

一种低能量远焦距电子枪技术*

吴伟^{1,2,3} 刘超^{1,3,4} 张贤国^{1,3,4}
张爱兵^{1,3,4} 孙越强^{1,3,4}

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 针对可移动非接触式月球表面电位探测器的电位无扰动测量单元对低能远焦电子束的需求, 设计了低能远焦电子枪。以平板二极管电子枪为电子源, 匹配两个静电聚焦透镜, 将电子源引出的发散电子束聚焦为需要的形状, 并加速至所需能量。优化电子枪的几何参数以及施加在电极上的电位, 电子枪引出的电子束能量在 5~500 eV 内, 并且具有良好的电子光路特性。电子束能量为 5 eV 时, 初始半径 r 为 5 mm, 束腰至电子枪出口的距离 p 约为 133 mm。随着能量增加, r 逐渐减小至 500 eV 时的 3 mm 左右, p 逐渐减小至 105 mm。电子束经月球表面电场反射被电子收集平板接收, 仿真数据和理论分析结果均表明, 电子枪的工作距离为 400~600 mm, 平板接收的电子占发射电子比例在 96% 以上。电子枪结构质量仅 408 g, 满足探测器对电子枪的质量需求。

关键词 月球表面电位探测器, 低能远焦电子枪, 静电透镜, 数值仿真

中图分类号 V447

Research on a Low Energy Tele-focus Electron Gun

WU Wei^{1,2,3} LIU Chao^{1,3,4} ZHANG Xianguo^{1,3,4}
ZHANG Aibing^{1,3,4} SUN Yueqiang^{1,3,4}

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)

* 国家重点研发计划项目(2020YFE0202100)和月球空间环境要素探测技术项目(E190002A01)共同资助

2022-01-29 收到原稿, 2022-10-11 收到修定稿

E-mail: liuch@nssc.ac.cn

©The Author(s) 2023. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

Abstract A low energy tele-focus electron gun is designed based on a subsystem of movable non-contact lunar surface potential detector. The electron gun consists of a diode extraction source and two three-element electrostatic lenses. The source produces a divergent beam which is then accelerated to energy K_e by lenses, and is focused into the shape of interest. By optimizing the geometric parameters of electron gun and the voltage applied to electrode, the electron beam has good optical characteristics and the electron energy is adjustable from 5 eV to 500 eV continuously. The initial radius r equals to 5 mm, and the distance p from the output electrode to the beam waist equals to 133 mm when the beam energy is 5 eV. As the beam energy increases to 500 eV, initial radius r decreases to 3 mm, and the distance p decreases to 105 mm. The electron beam reflected by lunar electric field is received by the collector plate. When working length H is between 400 mm and 600 mm, the electrons received by plate account for more than 96% of the beam electrons. The mass of the electron gun is only 408 g, which can meet the requirements of electron guns for lunar exploration.

Key words Lunar surface potential detector, Low energy tele-focus electron gun, Electrostatic lens, Numerical simulation

0 引言

月球是典型的没有大气及全球性磁场的天体,其表面物质为非导体,与太空中其他物体一样,月球表面物质在太阳极紫外辐射和空间等离子体作用下发生表面充放电现象,相对于周围等离子体会达到一个稳定的浮动电位。因此,月球没有内部的所谓地电位^[1]。

关于月球表面充放电效应的理论研究始于1960年,Öpik等^[2]基于能量平衡方法,计算出暴露在太阳风中的月表电位在+20~+25 V之间。1969年,Grobman等^[3]利用无碰撞探针理论,得出太阳风中月表电位在0~+10 V内,具体数值取决于光电子的屈服函数和月尘的功函数。1973年Manka^[4]基于电流平衡方程,计算得到月表电位在+4~+9 V内;Freeman^[5]利用超热离子反演电势技术(SIDE)的数据研究月表电位,结果表明昼侧月表电位为+10~+18 V,昼夜交界线附近则为-100~-10 V。2007年Halekas等^[6]利用轨道电子反射计的数据反演高能粒子事件期间的月表电位,发现月表极端充电电位可达-4500 V。2019年Wang等^[7]利用嫦娥1号和嫦娥2号卫星观测数据进行模拟统计,发现月球表面电位出现大幅下降现象,导致离子加速,此时月表电位达到-1000 V。

截至目前,只有美国开展过月球表面电位原位探

测实验,即超热离子反演电势技术。轨道电子反射计和嫦娥1号及嫦娥2号卫星只能利用轨道电子或者离子数据反演月表电位。但是SIDE是不可移动的,工作时部署在阿波罗登月舱中心点西南约15 m处。尚未有国家开展过可移动非接触式月表电位探测实验。

针对中国载人登月的保障需求和平台优势,中国科学院国家空间科学中心开展了可移动非接触式月表电位探测技术实验。其目标主要是提供大面积布置的有人科研站以及无人科研基站的标准参考电位。同时,还要能够测量小尺度内人、车以及设备之间的电位差异,提供精确量化的数据,避免可能存在的静电放电(ESD)风险。

1 可移动非接触式月表电位探测器工作原理

如图1所示,相对于无穷远处的空间等离子体,月球表面电位为 Φ_s ,月球车的电位为 Φ_R 。由于月表物质属于非导体,在月球车与月面接触的地方不会发生足以引起电位重新分布的电荷移动现象。通常月表与月球车电位不相等,其电位差为 $\Delta\Phi$,如图2所示。

从图1可以看出,可移动非接触式月表电位探测器搭载在月球车上,在距离月面小于1 m的高度内工作。探测器由两个单元组成,即以静电分析器为主的

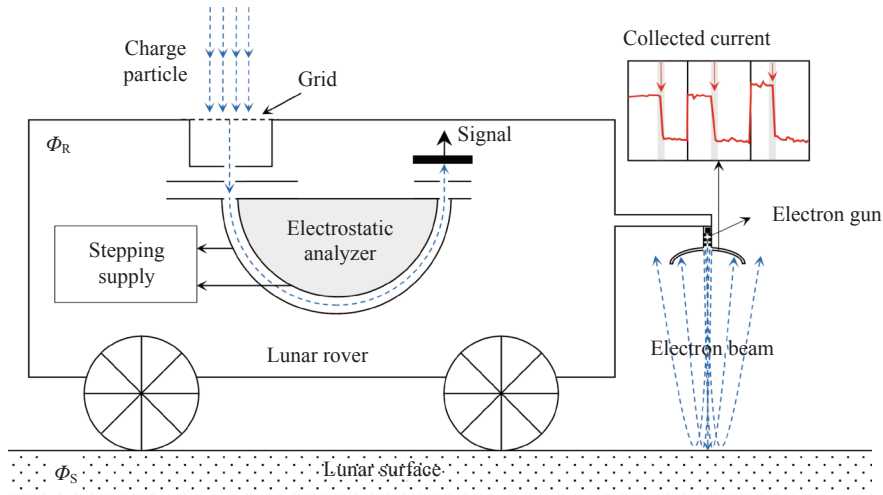


图 1 可移动非接触式月球表面电位探测器技术方案

Fig. 1 Scheme of movable non-contact lunar surface potential detector

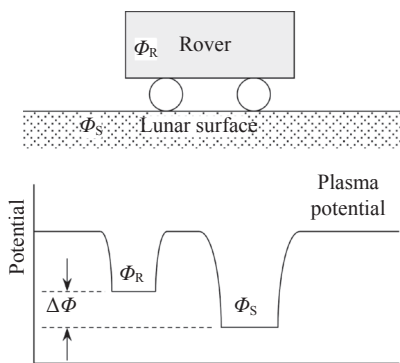


图 2 月球车与月球表面电位关系

Fig. 2 Relationship between rover potential and lunar surface potential

基准电位测量单元和以电子枪为主的月表电位无扰动测量单元。基准电位测量单元通过测量空间冷等离子体到达月球车的能量反演月球车电位 Φ_R ，月表电位无扰动测量单元测量月球车与月球表面的电位差 $\Delta\Phi$ 。

1.1 基准电位测量单元工作原理

基准电位测量单元的测量原理与搭载于天问一号的 MINPA (Mars Ion and Neutral Particle Analyzer) 测量离子能量的原理相似^[8]。可以假设，当月表温度 ≤ 400 K 时，静电分析器探测的离子来自热平衡状态下的电离中性气体，从月表电场加速机制获得的能量而言，大多数离子相当于来自距离月表无穷远处。在该假设下，通过栅网到达静电分析器离子的能量可表示为

$$E = E_i - q \Phi_R. \quad (1)$$

其中， E_i 为初始离子能量， q 为离子电荷。考虑这样一种情况，月球车电位 Φ_R 为负电位，且 $q|\Phi_R| \gg E_i$ ，式 (1) 可转换为

$$E \approx -q \Phi_R. \quad (2)$$

利用式 (2)，基准电位测量单元可以反演月球车电位 Φ_R 。如果离子初始能量 E_i 不可忽略，即存在行星际电场加速离子机制的情况下，静电分析器会检测到零星的高度方向性以及能量变化通量^[9]，利用这种特性可以排除离子初始能量不可忽略的情况。除此之外，行星际电场大小在 mV 量级，对离子的加速程度有限，Apollo15 的数据表明，离子初始能量很小，约为 0.2 eV^[10]。中国科学院国家空间科学中心研制的静电分析器，例如 MINPA，其测量高斯分布离子的能量范围为 2.8~25900 eV，分辨率为 12.1% (FWHM)，3000 eV 时能量测量精度优于 1%^[8]。

因此，利用离子能谱反演电位时，以高斯分布能谱均值为 0 eV 作为基线，计算的月球车电位准确度最优可达 1%。对于月球车电位 Φ_R 为正电位的情况，利用同样的原理，使用静电分析器测量电子能谱，反演的月球车正电位准确度接近负电位时。

1.2 电位无扰动测量单元工作原理

图 3 所示为月表电位无扰动测量单元的技术方案原理，电子枪主动向月表发射能量可控的电子束，通过反射电子束，反演月球车与月球表面的电位差 $\Delta\Phi$ 。如果电子束的能量 K_e 大于 $|\Delta\Phi|$ ，电子束被月表吸收，无反射电子，如果电子束的能量 K_e 小于 $|\Delta\Phi|$ ，

电子束被月表反射。

月表电位无扰动测量单元各部件的电连接关系如图4所示, 电子枪与月球车结构共地, 即电子枪的地电位相对于无穷远处空间等离子体的电位为 Φ_R , 电子收集平板一般与电子枪外壳共地。

如图5所示, 以第一个扫描周期($0 \sim T$)为例, 电子枪能量从低到高向月球表面发射电子束, 能量低于 K_{e1} 时, 电子束在电场中反射后被电子收集平板接收, 产生一个较大的电流 I_2 ; 能量高于 K_{e1} 时, 电子束打在月球表面上, 电子收集平板接收不到电子枪发射的

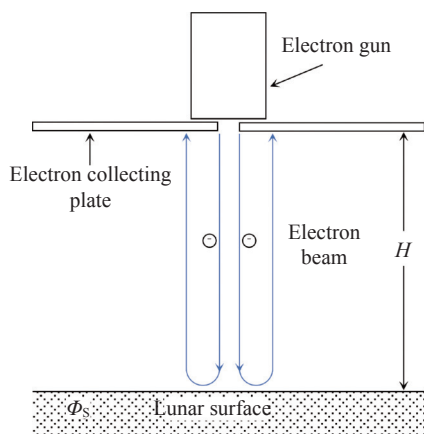


图3 月表电位无扰动测量单元技术方案
Fig. 3 Scheme of potential undisturbed measuring unit

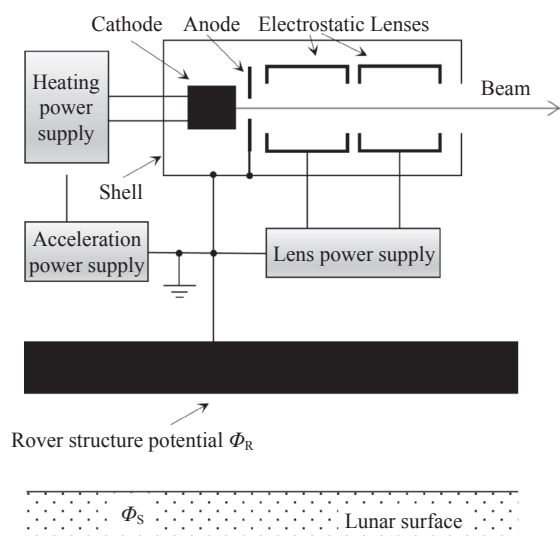


图4 月表电位无扰动测量单元与月球车的电连接
Fig. 4 Electrical connection between potential undisturbed measuring unit and rover

电子, 此时平板只有一个较小的本底电流 I_1 。因此, 在一个扫描周期内, 电子收集平板收集到一个可识别的电流阶跃信号, 记录电流发生阶跃时对应的电子束能量 K_{e1} , 利用式(3)反演月表电位。

$$K_{e1} \approx -e\Delta\Phi = -e(\Phi_R - \Phi_S). \quad (3)$$

其中, K_{e1} 电子束能量, $-e$ 为电子电荷量。实际工作时, 为减小电子枪电流对月表电位的影响, 检测到阶跃信号后可停止 $t_1 \sim T$ 时间段的扫描操作, 移动月球车, 开始下一周期的扫描。

因此, 需要研制一款低能量远焦距电子枪, 才能满足可移动非接触式月表电位探测器电位无扰动测量单元的需求。

2 电子枪设计约束条件

2.1 电子枪工作距离和能量范围

月球表面充电电位范围为 $-4500 \sim +18$ V, 极端的充电情况发生在太阳高能粒子事件期间, 多数情况下, 月球表面电位都维持在较低水平。为避免探测器在实际工作过程中量程饱和, 可移动非接触式月表电位探测器的量程设计为 $-5000 \sim +100$ V。

月球表面裸露大量岩石碎块, 这些岩石碎块的大小一般小于 $25 \text{ cm}^{[1]}$, 因此电子枪的工作距离 H 至少大于 25 cm 。根据中国月球车科学载荷的安装经验, 例如搭载于嫦娥四号月球车上的中性原子探测器^[12]的安装高度为 480 mm , 本文电子枪工作距离设计为 500 mm , 电子枪和岩石露头不会发生磕碰, 也不影响

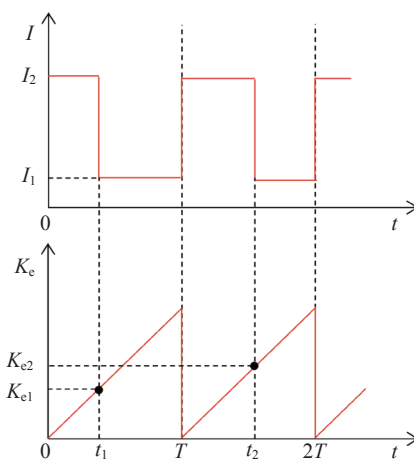


图5 利用反射电流反演电位原理
Fig. 5 Schematic diagram of potential inversion using reflected current

月球车正常工作。

根据 Freeman 等^[5]的研究,月球电场的高度可以延伸到距离月面几十米的高度。图 6 所示为没有月球车的情况下,在月球经典鞘层及饱和鞘层中月表电势随高度的变化曲线^[13],与月球电场的延伸尺度相比,仪器 500 mm 的工作高度很小。因此两种鞘层中,月球车与月球表面的电位差 $\Delta\Phi_1$ 和 $\Delta\Phi_2$ 均只占月表电位 Φ_s 很小比例。一方面,如果存在月球车导致电位差 $\Delta\Phi_1$ 和 $\Delta\Phi_2$ 发生变化,电位差超过 500 V,则月球车与月球表面之间的电场强度可达到 $1000 \text{ V}\cdot\text{m}^{-1}$ 左右,将严重威胁月球车的安全,此时需要主动调节月球车电位,进行电荷泄放操作。另一方面,如果月球车与月表的电位差小于 5 V,根据式(3),要求电子枪具备发射能量小于 5 eV 电子束的能力,大大增加了电子枪的设计难度。因此,月表电位无扰动测量单元的量程定为 $-500\sim-5 \text{ V}$ 和 $+5\sim+100 \text{ V}$ 。

电子枪必须能够产生 $5\sim 500 \text{ eV}$ 能量连续可调的电子束。总言之,电子枪的设计能量指标为 $5\sim 500 \text{ eV}$,工作距离指标约为 500 mm。

2.2 远焦距电子束光路图设计

图 7 为测量月表电位的电子束光路,可以看出,由于电子枪能量较低,空间电荷效应和电子热初速引起的扩散效应较明显。该电子束最大导流系数为^[14]

$$P_{\max} = I/U^{3/2} = 38.6 \tan^2(\theta/2). \quad (4)$$

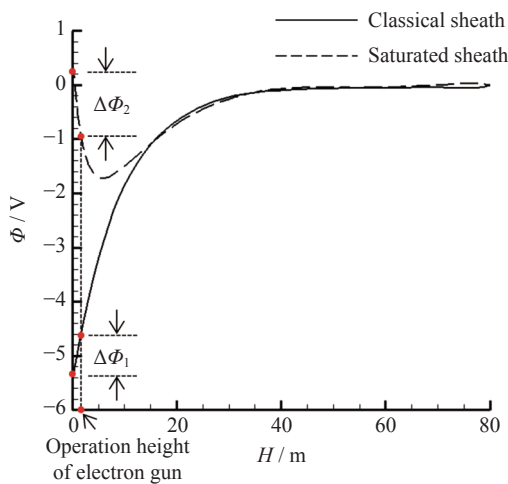


图 6 月球经典鞘层及饱和鞘层的月表电势随高度变化曲线

Fig. 6 Variation of lunar surface potential with altitude in the classical and saturated lunar sheaths

其中,最大导流系数 $P_{\max}$ 表征在 Child 定律限制下电子束能够达到的最大束流强度,单位为 $\mu\text{A}\cdot\text{V}^{-3/2}$; I 为电子束电流,单位为 μA ; U 为电子束的加速电压,单位为 V。根据定义,当电子束的导流系数小于 $10^{-2}\sim 10^{-1} \mu\text{A}\cdot\text{V}^{-3/2}$ 时,认为是弱电子束,可以忽略空间电荷效应引起的电子束发散^[15],此时收敛角 θ 范围为 $0^\circ < \theta < 5.86^\circ$ 。因此,将电子束收敛角 θ 设计为 5° ,同时将电子束的初始半径设计为 5 mm,相应地,可确定 p 的设计值为 115 mm 左右。

电子枪工作在月球表面很小的高度内,月表附近的电场可以视为均匀电场,电子在该均匀场中的运动为类抛物运动,位于电子束边缘轮廓的电子束经电场反射后距离电子束的中心最远。根据图 7 的参数,电子在电场中的运动方程为

$$\frac{d^2z}{dt^2} = \frac{-e \Delta\Phi}{m H}, \quad \frac{d^2x}{dt^2} = 0. \quad (5)$$

y 方向的电子运动方程与 x 方向相同,以 x 轴顶点的电子为例,式(5)的初始条件为

$$\begin{aligned} \frac{dz}{dt} &= \frac{2K_e}{m} \cos \frac{\theta}{2}, & \frac{dx}{dt} &= \frac{2K_e}{m} \sin \frac{\theta}{2}, \\ z &= 0, & x &= r. \end{aligned} \quad (6)$$

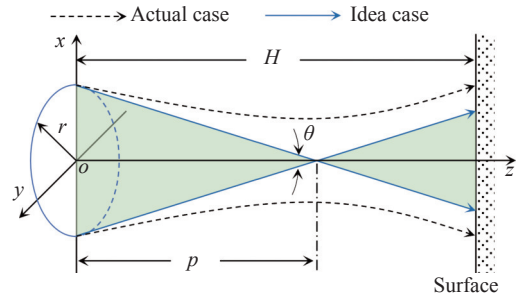


图 7 月球表面电位测量电子束光路 (r 为电子束的初始半径, p 为束腰到电子枪出口的距离, H 为电子枪的工作距离, θ 为电子束收敛全角。蓝色箭头为理想状态下电子束的外轮廓,黑色虚线箭头为实际情况下电子束的外轮廓)

Fig. 7 Electron optical diagram for measuring the lunar surface potential (r is initial radius of electron beam, p is distance from output electrode to beam waist, H is working length, and the θ is full angle of beam convergence. The blue arrow represents the outline of the ideal electron beam, and the black dashed arrow represents the outline of the electron beam in practice)

将式(6)代入式(5)可得, 返回到 $z = 0$ 平面的束斑半径

$$R = 4H \frac{\tan(\theta/2)}{\tan^2(\theta/2) + 1} - p \tan(\theta/2). \quad (7)$$

式(7)可以表示为

$$R = 4H \frac{pr}{p^2 + r^2} - r. \quad (8)$$

由此可知, 反射电子束的束斑半径 R 与月球表面电位无关, 只与测量光路的几何参数有关。

用离子光学软件 SIMION 模拟理想状态下电子束被月球表面电场反射的情况。电子束初始半径 $r=5$ mm, 工作距离 $H=500$ mm, 不同 p 值情况下, 半径 R 与 p 值的关系如图 8 所示。可以看到, 模拟得到的结果与理论曲线趋势一致, 数值稍小。当 p 值为

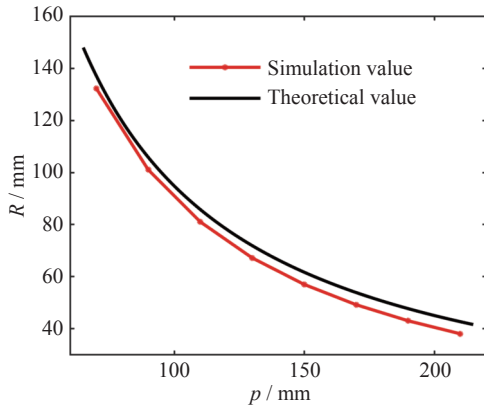


图 8 反射电子的束斑半径

Fig. 8 Beam spot radius of the reflected electrons at the plate

115 mm 时, 反射电子的束斑半径约为 81.79 mm。电子枪性能很难达到理想的设计状态, 考虑到月表杂散电磁场对电子束的影响以及探测器体积和质量限制, 接收反射电子的收集平板半径设计为 122 mm。

实际三维空间中电子束运动更为复杂, 束流物理学表明, 三维空间运动的电子束符合 Maxwell-Boltzmann 分布。根据正态分布的 2σ 原则, 在 SIMION 中构造满足 M-B 分布的电子束, 电子束在 $z = 0$ 平面的相图如图 9(a) 所示, 其中横坐标 y 为图 7 中电子束在 $z = 0$ 处束斑的 y 坐标, y' 为电子在 $z = 0$ 处的速度方向与 z 轴的夹角。电子收敛角的统计分布如图 9(b) 所示, 其中 y' 为电子在 $z = 0$ 处的速度方向与 z 轴的夹角, 纵坐标为粒子数。

因此, 可以统计出电子束收敛全角的半高全宽 $\theta_{\text{fwhm}} \approx 2.81^\circ$, 利用同样方法, 可以得到电子束初始直径的半高全宽 $R_{\text{fwhm}} \approx 5.72$ mm, 此时该电子束对应的 p 值也在 115 mm 左右。利用该模型描述图 7 的电子束更符合实际物理模型, 设计的电子枪应能够引出与图 9 基本一致的电子束。

3 电子枪设计

如图 10 所示, 低能远焦电子枪由平板二极管电子枪和两个聚焦透镜组成。其中, 平板二极管电子枪由平面热阴极 Cathode 和阳极 A 组成, 二者间隔 1 mm; 电极 B, C 和 D 组成第一个聚焦透镜, 该透镜各电极之间间隔 10 mm; 电极 E, F 和 G 组成第二个聚焦透镜, 该透镜各电极之间间隔 3 mm。阳极 A 与

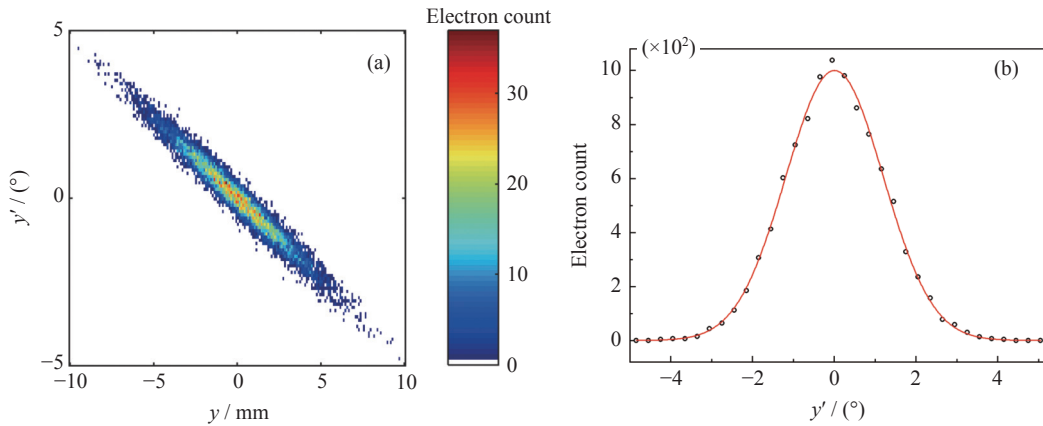


图 9 收敛高斯电子束的相图 (a) 及电子收敛角的统计分布 (b)

Fig. 9 Phase diagram of a convergent Gaussian electron beam (a), and statistical distribution of electron convergence angles (b)

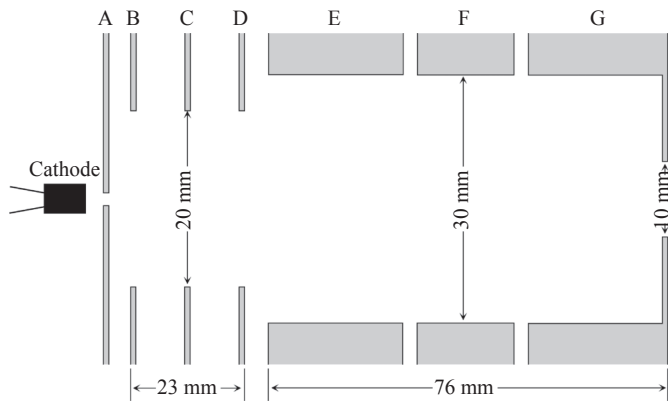


图 10 低能远焦电子枪的设计原理

Fig. 10 Final schematic of low energy tele-focus electron gun

电极 B 间隔 5 mm, 电极 D 与电极 E 间隔 5 mm。其余参数列于表 1。

图 11 为平板二极管电子枪示意, 氧化钡平面阴极的直径为 0.413 mm, 阴极到阳极的距离 $d=1$ mm, 阳极开孔直径 $2a=0.5$ mm。平板二极管电子枪能够提取的最大电流由几何参数决定, 最大导流系数为^[16]

$$P_{\max} = 2.3\pi a^2/d^2. \quad (9)$$

月球表面空间等离子体具有较复杂的时空分布 (见表 2^[17])。2015 年 Jackson 等^[17] 得到月球环境的背景电流参数, 电流收集平板半径为 122 mm, 可以估算平板收集的最大本底电流约为 0.731 μA 。如果电子学系统的分辨率为 10%, 要求电子枪的发射电流至少为 73.1 nA, 考虑到月球杂散电磁场对电子束的影响, 电子枪的电流设计为 200 nA 左右。根据式(9)可以计算得出该平板二极管电子枪引出的最大电流约为 0.451 μA , 其能够满足要求。

阳极除了能够将阴极发射的电子引出并加速至能量 K_e 之外, 阳极孔有散焦作用。根据 Kirstein 等^[18] 的计算, 若阴极阳极距离为 d , 则阳极孔的焦距 $f \approx -3d$ 。如果电子枪电流较大, 空间电荷效应显著, 此时阳极孔的焦距 $f > -3d$ 。

能量为 K_e 的发散电子束从阳极出来后进入聚焦透镜空间, 通过给聚焦透镜各电极设置合适的电位, 透镜将电子束聚焦成设计的外形, 施加在各电极的电位如表 1 所示。Harting 等^[19] 对各类聚焦透镜性能进行了计算, 这里在 Harting 等^[19] 工作的基础上, 修改并优化电极参数, 实现电子束远焦距的设计目标。

图 12 为电子束能量 5 eV 时电子枪内的轴电位分布以及沿轴的电位梯度分布。在聚焦透镜区域, 透

表 1 各电极的电压设置(电子束能量为 K_e , 电压为相对于阴极电压的测量值)

Table 1 Voltages applied to electrode, where electron beam energy equals to K_e , and the operating voltages are referred to the cathode voltage

Electrode	Aperture diameter /mm	Potentials /V
Cathode	—	$-K_e$
A	0.5	0
B	20	$0.5 K_e$
C	20	$10.25 K_e$
D	20	0
E	30	$0.5 K_e$
F	30	$4.4 K_e$
G	30, 10	0

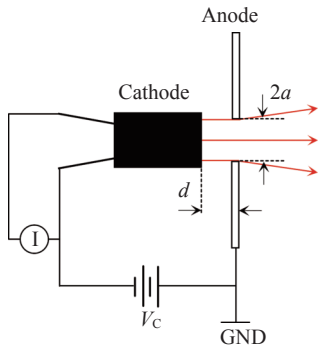


图 11 平板二极管电子枪

Fig. 11 Diode electron extraction source

镜 1 将电子束加速至最高能量 V_2 , 然后减速至 K_e 左右, 同时将发散的电子束聚焦到基本平行。透镜 2 将

表 2 月球表面各区域的电子、离子、次级电子以及光电子电流
Table 2 Electron, ion, secondary electron, and photoelectron currents density in various regions of the lunar surface

Current density/(A·m ⁻²)	Day	Term	Night	Crater	Far edge
j_e	1×10^{-6}	3.52×10^{-8}	4×10^{-10}	5.1×10^{-10}	1.6×10^{-8}
j_i	3.2×10^{-7}	3.52×10^{-8}	4×10^{-10}	1.6×10^{-11}	7.5×10^{-9}
j_s	0	0	4×10^{-11}	5×10^{-10}	4×10^{-9}
j_p	4×10^{-6}	0	0	0	0

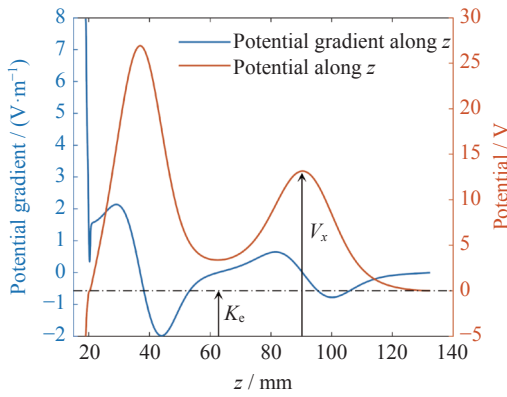


图 12 电子枪内沿轴的电位分布以及电位梯度分布
Fig. 12 Potential distribution and the potential gradient distribution along the axis

电子束加速至 V_a , 然后减速至能量 K_e , 并将电子束聚焦成设计的外形。在透镜区域, 电子束能量 V_x 大于引出电子束的能量 K_e , 有利于引出更低能量的电子束。

4 仿真校验

4.1 仿真初始条件设置

能够逸出热阴极发射体的电子, 其垂直于表面的动量分量足以克服阴极发射体的表面势垒, 热阴极溢出的电子数量为^[20]

$$N = \frac{4\pi m k^2}{h^3} T^2 e^{-\frac{W_a - W_f}{kT}}. \quad (10)$$

其中, m 为电子质量, k 为玻尔兹曼常数, h 为普朗克常数, T 为阴极的开氏温度, W_a 为阴极发射体的逸出功, W_f 为阴极内与电子费米能级相关的常数。对于一般的阴极发射体, 在工作温度下, $W_a - W_f > 0$, 因此 N 是相当大的数, 大大超出软件计算能力。仿真时, 为使仿真结果具有统计意义, 在每一次仿真计算

中, N 均设置为 500000。从阴极发射的电子在各个方向上的速度 v_x , v_y 和 v_z 均服从 M-B 分布, 其分布函数^[20] 为

$$f(v_x) = e^{\frac{-m(v_x^2 - v_f^2)}{2kT}} = C e^{\frac{-mv_x^2}{2kT}},$$

$$f(v_{y,z}) = e^{\frac{-m \cdot v_{y,z}^2}{2kT}}. \quad (11)$$

其中, 常数 $C = e^{mv_f^2/2kT}$, v_f 为阴极内与电子费米能级相关的常数, 仿真时忽略该常数的影响, 电子在三个方向上的速度分布相同。式 (11) 的标准差 $\sigma = \sqrt{kT/m}$, 因此阴极温度越高, 分布函数的标准差越大, 电子的能散就越大。仿真时, 从阴极溢出的电子速度和能量分布如图 13 所示, 阴极的能散约为 0.5 eV。

4.2 电子枪仿真结果

电子束外形如图 14 所示, 随着电子束能量增大, 束腰到电子枪出口的距离 p 逐渐减小, 当电子枪的能量为 5 eV, 40 eV 和 500 eV 时, p 值分别为 133 mm, 113 mm 和 105 mm。图 15 为 p 值与电子束能量 K_e 的关系曲线, 当能量低至 2 eV 时, p 值超过 140 mm, 随着能量增加, p 值逐渐减小, 能量超过 300 eV 后, p 值趋于稳定。电子枪 p 值在 105~140 mm 内, 基本满足 115 mm 的设计需求。

电子枪引出的电流如图 16 所示, 图中不同颜色曲线为各电极电流占阴极发射电流的比例随能量的变化。随着电子束能量增加, 引出电流占比从 3.7% 逐渐增加至 12.64%, 然后趋于稳定。普通氧化钡平面阴极的发射电流为 500 μ A, 因此电子束能量为 2 eV 时电子枪的最大引出电流可达 18.5 μ A, 远大于 200 nA 的设计要求。此时可以减小加热功率, 降低阴极温度, 减小发射电流, 降低功率资源。

图 17 为电子束在电子枪出口处的相图, 其中, 横坐标 y 为电子束在电子枪出口处束斑的位置坐标,

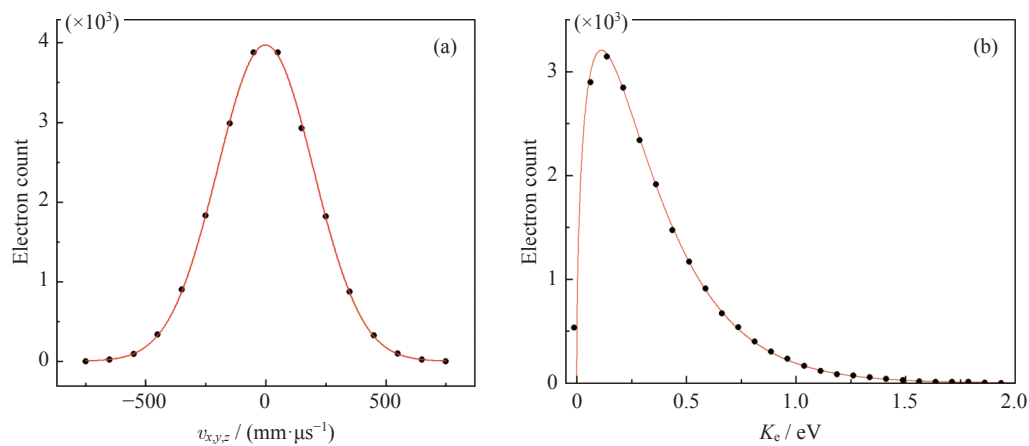


图 13 热阴极发射电子的初始条件设置

Fig. 13 Initial condition for thermal electrons

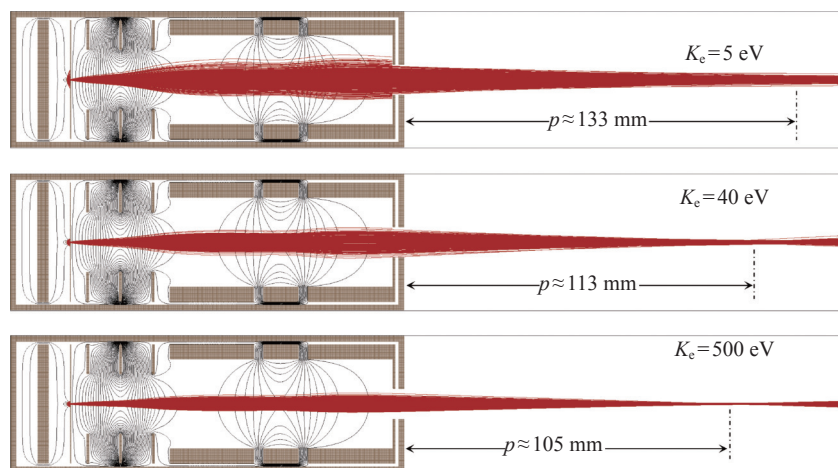


图 14 电子束的轨迹

Fig. 14 Trajectories of electron beams

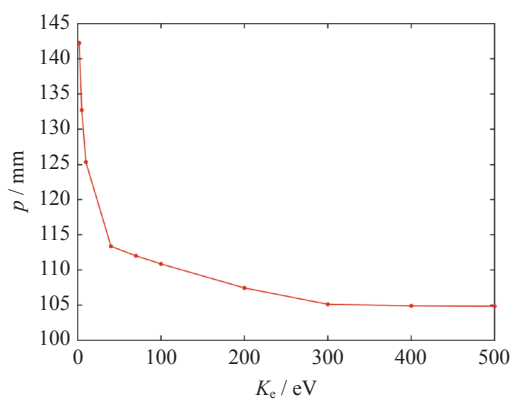


图 15 电子束束腰位置长度与电子枪能量的关系

Fig. 15 Relationship between electron beam waist position and electron gun energy

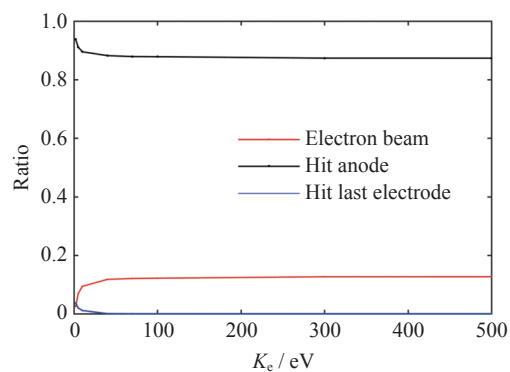


图 16 阳极与透镜的最后电极以及电子束的电流占阴极发射电流的比例 (红色曲线为电子枪引出电流)

Fig. 16 Ratio of anode, last lenses electrode and electron beam current to the total emitted current (red curve is the current drawn from the electron gun)

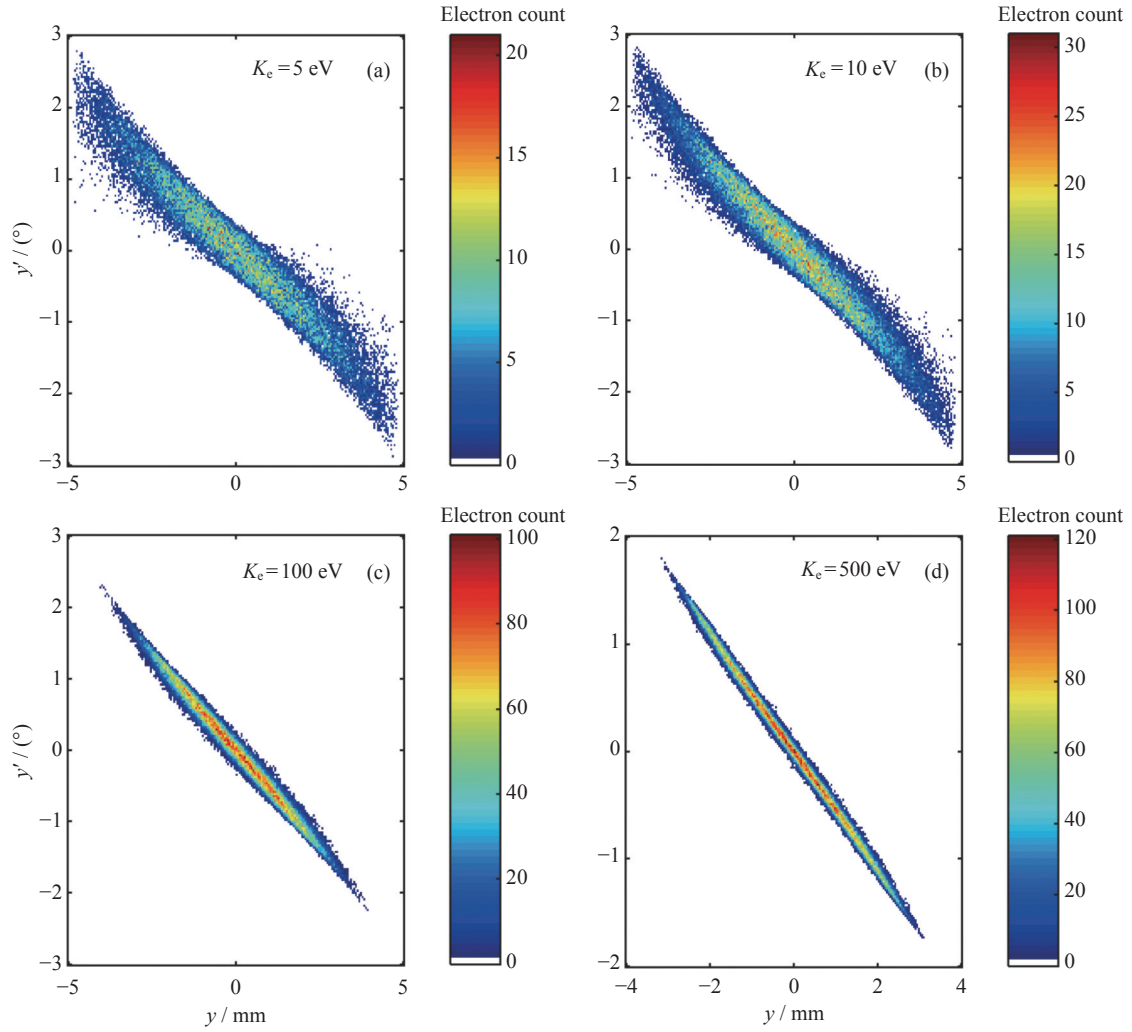


图 17 电子束在电子枪出口的相图

Fig. 17 Phase space diagram of the electron beam at the exit of the electron gun

y' 为电子在电子枪出口处的速度方向与 z 轴的夹角。由图 17 可知,在低能端电子热初速引起的扩散效应比较明显,电子束相图被扭曲,电子束的层流性较差。随着能量增加,电子束相图变为较规则的椭圆,电子束的层流性较好。

根据相图统计收敛全角的半高全宽 θ_{fwhm} ,如图 18 所示。电子束的 θ_{fwhm} 在 $2.0^\circ \sim 2.8^\circ$ 内,幅度变化较小,略小于设计值 2.81° 。同时,当电子束能量为 500 eV 时, x 和 y 方向的 θ_{fwhm} 不同,两条曲线分离。

电子束初始直径的半高全宽 R_{fwhm} 设计值为 5.72 mm,图 19 为电子束初始直径的半高全宽 R_{fwhm} 随能量的变化曲线。当电子束能量小于 10 eV 时,数量可观的电子轰击透镜的最后一个电极,初始直径的拟合结果大于 10 mm,视为拟合失效。其余能量下,

R_{fwhm} 基本略小于设计值 5.72 mm。同时,当电子束能量大于 100 eV 时, x 和 y 方向的两条曲线出现分离,能量小于 500 eV 时,曲线分离程度较小,相应的 θ_{fwhm} 不明显。这说明能量较高时,应将电子束等效为椭圆收敛电子束。

4.3 电子枪设计效果评估

如图 20 所示,以电位为 -10.7 V 的金属平板模拟带电的月球表面,电子收集平板的半径为 122 mm,开孔直径为 5 mm。平均能量为 10 eV 的电子束在该电场中运动,一部分从平板开孔反射到电子枪内(即为 Hit 1),一部分被电子收集平板收集(Hit 2),一部分被月面吸收(Hit 3),反射电子束束斑直径小于电子收集平板的直径。

截取 1000 个电子枪出口处的电子作为仿真粒

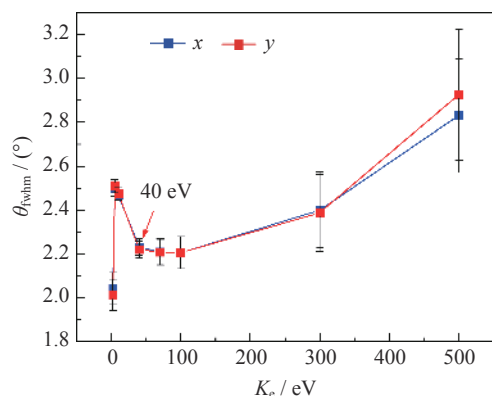


图 18 电子束收敛全角的半高全宽。蓝色曲线为电子枪出口处电子束在 x 方向的收敛角, 红色曲线为电子枪出口处电子束在 y 方向的收敛角

Fig. 18 Full width at half-maximum of the beam convergence angle. The blue curve is the convergence angle of the electron beam in the x direction at the exit of the electron gun, and the red curve is the convergence angle of the electron beam at the exit of the electron gun in the y direction

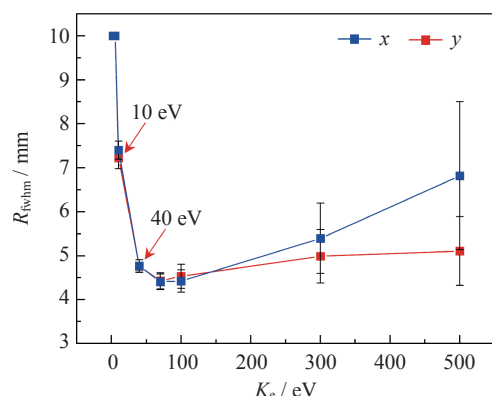


图 19 电子束初始直径的半高全宽。蓝色曲线为电子枪出口处电子束在 x 方向的初始直径, 红色曲线为电子枪出口处电子束在 y 方向的初始直径

Fig. 19 Full width at half-maximum of the beam initial diameter. The blue curve is the initial diameter of the electron beam in the x direction, and the red curve is the initial diameter of the beam in the y direction

子, 统计结果如图 21 所示, 图 21 中纵坐标为 Hit2/1000, SIMION 仿真结果与理论计算结果相差不超过 8%。利用图 15 和图 18 的数据代入式(7)计算不同工作距离下电子枪的工作效果, 其结果比较准确。

理论计算收集的电子比例随工作距离 H 的变化如图 22 所示, 低能远焦电子枪工作距离在 400~

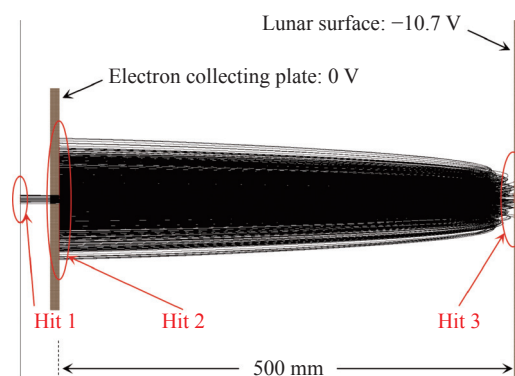


图 20 电子束在均匀电场中的反射

Fig. 20 Reflection of electron beam in uniform electric field

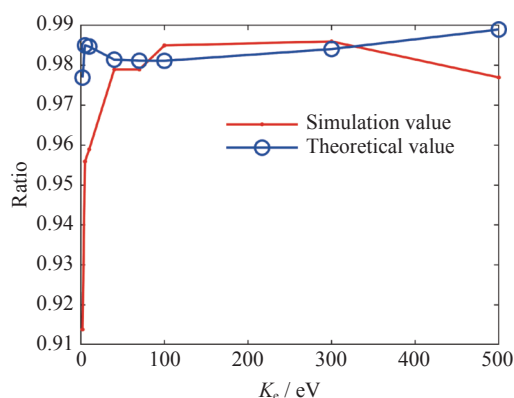


图 21 电子收集平板收集的反射电子占发射总电子的比例

Fig. 21 Ratio of the reflected electrons collected by the collecting plate to the total electrons emitted

600 mm 之间, 电子收集平板的接收效率大于 96%。由于电子枪开孔直径不变, 反射电子束束斑直径小于电子收集平板的前提下, 束斑半径越大, 发射电子的收集效率越高。因此, 随着电子枪工作距离增加, 反射电子束束斑半径变大, 收集平板的收集效率提高。由此可知, 不考虑月球杂散电磁场的情况下, 月表电位无扰动测量单元接收反射电子的效率较高。因此, 可将电子枪的发射电流降至 200 nA 以下, 降低电子枪的功率。

5 结语

构建的电子枪实现了 500 mm 长工作距离的设计目标, 电子束束腰位置到电子枪出口的长度在 115 mm 左右, 实现了远焦距的目标。通过静电透镜组控制电子束的发散, 并限制电流大小, 一定程度上

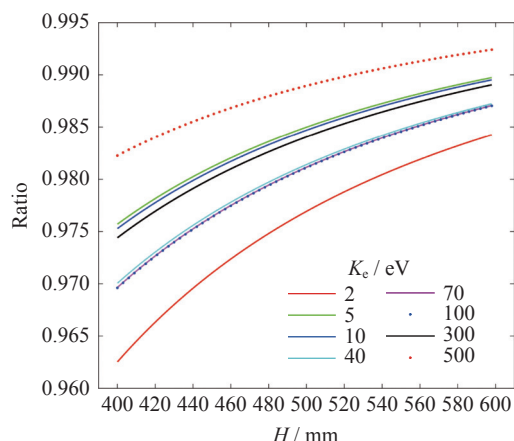


图 22 不同工作距离电子收集平板接收的反射电流占发射电流的比例

Fig. 22 Ratio of the reflected current received by the collecting plate at different working distances to the emitted current

克服了长距离工作时电子束在自由空间中的扩散。电子枪能够满足月表电位无扰动测量单元的任务要求,电子收集平板收集的反射电子占发射电子的比例在 96% 以上。而且,电子枪的机械结构质量仅 408 g, 尺寸为 113.4 mm × 54 mm, 满足可移动非接触式月表电位探测任务的需求。

致谢 中国科学院空间应用工程与技术中心大力支持了该项目。

参考文献

- [1] WALTON O R. Adhesion of Lunar Dust[R]. Livermore, CA: Grainflow Dynamics Inc. , 2007
- [2] ÖPIK E J, SINGER S F. Escape of gases from the Moon[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1960, **65**(10): 3065-3070
- [3] GROBMAN W D, BLANK J L. Electrostatic potential distribution of the sunlit lunar surface[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1969, **74**(16): 3943-3951
- [4] MANKA R H. Plasma and potential at the lunar surface[M]//Photon and Particle Interactions with Surfaces in Space. Noordwijk, the Netherlands: Springer, 1973: 347-361
- [5] FREEMAN J W, IBRAHIM M. Lunar electric fields, surface potential and associated plasma sheaths[J]. *The Moon*, 1975, **14**(1): 103-114
- [6] HALEKAS J S, DELORY G T, BRAIN D A, *et al.* Extreme lunar surface charging during solar energetic particle events[J]. *Geophysical Research Letters*, 2007, **34**(2): L02111
- [7] WANG Xinyue, ZHANG Aibing, JING Tao. Synchronization of energetic electron bursting and lunar orbiter surface charging to negative kilovolts[J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2016, **59**(10): 3533-3542 (王馨悦, 张爱兵, 荆涛, 等. 高能电子爆发与绕月卫星表面电位大幅下降的联动效应[J]. *地球物理学报*, 2016, **59**(10): 3533-3542)
- [8] KONG L G, ZHANG A B, TIAN Z, *et al.* Mars ion and neutral particle analyzer (MINPA) for Chinese Mars Exploration Mission (Tianwen-1): Design and ground calibration[J]. *Earth and Planetary Physics*, 2020, **4**(4): 333-344
- [9] MANKA R H, MICHEL F C. Lunar atmosphere as a source of argon-40 and other lunar surface elements[J]. *Science*, 1970, **169**(3942): 278-280
- [10] RUSSELL C T, COLEMAN P J JR, GOLDSTEIN B E. Measurements of the lunar induced magnetic moment in the geomagnetic tail - Evidence for a lunar core[C]//Lunar and Planetary Science Conference. Houston, TX: Pergamon Press, 1982: 831-836
- [11] OUYANG Ziyuan. Introduction to Lunar Science[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2005 (欧阳自远. 月球科学概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005)
- [12] 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)
- [13] TENG Qing. The Dynamics Analysis of Charged Particles in the Electric Field of Lunar Surface[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (滕庆. 带电颗粒在月表电场中运动的动力学分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015)
- [14] PIERCE J R. Theory and Design of Electron Beams[M]. New York: Van Nostrand Co. , Inc. , 1954
- [15] АЛЯМОВСКИЙ И В. Electron Beam and Electron Gun[M]. Beijing: Vacuum Tube Technology Editorial Team, 1974
- [16] STOFFEL N G, JOHNSON P D. A low-energy high-brightness electron gun for inverse photoemission[J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 1985, **234**(2): 230-234
- [17] 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
- [18] KIRSTEIN P T, KINO G S, WATERS W E, *et al.* Space-charge flow[J]. *Physics Today*, 1968, **21**(12): 83
- [19] HARTING E, READ F H, BRUNT J N H. Electrostatic Lenses[M]. New York: Elsevier, 1976
- [20] LIU Xueque. Cathode Electronics[M]. Beijing: Science Press, 1980 (刘学恣. 阴极电子学[M]. 北京: 科学出版社, 1980)