

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2024.03.003

月球导航星座轨道的地球 GNSS 可见性评估

张云¹, 许磊¹, 杨树瑚¹, 洪中华¹, 童小华²

(1. 上海海洋大学信息学院, 上海 201306;
2. 同济大学测绘与地理信息学院, 上海 200092)

摘要:随着月球探索进入一个新的时代,为确保未来月球任务的实时高精度定位,大幅提高登月航天器的自主性,且减少对地球基地的依赖,选取合适的轨道构建月球导航星座,并且实现月球导航星座与地球 GNSS 的通信链路同步尤为重要。为评估月球导航星座轨道中卫星接收 GNSS 信号的性能,首先对椭圆形月球冻结轨道(ELFO)、近直线晕轨道(NRHO)、顺行圆形轨道(PCO)和低月球轨道(LLO)4种轨道进行仿真。然后基于天线方向图等指标仿真了 GNSS 卫星信号,并依据主旁瓣波束宽度和载噪比等仿真结果评估了4种不同轨道卫星对 GNSS 的可见性。结果表明, NRHO 和 ELFO 对 GNSS 星座有较好的可视效果,最高可见时间占比达 99.57%,保障了绝大部分时间内能够稳定接收 GNSS 信号,有助于实现月球导航星座轨道卫星的轨道和时钟校正,并保证轨道的定位性能。

关键词:月球导航;全球导航卫星系统;可见性;载噪比

中图分类号:V11;V476.3;TN967.1 **文献标志码:**A **文章编号:**2095-8110(2024)03-0025-11

Earth GNSS visibility assessment for lunar navigation constellation orbits

ZHANG Yun¹, XU Lei¹, YANG Shuhu¹, HONG Zhonghua¹, TONG Xiaohua²

(1. College of Information Science, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. College of Surveying and Geo-Informatics, Tongji University, Shanghai 200092, China)

Abstract: As the era of lunar exploration dawns anew, to ensure real-time, high-precision positioning for future lunar missions, significantly enhance the autonomy of lunar spacecraft and reduce their dependence on Earth-based stations, it is particularly important to select suitable orbits for constructing a lunar navigation constellation and achieve synchronization of communication links between the lunar navigation constellation and the Earth's GNSS. To assess the performance of satellites receiving GNSS signals in lunar navigation constellation orbits, simulations of four types of orbits—elliptical lunar frozen orbit (ELFO), near-rectilinear halo orbit (NRHO), prograde circular orbit (PCO) and low lunar orbit (LLO)—are conducted. Along with simulations of GNSS satellite signals based on antenna pattern metrics, the visibility of GNSS by satellites in these four types of orbits is evaluated based on simulation results such as main and side lobe beam width and signal-to-noise ratio. Results show that NRHO and ELFO orbits provide better visibility of the GNSS constellation, with the highest visibility time proportion reaching 99.57%. This ensures

收稿日期:2024-01-31; **修订日期:**2024-03-10

基金项目:国家自然科学基金面上项目(42271335);国家自然科学基金专项项目(42241164)

作者简介:张云(1974—),男,教授,主要从事导航遥感和深空月球 PNT 方面的研究。

通信作者:童小华(1971—),男,中国工程院院士,主要从事深空探测遥感与视觉定位导航方面的研究。

stable reception of GNSS signals for the majority of the time, facilitating the correction of orbit and clock of lunar navigation constellation satellites and guaranteeing positioning performance of the orbit.

Key words: Lunar navigation; Global navigation satellite system (GNSS); Visibility; Signal-to-noise ratio

0 引言

月球潜藏着许多自然资源,一直是人类探索的目标之一。月球南极的地形较高,既可提供充足的太阳能发电光照,又包括可能含有挥发性元素的永久阴影遮蔽区域,获取这些挥发性物质及其下方的地质样本将有助于实现多项科学目标^[1]。近年来,人类对于月球探索的重视不断增加,美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)计划逐步实现人类重返月球的目标并建立月球轨道平台——Gateway,为在月球周围实现长期人类存在和科学研究提供支持^[2],为未来的深空探索奠定基础。此外,还有欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的欧洲大型后勤着陆器(European Large Logistics Lander, EL3)^[3],印度空间研究组织(Indian Space Research Organisation, ISRO)的Chandrayaan计划,中国探月工程(China's Lunar Exploration Project, CLEP)和俄罗斯联邦航天局的Luna-Glob任务等,同时许多私营企业也加入了这场竞赛^[4]。在目前的深空探测任务中,导航和定位仍然是关键的挑战之一。全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)在现代社会的航空航天、交通导航、地理测绘、军事和科学研究等方面发挥着重要的作用,为人类的生活和各行各业带来了巨大的便利,其信号很早就被应用到近地轨道(low Earth orbit, LEO),而在中高度地球轨道(medium Earth orbit, MEO)以上的尝试则需要特别设计的接收机和先进的信号处理技术。磁层多尺度(magnetospheric multiscale, MMS)任务通过导航接收器Navigator两次打破了全球定位系统(global positioning system, GPS)信号最高定位高度的吉尼斯世界纪录(分别于2016年和2019年在距地面70 000 km和187 200 km处)^[5-6],最远达到约地月距离的一半,大大提升了在月球使用GNSS信号的可能性。

近年来,在高轨道甚至月球轨道上使用GNSS信号的研究越来越多,各种优秀的GNSS接收机被提出。Moreau等^[7]改进了太空和高椭圆轨道(highly

elliptical orbit, HEO)中存在的弱信号的接收机算法,有助于在距GPS卫星40~50个地球半径外的接收机跟踪28~35 dB·Hz之间的较弱GPS信号。2012年,Capuan等^[8]提出了适用于月球转移轨道(medium Earth transfer orbit, MTO)的15 dB·Hz跟踪门限的高灵敏度接收机。Dovis等^[9]设计的环月轨道任务接收机,可捕获5~8 dB·Hz的极弱信号。Impresario等^[10]分析了伽利略卫星导航系统(Galileo satellite navigation system, Galileo)信号在地月空间和月球轨道可被接收,并且可见卫星数大于4颗的占比时间。Winternitz等^[11]基于经过验证的MMS GPS,选取近直线晕轨道(near-rectilinear halo orbit, NRHO)、高增益天线和合适的原子钟,可以实现自主实时的导航。Delépaut等^[12]采用GNSS天线传输模式对未来的月球任务轨道接收GNSS信号的情况进行了分析。关梅倩^[13]分析了丁溯泉等^[14]仿真的探月飞行器轨迹在GNSS主瓣和旁瓣信号下的导航定位性能,其中包含2条月球晕轨道,发现GEO, GTO, HEO和地月转移轨道在多GNSS主瓣旁瓣信号共用情况下能实现导航位置解算。Bhanidipati等^[15]结合间歇性地球GPS信号和时序滤波器,发现即使在月球轨道的卫星上使用小尺寸质量、低功耗的小型时钟,卫星的定位性能也可与传统地球GPS媲美。Stallo等^[16]于2023年提出了轨道动态时间同步的概念,用于进行卫星同步以及生成导航消息所需的时钟和星历数据,使用蒙特卡罗模拟和卡尔曼滤波器校正环月卫星轨道和时钟,实现月球用户的高精度定位。

在月球导航星座的卫星与GNSS通信方面,以往的研究倾向于只考虑GPS,但考虑到未来人类探索月球的广泛需求,全面使用不同导航星座系统,综合利用不同GNSS的各种优势,将为月球探索提供更加全面和高效的导航支持。在构建月球导航星座系统的研究中,此前的工作提出了各种环月轨道的组合方案,然而随着新型高效能轨道如NRHO的发现,需重新审视现有的星座轨道选取方案。基于目前关于月球导航系统的研究现状,为评估未来月球导航星座在接收地球GNSS信号用于卫星轨

道^[16]和时钟^[15-16]校正的可行性,选取未来月球任务可能使用较为频繁的 4 种轨道进行仿真研究:低月球轨道(low lunar orbit, LLO), NRHO, 顺行圆形轨道(prograde circular orbit, PCO)及椭圆形月球冻结轨道(elliptical lunar frozen orbit, ELFO)。在阿波罗月球探测计划的制定过程中,当航天器与月球轨道交会时,选择一个特定的绕月球运行的开普勒轨道被称为 LLO^[17],其高度低于传统的月球轨道,航天器进入和维持轨道有较低的能耗;离地面接收点更近使得月球导航更加精确和高效,可以更直接地接收月球表面的导航参考点信息,进而提高导航的准确性。PCO 为沿顺行方向旋转且高度稳定的各种大小的圆轨道,保持轨道仅需要很少的修正^[18]。该轨道以其圆形的几何形状和轨道上物体恒定的速度为特征,使得航天器在 PCO 上的运动相对可靠和可预测,使得导航计算更加简化可靠,大大降低了误差。ELFO 是指一种具有椭圆形状的月球冻结轨道,其具有几乎恒定的离心率和几乎恒定的周期方向(平均而言)^[19]。冻结轨道通常是通过分析引力势的独特方面,找到有助于消除形状不规则影响的行为区域来发现的^[20]。冻结轨道上卫星的运动相对稳定,只需要较少的推力来维持轨道位置。在冻结轨道上,卫星的平均运动速度与天体的自转速度相匹配,卫星相对于天体表面也保持相对固定的位置。Grebow^[21]利用经典的圆形受限三体问题(circular restricted three-body problem, CR3BP)建立了描述小体运动的微分方程,求解出 5 个平衡点(拉格朗日点),NRHO 属于三体系统中 L1/L2 拉格朗日点周围的晕轨道族,与较小主体星的最小距离较小^[22]。晕轨道是描述特定类型的三维周期性轨道的术语,首次由 Farquhar^[23]提及。NRHO 属于晕道族,通过轨道稳定性特性在晕轨道族中确定边界。L1 和 L2 拉格朗日点各自有对应的南北 NRHO,每个点附近的南北 NRHO 关于地月轨道平面是镜像对称的。NRHO 的特点是其大部分时间并不位于地月平面内,且它们展现出与地月系统良好的共振特性,使得轨道上的卫星较少受到地球和月球公转引起的遮挡,也能减少维持轨道所需的能量^[24],是未来月球探索任务的理想轨道之一。

采用天线特性实验(antenna characterization experiment, ACE)的天线增益方向图对 GNSS 发射天线进行仿真,根据几何位置并结合卫星姿态分析 4 种轨道卫星接收到的不同 GNSS 卫星的主瓣和旁

瓣信号功率、GNSS 卫星可见数目以及可见的稳定性,为未来深空任务中月球导航星座的建立以及基于 GNSS 校正卫星轨道和时钟提供参考。

1 卫星轨道仿真设计

1.1 GNSS 轨道参数

基于联合国外层空间事务厅手册^[25]中的开普勒参数对 GPS、北斗卫星导航系统(BeiDou navigation satellite system, BDS)及 Galileo 星座进行仿真,采用 27 颗 6 轨道面 GPS、24 颗 3 轨道面 Galileo 以及 32 颗 3 种轨道高度 7 轨道面的 BDS,仿真开始时间为 2025/11/09 00:00:00 UTC。

1.2 月球导航星座轨道参数

参考已有的文献^[12, 20, 26], LLO, PCO, ELFO 的轨道参数都可以用开普勒轨道六参数表示,轨道开始时间均为 2025/11/09 00:00:00 UTC,表 1 为轨道参数,图 1 为仿真得到的轨道,月球惯性坐标系通过欧拉角旋转国际天球参考框架(international celestial reference frame, ICRF)指定。

表 1 月球导航星座轨道开普勒轨道参数

Tab. 1 Kepler orbit parameters of lunar navigation constellation orbit

轨道类型	高度/km	偏心率	轨道倾角/°	近地点幅角/°	升交点赤经/°	真近角点/°
ELFO	9 750.5	0.6	63.5	90	0	0
LLO	1 837.4	0.0	28.5	0	0	0
PCO	3 000.0	0.0	75.0	0	90	0

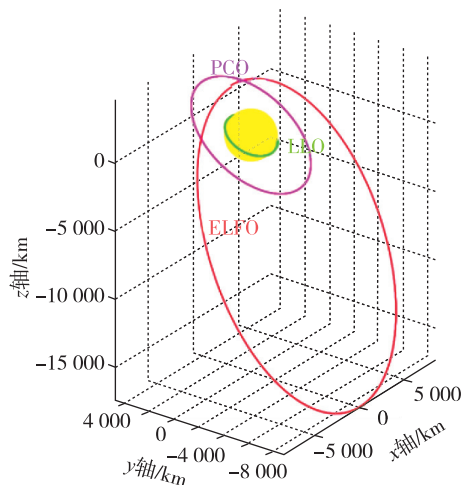


图 1 月球惯性坐标系中 ELFO, PCO, LLO
Fig. 1 ELFO, PCO, LLO in the lunar inertial coordinate system

NRHO 处于复杂的三体力学模型当中,不能近似为传统的开普勒轨道参数,通常使用地月旋转框架讨论地月系统的晕轨道。稳定性指数 v 是单源性矩阵的最大特征值 λ_{\max} 的函数,式(1)为稳定性指数计算方程,稳定指数为 1 的轨道为稳定晕轨道^[24],包括 NRHO。

$$v = \frac{1}{2} \left(\lambda_{\max} + \frac{1}{\lambda_{\max}} \right) \quad (1)$$

文献[27]采用多重射击方法计算 CR3BP NRHOs,以 $r_y = 0, v_x = v_z = 0$ 指定顶点周围和顶点状态矢量,从近地点向前传播,从远地点向后传播,

确保了这两点之间中点的完整状态连续性,状态分量 (r_y, v_x, v_z) 和轨道周期作为控制变量, r_p (最小近日点半径) 被约束为期望值。从月球表面(约 1 700 km) 具有 r_p 的单个收敛解开始,然后使用延拓方法生成整个 NRHO 族的解,并结合 DE421 星历和重力模型获得真实解。表 2 为本文采用的 L2 点南 NRHO 参数,轨道开始时间为 2025/11/08 23:22:07.10353 TDB,最小近月点半径 r_p 为 4 500 km,在 CR3BP 模型中轨道周期为 6.993 d。图 2(a)和(b)分别为 NRHO 在地月旋转坐标系和月球惯性坐标系下的轨迹。

表 2 NRHO 初始状态矢量

Tab. 2 Initial state vector of NRHO

轨道类型	R_x/km	R_y/km	R_z/km	$v_x/(\text{km/s})$	$v_y/(\text{km/s})$	$v_z/(\text{km/s})$
NRHO	-125.952	120.961	4 357.68	-0.042 296 2	1.468 56	-0.003 538 77

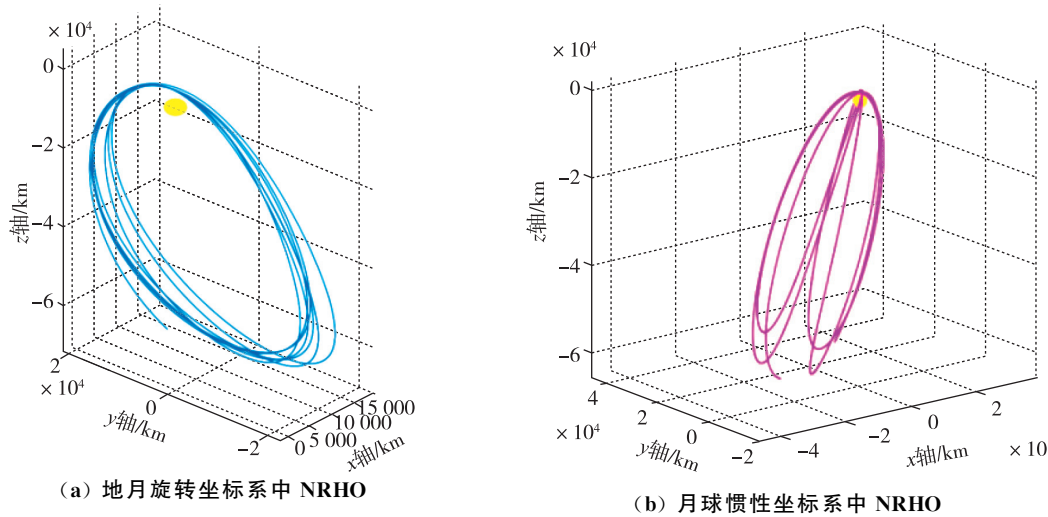


图 2 地月旋转坐标系和月球惯性坐标系中的 NRHO

Fig. 2 NRHO in the moon-centered Earth-moon rotating frame and in the lunar inertial coordinate system

1.3 天线仿真参数

采用文献[11]给出的数据描述不同 GNSS 的发射信号功率;采用公布的 GPS 空间飞行器(space vehicle, SV)的天线方向图还原发射天线在不同方向上对信号的增益。天线方向图根据 ACE 项目^[28]收集的飞行数据构建,包含 Block IIA, IIR, IIR-M, IIF 模式,能够模拟完整和准确的星座。这些模式的天线方向图在视觉上相似度较高,图 3 展示了 Block IIF 的 L1 波段天线方向图,由于缺乏 BDS 和 Galileo 的天线增益情况,采用 Block IIF 的天线增益模式进行模拟。

GPS SV 有以自己为中心的天线面板坐标系, z

轴指向地球, y 轴沿着“正”太阳能阵列轴, x 轴与 y, z 轴组成右手系统^[29]。由于 GPS 发射天线方向图的方位角是不对称的,在计算天线增益时,就需要考虑到每颗卫星的偏航姿态。根据文献[30]给出的偏航转向(yaw-steering, YS)姿态模式,可以确定每个时刻空间飞行器的 $+x, +y$ 轴的方向。

在月球导航卫星上,位置和姿态的改变可能会使得接收天线不能以合适的方向去接收信号,导致信号接收效果较差。可以添加必要传感器使得接收天线始终指向地心,确保月球导航卫星位于主旁瓣波束范围内时接收天线能提供足够的增益,更好地接收来自 GNSS 的信号,如图 4 所示。

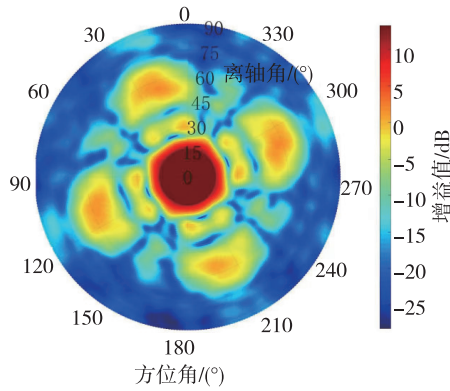


图 3 GPS Block IIF L1 天线方向图^[25]

Fig. 3 Antenna pattern of GPS Block IIF L1^[25]

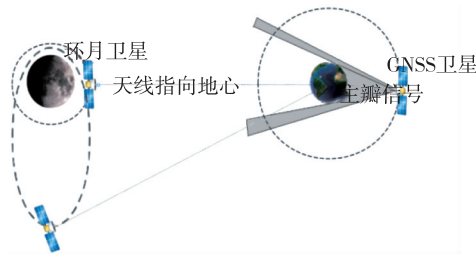


图 4 月球导航卫星接收 GNSS 信号模型

Fig. 4 Receiving GNSS signal model of lunar navigation satellite

采用 Capuano 等^[8]开发的 WeakHEO 概念验证接收机对 L1 波段信号的采集能力,设计其天线增益能够采集和跟踪低至 15 dB·Hz 的 L1 波段信号。图 5 为月球导航卫星接收机的天线增益方向图,采用轴向为 14 dBi,波束宽度为 3 dB,12.2°的高增益天线(high gain antenna, HGA)^[31]。

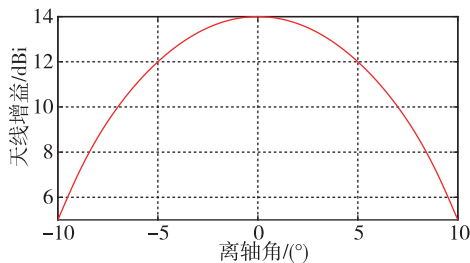


图 5 月球导航卫星搭载接收机天线增益方向图

Fig. 5 Gain pattern of receiver antenna mounted on lunar navigation satellite

2 月球导航轨道 GNSS 信号性能分析

GNSS 信号的高空可获取情况和表现性能被记录为 GNSS 空间服务域(space service volume,

SSV),利用 GNSS 信号需要接收机天线尽量朝向 GNSS 卫星,而 GNSS 卫星天线朝向地心,由天线发射出来的信号大量被地球遮挡,不同轨道高度的 GNSS 卫星的 SSV 受地球遮挡的角度不同,采用如表 3 所示^[13]的遮挡角剔除不可见信号。

表 3 不同 GNSS 卫星受地球的遮挡角

Tab. 3 Different GNSS satellite Earth blockage angle

系统轨道	GPS		BDS		Galileo
	MEO	MEO	IGSO/GEO	MEO	MEO
地球遮挡角/(°)	13.84	13.21	8.70	12.28	

当月球处于月球导航卫星和 GNSS 信号连线上时,需要同时考虑月球对 GNSS 信号的遮挡情况。GNSS 卫星发射的信号被地球等遮挡之后的溢出范围是很有限的,同时月球导航轨道卫星离地球的距离较远,使其很难处于多个 GNSS 可用主瓣信号范围角内,因而 GNSS 卫星的旁瓣信号在深空得以发挥。

计算信号的载噪比(carrier-to-noise ratio, C/N_0),与接收机阈值相比确定信号可用性, C/N_0 由接收机接收到的信号功率 R_p 减去噪声谱密度 N_0 计算得到,可由式(2)、式(3)和式(4)估算^[32],为简化计算不考虑电缆天线之间的损耗。

$$C/N_0 = R_p - N_0 \quad (2)$$

$$N_0 = 10 \lg(kT_s) \quad (3)$$

$$R_p = P_{\text{EIRP}} - L_d - L_e + G_r \quad (4)$$

式(3)中, k 为玻尔兹曼常数; T_s 是系统噪声温度,为 113 K,低噪声放大器设置 30 dB 的增益,噪声系数为 2 dB^[15]。式(4)中,等效全向辐射功率(equivalent isotropically radiated power, EIRP) P_{EIRP} 是指天线系统在特定方向上辐射的功率; L_d 为自由空间损失; L_e 为大气路径损耗,在地球信号到月球路径中可以忽略不计; G_r 为接收天线的增益,随信号接收波束角变化,参照图 5。 P_{EIRP} 由式(5)计算^[33]。

$$P_{\text{EIRP}} = P_T + G_T \quad (5)$$

$$L_d = 20 \lg \left(\frac{\lambda}{4\pi\rho} \right) \quad (6)$$

式(5)中, P_T 为发射机输出功率; G_T 为发射天线增益;自由空间损失 L_d 由信号波长 λ 与信号传播距离 ρ 通过式(6)计算得到。

2.1 单颗 GPS 可见性

GPS 是最早发展起来并在全球范围内广泛使

用的导航卫星系统,本文首先分析了不同月球导航轨道卫星接收 GPS 单颗卫星信号的效果。因 GPS 卫星轨道高度相同,每颗卫星的效果相似,选取一颗 GPS 卫星作为信号源,仿真时间为 2025/11/09 00:00:00 UTC 至 2025/11/16 00:00:00 UTC,采样间隔为 1 min。图 6 为不同月球导航轨道卫星接收到的来自于该 GPS 卫星的主瓣信号。由于 GPS 卫星的主瓣信号接收角度较小,加上地球和月球对信号的遮挡,月球轨道卫星上的接收机几乎只能接收到那些位于地球远离月球一侧、天线指向月球方向的 GPS 卫星发射的主瓣信号。图 6 中,卫星信号数量稀疏且间隔性的聚集分布,大量的空白为不能接收到信号的时刻。

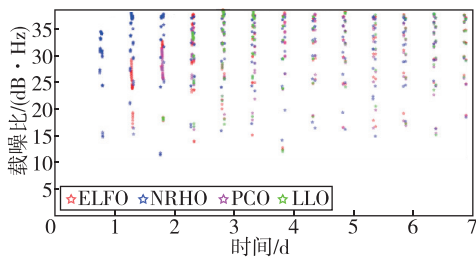


图 6 月球导航卫星接收单颗 GPS 主瓣信号载噪比
Fig. 6 Carrier-to-noise ratio of the main lobe signal of a single GPS received by lunar navigation satellites

图 7 为加入了 GPS 旁瓣信号后的接收信号载噪比结果,由于旁瓣信号的波束角较大,GPS 能被接收到信号的位置不再局限于地球背面,月球导航卫星接收信号的情况得到了改善。

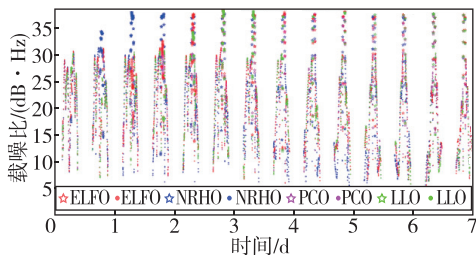


图 7 月球导航卫星接收单颗 GPS 信号
载噪比(主旁瓣信号)

Fig. 7 Carrier-to-noise ratio of a single GPS signal received by a lunar navigation satellite (main and sidelobe signals)

以 $15 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$ 为接收机信号采集阈值,对接收到的信号进行筛选,获取了不同月球导航轨道上的卫星对此颗 GPS 卫星信号的接收情况,如表 4 所示。除了 LLO 以外,其他几个月球导航轨道上的

卫星对于该 GPS 卫星的主旁瓣信号接收效果区别并不是很大,并不能直接确定这几个轨道在接收 GPS 信号方面的优劣,而 LLO 较低的轨道半径使其易受月球遮挡导致信号可见度较差。

表 4 不同月球导航轨道卫星接收单颗 GPS 信号时间占比(主旁瓣信号)

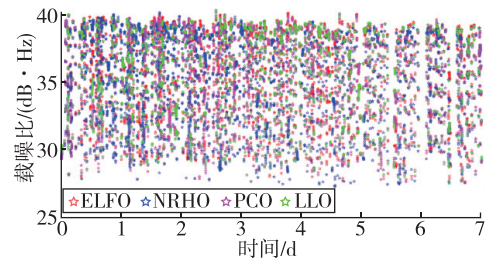
Tab. 4 The proportion of time for different lunar navigation orbit satellites receiving a single GPS signal

	(main and side lobe signal)			%
月球导航轨道	NRHO	ELFO	PCO	LLO
信号可见占比	32	36	33	22

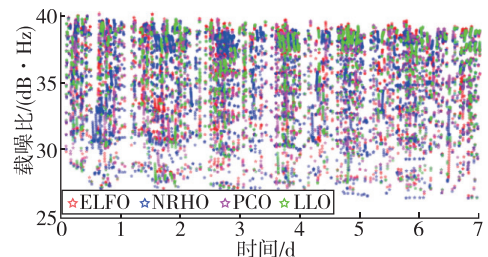
2.2 GNSS 可见性分析

受轨道类型、卫星分布和信号传输方式等因素的影响,单颗 GNSS 卫星信号被月球导航轨道卫星接收的效果存在一定的差异。例如,更高的轨道不易受地月遮挡,信号的传输距离也存在更短的情况,且不同卫星的天线传输模式也不尽相同,因此根据 2.1 节介绍的 GNSS 轨道参数对 GPS, BDS 和 Galileo 卫星进行仿真,仿真时间为 2025/11/09 00:00:00 UTC 至 2025/11/16 00:00:00 UTC,采样间隔为 1 min,评估 3 种不同 GNSS 的主瓣信号和旁瓣信号的使用效果、可见卫星数以及可见时间占比,也对 3 种 GNSS 的混合星座做了性能评估。

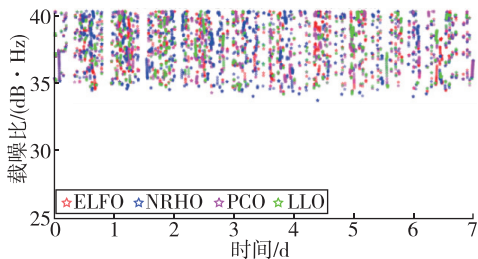
图 8 为月球导航卫星接收到的 GPS, BDS, Galileo 的所有主瓣信号载噪比,图 9 为根据主瓣信号载噪比阈值($15 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$)所得的各个系统的可见卫星数。



(a) 月球导航卫星接收到的 GPS 主瓣信号载噪比



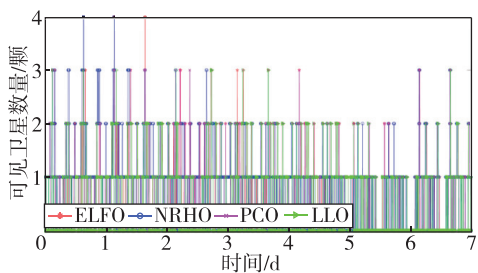
(b) 月球导航卫星接收到的 BDS 主瓣信号载噪比



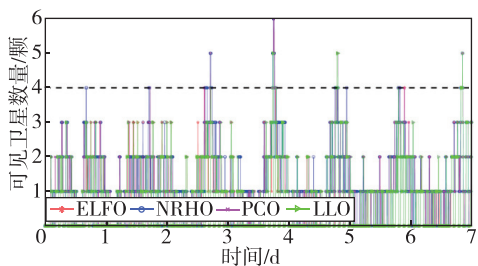
(c) 月球导航卫星接收到的 Galileo 主瓣信号载噪比

图 8 月球导航卫星接收 GPS, BDS 及 Galileo 主瓣信号载噪比

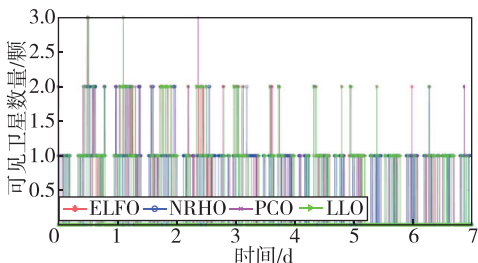
Fig. 8 Carrier-to-noise ratio of the main lobe of GPS, BDS and Galileo signals received by lunar navigation satellites



(a) 基于主瓣信号的 GPS 对月球导航卫星的可见卫星数



(b) 基于主瓣信号的 BDS 对月球导航卫星的可见卫星数



(c) 基于主瓣信号的 Galileo 对月球导航卫星的可见卫星数

图 9 基于主瓣信号的 GPS, BDS 及 Galileo 对月球导航卫星可见卫星数

Fig. 9 Number of visible satellites for lunar navigation satellite based on the main lobe signal of GPS, BDS and Galileo

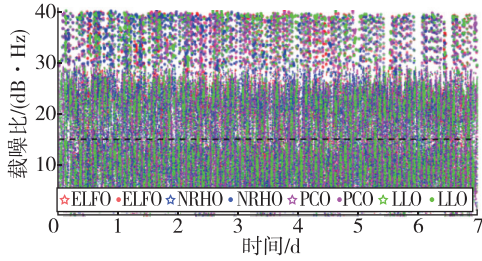
从图 8 可知,在所有类型的月球导航卫星星座中,LLO 卫星接收到的卫星信号数明显较少,其他月球导航轨道卫星接收到同种 GNSS 信号数相近;对比 3 种导航卫星信号被接收情况,BDS 信号载噪比大于 15 dB·Hz 的数目最多,Galileo 最少并且很少有低于 35 dB·Hz 的。针对单导航系统,几何定位解算所需要的最小可用卫星数为 4,因此表 5 统计了基于主瓣信号的月球导航卫星可见 GNSS 卫星数大于等于 4 的时间占比。ELFO 和 NRHO 效果稍好,存在相对更多次接收到 4 颗及以上卫星的时刻。月球导航卫星接收 BDS 星座主瓣信号有一定的优势,Galileo 则不存在能达到 4 颗可见的情况。BDS 和 Galileo 采用相同的天线传输模式,但效果相差较大,这与他们的轨道和卫星分布有关。Galileo 有 3 条轨道 24 颗卫星,轨道高度均为 29 599.801 224 km;GPS 有 6 条轨道 27 颗卫星,轨道高度为 26 559.8 km;BDS 有 7 条轨道 32 颗卫星,轨道高度为 27 906.137 km 与 42 164.2 km。相较而言,Galileo 的布局不够全面,月球导航轨道卫星更难位于其主瓣信号波束角的范围内,接收 Galileo 信号的效果较差;而 BDS 有最多的卫星,特别是有 8 颗卫星的轨道高度为 42 164.2 km,远高于其他 GNSS 的轨道,存在更少的被遮挡时刻,以及频繁出现更短信号传输距离的情况,月球导航卫星更加容易接收 BDS 的主瓣信号。整体来看,月球导航卫星只利用主瓣信号时,即使是观测整体导航星座,可见卫星数也主要处于 0~2 颗,无法实现月球导航卫星和 GNSS 星座的稳定通信。

表 5 基于主瓣信号的月球导航卫星可见 GNSS(大于等于 4)时间占比

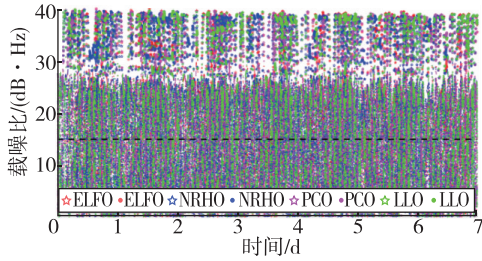
	Tab. 5 Proportion of time with visible GNSS satellites (no less than 4) based on main lobe signals of lunar satellite			
	%			
	ELFO	NRHO	PCO	LLO
GPS(27)	0.11	0.21	0.00	0.00
BDS(32)	1.05	1.34	1.06	0.41
Galileo(24)	0.00	0.00	0.00	0.00

图 10 为加入 GPS, BDS, Galileo 旁瓣信号后月球导航卫星接收到的全部信号的载噪比,图 11 为通过全天线信号载噪比阈值(15 dB·Hz)得到的可见卫星数。

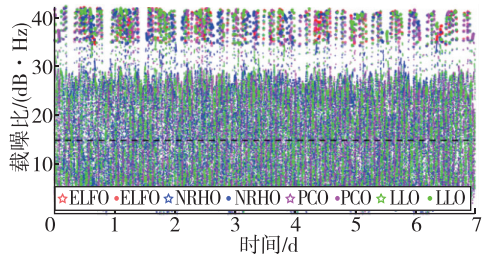
对比图 8 和图 10 可知,加入旁瓣信号后月球导航卫星接收到的卫星信号数均大幅增长。对于任意 GNSS 卫星信号,LLO 卫星接收到的信号数依旧



(a) 月球导航卫星接收到的 GPS 信号
载噪比(主旁瓣信号)



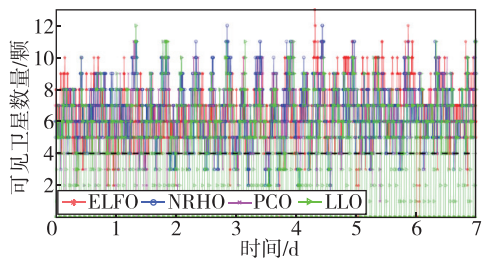
(b) 月球导航卫星接收到的 BDS 信号
载噪比(主旁瓣信号)



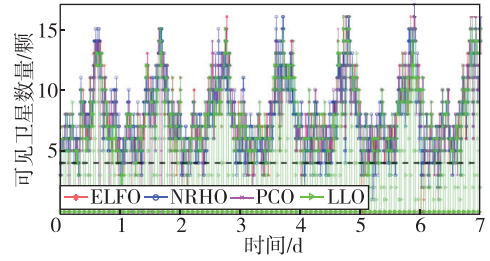
(c) 月球导航卫星接收到的 Galileo 信号
载噪比(主旁瓣信号)

图 10 月球导航卫星接收 GPS, BDS 及 Galileo 信号载噪比(主旁瓣信号)

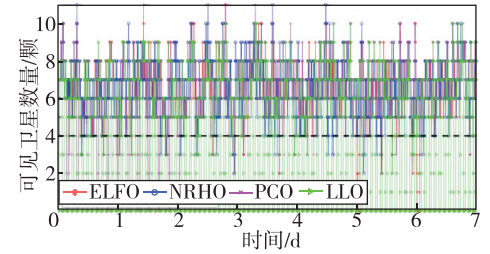
Fig. 10 Carrier-to-noise ratio of GPS, BDS and Galileo signals received by lunar navigation satellites (main lobe and side lobes signals)



(a) GPS 对月球导航卫星的可见数(主旁瓣信号)



(b) BDS 对月球导航卫星的可见数(主旁瓣信号)



(c) Galileo 对月球导航卫星的可见数(主旁瓣信号)

图 11 GPS, BDS 及 Galileo 对于月球导航卫星可见数(主旁瓣信号)

Fig. 11 Number of GPS, BDS and Galileo satellites visible to lunar navigation satellites (main lobe and side lobe signals)

最少。相比只考虑主瓣信号时, Galileo 信号被接收效果有了很大的提升, 载噪比大于 $15 \text{ dB} \cdot \text{Hz}$ 的主旁瓣信号数与 GPS 相近, BDS 仍有着最好的效果。由表 6 可见, 加入旁瓣信号后, 月球导航卫星对任意 GNSS 的可见卫星数都能频繁达到 4 颗及以上, 能很好地满足导航定位需求。其中, LLO 卫星对 GNSS 卫星的可见数小于 4 的时段占比偏高, 其他月球导航轨道卫星特别是 NRHO 卫星的效果都较好。综合而言, 在月球导航卫星轨道中, 较高的轨道高度能更好地避免地月的遮挡, 并且在许多时间段也能离地球更近, 因而能更好地接收 GNSS 的信号; 在 GNSS 卫星中, BDS 的信号对月球卫星轨道可见性较高。由于月球导航卫星需要相隔一段时间才能通过接收到的 GNSS 卫星信号对自身进行调整, 因而同时也需要考虑到间隔的时间不能过久, 对可见卫星数小于 4 的最长时间进行了计算。由表 7 可见, 同种月球导航轨道卫星在接收不同 GNSS 信号时, 最长不可见时间区别不大; LLO 虽常收不到 4 颗卫星的信号, 但间隔最久不超过 $3\ 600 \text{ s}$;

但可见卫星数大于 4 颗占比较高的 ELFO 最长连续不可见时间却最长,可能由于该时间段内 ELFO 卫星受掩星影响较大。在约 7 d 的仿真时间下,月球导航轨道卫星连续最长不可见 GNSS 信号时间不超过 4 260 s,在月球卫星轨道和时钟无需频繁校正的情况下,利用 GNSS 信号提升月球导航星座的定位性能是可行的。

表 6 GPS/BDS/Galileo 可见卫星数(大于等于 4 颗)的时间占比(主旁瓣信号)

Tab. 6 Proportion of time with visible GPS/BDS/Galileo satellites (no less than 4) (main and side lobe signals)

	%			
	ELFO	NRHO	PCO	LLO
GPS(27)	96.72	98.08	92.72	59.31
BDS(32)	97.04	99.57	95.74	61.88
Galileo(24)	98.48	99.21	95.18	61.11

表 7 月球导航星座轨道对 GPS/BDS/Galileo 可见卫星数小于 4 颗的最长连续时间(主旁瓣信号)

Tab. 7 Longest continuous duration with fewer than four visible satellites for GPS/BDS/Galileo for lunar navigation constellation orbit (main and side lobe signals) s

	ELFO	NRHO	PCO	LLO
GPS(27)	4 260	1 140	2 880	3 600
BDS(32)	4 080	1 020	2 760	3 000
Galileo(24)	4 260	720	2 880	2 940

多种导航系统进行混合定位时,需要估计系统间偏差(inter-system bias, ISB),考虑至多 3 种导航系统,几何定位解算所需最少卫星数为 6 颗^[34-35]。表 8 为 GNSS 混合星座的可见卫星数大于 6 颗时间占比(主旁瓣信号),表 9 为 GNSS 混合星座可见卫星数小于 6 颗的最长连续时间(主旁瓣信号)。

表 8 GNSS 混合星座可见卫星数(大于等于 6 颗)的时间占比(主旁瓣信号)

Tab. 8 Proportion of time with visible GNSS satellites (no less than 6) in the GNSS hybrid constellation (main and side lobe signals)

	%			
	ELFO	NRHO	PCO	LLO
GPS+BDS+Galileo	98.97	100.00	96.10	62.65

表 9 月球导航星座轨道对 GNSS 混合星座可见卫星数小于 6 颗最长连续时间(主旁瓣信号)

Tab. 9 Longest continuous time with fewer than six visible satellites in the GNSS hybrid constellation for lunar navigation constellation orbit (main and side lobe signals) s

	ELFO	NRHO	PCO	LLO
GPS+BDS+Galileo	3 600	0	2 700	2 700

随着 GNSS 混合星座卫星数的增加,卫星分布更全面,通过对比表 6 与表 8 可以发现,相对于单 GPS/BDS/Galileo,GNSS 混合星座使得卫星数不足以解算位置的时间占比降低,对 NRHO 更是全时间段可见。对比表 7 与表 9,在 GNSS 混合星座的情况下,最长连续可见卫星数小于 6 颗的持续时间大幅降低,因而充分利用 GNSS 混合系统,能够进一步提升 GNSS 信号对月球导航卫星的可用性。

3 总结与展望

本文详细分析了月球导航星座轨道卫星接收 GNSS 信号的性能,构建了月球导航卫星接收 GNSS 信号的模型,讨论了月球导航卫星接收 GNSS 信号的可行性和性能,得到的结论如下:

1)通过对单颗 GPS 主瓣信号的研究发现,由于地月遮挡,其信号接收角度要求较高,设 15 dB · Hz 作为接收机信号采集阈值,在约 7 d 的仿真时间中接收到的信号数稀疏,能够接收到的信号主要来自地球远离月球方向的卫星。引入 GPS 旁瓣信号后,不同轨道对 GPS 信号的接收效果有细微差别,LLO 受月球遮挡影响较大,导致信号可见性较差。

2)当将 GNSS 旁瓣信号考虑在内时,对比只考虑主瓣信号时,所有月球导航轨道卫星接收到的卫星信号数量均有显著增长,且多数情况下能满足至少 4 颗卫星的定位需求。特别是 NRHO 卫星表现较好,保证了 98%以上的可见时间占比,Galileo 因其轨道布局被月球导航星座轨道接收的效果略差。

3)探讨了 GNSS 各系统之间的协同效应,当同时使用 GPS, BDS 和 Galileo 的信号时,GNSS 卫星的信号覆盖率进一步提升,可见卫星数相应增加,确保了月球导航卫星利用 GNSS 信号的可行性和稳定性。

鉴于 BDS 和 Galileo 的天线方向图采用的是和 GPS 相同的 Block IIF,最终的结果存在着不确定性。

在评估月球导航卫星接收 GNSS 信号效果时,更准确的结果仍需要未来公布的天线数据的支持。未来的研究重点应包括构建导航星座时选择合理的轨道和卫星布局等多方面因素。此外,月球导航星座利用 GNSS 信号对自身位置和钟差进行调整,将月球导航卫星与 GNSS 组合进行月球导航定位也是未来研究的目标之一。

参考文献

- [1] GAWRONSKA A J, BARRETT N, BOAZMAN S J, et al. Geologic context and potential EVA targets at the lunar south pole[J]. *Advances in Space Research*, 2020,66(6): 1247-1264.
- [2] WARNER C. NASA's lunar outpost will extend human presence in deep space[EB/OL]. (2018-05-02)[2024-01-31]. <https://www.nasa.gov/solar-system/nasas-lunar-outpost-will-extend-human-presence-in-deep-space/>.
- [3] ESA. European Large Logistic Lander (EL3) [EB/OL]. (2019-07-06)[2024-01-31]. https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Videos/2019/06/European_Large_Logistics_Lander.
- [4] SCHONFELDT M, GRENIER A, DELÉPAUT A, et al. A system study about a lunar navigation satellite transmitter system[C]//*Proceedings of 2020 European Navigation Conference (ENC)*. Dresden: DGON, 2020: 740-749.
- [5] JOHNSON-GROH M. NASA's MMS breaks Guinness World Record[EB/OL]. (2016-11-04)[2024-01-31]. <https://www.nasa.gov/missions/mms/nasas-mms-breaks-guinness-world-record/>.
- [6] DANNY B. Record-breaking satellite advances NASA's exploration of high-altitude GPS[EB/OL]. (2019-04-04)[2024-01-31]. <https://www.nasa.gov/missions/mms/record-breaking-satellite-advances-nasas-exploration-of-high-altitude-gps/>.
- [7] MOREAU M C, AXELRAD P, GARRISON J L, et al. GPS receiver architecture and expected performance for autonomous navigation in high Earth orbits[J]. *Navigation*, 2000, 47(3):190-204.
- [8] CAPUANO V, BLUNT P, BOTTERON C, et al. Standalone GPS L1 C/A receiver for lunar missions [J]. *Sensors*, 2016,16(3):347.
- [9] MUSUMECI L, DOVIS F, SILVA J S, et al. Design of a high sensitivity GNSS receiver for lunar missions[J]. *Advances in Space Research*,2016, 57(11):2285-2313.
- [10] IMPRESARIO G, D'AMORE G, STALLO C, et al. GNSS and Galileo for cislunar and moon navigation [C]//*Proceedings of 2018 IEEE 4th International Forum on Research and Technology for Society and Industry (RTSI)*. Palermo:IEEE, 2018: 1-5.
- [11] WINTERNITZ L B, BAMFORD W A, LONG A C, et al. GPS based autonomous navigation study for the Lunar Gateway[C]//*Proceedings of Annual American Astronautical Society (AAS) Guidance, Navigation, and Control Conference*. Breckenridge: AAS, 2019: AAS 19-096.
- [12] DELÉPAUT A, SCHÖNFELDT M, GIORDANO P, et al. A system study for cislunar radio navigation leveraging the use of realistic Galileo and GPS signals[C]//*Proceedings of 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2019)*. Miami:ION, 2019: 1199-1219.
- [13] 关梅倩. 地月空间综合 PNT 星座设计及导航定位性能分析[D]. 威海:山东大学(威海),2022. GUAN Meiqian. Integrated-PNT constellation design and navigation performance analysis in cislunar space[D]. Weihai: Shandong University,2022(in Chinese).
- [14] 丁溯泉,张波,刘世勇. STK 在航天任务仿真分析中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2011. DING Suquan, ZHANG Bo, LIU Shiyong. Application of STK in space mission simulation analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011(in Chinese).
- [15] BHANIDIPATI S, MINA T, GAO G. A case study analysis for designing a lunar navigation satellite system with time-transfer from Earth-GPS[J]. *ArXiv*: 2201.00761, 2022.
- [16] STALLO C, LAURO D C, CAROSI M, et al. Lunar navigation system ODTS signal in space error analysis [C]// *Proceedings of European Navigation Conference (ENC)*. Basel: MDPI, 2023, 54(1): 37.
- [17] Future Projects Office (FPO) of NASA's Marshall Space Flight Center (MSFC). Manned lunar landing operations analysis and mode comparison: NASA TM-X-74752[R]. Washington: NASA,1962.
- [18] WHITLEY R J, MARTINEZ R. Options for staging orbits in cislunar space [C]// *Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference*. Big Sky: IEEE, 2016: 1-9.
- [19] ELIPE A, LARA M. Frozen orbits about the Moon [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(2): 238-243.
- [20] ELY T A, LIEB E. Constellations of elliptical inclined lunar orbits providing polar and global coverage [J]. *Journal of Astronautical Sciences*, 2006, 54: 53-67.
- [21] GREBOW D J. Generating periodic orbits in the cir-

- cular restricted Three-Body problem with applications to lunar south pole coverage[D]. West Lafayette: Purdue University, 2006.
- [22] TROFIMOV S, SHIROBOKOV M, TSELOUSOVA A, et al. Transfers from near-rectilinear halo orbits to low-perilune orbits and the Moon's surface[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 167: 260-271.
- [23] FARQUHAR R W. The control and use of libration-point satellites: NASA-TR-R-346[R]. Washington: NASA, 1968.
- [24] DAVIS D, BHATT S, HOWELL K, et al. Orbit maintenance and navigation of human spacecraft at cislunar near rectilinear halo orbits[C]//Proceedings of AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. San Antonio: American Astronomical Society (AAS), 2017:269.
- [25] UN. Office for Outer Space Affairs. The interoperable global navigation satellite systems space service volume [M]. 1st Edition. Vienna: UN, 2018.
- [26] SCHÖNFELDT M, GRENIER A, DELÉPAUT A, et al. Across the lunar landscape: towards a dedicated lunar PNT system[EB/OL]. (2020-12-07)[2024-01-31]. <https://insidegnss.com/across-the-lunar-landscape-towards-a-dedicated-lunar-pnt-system/>. Red Bank: Inside GNSS, 2020.
- [27] WILLIAMS J, LEE D, WHITLEY R, et al. Targeting cislunar near rectilinear halo orbits for human space exploration [C]//Proceedings of AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. San Antonio: American Astronomical Society(AAS), 2017:267.
- [28] DONALDSON J, PARKER J, MOREAU M, et al. Characterization of on-orbit GPS transmit antenna patterns for space users[J]. *Navigation*, 2020,67(2):411-438.
- [29] MARQUIS W A, REIGH D L. The GPS Block IIR and IIR-M broadcast L-band antenna panel: its pattern and performance[J]. *Navigation*, 2015,62(4): 329-347.
- [30] MONTENBRUCK O, SCHMID R, MERCIER F, et al. GNSS satellite geometry and attitude models[J]. *Advances in Space Research*, 2015,56(6): 1015-1029.
- [31] DELÉPAUT A, GIORDANO P, VENTURA-TRA-VESET J, et al. Use of GNSS for lunar missions and plans for lunar in-orbit development[J]. *Advances in Space Research*, 2020, 66(12):2739-2756.
- [32] LIN K, ZHAN X, HUANG J, et al. BeiDou side-lobe signal performance analysis and its potential applications for high orbital missions [C]// Proceeding of AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando: AIAA, 2020:1094.
- [33] Federal Communications Commission. Guidelines for determining the Effective Radiated Power (ERP) and Equivalent Isotropically Radiated Power (EIRP) of an RF transmitting system [EB/OL]. <https://apps.fcc.gov/oetcf/kdb/forms/FTSSearchResultPage.cfm? id = 47469 & switch=P>, 2015.
- [34] 李敏,施闯,赵齐乐,等. 多模全球导航卫星系统融合精密定轨[J]. *测绘学报*, 2011,40(S1):26-30.
LI Min, SHI Chuang, ZHAO Qile, et al. Multi-GNSS precision orbit determination[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2011, 40(S1): 26-30 (in Chinese).
- [35] 王莹,李峰,吕科锦. GPS/BDS 双系统时空对准组合定位算法及其实验验证[J]. *自动化与仪器仪表*, 2023(8):18-21.
WANG Ying, LI Feng, LYU Kejin. GPS/BDS dual system space-time alignment combined positioning algorithm and its experimental verification[J]. *Automation & Instrumentation*, 2023(8):18-21(in Chinese).

(编辑:黄利华)