

# 绕月卫星与月面探测器的GNSS信号可见性分析

陈旗鸣<sup>1</sup>, 李珍妮<sup>1,5</sup>, 陈立基<sup>1</sup>, 谢胜利<sup>1,6</sup>, 何熊文<sup>2</sup>, 李茂登<sup>3</sup>, 陈朝基<sup>2</sup>, 钟兆丰<sup>4</sup>

(1. 广东工业大学 自动化学院, 广州 510006; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 3. 深空探测实验室, 北京 100094; 4. 中国空间技术研究院, 北京 100094; 5. 粤港澳离散制造智能化联合实验室, 广州 510006; 6. 广东省智能系统与优化集成重点实验室, 广州 510006)

**摘要:** 全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System, GNSS) 卫星信号在月球轨道的可见数量与时间是月球探测器利用GNSS实现辅助导航的重要因素。针对绕月卫星与月面探测器对GNSS卫星可见数量不明确、对比分析不足的问题。选择月球椭圆冻结轨道 (Elliptical Lunar Frozen Orbit, ELFO)、月球波得区域 (Rimae Bode) 和月球南极沙克尔顿区作为分析目标, 分析并统计了在不同ELFO、不同月面条件和月球南极中继条件下的GNSS卫星可见数量与可见时间。仿真结果表明, 在月面波得区域, 小范围移动对北斗卫星信号接收数量影响较小; 在月球南极沙克尔顿 (Shackleton) 区, ELFO\_satellite\_3轨道在为月球南极区域提供导航定位期间可接收到最多4颗北斗与GPS卫星信号。运行在ELFO\_satellite\_3轨道的月球导航系统卫星能在运行周期内接收到最多的GNSS卫星信号。实验结果可为中国鹊桥通导星座系统、月面与月球南极探测器利用GNSS卫星信号进行导航定位提供参考。

**关键词:** 月球导航星座系统; ELFO; GNSS可见性分析; 导航与定位

中图分类号: V19

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)01-0064-13

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2025.20240075

**引用格式:** 陈旗鸣, 李珍妮, 陈立基, 等. 绕月卫星与月面探测器的GNSS信号可见性分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(1): 64-76.

**Reference format:** CHEN Q M, LI Z N, CHEN L J, et al. Visibility analysis of GNSS satellite signals by lunar orbit satellites and probes[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(1): 64-76.

## 引言

随着月球探测任务的不断增加<sup>[1]</sup>, 传统测控手段将无法同时满足大量月球探测器的导航定位需求<sup>[2]</sup>。为此各国计划在月球轨道建立月球卫星通导系统, 美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 计划打造月球版卫星通导系统 (Lunar Communication Relay and Navigation Systems, LCRNS)<sup>[3]</sup>; 欧洲航天局 (European Space Agency, ESA) 则提出“月光计划” (Project Moonlight) 建立专门用于月球表面和空间环境的通信导航服务系统<sup>[4-5]</sup>; 日本宇宙航空研究开发机构 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) 提出LNSS (Lunar Navigation Satellite System) 计划, 并与ESA和NASA的月球通导系统共同组网, 提供月球通导遥服务; 中国也在积极开展月球通导星座系统相关研究, 为中国载人登月与建立月球南极科研站提供准确可靠的导航定位信息服务。然而受限于地基观测高昂的建设维护成本<sup>[6-7]</sup>, 星座系统卫星需具备自主导航定位的能力。与此同时, 随着高性能微弱全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System,

GNSS) 信号接收机对GNSS卫星旁瓣信号的捕获和跟踪能力的不断增强<sup>[8-11]</sup>, 各国开始探索在月球空间利用GNSS信号为月球空间设备提供导航定位服务的可行性。

在NASA全新的月球通导架构中, 月球通导卫星将会同时使用传统地基定轨方法和基于全球定位系统 (Global Positioning System, GPS) 的天基定轨方法进行联合定轨, 两者互为备份<sup>[12]</sup>, NASA还计划执行LuGRE (Lunar GNSS Receiver Experiment) 任务, 在月球危海区域进行月球表面GPS信号接收实验, 验证在月球表面利用GPS卫星信号的可行性<sup>[13]</sup>。受GNSS卫星天线指向和地月双星遮挡影响, GNSS卫星仅有部分微弱的旁瓣信号能够到达月球周围<sup>[14-15]</sup>, 因此月球探测器对GNSS信号的接收能力与接收数量是限制GNSS在月球空间应用的首要难题。对此, 已有相关学者开展了大量研究: 斯坦福大学Liyama等<sup>[16]</sup>开发了月球定位导航授时 (Positioning Navigation and Timing, PNT) 仿真平台, 对月球轨道卫星接收地球GNSS卫星信号的情况进行了仿真分析, 结果表明月球轨道卫星最多可接收到12颗地球GPS卫星信号, 并在近月点附近会出

现完全的GPS信号中断, 每个轨道的平均信号持续时间为48 min。王猛等<sup>[17]</sup>以月球轨道航天器利用GNSS卫星信号进行自主导航为研究目标, 对GNSS信号特征和在月球距离下的可用性进行了分析。武威等<sup>[18]</sup>对GNSS卫星信号在地月空间航天器自主导航中的可用性进行了分析, 认为将地月转移轨道和环月轨道上的接收机载噪比门限设计为12 dBHZ较为合适。然而, 现有研究主要集中于对不同绕月卫星轨道下的GNSS信号可见性进行对比分析, 同时现有研究通常将月球简化为质点, 尚缺少对月面具体区域运动点和固定点GNSS信号可见数量的分析, 而GNSS卫星的可见卫星数量与可见时间直接决定了GNSS能否为月球卫星提供准确的导航定位信息。因此对不同绕月卫星轨道与不同状态下月面探测器的GNSS卫星可见数量分析是实现利用GNSS自主导航定位的关键。

因此, 本文针对中国鹊桥通导遥综合星座系统计划, 首次系统地分析了北斗导航系统卫星和GPS系统卫星在不同ELFO以及月球波得区域的可见性。为此, 设计了3组GNSS信号接收仿真实验, 分别研究了GNSS卫星信号在不同ELFO、月球表面和月球南极的可见数量和可见时间。首先, 选择椭圆冻结轨道作为月球通导系统卫星的轨道, 详细分析了在不同轨道参数下, 月球轨道卫星接收机对北斗系统卫星和GPS系统卫星信号的可见时长、可见数量和可见时段。其次, 研究了ELFO卫星与月球南极沙克尔顿区通信期间对北斗卫星信号的可见数量和可见时间。最后, 设计了月球表面静态位置与动态位置的北斗卫星信号可见性分析实验, 选择月球正面的波得区域作为月面分析地点, 分析了月面探测器在静止与运动条件下对北斗系统卫星和GPS系统卫星信号的可见时长和可见数量。

## 1 GNSS信号在月球空间的可见性分析方案设计

### 1.1 卫星轨道运动方程建模

准确计算ELFO卫星和北斗卫星、GPS卫星之间的相对位置是进行可见性分析的前提, 轨道6根数是一种常用的卫星位置表示方式, 为更直观地分析地球GNSS卫星和ELFO卫星之间的空间位置关系, 空间惯性直角坐标系是更合适的选择, 因此本文将卫星轨道坐标系转换到空间直角坐标系进行分析, 接下来给出轨道6根数至惯性坐标系的变换推导过程。

以地球为中心天体时为例, 设天体质量为 $M$ , 卫星质量为 $m$ , 卫星在惯性系位置矢量 $\mathbf{r}$ 根据万有引力定律有

$$F = \frac{GMm}{r^2} \frac{\mathbf{r}}{r} \quad (1)$$

其中:  $G$ 为万有引力常数;  $r$ 为地心到卫星的距离; 根据牛顿加速度公式, 可知卫星的加速度 $\ddot{\mathbf{r}}$ 可表示为

$$\ddot{\mathbf{r}} = \frac{GM}{r^3} \mathbf{r} \quad (2)$$

在二体假设下, 设位置矢量 $\mathbf{r}$ 在惯性坐标系的下的坐标 $\mathbf{r} = (x, y, z)$ , 则卫星三轴加速度可分解为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{GM}{(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2})^3} x \\ \ddot{y} = \frac{GM}{(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2})^3} y \\ \ddot{z} = \frac{GM}{(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2})^3} z \end{cases} \quad (3)$$

对于式(3)这个三元二阶微分方程, 每个方程需要两个积分常数, 3个方程则需要6个积分常数, 这6个积分常数常用轨道6根数来表征, 下面给出轨道6根数与惯性坐标系之间的换算公式。

已知卫星轨道6根数分别为: 轨道半长轴 $a$ 、偏心率 $e$ 、轨道倾角 $i$ 、升交点赤经 $\Omega$ 、近地点角距 $\omega$ 、 $t$ 时刻真近点角 $\nu$ , 则卫星在轨道坐标系中的坐标可表示为

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos \nu \\ r \sin \nu \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

轨道坐标系经过3次方向余弦矩阵变换即可变为中心天体惯性系, 变换过程用转换矩阵可表示为

$$M = R_z(-\Omega) R_x(-i) R_z(-\omega) \quad (5)$$

其中:  $R_z(-\Omega)$ 表示绕 $z$ 轴旋转 $-\Omega$ ;  $R_x(-i)$ 表示绕 $x$ 轴旋转 $-i$ ;  $R_z(-\omega)$ 表示绕 $z$ 轴旋转 $-\omega$ 。则卫星从轨道坐标系转换到惯性系的过程可表示为

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = R_z(-\Omega) R_x(-i) R_z(-\omega) \begin{bmatrix} r \cos \nu \\ r \sin \nu \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

设 $\mathbf{P}$ 、 $\mathbf{Q}$ 为 $X_s$ 轴和 $Y_s$ 的单位向量, 则有

$$\mathbf{P} = R_z(-\Omega) R_x(-i) R_z(-\omega) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i \\ \sin \omega \sin i \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{Q} = R_z(-\Omega) R_x(-i) R_z(-\omega - 90^\circ) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i \\ -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i \\ \cos \omega \sin i \end{bmatrix} \quad (8)$$

则有

$$\mathbf{r} = r \cos \nu \mathbf{P} + r \sin \nu \mathbf{Q} \quad (9)$$

又知 $r$ 和偏近点角 $E$ 之间存在如下关系

$$r = a(1 - e \cos E) \quad (10)$$

同时, 真近点角 $\nu$ 和偏近点角 $E$ 之间的关系为

$$\begin{cases} \cos \nu = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \\ \sin \nu = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos E} \end{cases} \quad (11)$$

将式(10)和(11)代入(9), 可得

$$\mathbf{r} = a(\cos E - e) \mathbf{P} + a \sqrt{1 - e^2} \sin E \mathbf{Q} \quad (12)$$

至此, 即可利用卫星轨道6根数计算卫星在惯性系中的坐标, 进一步, 可得到卫星在惯性系中的速度, 即位置的导数

$$\dot{\mathbf{r}} = -a \sin E \frac{dE}{dt} \mathbf{P} + a \sqrt{1 - e^2} \cos E \frac{dE}{dt} \mathbf{Q} \quad (13)$$

由开普勒方程 $n(t - t_0) = E - e \sin E$ 可得偏近点角 $E$ 的表示

$$\frac{dE}{dt} = \frac{n}{1 - e \cos E} = \frac{\sqrt{\frac{GM}{a^3}}}{1 - e \cos E} \quad (14)$$

将(14)代入(13)可得

$$\dot{\mathbf{r}} = \frac{\sqrt{GM}}{\sqrt{a}(1 - e \cos E)} (-\sin E \mathbf{P} + \sqrt{1 - e^2} \cos E \mathbf{Q}) \quad (15)$$

根据式(15), 在给定卫星轨道6根数后, 即可分别计算卫星在惯性系中不同时刻下的位置坐标, 从而为GNSS信号与ELFO卫星间的可见性分析提供相对位置信息。

## 1.2 GNSS信号仿真实验参数设计

为了分析月球轨道卫星、月球表面探测器以及月球南极中继卫星对GNSS信号的可见性, 本文利用卫星仿真工具箱 (Satellite Tool Kit, STK) 构建了月球轨道卫星GNSS系统信号仿真平台。在此平台上, 设计了月球ELFO仿真模型、月面波得区域接收机模型、月球南极中继卫星模型、北斗系统模型以及GPS系统模型。通过为月球轨道卫星和月面探测器模型添加GNSS信号接收机, 为北斗卫星和GPS卫星添加信号发射机, 构建GNSS信号仿真模型。选择ELFO作为月球导航星座系统和中继卫星轨道, 是因为该轨道在运行过程中受月球引力等影响造成的轨道漂移相对较小, 能够长期保持相对稳定的状态, 非常适合作为月球通

导系统轨道<sup>[19]</sup>, 中国发射的“鹊桥二号”中继卫星以及“天都”一号、二号卫星均运行在此类轨道上<sup>[20]</sup>, 此外, ELFO也是NASA和ESA公布的月球通导系统计划中的首选轨道<sup>[19]</sup>。北斗卫星与GPS卫星具体参数如表1所示。

表1 GNSS系统轨道参数

卫星参数	BDS			GPS
轨道类型	GEO	MEO	IGSO	MEO
卫星个数	3	24	3	31
	E80	W24	E0°	W31
星座构型	/E110.5	/3	/E120°	/6
	/E140	/1	/E240°	/1
轨道倾角/(°)	0	55	55	55
轨道高度/km	35 786	21 528	35 786	20 200

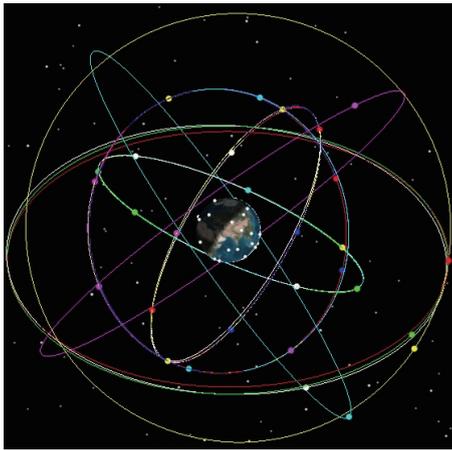
为提高仿真结果的准确性, 本研究利用北美防空司令部 (North American Aerospace Defense Command, NORAD) 发布的北斗系统卫星和GPS系统卫星两行根数 (Two-Line Element set, TLE) 数据作为轨道初始参数<sup>[21]</sup>, 利用二体传播模型对北斗卫星和GPS卫星进行轨道外推。ELFO轨道参数根据ESA公布的3条ELFO<sup>[22]</sup>轨道6根数进行配置, 其中轨道的半长轴、偏心率、倾角和近地点幅角是所有卫星共有的, 分别为9 750.7 km、0.7、63.2°、90°, 另外2个轨道参数轨道升交点赤经 (Right Ascension Of Ascending Node, RAAN) 和真近点角 (True Anomaly, TA) 如表2所示。

表2 月球ELFO参数

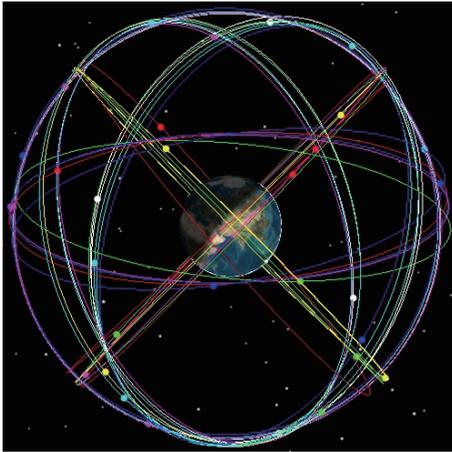
卫星名称	轨道升交点赤经/(°)	真近点角/(°)
ELFO_satellite_1	0	0
ELFO_satellite_2	120	164
ELFO_satellite_3	240	196

轨道最终生成结果如图1所示。图1(a)为第3代北斗系统卫星轨道; 图1(b)为GPS系统卫星轨道; 图1(c)为3条ELFO, 为方便区分, 将3条ELFO分别命名为ELFO\_satellite\_1、ELFO\_satellite\_2和ELFO\_satellite\_3。

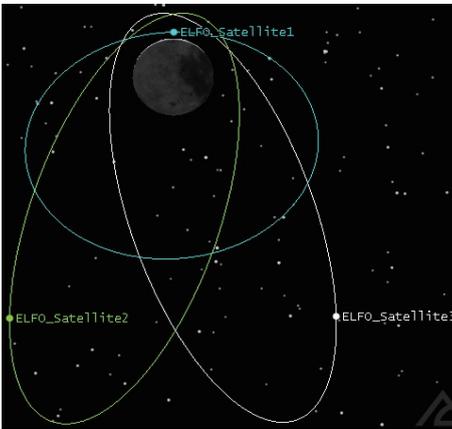
分别为北斗系统卫星与GPS系统卫星配置发射机, 使用GPS卫星发射机模型提供的GPS-IIF<sup>[23]</sup>发射机参数作为北斗卫星和GPS卫星的发射机参数, 为保证实验结果统一, 3条月球ELFO轨道卫星配置相同接收机参数。天线类型为Hemispherical, 天线方向为-90°, 即天线始终指向月心的反方向。已知北斗系统GEO轨道运行周期为24 h, IGSO轨道卫星运行周期约24 h, MEO轨道卫星运行周期约为12 h, 且选择的



(a) 北斗卫星轨道



(b) GPS卫星轨道



(c) ELFO椭圆冻结轨道

图 1 北斗、GPS 及 ELFO 轨道生成结果

Fig. 1 Beidou, GPS, ELFO track generation results

ELFO的运行周期为24 h, 因此将仿真时间设定为24 h, 即可获得ELFO卫星和GNSS系统卫星在整个运行周期的可见性情况。起止时间为: 2023年12月20日04:00—2023年12月21日04:00; 记录24 h内3条ELFO卫星接收机对北斗卫星和GPS卫星信号的可见卫星数量与可见时间。发射机与接收机详细参数见表3。

表 3 信号发射机与接收机参数

Table 3 Transmitter and receiver parameters

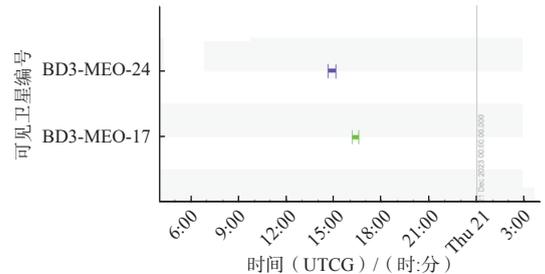
发射机与接收机参数	发射机	接收机
频点	L1	GPSL1/BDSL1
主瓣增益/dB	13	3
接收机噪声温度/K	—	180
转换效率/%	90	90
发射机功率/dBW	11.398 8	—
接收机载噪比/dBHZ	—	30
接收机LNA/dB	—	20

## 2 月球ELFO卫星对GNSS信号可见性分析

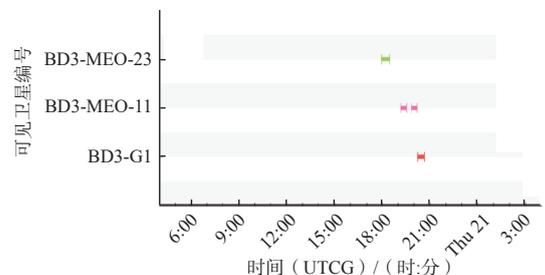
本节分析了3条不同月球ELFO对GNSS卫星信号的可见数量与可见时间, 分别对北斗卫星、GPS卫星和北斗+GPS卫星信号在3条ELFO的可见卫星数量和可见时间进行仿真实验, 并对仿真结果进行了总结。

### 2.1 不同ELFO卫星对北斗系统卫星的可见性分析

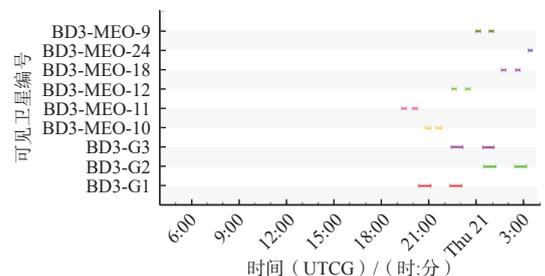
图2分别给出3条ELFO卫星接收机在载噪比为-30 dBHZ条件下24 h内对北斗卫星的可见时间和可见



(a) ELFO\_satellite\_1轨道卫星接收机对北斗卫星可见时间



(b) ELFO\_satellite\_2轨道卫星接收机对北斗卫星可见时间



(c) ELFO\_satellite\_3轨道卫星接收机对北斗卫星可见时间

图 2 接收机对北斗卫星信号可见性分析

Fig. 2 Receiver visibility analysis of Beidou satellite system signal

卫星编号。由图2 (a) 可知ELFO\_satellite\_1轨道卫星接收机可见卫星为北斗MEO轨道的第17号卫星和24号卫星。其中ELFO\_satellite\_1轨道卫星接收机从20日的16:10:23开始接收到北斗MEO-17卫星信号, 并在20日16:34:16与北斗MEO-17卫星断开信号连接, 连接持续时间为1 433 s; 20日14:53:55开始接收北斗MEO-24号卫星信号, 并于20日14:55:05断开信号连接, 连接持续时间为69 s。

从图2中对北斗卫星的可见数量分析可知, 3条ELFO对北斗卫星的可见数量存在差异, 且收星数量较少、持续时间较短, 呈现出明显的分时性, 即3条轨道对卫星的可见时段有明显区别。导致这种情况的原因一方面是由于月球距离地球较远导致信号衰减, 且GNSS信号受地球和月球遮挡导致月球卫星接收机可见信号不足, 另一方面月球轨道接收机收星数量与接收机天线位置、接收机功率、信号接收能力因素密切相关。轨道升交点赤经 (Right Ascension of Ascending Node, RAAN) 会影响天线对地指向时间, 从而间接影响对地球北斗系统信号的可见时段。

在本实验设置的接收机接收能力下, ELFO\_satellite\_1轨道卫星可见数最少, 仅收到2颗北斗卫星信号; 而ELFO\_satellite\_3轨道卫星可见数最多, 可收到6颗北斗卫星信号。由于月球轨道卫星中心始终指向月心, 导致月球轨道卫星接收机天线接收方向受轨道限制。ELFO\_satellite\_3轨道卫星接收机天线朝向地球时间最长, 因此收星数量最多。由此可见, 绕月卫星的信号天线指向也是影响GNSS信号可见时间的直接因素。

图3展示了在30 dBHz的载噪比约束条件下, 3条ELFO接收机对北斗卫星可见总数随时间的变化规律。分析结果表明: ELFO\_satellite\_3轨道的可见卫星总数最多时达到3颗, 且持续时间最长; ELFO\_satellite\_2和ELFO\_satellite\_1轨道在24 h内仅能在较短时间段内接收到1颗北斗卫星信号。

根据轨道参数分析, ELFO\_satellite\_3轨道有一半的轨道位于月球与地球之间, 在地月之间时, 卫星接收机天线180°方向内始终有部分区域可指向地球, 因此接收机天线对准地球的窗口时间更长, 能够接收到更多的北斗卫星信号。这与图2中ELFO\_satellite\_3轨道卫星对北斗卫星的可见时间结果相一致。

图3的结果表明, 在本实验接收机条件下, 单独使用北斗导航系统在24 h内的大部分时间里, 3条ELFO均无法满足接收到4颗以上导航卫星以实现精确定位的要求。因此, 若想利用GNSS信号完成导航定位任务, 部署在ELFO的卫星需要携带灵敏度高于30 dBHz的信

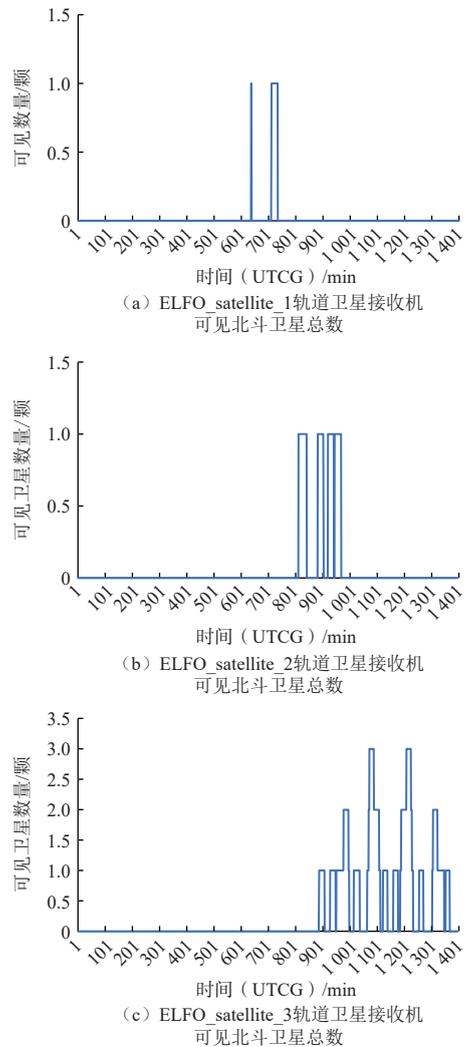


图3 ELFO卫星24 h可见北斗卫星总数

Fig. 3 The total number of BeiDou satellites ELFO satellite can see in 24 hours

号接收机。此外, ELFO\_satellite\_3轨道更适合使用GNSS卫星进行定位, 其轨道对GNSS卫星信号的可见数量最多。

## 2.2 不同ELFO对GPS系统卫星的可见性分析

在与2.1节同等接收机参数条件和同等时间下给出3条ELFO对GPS系统卫星可见数量和可见时间。图4 (a)、(b)、(c) 分别表示ELFO\_satellite\_1、ELFO\_satellite\_2、ELFO\_satellite\_3卫星接收机在24 h内对GPS卫星的可见数量和可见卫星编号。

通过图4和图2对比可得, 3条月球ELFO的卫星对GPS卫星可见数量均高于北斗卫星。统计结果如表4所示。

虽然在24 h内ELFO卫星接收机可接收的GPS卫星数量更多, 但接收到的GPS卫星信号的持续时间却短于北斗卫星。以图2 (b) 和图4 (b) 为例。ELFO\_

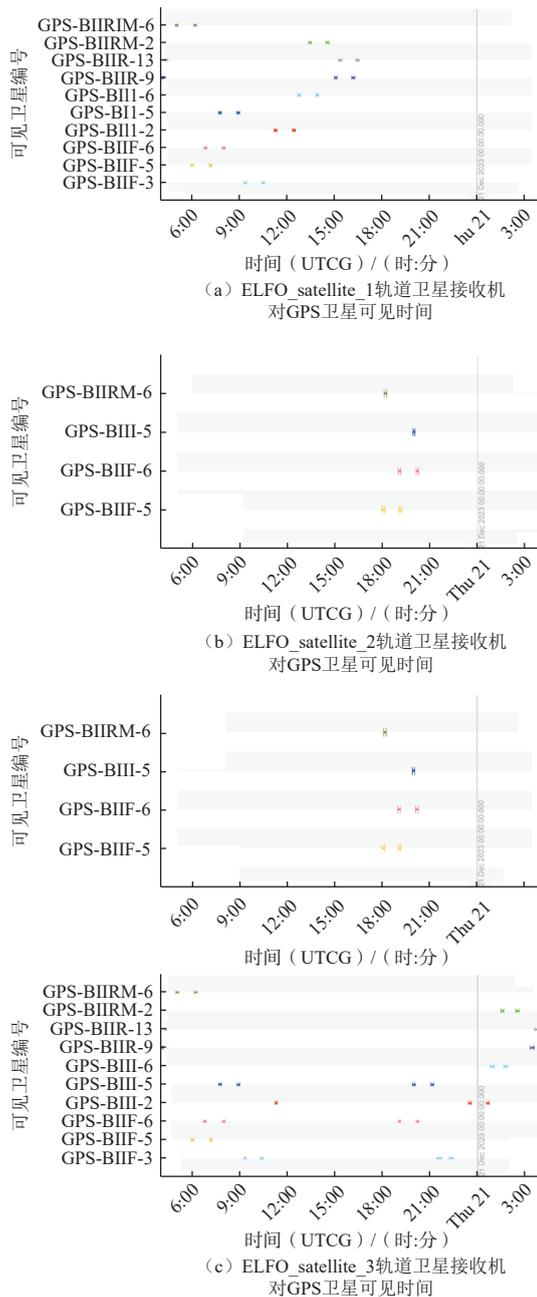


图 4 ELFO卫星24 h可见北斗卫星数量

Fig. 4 Number of Beidou satellites visible to ELFO in 24 hours

表 4 北斗与GPS卫星可见数量统计结果

Table 4 Statistics of Visible Quantity of Beidou and GPS Satellites

导航星座类型	ELFO-1	ELFO-2	ELFO-3
BDS	2	3	6
GPS	10	4	10

satellite\_2轨道卫星接收到的北斗卫星信号的平均持续时间为1 503.4 s, 接收到的GPS卫星的信号的平均持续时间为606.2 s。分析原因可能是由于北斗卫星的轨道高度高于GPS卫星, 在相同条件下, 北斗卫星的旁瓣信号更多, 更高的轨道也带来更好的几何角度, 导致

北斗卫星对ELFO的可视时间增加。

图5展示了ELFO卫星接收机在24 h内对GPS卫星的可见总数。分析结果表明, 尽管在3条ELFO上GPS卫星的可见数量高于北斗卫星, 但在具体轨道条件下, 其可见性表现存在显著差异。

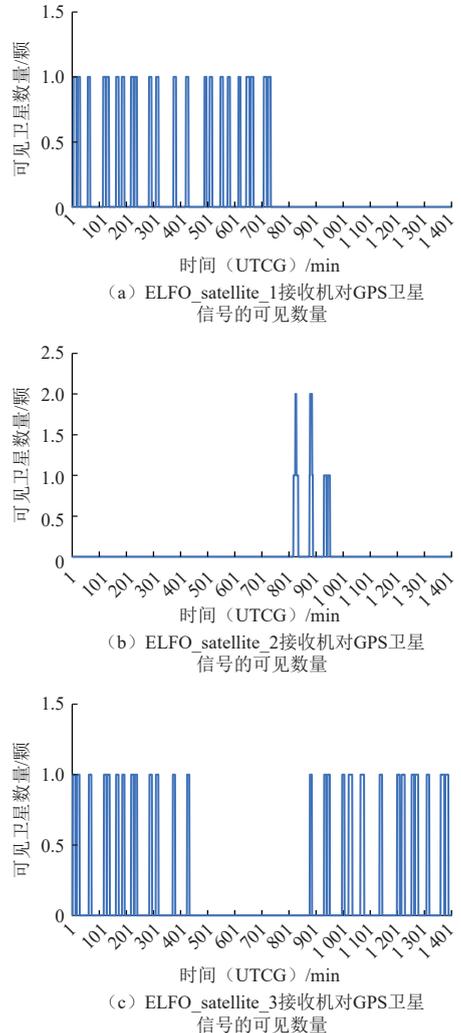


图 5 ELFO卫星24 h可见GPS卫星数量

Fig. 5 Number of GPS satellites visible to ELFO in 24 hours

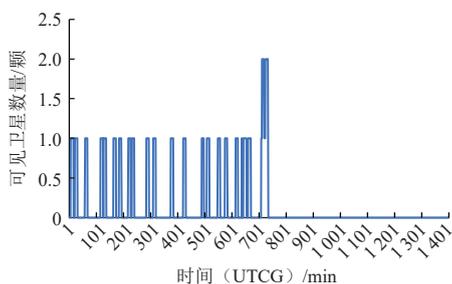
在ELFO\_satellite\_1和ELFO\_satellite\_3轨道上, GPS卫星在每个时刻的最大可见数量均不超过1颗; 相比之下, ELFO\_satellite\_3轨道的卫星接收机在北斗系统下最多可同时接收到3颗北斗卫星信号, 显示出北斗卫星在该轨道上的显著可见性优势; 在GPS系统下, 仅在ELFO\_satellite\_2轨道上最多可接收到2颗GPS卫星信号, 这表明在该轨道上, GPS卫星的可见性相对较好; 从可见卫星总数的最大值来看, GPS系统低于北斗卫星, 说明在某些轨道条件下, 北斗卫星的可见性更强; 此外, 北斗卫星单颗卫星的可见时间也高于GPS卫星, 为月球轨道卫星的导航定位提供了更长的信号

覆盖时间。

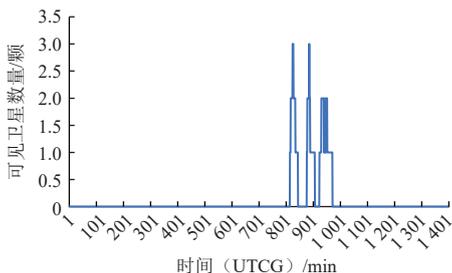
基于本节和2.1节的研究成果, 2.3节将北斗卫星与GPS卫星同时纳入接收范围, 综合分析两者结合后的可见卫星总数与可见时间, 以评估北斗+GPS双模接收机在月球轨道卫星导航定位中的性能表现。

### 2.3 不同ELFO卫星携带北斗+GPS双模接收机的可见卫星数量分析

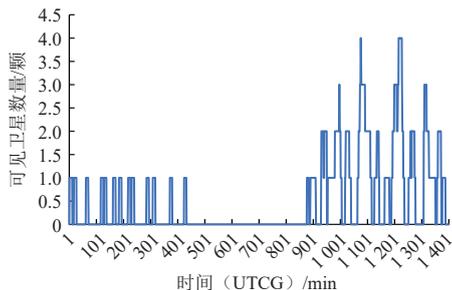
图6分别给出3条ELFO下的卫星接收机在接收北斗系统与GPS系统卫星信号时, 可见卫星数量随时间变化的情况。横轴表示24 h内的时间变化, 纵轴则表示各ELFO卫星接收机在不同时间段内接收到的北斗和GPS卫星信号的总数量。



(a) ELFO\_satellite\_1接收机对北斗和GPS卫星信号可见数量



(b) ELFO\_satellite\_2接收机对北斗和GPS卫星信号可见数量



(c) ELFO\_satellite\_3接收机对北斗和GPS卫星信号可见数量

图6 ELFO 24 h内可见北斗+GPS卫星数量

Fig. 6 Number of Beidou+GPS satellites visible to ELFO in 24 hours

从图6 (a) 可以看出, ELFO\_satellite\_1轨道卫星接收机在24 h内接收到的总卫星信号最多为2颗, 分别发生在第735 min和第748 min; 从图6 (b) 中可以看

出, ELFO\_satellite\_2轨道卫星接收机在24 h内接收到的卫星信号最多时为3颗, 且持续时间较短, 出现在第851 min和第914 min; 而从图6 (c) 可知, ELFO\_satellite\_3轨道卫星接收机在24 h内最多接收到4颗卫星信号, 分别出现在第110 min和第1254 min。

综合分析图6的仿真结果, ELFO\_satellite\_3轨道卫星接收机接收到的北斗+GPS卫星数量最多, 且能够在较长时间段内至少接收到1颗导航系统信号。而ELFO\_satellite\_1轨道卫星接收机在前800 min内最多接收到2颗卫星信号, ELFO\_satellite\_2轨道卫星接收机尽管接收信号的时间最短, 但能在短暂时间内接收到最多3颗卫星信号。

总体而言, ELFO\_satellite\_3轨道能够在一定时间内接收到4颗卫星信号, 满足月球轨道卫星导航定位的最低收星要求。因此, 若ELFO作为月球通信与导航系统的轨道选择, ELFO\_satellite\_1和ELFO\_satellite\_2轨道上的卫星需要配备更高灵敏度的接收机, 以接收到更多的导航系统卫星信号。此外, 采用北斗与GPS双模接收机, 相比单一使用GPS或北斗系统, 能有效提高可见卫星数量, 从而增强导航定位的可靠性和精度。

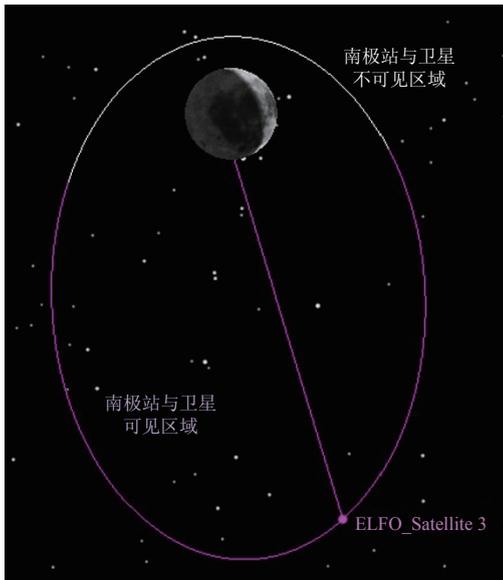
### 2.4 ELFO\_satellite\_3卫星与月球南极科研站通信期间的GNSS信号可见性仿真实验设计

中国已于2024年成功发射“鹊桥二号”卫星, 未来将为中国月球科研站提供中继通信与导航定位支持<sup>[22]</sup>。本节将ELFO\_satellite\_3轨道选定为月球南极中继卫星的使命轨道, 将沙克尔顿区域作为月球南极科研站的假想区域, 分析月球南极科研站与中继星可视期间中继星对GNSS卫星信号的可见数量和可见时间, 为后续任务中利用GNSS信号辅助月球南极探测器定位提供参考。

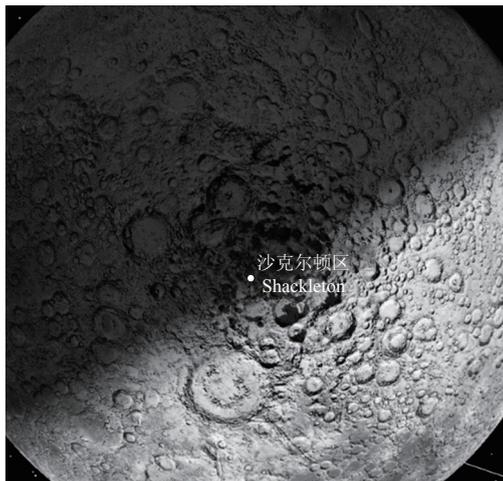
为了确保月球轨道中继卫星与月球南极沙克尔顿陨石坑附近的月面探测设备实现长期稳定的通信, ELFO是各国的首选轨道之一。ELFO的特点使其能够与月球南极设备实现长时间的相互可见。根据第2.2节的分析结果, ELFO\_satellite\_3轨道在可见卫星数量和信号接收持续时间方面表现优异。因此, 本文将ELFO\_satellite\_3轨道作为月球南极中继卫星的轨道, 并选取沙克尔顿陨石坑中心(经度129.78°, 纬度-89.67°)作为月球南极科研站的假想区域。为了模拟该通信系统, 本文为ELFO\_satellite\_3轨道卫星配置了信号接收机, 并为沙克尔顿陨石坑区域的月面探测器配备了信号发射机。所使用的发射机与接收机参数均采用简化模型, 确保研究标准一致。ELFO参数与仿真实验时间与前两节实验保持相同。

本研究的目标是分析中继卫星与月球南极科研站

之间的信号通信时长。值得注意的是, 月球南极科研站假设并不位于陨石坑底部, 因此不考虑陨石坑的深度以及周围环形山对信号的遮挡。当中继卫星的信号进入沙克尔顿陨石坑的接收范围时, 认为地面接收机能够持续接收到中继卫星的通信信号。中继卫星与月球南极沙克尔顿区域的接收机建立通信后, 开始记录接收到的GNSS卫星信号数量及持续时间, 直到中继卫星离开月球南极探测器信号覆盖区域。ELFO\_satellite\_3轨道的中继卫星与月球南极区域的通信仿真研究配置及沙克尔顿陨石坑区域接收机的位置如图7 (a) 与图7 (b) 所示。



(a) ELFO中继卫星与沙克尔顿区域接收机通信 (其中轨道中紫色区域代表ELFO\_satellite\_3卫星与月球南极科研站双向可通信, 轨道中白色区域代表月球南极科研站接收不到卫星的信号)

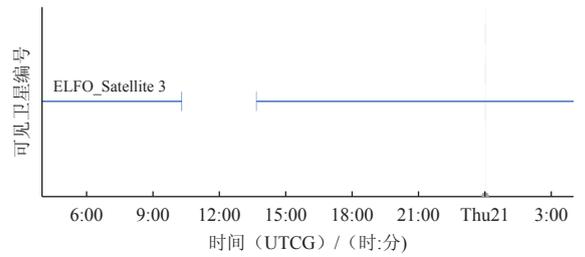


(b) 月球沙克尔顿区域仿真位置

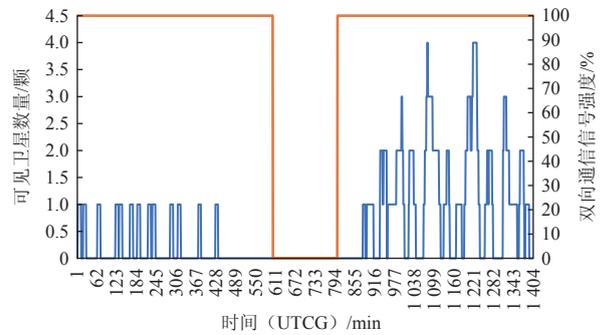
图 7 月球南极沙克尔顿区域接收机与中继轨道卫星通信仿真  
Fig. 7 Simulation of communication between lunar south pole Shackleton region and lunar receiver and relay orbiter satellite

### 2.5 ELFO\_satellite\_3卫星与南极站通信期间对GNSS信号的可见数量与可见时间

图8 (a) 展示了月球南极沙克尔顿区域接收机在 24 h与中继卫星之间的可用通信时间。可以看出, 在 24 h内中继卫星与月球南极接收机之间的可见时间分为两个阶段, 第一阶段的总时间为22 748.868 s (即 6.31 h), 第二阶段的总时间为51 477.696 s (即14.3 h)。因此, 在24 h的仿真周期内, 月球南极接收机与中继卫星之间的最大可见时间为20.61 h。



(a) 沙克尔顿区域接收机对中继卫星的可见时间



(b) 中继卫星在于沙克尔顿区域接收机通信期间北斗卫星和GPS卫星的可见数量

图 8 沙克尔顿区域对中继卫星可见时间和中继卫星对GNSS卫星信号的可见数量

Fig. 8 Visible time of Shackleton region to relay satellites and visible number of GNSS satellite signals to relay satellites

图8 (b) 则分析了中继卫星在与沙克尔顿区域接收机通信期间, 接收到的北斗系统和GPS系统卫星的可见卫星数量随时间的变化情况。结果显示在24 h的仿真时间段内, 中继卫星与沙克尔顿区域接收机的通信始于仿真研究启动时, 直到10点19分发生通信中断, 并于13点42分恢复, 之后保持通信直至仿真结束。通信轨道段与通信中断轨道段在图7 (a) 中的ELFO-satellite3轨道中分别用紫色和白色标出, 可更直观地观察到中继星轨道对月球南极的可见弧段。

通过对比图8 (a) 与图8 (b), 可知中继卫星与沙克尔顿区域接收机之间的通信中断 (图8 (b) 中黄色线所示, 右侧坐标轴表示信号连接强度) 恰好发生在北斗卫星与GPS卫星的通信中断区间内。因此, 本研究中选定的中继卫星轨道在与月球南极接收机通信

期间,最多可同时接收到4颗GNSS卫星信号,并且在通信过程中,中继卫星能够持续接收到3~4颗GNSS卫星信号。基于此,若配备高性能GNSS接收机并利用GNSS的旁瓣信号,ELFO\_satellite\_3轨道是最佳选择。

### 3 月面探测器位置变化对北斗卫星信号接收的影响

为了分析月面探测器在静止和运动状态下对北斗系统卫星信号的可见数量和可见时间的影响,本文进行了静态可见性分析和动态可见性分析。选择月球正面的波得区域作为研究对象,分别对静态设备和动态设备在24 h内对北斗卫星的可见时间和可见数量进行分析。

#### 3.1 波得区域北斗卫星信号仿真实验设计

在第1节所述的北斗卫星和GPS卫星轨道模型基础上,利用STK软件构建了月球波得区域的静态点与动态路径模型以及接收机模型。月球波得区域的静态点和动态路径仿真目标均添加了北斗卫星信号接收机,其中动态路径的运动仿真采用Ground Vehicle模型实现。北斗系统与GPS系统的轨道和发射机模型参数与前一节保持一致。同时为月面静态点和动态设备配置相同参数的北斗信号接收机,具体参数见表5。

表5 月面静态与动态接收机参数

Table 5 Static and dynamic receiver parameters on the lunar surface

类型	参数
频率/GHZ	1.575 42
效率	80
载噪比/dBHZ	30
天线类型	GPS FRPA
噪声温度/K	290

选择月球经度 $-4.755^{\circ}$ ,纬度 $10.956^{\circ}$ 的位置作为波得静态北斗卫星信号接收设备位置。动态接收设备的起始点位于经度 $-5.368\ 298^{\circ}$ 、纬度 $10.475\ 464^{\circ}$ ,并配置与静态设备相同的北斗卫星信号接收机。动态设备绕静态点进行匀速机动,运动终点位于经度 $-7.875\ 488\ 77^{\circ}$ 、纬度 $13.915\ 007\ 70^{\circ}$ 。整个运动过程设置了11个导航点,动态设备在任意两个检查点之间以匀速直线运动,运动速度为3 m/s。动态设备的各个导航点位置坐标如表6所示,月面静态设备位置和动态设备运动轨迹如图9所示。

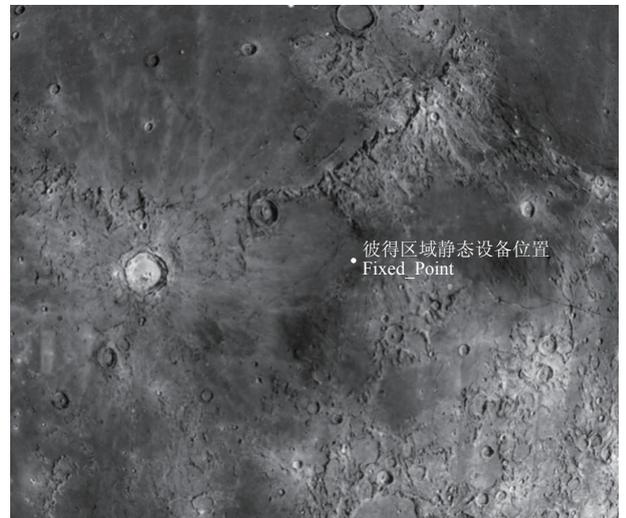
实验起止时间与1.2节相同,均为24 h,静态设备接收机从起始时间开始接收北斗卫星信号,动态设备从起始时间开始沿导航点路线匀速运动,到达导航终点后停止运动并停止接收北斗卫星信号,记录起始到

终止时间24 h内两接收机接收到的北斗卫星总数和卫星信号持续时间。

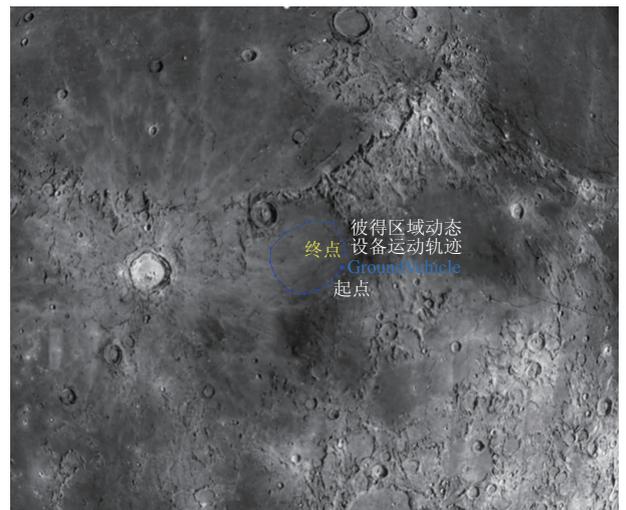
表6 月表动态设备导航点坐标与到达导航点时间

Table 6 Coordinates of dynamic device navigation points and time of arrival at navigation points on lunar surface

导航编号	导航坐标		到达导航点时间
	纬度/ $^{\circ}$	经度	
1	10.475 464	$-5.368\ 298^{\circ}$	04:00:00
2	9.945 58	$-5.769\ 902$	05:30:43
3	9.252 499	$-6.283\ 126$	07:28:30
4	8.792 882 13	$-7.197\ 433\ 23$	09:47:34
5	8.483 171 79	$-8.215\ 107\ 10$	12:12:03
6	8.731 297 25	$-9.423\ 801\ 04$	14:59:35
7	9.810 563 78	$-10.416\ 452\ 86$	18:79 38
8	10.848 0395 8	$-10.823\ 525\ 24$	20:52:16
9	11.882 4785 6	$-10.777\ 371\ 68$	23:14:23
10	12.992 8947 4	$-9.794\ 3\ 416\ 8$	02:35:51
11	13.915 007 70	$-7.875\ 499\ 77$	07:21:32



(a) 彼得区域静态设备位置



(b) 彼得区域动态设备运动轨迹与导航点

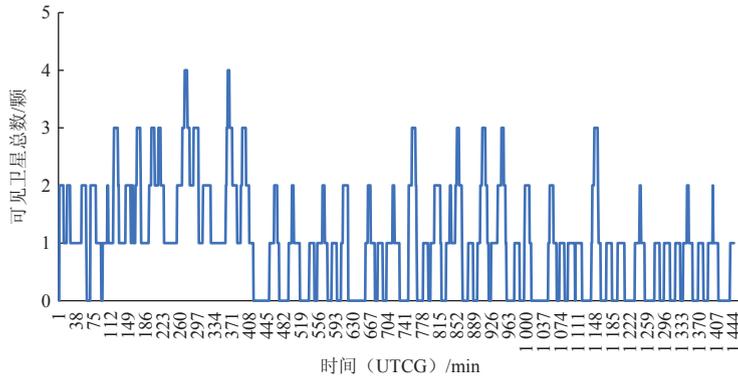
图9 波得区域静态与动态设备位置示意图

Fig. 9 Schematic diagram of static and dynamic device positions in Peter area

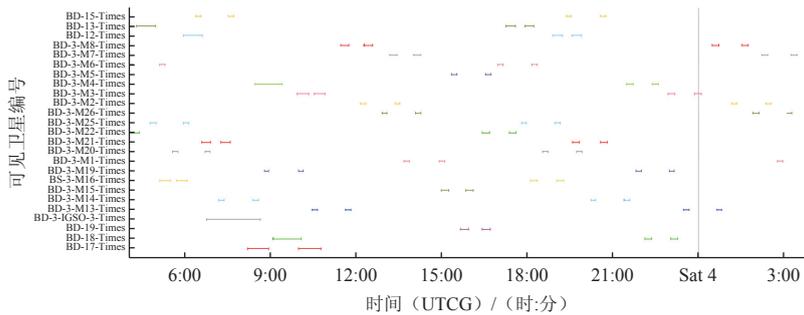
### 3.2 波得区域静态与动态设备对北斗卫星信号的可见性分析

图10展示了位于波得静态点的北斗卫星信号接收机在24 h内接收到的北斗卫星信号数量与信号持续时间的变化情况。图10 (a) 显示, 波得静态点的北斗卫星接收机在24 h内最多可同时接收到4颗北斗卫星信号, 分别出现在8时28分和10时整, 且持续接收4颗卫星信号的时间分别为5 min和3 min。在大部分时间段内, 接收机能够接收到1~2颗北斗卫星信号, 但这些

信号的接收时间相对分散, 未能实现持续接收。自5时07分至10时54分, 接收机实现了连续接收北斗卫星信号, 其间至少接收到一颗卫星信号。根据三角定位原理, 实现卫星定位需要接收到至少3颗卫星信号。由图可见, 单一北斗系统在大多数时间段内未能连续接收到3颗以上的卫星信号。为了满足定位需求, 实际应用中应考虑联合接收其他导航系统的卫星信号, 并提高GNSS接收机的微弱信号接收能力, 以实现至少3颗卫星信号的持续接收, 从而达到GNSS定位的最低标准。



(a) 彼得区域静态设备可见北斗卫星数量



(b) 彼得区域静态设备可见北斗卫星时间

图 10 波得区域静态设备对北斗卫星的可见性分析

Fig. 10 Visibility analysis of static equipment in Peter area to Beidou satellite

图10 (b) 可知在 24 h内总共接收到了24颗北斗卫星信号。表7给出了波得区域静态设备对北斗卫星的最长连续可见时间和最短连续可见时间。总体而言, 波得静态点对北斗卫星信号的接收呈现出接收卫星数量波动较大、信号持续时间较短且接收结果缺乏连续性的特点。

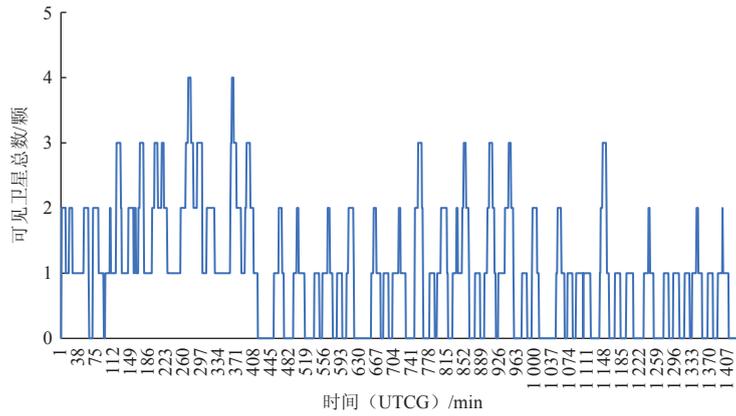
表 7 波得区域静态设备接收北斗卫星信号时间

Table 7 Time for static devices in peter region to receive beidou satellite signals

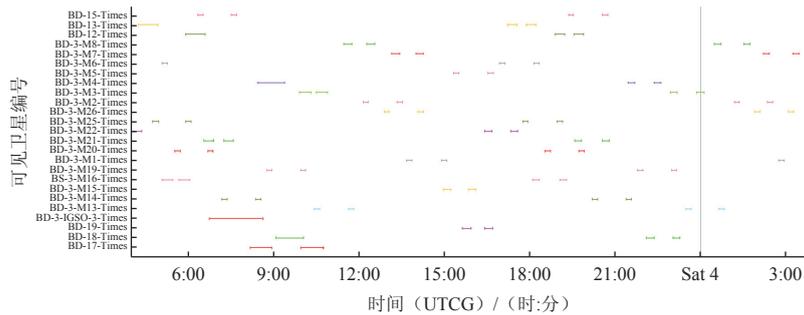
	卫星编号	连续接收时间/s
最长	BD-3-IGSO-3	6 750.937
最短	BD-3-M15	36.666
总平均接收时间	All	1 031.211

图11展示了位于波得区域的动态接收设备在从起始点到终点的运动过程中接收到的北斗卫星信号数量和持续时间。图11 (a) 显示, 波得区域动态接收机最大接收到的卫星数量为4颗, 发生在8点28分和10点整, 与静态接收点的结果一致。整体卫星接收数量的变化趋势与静态接收点相符。

图11 (b) 展示了接收到的北斗卫星信号的可见卫星编号与时间变化关系。通过图11 (b) 可发现动态接收机在运动过程中接收到的北斗卫星信号总数与静态接收点相同, 均为24颗。接收信号时间最长的是BD-3-IGSO-3卫星, 其信号持续时间为6 745.91 s; 接收时间最短的是BD-3-M15卫星, 持续时间为43.49 s。所有卫星的平均可见时间为1 033.6 s, 即17.22 min。



(a) 彼得区域动态设备可见北斗卫星数量



(b) 彼得区域动态设备可见北斗卫星时间

图 11 彼得区域动态设备对北斗卫星的可见性分析

Fig. 11 Visibility analysis of dynamic devices in Peter Region to Beidou satellite

通过对比可以发现静态接收机和动态接收机在可见卫星数量和信号接收时间上的差异较小。这一结果的主要原因在于，北斗卫星的运行轨道距离月球较远，因此月球表面设备在小范围内的运动不会导致与北斗卫星之间仰角的显著变化。换句话说，无论是在静态接收点还是在动态接收过程中，月面设备始终处于北斗卫星旁瓣信号的覆盖范围内。此外，对于动态接收机与静态接收机位于同一区域内的情况，设备在月球表面的小范围移动对北斗卫星信号的接收时间和数量几乎没有影响。

## 4 结论

本文详细分析了不同ELFO卫星和月球正面彼得区域接收GNSS信号的数量和时间，在综合考虑地月天体遮挡、轨道动力学特性、接收机参数及天线指向等因素的条件下构建了GNSS信号可见性分析模型。系统分析了月球轨道、月面及月球南极中继星对地球GNSS卫星信号的可见数量与可见时间。结果表明，运行在RAAN为 $240^\circ$ 、TA值为 $196^\circ$ 轨道的卫星，在确保对月球南极提供长时间通信支持的同时，对地球GNSS卫星信号的可见时间最长，且对北斗和GPS系统的最大可见卫星数量可达4颗。此外，月面探测设备在移动过程

中接收的北斗卫星数量变化较小，表明其在月面小范围活动时，接收到的北斗卫星数量基本保持稳定。研究成果可为中国“鹊桥”通导星座系统卫星轨道的设计与优化，以及月面与月球南极探测器利用GNSS信号进行辅助导航定位提供理论依据与技术参考。

## 参 考 文 献

- [1] 吴伟仁,刘继忠,唐玉华,等. 中国探月工程[J]. 深空探测学报(中英文), 2019, 6(5): 405-416.  
WU W R, LIU J Z, TANG Y H, et al. China lunar exploration project[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(5): 405-416.
- [2] 樊敏,胡小工,李海涛,等. 月球探测器GNSS信号可见性分析改进方法及应用[J]. 航天器工程, 2022, 31(2): 19-28.  
FAN M, HU X G, LI H T, et al. Improved method and application of GNSS signal visibility analysis for lunar probe[J]. Spacecraft Engineering, 2022, 31(2): 19-28.
- [3] ANZALONE E, CARPENTER L, GRAMLING C, et al. Early Artemis surface navigation: challenges, approaches, and opportunities[C]// Proceedings of 36<sup>th</sup> International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023. Denver, Colorado: [s. n.], 2023: 3597-3611.
- [4] 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 the 32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of

- Navigation (ION GNSS+ 2019). Miami, Florida: The Institute of Navigation, 2019: 1199-1219.
- [5] MANZANO-JURADO M, ALEGRE RUBIO J, PELLACANI A, et al. Use of weak GNSS signals in a mission to the moon[C]//2014 7th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC). [S. l.]: IEEE, 2014: 1-8.
- [6] PETERS B C, MCKNIGHT R, ARNETT Z, et al. Exploring the Use of GNSS Beyond the Moon[C]//Proceedings of 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+2023). Denver, Colorado: [s. n.], 2023: 1530-1543.
- [7] National Research Council, Division on Engineering, Physical Sciences. NASA space technology roadmaps and priorities: restoring NASA's technological edge and paving the way for a new era in space[M]. Washington, DC: National Academies Press, 2012.
- [8] DELÉPAUT A, GIORDANO P, VENTURA-TRAVESET 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.
- [9] HASSOUNEH M A, MIDKIFF D, WINTERNITZ L, et al. NavCube3-mini lunar GNSS receiver[C]//Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). Hyatt Regency Denver: The Institute of Navigation, 2023: 3540-3548.
- [10] BAMFORD W, MITCHELL J, SOUTHWARD M, et al. GPS navigation for the magnetospheric multi-scale mission[C]//Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2009). Savannah, GA: [s. n.], 2009: 1447-1457.
- [11] LIU H, CAO J, CHENG X, et al. The data processing and analysis for the CE5TI GNSS experiment [J]. *Advances in Space Research*, 2017, 59(3): 895-906
- [12] SCHIER J. NASA's lunar space communication and navigation architecture[C]//Proceedings of 26th International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC). San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [13] PARKER J J K, DOVIS F, ANDERSON B, et al. The lunar GNSS receiver experiment (LuGRE)[C]//Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. Long Beach, California: The Institute of Navigation, 2022: 420-437.
- [14] CHEN M, ZHAN X, LIU B, et al. GPS transmitting antenna pattern modification for space service volume and its performance evaluation[J]. *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation*, 2019, 51(1): 59-73.
- [15] CAPUANO V, BOTTERON C, LECLÈRE J, et al. Feasibility study of GNSS as navigation system to reach the Moon[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 116: 186-201.
- [16] IYAMA K, VILA G C, GAO G. LuPNT: Open-source simulator for lunar positioning, navigation, and timing[C]//Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023). Hyatt Regency Denver: The Institute of Navigation, 2023: 1499-1510.
- [17] 王猛, 刘蕾, 汤丁诚, 等. 月球航天器GNSS自主导航可行性分析及设计[C]//第八届中国卫星导航学术年会论文集-S04卫星轨道与钟差. 北京: 北京卫星信息工程研究所, 2017.
- WANG M, LIU L, TANG D C, et al. Feasibility analysis and design of GNSS autonomous navigation for lunar spacecraft[C]//Proceedings of the 8th China Satellite Navigation Academic Conference - S04 Satellite Orbit and Clock Error. Beijing Institute of Satellite Information Engineering, 2017.
- [18] 武威, 刘荟萃, 曹建峰, 等. GNSS在地月空间航天器自主导航中的可用性[J]. *大地测量与地球动力学*, 2023, 43(8): 795-800, 815.
- WU W, LIU H C, CAO J F, et al. The availability of GNSS in autonomous navigation of Earth Moon space spacecraft[J]. *Geodesy and Geodynamics*, 2023, 43(8): 795-800, 815.
- [19] MURATA M, AKIYAMA K, NAOKI S. Lunar navigation satellite system for entire Moon surface: HDOP and SISE evaluation[C]//Proceedings of the 2024 International Technical Meeting of The Institute of Navigation. Long Beach, California: The Institute of Navigation, 2024: 778-786.
- [20] 庞之浩. 嫦娥六号任务及我国未来探月前景[J]. *科学*, 2024, 76(4): 16-22, 2, 69.
- PANG Z H. Chang'e-6 mission and China's future prospects for lunar exploration[J]. *Science*, 2024, 76(4): 16-22, 2, 69.
- [21] NORAD GP Element Sets Current Data. Navigation Satellites-GNSS Beidou, GPS Operational[EB/OL][2023-12-20]. <https://celestrak.org/NORAD/elements/>.
- [22] PIETRO G, ANTOINE G, PAOLO Z, et al. Moonlight navigation service— how to land on peaks of eternal light[C]//Proceedings of 72nd International Astronautical Congress (IAC). Dubai, United Arab Emirates: [s. n.], 2021.
- [23] 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. [S. l.]: AAS, 2019.

作者简介:

**陈旗鸣**(1994-), 男, 博士研究生, 主要研究方向: 深空探测技术与系统、人工智能技术。

通信地址: 广东工业大学自动化学院(510006)

E-mail: 1207965510@qq.com

**李珍妮**(-), 女, 教授, 主要研究方向: 深空探测技术与系统、人工智能技术。**本文通信作者。**

通信地址: 广东工业大学自动化学院(510006)

E-mail: lizheni2012@gmail.com

# Visibility Analysis of GNSS Satellite Signals by Lunar Orbit Satellites and Probes

CHEN Qiming<sup>1</sup>, LI Zhenni<sup>1,5</sup>, CHEN Liji<sup>1</sup>, XIE Shengli<sup>1,6</sup>, HE Xiongwen<sup>2</sup>, LI Maodeng<sup>3</sup>,  
CHEN Chaoji<sup>2</sup>, ZHONG Zhaofeng<sup>4</sup>

(1. School of Automation, Guangdong University of Technology, Guangzhou 510006, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;

3. Deep Space Exploration Lab, Beijing 100094, China;

4. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

5. Guangdong Hong Kong Macao Discrete Manufacturing Intelligent Joint Laboratory, Guangzhou 510006, China;

6. Guangdong Key Laboratory of Intelligent Systems and Optimization Integration, Guangzhou 510006, China)

**Abstract:** The visible quantity and time of GNSS (Global Navigation Satellite System) satellite signal in lunar orbit is an important factor for lunar probe to use GNSS to realize auxiliary navigation. To deal with the problems that the number of GNSS satellites visible by lunar orbiting satellites and lunar surface detectors is not clear and the comparative analysis is insufficient, this paper selected the lunar elliptical frozen orbit (ELFO), the Peter region of the moon and the Shackleton region of the south pole of the moon as analysis targets, analyzed and statistically analyzed the number and duration of visible GNSS satellites under different ELFOs, lunar surface conditions, and lunar South Pole relay conditions. Simulation results reveal that, in the Peter region, minor surface movements have minimal impact on the number of signals received by Beidou satellites; and at Shackleton, the South Pole's ELFO-Satellite 3 orbit supports visibility of up to four Beidou and GPS satellite signals during positioning activities. The ELFO-Satellite 3 orbit demonstrates the highest GNSS signal reception within its operational cycle, offering substantial potential for lunar navigation. These findings provide valuable insights for China's "Magpie Bridge" Navigation Remote Constellation System and future lunar probes, especially in leveraging GNSS satellite signals for navigation and positioning on the lunar surface and in lunar South Pole regions.

**Keywords:** lunar navigation constellation system; ELFO; GNSS visibility analysis; navigation and positioning

## Highlights:

- An ELFO orbit has been identified that maximizes the number of visible GNSS satellites.
- When moving within a small area on the near side of the Moon, the number of Beidou satellites visible to the lunar surface equipment remains essentially unchanged.
- The study investigated the changes in the number of GNSS satellites during the period when ELFO satellites provide communication services to the lunar south pole, and explored the relationship between these changes.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]