引文格式:徐天河,贺备,王棣星.月球导航星座抗差自适应轨道确定与时间同步[J].武汉大学学报(信息科学版),2026,51(10):2056-2070.DOI:10.13203/j.whugis20260310

Citation:XU Tianhe,HE Bei,WANG Dixing.Robust Adaptive Orbit Determination and Time Synchronization for Lunar Navigation Constellation[J].Geomatics and Information Science of Wuhan University,2026,51(10):2056-2070.DOI:10.13203/j.whugis20260310

月球导航星座抗差自适应轨道确定与时间同步

徐天河[1,2] 贺 备[1,2] 王棣星[1,2]

1 山东省太空环境与探测技术重点实验室,山东大学空间科学研究院,山东大学空间科学与技术学院,山东 威海,264209

2 空间基准全国重点实验室,陕西 西安,710054

摘 要:面向月球导航星座长期自主运行及地月空间定位、导航与授时需求,构建了融合椭圆月球冻结轨道(elliptical lunar frozen orbit,ELFO)和远距离逆行轨道(distant retrograde orbit,DRO)的混合月球导航星座,并利用低轨卫星和北斗卫星导航系统卫星作为地球侧天基参考节点,开展了基于双向单程星间测距的自主轨道确定与时间同步研究。在扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter,EKF)基础上引入抗差自适应卡尔曼滤波(robust adaptive Kalman filtering,RAKF),分别通过调整观测协方差和预测状态协方差抑制观测粗差与状态异常。仿真结果表明,正常状态下ELFO和DRO卫星三维定轨精度分别为6.3 m和14.1 m,时间同步精度分别为0.105 ns和0.118 ns;分别考虑5 m、10 m和20 m的观测异常条件下,RAKF的ELFO卫星三维定轨精度较EKF分别提升50.0%、76.6%和84.0%,时间同步精度相应分别提升34.07%、95.53%、98.24%;DRO卫星定轨精度分别提升73.6%、74.4%和76.9%,时间同步精度分别提升51.29%、96.46%、97.64%;状态异常场景下,RAKF的ELFO三维定轨精度较EKF由331.5 m提升至18.6 m。结果表明,所构建的混合星座可实现稳定的自主轨道确定与亚纳秒级时间同步,采用RAKF能够有效提升异常条件下的月球导航星座的自主定轨和时间同步精度。

关键词:月球导航星座;地月空间;星间链路;自主轨道确定;抗差自适应卡尔曼滤波;异常抑制

中图分类号:TP208 **文献标识码**:A **收稿日期**:2026-08-17

DOI:10.13203/j.whugis20260310 **文章编号**:1671-8860(2026)10-2056-15

Robust Adaptive Orbit Determination and Time Synchronization for Lunar Navigation Constellation

XU Tianhe[1,2] *HE Bei*[1,2] *WANG Dixing*[1,2]

1 Shandong Key Laboratory of Space Environment and Exploration Technology, Institute of Space Sciences, School of Space Science and Technology, Shandong University, Weihai 264209, China

2 State Key Laboratory of Spatial Datum, Xi'an 710054, China

Abstract: **Objectives**: To support the long-term autonomous operation of lunar navigation constellation and meet the positioning, navigation and timing requirements of cislunar space, a hybrid lunar navigation constellation integrating elliptical lunar frozen orbit (ELFO) and distant retrograde orbit (DRO) satellites is constructed. Low earth orbit satellites and BeiDou navigation satellite system satellites are employed as Earth-side space-based reference nodes, and autonomous orbit determination and time synchronization based on dual one-way inter-satellite ranging are investigated. **Methods**: On the basis of the extended Kalman filter (EKF), robust adaptive Kalman filtering (RAKF) is introduced to suppress observation outliers and state anomalies by adjusting the observation covariance and predicted-state covariance, respectively. **Results**: Simulation results show that, under nominal conditions, the three-dimensional orbit determination accuracies of the ELFO and DRO satellites are 6.3 m and 14.1 m, respectively, while the corresponding

基金项目:国家自然科学基金(42388102)。

第一作者:徐天河,博士,教授,研究方向为卫星导航。thxu@sdu.edu.cn

time synchronization accuracies are 0.105 ns and 0.118 ns. Under observation anomalies of 5 m, 10 m, and 20 m, RAKF improves the three-dimensional orbit determination accuracy of the ELFO satellites over EKF by 50.0%, 76.6%, and 84.0%, respectively, while the corresponding time synchronization accuracy is improved by 34.07%, 95.53%, and 98.24%. For the DRO satellite, the orbit determination accuracy is improved by 73.6%, 74.4%, and 76.9%, respectively, and the time synchronization accuracy is improved by 51.29%, 96.46%, and 97.64%. Under the state-anomaly scenario, RAKF improves the three-dimensional orbit determination accuracy of the ELFO satellite from 331.5 m to 18.6 m compared with EKF. **Conclusions:** The results demonstrate that the constructed hybrid constellation can achieve stable autonomous orbit determination and sub-nanosecond time synchronization, and that RAKF can effectively improve the autonomous orbit determination and time synchronization performance of lunar navigation constellations under anomalous conditions.

Key words: lunar navigation constellation; cislunar space; inter-satellite link; autonomous orbit determination; robust adaptive Kalman filtering; anomaly mitigation

作为连接近地空间与深空探测的重要过渡区域,地月空间正逐步成为月球与深空探测、空间资源开发及空间基础设施建设的重要活动空间。近年来,国内外月球探测任务持续推进,美国重启阿尔忒弥斯计划,欧洲空间局推进Moonlight月球通信与导航计划,日本月球探测器和印度月船3号等任务相继完成月面着陆[1-4];中国自2004年启动嫦娥工程以来,已完成“绕、落、回”三步走战略目标[5-6]。随着月球探测活动逐步由短期任务验证向长期驻留、资源开发和体系化运行演进,传统面向单任务的导航与测控模式将难以满足未来多航天器长期连续运行需求,构建高精度、高自主和可持续的地月空间定位、导航、授时(positioning, navigation and timing,PNT)体系已成为月球与深空探测发展的重要需求[7]。

然而,现有地月空间导航与测控体系仍较大程度依赖地基测控网络。尽管码分多址(code division multiple access,CDMA)等多目标测控技术能够提高深空测控系统的服务能力[8],其运行仍受到地面站可视条件、覆盖间隙及测控资源调度能力等因素制约。利用全球导航卫星系统(global navigation satellite system,GNSS)主瓣及旁瓣信号开展高轨乃至地月空间导航,为降低地面测控依赖提供了另一种技术途径,但受传播距离远、接收信号弱、可见卫星数量有限以及观测几何时变等因素影响,仅依赖GNSS难以持续满足月球导航星座长期自主运行需求。因此,如何降低月球导航星座对持续地面测控的依赖,是实现地月空间长期自主PNT服务需要解决的关键问题。

星间链路为建立上述天基导航模式提供了重要观测手段[9]。HILL[10]提出LiAISON概念,通过联合利用星间距离观测和地月三体引力场的非对称动力学特性,使相对观测包含对航天器绝对状态的长期约束信息,从而实现平动点附近Halo轨道航天器的自主导航。此后,相关研究将LiAISON拓展至不同振幅Halo轨道和远距离逆行轨道(distant retrograde orbit, DRO)等场景[11-13]。随着研究对象由单一轨道向多轨道协同导航发展,曹建峰等[11-12]利用双向单程测距构建了低轨(low earth orbit,LEO)、DRO和近圆月球轨道之间的星间链路网络,并研究了相对论效应对地月空间轨道与时间解算的影响;黄勇等[13]进一步将DRO与地月平动点附近航天器纳入统一星间链路网络,分析了跨轨道观测对定轨性能的改善作用。上述研究表明,不同轨道航天器之间的空间几何差异及非对称动力学特性能够为星间测距自主导航提供区别于同构星座的状态约束。

在自主轨道确定与时间同步研究方面,蒲京辉等[14]研究了由DRO、高椭圆轨道(highly elliptical orbit,HEO)和LEO卫星组成的多轨道星座,结果表明HEO和DRO卫星的定轨精度分别约为30 m和50 m,时间同步精度优于10 ns。WANG等[15]进一步将星间链路与北斗卫星导航系统(BeiDou navigation satellite system,BDS)相结合,研究月球导航星座自主轨道确定与时间同步问题,使椭圆月球冻结轨道(elliptical lunar frozen orbit,ELFO)卫星定轨精度达到约5 m,时间同步精度优于10 ns。此外,中国科学院围绕地月空间DRO探测及天基自主PNT开展了相关研究布局,已有工作提出由LEO和DRO卫星组成的地月空间天基自主PNT架构,为利用地球侧航天器向月球及深空航天器提供自主导航支撑提供

了新的系统思路。总体而言,现有研究已从单轨道LiAISON自主导航逐步发展至LEO、MEO、Halo、DRO、HEO及环月轨道等多轨道协同导航,并由单纯轨道确定进一步拓展至轨道与时间状态联合估计。然而,已有系统构型通常面向有限类型或有限数量的轨道节点,对于同时兼顾近月覆盖、非对称动力学约束以及地球侧高精度时空基准的多层地月空间导航架构,其自主轨道确定与时间同步性能仍有进一步研究空间。

需要指出的是,已有研究主要集中于正常动力学模型及正常观测条件下的自主导航性能,而实际长期自主运行过程中可能出现的异常因素尚需进一步考虑。星间链路可能受到设备瞬态误差、链路扰动、粗差污染及数据失真等因素影响,使实际量测偏离既定随机模型;与此同时,卫星还可能受到未建模机动、外部摄动力变化或动力学参数失配等因素影响,使状态预测模型与真实运动状态之间产生偏差。两类异常作用于滤波过程的机制并不相同:观测异常主要通过量测更新直接污染状态估计,而动力学异常则首先表现为状态预测偏差,并可能随时间传播造成残差持续偏移和轨道误差累积。尤其对于轨道状态与钟差状态联合估计系统,异常影响还可能通过滤波状态相关性向不同状态分量传播,从而同时影响自主轨道确定和时间同步性能。尽管抗差估计、鲁棒滤波、自适应滤波以及航天器机动检测与补偿等方法已在GNSS导航和航天器定轨等领域得到广泛研究[16-18],针对ELFO/DRO混合月球导航星座,在多轨道星间链路条件下同时考虑观测异常与动力学异常,并分析其对轨道确定和时间同步性能影响的研究仍相对有限。

针对上述问题,本文开展以下工作:(1)构建由ELFO、DRO月球导航卫星及地球侧LEO/BDS参考节点组成的多轨道星间链路仿真场景,建立相应的轨道动力学、星载原子钟和双向单程测距观测模型;(2)在统一滤波框架下估计月球导航卫星的轨道与相对钟状态,评估正常条件下ELFO和DRO卫星的轨道确定与时间同步性能;(3)将抗差自适应卡尔曼滤波(robust adaptive Kalman filtering,RAKF)方法引入上述月球导航星座的定轨与时间同步估计中,比较其与扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter,EKF)在观测异常和卫星状态异常下的估计结果,分析异常信息对轨道确定与时间同步的影响及抗差自适应滤波的误差抑制效果。图1给出了本文采用的地月空间多轨道星间链路导航架构。

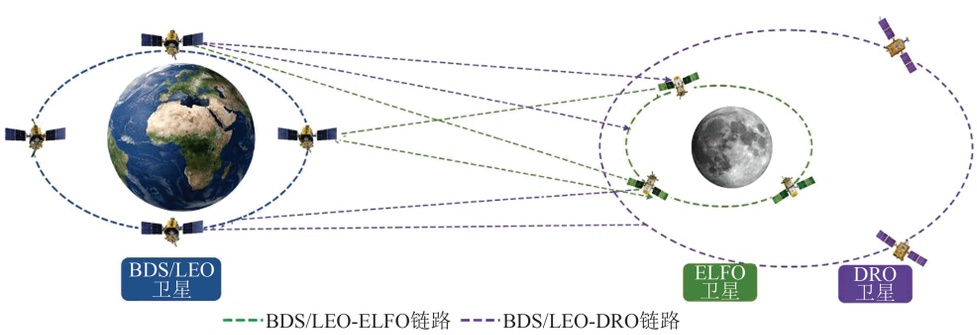


图1 地月空间PNT系统总体架构

Fig. 1 Overall Architecture of the Earth-Moon Integrated PNT System

1 月球导航星座构型与数据仿真模型

1.1 ELFO与DRO轨道特性

ELFO是通过合理配置偏心率、倾角和近月点幅角等轨道参数,使部分轨道根数在月球非球形引力摄动下保持长期相对稳定的一类椭圆轨道。其冻结特性能够减小近月点位置和轨道形状的长期漂移,从而降低轨道维持需求。ELFO的动力学模型及轨道参数约束可参见文献[15]。

ELFO轨道的一个重要特点在于其对月球极区具有较强的区域服务能力。当近月点幅角取90°时,远月点位于月球南极上空,能够为月球南极区域提供较长时间的连续观测条件。因此,ELFO轨道在面向月球极区,特别是南极区域的导航与观测任务中具有明显优势。已有研究表明,ELFO的偏心率通常约束在0.6~0.7之间[15]。结合半长轴与偏心率约束关系,并综合考虑轨道稳定性与区域覆盖性能,本文选取偏心率为0.7、高度为8 190.3 km的ELFO轨道作为设计方案。同时,将近月点幅角设置为90°,以满足月球南极区域的覆盖需求。图2给出了ELFO轨道的空间构型。

与ELFO不同,DRO具有显著的地月三体动

力学特征,通常在圆形限制性三体问题(circular restricted three-body problem,CRTBP)框架下进行描述。CRTBP假设地球和月球绕共同质心作圆周运动,并研究质量可忽略的航天器在两主天体引力共同作用下的运动。相关动力学方程及归一化方法可参见文献[19]。

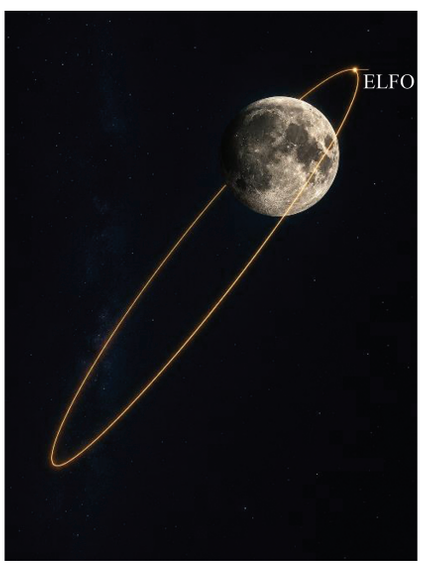


图2　ELFO轨道空间构型

Fig. 2　Spatial Configuration of the ELFO Orbit

DRO是CRTBP框架下位于月球附近的一族周期轨道。航天器在地月旋转坐标系中绕月球呈逆行运动,其轨道形态和周期由地月系统的综合引力作用决定,具有明显区别于月心二体轨道的非开普勒动力学特征。一定参数范围内的DRO具有较好的线性稳定性和较低的轨道维持需求,可用于月球通信中继、深空任务支撑和导航参考节点部署。

DRO轨道的稳定性通常可通过单周期状态转移矩阵的特征值进行表征,其稳定性指数定义为$L=\ln(\lambda i)$,其中λi为单值矩阵的特征值。当$L>0$时,轨道为不稳定轨道,且L越大,不稳定性越强;反之,则轨道表现为动力学稳定。研究表明,振幅小于50 000 km、周期短于9.3 d的轨道具有优异的长期稳定性,轨道寿命可超过30 a[20]。此外,HE等[21]指出,周期约为9 d的DRO恰位于引力不对称性较强的区域。沿该轨道部署导航卫星,能够更充分地利用地月系统引力场的非对称特征,从而增强星间链路观测的约束强度。综合考虑轨道稳定性与引力场非对称性,本文最终选取周期为9 d的DRO轨道作为导航星座设计方案。图3给出了DRO轨道簇的空间构型。

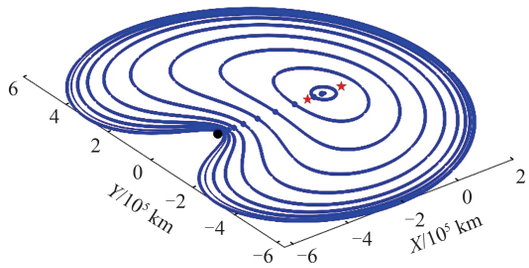


图3　DRO轨道簇空间构型

Fig. 3　Spatial Structure of the DRO Orbital Cluster

1.2　月球导航星座构建

1.2.1　月球导航星座构型

月球南极区域由于可能存在水冰资源、长期光照区及重要科学目标,已成为未来月球探测任务的重点区域。面向该区域的导航星座构型设计,需要重点兼顾高纬区域可见性、持续覆盖能力以及星座整体稳定性等要求。

本文将ELFO轨道的局部增强能力与DRO轨道的广域支撑能力相结合,构建了一种面向月球南极区域服务的月球导航星座,具体空间几何构型见图4。该星座由3个轨道面组成,其中2个轨道面部署ELFO卫星,1个轨道面部署DRO卫星。每个ELFO轨道面均匀分布3颗卫星,形成对称构型。ELFO轨道参数设定为:高度8 190.3 km、倾角56.41°、近月点幅角90°,以保证对月球南极区域的可靠覆盖。在DRO轨道上部署1颗卫星,该卫星位于月球赤道面内,轨道周期为9 d。星座轨道参数汇总见表1,其中DRO初始状态采用的是地月圆型限制性三体问题中的归一化无量纲单位。对于ELFO轨道,其动力学建模依据2024年国际天文学联合会(international astronomical union,IAU)建议,在月球天球参考系(lunar celestial reference system,LCRS)中进行;对于DRO轨道,则在地月质心会合坐标系下。

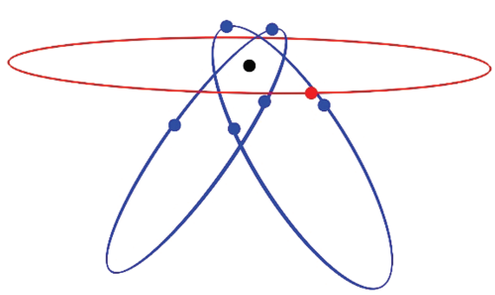


图4　月球导航星座空间构型示意

Fig. 4　Spatial Distribution of the Lunar Constellation

为实现月球导航卫星的高精度自主轨道确定与时间同步,并为地月空间提供准确、可靠的导航服务,本文设计并部署了由8颗LEO卫星与4颗BDS卫星组成的混合地球星座。8颗LEO卫

星均匀部署在2个Walker轨道面内,轨道倾角设置为55°[22]。该倾角参考面向BDS提出的Centi-Space低轨增强星座设计,与现有基于LEO星座增强BDS的研究保持协调,4颗BDS卫星则与WANG等[15]的研究保持一致。

表1 月球导航星座参数设置

Table 1 Orbital Parameters of the Lunar Navigation Constellation

轨道	卫星	轨道参数					
		a/km	e	i /(°)	$\bar{w}$ /(°)	Ω /(°)	M /(°)
ELFO	1	8 190.3	0.7	56.41	90	0	0
	2	8 190.3	0.7	56.41	90	0	120
	3	8 190.3	0.7	56.41	90	0	240
	4	8 190.3	0.7	56.41	90	180	0
	5	8 190.3	0.7	56.41	90	180	120
	6	8 190.3	0.7	56.41	90	180	240
		X		Y		Z	
DRO 1	初始位置	0.886 2		0.090 7		0.000 0	
	初始速度	−0.234 6		0.366 3		0.000 0	

1.2.2 星间链路建立与可见性分析

为评估地球侧天基节点与月球导航星座之间星间链路的可用性,本文建立了星间链路判定准则。任意两颗卫星在给定时刻建立有效链路需同时满足几何可见性和天线指向约束。

1)几何可见性约束。链路两端卫星之间应具有无遮挡的直接视线,且信号传播路径不受地球或月球遮挡;若视线被任一天体遮挡,则判定该链路不可用。

2)天线指向约束。卫星采用相控阵天线进行电子波束扫描,并根据目标卫星方向在主轴±60°范围内调整波束指向;当目标卫星位于有效扫描范围内时,判定满足天线指向条件。

在满足上述几何与天线约束的基础上,星间链路的实际建立还需满足通信链路预算要求。为验证候选链路的通信可实现性,本文进一步评估地球侧LEO/BDS卫星与月球导航卫星之间的载噪比C/N_0,链路预算中的发射功率、天线增益及接收机性能参数主要参考已有地月空间和深空通信研究。对于LEO/BDS-ELFO/DRO Ka频段链路(25 GHz),采用PU等[14]的参数配置,发射端有效全向辐射功率为40 dBW,其中发射天线口径为0.6 m,发射功率为13 dBW,接收端G/T为24 dB/K。计算结果表明,当链路距离达到500 000 km时,接收端C/N_0仍高于57 dB-Hz,明显高于现有深空接收设备的典型跟踪门限,如CE-5T接收机约为24 dB-Hz,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration,NASA)Navigator接收机约为22~25 dB-Hz。由此表明,在本文参数配置下,地球侧天基节点与月球导航卫星之间具有充足的链路裕量,可满足后续星间测距与时间传递需求。

基于上述链路判定准则,本文分别计算LEO/BDS卫星与DRO、ELFO卫星之间的链路可见性,图5和图6给出了相应可见链路数量随时间的变化。

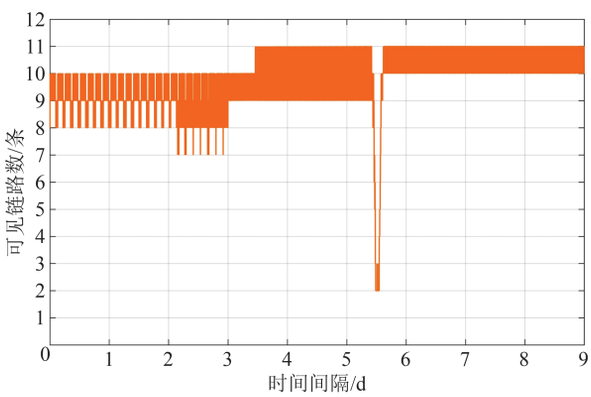


图5 DRO卫星的星间链路可见性

Fig. 5 Inter-Satellite Link Visibility of the DRO Satellite

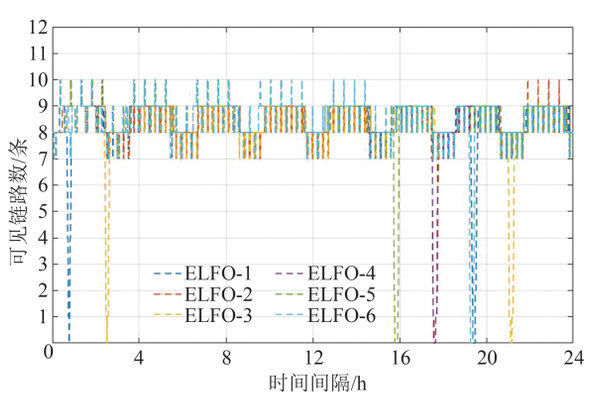


图6 ELFO卫星的星间链路可见性

Fig. 6 Inter-Satellite Link Visibility of the ELFO Satellite

仿真结果表明,LEO/BDS-ELFO链路在大部分运行时段具有较好的可用性,各历元可见链路数量通常为7~10条。但受ELFO近月运行特性及月球遮挡影响,卫星经过月球背面时每个轨道周期约有30 min的链路中断,此时LEO/BDS-ELFO可见链路数量降为0,卫星状态主要依赖动力学模型,可能导致估计不确定度增大。

相比之下,DRO轨道尺度更大、远离月面,在本文构型下可在整个仿真弧段内与LEO/BDS星座保持至少2条有效链路,未出现完全不可见时段,因此能够获得更加连续的星间观测,为自主

定轨与时间同步提供稳定支撑。

总体而言,ELFO在多数时段具有较多的可用链路,但存在周期性月球遮挡;DRO则具有更好的长期链路连续性。两类轨道在链路数量与观测连续性方面形成互补,为后续自主轨道确定与时间同步性能分析提供了观测基础。

1.3　数据仿真模型

1.3.1　月球导航卫星动力学模型

表2给出了仿真中采用的动力学参数[15]。对于ELFO而言,在引力建模方面,除月球引力及其重力场外,动力学模型还考虑了地球引力及其重力势项,并结合JPL DE405星历引入太阳及其他行星的N体摄动影响。同时,模型还纳入了由地球和太阳引力引起的月球潮汐形变,以及广义相对论修正项。

在非引力摄动方面,模型考虑了直接太阳光压、月球红外辐射和月球反照辐射,其中太阳光压是最主要的非引力摄动因素。对于ELFO轨道,太阳光压模型还进一步考虑了地球和月球遮挡所形成的半影和伪本影阶段。DRO轨道仿真则采用CRTBP动力学模型。

表2　月球轨道仿真参数设置

Table 2　Dynamic Parameter Settings for the Orbit Simulation

轨道	动力学模型	参数设置
ELFO	地球重力场模型	EIGEN-6C (70×70)
	月球重力场模型	GL0660B (30×30)
	N体模型	JPL DE405
	太阳光压模型	Macro model 质量:1 000 kg,面积:26.78 m^2, 太阳光压系数(C_R) = 1.24
	相对论效应	IERS 2010
DRO	圆形限制性三体问题(circular restricted three-body problem,CRTBP)模型	

1.3.2　星载原子钟模型

对于星载原子钟来说,BDS卫星本身搭载了高性能的星载原子钟,为了实现高精度的时间同步与授时,ELFO和DRO轨道也均配置了高性能原子钟。原子钟可以视为一个随机动态系统,其状态随时间演化,但是受到噪声干扰,因此适合采用Kalman滤波的方法进行星载原子钟仿真。

时钟的误差传播模型为二次多项式模型,包括钟差$\delta\tau$、钟漂$\delta\dot{\tau}$和频漂$\delta\ddot{\tau}$,当给定第k个历元的时钟状态$\left[\delta\tau \quad \delta\dot{\tau} \quad \delta\ddot{\tau}\right]_k^{\mathrm{T}}$,第$k+1$个历元的时钟状态可以由下式得到:

$$\begin{bmatrix}\delta\tau\\ \delta\dot{\tau}\\ \delta\ddot{\tau}\end{bmatrix}_{k+1}=\boldsymbol{\Phi}\begin{bmatrix}\delta\tau\\ \delta\dot{\tau}\\ \delta\ddot{\tau}\end{bmatrix}_k=\begin{bmatrix}1 & \Delta t & \frac{1}{2}\Delta t^2\\ 0 & 1 & \Delta t\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\tau\\ \delta\dot{\tau}\\ \delta\ddot{\tau}\end{bmatrix}_k \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{\Phi}$为时钟传播模型的状态转移矩阵;Δt为时间间隔,其对应的过程噪声$\boldsymbol{Q}$为:

$$\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}q_1\Delta t+\frac{1}{3}q_2\Delta t^3+\frac{1}{20}q_3\Delta t^5 & \frac{1}{2}q_2\Delta t^2+\frac{1}{8}q_3\Delta t^4 & \frac{1}{6}q_3\Delta t^3\\ \frac{1}{2}q_2\Delta t^2+\frac{1}{8}q_3\Delta t^4 & q_2\Delta t^4+\frac{1}{3}q_3\Delta t^3 & \frac{1}{2}q_3\Delta t^2\\ \frac{1}{6}q_3\Delta t^3 & \frac{1}{2}q_3\Delta t^2 & q_3\Delta t\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中,q_1、q_2、q_3分别为频率白噪声、频率随机游走噪声和频率随机奔跑噪声的功率谱密度,由原子钟性能决定。为了验证原子钟性能对时间同步的影响,本文选择了GNSS卫星通常搭载的铷原子频率标准(Rubidium atomic frequency standard,RAFS)以及下一代深空原子钟(deep space atomic clock,DSAC),两种原子钟的天稳定度和对应的功率谱密度如表3所示[21]。

表3　两种原子钟参数统计

Table 3　Parameters of the Two Atomic Clocks

原子钟类型	天稳	功率谱密度系数		
		q_1	q_2	q_3
RAFS	2.07×10^{-14}	8.0×10^{-24}	4.5×10^{-32}	3.4×10^{-36}
DSAC	3.96×10^{-16}	1.8×10^{-25}	1.0×10^{-34}	1.0×10^{-40}

1.3.3　星间测距观测与误差模型

本文以BDS卫星作为地球侧参考卫星。观测仿真阶段采用精密星历和精密钟差作为BDS卫星轨道与钟差真值,生成星间测距观测;参数解算阶段则采用广播星历和广播钟差获取BDS参考卫星的轨道与钟差信息,以模拟实际应用条件。对于LEO卫星,假设其搭载BDS接收机,并利用BDS广播星历进行自主导航解算,获得相应的位置和钟差信息。星间测距观测噪声标准差设为1 m。硬件延迟方面,假设BDS卫星收、发端差分码偏差(differential code bias,DCB)均已完成标定并作为已知量进行改正,DRO和ELFO卫星接收端与发射端DCB分别设为6 m和4 m,以模拟星间链路收发通道硬件延迟。此外,观测模型还计算了卫星所处引力势差异及信号传播过程中的相对论效应。

2 基于星间链路的轨道确定与时间同步方法

在天基轨道确定中,地球卫星与地月空间航天器之间可以建立双向单程测距(dual one-way ranging,DOWR)链路。在该测量模式下,链路两端卫星在同一历元分别进行信号测量,从而获得两组相互独立的单程伪距观测值。

2.1 星间链路双向测距模型

在某一给定历元,设一颗地球卫星记为A,一颗地月空间航天器记为B,二者同时交换测距信号,从而形成两组独立的单程伪距观测值[14]。通过对这两组观测值进行线性组合,可构建DOWR观测量。接收伪距观测模型可表示为:

$$P_{AB}(t_{\mathrm{mea}})=\left|\vec{r}_B(t_B)-\vec{r}_A(t_B-\tau_{AB})\right|+c\left[\delta t_B(t_B)-\delta t_A(t_B-\tau_{AB})\right]+c\left(D_A^{\mathrm{send}}+D_B^{\mathrm{rec}}\right)+\varepsilon_{AB} \tag{3}$$

$$P_{BA}(t_{\mathrm{mea}})=\left|\vec{r}_A(t_A)-\vec{r}_B(t_A-\tau_{BA})\right|+c\left[\delta t_A(t_A)-\delta t_B(t_A-\tau_{BA})\right]+c\left(D_B^{\mathrm{send}}+D_A^{\mathrm{rec}}\right)+\varepsilon_{BA} \tag{4}$$

式中,$\vec{r}_A$和$\vec{r}_B$分别表示卫星A和B的位置矢量;$\delta t_A(t)$和$\delta t_B(t)$分别表示卫星A和B的钟差;τ_{AB}和τ_{BA}分别是卫星A和B的信号传播时间;D_A^{send}、D_B^{send}和D_A^{rec}、D_B^{rec}分别表示卫星A和B的设备时延;ε_{AB}和ε_{BA}分别表示两条观测链路包含的相对论误差和测量噪声在内的其他误差;t_{mea}为由星载时钟记录的测量时刻,因此包含卫星A或B的钟差影响;c表示光速。星载时钟偏差通常通过周期性校正被控制在较小范围内。设备延迟一般视为常值参数,而测量噪声则建模为高斯白噪声。

在信号传播过程中,卫星的位置和钟差均随时间变化。两组单程伪距观测中包含近似相等的几何距离项,以及量级相近但符号相反的钟差项。通过对这两组观测进行求和与求差组合,可以在一定程度上实现几何距离项与钟差项的解耦,从而有利于对卫星位置和钟差参数进行分离估计。DOWR的求和与作差组合形式分别表示为:

$$\begin{aligned}2z_{\mathrm{sum}}=P_{AB}+P_{BA}=&\left|\vec{r}_B(t_B)-\vec{r}_A(t_B-\tau_{AB})\right|+\left|\vec{r}_A(t_A)-\vec{r}_B(t_A-\tau_{BA})\right|+\\&c\left(D_A^{sd}+D_B^{re}+D_B^{sd}+D_A^{re}\right)+c\left(\Delta t_A+\Delta t_B\right)+\varepsilon_{AB}+\varepsilon_{BA}\end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned}2z_{\mathrm{sub}}=P_{AB}-P_{BA}=&\Delta\rho+c\left(D_A^{sd}+D_B^{re}-D_B^{sd}-D_A^{re}\right)+c\left[\delta t_B(t_B)+\delta t_B(t_A-\tau_{BA})\right]-\\&c\left[\delta t_A(t_A)-\delta t_A(t_B-\tau_{AB})\right]+\varepsilon_{AB}-\varepsilon_{BA}\end{aligned} \tag{6}$$

式中,Δt_A和Δt_B分别表示卫星A和B在信号传播过程中的钟漂变化量;$\Delta\rho$表示传播时间间隔内的星间距离变化量。在定轨初始阶段,由于轨道估计存在较大不确定性,用于计算几何修正项的误差也相对较大;随着轨道解逐步收敛,该项误差将逐渐减小。需要指出的是,总设备延迟无法通过解析方式直接分离,若不进行提前标定,将影响轨道确定和时间同步的解算结果。

2.2 EKF算法

EKF算法估计的状态向量定义为[23]:

$$\boldsymbol{X}=\left(r^{\mathrm{T}},v^{\mathrm{T}},c\mathrm{d}t,c\mathrm{d}\dot{t},c\mathrm{d}\ddot{t},C_R\right)^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中,r和v分别表示地月空间航天器的位置和速度;$\mathrm{d}t$和$\mathrm{d}\dot{t}$分别为待估计的钟差和钟漂;$\mathrm{d}\ddot{t}$表示频漂;C_R是太阳光压系数,假设保持恒定。

EKF包含两个主要步骤:时间更新步骤基于前一时刻的状态预测下一历元的状态,而测量更新步骤则利用当前测量数据对预测状态进行修正。预测步骤的方程如下:

$$\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{\phi}_{k,k-1}\bar{\boldsymbol{X}}_{k-1}\\ \tilde{\boldsymbol{P}}_k=\boldsymbol{\phi}_{k,k-1}\bar{\boldsymbol{P}}_{k-1}\boldsymbol{\phi}_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_K\end{cases} \tag{8}$$

式中,$\tilde{\boldsymbol{X}}$和$\bar{\boldsymbol{X}}_{k-1}$分别表示第$k$历元的预测状态向量和第$k-1$历元的更新状态向量;$\tilde{\boldsymbol{P}}_k$和$\bar{\boldsymbol{P}}_{k-1}$分别表示第$k$历元和第$k-1$历元的预测误差协方差矩阵与更新误差协方差矩阵。

更新方程为:

$$\begin{cases}\boldsymbol{K}_k=\tilde{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\left(\boldsymbol{H}_k\tilde{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k\right)^{-1}\\ \bar{\boldsymbol{X}}_k=\tilde{\boldsymbol{X}}_k+\boldsymbol{K}_k\left(\boldsymbol{z}_k-\boldsymbol{H}_k\tilde{\boldsymbol{X}}_k\right)\\ \bar{\boldsymbol{P}}_k=\left(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k\right)\tilde{\boldsymbol{P}}_k\end{cases} \tag{9}$$

式中,$\boldsymbol{K}$、$\boldsymbol{H}$和$\boldsymbol{R}$分别表示卡尔曼增益、设计矩阵和观测噪声协方差矩阵。对应的设计矩阵为:

$$\boldsymbol{H}_k=\begin{bmatrix}\dfrac{\delta z_{\mathrm{sum}}}{\delta r} & \dfrac{\delta z_{\mathrm{sum}}}{\delta v} & 0 & 0 & 0\\ 0_{1\times3} & 0_{1\times3} & \dfrac{\delta z_{\mathrm{sub}}}{\delta \mathrm{d}t} & \dfrac{\delta z_{\mathrm{sub}}}{\delta \mathrm{d}\dot{t}} & 0\end{bmatrix} \tag{10}$$

EKF通过预测与更新的交替递推,不断融合新的星间链路观测信息,从而逐步优化航天器状态估计。

2.3 RAKF算法

EKF的性能依赖于动力学模型和观测随机模型的合理性。当星间测距观测中出现粗差时,异常量测可能通过滤波更新直接污染状态估计;而当卫星发生未建模机动、附加加速度或动力学

模型失配时,预测状态本身将产生偏差,此时单纯对异常观测进行降权难以有效抑制状态误差传播。由于两类异常分别作用于滤波的量测更新环节和状态预测环节,其处理方式存在明显差异。

为处理上述两类异常,本文引入 GONG 等[17]提出的抗差自适应方法,并将其应用于本文构建的地月空间多轨道星间链路自主轨道确定与时间同步场景。该方法在 EKF 框架下分别构造观测等价协方差和预测状态等价协方差:对于观测异常,通过调整观测协方差降低异常量测权重;对于卫星状态异常,则通过调整预测状态协方差降低滤波器对异常动力学预测信息的信任程度。

2.3.1　观测异常下等价协方差构建

当异常主要来自观测层时,通过构造观测等价协方差放大量测噪声协方差,以降低异常观测在滤波更新中的权重[17]。

设第 k 个历元的残差向量为:

$$\boldsymbol{V}_k=\boldsymbol{H}_k\bar{\boldsymbol{X}}_k-\boldsymbol{z}_k \tag{11}$$

等效残差协方差矩阵为:

$$\boldsymbol{R}_{V_k}=\boldsymbol{H}_k(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)\tilde{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{K}_k\boldsymbol{R}_k-\boldsymbol{R}_k\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k \tag{12}$$

标准化残差可写为:

$$V_k^*=\frac{V_k}{R_{V_k}} \tag{13}$$

根据标准化残差的大小,对原始观测噪声协方差矩阵 $\boldsymbol{R}_k$ 进行等价膨胀:

$$\boldsymbol{R}_k^*=\kappa_k\boldsymbol{R}_k \tag{14}$$

式中,κ_k 为膨胀因子,可定义为:

$$\kappa_k=\begin{cases}1, |V_k^*|\leqslant a\\ |V_k^*|, |V_k^*|>a\end{cases} \tag{15}$$

式中,a 为观测异常判别阈值,通常可取 1.0~1.5。当残差未超限时,观测协方差保持不变;当残差超限时,观测协方差随异常程度增大而膨胀,从而降低异常观测在滤波更新中的权重。修正后的卡尔曼增益为:

$$\boldsymbol{K}_k^*=\tilde{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}_k\tilde{\boldsymbol{P}}_k\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k^*)^{-1} \tag{16}$$

由此可完成观测更新。该处理适用于星间链路测距中的粗差等量测层异常。

2.3.2　状态异常下等价协方差构建

与观测异常不同,状态异常主要来源于未建模机动、附加加速度、轨道恢复过程中的动力学参数失配等问题,其本质是预测模型与真实状态演化之间存在明显偏差。此时,仅对量测层进行降权并不足以保证滤波稳定性,更关键的是降低滤波器对异常预测状态的信任程度。

对此,RAKF 引入预测状态等价协方差,其表达式为:

$$\tilde{\boldsymbol{P}}_k^*=\begin{cases}\tilde{\boldsymbol{P}}_k, |\mathrm{d}\boldsymbol{X}_k|\leqslant c\\ \alpha_k\tilde{\boldsymbol{P}}_k, |\mathrm{d}\boldsymbol{X}_k|>c\end{cases} \tag{17}$$

式中,$\tilde{\boldsymbol{P}}_k^*$ 为修正后的预测状态协方差矩阵;c 为状态异常判别阈值;α_k 为自适应因子:

$$\alpha_k=\frac{|\mathrm{d}\boldsymbol{X}_k|}{c} \tag{18}$$

$$|\mathrm{d}\boldsymbol{X}_k|=\frac{|\hat{\boldsymbol{X}}_k-\tilde{\boldsymbol{X}}_k|}{\sqrt{\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{P}}_k)}} \tag{19}$$

$\hat{\boldsymbol{X}}_k$ 表示由几何观测获得的估计状态;$\tilde{\boldsymbol{X}}_k$ 为预测状态。若二者差异较小,说明当前动力学模型基本可信;若差异显著增大,则说明预测状态可能受到机动或模型失配影响,需要放大预测协方差,以提高滤波器对异常状态的适应能力。

2.3.3　异常来源判别

RAKF 的关键在于正确区分异常来源。在 EKF 中,观测信息与状态信息之间的差异可由创新量表示:

$$\boldsymbol{V}_k=\boldsymbol{H}_k\tilde{\boldsymbol{X}}_k-\boldsymbol{z}_k \tag{20}$$

设第 k 历元参与滤波的卫星集合为 $S=\{s_i\}$,观测集合为 $L=l_{ab}$,其中 l_{ab} 表示由卫星 a 与卫星 b 之间生成的一条星间链路观测。为便于判别异常来源,对每条观测和每颗卫星分别设置标签 F_l 与 F_s,初值均设为 0。

异常识别过程按以下步骤进行:首先,遍历当前历元所有观测。若某条观测 l_{ab} 的 V_k 超过阈值,则将该观测标记为异常,即令 $F_{l_{ab}}=1$。然后,对未超限观测所对应的两颗卫星标签进行累加:

$$F_{s_a}=F_{s_a}+1 \tag{21}$$

$$F_{s_b}=F_{s_b}+1 \tag{22}$$

若某颗卫星至少参与一条未超限观测,则其状态不被判为异常;反之,若某颗卫星参与的所有观测均超限,则认为异常更可能来自该卫星状态。若某颗卫星 s_i 的状态标签始终为 0,则判定该卫星状态异常,并将所有与其相关的观测标签置为 2。因此,观测标签 F_l 的含义为:当 $F_l=0$ 时,表示无异常,保持常规 EKF 更新;当 $F_l=1$ 时,表示观测异常;当 $F_l=2$ 时,表示状态异常。根据该判别结果,RAKF 分别进入对应处理分支。

3 实验结果与分析

3.1 实验方案设计

为验证所构建月球导航星座自主轨道确定模型及RAKF方法在不同运行场景下的性能与鲁棒性,本文在统一的星座构型、动力学模型、观测模型及滤波初始条件下,设计正常状态、观测异常和状态异常3类仿真实验。需要说明的是,本文所有仿真的起始历元统一设置为2024-01-01T00:00:00,观测数据采样率为30 s。

第一类为正常状态实验。该场景不额外引入异常,仅考虑常规过程噪声和高斯观测噪声,用于评估正常运行条件下基于星间链路的自主轨道确定与时间同步性能,并作为后续异常场景的基准。

第二类为观测异常实验。在指定时间段内随机选取一定比例的星间链路,并向其测距观测中注入不同量级粗差,以模拟链路干扰、观测跳变等量测异常。为分析不同异常幅度对滤波性能及RAKF异常抑制能力的影响,设置3种观测异常方案,异常链路比例均为40%,异常持续时间均为20 min,粗差幅值分别为5 m、10 m和20 m,具体参数见表4。

表4 3种观测异常方案

Table 4 Three Observation Anomaly Scenarios

方案	异常链路比例/%	持续时间/min	粗差幅值/m
1	40	20	5
2	40	20	10
3	40	20	20

第三类为状态异常实验。在轨道积分过程中于指定时刻引入瞬时轨道机动,以模拟未建模机动导致的状态预测异常。参考NASA 2023年有关地月空间轨道扰动与恢复分析的技术报告[24],本文沿卫星瞬时速度方向施加1 m/s的速度增量,以表征突发机动对轨道预报及滤波状态估计的影响,并进一步检验RAKF对状态异常的识别与自适应抑制能力。

3.2 轨道确定性能评估

本节重点评估三类仿真场景下的自主轨道确定性能,表5汇总了定轨过程中采用的主要动力学模型、观测模型及相关参数。参考SHI等[25]的研究结果,本文将地球侧参考节点的轨道误差纳入仿真,其中LEO卫星三维轨道精度设为0.3 m,BDS MEO卫星三维轨道精度设为0.5 m,以模拟实际参考卫星轨道不确定性对月球导航卫星自主定轨的影响。

表5 轨道确定动力学模型及观测模型参数设置

Table 5 Parameter Settings for the Dynamic and Observation Models in Orbit Determination

模型	轨道	具体项目	仿真设置
动力学模型	ELFO	地球重力场模型	GGM05S (2×2)
		月球重力场模型	GL0660B (10×10)
		N体模型	JPL DE421
		太阳光压模型	Macro model, C_R solved
		相对论效应	IERS 2010
	DRO	CRTBP模型	
观测模型	LEO	广播星历/m	0.3
		钟差/ns	1.5
	BDS	广播星历/m	0.5
		钟差/ns	2
	ISL观测值	观测噪声/m	1
		观测采样率/s	30
	初始状态误差	位置(X, Y, Z)/m	5 000
		速度(X, Y, Z)/(m·s^{-1})	2
		钟差	钟差1 μs, 钟漂0.1 μs/s
		C_R	0.2

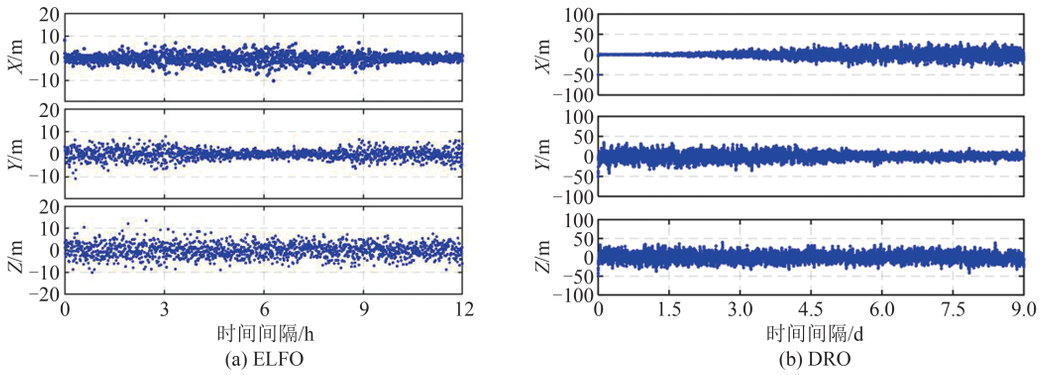
3.2.1 正常状态定轨性能评估

图7给出了正常场景下ELFO和DRO卫星的轨道确定误差曲线,其中轨道误差定义为滤波估计位置与参考轨道位置之差。结果表明,两类卫星X、Y、Z 3个方向的定轨误差均能较快收敛并保持稳定,说明所构建的星间链路自主定轨模型能够实现稳定的轨道状态估计。

对于ELFO卫星,X、Y、Z 3个方向的定轨精度分别为3.7 m、2.8 m和4.2 m,三维定轨精度为6.3 m,表明正常运行条件下ELFO卫星可实现米级自主定轨。相比之下,DRO卫星的三维定轨精度相对较差,X、Y、Z 3个方向的定轨精度分别为6.8 m、8.1 m和10.0 m,三维定轨精度为14.1 m。总体而言,DRO卫星的定轨精度低于ELFO卫星,但仍保持在10 m量级。这一差异可能与DRO轨道动力学环境更复杂、当前动力学建模仍存在一定简化有关。特别是DRO的X方向误差增长较为明显,说明该方向几何构型相对较差、可观测性较弱,更容易产生误差积累。因此,后续仍需进一步优化DRO轨道动力学模型和观测配置,以提升混合星座整体定轨性能。

3.2.2 观测异常定轨性能评估

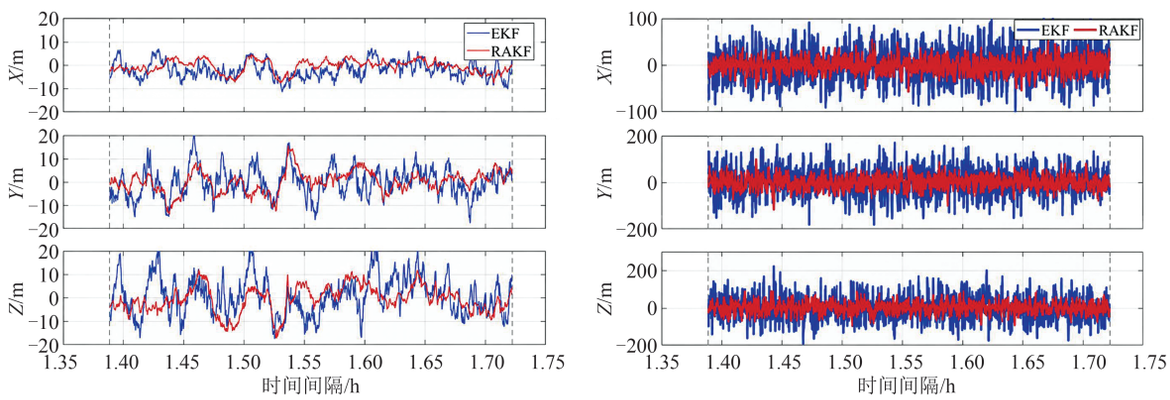
图8至图10分别给出了3种粗差注入方案下ELFO和DRO卫星的定轨误差变化,其中蓝色和红色曲线分别表示EKF和RAKF结果,阴影区



(a) ELFO　(b) DRO

图 7　ELFO 与 DRO 自主定轨误差曲线

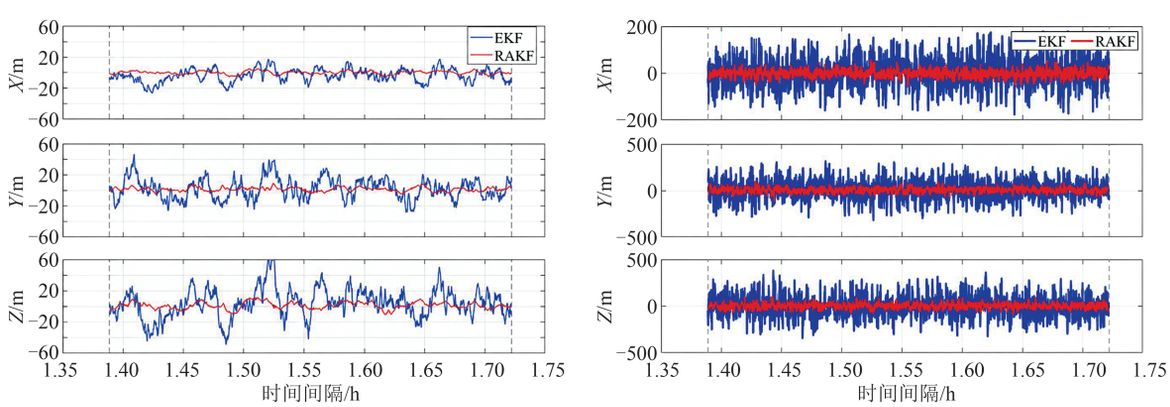
Fig. 7　Autonomous Orbit Determination Errors for ELFO and DRO Satellites



(a) ELFO　(b) DRO

图 8　观测异常方案 1 ELFO 与 DRO 自主定轨误差曲线

Fig. 8　Autonomous Orbit Determination Error Curves of ELFO and DRO under Observation Anomaly Scenario 1



(a) ELFO　(b) DRO

图 9　观测异常方案 2 ELFO 与 DRO 自主定轨误差曲线

Fig. 9　Autonomous Orbit Determination Error Curves of ELFO and DRO Under Observation Anomaly Scenario 2

域表示粗差注入时段。对于 ELFO 卫星,粗差注入后 EKF 定轨误差在异常时段内迅速增大,且误差幅度随粗差量级增加而显著上升;相比之下,RAKF 误差曲线整体保持稳定,仅出现有限波动,表明其能够有效抑制异常观测对状态估计的影响。DRO 卫星呈现出与 ELFO 基本一致的变化规律,说明 RAKF 对不同类型月球轨道均具有较好的适用性。

从定量结果来看,在 3 种粗差方案下,ELFO 卫星采用 EKF 时的三维定轨精度分别为 11.0 m、25.2 m 和 48.9 m,采用 RAKF 后分别降至 5.5 m、5.9 m 和 7.8 m,精度分别提升 50.0%、76.6% 和 84.0%。对于 DRO 卫星,EKF 三维定轨精度分别为 98.8 m、119.6 m 和 189.4 m,RAKF 结果分别为 26.1 m、30.6 m 和 43.7 m,对应精度分别提升 73.6%、74.4% 和 76.9%。随着粗差幅值增大,EKF 定轨性能明显恶化,而 RAKF 精度降低相对缓慢,表明该方法能够通过对异常观测进行识别与降权,有效减弱粗差对滤波更新的影响,提高自主定轨的性能。

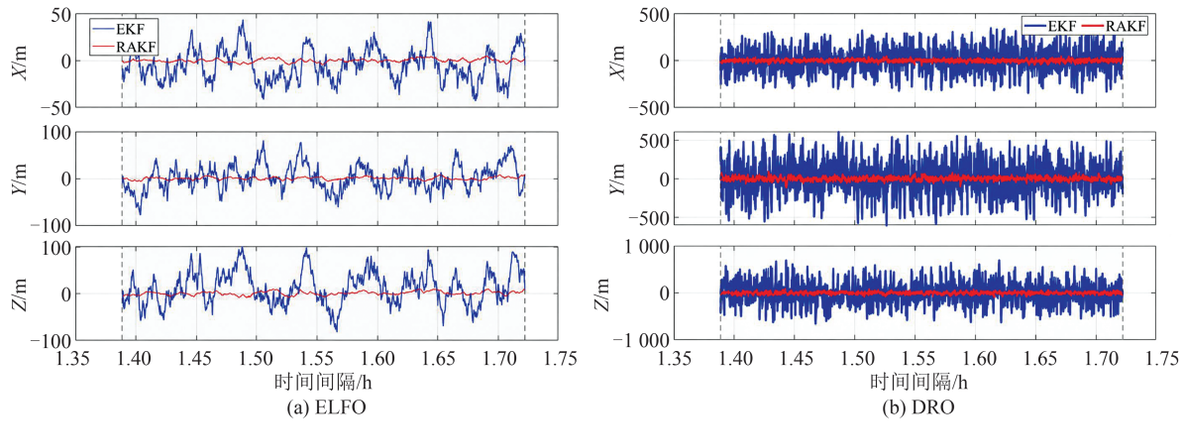


图10 观测异常方案3 ELFO与DRO自主定轨误差曲线

Fig. 10 Autonomous Orbit Determination Error Curves of ELFO and DRO Under Observation Anomaly Scenario 3

需要指出的是,尽管RAKF在两类轨道场景下均表现出显著的异常抑制效果,DRO卫星在观测异常条件下的定轨精度仍明显低于ELFO,且较正常场景明显下降。这一差异可能与DRO轨道更复杂的三体动力学特性、观测几何以及当前动力学模型精细程度有关,使其状态估计对模型误差和观测异常更加敏感。

3.2.3 状态异常定轨性能评估

图11给出了注入轨道机动后的定轨误差变化曲线。由于DRO轨道具有较强的长期稳定性,本节重点分析ELFO卫星在轨道机动场景下的定轨表现。可以看出,轨道机动发生后,EKF和RAKF的定轨误差均明显增大,说明状态异常会破坏滤波预测模型与真实轨道之间的一致性,导致定轨性能下降。但两种方法的误差增长幅度差异显著:EKF误差发散更为严重,峰值可达约300 m量级;RAKF的误差增长相对受控,最大误差约为50 m,明显低于EKF。在机动加速度注入后,定轨误差并未立即剧烈突变,而是在后续过程中逐步增大。这与观测异常场景下误差在异常历元附近迅速放大的现象不同,说明状态异常主要通过破坏动力学模型一致性影响预测过程,其误差传播具有持续性和累积性。

从定量结果来看,在轨道异常发生至逐步恢复正常的区间内,EKF在X、Y、Z 3个方向上的轨道精度分别为165.1 m、44.5 m和284.4 m,三维定轨精度为331.5 m;RAKF在3个方向上的定轨精度分别为6.6 m、9.3 m和14.7 m,三维定轨精度为18.6 m。与EKF相比,RAKF的三维定轨精度提升约94.4%。这表明RAKF不仅能够有效抑制轨道机动引起的误差放大,还能在恢复阶段保持更高的定轨精度。

综合来看,轨道机动等状态异常会显著降低月球导航卫星自主定轨性能,而RAKF能够有效限制状态异常引起的误差传播和发散,在异常发生及恢复阶段均保持较高的定轨稳定性,体现出良好的状态异常抑制能力。

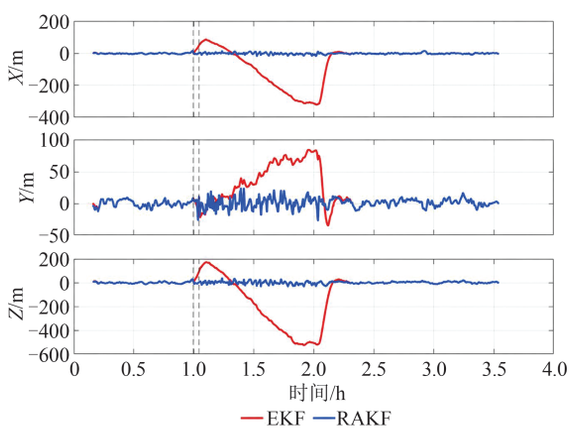


图11 状态异常ELFO定轨误差曲线

Fig. 11 ELFO Orbit Determination Error Curves Under State Anomalies

3.3 时间同步性能评估

3.3.1 正常状态时间同步性能评估

首先分析正常观测条件下月球导航卫星的时间同步性能,并进一步比较不同性能星载原子钟对同步结果的影响。正常场景中,本文假设月球导航卫星发射端和接收端的硬件延迟已通过地面标定获得并在观测模型中完成改正,因此不将其作为未知参数参与时间同步解算。

图12给出了ELFO和DRO卫星分别搭载RAFS和DSAC的钟差、钟漂和频漂估计结果,表6列出了相应的统计指标。由图12可以看出,两类轨道卫星的钟状态均能够保持稳定估计,RAFS和DSAC条件下未出现明显的长期发散趋势,但不同原子钟对应的状态波动幅度存在显著差异。总体而言,DSAC对应的钟差曲线更加集中,钟漂和频漂的随机波动明显小于RAFS,表明高稳

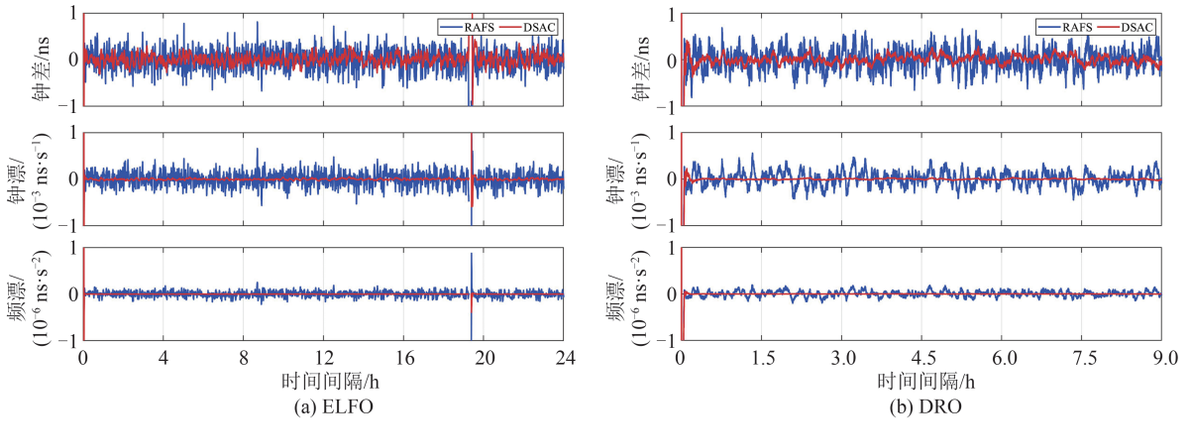


图 12　两种星载原子钟的 ELFO 与 DRO 时间同步性能

Fig. 12　Time Synchronization Performance of ELFO and DRO with Two Types of Spaceborne Atomic Clocks

表 6　两种星载原子钟的 ELFO 与 DRO 时间同步性能定量结果

Table 6　Time Synchronization Performance Results of ELFO and DRO with Two Types of Spaceborne Atomic Clocks

轨道	原子钟	钟差/ns	钟漂 /(10^{-3} ns·s^{-1})	频漂 /(10^{-7} ns·s^{-2})
ELFO	RAFS	0.228	0.154	0.610
	DSAC	0.105	0.017	0.020
DRO	RAFS	0.244	0.155	0.610
	DSAC	0.118	0.017	0.023

定度原子钟能够有效降低钟状态预测噪声,提高时间同步解算的稳定性。

从表 6 的定量结果来看,对于 ELFO 卫星,采用 RAFS 时,钟差、钟漂和频漂精度分别为 0.228 ns、0.154×10^{-3} ns/s 和 0.610×10^{-7} ns/s^2;采用 DSAC 后分别提升至 0.105 ns、0.017×10^{-3} ns/s 和 0.020×10^{-7} ns/s^2,相比 RAFS 分别提升约 54.0%、89.0% 和 96.7%。其中,钟漂和频漂的改善尤为明显,说明 DSAC 更高的频率稳定度能够显著削弱钟状态随时间传播过程中随机误差的累积。DRO 卫星呈现出与 ELFO 基本一致的规律。搭载 RAFS 时,钟差、钟漂和频漂精度分别为 0.244 ns、0.155×10^{-3} ns/s 和 0.610×10^{-7} ns/s^2;采用 DSAC 后分别提升至 0.118 ns、0.017×10^{-3} ns/s 和 0.023×10^{-7} ns/s^2,精度分别提升约 51.6%、89.0% 和 96.2%。同时,相同原子钟条件下 ELFO 与 DRO 的时间同步结果较为接近。

需要指出的是,上述结果建立在收、发通道硬件延迟已完成标定的假设下。若存在未标定的收发端 DCB,由于双向单程观测求半差只能消除双向观测中的公共误差项,收发通道硬件延迟的不对称部分仍会残留在时间同步结果中。假设发射端和接收端 DCB 分别为 6 m 和 4 m,则双向观测求半差后残留的等效距离偏差为 1 m,对应的时间偏差约为 3.34 ns。该系统偏差明显高于正常场景下 0.1 ns 量级的钟差随机误差,说明当时间同步精度达到亚纳秒量级后,硬件延迟标定将成为不可忽略的误差因素。因此,实际系统中需通过地面预标定、在轨标定或联合参数估计等方式对其进行处理,以充分发挥高稳定度星载原子钟的性能优势。

3.3.2　观测异常时间同步性能评估

双向单程观测作差能够消除部分公共误差,但单向链路中的非公共粗差仍会残留并影响钟状态估计。为评估 RAKF 对观测异常的抑制能力,本文采用 RAFS 星载原子钟,在 LEO/BDS 与月球导航卫星之间的单程星间观测中分别注入前文设置的 3 种不同幅值粗差。图 13 至图 15 分别给出了 ELFO 和 DRO 卫星采用 EKF 与 RAKF 得到的钟差、钟漂和频漂误差序列,表 7 和表 8 列出了相应统计结果。

由图 13、表 7、表 8 可以看出,在方案 1 的小幅粗差条件下,观测异常已经对钟状态估计产生明显影响,但 EKF 与 RAKF 之间的差异相对有限;对于 ELFO 卫星,EKF 钟差精度为 3.596 ns,采用 RAKF 后提升至 2.371 ns,精度改善 34.07%;DRO 卫星呈现类似规律,钟差精度由 3.332 ns 提升至 1.623 ns,改善 51.29%。从时间序列可以看出,此时两种算法的钟漂和频漂均主要表现为零值附近的随机波动,RAKF 的改善主要体现在钟差偏差的抑制上。

随着粗差幅值增大,两种算法之间的性能差异显著扩大。由图 14、表 7、表 8 可知,常规 EKF 的钟差估计出现明显的近似常值偏移,而 RAKF 能够将钟差误差有效限制在零值附近;对于 ELFO 卫星,EKF 的钟差精度为 7.210 ns,RAKF 处理后改善至 0.322 ns,对应精度提升 95.53%;DRO 卫星的钟差精度由 6.661 ns 提升至 0.336 ns,改善 96.46%。

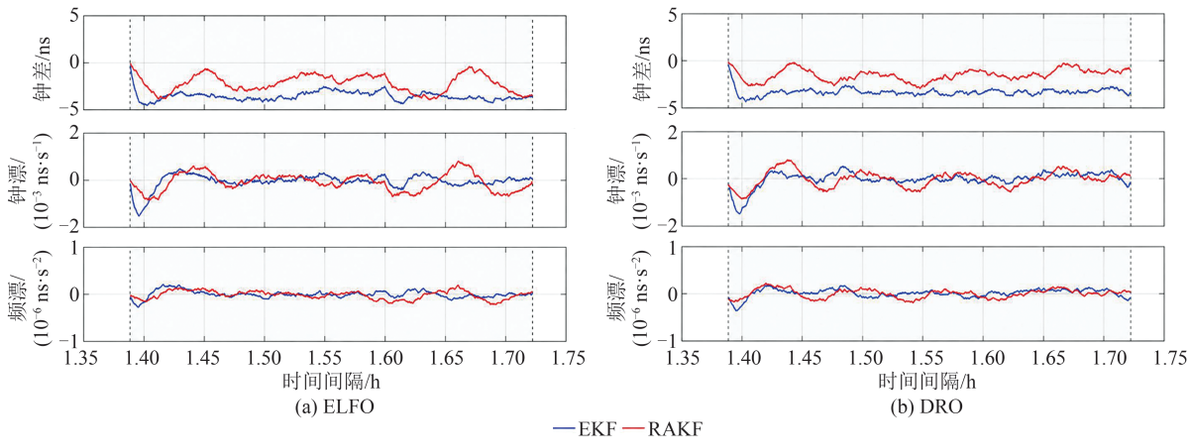


图13 观测异常方案1 ELFO与DRO时间同步误差曲线

Fig. 13 Time Synchronization Error Curves of ELFO and DRO Under Observation Anomaly Scenario 1

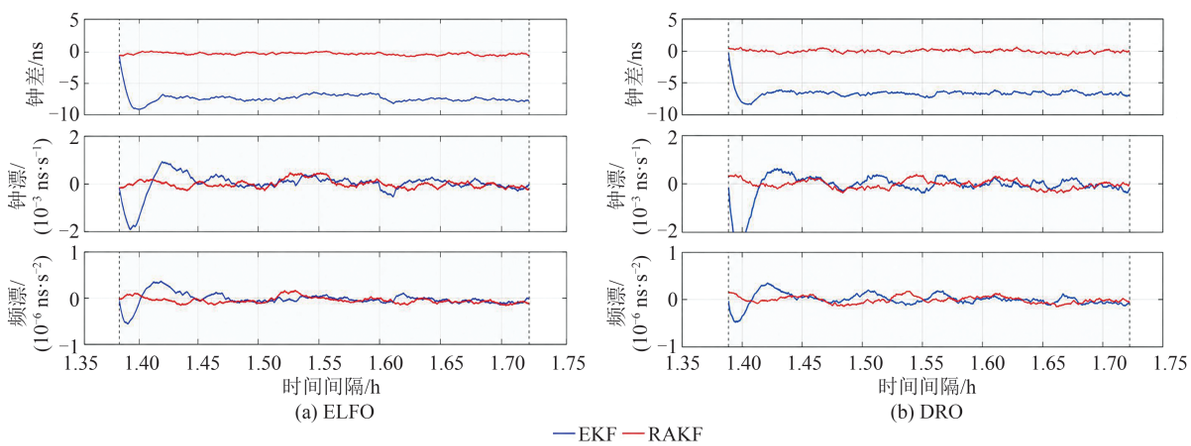


图14 观测异常方案2 ELFO与DRO时间同步误差曲线

Fig. 14 Time Synchronization Error Curves of ELFO and DRO Under Observation Anomaly Scenario 2

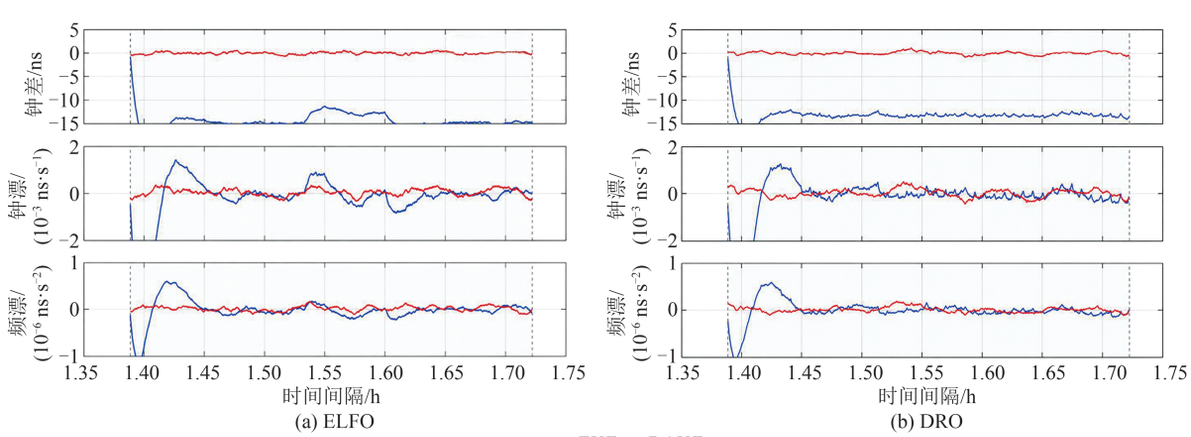


图15 观测异常方案3 ELFO与DRO时间同步误差曲线

Fig. 15 Time Synchronization Error Curves of ELFO and DRO Under Observation Anomaly Scenario 3

在粗差幅值最大的方案3中,这一差异更加突出。由图15、表7可见,EKF钟差在异常作用后产生大幅且持续的偏移,而RAKF钟差仍基本保持在零值附近,表明异常观测对滤波状态更新的影响得到了有效限制;对于ELFO卫星,EKF钟差精度达到14.524 ns,RAKF仅为0.256 ns,精度提升98.24%。上述结果表明,随着粗差幅值增加,常规EKF的时间同步性能迅速恶化,而RAKF能够通过异常识别与自适应降权显著削弱异常观测向钟状态的传播,其相对优势随异常程度增加而更加明显。

进一步分析可见,固定幅值粗差对钟差的影响最为显著,而钟漂和频漂主要表现为局部波

表 7　ELFO 卫星时间同步性能

Table 7　Time Synchronization Performance of ELFO Satellites

方案	算法	钟差/ns	钟漂 /(10^{-3} ns·s^{-1})	频漂 /(10^{-7} ns·s^{-2})
1	EKF	3.596	0.312	0.752
	RAKF	2.371	0.271	0.634
	提升率/%	34.07	13.14	15.7
2	EKF	7.210	0.590	1.246
	RAKF	0.322	0.189	0.650
	提升率/%	95.53	67.97	47.8
3	EKF	14.524	1.210	2.393
	RAKF	0.256	0.158	0.547
	提升率/%	98.24	86.94	77.1

表 8　DRO 卫星时间同步性能

Table 8　Time Synchronization Performance of DRO Satellites

方案	算法	钟差/ns	钟漂 /(10^{-3} ns/s)	频漂 /(10^{-7} ns/s^{-2})
1	EKF	3.332	0.335	0.875
	RAKF	1.623	0.317	0.648
	提升率/%	51.29	5.37	25.94
2	EKF	6.661	0.534	1.273
	RAKF	0.336	0.177	0.495
	提升率/%	96.46	66.85	61.12
3	EKF	13.323	1.108	2.277
	RAKF	0.314	0.176	0.565
	提升率/%	97.64	84.12	75.19

动,并未形成持续性偏移。这是因为测距粗差能够直接投影至钟差参数并被滤波状态吸收,而钟漂和频漂主要描述钟差随时间的变化特征。因此,RAKF 通过异常识别和自适应降权能够有效削弱粗差向钟状态的传播,提高观测异常条件下月球导航星座时间同步性能。

4　结　语

本文面向地月空间长期自主PNT服务需求,构建了由ELFO、DRO月球导航卫星及地球侧LEO/BDS星座组成的多轨道星间链路导航架构,建立轨道动力学、星载原子钟及双向单程测距模型,并开展自主轨道确定与时间同步研究。在此基础上,引入RAKF方法对观测异常和卫星状态异常进行自适应处理。主要结论如下:

1)ELFO与DRO在星间链路可见性方面具有较好的互补性。ELFO卫星多数时段可获得较丰富的LEO/BDS星间观测,但受月球遮挡影响存在周期性链路中断;DRO卫星则具有更好的长期链路连续性,可为混合月球导航星座自主运行提供持续观测支撑。

2)正常状态下,所构建系统能够实现稳定的自主轨道确定与时间同步。ELFO和DRO卫星三维定轨精度分别为6.3 m和14.1 m。时间同步方面,采用RAFS时,ELFO和DRO钟差精度分别为0.228 ns和0.244 ns,采用DSAC后分别提升至0.105 ns和0.118 ns,表明星载原子钟稳定度对时间同步性能具有显著影响。

3)观测粗差会同时降低轨道确定和时间同步性能,而RAKF能够通过自适应调整观测协方差有效抑制异常观测影响。在5 m、10 m和20 m粗差条件下,ELFO三维定轨精度较EKF分别提升50.0%、76.6%和84.0%,DRO分别提升73.6%、74.4%和76.9%;在较大粗差条件下,两类卫星时间同步精度提升率均超过95%。

4)对于未建模轨道机动等状态异常,RAKF通过调整预测状态协方差,降低对异常动力学预测的信任程度。1 m/s速度扰动条件下,ELFO三维定轨精度由EKF的331.5 m提升至18.6 m,提升约94.4%,表明该方法能够有效抑制状态异常的持续传播与误差累积。

综上,ELFO/DRO混合轨道构型能够兼顾近月服务能力与长期链路连续性,基于LEO/BDS星间链路的自主轨道确定与时间同步方法具有较好的可行性,RAKF能够进一步提升系统在观测异常和状态异常条件下的鲁棒性和可靠性。后续将进一步结合高保真动力学模型、优化链路构型及实测数据开展验证。

参　考　文　献

[1] BURNS J O, MELLINKOFF B, SPYDELL M, et al. Science on the Lunar Surface Facilitated by Low Latency Telerobotics from a Lunar Orbital Platform-Gateway[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 154: 195-203.

[2] GIORDANO P, MELMAN F, SWINDEN R, et al. The Lunar Pathfinder PNT Experiment and Moonlight Navigation Service: The Future of Lunar Position, Navigation and Timing[C]// International Technical Meeting of the Institute of Navigation, Long Beach, California, USA, 2022.

[3] SMITH M, CRAIG D, HERRMANN N, et al. The Artemis Program: An Overview of NASA's Activities to Return Humans to the Moon[C]// IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2020.

[4] XIN L. Japan's Successful Moon Landing Was the

most Precise Ever[J]. *Nature*, 2024, 626(7997): 18-19.

[5] YAN J G, PING J S, LI F, et al. Chang'E-1 Precision Orbit Determination and Lunar Gravity Field Solution[J]. *Advances in Space Research*, 2010, 46(1): 50-57.

[6] FAN M, HU X G, DONG G L, et al. Orbit Improvement for Chang'E-5T Lunar Returning Probe with GNSS Technique[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 56(11): 2473-2482.

[7] YANG Y X, YAO Z, MAO Y, et al. Resilient Satellite-Based PNT System Design and Key Technologies[J]. *Science China Earth Sciences*, 2025, 68(3): 669-682.

[8] SESTA A, DURANTE D, BOSCAGLI G, et al. ATLAS: Orbit Determination and Time Transfer for a Lunar Radio Navigation System[J]. *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, 2025, 72(2).

[9] YANG Y X, SONG X Y. Stepwise Autonomous Orbit Determination of Large LEO Constellations by GNSS Observations with Partial Inter-Satellite Ranging[J]. *Satellite Navigation*, 2025, 6(1): 5.

[10] HILL K A. Autonomous Navigation in Libration Point Orbits[D]. Boulder: University of Colorado, 2007.

[11] 曹建峰, 满海钧, 黄勇, 等. 地月空间单程测量观测建模与算法实现[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(1): 50-57.
CAO Jianfeng, MAN Haijun, HUANG Yong, et al. Modeling and Algorithm Implementation of Cislunar Space One-Way Ranging Measurement[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2025, 12(1): 50-57.

[12] 曹建峰, 满海钧, 王文彬, 等. 地月空间探测器星间链路定轨能力分析[J]. 武汉大学学报(信息科学版), 2025, 50(4): 637-646.
CAO Jianfeng, MAN Haijun, WANG Wenbin, et al. Analysis of Orbit Determination Capability for Cislunar Space Probes Using ISL Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2025, 50(4): 637-646.

[13] 黄勇, 杨鹏, 陈艳玲, 等. 地月空间探测器星间测距自主定轨[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2023, 53(2): 132-144.
HUANG Yong, YANG Peng, CHEN Yanling, et al. Orbit Determination of a Cislunar Space Probe Using Inter-Satellite Link Data[J]. *Scientia Sinica* (*Physica, Mechanica & Astronomica*), 2023, 53(2): 132-144.

[14] 蒲京辉, 李霜琳, 刘江凯, 等. 3种典型地月轨道的天基定轨与时间同步[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(6): 641-651.
PU Jinghui, LI Shuanglin, LIU Jiangkai, et al. Space-Based Orbit Determination and Time Synchronization Method for Three Typical Cislunar Orbits[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, 10(6): 641-651.

[15] WANG D X, XU T H, LI M, et al. Lunar Navigation Satellite System for the South Pole and Earth-Moon Space: Constellation Design and Performance Evaluation with Integrated BDS[J]. *GPS Solutions*, 2025, 29(2): 87.

[16] BAHADUR B, SCHÖN S. Improving the Stochastic Model for Code Pseudorange Observations from Android Smartphones[J]. *GPS Solutions*, 2024, 28(3): 148.

[17] GONG X Y, HUANG D F, FENG W, et al. An Improved Robust Filtering Against Observation and Satellite State Anomalies in Centralized Autonomous Orbit Determination for GNSS[J]. *Advances in Space Research*, 2024, 73(1): 225-236.

[18] MAO X Y, ARNOLD D, KALARUS M, et al. GNSS-Based Precise Orbit Determination for Maneuvering LEO Satellites[J]. *GPS Solutions*, 2023, 27(3): 147.

[19] TENG Y H, XU B, GAO Y T, et al. Autonomous Orbit Determination, Timekeeping and Service Performance Analysis of the Cislunar Space Navigation System Based on Special Long-Period Orbits[J]. *Measurement*, 2025, 255: 118005.

[20] TURNER G. Results of Long-Duration Simulation of Distant Retrograde Orbits[J]. *Aerospace*, 2016, 3(4): 37.

[21] HE B, XU T H, WANG D X, et al. Autonomous Orbit Determination for Lunar Navigation Constellation Using Low Earth Orbit Satellites[J]. *Advances in Space Research*, 2026, 77(6): 6659-6674.

[22] HE B, CAI C S, PAN L. A Rapid-Convergence Precise Point Positioning Approach Using Double Augmentations of Low Earth Orbit Satellite and Atmospheric Information[J]. *Remote Sensing*, 2023, 15(22): 5265.

[23] LOU Y D, DAI X L, GONG X P, et al. A Review of Real-Time Multi-GNSS Precise Orbit Determination Based on the Filter Method[J]. *Satellite Navigation*, 2022, 3(1): 15.

[24] DAVIS D C, MCCARTHY B P, ZIMOVAN-SPREEN E M. Perturbations and Recovery in the Gateway Near Rectilinear Halo Orbit[C]// AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Austin, Texas, USA, 2023.

[25] SHI Y L, LI M, XU T H, et al. Precise Autonomous Navigation of LEO Constellations Based on PPP-B2b Signals and Inter-Satellite Ranging Measurements[J]. *GPS Solutions*, 2025, 29(3): 150.