星轨道衰减变化[J]. 测绘学报,2025,54(2):248-261.
WANG Haichao, WANG Changqing, GUO Dinghao, et al. Detection of Atmospheric Density in the Thermosphere and Satellite Orbital Decay Variations Triggered by Different Intensities of Geomagnetic Storms Using the GRACE-FO Satellite [J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2025, 54(2): 248-261.

[8] ZHANG K K, LI X X, XIONG C, et al. The Influence

of Geomagnetic Storm of 7-8 September 2017 on the Swarm Precise Orbit Determination[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2019, 124(8): 6971-6984.

[9] AHMAD N, KILOWASID L O M M, FAKHRURROJA H, et al. How Geomagnetic Storms Affect the Loss of Starlink Satellites in February 2022?[J]. *Earth, Planets and Space*, 2025, 77(1): 2.

[10] BERGER T E, DOMINIQUE M, LUCAS G, et al. The Thermosphere Is a Drag: The 2022 Starlink Incident and the Threat of Geomagnetic Storms to Low Earth Orbit Space Operations [J]. *Space Weather*, 2023, 21(3): e2022SW003330.

[11] KINTNER P M, LEDVINA B M, DE PAULA E R. GPS and Ionospheric Scintillations[J]. *Space Weather*, 2007, 5(9): 2006SW000260.

[12] 桑文刚, 娄广振, 张兴国, 等. 地磁暴期间电离层扰动监测及GNSS定位性能分析[J]. 全球定位系统, 2023, 48(5): 71-78.
SANG Wengang, LOU Guangzhen, ZHANG Xingguo, et al. Ionospheric Disturbance Monitoring and GNSS Positioning Performance Analysis During Geomagnetic Storms[J]. *GNSS World of China*, 2023, 48(5): 71-78.

[13] HU G G, GAO S S, ZHONG Y M, et al. Matrix Weighted Multisensor Data Fusion for INS/GNSS/CNS Integration[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 230(6): 1011-1026.

[14] CHEN X, TANG C P, DAI W J, et al. Orbit Determination of GNSS-Denied LEO Satellites Using Single Inter-Satellite Link Measurements [J]. *Advances in Space Research*, 2025, 76(10): 6330-6346.

[15] CHRISTOPHE B, BOULANGER D, FOULON B, et al. A New Generation of Ultra-Sensitive Electrostatic Accelerometers for GRACE Follow-On and Towards the Next Generation Gravity Missions [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 117: 1-7.

[16] JÄGGI A, BEUTLER G, HUGENTOBLER U. Reduced-Dynamic Orbit Determination and the Use of Accelerometer Data[J]. *Advances in Space Research*, 2005, 36(3): 438-444.

[17] VAN HELLEPUTTE T, VISSER P. GPS Based Orbit Determination Using Accelerometer Data[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(6): 478-484.

[18] GE H B, LI B F, GE M R, et al. Improving Low Earth Orbit (LEO) Prediction with Accelerometer Data[J]. *Remote Sensing*, 2020, 12(10): 1599.

[19] DU J F, DAI X L, LOU Y D, et al. An Improved Method for LEO Orbit Prediction Using Predicted Accelerometer Data[J]. *GPS Solutions*, 2024, 28(3): 132.

[20] 赵齐乐. GPS导航星座及低轨卫星的精密定轨理论和软件研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2004.
ZHAO Qile. Research on Precision Orbit Determination Theory and Software of both GPS Naviagation Constellation and LEO Satellites [D]. Wuhan: Wuhan University, 2004.

[21] 李征航, 黄劲松. GPS测量与数据处理[M]. 武汉:武汉大学出版社, 2013.
LI Zhenghang, HUANG Jingsong. GPS Surveying and Data Processing [M] Wuhan: Wuhan University Press, 2013.

[22] VIELBERG K, FOROOTAN E, LÜCK C, et al. Comparison of Accelerometer Data Calibration Methods Used in Thermospheric Neutral Density Estimation[J]. *Annales Geophysicae*, 2018, 36(3): 761-779.

[23] VISSER P N A, VAN DEN IJSSEL J A A. Calibration and Validation of Individual GOCE Accelerometers by Precise Orbit Determination[J]. *Journal of Geodesy*, 2016, 90(1): 1-13.

[24] ZHANG J H, YOU W, YU B, et al. GRACE-FO Accelerometer Performance Analysis and Calibration [J]. *GPS Solutions*, 2023, 27(4): 158.

[25] 戴小蕾. 基于平方根信息滤波的GNSS导航卫星实时精密定轨理论与方法[D]. 武汉: 武汉大学, 2016.
DAI Xiaolei. Real-Time Precise GNSS Satellite Orbit Determination Using the SRIF Method: Theory and Implemencation [D]. Wuhan: Wuhan University, 2016.

[26] LANDERER F W, FLECHTNER F M, SAVE H, et al. Extending the Global Mass Change Data Record: GRACE Follow-On Instrument and Science Data Performance [J]. *Geophysical Research Letters*, 2020, 47(12): e2020GL088306.

[27] LOEWE C A, PRÖLSS G W. Classification and Mean Behavior of Magnetic Storms[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 1997, 102(A7): 14209-14213.

[28] 张万威, 刘宇棣, 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.
ZHANG Wanwei, LIU Yukang, WANG Fuhong. Optimization of Random Process Parameters for Pseudo-Ambiguity in Real-Time Precise Orbit Determination of LEO Satellites Using Space-Borne GPS Data[J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2024, 44(7): 680-683.

[29] HACKEL S, MONTENBRUCK O, STEIGENBERGER P, et al. Model Improvements and Validation of TerraSAR-X Precise Orbit Determination [J]. *Journal of Geodesy*, 2017, 91(5): 547-562.

[30] 张强. 采用GPS与北斗的低轨卫星及其编队精密定轨关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2018.
ZHANG Qiang. Research on the Key Technologies of Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites and Their Formation Using GPS and BDS [D]. Wuhan: Wuhan University, 2018.