



基于嫦娥7号探测任务概念设计的月球南极光照条件和电场环境研究

甘红^{1,2,3}, 魏广飞^{1,4*}, 张伟伟⁵, 李雄耀^{3,4}, 姜生元⁵, 王储⁶, 马继楠⁶, 张小平²

1. 深空探测实验室, 合肥 230026;
2. 澳门科技大学月球与行星科学国家重点实验室, 澳门 999078;
3. 中国科学院地球化学研究所, 月球与行星科学研究中心, 贵阳 550081;
4. 中国科学院比较行星学卓越创新中心, 合肥 230026;
5. 哈尔滨工业大学机器人技术与系统国家重点实验室, 哈尔滨 150001;
6. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

*联系人, E-mail: gfw@live.cn

收稿日期: 2022-06-28; 接受日期: 2022-08-04; 网络出版日期: 2023-03-20

国家重点研发计划(编号: 2022YFF0711400)、国家自然科学基金(编号: 42241154, 41903058, 41931077, 52005136)、深空探测实验室前沿科研项目(编号: 2022-QYKYJH-HXYF-023)和贵州省基础研究计划(编号: 黔科合基础-ZK[2023]一般131, 黔科合基础-ZK[2023]一般476)资助项目

摘要 月球极区挥发分(包括水冰)是月球探测的重要目标. 本文系统地提出了中国嫦娥7号月球南极探测任务的概念设计, 包括轨道器、着陆器、巡视器和飞跃器以及中继星. 通过轨道器获取的极区高分辨影像可为着陆选址提供参考. 巡视器和飞跃器分别对光照区和永久阴影区开展原位探测. 所有的数据均通过中继星进行接收并传回地面. 考虑到极区特殊的光照条件, 我们计算了覆盖沙克尔顿(Shackleton)撞击坑部分区域 $15\text{ km}\times 15\text{ km}$ 范围内2024–2026年的光照率, 并分析了潜在着陆区的光照条件、坡度以及距探测目标的距离. 考虑到极区因地形遮挡产生的尾迹效应, 我们计算了Shackleton撞击坑及其周围区域 $37\text{ km}\times 27\text{ km}$ 范围内的电场环境. 发现坑缘周围光照区电势最高不超过 2.1 V , 而由尾迹效应引起的坑内电势最低可达 -500 V . 这对以坑底为探测目标的飞跃器来说有必要进行风险评估.

关键词 月球南极, 光照条件, 电场, 沙克尔顿撞击坑, 嫦娥7号

PACS: 94.05.Bf, 95.55.Pe, 96.12.Wx, 96.60.Ub

1 引言

月球挥发分(包括水冰)一直是月球极区探测和研究的重点对象^[1]. 探测挥发分对了解月球和太阳系天

体的物质演化具有重要意义, 同时富含水冰的月球极区也是未来月球基地建设的首选目标, 月球极区资源原位利用, 特别是水冰, 是当前月球探测的重要目标^[2]. 由于月球的赤道面接近于黄道面(夹角 1.54°), 因

引用格式: 甘红, 魏广飞, 张伟伟, 等. 基于嫦娥7号探测任务概念设计的月球南极光照条件和电场环境研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2023, 53: 249611
Gan H, Wei G F, Zhang W W, et al. Lunar polar illumination and electrical field environment simulation based on a conceptual design for China's Chang'E-7 mission (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2023, 53: 249611, doi: [10.1360/SSPMA-2022-0255](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2022-0255)

此与中低纬度相比,极区的光照条件更加复杂,从而导致与太阳辐射和太阳风等离子体相关的热环境和电场环境也变得更加复杂^[3,4].因此,准确获取极区的光照条件对探讨挥发分赋存和演化、工程探测任务设计等具有重要意义^[5].值得一提的是,极区的光照条件以及地-月间的可视通信条件并不是固定不变的,而是随着时间或日-地-月位置变化而变化的.随着高精度地形数据的获取,通过结合月球星历表计算极区的光照条件作为未来着陆探测选址和月面活动规划的重要工程约束已经成为普遍采用的方法^[6-9].

一般来说,获取极区光照条件最有效且直接的方法就是分析同一位置一段时间内的遥感影像进而判断光照特征. Bussey等人^[10]根据克莱门汀(Clementine)任务连续获取的极区影像分析了极区的光照条件,但该任务仅持续了71 d,因此针对光照条件分析的时间周期非常有限.基于更高分辨率和更长探测周期的月球勘测轨道器相机(LROC)广角相机获取的覆盖极区的7800幅影像数据, Speyerer等人^[11]分析了极区一年的光照条件.但相比月球18.6年的进动周期,该时间段是非常有限的,且无法精确应用到未来特定时间段探测任务的光照条件分析.

相比于针对特定时间段获取的遥感影像来分析光照条件的方法,基于地形数据来计算的光照条件可以很好地弥补周期短和无法预测未来光照条件的不足.根据地基雷达获取的月球极区地形数据, Margot等人^[12]采用光线追踪法计算了月球极区的光照条件. Noda等人^[13]和Bussey等人^[14]先后根据日本月亮女神(KAGUYA)激光高度计(LALT)获取的分辨率为470 m/pixel的地形数据,并同样采用光线追踪法计算了两极(>85°N/S)的光照率.2009年6月,美国国家航空航天局(NASA)成功发射月球勘测轨道器(LRO)并连续数年实现对月观测, Mazarico等人^[15]根据其搭载的月球轨道激光高度计(LOLA)获取的极区240 m/pixel地形数据,采用最大高度角法计算了极区的光照条件.随着LOLA对极区的重复观测, De Rosa等人^[6]基于更高分辨率(40 m/pixel)的地形数据计算了欧空局未来潜在着陆区的光照条件. Gläser等人^[7]通过几何参数校正,获得了20 m/pixel的地形数据,并采用最大高度角法计算了月球南极20 km×20 km区域的光照条件.随后, Gläser等人^[16]剔除了轨道间的补偿误差,计算了两极50 km×50 km区域同等分辨率的光照条件,他们发现

在两极分别存在3处光照率高的潜在区域.

月球极区光照条件除了影响极区热环境,对极区的电场环境也有显著的影响.月表物质直接暴露在太阳辐射、太阳风等离子体环境中,光电子、等离子体电子、离子等与月表物质作用形成电场,并导致月表尘埃带电迁移.对于未来的极区探测,不管是静止的着陆器,还是移动的巡视器,均不可避免地暴露在月表尘埃等离子体环境中,通过附着带电粒子、摩擦作用等带电,给探测器系统带来一定的风险.

在月球极区,太阳风几乎沿着月表水平掠过,但受地形影响显著.比如,由于山脊、撞击坑坑缘的遮挡,在其背阳面往往存在类似月球尾迹的迷你尾迹效应.具体而言,太阳风在地形障碍物的向阳面被阻碍吸收,在背阳面则形成等离子体空腔.因太阳风电子具有更高的热速度,快速扩散到空腔中,使表面带负电.这种由于太阳风电子和离子的分离在背阳面形成的电场,称之为“双极电场”.太阳风离子在双极电场作用下加速追赶电子进入空腔.对于坑内太阳风离子始终不能进入的部分区域,称之为“电子云区”.

由于尾迹效应,背阳面离子电流显著减小或者完全被阻塞,导致航天服或巡视器等表面的电荷(因光照、等离子体环境充电或摩擦充电获得)耗散时间显著延长,特别是对于精密仪器设备,潜在的静电放电现象使其故障率增加,甚至影响到其正常的使用寿命^[17].因此,在探测器进入阴影区之前,要深入研究阴影区的电场分布特征和带电尘埃迁移特征,以及探测器及其搭载设备在阴影区的充电和电荷耗散特征,特别是在尾流的电子云区.此外,月球极区复杂的电场环境对于永久阴影区(PSRs)的挥发分、水等的收集过程有直接的影响^[3].经双极电场不断加速的太阳风离子可作为溅射源,不断剥蚀永久阴影区内积累的局部挥发物和水冰. Farrell等人^[18]探讨了与等离子体膨胀成空腔相关的详细过程,并指出月球极区沙克尔顿(Shackleton)撞击坑区域暴露于尾流产生的电子云和增强的负表面电势环境中,可能会发生类似于阿波罗17号任务部署的月球抛射和陨石试验(LEAM)^[19]观测到的“尘埃雨夹雪”现象.2020年, Xie等人^[20]分析月球大气与尘埃环境探测器(LADEE)数据发现在晨昏线附近的多个撞击坑上空有很强的尘埃信号,进一步分析发现这些尘埃密度增强事件主要发生在撞击坑的下游,与地形遮挡效应带来的尾迹效应有关.总之,背光面或永久阴

影区内的等离子体环境对于了解表面充电、静电尘埃传输、挥发性物质赋存等局部过程至关重要^[21-24].

2010年, Farrell等人^[3]利用Goldstone雷达数据研究了Shoemaker撞击坑和Shackleton撞击坑等周围的电场环境. 但是由于缺乏Shackleton撞击坑坑底雷达数据, 其坑底高程被设置为0 km (相对于月球半径). Zimmerman等人利用开源等离子体动力学代码XOOPIC研究了月表风化层物质等电介质表面^[24]、太阳风暴^[25]、复杂撞击坑地形^[26]等对月球极区尾流特性的影响. Rhodes等人^[27]指出电子云区的上边界是等离子体扩散前沿, 下边界是带静电月球表面, 并给出了等离子体扩散的边界条件, 首次建立了月球撞击坑尾流表面充电和近地表电子云环境的理论模型.

我国探月工程四期已全面启动, 本文系统地提出中国的嫦娥7号(CE-7)月球南极探测任务的可能性探测方案, 即概念设计. 针对着陆选址、月面探测活动可能面临的光照条件、电场环境等, 我们结合月表地形高程数据分析了2024–2026年期间月球极区的光照特征, 以及尾迹效应影响下月表电势的分布特征, 进而为工程探测提供一定的约束和参考.

2 未来的月球南极探测任务

2.1 国外探测任务

2019年, NASA正式宣布了“阿尔忒弥斯”(Artemis)任务, 计划2024年前实现航天员登陆月球南极. 随后, 实现地月空间以及月面的人类可持续活动^[28]. 为实现Artemis任务的极区着陆选址及水冰资源探测和利用, NASA计划在2023年发射首个针对月球水冰及其他资源进行勘探的极地挥发分探测巡视器(VIPER). VIPER巡视器将搭载3台光谱仪和1个钻杆, 并利用太阳能发电在南极的Nobile区域展开为期100 d的勘探(<https://www.nasa.gov/viper>).

此外, NASA还制定了一系列的月面无人勘探计划, 其中就包括正在论证的首个月球极区资源开采和提取的资源勘探者(RP)任务^[29]. 针对挥发分探测和资源原位利用(ISRU)这一目标, Heldmann等人^[8]以位于月球南极地区的Haworth撞击坑为例, 提出了RP探测任务的概念设计, 共包括四种操作模式: 勘探、绘图、挖掘和验证. 勘探模式下, 巡视器通过在表面移动搜索H₂O/OH信号和其他挥发分; 一旦发现增强的

挥发分信号, 巡视器通过决策进入高精度的绘图模式或挖掘模式; 在探测任务后期将启动验证模式, 通过氢还原法从月壤中提取氧气. 此外, 针对RP的巡视探测, Speyerer等人^[9]基于LRO探测数据(LROC, LOLA和Diviner)开发了一套名为R-Traversal的路径规划算法, 针对不同的探测目标并在充分考虑光照条件的前提下自动识别出能量消耗最小的路径. 通过综合分析科学和工程探测目标, Heldmann等人^[8]提出极区潜在着陆点选取的四个原则: (1) 表面/次表面存在挥发分; (2) 适合巡视器行走的地形; (3) 地面通信直达; (4) 太阳光照条件.

俄罗斯航天局(Roscosmos)计划重新启动对月球的探测, 并将首先发射Luna-25对月球南极地区月壤成分和结构以及极区大气展开科学探测, 同时攻克月球极区软着陆和月面长期探测活动等工程技术难题^[30]. 针对该任务, Djachkova等人^[30]提出了四个对选址有重要影响的工程约束: (1) 热控系统的结构设计; (2) 表面坡度; (3) 着陆点与地面站之间的通信; (4) 同时满足着陆点的太阳可视与地球可视, 以保证太阳能利用、通信和数传的稳定同步进行.

日本宇航研发机构(JAXA)也将对月球极区表面展开原位探测. 针对该任务的着陆选址和巡视探测, Inoue等人^[31]提出了“强大的行星巡视器时空路径规划(Robust Spatio-Temporal Path Planner for the Planetary Rover)”算法, 该算法在充分考虑光照环境随时间变化的基础上设计路线. 巡视器通过不断地向光照条件优越的位置移动, 以获取更多的太阳能资源, 同时也对更广阔的月面展开探测, 最终增加探测任务的寿命.

2.2 嫦娥7号任务概念设计

中国正式启动了以月球南极为探测目标的嫦娥7号任务, 并计划在2024–2026期间对南极光照区的月壤物质成分、结构和永久阴影区的挥发分等展开原位探测. 基于极区探测面临的特殊光照条件、地形起伏、地-月通信等工程约束, 我们系统地提出了适合CE-7任务极区探测的可能性探测方案.

CE-7任务包括轨道器、着陆器、巡视器、飞跃器和中继星, 通过搭载不同的科学和试验载荷对极区展开遥感和原位的联合探测. 原位探测任务共包括三个阶段: (1) 巡视器和飞跃器在光照区的联合探测; (2) 飞跃器在永久阴影区的探测; (3) 飞跃器返回光照区后

的拓展探测. 由于地形遮挡, 极区部分撞击坑内无法直接建立与地球的通信联系. 因此, 中继星主要负责通信及数据传输任务. 此外, 利用中继星上搭载的科学载荷可开展对地球磁尾高分辨率时空观测、射电星体测量等探测任务. 轨道器主要实现月球极区地形地貌高分辨遥感成像、矿物光谱分析、永久阴影区表层/次表层氢/水冰的探测任务, 为着陆器选址提供决策依据.

着陆器. 着陆器上可搭载巡视器、飞跃器两种自主探测器, 在着陆之前三器形成组合体绕月飞行. 着陆器降落后, 可就地开展月表环境、月震活动等探测任务. 此外, 考虑到永久阴影坑的坑壁可能分布的水冰和挥发分, 且巡视器和飞跃器直接探测可能存在一

定的安全风险. 我们提出着陆器可搭载一枚试验载荷, 即月壤侵入式勘察器. 在着陆后择机发射, 针对永久阴影坑的坑壁以100 m/s的速度量级侵入至~1 m深度, 并利用内部搭载的物性传感器获取该区域月壤剖面的力、热、电学性质以及潜在的水冰信息, 最后将探测数据上传给中继星.

巡视器. 巡视器由着陆器释放, 将采用轮式移动行走方案在光照区分别开展广域移动巡视与采样分析任务, 如图1(a)所示. 通过搭载的科学载荷实现月壤样品挥发分及其同位素、月壤矿物、月壤剖面浅层结构、月表磁场等科学目标的探测. 巡视器装备了机械臂, 其上搭载有浅层钻以及微量采样器, 浅层钻以及微量采

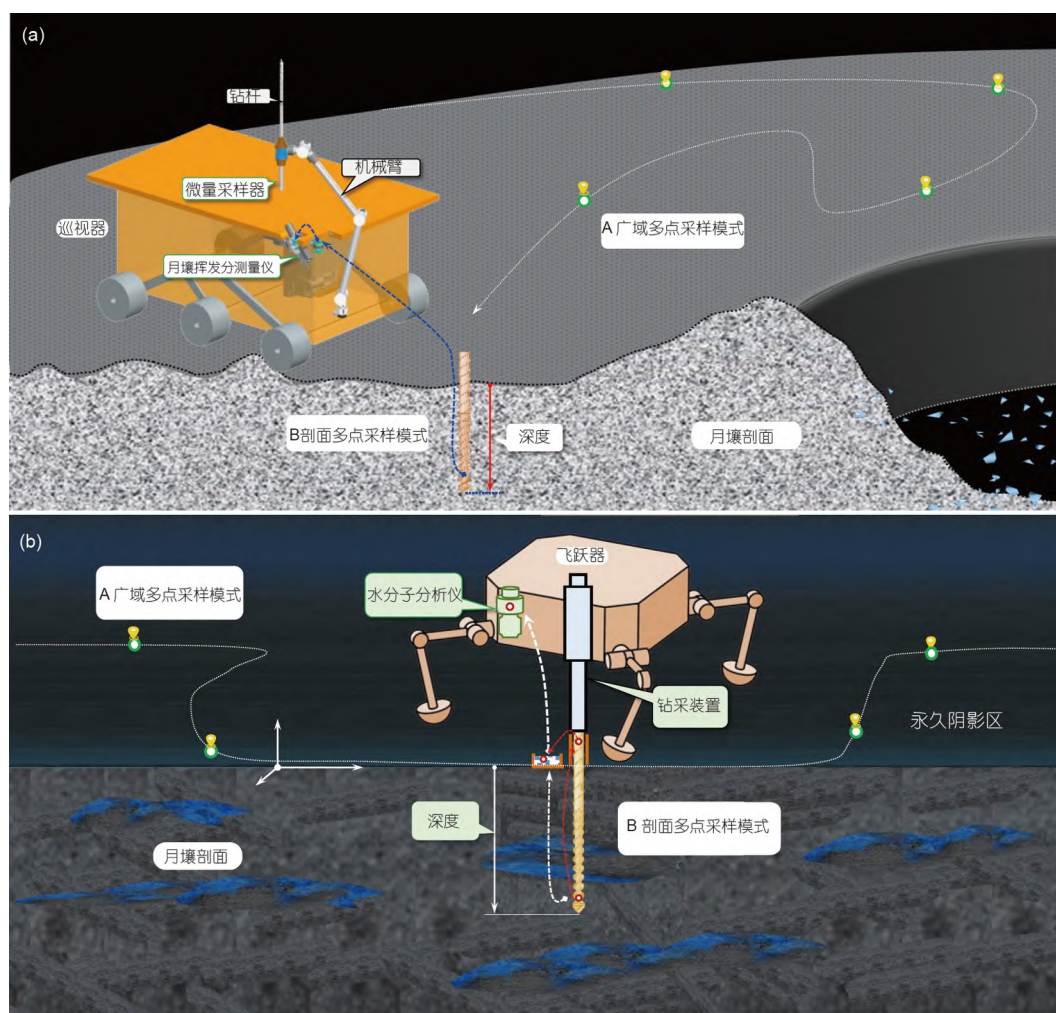


图 1 月面原位探测概念设计. (a) 巡视器在光照区钻采样品; (b) 飞跃器在永久阴影区钻采样品. 图像未按实际比例绘制

Figure 1 Illustration of the conceptual design of lunar surface *in-situ* exploration. (a) The rover is drilling samples in the sunlit area; (b) the leaper is sampling at the permanently shadowed region. Note that the illustration is not in scale.

样器安装在机械臂末端. 在机械臂的操控作用下, 浅层钻能够针对0.3 m深度以内的月壤实施纵深剖面的多点钻进与提钻, 并利用微量采样器对钻屑进行毫克级样品采集, 最终通过机械臂将样品转移至月壤挥发分测量仪开展物质成分分析. 此外, 利用巡视器移动能力, 在移动路线上多个位置点开展采样分析工作, 实现广域探测的原位采样分析任务.

飞跃器. 飞跃器从着陆器顶部采用自动跳跃的方式达到月表, 并首先在光照区开展广域移动与采样分析任务. 飞跃器具有跳跃和移动行走两种运动模式, 前者通过自身的喷气式发动机实现在月面跳跃, 可对千米级远距离目标实现到达的任务; 后者通过行走腿进行移动, 可在探测区域内局部移动与选点, 也可在降落到永久阴影区后通过行走避免发动机羽流污染区, 降低对月壤采样与分析结果的影响. 如图1(b)所示, 飞跃器搭载了钻进采样装置, 其具备回转钻进及冲击钻进功能, 同时在钻具前端设计了具有容钻屑能力的深螺旋采样槽, 这大大提高了对潜在的高硬度含冰月壤的钻进与采样能力. 该钻进采样装置可实现月壤剖面1 m深度量级钻进, 能够对孔外连续螺旋排出的钻屑样品和孔底槽内提钻钻屑样品实现采集, 并通过样品转移机构传递至水分子分析仪开展成分分析. 与巡视器工作模式类似, 飞跃器在永久阴影区内利用其腿式移动能力可开展多个位置点的采样分析, 实现广域采样分析任务. 在对永久阴影区的探测任务完成后, 飞跃器可进一步跳出阴影区, 并在光照区开展拓展性采样探测任务.

3 数据和方法

月球勘测轨道器(LRO)发射于2019年7月13日, 目前已执行多次拓展任务且仍在轨运行. 月球轨道激光高度计(LOLA)是搭载在LRO上的七个载荷之一. LOLA的主要科学目标就是获取月表高精度地形, 研究地貌特征. 由于LRO是极轨卫星, 其高度重复覆盖的足印为获取高精度的极区地形提供了有利条件. 本研究利用覆盖月球南极20 m/pixel的数字高程模型(DEM)数据(<http://imbrium.mit.edu/>), 研究靠近极点并覆盖Shackleton撞击坑及其附近的区域. 需要说明的是, 这里选取的研究区面积和DEM分辨率是在综合衡量了计算机资源和计算耗时的条件下选取的. 因为光

照条件的计算耗时是随着分辨率和区域面积的提高而呈指数增加的. 不过, 20 m/pixel的分辨率对于探讨极区的长时间光照条件和潜在着陆区的对比研究已经足够. 对于电场环境的计算, 考虑到飞跃器将到达Shackleton撞击坑内的永久阴影区, 我们采用相同分辨率但覆盖范围不同(部分区域重复)的DEM数据进行分析.

3.1 光照条件计算

基于月球极区不同任务获取的DEM数据, 前人已经开展了一系列的月球极区的光照条件研究^[6,7,10,13,15]. 如表1所示, 对于未来探测任务的规划研究, 部分学者所采用的遥感影像分析方法具有一定的时间局限性. 还有部分学者通过采用光线追踪法, 可以精确计算极区任意位置的光照条件. 但存在的问题是, 对于每一次时间步长的更新, 该计算都得重复一次. 因此, 该方法比较适合于计算某一时刻或很短时间范围内的光照条件. 而对于更大的研究范围和长时间的光照条件计算则非常耗时. 相比之下, 近年来另一部分学者比较倾向于采用最大高度角法来计算极区光照条件. 该方法只需一次性计算研究区各个位置在0–360°方向范围内的地形高度角, 并将每个方向的最大值存储下来. 通常, 该过程将耗费非常多的计算机资源和时长. 一旦完成, 后续通过给定时间范围来计算光照条件将非常迅速. 因此该方法在计算高分辨率地形的太阳光照条件具有十分明显的优势(表1). 虽然通过最大高度角法获得的光照条件精确度略低于光线追踪法, 但极大地节约了计算时间, 提高了工作效率, 且计算结果能够满足研究的需求. 因此, 该方法被广泛采用.

本研究采用最大高度角法计算月球南极研究区的光照条件^[7,15]. 这里我们选取的方位角步长为0.5°, 因此会在研究区DEM地图的每个像素位置0–360°方向范围内计算生成720个最大地形高度角并存储到文件中. 值得一提的是, 需要根据DEM的投影方式(本文为极方位投影), 对由月球曲率引起的像素间的距离和程差变形进行校正^[32]. 另外对于太阳-月球间的实时位置信息, 采用NASA开发的导航与辅助系统工具(NAIF)进行计算^[33]. 把太阳视作面光源, 对于给定的任意时间段, 可以计算研究区内任意位置实时的太阳高度角^[34], 并与先前计算并存储好的最大高度角进行对比, 从而可以得到该位置的太阳可视系数(范围0–1). 0表示该位置被遮挡, 看不见太阳; 1表示该位置可以

表 1 月球极区光照条件计算方法对比

Table 1 Comparison of different methods for deriving lunar polar illumination conditions

方法	作者	数据	分辨率 (m/pixel)	时间范围 (年)
遥感影像	Bussey 等人 ^[10]	Clementine	500	1/12
	Speyerer 等人 ^[11]	LROC WAC	100	1
光线追踪	Margot 等人 ^[12]	Goldstone Solar System 地基雷达	150	18.6
	Noda等人 ^[13]	Kaguya	474	18.6
	Bussey 等人 ^[14]	Kaguya	474	18.6
	Mazarico 等人 ^[15]	LRO/LOLA	240	18.6
最大高度角	De Rosa 等人 ^[6]	LRO/LOLA	40	0.5
	Gläser 等人 ^[7,16]	LRO/LOLA	20	18.6
	Inoue等人 ^[31]	LRO/LOLA +Kaguya/TC	2	1
	本文	LRO/LOLA	20	3

看见完整的太阳; 0–1之间表示该位置可以看见部分太阳.

3.2 电场环境计算

较月球赤道地区而言, 月球极区电场环境更为复杂. 尽管极区太阳光、太阳风等离子的入射方向与月面几乎相切, 但是由于地形影响仍然存在光照区和阴影区. 对于月球光照区, 光电子电流和电子电流占主导, 月表电势(ϕ_s)为^[35,36]

$$\begin{cases} \phi_s = -\frac{k_B T_{ph}}{e} \ln \left(-\frac{en_0}{J_{ph0} \cos \chi} \sqrt{\frac{k_B T_e}{2\pi m_e}} \right), & \chi < \chi_{DZ}, \\ \phi_s = \frac{k_B T_e}{e} \ln \left(-\frac{J_{ph0} \cos \chi}{en_0} \sqrt{\frac{2\pi m_e}{k_B T_e}} \right), & \chi > \chi_{DZ}, \end{cases} \quad (1)$$

其中, k_B 为玻尔兹曼常数(1.38×10^{-23}), e 为元电荷(1.6×10^{-19} C), m_e 为电子质量(9.11×10^{-31} kg). T_{ph} 和 T_e 分别为光电子温度(1.47 eV, 即 1.7×10^4 K)和等离子体电子温度(12.1 eV, 即 1.4×10^5 K). n_0 为无穷远处(即太阳风等离子体中)的等离子体浓度(10.0 cm^{-3}), J_{ph0} 为月表太阳垂直入射点的光电子电流密度($-4.5 \text{ } \mu\text{A m}^{-2}$). χ 为

局部太阳入射角, χ_{DZ} 则为盲区所在位置的局部太阳入射角. 当 $\chi = \chi_{DZ}$ 时, 月表电势为0. χ_{DZ} 可表示为

$$\chi_{DZ} = \cos^{-1} \left(\frac{en_0}{J_{ph0}} \sqrt{\frac{k_B T_e}{2\pi m_e}} \right). \quad (2)$$

对于阴影区, 由于尾迹效应, 形成等离子体空腔. 太阳风电子具有比离子更快的热速度, 电子快速填充空腔, 形成双极电势, 进而延迟热电子流动, 促使离子追赶电子. 阴影区内的双极电势表示为^[3]

$$\phi_A = \frac{k_B T_e}{e} \left[-1.08 \left(\frac{\Delta z}{\Delta x} \right) \cdot \left(\frac{v_{sw}}{\lambda_D \omega_{pi}} \right) - 1 \right], \quad (3)$$

其中, Δz 和 Δx 分别为距撞击坑背阳面边缘的垂向距离和水平距离. v_{sw} 为太阳风速度(400 km s^{-1}), λ_D 为太阳风等离子体的德拜长度(15 m), ω_{pi} 为太阳风离子的等离子体频率(3000 Hz). 由上式可知, 双极电势在整个尾迹区域平滑变化.

此时, 阴影区表面电势主要由电子电流、二次电子电流、离子电流、带电尘埃电流等共同决定, 其中, 等离子体电子和离子的浓度满足 $n_e = n_i = n_{e0} \exp \left(\frac{e\phi_A}{k_B T_e} \right)$ 且 $n_{e0} = n_0/2$, 那么, 电子电流(J_e)和离子电流(J_i)分别由下式给出^[3]

$$J_e = en_{e0} v_{te} \exp \left(\frac{e\phi_A}{k_B T_e} \right), \quad (4)$$

$$J_{iz} = -en_{e0} \left(\frac{\Delta z}{\Delta x} v_{sw} + C_s \right) + v_{sw} \sin \theta_{sw} \exp \left(\frac{e\phi_A}{k_B T_e} \right), \quad (5)$$

$$J_{ix} = en_{e0} v_{sw} \cos \theta_{sw} \exp \left(\frac{e\phi_A}{k_B T_e} \right), \quad (6)$$

J_{iz} 和 J_{ix} 分别为 J_i 在垂直方向和水平方向的分量. 式中, v_{te} 和 C_s 分别为太阳风电子热速度(2060 km s^{-1})和离子声速(40.60 km s^{-1}), θ_{sw} 指示太阳风初始入射方向, 当太阳风水平入射时, $\theta_{sw} = 0$.

对于离子能够到达的区域, 电子电流、离子电流和二次电子电流(J_{se})占主导, 达到电流平衡时, 表面静电势(ϕ_s)满足:

$$(J_e + J_{se}) \exp \left(\frac{e\phi_s}{k_B T_e} \right) - |J_i| \sin(\theta_{flow} - \theta_{topo}) = 0, \quad (7)$$

其中, $|J_i| = \sqrt{J_{ix}^2 + J_{iz}^2}$, θ_{flow} 和 θ_{topo} 分别表示太阳风离子偏转角和地形坡度. 二次电子电流由 $J_{se} = -\delta_{eff} J_e$ 获得,

对于典型的慢太阳风入射环境, 假设二次电子发射系数(δ_{eff})为0.3. 对于离子不能达到的区域, 即电子云区, 电势并不会无限增大(负), 在典型的慢太阳风入射环境中, 可通过抛射带电尘埃实现电流平衡, 即电子电流、二次电子电流和尘埃电流(J_D)占主导, 达到电流平衡时满足:

$$(J_e + J_{se}) \exp\left(\frac{e\phi_s}{k_B T_e}\right) - J_D = 0. \quad (8)$$

尘埃电流可表示为 $J_D = J_{D0} \exp\left(\frac{e\phi_A}{k_B T_e}\right)$, 其中, 尘埃电流(J_{D0})为 $10^{-14} \text{ A m}^{-2}$. 阴影区表面电势由双极电势和表面静电势共同决定, 即 $\phi_s = \phi_A + \phi_s$. 根据公式(1), (3), (7)和(8), 可得到Shackleton撞击坑及其附近区域的电势分布特征. 值得注意的是, 在特殊环境下, 如日冕物质抛射环境、地球等离子体片环境, 电子云区可能还有电流击穿等现象.

4 探测目标: 以Shackleton撞击坑为例

基于CE-7探测任务概念设计, 综合性地选择光照率大、地形平坦, 且接近永久阴影区的位置, 这对着陆器、巡视器的太阳能利用, 热控系统的安全性以及科学目标的实现都具有重要意义. 遥感影像观测和光照条件计算表明在靠近极点的部分山脊和撞击坑边缘等位置可以受到较长时间的光照. 这些区域可以作为未来CE-7着陆区选址的理想目标. 而靠近南极点的Shackleton撞击坑(中心坐标 89.667°S , 129.783°E)则是未来值得探测的目标. 一方面是该撞击坑结构简单, 坑底平坦, 包含的永久阴影区面积达 232 km^2 ^[15], 非常利于水冰和挥发分的保存和富集; 另一方面, 如图2(a)所示, 该撞击坑坑缘和附近的山脊地势较高, 有利于接收更长时间的光照. 此外, Shackleton撞击坑的坑壁坡度较大(平均约为 31°), 但坑底相对平坦, 如图2(b)所示, 这对飞跃器的着陆探测来说十分有利.

根据对LOLA激光反射率的分析, Zuber等人^[37]认为Shackleton撞击坑坑底呈现出的高反射率可能是含冰月壤引起的. 基于永久阴影坑受到周围地形散射光的影响, Li等人^[38]利用近红外光谱观测数据发现南极多个PSRs表面呈斑状分布的水冰, 其中包括Shackleton撞击坑. Teodoro等人^[39]采用像元图像重建技术, 在将氢元素含量换算成水含量后, 发现Shackleton撞击坑

的含水量可达约0.6 wt%.

综上, Shackleton撞击坑既满足水冰和挥发分探测的科学目标, 也满足长时间光照的着陆区选址的工程需求. 因此, 本文将Shackleton撞击坑为探测目标, 通过分析光照条件和地形等来探讨CE-7探测任务中的着陆选址、巡视器路径规划和飞跃器的探测距离等. 光照环境研究区, 如图2(a)实线方框($15 \text{ km} \times 15 \text{ km}$)所示, 覆盖Shackleton撞击坑地势最高的部分坑缘和山脊区域. 其次, 考虑到嫦娥7号任务中飞跃器将在永久阴影区采样分析, 以及尾迹效应对永久阴影区电场环境的影响, 本文将对整个Shackleton撞击坑表面电势分布进行分析, 进而给出着陆选址建议和永久阴影区需克服的电场环境信息. 电场环境研究区, 如图2(a)虚线方框($37 \text{ km} \times 27 \text{ km}$)所示, 覆盖整个Shackleton撞击坑和附近山脊区域.

5 结果

5.1 光照率分布

基于不同空间分辨率的DEM数据, Mazarico等人^[15]计算了月球极区18.6年进动周期的光照率分布, 为研究月球极区的光照条件提供了一定参考依据. 不过考虑到各个探测任务的发射时间和探测周期不同, 其对应的日-月轨道位置随时间变化, 最终导致极区同一位置的光照率也随之变化, 这将对着陆选址和任务规划具有一定的影响. 因此, 基于不同探测任务的探测周期和探测目标, 前人针对不同时间范围内月球南极区域的光照条件进行了探讨. 例如, Bussey等人^[14]基于Kaguya地形数据计算了2020年的南极光照条件; De Rosa等人^[6]针对欧空局(ESA)的月球极区探测任务, 计算了2010年3月31日到2010年9月24日期间的南极光照条件. Gläser等人^[7]同样针对2018年10月22日到2019年10月22日期间的月球南极光照率进行了计算, 并对潜在着陆区的光照条件进行了讨论.

根据CE-7探测任务规划, 本文计算了2024年1月1日到2026年12月31日共3年的光照条件, 图3给出了研究区在该时间段内的平均光照率分布. 可以看出, 在Shackleton撞击坑的坑缘位置, 以及与之相连的山脊区域均表现出较高的光照率, 这与地形特征(图2(a))非常吻合. 值得注意的是, 在这些光照率较高的区域, 仍然分布着大量的光照率较低的小型甚至微型撞击坑, 这

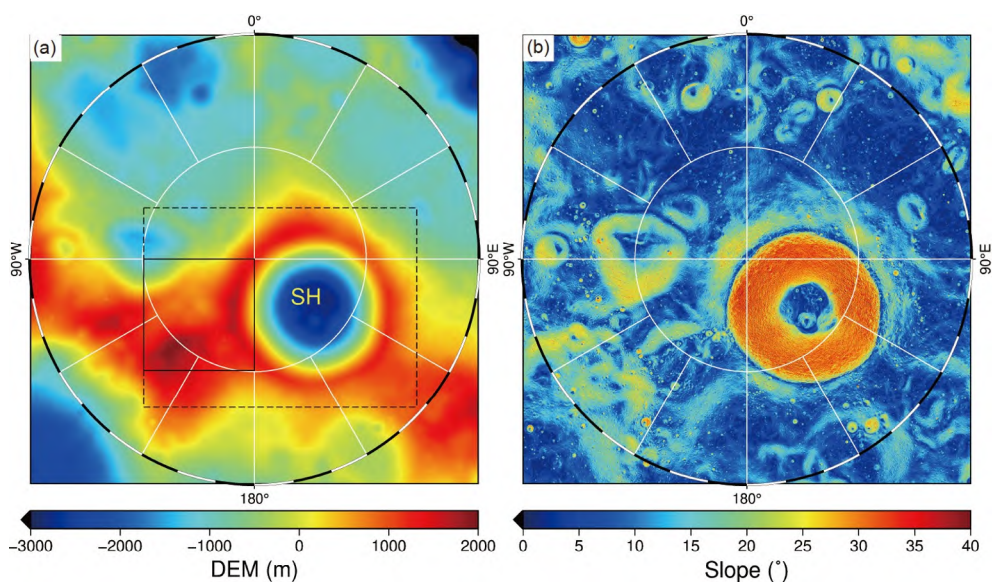


图 2 月球南极(>89°S)区域地形特征. (a) DEM, SH表示Shackleton撞击坑; (b) 坡度分布. (a)图中的实线方框表示光照条件研究区域, 虚线方框表示为电场环境研究区域. 采用极方位投影, 分辨率为20 m/pixel

Figure 2 Topography of lunar south polar region (>89°S). (a) The DEM map, and SH represents the Shackleton crater; (b) the slope map. The solid box in (a) is a study area of illumination condition. The dashed box is a study area of the electric field covering the Shackleton crater. Both maps are created in polar stereographic projection with a spatial resolution of 20 m/pixel.

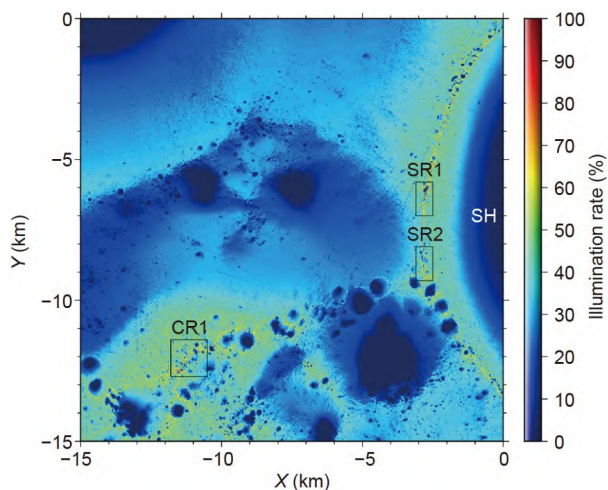


图 3 研究区平均光照率分布. 图中黑色方框包围的SR1, SR2和CR1区域为潜在的着陆区. SH表示Shackleton撞击坑. 采用极方位投影, 分辨率为20 m/pixel

Figure 3 Distribution of the average illumination rate in the study area. The enclosed areas SR1, SR2, and CR1 are potential landing sites. SH denotes the Shackleton crater. This map is created in polar stereographic projection with 20 m/pixel spatial resolution.

直接影响到着陆区选址和巡视器路径规划. 考虑到着陆器和巡视器的太阳能板高度, 光照率大小和分布会有所改变, 这将在下文进行详细讨论.

5.2 Shackleton撞击坑区域电势分布特征

当太阳光非垂直入射时, 受地形遮挡产生阴影区, 特别是在月球极区, 甚至形成太阳永远无法入射的永久阴影区. 图4中白色箭头指示太阳光/太阳风等离子体入射方向, 即太阳光从Shackleton撞击坑区域左侧水平入射, 坑缘遮挡太阳光, 导致坑内产生阴影区(忽略散射光的影响). 太阳风等离子体的运动方向与太阳光的入射方向一致, 且也受地形遮挡影响, 但是由于电子、离子的热运动, 太阳风等离子体会在遮挡的边界区域发生明显的偏转, 且在坑内不同位置的偏转角度不同, 特别是电子能够快速填充阴影区, 最终导致在阴影区内不同位置的电流特征存在差异, 产生不同的表面电势.

值得注意的是, 考虑到飞跃器将在Shackleton撞击坑坑底区域进行原位探测, 研究电场环境的选区比研究光照的选区更大. 本文将探讨Shackleton撞击坑及其周围区域的表面电场环境, 要求Shackleton撞击坑区域全覆盖, 以探讨着陆器、巡视器和飞跃器可能面临的电场环境. 此外, de Gerlache撞击坑(88.5°S, 87.1°W)坑缘、de Gerlache撞击坑和Shackleton撞击坑之间的山脊对Shackleton撞击坑区域存在显著遮挡, 因此, 实际计算范围比框定的研究区大得多, 且已考虑了月球

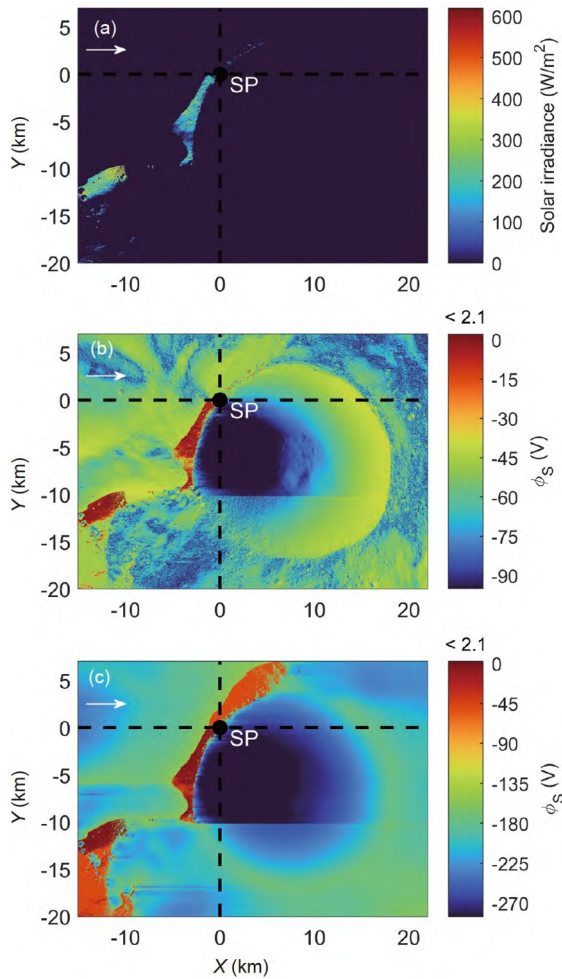


图 4 太阳光水平入射时, Shackleton 撞击坑区域(a)有效太阳辐照度分布和(b), (c)表面电势分布. (b) 阴影区为非电子云区; (c) 阴影区为电子云区. SP 表示月球南极点. 水平和垂直虚线分别表示 90°E/90°W 和 0°E/180°E 经线. 图中白色箭头表示太阳风的入射方向

Figure 4 (a) Distribution of effective solar irradiation around the Shackleton crater. Distribution of surface potential around the Shackleton crater with (c) or without (b) the electron cloud region. The SP denotes the lunar south pole. The horizontal and vertical dashed lines represent 90°E/90°W and 0°E/180°E longitudes. The white arrows indicate the solar wind direction.

曲率的影响.

图4给出了Shackleton撞击坑区域的有效太阳辐照度分布和表面电势分布. 当太阳光和太阳风等离子体水平入射时, 受地形影响, 光照区主要分布在Shackleton撞击坑坑缘及de Gerlache撞击坑和Shackleton撞击坑之间的山脊区域, 如图4(a)所示, 在研究区左侧. 在太阳光辐照下, 电子电流和光电子电流占主导, 达到电流平衡时, 光照区表面电势最高不超过2.1 V, 表面电

势最低可达约-50 V.

对于研究区的阴影区, 图4(b)给出了撞击坑内不存在电子云区时的表面电势分布, 即离子能够达到阴影区任意位置. 此时, Shackleton撞击坑内的永久阴影区, 太阳入射方向坑壁至坑底中心范围的表面电势相对较低, 可普遍低于-90 V, 最低可达-300 V; 其他位置的坑壁表面电势沿坑底方向逐渐降低, 且显著高于坑缘外侧区域. 受de Gerlache撞击坑坑缘及de Gerlache撞击坑和Shackleton撞击坑之间的山脊遮挡的阴影区, 由于距太阳风遮挡边缘较远, 表面电势主要集中在-90—40 V之间.

图4(c)给出了阴影区为电子云区时的表面电势分布, 此时, 假设离子不发生偏转, 即离子不能进入阴影区, 带电尘埃电流代替离子电流实现电流平衡. 此时, 阴影区内表面电势相比于图4(b)中的表面电势分布显著降低, 且普遍低于-150 V. 特别是, Shackleton撞击坑内太阳入射方向坑壁至坑底中心范围的表面电势主要集中在-300—-270 V之间, 最低可达-500 V.

图4(b)和(c)给出的表面电势分布分别指示典型的慢太阳风条件下, 阴影区内表面电势的最大值和最小值. 当然, 阴影区内存在电子电流、二次电子电流、离子电流和尘埃电流共同作用达到平衡的实际情况, 还有待进一步分析. 此外, 从图4(b)和(c)也可看出撞击坑坑缘高度并不均一, 且月球曲率效应导致背向太阳风入射方向的坑缘不能接受太阳辐照, 始终处在尾迹内. 同时, 周围地形, 如de Gerlache撞击坑和Shackleton撞击坑之间的山脊, 对下游区域产生遮挡, 出现表面电势分布不连续现象.

6 讨论

6.1 潜在着陆区的光照条件对比

表面光照率(图3)反映了月球自转以及绕太阳公转条件下在一定时间范围内表面接收到的太阳辐照空间分布特征. 研究极区表面光照可以有效揭示月表的太空风化作用的空间分布特征、热环境特征、永久阴影区分布和潜在水冰/挥发分的热稳定性等. 这些表面环境和地质信息是了解和开展极区探测的重要前提. 不过考虑到极区特殊的光照条件, 对巡视器和着陆器探测来说, 不同的着陆点以及太阳能板的安装高度将直接影响到所接收到的光照条件和太阳能利用率. 考

考虑到研究区DEM的分辨率和计算耗时,我们将针对潜在着陆区的光照条件进行讨论.

根据图3表面光照率分布特征,本文首先选取了3个光照率高的区域:2个Shackleton撞击坑坑缘(SR1和SR2,二者面积相同)和1个位于Shackleton和de Gerlache撞击坑之间的山脊.这三个区域在前人^[6,7]研究中也进行了光照条件探讨(本文选取的SR2区域要大一些).虽然区域相似,但文本讨论的探测时间范围、探测任务概念设计、探测目标选择及探测方式等均与前人不同,因此这里需要详细地讨论.考虑工程探测的安全性,这里我们定义光照率>70%且坡度<10°的区域作为着陆选址的工程约束.因此,下文提到的光照区总面积、平均光照率和平均坡度均是在符合此工程约束的基础上计算的.由此得到SR2的区域面积仅有10400 m² (26个像素),这明显小于其他两个区域.因此,下文我们将着重探讨SR1和CR1的光照条件.

从图5(a)和(d)可以看出,SR1和CR1的光照面积和光照率分别达到了18400和23600 m²,79.8%和78.4%

(黑色方框包围的区域).这些区域总体上沿着坑缘和山脊分布,但不够连续.给定巡视器的太阳能板距离月表高度为1 m,我们计算了SR1和CR1这两个区域的光照率,如图5(b)和(e)所示.可以明显看到,它们的平均光照率分别提高到了81.8%和80.6%,总面积也相应增加到88800和177600 m²且大部分区域呈连续分布.这对巡视器的太阳能利用、热控系统保障非常有利,同时对开展广域的巡视探测以及延长探测任务周期具有重要的保障作用.相比之下,面积更大的CR1可以为巡视器探测提供更多的选择.进一步给定着陆器太阳能板的高度为2 m,图5(c)和(f)分别给出了SR1和CR1区域的光照率分布.随着高度的增加,光照率和面积均显著地提高且区域分布变得完全连续.这极大地增加了着陆器的选址范围,不仅提高了工程的安全性,同时也提高了太阳能利用率和热控系统效率.不过对于以Shackleton撞击坑坑底为探测目标的飞跃器来说,SR1位于坑缘距离坑底较近,显然比CR1更有优势(CR1到坑底的距离约是SR1的2倍).对比SR1和CR1区

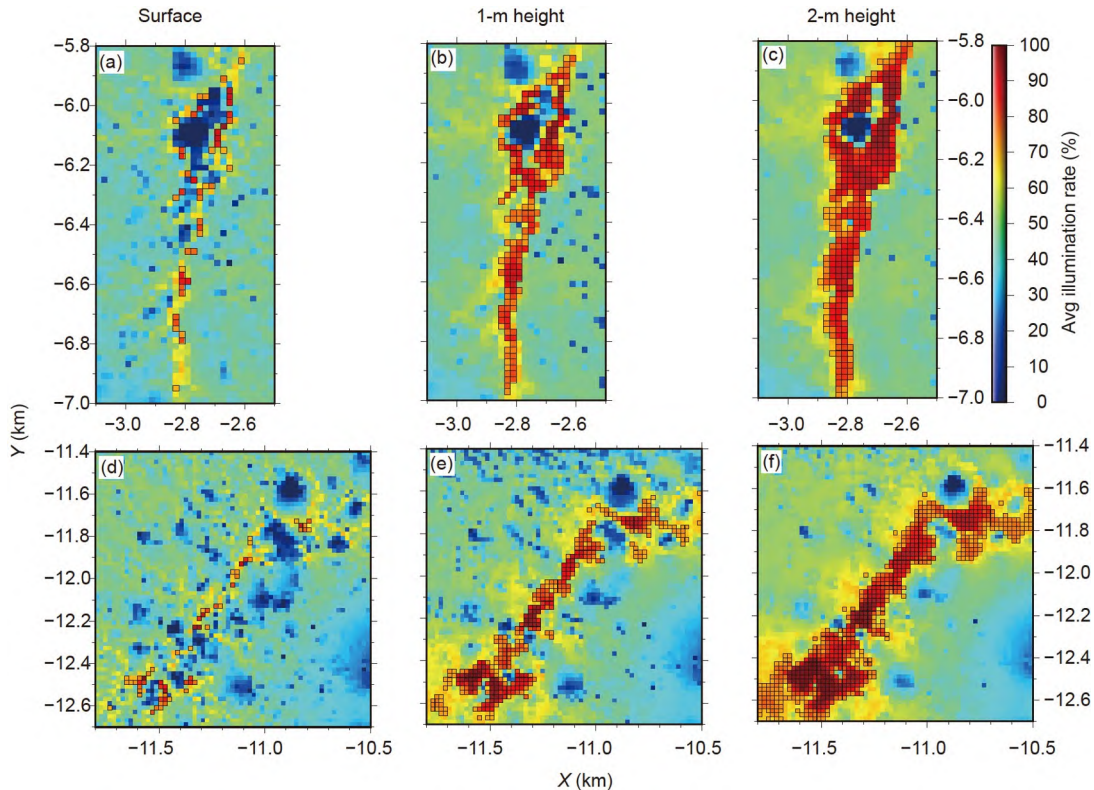


图 5 潜在着陆区SR1 (a)–(c)和CR1 (d)–(f)的光照率对比. 黑色方框像素点表示该区域满足平均光照率>70%且坡度<10°
Figure 5 Comparison of accumulated illumination between potential landing site areas SR1 (a)–(c) and CR1 (d)–(f). Pixels enclosed with black boxes indicate an average illumination rate greater than 70% and a slope lower than 10°.

域不同高度的光照条件, 它们平均坡度小于 4° , 总体相对平缓适合着陆探测. 两个区域的光照条件、坡度和面积对比如表2所示.

6.2 季节效应对光照条件的影响

月球的季节变化没有地球和火星那么显著, 一般

表 2 潜在着陆区SR1和CR1的平均光照率、坡度和面积对比

Table 2 Comparison of the average illumination rate, slope, and illumination area between potential landing sites SR1 and CR1

区域	结果	表面	1 m高度	2 m高度
SR1	光照率 (%)	79.8	81.8	84.8
	坡度 ($^\circ$)	2.8	3.5	4.0
	面积 (m^2)	18400	88800	145600
CR1	光照率 (%)	78.4	80.6	82.1
	坡度 ($^\circ$)	2.0	2.7	3.1
	面积 (m^2)	23600	177600	347600

是以太阳星下点位置来进行夏季和冬季的简单划分. 即当太阳星下点位于月球赤道以北即为南半球冬季; 当太阳星下点位于赤道以南即为南半球夏季. 甘红等人^[36]针对月球中纬度区域的Aristarchus高原2025–2045年的实时光照进行了计算, 发现季节效应对该区域有效太阳辐照度和电场具有一定的影响. 不过相比中低纬度区域, 极区的光照条件更加复杂, 受季节影响更加明显. 根据LRO Diviner对月球极区长达10年的观测, 月球两极同一区域(包括永久阴影区)的温度在夏季和冬季的温差非常明显. 例如, 在Faustini撞击坑底部冬季温度为 $30\text{--}40\text{ K}$, 夏季则为 $45\text{--}70\text{ K}$ ^[4]. 以CE-7的预计探测时间2024–2026年为例, 该时间段包含2个完整的南半球夏季和3个完整的南半球冬季, 如图6(a)所示. 需要注意的是, 2024-01-01至2024-04-05期间以及2026-08-24至2026-12-31期间均未覆盖完整的南半球夏季, 故不在此讨论.

以给定的着陆器太阳能板2 m高度为例, 我们分别

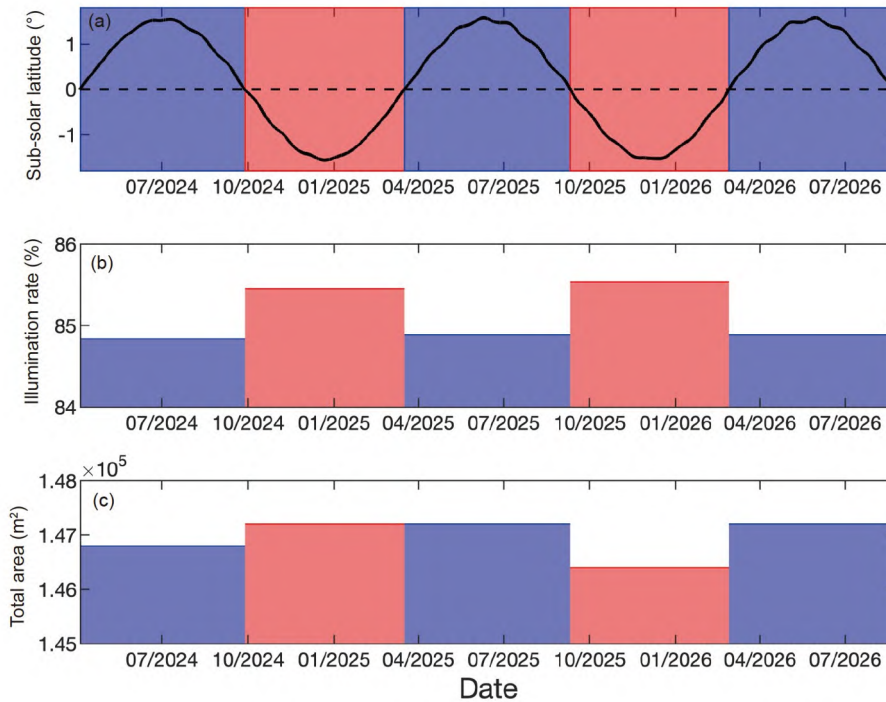


图 6 月球南极不同季节条件下潜在着陆区SR1距表面2 m高度时的光照条件变化. (a) 2024–2026年完整的月球南半球冬季(蓝色)和夏季(红色)分布情况, 黑色虚线表示月球赤道; (b) 不同季节的平均光照率对比; (c) 不同季节的光照面积对比. (b)和(c)图中统计的光照率和面积均是指满足光照率 $>70\%$ 且坡度 $<10^\circ$ 的所有区域

Figure 6 Variation of illumination conditions at an altitude of 2 m above SR1 during different seasons. (a) The entire winter (blue) and summer (red) of the lunar southern hemisphere within 2024–2026. The black dashed line indicates the equator. (b) The comparison of accumulated illuminations between different seasons; (c) the comparison of illumination areas between different seasons. Note that only pixels with illumination rate $>70\%$ and slope $<10^\circ$ are counted here.

计算了对应季节的光照条件. 图6(b)展示了潜在着陆区SR1距离表面2 m高度时不同季节的平均光照率对比. 可以看出, 夏季的平均光照率最大可达85.5%, 冬季平均值最低为84.8%, 说明季节效应还是十分明显的. 如果是短期的南极地区探测任务(例如<6个月), 以SR1区域为例, 无论是对于太阳能利用还是着陆器的温控系统, 选择在南半球夏季进行探测是最有利的. 图6(c)给出了同样条件下符合工程约束的着陆区总面积对比. 2025-09-10至2026-02-27南半球夏季期间, 光照总面积比其他时间(包括夏季和冬季)的明显要小, 但也仅小800 m² (2个像素). 而其他时间段不同季节的光照总面积基本相当. 以上说明在给定工程约束的前提下, 季节变化不会明显改变SR1区域的光照区域面积, 但会显著改变光照率, 这主要是受地形条件(坡度<10°)的限制导致的. 由此可见, 对于短期探测任务来说, 季节效应应当是着陆选址重点考虑的因素之一.

6.3 尾迹效应对Shackleton撞击坑区域表面电势的影响

当太阳风等离子体近水平入射时, 在障碍物的下游会形成离子密度远小于正常值的尾迹, 并对该区域的等离子体密度和电势分布产生影响. 对于无全球性磁场的月球而言, 在月球晨昏线和极区, 尾迹效应显著. 基于CE-7任务中飞跃器在Shackleton撞击坑坑底进行原位探测的概念设计, 本文分析了典型的慢太阳风水平入射条件下, Shackleton撞击坑区域的太阳辐照度分布和表面电势分布. 如图4所示, 当太阳光水平略过坑缘, 坑内处于阴影区, 不考虑散射光, 阴影区太阳辐照度为0.

与太阳光入射不同的是, 太阳风等离子体经过坑缘后会产生显著的尾迹效应. 尾迹效应导致在太阳光入射方向坑缘下游表面形成较低的负电势区, 图4(c)给出了飞跃器进入撞击坑内时需要克服的最低表面电势, 在撞击坑内的背阳面, 表面电势最低可达-500 V, 比不存在电子云区时(图4(b))的表面电势低约200 V. 值得注意的是, Shackleton撞击坑坑内并不会发生全是电子云区这种情况. 电子云区沿坑壁和坑底表面的分布以及在坑内的空间分布均十分复杂, 取决于太阳风运动速度、离子偏转角、坑底距坑缘的垂向距离和水平距离等, 不宜用类似光照区的德拜屏蔽来进行简单描述, 在后续的工作中还有待进一步研究, 确定太阳

风等离子体离子的扩散前沿, 即电子云区区域边界. 对于电子云区, 其极低的表面电势和极高的尘埃通量, 对飞跃器提出了严峻的挑战. 无论Shackleton撞击坑内是否存在电子云区, 当太阳光/太阳风等离子体从右侧入射时, 飞跃器从潜在着陆区进入坑底, 比当太阳光/太阳风等离子体从左侧入射时(如图4所示情况), 将经历更偏正的电场环境, 甚至可能不经历电子云区, 更有利于飞跃器安全飞行和着陆.

对于处于阴影区的坑缘外侧区域, 比如研究区左下角和右上角, 存在电子云区时比不存在电子云区时低约150 V. 对于绝大部分的坑缘外侧, 我们认为并不存在电子云区, 因为该区域距遮挡坑缘有较大的 Δx 和较小的 Δz , 并满足 $\frac{\Delta x}{v_{sw}} \gg \frac{\Delta z}{C_s}$, 即离子能够扩散至坑缘外侧月球表面. 由图4(b)可知, 阴影区坑缘外侧的表面电势主要集中在-90—50 V范围, 这意味着当太阳光/太阳风等离子体从不同的方向入射, 处于坑缘外侧的着陆区、巡视器等所面临的月球表面电势始终处于-90—2.1 V的范围. 相比撞击坑内部, 其扬尘通量也小得多.

6.4 飞跃器探测的挑战和策略

月球南极永久阴影区的水冰和其他挥发分是嫦娥七号探测任务的主要科学目标之一. 针对永久阴影区探测提出的飞跃器采样任务将面临更大的技术难度和挑战, 可概括为以下四个方面: (1) 永久阴影坑内平均温度普遍低于110 K^[4], 极低的温度对作业机具、驱控单元、传感器材料和制作工艺提出了更高的适应性要求; (2) 永久阴影区内表面水冰分布具有离散性、随机性^[38], 难以快速确定作业区并获得含冰样品; (3) 极低温度下含冰月壤的硬度和机械强度高^[40], 在有限的作业时间内钻进突破含冰月壤的难度较大; (4) 为保证微量(毫克级)采样过程中挥发分的原始组成不变, 对钻采的温度控制提出了更高的要求.

针对水冰探测这一科学目标, 我们从水冰采样方案及操控方法提出以下策略. (1) 预判选位: 利用搭载在飞跃器上的红外光谱相机、中子谱仪等传感设备, 获取坑内表面及次表层物质成分信息, 为采样作业快速选点、提高采样效率提供预判. (2) 智能钻进: 开展基于钻进负载数据的工况辨识研究, 确定月壤、月岩以及含冰月壤等作业对象, 并进一步制定适用于自主操控作业的智能钻进规程, 保证采样作业安全性、提

高采样作业效率。(3) 保真采样: 在钻具上集成温度传感器, 实时监测钻具温升, 并以此调整钻进规程参数以避免钻进、送样等过程中样品过度受热。此外, 在钻具前端深槽采样槽内集成介电传感器件, 开发基于介电的样品含水预判算法, 支撑提钻采样决策。(4) 关联证据: 获取与样品相关联的温度、深度、介电特性、采样力载数据等, 为全面分析样品状态、提升科学分析精准度提供证据。

此外, 当飞跃器在Shackleton撞击坑坑底着陆时, 飞跃器将与坑底表面电势达到平衡, 在环境等离子体电流充电以及采样等作业过程中摩擦充电等作用均可能导致飞跃器及其携带设备获得很高的电势(负), 对飞跃器系统、仪器设备等电路产生潜在的影响。特别是在电子云区时, 飞跃器还面临着大量带电尘埃迁移黏附等风险, 一方面导致设备获得极高的电势, 另一方面引发设备的机械结构卡死、部件磨损以及热控系统故障等问题。换言之, 飞跃器在坑底时, 飞跃器及其携带设备的电荷耗散问题和防尘除尘问题是目前亟待解决的主要问题。针对电荷耗散问题, 可通过携带紫外光源照射飞跃器等, 使其发射光电子, 进而调节飞跃器及其携带设备的充电和电荷耗散特征。针对月尘黏附问题, 开发静电除尘和机械振动除尘等技术, 研发防尘涂料等都是有效的防尘除尘方法。当然, 最终方案还需结合工程任务等进一步确认。

7 总结

月球极区尤其是永久阴影区内的水冰及挥发分是科学探测的重要目标。考虑到极区特殊的光照条件、电场环境以及与地球的通信和数据传输等面临的工程探测问题, 提出了嫦娥7号探测任务的概念设计。该任务包括四个探测器, 即轨道器、着陆器、巡视器和飞

跃器以及一颗中继星, 即完成月面与地面的通信和数据传输过程。轨道器一方面可以对全月进行遥感探测, 另一方面可以获取极区高分辨率影像为着陆器的选址提供参考依据。着陆器分别携带了一个巡视器、飞跃器和侵彻勘察器。巡视器和飞跃器主要针对光照区和永久阴影区分别展开探测和取样分析。飞跃器采样任务完成后, 将返回光照区进行拓展探测任务。侵彻勘察器作为试验载荷将对巡视器和飞跃器难以到达的永久阴影坑的坑壁进行侵彻勘察。通过设计多种探测器的联合探测, 我们期望获取极区包括光照区和阴影区的近表面物质成分信息。

此外, 针对CE-7探测任务选址面临的光照条件和地形约束, 基于20 m/pixel分辨率的DEM数据计算了覆盖Shackleton撞击坑部分区域的15 km×15 km区域2024–2026年的光照率。考虑巡视器(1 m)、着陆器(2 m)的高度和坡度信息, 进一步分析了潜在着陆区SR1和CR1的光照条件。SR1的光照率略高, 但CR1的坡度略缓, 且符合着陆要求的区域面积较大, 更有利于着陆器的成功着陆。然而, 如果以Shackleton撞击坑作为探测目标, CR1距离坑底的距离大约是SR1的2倍, 增加了巡视器和飞跃器的工作难度, 因此, SR1可能更适作为潜在着陆区。

当太阳光和太阳风水平入射时, SR1处于光照区, 表面电势集中在−50–2.1 V之间。与太阳光入射不同的是, Shackleton撞击坑坑缘虽然对太阳风等离子体产生了遮挡, 但是会在坑内遮蔽区形成显著的尾迹效应, 产生双极电势和表面静电势。我们基于同样分辨率的DEM数据计算了Shackleton撞击坑及其周围区域的表面电势, 当不存在电子云区时, 坑内表面电势最低可达−300 V。当存在电子云区时, 坑内的表面电势最低可达−500 V。飞跃器在坑底进行着陆探测时, 需要考虑电场环境、尘埃环境给电子设备带来的潜在威胁。

致谢 感谢LOLA团队提供的高质量的地形数据。

参考文献

- Li X Y, Wei G F, Zeng X J, et al. Review of the lunar regolith and water ice on the poles of the Moon (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2022, 9: 123–133 [李雄耀, 魏广飞, 曾小, 等. 极区月壤和水冰形成演化机制及物理特性研究. *深空探测学报*, 2022, 9: 123–133]
- Pei Z Y, Liu J Z, Wang Q, et al. Overview of lunar exploration and International Lunar Research Station (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2020, 65:

- 2577–2586 [裴照宇, 刘继忠, 王倩, 等. 月球探测进展与国际月球科研站. *科学通报*, 2020, 65: 2577–2586]
- 3 Farrell W M, Stubbs T J, Halekas J S, et al. Anticipated electrical environment within permanently shadowed lunar craters. *J Geophys Res*, 2010, 115: E03004
 - 4 Williams J P, Greenhagen B T, Paige D A, et al. Seasonal polar temperatures on the Moon. *J Geophys Res Planets*, 2019, 124: 2505–2521
 - 5 Wu W R, Yu D Y, Wang C, et al. Research on the main scientific and technological issues on lunar polar exploration (in Chinese). *J Deep Space Explor*, 2020, 7: 223–231 [吴伟仁, 于登云, 王赤, 等. 月球极区探测的主要科学与技术问题研究. *深空探测学报*, 2020, 7: 223–231]
 - 6 De Rosa D, Bussey B, Cahill J T, et al. Characterisation of potential landing sites for the European Space Agency’s Lunar Lander project. *Planet Space Sci*, 2012, 74: 224–246, arXiv: [1208.5587](https://arxiv.org/abs/1208.5587)
 - 7 Gläser P, Scholten F, De Rosa D, et al. Illumination conditions at the lunar south pole using high resolution Digital Terrain Models from LOLA. *Icarus*, 2014, 243: 78–90
 - 8 Heldmann J L, Colaprete A, Elphic R C, et al. Site selection and traverse planning to support a lunar polar rover mission: A case study at Haworth Crater. *Acta Astronaut*, 2016, 127: 308–320
 - 9 Speyerer E J, Lawrence S J, Stopar J D, et al. Optimized traverse planning for future polar prospectors based on lunar topography. *Icarus*, 2016, 273: 337–345
 - 10 Bussey D B J, Spudis P D, Robinson M S. Illumination conditions at the lunar south pole. *Geophys Res Lett*, 1999, 26: 1187–1190
 - 11 Speyerer E J, Robinson M S. Persistently illuminated regions at the lunar poles: Ideal sites for future exploration. *Icarus*, 2013, 222: 122–136
 - 12 Margot J L, Campbell D B, Jurgens R F, et al. Topography of the lunar poles from radar interferometry: A survey of cold trap locations. *Science*, 1999, 284: 1658–1660
 - 13 Noda H, Araki H, Goossens S, et al. Illumination conditions at the lunar polar regions by KAGUYA(SELENE) laser altimeter. *Geophys Res Lett*, 2008, 35: L24203
 - 14 Bussey D B J, McGovern J A, Spudis P D, et al. Illumination conditions of the south pole of the Moon derived using Kaguya topography. *Icarus*, 2010, 208: 558–564
 - 15 Mazarico E, Neumann G A, Smith D E, et al. Illumination conditions of the lunar polar regions using LOLA topography. *Icarus*, 2011, 211: 1066–1081
 - 16 Gläser P, Oberst J, Neumann G A, et al. Illumination conditions at the lunar poles: Implications for future exploration. *Planet Space Sci*, 2018, 162: 170–178
 - 17 Farrell W M, Stubbs T J, Delory G T, et al. Concerning the dissipation of electrically charged objects in the shadowed lunar polar regions. *Geophys Res Lett*, 2008, 35: L19104
 - 18 Farrell W M, Stubbs T J, Halekas J S, et al. Loss of solar wind plasma neutrality and affect on surface potentials near the lunar terminator and shadowed polar regions. *Geophys Res Lett*, 2008, 35: L05105
 - 19 Berg O E, Wolf H, Rhee J. Lunar Soil Movement Registered by the Apollo 17 Cosmic Dust Experiment. Elsässer H, Fechtig H, eds. In: *Interplanetary Dust and Zodiacal Light. Lecture Notes in Physics*. Berlin: Springer-Verlag, 1976. 48: 233–237
 - 20 Xie L H, Zhang X P, Li L, et al. Lunar dust fountain observed near twilight craters. *Geophys Res Lett*, 2020, 47: e2020GL089593
 - 21 Stubbs T J, Vondrak R R, Farrell W M. A dynamic fountain model for lunar dust. *Adv Space Res*, 2006, 37: 59–66
 - 22 Farrell W M, Stubbs T J, Vondrak R R, et al. Complex electric fields near the lunar terminator: The near-surface wake and accelerated dust. *Geophys Res Lett*, 2007, 34: L14201
 - 23 Jackson T L, Farrell W M, Killen R M, et al. Discharging of roving objects in the lunar polar regions. *J Spacecraft Rockets*, 2011, 48: 700–704
 - 24 Zimmerman M I, Farrell W M, Stubbs T J, et al. Solar wind access to lunar polar craters: Feedback between surface charging and plasma expansion. *Geophys Res Lett*, 2011, 38: L19202
 - 25 Zimmerman M I, Jackson T L, Farrell W M, et al. Plasma wake simulations and object charging in a shadowed lunar crater during a solar storm. *J Geophys Res*, 2012, 117: E00K03
 - 26 Zimmerman M I, Farrell W M, Stubbs T J. Recursive plasma wake formation on the Moon and its effect on polar volatiles. *Icarus*, 2013, 226: 992–998
 - 27 Rhodes D J, Farrell W M. Steady-state solution of a solar wind-generated electron cloud in a lunar crater. *JGR Space Phys*, 2019, 124: 4983–4993
 - 28 Smith M, Craig D, Herrmann N, et al. The Artemis program: An overview of NASA’s activities to return humans to the moon. In: *Proceedings of the 2020 IEEE Aerospace Conference*. IEEE, 2020. 1–10

- 29 Andrews D R, Colaprete A, Quinn J, et al. Introducing the Resource Prospector (RP) mission. In: Proceedings of the AIAA SPACE 2014 Conference and Exposition. San Diego: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014
- 30 Djachkova M V, Litvak M L, Mitrofanov I G, et al. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon. *Sol Syst Res*, 2017, 51: 185–195
- 31 Inoue H, Adachi S. Spatio-temporal path planning for lunar polar exploration with robustness against schedule delay. *Trans Jpn Soc Aero S Sci*, 2021, 64: 304–311
- 32 Hao W F, Li F, Yan J G, et al. Lunar polar illumination based on Chang'E-1 laser altimeter (in Chinese). *Chin J Geophys*. 2012, 55: 46–52 [郝卫峰, 李斐, 鄢建国, 等. 基于“嫦娥一号”激光测高数据的月球极区光照条件研究. *地球物理学报*, 2012, 55: 46–52]
- 33 Acton Jr. C H. Ancillary data services of NASA's navigation and ancillary information facility. *Planet Space Sci*, 1996, 44: 65–70
- 34 Zhang T, Stackhouse Jr. P W, Macpherson B, et al. A solar azimuth formula that renders circumstantial treatment unnecessary without compromising mathematical rigor: Mathematical setup, application and extension of a formula based on the subsolar point and atan2 function. *Renew Energy*, 2021, 172: 1333–1340
- 35 Stubbs T J, Farrell W M, Halekas J S, et al. Dependence of lunar surface charging on solar wind plasma conditions and solar irradiation. *Planet Space Sci*, 2014, 90: 10–27
- 36 Gan H, Wei G F, Wang J T, et al. Real-time simulation of effective solar irradiance and electric field on the Aristarchus region based on SLDEM2015 data (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2022, 52: 239611 [甘红, 魏广飞, 王俊涛, 等. 基于SLDEM2015数据的月球Aristarchus地区有效太阳辐照度和电场实时模拟. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 2022, 52: 239611]
- 37 Zuber M T, Head J W, Smith D E, et al. Constraints on the volatile distribution within Shackleton crater at the lunar south pole. *Nature*, 2012, 486: 378–381
- 38 Li S, Lucey P G, Milliken R E, et al. Direct evidence of surface exposed water ice in the lunar polar regions. *Proc Natl Acad Sci USA*, 2018, 115: 8907–8912
- 39 Teodoro L F A, Eke V R, Elphic R C. Spatial distribution of lunar polar hydrogen deposits after KAGUYA (SELENE). *Geophys Res Lett*, 2010, 37: L12201
- 40 Zacny K, Chu P, Paulsen G, et al. Mobile in-situ water extractor (MISWE) for Mars, Moon, and Asteroids *in situ* resource utilization. In: Proceedings of the AIAA SPACE 2012 Conference & Exposition. Pasadena: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012

Lunar polar illumination and electrical field environment simulation based on a conceptual design for China's Chang'E-7 mission

GAN Hong^{1,2,3}, WEI GuangFei^{1,4*}, ZHANG WeiWei⁵, LI XiongYao^{3,4},
JIANG ShengYuan⁵, WANG Chu⁶, MA JiNan⁶ & ZHANG XiaoPing²

¹ Deep Space Exploration Laboratory, Hefei 230026, China;

² State Key Laboratory of Lunar and Planetary Sciences, Macau University of Science and Technology, Macao 999078, China;

³ Center for Lunar and Planetary Sciences, Institute of Geochemistry, Chinese Academy of Sciences, Guiyang 550081, China;

⁴ CAS Center for Excellence in Comparative Planetology, Hefei 230026, China;

⁵ The State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

⁶ Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China

Lunar polar volatiles, such as water ice, are essential lunar exploration objects. The conceptual design for China's Chang'E-7 lunar exploration mission to the South Pole was proposed. The mission comprises an orbiter, a lander, a rover, a leaper, and a relay satellite. The orbiter can provide high-resolution images to select a suitable landing site. The rover and leaper will be deployed for *in-situ* exploration in sunlit areas and permanently shadowed regions, respectively. The relay satellite will transmit all data to the ground. We calculated the accumulated illumination, as an engineering condition, within a 15 km×15 km area partially covering the Shackleton crater from January 1, 2024, to December 31, 2026. Two potential landing sites—areas SR1 and CR1—were analyzed in detail by comparing their average illumination rate, slope, and distance to the exploration target. Additionally, we simulated the electric field of the Shackleton crater within a 37 km×27 km area, considering the effect of the plasma wake on the electric field in shadowed areas. The results show that the maximum surface potential near the rims is less than 2.1 V, while the minimum surface potential at the bottom of the crater can reach as low as -500 V due to the plasma wake effect. Therefore, a risk assessment is necessary, especially for the exploration of the leaper at the bottom of the Shackleton crater.

lunar south pole, illumination condition, electric field, Shackleton crater, Chang'E-7

PACS: 94.05.Bf, 95.55.Pe, 96.12.Wx, 96.60.Ub

doi: [10.1360/SSPMA-2022-0255](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2022-0255)