0254-6124/2024/44(6)-1106-14 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

JIN Feifan, LIU Chao, ZHANG Xianguo, ZHANG Aibing, WANG Wenjing. Return-type Electron-based Lunar Surface Electric Field Detection Technology (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2024, **44**(6): 1106–1119. CSTR:32142.14.cjss.2024–0010. DOI:10.11728/cjss2024.06.2024–0010

一种返回电子式的月表电场探测技术*

金菲凡[1,2] 刘 超[1,3,4] 张贤国[1,3,4]
张爱兵[1,3,4] 王文静[1,3]

1(中国科学院国家空间科学中心 北京 100190)

2(中国科学院大学天文与空间科学学院 北京 100049)

3(天基空间环境探测北京市重点实验室 北京 100190)

4(中国科学院空间环境态势感知技术重点实验室 北京 100190)

摘 要 提出了一种原位探测月表电场的新技术及相应计算方法, 以满足探测南极月面电场环境特性的需求. 根据仿真结果, 月表电场精细测量需要低能散、高电流的平行电子束发射能力, 设计的低能层流电子枪在 10^{-8}～10^{-5} A 的发射电流下, 能散<0.4 eV, 且随发射电流减弱而降低; 通过控制发射电流、调整阳极孔径, 可对电流进行调控; 采用 pierce 电子枪的阴阳极结构和静电透镜对电子束的平行度进行进一步控制, 仿真显示 10^{-7} A 电子束的扩散效果较弱, 各方面性能符合探测需求. 此外, 构建通过电子束返回时间测量垂直电场的探测方式, 模拟验证月表光照区向上发射电子束时相应的电场计算结果可反映背景电场, 返回电子式月表电场探测技术达到了执行月表电场测量所需的要求.

关键词 月表电场, 月球南极, 表面充电, 低能电子束, 电子枪, 数值仿真

中图分类号 V447

Return-type Electron-based Lunar Surface Electric Field Detection Technology

JIN Feifan[1,2] LIU Chao[1,3,4] ZHANG Xianguo[1,3,4]
ZHANG Aibing[1,3,4] WANG Wenjing[1,3]

1(*National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

2(*School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

3(*Beijing Key Laboratory of Space Environment Exploration, Beijing* 100190)

4(*Key Laboratory of Science and Technology on Space Environment Situational Awareness, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

* 深空探测全国重点实验室项目资助 (NKLDSE2023A010)

2024-01-18 收到原稿, 2024-03-16 收到修定稿

©The Author(s) 2024. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License (https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

Abstract This study aims to propose an active, on-site, high-resolution lunar surface electric field detection technology along with corresponding computational methods, to meet the requirements of exploring the comprehensive characteristics of the lunar surface environment, and helps understanding the interaction between the Moon and solar wind. According to the simulation results, precise measurement of lunar surface electric fields demands electron emission capabilities with low energy spread, relatively high current, and parallel electron beams. Preliminary system parameters with the capability of receiving return current signals have been designed, including system parameters for voltage stabilization, pulse power supply modules, and signal acquisition modules. Referring to the simulation results, the low-energy laminar flow electron gun designed in this study exhibits an energy spread of <0.4 eV at emission currents ranging from 10^{-8} to 10^{-5} A, with the energy spread decreasing as the emission current weakens. Control of emission current is achieved by regulating the initial current of the thermionic cathode, employing a cathode-anode structure like Pierce electron gun and adjusting the anode aperture. Additional control over beam parallelism is achieved using an electrostatic lens. Simulation verifies that the 10^{-7} A electron beam exhibits minimal diffusion within a 4 m working distance, meeting the requirements for accurate detection of lunar surface electric fields. The paper proposes and simulates the measurement of lunar electric fields by emitting electron beams upwards in the lunar illuminated region. The simulation and calculation results of lunar vertical electric fields show a linear relationship, verifying the feasibility of the detection plan, with the influence of background magnetic fields being negligible. The feasibility of actively adjusting the electron gun reference potential to expand the electron beam range to (–100, +100) V has also been proposed and verified. According to simulation analysis, our return-type electron-based lunar surface electric field detection technology, along with the designed and manufactured low-energy electron gun, can meet the requirements for mobile, non-contact detection of vertical electric fields on the surface of the lunar South Pole.

Key words Lunar surface electric field, Lunar south pole, Surface charging, Low-energy electron beam, Electron gun, Numerical simulation

0 引言

月球是目前备受关注的航天探索对象. 国际上开展了许多与月表电磁环境探测有关的科学任务, 包括NASA 的 Lunar Probe[1,2]、ARTEMIS[3,4]、中国的嫦娥系列[5,6] 等月球轨道卫星, 都对月球电位进行了长时间、宽范围的监测. 20 世纪 70 年代 Apollo 系列着陆器使用 SIDE 进行原位观测, 通过布设静电连接的采样网获取了着陆位置的月表电位[7]. 轨道卫星能够覆盖广泛区域, 但分辨率较低, 而现有的原位电位探测器移动性受限, 导致人们对月球电场环境的了解仍然有限. 月球电场的起源和特性对理解月球表面的物理过程以及太阳风与月球相互作用的机制具有关键意义, 有助于解译月面漩涡区磁异常、月尘时空分布异常的成因机理, 为未来的深空探测任务提供重要的信息和支持.

20 世纪六七十年代阿波罗系列任务搭载的相机拍到清晰的月面水平辉光, 证明月表存在可以折散射太阳光的物质; Bibhas 等[8] 于 1977 年通过数值计算, 估计了在晨昏线附近会产生 2φ V·cm^{-1} (φ 为光照区域发射电子能量) 的电场, 该处电场与月球“地平线辉光”和尘埃静电传输有着强关联性; Stubbs 等[1] 根据 Lunar Prospector 搭载的电子反射仪 ER 于 20～115 km 范围内测量的电子密度和电子温度数据计算了垂直电场的变化, 结果表明其在晨昏交界处达到极小值–4 V·m^{-1}. 仿真模拟方面, Li 等[9] 使用鞘层理论计算得到平整的日侧月表电场情况, 垂直电场在日下点达到最大值约 2.5 V·m^{-1}, 然后逐渐减小并于晨昏交界处达到极小值, 水平电场最大值为其 1/1000; Lund 等[10] 模拟了着陆器在月球晨昏分界区域陨石坑附近的充电情况, 光照区约 2 V·m^{-1}, 尾流区域约 4 V·m^{-1}; Gan 等[11] 基于月表充电方程计算了嫦娥四号织女陨坑在不同地方时条件下平衡状态的电场强度, 范围约为–5.8～2.2 V·m^{-1}. 磁异常也会产生电场,

Jarvinen 等[12] 模拟结果显示磁异常导致的水平和垂直电场的大小相当, 约为 1 mV·m^{-1}. 对于月球南极, Xu 等[13] 使用 ARTEMIS 的数据通过自相似膨胀理论绘制了月球尾流的电位结构, 南极处电位大小在 0～–50 V 之间, 电位呈现南北不对称性.

现有方式不能实现月表近地区域精细的、局域的电场测量, 为了应对南极着陆区电场的探测需求, 需要一种原位测量月表电场的新方式, 以实现垂直电场、水平电场的二维空间月表电场探测需求. 由于月球着陆器的发展路径为开发可重复使用的移动式月球着陆器[14], 将新型的可移动、主动探测月表电场的仪器安装在巡视器上将能够实现月表电场环境的广泛探索. 本研究拟于着陆器上安装主动发射电子束的电子枪, 通过测量电子束的返回信号进行电场探测. 类似的主动发射电子的电场探测技术有 Cluster 系列卫星上的电子漂移式星载电场仪 Electron Drift Instrument (EDI). 电子漂移式电场仪利用电子枪发射 keV 量级能量的电子, 并测量电子在空间电磁场中的漂移速度, 以此来计算空间电场[15]. 但是由于电子的漂移半径较大, 且受垂直电磁场的方向约束, 因此电子漂移式电场仪不适用于月面就位测量电场.

嫦娥 7 号将在月球南极开展月表环境综合探测等科学任务, 研究并解释月面综合环境特性及其相互作用机理[16], 涉及对月球电场的探测. 依托中国科学院国家空间科学中心开展的可移动非接触式月表电位探测实验[17], 针对中国探月工程、载人登月的保障需求和平台优势, 研究了一种返回电子式的月表电场探测技术, 其目标主要是提供可移动、精确量化、近月表的月表电场环境数据.

1 工作原理

在电场环境中使用电子枪发射具有确定初始能量 i 的电子束 (单位 eV), 若电子在运动过程中受到与其运动方向相反的作用力, 将导致电子束减速. 电子束飞行一段距离后在电场作用下开始返回, 若电子束具有足够的初速度, 则可能越过观测区间. 返回的电子束最终回到初始位置的等势线上, 具体的轨迹和运动取决于电场的特性. 若返回位置在接收器工作范围内, 则产生可观测的该返回信号. 在这个过程中, 电场既是本研究的观测对象, 也是信号测量的关键因素, 其对电子束的运动有着显著的影响, 决定了电子束在整个过程中的动力学行为.

假设电子运动仅受电场影响, 电场是保守力场, 这意味着在电场中, 一个电荷从 A 到 B 点的运动过程中, 其所受的电场力所做的功W_{AB}只与起点和终点的位置有关. 而电场力的功就是电子束能量变化的体现, 即电子束的能量变化量ΔE只与初始和最终位置上的电位差$\Delta\varphi$有关, 与路径无关, 即

$$\Delta E = W_{AB} = qU_{AB} = q(\varphi_A - \varphi_B). \tag{1}$$

图 1 给出了电场中电位和电子束能量与返回位置的关系, 图 1 中φ代表电位相对值, E代表电子束初始能量, Z_i代表初始能量为 i 的电子的返回位置, D_{ij}代表初始能量为 i 的电子, 在减少第 j 个 1 eV 时运动的距离. 如前所述, D_{ij}=Const.= Z_j–Z_{j-1}, 并且 3 eV 的电子在通过Z_1位置处时, 能量下降为 2 eV, 以此类推. 因此, 在相同月表电场下, 相同初始位置、不同初始能量的电子的返回位置Z_i, 直接反映

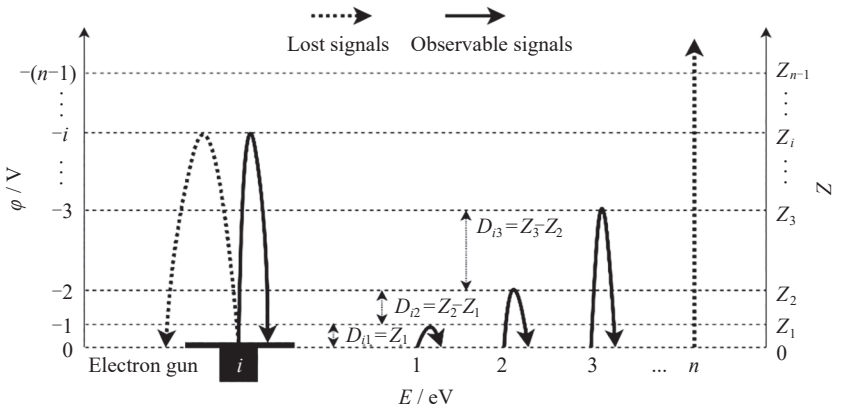


图 1 电场中电位、电子束能量与返回位置的关系

Fig. 1 Relationship between electric potential, energy of electron beam, and return position in the electric field

了月表空间中的电位分布情况, 这为分析电场的特性提供了便利.

不同能量的电子在电场中表现出不同的运动特性, 导致返回原始位置所需时间有所差异 (见图 2). 通过控制电子束进入月表电场时的初始能量, 能够得到不同的返回时间信号 $2T_i$(假设其减速和加速运动对称, T_i为电子束从初始位置到达返回位置的时间). 若可以通过返回时间信号 $2T_i$, 推得电子束相应的返回位置Z_i, 即可得到空间中的电位剖面, 从而得到空间中的电位梯度.

$Z_i=\sum_{X=1}^{i}D_{iX}$, 同样令 $T_i=\sum_{X=1}^{i}t_{iX}$, t_{ij}代表初始能量为 i 的电子, 减少第 j 个 eV 的时间. 假设每个电子在相邻的电位区间 $\Delta\varphi=C$ (此处令 C=1 V) 的减速运动都是匀减速, 则

$$D_{11}=Z_1=\frac{1}{2}V_0t_{11}=D_{21}=\frac{3}{2}V_0t_{21},$$

$$t_{22}=T_2-t_{21}=T_2-\frac{1}{3}T_1,$$

$$D_{22}=\frac{1}{2}V_0t_{22}=\frac{1}{2}V_0\left(T_2-\frac{1}{3}T_1\right).$$

其中, $V_0=\sqrt{\dfrac{1\ \text{eV}}{2.84375}}$ ($\text{m}\cdot\mu\text{s}^{-1}$). 即通过可测的$T_2$, T_1返回时间信号推得初始能量为 1 eV 和 2 eV 的电子的返回位置, 即

$$Z_1=\frac{1}{2}V_0T_1,\ Z_2=Z_1+D_{22}.$$

同理可得, $Z_3=Z_2+D_{33}=Z_2+\dfrac{1}{2}V_0\left[T_3-\dfrac{1}{3}T_2-\left(\dfrac{1}{5}-\dfrac{1}{9}\right)T_1\right]$. 依此类推, 若测量到多个不同能量电子的返回时间信号T_i, 经过区间匀减速假设, 就可得到估算的多个返回位置Z_i和空间中的电场剖面$\varphi(z)$, 由此可计算空间电场分布.

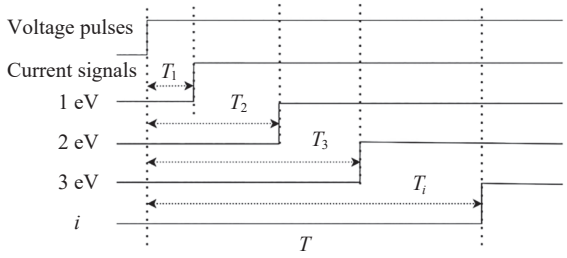


图 2 不同初始能量的电子在电场中的返回时间信号

Fig. 2 Return time signals for electrons with different initial energies in the electric field

2 方案设计

2.1 系统构成

为了实现电子束的生成、聚焦及采集返回时间信号, 图 3 给出了电场探测系统的主要构成: 负责产生和控制电子束的电子枪, 为电子枪供电的稳压电源和提供脉冲信号的脉冲电源, 控制电子枪整体参考电位的浮动电源, 以及负责接收返回信号的系统接收端, 接收端包括圆盘状导电信号接收平板和高频电流计.

2.1.1 电子枪主体结构

电子枪的主要功能为产生所需能量、能散、电流、几何形状的电子束. 电子枪的结构包括以下部分: 发射电子的阴极及其固定结构, 防止电流在阳极处大量损失的预聚焦电极, 引出电子的阳极, 以及用于控制束流几何形状的静电透镜. 电子通过热发射效应从平面阴极表面逸出, 通过阴极–预聚焦–阳极共同形成的加速电场完成初步的汇聚以及加速. 阳极存在扩散效应, 因此电子束还需经过透镜进行进一步的几何形状控制. 参照 Harting 等[18] 给出的各形态透镜参数, 采用了安装距离最短、汇聚效果最好的三圆孔透镜. 电子枪的主体截面尺寸为 65 mm×48 mm, 重量约为 293 g. Cluster 上搭载的 EDI 截面尺寸约为 350 mm×200 mm, 电子枪部分约 100 mm×100 mm[15]. 与国际同类载荷相比, 本研究的电子枪实现了轻量化

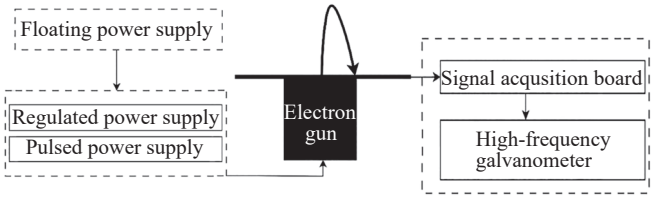


图 3 系统构成

Fig. 3 System configuration

和小型化. 装配体剖面图以及各零件名称如图 4 所示, 其中 2, 4, 6, 8, 10, 12 号零件为陶瓷材质, 预聚焦极与阳极材料为钼, 其余零件材料为铝合金.

电子枪是控制电子束能量、能散、电流、束流形状的关键部件. 通过控制电子枪电子发射位置及电子枪出口处的电压差, 即阴极和电子枪壳体的电压差, 可以对电子束的初始能量进行控制. 调整阴极的加热电流, 可以控制初始发射电流大小, 但实际离开电子枪的电流、能散和束流形状还需要通过结构设计和电压调制进行控制. 图 5 给出了束流平行出射时电子枪内部各金属电极的电压设置, 预聚焦极与阴极同为 –100 V, 阳极、透镜两端极片、外壳、接收板电压相同为 0 V, 透镜中间片为 200 V.

2.1.2 供电模块设计

供电部分由脉冲电源和稳压电源组成. 稳压电源的功能是提供稳定的电子束出流, 给阴极、阳极、预聚焦极、电透镜供给不同电压, 以控制电子束能量、束流几何形状. 图 6(a) 为稳压模式下电子束出流情况, 图 6 中电极编号、电压设置与图 4 所示相同.

脉冲供电模块的主要功能是实现脉冲电子束的产生, 以测量电子束的返回时间, 从而计算月表电场. 因为拟采用的电子源发射方式为通过对材料通电加热, 提升自由电子能量突破势阱的热发射, 而材料温度不能即刻发生脉冲变化, 所以需要通过改变电极电压, 以阻挡电子出射的方式调节脉冲电子束. 为减少

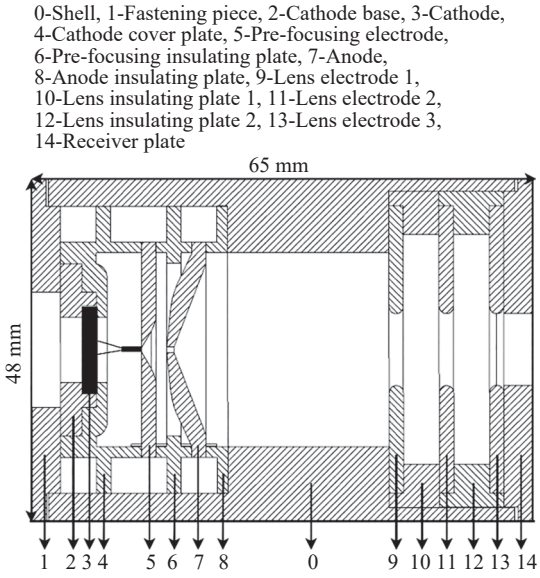


图 4 电子枪主体结构剖面

Fig. 4 Cross-section of the electron gun main structure

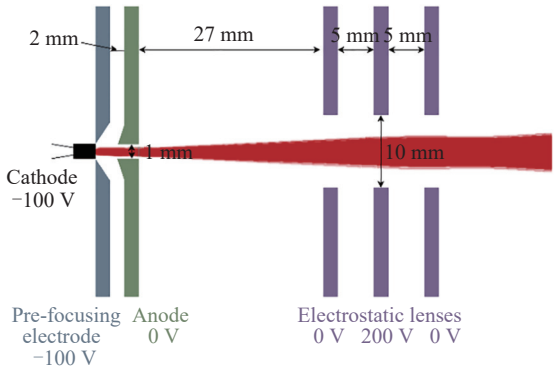


图 5 电子枪金属内部结构及对应电压设置

Fig. 5 Internal metal structure of the electron gun and corresponding voltage settings

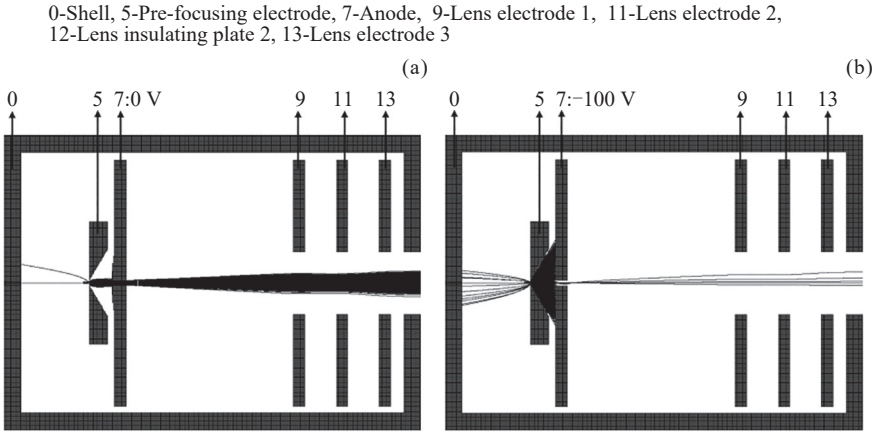


图 6 稳压阳极设为 0 V (a) 脉冲模式下阳极调整为–100 V 电子 (b) 的出射情况

Fig. 6 Emission of electrons under regulated voltage with anode set to 0 V (a) pulse mode with anode set to –100 V (b)

对外界电磁环境的影响, 单独调整阳极电位. 图 6(b) 为单独调节阳极片电压使其等于阴极电压–100 V 时电子束的出射情况, 由于消除了加速场, 电子以麦克斯韦分布从阴极逸出后进行各方向的自由运动, 大部分电子在预聚焦极和阳极之间被吸收, 只有<0.13% 的电子能够穿过阳极从电子枪出口处出射, 完成脉冲电子束的调节. 为了便于装配, 预聚焦极孔及阴极间留有间隙, 仿真中设置为 0.1 mm, 有极少部分自由运动的电子会从此间隙处返回阴极装配空间内.

为保证返回信号的准确性和可分辨性, 脉冲模式需要采用方波脉冲信号. 在确保脉冲信号的下降沿和上升沿具有陡峭特性的同时, 需要将脉宽尽可能缩短, 并且脉冲幅值应当等于原阳极电压减去阴极电压. 探测器应当具备长寿命巡视探测的能力, 为使阴极发射面及阳极等电极在脉冲模式下受二次电子及自由运动的电子碰撞所可能造成的损伤最小化, 电子枪应保持在稳压出射状态, 而非维持在图 6(b) 的脉冲模式下. 因此若脉宽为 t (单位 μs), 则脉冲重复频率初步设计至少需小于 $(1/10t)$ MHz, 即脉冲重复间隔大于 $10t$ μs, 图 7 给出了脉冲波形.

2.1.3 信号采集模块设计

电子束返回信号可以被圆盘状导电平板采集, 由电子枪产生的脉冲电子束在接收端呈现出电流的脉冲式波动. 由于电子束受背景场的影响会发生一定程度的偏移, 采集板具有一定面积 A (当前设计直径为 0.3 m), 因此会产生 $I=A\times J$ 的背景噪声. 为在背景噪声中准确识别出返回的电流波动 I', 需要电流计的电流检测分辨能力高于 I'/I.

为确保返回时间信号识别准确, 需要采用具有高频采样能力的电流计. 若电子返回时间为 T (单位 μs), 则采样时间间隔至少需小于 $T/10$ μs, 即频率至少需高于 $10/T$ MHz, 这种高频响应的设计能够有效地追踪电流的变化, 为实验数据的准确记录和分析提供可靠的基础. 另外, 为了观测到有效的电流波动, 采样时间间隔也应小于 $t/2$ μs, 采样及观测信号如图 7 所示.

图 8 给出了信号采集模块的总体设计. 信号收集平板收集的微小电流 I'经过 I/V 信号放大电路以及滤波电路转换为电压信号, 高速高分辨率的模数转换器 ADC 将其转变为数字信号, FPGA 基于外部的电压脉冲触发信号进行数据采集或接口处理, 最后输出给上位机, 得到类似图 7 的测量结果. 通过采集模块的高频和检测能力设计, 即使在复杂的背景噪声中, 探测方法依然能够比较准确地分辨和提取出所需的返回时间信息, 从而保证电场计算结果的可靠性和有效性.

2.1.4 浮动电位设计

浮动电位模块的功能为给稳压电源和脉冲电源提供参考电位, 使得电子枪整体相对于背景电场的电位差可主动调节.

返回电子式的月表电场探测, 需要目标方向电位低于电子枪参考电位才能实现电子束返回, 月表电位为负值时条件能够自然成立. 为同时适应测量正负南极月表电位 (例如–500～+20 V) 相应产生的电场使用场景, 本文的探测方案利用浮动电位模块, 采取主动调整电子枪整体的参考电位方式, 将电子枪悬浮, 但控制电子束相对于电子枪出口处的初始能量不变.

图 9 所示为电子枪安装于 Z=3 m 高度、主动向

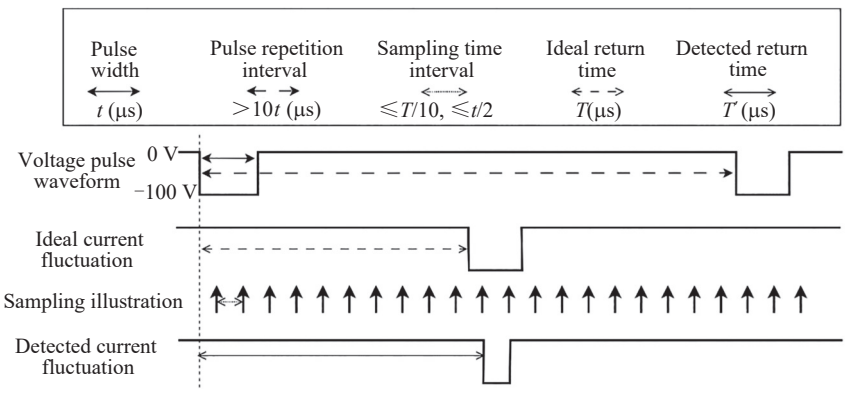


图 7 电压脉冲波形和电流采样波形

Fig. 7 Voltage pulse waveform and sampled current waveform

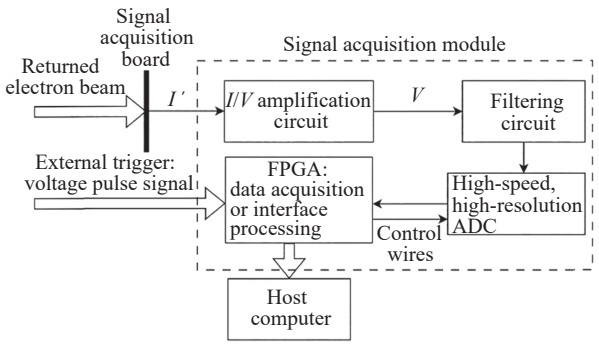


图 8 信号采集模块总体设计

Fig. 8 Overall design for the signal acquisition module

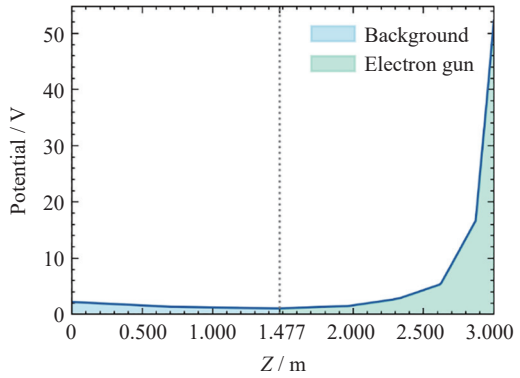


图 9 电子枪表面施加 50 V 电位差时电子枪与月面的耦合鞘层电位分布

Fig. 9 Potential distribution of the coupling sheath layer between the electron gun and lunar surface when a 50 V potential difference is applied to the electron gun surface

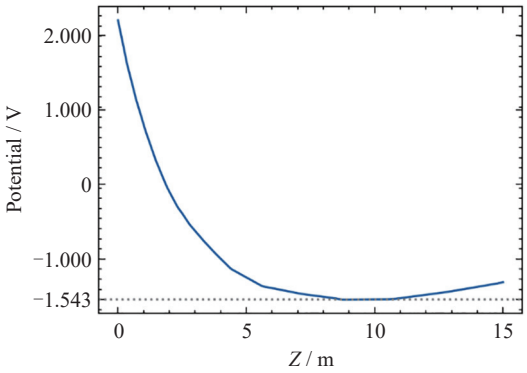


图 10 平整月表的高度空间电位分布

Fig. 10 Spatial distribution of electric potential on a flat lunar surface

电子枪表面施加 50 V 电位差时, 电子枪鞘层和光照区月面背景鞘层耦合形成的非单调变化空间电位, 电位极小值点显示了背景月表电场与电子枪鞘层的临界位置, 此处约为 1.477 m. 从月面 Z=0～1.477 m 高度处电位单调下降; 1.477～3 m 之间, 电位单调增加. 月面原本电位约为 2.2 V, 若电子束的参考电位为 0 V, 则电子束会被月面吸收无法形成返回信号. 若控制电子枪的浮动电位, 施加 50 V 电位差, 将电子枪参考电位升高到大于周围电位, 则能达成电子束返回的必要条件.

但电子束从 Z=3 m 处向月表发射时, 若未到达电位极值点, 则探测到的信号反映了电子枪鞘层内的电场; 若越过电位极值点, 则将再次被月表电场加速, 无法返回 Z=3 m 处形成有效信号. 因此返回电子束的探测方式还需要单调变化的空间电位.

浮动电位法可调整的电子枪参考电位范围, 在光照区还受到光电子鞘的限制. 图 10 给出了平整月表在高度空间上的电位分布, 由于存在光电子鞘[9], 空间电位从 2.2 V 下降至极小值–1.54 V. 当电子束能量为 X (单位 eV), 参考电位取值为 X–1.54 V 时, 电子束可以到达光电子鞘位置, 并受同向电场力的作用继续加速, 无法形成返回信号. 为使得电子束可以返回产生信号, 日侧电子枪参考电位理论范围为 [X–1.54, X+2.2] V.

采用浮动电位还可以使束流更加稳定. 由于月面背景电位不变, 主动调整电子枪的参考电位 (此处为 Z=3 m 处的电位), 可以改变电子枪出口处到鞘层临界位置之间的电位差, 即可以对初始能量相同的电子束进行不同程度的减速. 在此方法下, 初始能量相同的电子束在经过减速后, 可在穿越临界位置时达到不同的速度, 使得综上的基本工作原理所需条件得到满足. 由于不再改变出流电子束的能量, 不需要协同调整阳极、透镜电压以保持束流形状, 操作难度降低, 且束流几何形状更加稳定.

2.2 关键参数设计

电子枪是控制电子束能量、能散、电流、束流形状的关键部件. 能散决定测量精度, 返回电流决定测量准确度. 为使返回的电子束信号可分辨, 设计时需要考虑电子枪产生的电子束能散与电流大小的影响.

使用 SPIS 得到了太阳风来流方向与月平面夹角 θ = 10°, 0°, –10°时月表充电情况的模拟结果. 图 11 所示为垂直电场在高度空间上的分布, 日侧约为–0.8 V·m^{-1}、夜侧 θ = –10°时平整月表的垂直电场

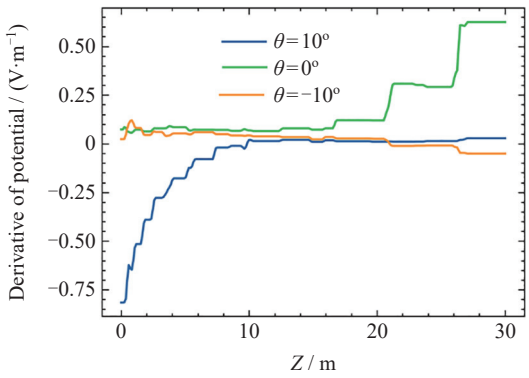


图 11 SPIS 模拟的平整月表垂直电场结果

Fig. 11 Vertical electric field of a flat lunar surface simulated by SPIS

约为 0.01 V·m^{-1}. 使用主动发射不同能量的电子束并测量其在月表电场中返回时间信号的差异的方式进行电场测量, 为使 1 V·m^{-1} 的电场返回信号可分辨, 要求电子束能散至少<1 eV.

此外, 探测方法的工作原理涉及对电流信号的敏感性和响应的敏捷性. 电流信号能否分辨由系统信号采集模块的检测能力和背景噪声电流共同决定. 月表背景电流密度$J_{\rm sum}$在日侧约为 4.86×10^{-6} A·m^{-2}, 阴影区 (夜侧和月球坑) 小于 10^{-9} A·m^{-2}[19]. 若采集板面积约为0.1 m^2, 接收到的背景电流约为$I_{\rm sum}=0.1\times J_{\rm sum}$; 若采集模块分辨率达到 10%, 电子枪最低发射电流要达到 0.1 $I_{\rm sum}$, 电子学系统才能分辨出返回的电流信号, 即电子枪发射的电流在日侧应至少大于 40 nA.

从图 9 也可以看出电子枪与月表相互作用形成的鞘层厚度约为 1.5 m, 为使测量到的电子束返回信号可以反映月表电场, 需要 1.5～4 m 的电子束作用距离. 以电子束在此区间返回为目标, 其在反射点处须近乎平行. 设计电子枪时需控制出口处电子束的锥角大小, 以达到平行束的形态效果.

电子枪可以通过结构设计来实现对电流、能散、束流形状的控制, 从而满足探测需求.

2.2.1 能散控制

电子枪涉及的能散主要来自阴极固有能散和 Boersch 效应. Boersch 效应有关的能散产生于粒子间相互作用. 若设计为层流电子枪, 由于腔内没有交叉截面, 理论上没有附加的能散产生[20].

热发射时从阴极逸出的电子服从麦克斯韦玻尔兹曼分布, 能散定义为束界面上粒子动能的均方根偏差, 因此阴极的固有能散为$\sigma=kT$. 热阴极固有能散只与阴极工作温度有关, 与材料逸出功$E_{\rm a}$、费米能级$E_{\rm F}$无关. 因此在选择阴极材料时需选用在较低工作温度就达到电流需求的材料. 纯金属的热发射电流密度公式为

$$j=\frac{4\pi emk^2T^2}{h^3}\exp\left(-\frac{E_a}{kT}\right).$$

Shimizu 等[21]的 LaB_6逸出功测量实验表明 LaB_6可在 800 ℃ 即约 1100 K 的低温段工作并符合理论状态. 采用的 LaB_6阴极发射面积约 0.001 cm^2, 在 1000 K 时大约可以获得 2.5×10^{-9}A 的电流, 调整范围为 10^{-9}～10^{-3} A.

一方面, 考虑到低能散要求束流无汇聚位置, 需要采用层流束的设计; 另一方面, 为控制阴极固有能散, 需要较低的阴极工作温度. 与此同时还需保证电流的通过率, 因此在阴极处参考 Pierce 阴极设计了预聚焦极和阳极的结构.

Pierce 式阴极的核心理念为设计一种电极几何形状, 使其能够抵消电子束之间的库仑斥力, 从而使电子束沿直线传播而不会扩散. 通过解拉普拉斯方程, 得到阴极和阳极的形状的表达式. 阴极 V=0 的解是直线$\frac{4\theta}{3}=\frac{\pi}{2}$, 即与电子束传播方向成 67.5°角; 阳极 V=$V_{\rm a}$的解是曲线$r=d\left(\sec\frac{4\theta}{3}\right)^{3/4}$. 设计类似结构的阴极和阳极如图 12 所示, 从下至上分别为平发射面阴极、预聚焦极、阳极, 图 12 还给出了电子轨迹和能量状态. 此处阴极圆柱直径为 0.32 mm, 阳极开孔为 0.5 mm.

阴极、预聚焦极、阳极之间虽然以类 pierce 结构设计了层流的束流形态, 但该处的电子密度最高, 电子仍可能在其间发生电荷间相互作用. 此处为 Boersch 效应导致的能散的主要发生位置. 使用离子光学软件 SIMION 中的 Columb repulsion 功能模拟了发射电流从 10^{-8}A 到 10^{-3} A 情况下, 前述电子枪结构在阳极处产生的能散. 图 13 显示电流越弱, 能散越小, 在发射电流为 10^{-5} A 时, 电荷相互作用导致的能散<0.4 eV. 因此当控制发射电流<10^{-5} A 时, 阴极固有能散 kT<0.4 eV, 电子枪整体能散<1 eV, 符合设计要求.

2.2.2 电流控制

前面提到使用 LaB_6作为阴极, 初始电流的调整

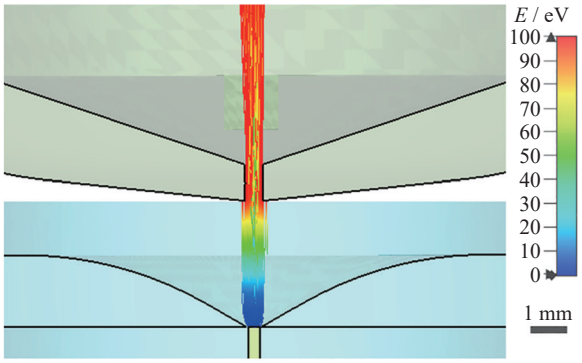


图 12 类 pierce 结构理想情况下电子束的轨迹 (从下至上分别为阴极、预聚焦极、阳极)

Fig. 12 Trajectory of the electron beam in an idealized pierce-like structure (The components from bottom to top are the cathode, the pre-focusing electrode, and the anode respectively)

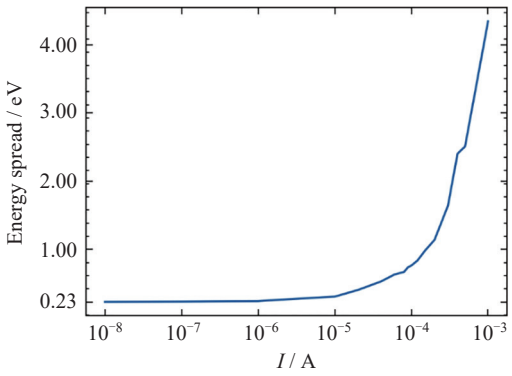


图 13 不同电流影响下空间电荷相互作用引起的能散

Fig. 13 Energy spread caused by space charge interaction under different currents

范围为 10^{-9}～10^{-3} A. 电流损失的主要发生位置在阳极处. 图 14 给出了阳极开孔为 1 mm 时不同电流密度的电子束通过情况. 1 mA 初始电流的通过率约为 0.5%, 通过电流大小约为 5×10^{-6} A; 当初始电流为 8×10^{-5} A 时, 虽然通过率仅为 26%, 但实际通过电流达到最大值约 2.1×10^{-5}A; 而当初始电流小于 10^{-5} A 时, 通过率基本不变, 约为 47%, 即 1 mm 孔径情况下通过电流从 10^{-8} A 到 2.1×10^{-5} A 连续可调.

图 15 给出了在 1000 K 激发温度时的电流通过不同孔径阳极的情况. 阳极孔径越大, 电流通过量越高, 1 mm (即半径 0.5 mm) 孔径的阳极片几乎不阻碍电子束通过, 0.3 mm 孔径的阳极片通过率为 1 mm 的一半. 改变阳极孔径大小能够更直接地控制通过阳

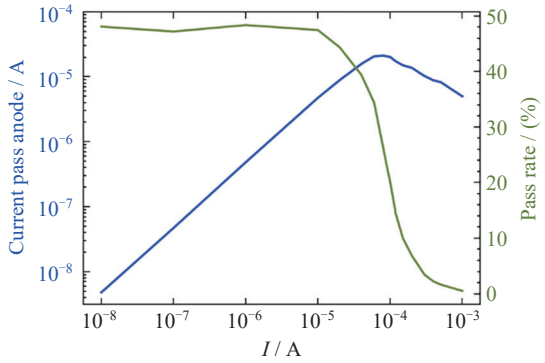


图 14 1 mm 阳极孔径下不同电流的空间电荷效应

Fig. 14 Space charge effects under different currents with a 1 mm anode aperture

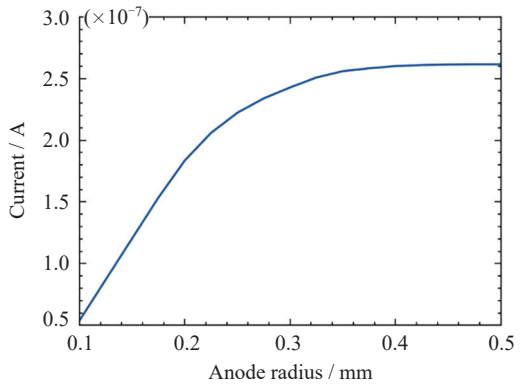


图 15 1000 K 激发温度时不同孔径的电流通过情况

Fig. 15 Current for different apertures at an excitation temperature of 1000 K

极片的电流, 但更大的孔径也使得类 pierce 式的预聚焦–阳极结构的汇聚能力变弱, 改变孔径增加电子通过率的方式有限.

2.2.3 平行度控制

在平衡能散与通过电流大小后, 选择阳极孔径为 0.8 mm, 初始电流为 10^{-7} A, 透镜和各极电压在图 5 中标注, 此时电子枪出口处的束斑半径为 3.56 mm, 电子束汇聚且汇聚角度为 1.91°. 电子枪在稳压发射电子束的模式时, 轴上电位分布以及电位梯度分布如图 16 所示, 电子轨迹如图 6(a) 所示. 通过调整透镜电压, 还可以进一步对电子束进行汇聚.

电子束在离开电子枪后还会因电荷间相互作用而扩散. 对工作电流 10^{-7} A、能量为 100 eV、起始直径 4 mm、拟在 2000 mm 处汇聚的电子束进行了扩散情况仿真. 其受空间电荷效应影响后, 束斑直径与

轴向距离的关系如图 17 所示, 2000 mm 处直径为 1.92 mm, 即 100 nA 的电子束扩散效果较弱. 因此电子束可以从 2～4 m 的工作距离返回, 设计需求得到满足.

2.3 应用方案设计

电子枪的使用场景为安装在着陆器上, 着陆器的加入会产生附加的垂直、水平电场, 使电位在鞘层内不再呈水平方向的均匀分布. 图 18 所示为太阳风和光照入射角度为 45°时, 着陆器侧面和顶面法线上的电位分布及电场, D, H 分别代表侧面和顶面法线上的点到着陆器侧面和顶面中心点的距离. 水平方向的鞘层约为 2 m, 着陆器产生的水平、垂直电场的大小大于 2 V·m^{-1}.

电子枪依托于着陆器平台搭建, 其产生的电子束会受着陆器鞘层影响. 为使电子束可以在势场中返回, 需对电子枪的安装方式进行设计.

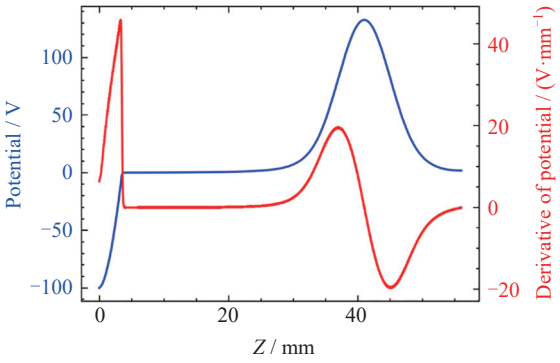


图 16 电子枪轴上电位分布以及电位梯度

Fig. 16 Potential and potential gradient along the electron gun axis

图 19 给出了安装在着陆器表面的电子枪, 从着陆器侧表面发射水平以及初始偏角为 4°的电子束后的运动轨迹模拟结果. 着陆器产生的垂直电场会使水平发射的电子发生连续偏转, 到达月表被散射或吸收, 无法产生有效的返回信号. 改变电子束的初始角度虽然能够使电子束返回, 但其轨迹受到垂直电场的作用而发生连续偏转, 无法估计实际的角度. 所以水平发射的电子束, 其返回信号无法有效反映月表电场, 应采取竖直发射.

除了发射方向以外还需考虑电子枪的伸杆长度. 模拟了电子枪距着陆器表面 0.3 m 和 1.6 m 时空间中的电位分布和不同能量的电子束返回情况. 如图 20(a) 所示, 电子枪距着陆器上顶面 0.3 m 时, 电

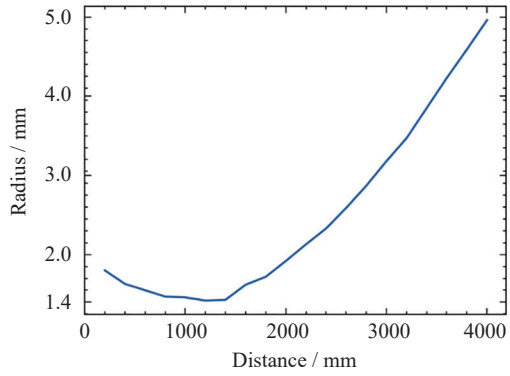


图 17 理想情况下在 2000 mm 处汇聚的 100 eV 电子束受 10^{-7}A 电流空间效应影响的模拟扩散结果

Fig. 17 Simulated diffusion results of a 100 eV electron beam converged at 2000 mm in theoretical conditions under the influence of 10^{-7}A current space charge effects

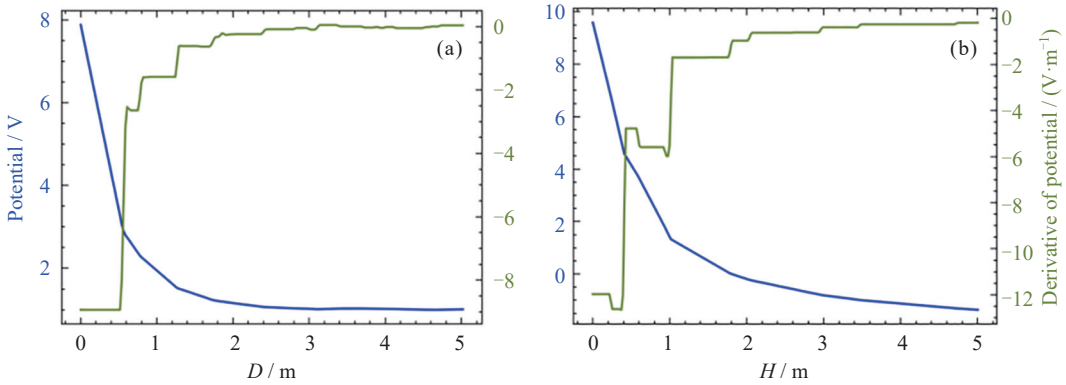


图 18 着陆器周围的电位分布及电场估计值. (a) 水平方向, (b) 垂直方向

Fig. 18 Potential distribution and estimated electric field values in the horizontal (a) and vertical directions (b) around the lander

子束由于在太阳风方向上的着陆器鞘层不对称性产生偏转, 无法估计返回位置的高度, 对垂直电场探测不利. 在图 20(b) 所示伸杆为 1.6 m 的情况下, 电子束近乎垂直返回.

考虑到以上条件及电子束需要单调变化的空间电位等因素, 可行的电场方案如图 21 所示. 电子束在光照区向上、阴影区向下发射电子束, 电子束在电位单调变化的势阱中返回, 日侧伸杆长度 1.5 m 左右. 通过测量返回的电流信号, 得到不同情况下的电子束返回时间T_i, 经过计算, 得到垂直方向空间电位剖面$\varphi(z)$, 同时得到垂直电场的估计值.

3 仿真分析

使用仿真建模的手段, 验证改变电子枪参考电位、垂直单一能量的发射电子束的应用方案下, 除电场外的外部环境影响是否可忽略, 以及计算结果能否反映背景月表电场的特征. 由于光照区电场较阴影区更为显著, 下面重点对光照区的探测方案进行讨论. 探测方案的仿真数据获取由以下两步组成,

(1) 使用 SPIS, 以平整月表为背景, 加入直径为 0.3 m 的导电圆盘作为电子枪接收极板, 在极板上施加 100, 101, 102, 103, 104 V 电压差, 模拟了电子束能量为 104 eV 时, 通过主动调整电子枪及接收板整体的参考电位来进行月表电场探测的情形, 获得月表空间中的电位分布. 太阳风与光照入射角为 45°, 太阳风参数设定为 430 km·s^{-1}, 电子温度 10 eV, 密度 10^7 m^{-3}.

(2) 导出接收板上方的空间电位分布数据, 导入离子光学软件 SIMION 作为背景场, 获得电子束在相应电场结果中的运动轨迹、返回时间 $2T_i$以及返回位置Z_i.

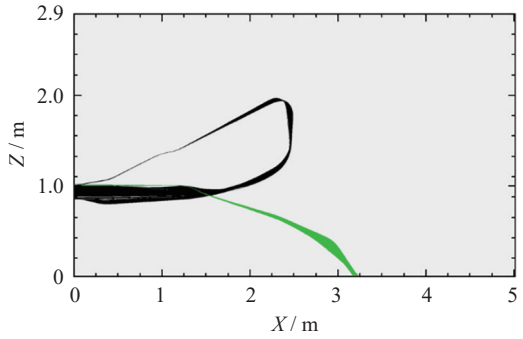


图 19 电子束运动轨迹 (绿色曲线为水平发射, 黑色曲线初始偏角为 4°)

Fig. 19 Trajectory of electron beam (Green curves represent horizontal emission, black curves represent the initial angle of 4°)

3.1 外部影响的仿真分析

在月表环境运动的电子除了受电场作用以外还可能受到月面剩磁的影响, 其受到的作用力为

$$\boldsymbol{F} = q(\boldsymbol{E} + \boldsymbol{v} \times \boldsymbol{B}).$$

月球磁异常尺度范围从高度不到 1 km 至数百 km, 表面场强从 10 nT 到 1000 nT, 阿波罗系列任务在着陆区附近测到的场强约为 100～200 nT[22]. 假设空间中存在均匀分布的 100 nT 磁场, 在电子束运动路径上, 对其受到的库仑力和洛伦兹力进行量级分析, 其比值结果如图 22 所示. 在 3 m 的总返回距离内电场力的作用远大于磁场, 在 3～5 m 返回位置处库仑力仍是洛伦兹力的 4 倍以上, 所以可近似忽略磁场对电子束轨迹的影响, 采用第 2 节的计算方法, 仅考虑电

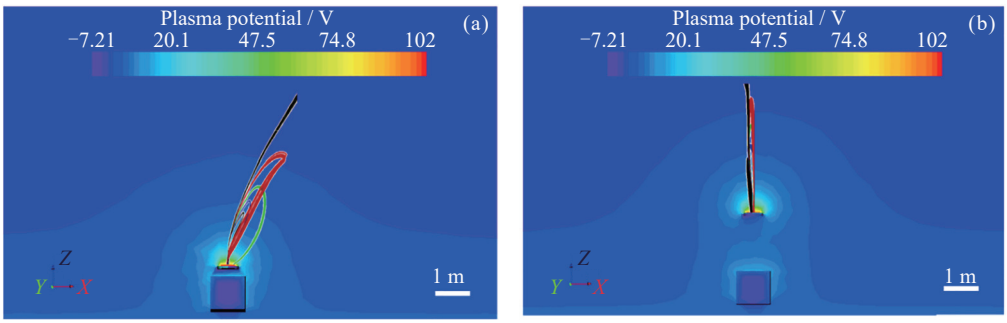


图 20 安装高度为 0.3 m (a) 和安装高度为 1.6 m (b) 情况下空间电位分布以及电子束返回情况

Fig. 20 Potential distribution and electron beam return situation at an installation height of 0.3 m (a) and 1.6 m (b)

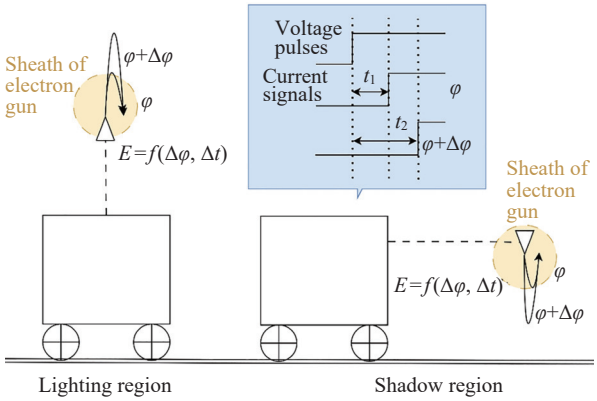


图 21 日侧和阴影区电子束发射方向及返回情况

Fig. 21 Electron beam emission direction and return situation in the sunlit and shadowed regions

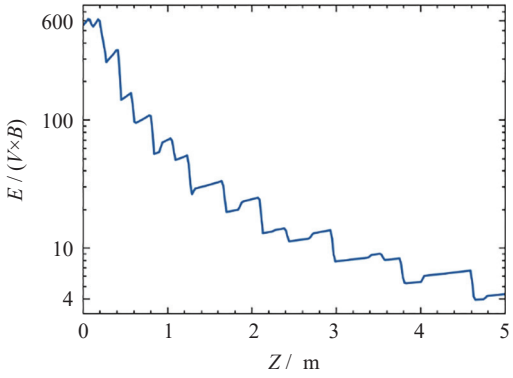


图 22 电子束受到的库仑力和洛伦兹力的比值

Fig. 22 Ratio of Coulomb force to Lorentz force acting on the electron beam

场对电子束轨迹的影响.

3.2 电场测量的仿真分析

对电子枪整体与接收板施加比月表电位 (此处为 2.2 V) 分别高 100, 101, 102, 103, 104 V 的电压, 并以 104 V 为基准, 计算了将其余各情况下的空间电位分布减量情况, 从图 23 可以看到, 1.56 m 处各情况下的电位差都已小于 0.2 eV, 此处已达到电子枪鞘层和月表背景电场的临界位置. 图 24 显示各情况下距电子枪 1.56 m 处的空间电位, 都为 2.2±0.06 V, 约等于月表电位, 即不同极板电压在电子枪的鞘层中产生了不同的电位差$\Delta\varphi$, 因而相同初始能量的电子束经过浮动电位法不同减速效果后, 在月表背景场临界处满足了电场计算方法需要的不同初始能量条件, 初始能量的误差仅为±0.06 eV.

浮动电位法的实际工作步骤如下.

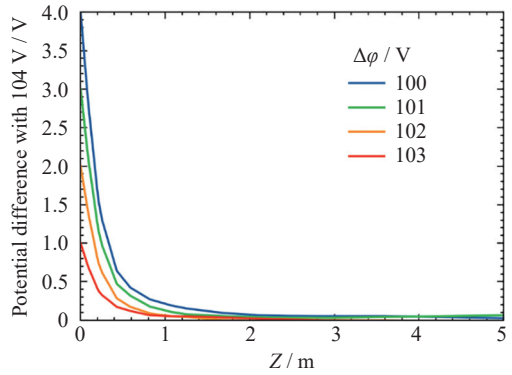


图 23 施加不同电压差时空间各点电位与施加 104 V 时的差值

Fig. 23 Potential difference at various points in space compared to a 104 V bias when applying different voltage bias

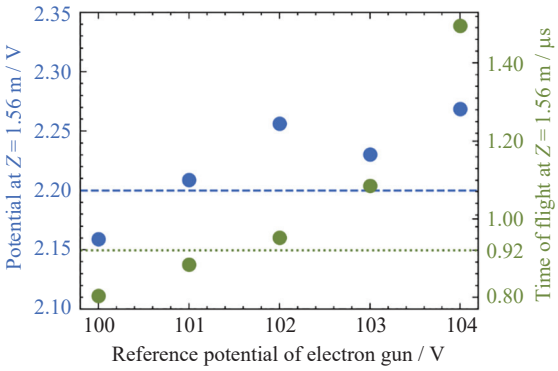


图 24 不同情况下 Z=1.56 m 处的空间电位以及电子通过时间

Fig. 24 Spatial potential and flight time of electrons at Z=1.56 m under different conditions

步骤 1 通过电子枪测量月表电位.

步骤 2 设置电子枪参考电位为电子束能量+月表电位, 得到第一个返回信号, 此时电子束应刚好在电子枪和背景月表电场的临界位置处返回, 此参考电位为浮动电位法调整区间的最大值, 测得的返回时间作为电子束离开鞘层的参考时间T_0.

步骤 3 按一定间隔减少参考电位 (本文设置为 1 V), 得到T_1+T_0, T_2+T_0, T_3+T_0, ..., 直到电子束达到光电子鞘失去返回信号. 本文中T_0应为参考电位等于 104 V 时的返回时间, T_1, T_2, T_3分别对应参考电位等于 103, 102, 101 V 时的返回时间.

通过 SPIS 和 SIMION 的联合模拟, 得到 104 eV 的电子束在不同参考电位下的运动轨迹, 相应获得了

返回时间T_i, 以及鞘层临界位置处不同参考电位下电子的能量E_i及飞行时间T_0. 能够穿透鞘层的电子, 在通过电子枪鞘层临界位置处, 飞行时间均值为0.92 μs. 为方便实际操作与计算, 假设穿透鞘层的电子束通过临界位置处的时间T_0 =0.92 μs, 得到T_1=1.61 μs, T_2=2.97 μs, T_3=5.91 μs. 通过 2 给出的关系式得到, D_{11}=0.48 m, D_{22}=0.72 m, D_{33}=1.42 m.

将计算结果与无电子枪的背景月表电场中对应的高度值D_r拟合, 拟合直线结果如图 25 所示, 为$D_r = 1.145 \times D + 0.078$. 其中系数 1.145 与电子枪、着陆器鞘层对月表背景场的压缩有关, 等势线的压缩效果如图 20(b) 所示. 将 D (D_{11}, D_{22}, D_{33})分别代入E=1/(1.145 × D + 0.078) V·m^{-1}, 可得此时近月面背景垂直电场 E 在 0～3 m 高度内的范围约为 0.59～1.59 V·m^{-1}. 因此采用本文提出的电场探测方法可实现最小约 0.5 V·m^{-1} 的月表垂直电场测量.

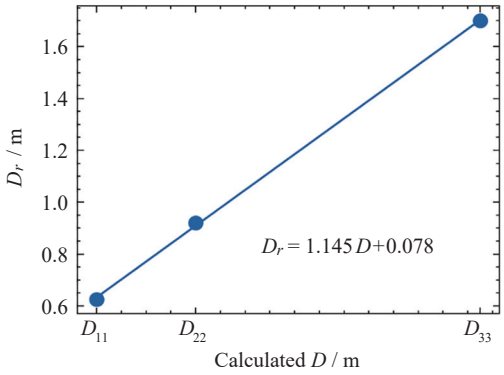


图 25 计算得到的空间中每伏的间距D与背景场中对应值D_r及两者的拟合关系

Fig. 25 Calculated spacing D per volt and corresponding value D_r in the background field, as well as the fitting relationship between D and D_r

表 1 性能参数

Table 1 Performance parameters

Potential range/ V	Electric field range/ (V·m^{-1})	Electric field resolution/ (V·m^{-1})
(–100, +100)	(0.5, 5)	≤0.5

4 结论

月球电场缺乏原位探测结果, 基于月面综合环境特性及其相互作用机理的研究需求, 提出一种返回电子式的主动、原位、高分辨率的月表电场探测技术方案以及相应的电场计算方法. 设计的月表电场探测系统包含电子枪、稳压电源、脉冲电源、浮动电源以及高频电流采集计, 采取脉冲发射模式测量不同情况下电子束的返回时间、适应±100 V 月表电位的浮动电位法使用场景, 并对电子束的能散、电流、平行度以及电子束的发射方向进行控制, 以达到月表 (0.5, 5) V·m^{-1} 范围内垂直电场测量的目的. 表 1 给出了探测技术的性能参数.

在能散控制方面, 为测量约 1 V·m^{-1} 的月表电场, 要求电子束能散至少<1 eV, 采用层流束的电子枪设计, 发射电流在 10^{-8} A 到 10^{-5} A 之间时, 结构产生的能散<0.4 eV, 发射电流越弱, 能散越小, 可以达到探测要求. 月表本底电流噪声以及采集计分辨能力限制了电子束电流的最低值, 电子枪电流通过热阴极发射初始电流, 采用类 pierce 阴极–阳极结构, 以及对阳极孔径进行控制, 实现了从 10^{-8} A 到 2.1×10^{-5} A 连续可调, 发射电流越高、孔径越小, 通过率越低. 电子枪鞘层厚度要求电子束工作距离>1.5 m, 使用静电透镜对平行度进行进一步控制, 当电子枪出射电流为 10^{-7} A 时, 电子束在 4 m 工作距离内扩散效果较弱, 满足了月表电场精细测量的需求.

提出了在月表光照区向上、阴影区向下发射电子束, 并主动调整电子枪参考电位来获得稳定电子束的探测方案, 通过仿真验证了光照区使用本技术手段测量月表垂直电场的可行性. 根据仿真分析结果, 返回电子式的月表电场探测技术可实现最小约 0.5 V·m^{-1} 的月表垂直电场测量, 已经达到了执行月表垂直电场测量所需的功能和性能要求. 较大的垂直电场可通过增大参考电位调整间隔的方式进行测量. 在水平电场显著的区域, 例如光照阴影区域交界处, 通过比较着陆器移动过程中探测的不同空间电位剖面, 并除以移动距离, 或能得到月表水平电场值, 具体方案需要进一步的研究. 若能进一步降低电子束能散, 则能够达到更高的月表电场探测精度.

目前电子枪已加工完成, 计划进行实验室条件下的测试验证工作. 通过线圈进行低磁环境控制, 并在真空罐中模拟月表真空度, 测试验证内容包括电子束性能验证, 以及返回信号采集测试.

参考文献

[1] STUBBS T J, HALEKAS J S, FARRELL W M, *et al.*

Lunar surface charging: a global perspective using lunar prospector data[M]//KRUEGER H, GRAPS A. Workshop on Dust in Planetary Systems. Kauai, Hawaii: ADS, 2007: 181-184

[2] HALEKAS J S, MITCHELL D L, LIN R P, *et al*. Evidence for negative charging of the lunar surface in shadow [J]. *Geophysical Research Letters*, 2002, **29**(10): 1435

[3] HALEKAS J S, ANGELOPOULOS V, SIBECK D G, *et al*. First results from ARTEMIS, a new two-spacecraft lunar mission: counter-streaming plasma populations in the lunar wake[J]. *Space Science Reviews*, 2011, **165**(1/2/3/4): 93-107

[4] KATO M, HARADA Y, XU S S, *et al*. Modeling photoelectron and auger electron emission from the sunlit lunar surface: a comparison with ARTEMIS observations[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2023, **128**(10): e2023JA031707

[5] LIU Muming, FENG Yongyong. Reflection of solar wind ions on lunar surface and its influence on lunar surface electric field[J]. *Journal of Jilin University (Science Edition)*, 2018, **56**(6): 1513-1520 (刘沐明, 冯永勇. 太阳风离子在月面的反射过程及对月面电场的影响 [J]. 吉林大学学报(理学版), 2018, **56**(6): 1513-1520)

[6] XIE Lianghai, ZHANG Aibing, LI Lei, *et al*. Chang'E-4 energetic neutral atom observation reveals new features about the solar wind-moon interaction[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2022, **42**(1): 11-24 (谢良海, 张爱兵, 李磊, 等. 嫦娥四号能量中性原子观测揭示太阳风与月面相互作用新特征 [J]. 空间科学学报, 2022, **42**(1): 11-24)

[7] FENNER M A, FREEMAN J W JR, HILLS H K. The electric potential of the lunar surface[J]. *Proceedings of the Fourth Lunar Science Conference*, 1973, **3**: 2877-2887

[8] DE B R, CRISWELL D R. Intense localized photoelectric charging in the lunar sunset terminator region, 1. Development of potentials and fields[J]. *Journal of Geophysical Research (1896-1977)*, 1977, **82**(7): 999-1004

[9] LI L, ZHANG Y T, ZHOU B, *et al*. Lunar surface potential and electric field[J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2019, **19**(6): 77

[10] LUND D, HE X M, HAN D R. Kinetic particle simulations of plasma charging at lunar craters under severe conditions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2023, **60**(4): 1176-1187

[11] GAN Hong, LI Xiongyao, WEI Guangfei. Electric fields distribution of Zhinyu crater in Chang'E-4 landing area[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2020, **40**(2): 250-263 (甘红, 李雄耀, 魏广飞. 嫦娥四号着陆区织女陨坑电场环境数值模拟 [J]. 空间科学学报, 2020, **40**(2): 250-263)

[12] JARVINEN R, ALHO M, KALLIO E, *et al*. On vertical electric fields at lunar magnetic anomalies[J]. *Geophysical Research Letters*, 2014, **41**(7): 2243-2249

[13] XU S S, POPPE A R, HALEKAS J S, *et al*. Mapping the lunar wake potential structure with ARTEMIS data[J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 2019, **124**(5): 3360-3377

[14] YU D Y, SUN Z Z, ZHANG H. Future prospects of lunar lander technology[M]//YU D Y, SUN Z Z, ZHANG H. Technology of Lunar Soft Lander. Singapore: Springer, 2021: 551-555

[15] PASCHMANN G, MELZNER F, FRENZEL R, *et al*. The electron drift instrument for cluster[J]. *Space Science Reviews*, 1997, **79**(1): 233-269

[16] YU Houman, RAO Wei, ZHANG Yiyuan, *et al*. Mission analysis and spacecraft design of Chang'E-7[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2023, **10**(6): 567-576 (余后满, 饶炜, 张益源, 等. "嫦娥七号"探测器任务综述 [J]. 深空探测学报 (中英文), 2023, **10**(6): 567-576)

[17] WU Wei, LIU Chao, ZHANG Xianguo, *et al*. Research on a low energy Tele-focus electron gun[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2023, **43**(1): 144-155 (吴伟, 刘超, 张贤国, 等. 一种低能量远焦距电子枪技术 [J]. 空间科学学报, 2023, **43**(1): 144-155)

[18] KUYATT C E. Electrostatic lenses[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1978, **49**(4): 551

[19] JACKSON T L, FARRELL W M, ZIMMERMAN M I. Rover wheel charging on the lunar surface[J]. *Advances in Space Research*, 2015, **55**(6): 1710-1720

[20] CHENG Binjie, LIU Xuedong, TANG Tiantong, *et al*. Experimental studies of the Boersch effect of electron beams[J]. *Vacuum Science and Technology (China)*, 1998, **18**(5): 364-368 (程彬杰, 刘学东, 唐天同, 等. 电子束中 Boersch 效应的实验研究 [J]. 真空科学与技术, 1998, **18**(5): 364-368)

[21] SHIMIZU R, ONODA H, HASHIMOTO H, *et al*. Oxygen-enhanced thermionic emission pattern of hemispherical single-crystal LaB_6[J]. *Journal of Applied Physics*, 1984, **55**(5): 1379-1387

[22] DYAL P, PARKIN C W, DAILY W D. Magnetism and the interior of the Moon[J]. *Reviews of Geophysics*, 1974, **12**(4): 568-591

作者简介



金菲凡 女, 1999 年 8 月出生于上海市, 现于中国科学院大学 (中国科学院国家空间科学中心) 攻读硕士学位, 主要研究方向为月球电场环境探测技术.
E-mail: jffmtxjf@163.com



刘 超 男, 1981 年 3 月出生于河南省周口市, 现为中国科学院国家空间科学中心正高级工程师, 博士生导师, 主要从事空间环境及等离子体就位探测技术的研究.
E-mail: liuch@nssc.ac.cn