

环月轨道激光无线供电分析

侯欣宾¹, 石德乐², 徐红艳², 丁瀚泉³

(1. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室, 北京 100094; 2. 山东航天电子技术研究所, 烟台 264670;
3. 北京天问空间科技有限公司, 北京 100088)

摘要: 针对月球表面探测器将经历的长达14天的月夜期间的供电需求, 在对月球探测特点及激光无线能量传输系统分析的基础上, 考虑月球极轨可以实现对于南北极及附近区域每圈轨道均覆盖一次的特点, 提出利用运行于月球极轨的激光无线供电系统为极区的月表探测器进行供电的方式。环月轨道器运行轨道选取500 km月球极轨, 配置大功率太阳能电池阵、大功率激光器、激光发射及光束指向控制装置等。月表探测器安装激光接收装置(激光电池阵), 在阴影期通过与环月轨道器可见的弧段利用激光传输获得电能。根据分析, 轨道器配置12 kW激光器和800 mm口径发射光学系统、月表探测器配置4 m直径激光电池阵情况下, 激光能量传输弧段平均供电功率约为2.7 kW, 月表探测器平均供电功率可以达到300 W, 将满足探测器的生存和部分工作需求。

关键词: 月球探测; 无线能量传输; 激光; 供电系统

中图分类号: V423.6

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2024)05-0444-09

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230069

引用格式: 侯欣宾, 石德乐, 徐红艳, 等. 环月轨道激光无线供电分析[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(5): 444-452.

Reference format: HOU X B, SHI D L, XU H Y, et al. Analysis of power supply by laser power transmission in lunar polar orbit[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(5): 444-452.

引言

激光无线能量传输是以高能量密度激光束作为能量载体对目标进行远距离无线供电的方式。激光无线能量传输主要优势在于能量发射和接收系统的尺寸和规模较小、激光光束方向的调节灵活、无电磁干扰问题, 适合于空间真空环境中的远距离无线供电, 为无法采用太阳能供电的任务提供一种有效的供电方式, 特别对于月球长达14 d的月夜供电提供了一种可行的技术方案^[1]。随着激光器技术、高精度光束指向跟踪技术和高效光电转化技术的发展, 激光无线能量传输有可能成为未来月球探测能源供给的重要方式。

国际上面向月球探测应用开展了广泛的远距离激光无线能量传输技术研究。1993年, 美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)朗立研究中心提出利用地月L1/L2点轨道为月球车进行激光无线能量传输的方案设想^[2]。2002年, Astrium公司面向可能的月球车供电应用, 开展了针对小型漫游车的激光无线能量传输试验^[3]。2002年, 日本近畿大学开展了针对面向月球车的无线能量传输技术

验证, 发射端采用半导体激光器, 波长为806 nm, 利用光纤耦合输出进行发射, 接收端采用单结GaAs电池, 转化效率为20%, 实现1.2 km距离的月球车模型激光能量传输^[4]。2004年, 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)提出基于激光无线能量传输的月球基地供电概念, 为月球基地提供约20 kW的电力^[5]。2015年, 美国海军研究生院(Naval Postgraduate School)提出月球基地无线供电方案, 采用冻结椭圆轨道平面上的3颗卫星对于月球南极实现连续的能量传输, 最远能量传输距离为9 108 km^[6]。

月球探测和开发利用是航天领域的重点发展方向, 中国正在实施“月球探测四期工程”, 后续将建设月球科研站并可能建设月球基地, 为长期月球科考和月球资源开发利用提供重要的基础设施^[7]。能源供给将成为月球探测和月球资源开发利用的核心技术问题之一^[8]。本文针对月球探测的能源供给需求, 在对激光无线能量传输系统分析的基础上对于利用运行于月球极轨的激光无线供电系统为极区的月表探测器进行供电的方式进行了分析, 提出月球极轨激光无线供电系统初步

配置方案,以解决月表探测器的阴影期供电问题。

1 月球探测特点及激光无线能量传输技术应用需求分析

1.1 月球运行轨道与环境特征

月球运行轨道接近黄道平面,与黄道平面的夹角为 5.145° 。而月球的赤道平面与轨道运行平面的夹角为 6.688° ,因此,月球的赤道平面与黄道平面的夹角为 1.543° ,即月球自转轴的倾角为 1.543° ,意味着太阳光几乎与月球赤道平面保持平行。月球绕地球一圈约为27.32 d,由于潮汐引力作用,月球的自转速度与公转速度相等,使得月球的一面永远面向地球另一面永远背向地球,阴影期长达约14 d。

月球直径约为3 476 km。月球表面为高真空环境,重力大约为地球的1/6,在没有外界扰动的情况下也没有月尘的影响。月球光照条件稳定,光照强度约为 $1\ 360\text{ W/m}^2$ 。月球赤道由于会受到长时间连续光照和长时间连续阴影,赤道月表温度变化极大,最高约为 160°C 、最低约为 -180°C 。而月球极区光照较为稳定,温度变化小,但太阳光入射角极小,温度约为 -50°C 左右。而对于极区的一些太阳永远无法入射到的永久阴影区,环境温度极低,约为 -230°C 左右。

1.2 月表探测能源需求及供给方式

能源供给是月球探测和月球资源开发利用的基础。对于月球表面探测,供电功率的需求为几百瓦到几千瓦。而对于未来的月球实验站、月球基地等对于供电功率的需求将达到十千瓦以上。对于更长远的月球资源开发利用,功率需求将达到数百千瓦到兆瓦。

针对月球的环境特性,月球探测可采用的供电方式主要包括太阳能发电、同位素电源、核反应堆电源以及无线能量传输供电。

月球表面为真空环境,太阳辐照强度稳定,太阳能发电是月球轨道探测的主要发电方式。而对于月球表面探测,光照期可以利用太阳光进行连续的发电,但对于长达14 d的月夜,则需要部署可以满足14 d电力消耗的蓄电池,至少要保证探测器的基本设备供电以及热控加热需求。考虑到蓄电池功率密度较小,质量比功率还无法提升到满足月球探测的需求。所以仅靠太阳发电方式无法满足月表探测的需求,需要考虑其他组合供电方式。

同位素电源和热源是迄今月球探测中除太阳光伏发电以外普遍采用的补充供电和供热方式。同位素电源和热源主要利用放射性同位素衰变所产生的热量,并利用热电转化材料转化为电能。同位素电源稳定运

行、环境适应性强、寿命长,但同位素电源发电效率较低、发电功率受限、系统成本高、存在安全性问题,不适于大功率供电应用。

核反应堆电源是面向未来月球基地等大规模月球探测所论证的最有可能的大功率发电系统。目前主要考虑核裂变方式,核反应堆电源具有功率大、寿命长、生存能力强、可全天候工作的特点,被认为是月球基地及其它深空探测任务中最理想的能源类型。核反应堆电源相对比较复杂,安全性是需要特别关注的因素。基于热离子发电的核反应堆电源已经在空间进行了验证。小型化、高效率、安全可靠的核反应堆电源是未来的发展趋势。

无线能量传输是一种特殊的供电方式,主要考虑以激光或微波的形式进行无线供电。对于月球无大气环境,优先考虑激光无线能量传输。可采用环月轨道或地月L1/L2轨道上的高功率激光无线能量传输系统在对月表探测器可见的情况下为着陆器、月球车或月球基地进行供电,将大幅提高月面探测器工作时间和活动范围,提升月球探测和开发利用供电的安全性和灵活性。由于月球轨道的覆盖性无法满足对于月表探测器的连续供电,无线能量传输需要配合蓄电池系统共同实现探测器的供电。另一方面,针对具有特殊意义的月球南北极永久阴影区的探测,可利用部署在光照区的激光无线能量传输系统为在月球永久阴影区的漫游车进行供电,使得永久阴影区探测成为可能,有效提高月球探测的能力。同时,未来的月球基地可以利用无线能量传输为移动设备进行灵活供电、为分布式设备进行无线供电,可以简化月表电力传输设施。

2 激光无线能量传输系统分析

2.1 激光无线能量传输系统组成

激光无线能量传输系统主要由激光器、激光发射及光束指向控制模块、激光接收转化模块和系统总体控制模块组成(见图1)。

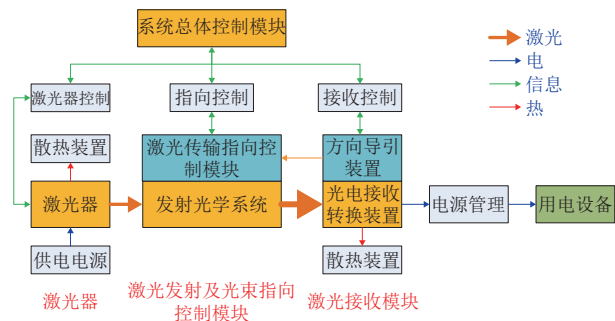


图1 激光无线能量传输系统组成
Fig. 1 Laser power transmission system

激光器主要用于产生所需波长、功率和光束质量的激光,主要由激光器、激光合束单元、激光驱动电源、主控单元、散热装置等组成。激光器主要功能是将提供的电能转换成激光,并通过光缆传输到后续系统中。激光器驱动电源主要是将外部供电转换为恒流源,为激光器提供电能。激光合束光路主要功能是将激光器产生的激光,通过合束光路合成为单束激光输出。主控单元负责激光器状态监测、电流控制、内部分部件之间的协调控制,并完成与外部之间的信息交换,将激光的状态信息和冷却设备状态信息发送至上位机。

激光发射及光束指向控制模块包括发射光学系统和激光传输指向控制模块两大部分。发射光学系统用于对激光器输出激光进行扩束准直调焦等处理,控制发射激光的扩散角和达到接收端的光斑均匀度,以满足不同距离处光斑尺寸和光功率密度的需要。激光传输指向控制模块实现光束对于目标的捕获、跟踪和对准,实现对于发射激光的高精度方向控制。捕获是指通过对目标区域进行扫描,捕获接收到接收端的信标光信号。跟踪是通过控制激光发射端和接收端之间的相对运动,保证对于目标的持续捕获。对准是在捕获基础上通过高精度指向控制实现高精度激光发射。

激光接收转化模块主要包括光电接收转换装置、电源管理单元和方向导引装置,其中光电接收转换装置一般采用激光电池阵,也可以采用热电转化装置;电源管理单元主要针对入射激光的不稳定性以及激光电池的功率输出特性,对于激光电池阵进行最大功率跟踪,同时根据负载端供电需求设计相应的电路,为负载提供可靠供电;方向导引装置用于向激光发射端发射信标光。系统总体控制模块用于对整个激光无线能量传输系统进行整体工作控制和状态监测,确保系统的正常工作。

2.2 激光无线能量传输效率链

如图2, P_{in} : 输入电功率; η_{L1} : 激光器效率; P_L : 激光输出功率; η_{L2} : 激光发射效率; P_E : 激光发射功率; η_{BCE} : 激光截获效率; η_{L3} : 激光电池阵布片率; η_{L4} : 激光电池转化效率; η_{L5} : 电调节效率;

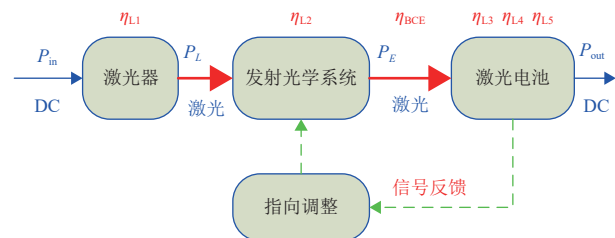


图2 激光无线能量传输效率链

Fig. 2 Efficiency chain of laser power transmission

P_{out} : 输出电功率。

激光无线能量传输系统效率直接影响激光无线能量传输功率,整个系统传输效率可以表示为

$$\eta = P_{out}/P_{in} = \eta_{L1} \times \eta_{L2} \times \eta_{BCE} \times \eta_{L3} \times \eta_{L4} \times \eta_{L5} \quad (1)$$

为了提高整个系统的传输效率,需要综合考虑各个效率环节的匹配,选用高效的器件,达到系统的最优传输效率。

3 月球激光无线能量传输轨道分析

3.1 典型月球探测轨道及特点

针对不同的月球探测任务需求,主要的探测轨道包括月球赤道轨道、环月极区轨道、大椭圆冻结轨道以及地月L1/L2点轨道等,月球轨道高度与表面覆盖率的关系如图3。

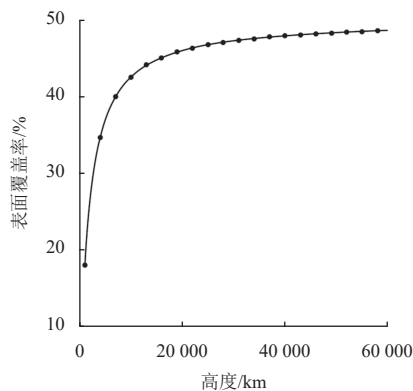


图3 月球轨道高度与表面覆盖率的关系

Fig. 3 The relationship between orbit altitude and fraction of lunar surface coverage

1) 月球赤道轨道: 指绕月球赤道运行的环月轨道。该轨道在一年的运行区间,均存在阴影期,阴影期长度与轨道高度有关。该轨道对于月球表面的覆盖区域主要是以赤道为中心的南北纬一定区域,每个轨道内均可以实现覆盖,对于高纬度和南北极区域无法实现覆盖。

2) 环月极区轨道: 指通过月球南北极区的环月轨道。该轨道可以对于月球实现全部区域的覆盖,南北极及附近区域可以实现每圈轨道均覆盖一次,其它区域需要多圈才能覆盖一次。该轨道可以设计为无阴影期或阴影期极短。

3) 月球冻结轨道: 月球冻结轨道是一个大椭圆轨道,其优点是几乎不需要进行轨道维持,实现对于特定区域进行长时间覆盖,但无法连续覆盖。

4) 地月L1/L2点晕轨道: 在地月连线上存在2个平动点。其中地月L1点距离月球中心距离约为5.3~5.9万km,地月L2点距离月球中心距离约为5.9~

6.6万km。L1点和L2点相对月球表面处于固定状态，L1点可以实现月球正面的基本全部覆盖，L2点可以实现月球背面的基本全部覆盖。对于平动点轨道一般选择Halo 轨道，具有很好的光照条件。

3.2 环月极轨无线能量传输覆盖性分析

本文选取环月极区轨道进行轨道器对于极区探测器的无线能量传输覆盖性分析。表1对于不同轨道高度下环月极轨卫星对月面极区目标的覆盖性能进行了分析，主要针对不同激光接收电池阵仰角下（激光接收电池阵法向与切平面间的夹角 θ_E ）极轨卫星与月面目标的最远可见距离、连续可见弧段时间和可见弧段时间占比进行了分析，分别对应无线能量传输的最远传输距离、连续传输时间以及轨道周期内的传输时间占比。

表 1 环月极轨卫星对月表探测器的覆盖性能

Table 1 Coverage characteristics of lunar polar orbiter to the surface explorer for different orbit altitudes

参数		值		
轨道高度/km		200	500	1 000
轨道周期/min		127.54	158.28	214.20
最远可见距离/km	$\theta_E \geq 10^\circ$	607.14	1 139.98	1 835.08
	$\theta_E \geq 20^\circ$	448.88	935.64	1 603.02
连续可见弧段时间/min	$\theta_E \geq 10^\circ$	12.43	26.27	48.96
	$\theta_E \geq 20^\circ$	8.46	20.06	39.47
可见弧段时间占比/%	$\theta_E \geq 10^\circ$	9.75	16.6	22.86
	$\theta_E \geq 20^\circ$	6.63	12.67	18.43

4 环月极轨激光无线供电系统分析

4.1 系统描述

月球南极是国际月球探测和开发的重点区域，长达约14 d的月夜供电是月球极区探测器必须解决的技术难题。基于前面的激光无线能量传输系统和环月极轨无线能量传输覆盖性分析，利用月球极轨环月轨道器，采用激光无线能量传输方式为可见范围内的极区月表探测器进行连续供电，结合月表探测器的储能系统，可以满足月表探测器阴影期供电需求。环月极轨激光无线供电系统包括用于激光能量发射的环月轨道器和激光能量接收的月表探测器。

1) 环月轨道器

环月轨道器运行于月球极轨，主要包括轨道器平台，配置大功率太阳电池阵、大功率激光器、激光发射及光束指向控制装置等。环月轨道器进入月球极轨后，维持太阳电池阵对日定向，发电功率除用于卫星平台供电以外，主要部分用于电力存储。当环月轨道器对月表探测器可见时，建立激光传输链路，利用太

阳电池阵和蓄电池联合为激光器进行供电，激光器产生激光利用光束指向控制装置、并结合轨道器的姿态调整进行激光定向发射，将激光能量传输到月表探测器的激光接收装置，实现无线供电。

2) 月表探测器

月表探测器位于月球极区附近，安装大面积激光接收装置（激光电池阵）和能源管理装置。在光照期可以通过太阳入射光获得电能，在阴影期主要通过接收环月轨道器传输的激光能量获得电能。激光电池阵需要通过实时方位调整以实现对于入射激光的连续跟踪、接收激光并转化为电力。电力管理装置实现最大功率跟踪和月表探测器的能源管理。由于轨道周期内激光能量传输过程的非连续性，月表探测器需配置一定的蓄电池，在电池阵供电过程中储存电能、为探测器处于阴影期且无法接收激光能量时提供基本供电。

4.2 激光无线供电任务分析

1) 激光无线能量传输距离与传输时间分析

根据表1，综合考虑传输距离和可见弧段时间占比，选择轨道高度为500 km的极月轨道，轨道倾角 90° ，对应的轨道周期为158.3 min，假设激光能量接收电池阵仰角不小于 20° ，对应的最小传输距离为500 km、最大传输距离为1 140 km，对应每个轨道周期内的传输时间约为20 min（传输时间占比为12.67%）。

2) 激光无线供电功率需求分析

考虑月夜期间月表探测器的平均供电功率需求不小于300 W。假设蓄电池正常放电深度最大为50%、蓄电池充电效率和放电效率均为95%，对应的蓄电池连续供电的时间为138.3 min，则月表探测器蓄电池容量需求约为 $300/1\,000/95\%/50\% \times 138.3/60 = 1.456\text{ kW}\cdot\text{h}$ ，取 $1.5\text{ kW}\cdot\text{h}$ 。

在激光能量传输弧段内，激光无线能量传输除了保证为月表探测器提供300 W正常供电以外，还需保证为月表探测器蓄电池充满电力，即在20 min时间内为蓄电池提供750 Wh的供电，对应的供电功率为 $750/95\% \times 60/20 = 2.368\text{ kW}$ ，因此需求的无线能量平均供电功率约为2.7 kW。

3) 激光能量传输波长选择

激光能量传输波长选择需要综合考虑激光波长、激光器的效率、光束质量、发射光学口径以及接收激光电池的转化效率，常用的激光波长主要为808 nm和1 064 nm。808 nm激光器效率较高、但是光束质量差，1 064 nm激光器效率较低、但是光束质量较好。本任务属于超远距离能量传输，激光截获效率成为系统效率主要考虑因素，为了减小接收端的光斑尺寸，

选择光束质量好的1 064 nm光纤激光器，对应的激光电池阵采用与之相匹配的InGaAs电池。

4) 激光能量发射系统参数分析

发射光学系统的通光口径 D 由光纤数值孔径 NA 和光学系统等效焦距 f 决定

$$D = 2ftan(arcsin(NA)) \tag{2}$$

根据光束传播原理和经验公式可知，对于距离为 L 的接收端，光斑尺寸 d 由光学系统发射束散角 θ 、通光口径、激光波长和传播距离决定，具体如下式所示

$$d = L\left(\theta + \frac{1.22\lambda}{D}\right) \tag{3}$$

通过分析，针对10 kW等级1 064 nm光纤激光器，对应不同的发射光学系统口径，在不同的传输距离下对应的发散角和接收端光束光斑尺寸见表2（光斑尺寸对应0.865光束收集效率）。初选800 mm口径发射光学系统，对应500 km和1 140 km传输距离的光斑尺寸分别1.87 m和3.95 m，激光接收电池阵直径定为4 m。

表 2 1 064 nm激光接收端光斑尺寸与传输距离的关系
Table 2 Relationship between beam size and transmission distance for 1 064 nm laser

参数		值			
发射光学系统口径/mm	500	800	1 000	1 500	
	500 km传输距离	2.76	1.87	1.68	1.75
光斑直径/m	800 km传输距离	4.36	2.83	2.39	2.08
	1 200 km传输距离	6.52	4.15	3.41	2.64

5) 激光无线能量传输系统能量效率链

假设激光光束指向精度可以达到1 μ rad，对应的光斑偏差为0.5~1.14 m，对应整个激光传输弧段的激光平均截获效率可以达到85%。整个激光无线能量传输系统的能量效率链见表3。假设激光器效率40%、激光发射效率98%、激光电池阵布片率80%，激光电池转化效率38%，电调节效率90%，则整个激光能量传输系统效率（DC-DC）为7.5%。对于为探测器供电2.7 kW情况，对应的激光器输出激光功率约11.8 kW，选择12 kW激光器，对应的激光接收电池阵平均入射

表 3 激光无线能量系统传输效率链和功率

Table 3 Efficiency chain and power of LPT system

因素	效率/%	功率/kW
输入电功率	—	27.5
激光器效率	40.0	12.0
激光发射效率	98.0	11.7
激光截获效率	85.0	10.0
激光电池阵布片率	80.0	8.0
激光电池转化效率	38.0	3.0
电调节效率	90.0	2.7
LPT整体效率	9.1	—

功率密度约为1 kW/m²，激光器所需的输入电功率为27.5 kW。

6) 环月轨道器太阳能发电及供电需求分析

环月轨道器运行于极月轨道，采用太阳能发电结合蓄电池方式为轨道器平台和激光器供电，每个轨道周期需要为月表探测器进行连续激光无线供电的时间为20 min。为了尽可能保证能源供给，根据轨道平面与太阳入射光的不同位置，轨道器采用两种飞行姿态，考虑3种典型的光照条件。

(1) 轨道平面与太阳入射光垂直，轨道器采用侧飞姿态，处于全光照状态。

(2) 轨道平面与太阳入射光平行，轨道器采用正飞姿态，通过太阳电池阵的对日定向在光照区实现连续发电，对应最大的轨道阴影期约为45 min。

(3) 轨道平面与太阳入射光为45°，轨道器采用正飞姿态或侧飞姿态，太阳电池阵与太阳光夹角为45°，对应最大的轨道阴影期约为26 min。

以阴影期最大45 min进行能量平衡分析，为简化计算，考虑太阳电池阵用于轨道器平台供电和蓄电池充电，蓄电池用于激光能量传输弧段激光器供电和轨道阴影期平台供电。则有如下能量平衡

$$P_s \times T_s = P_p \times T_s + P_p \times T_e / \eta_c / \eta_d + P_l \times T_l / \eta_c / \eta_d \tag{4}$$

其中： P_s 为太阳电池阵发电功率； T_s 为光照期时间； P_p 为轨道器平台供电功率； T_e 为阴影期时间； η_c 为充电效率； η_d 为放电效率； P_l 为激光器供电功率； T_l 为激光器工作时间。假设平台供电功率需求为1 kW，蓄电池充电效率和放电效率均为95%，可以得到太阳电池阵发电功率需求为6.8 kW，取7 kW。

假设轨道器最大放电深度为80%，则蓄电池容量需求约为13 kW·h。

4.3 激光能量传输系统初步方案

4.3.1 轨道器激光能量发射系统

激光无线能量发射系统主要由激光器供电电源、激光器、光学系统、指向控制单元组成（见图4）。其中发射光学系统安装在轨道器对月面，指向月球。

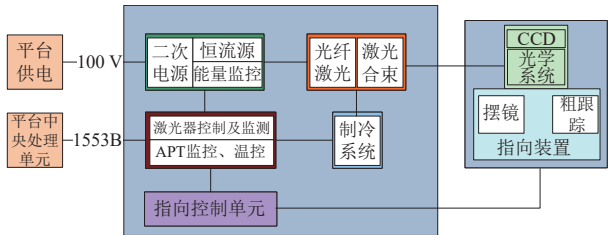


图 4 激光能量发射系统框图

Fig. 4 Diagram of laser power emission system

激光器由平台供电系统进行供电,输出功率激光由发射光学系统定向发射,功率激光发射方向由信标接收器接收的导引光束等信息综合确定,其中信标导引光束由探测器激光能量接收系统发射。功率激光发射方向由卫星姿态变化结合指向装置进行控制。系统运行相关参数和指令接收等通过通信信道进行传递。

1) 激光器

选择激光器主要的考虑因素包括:较高的电光转换效率、较高的激光亮度、较好的功率可拓展性、连续功率输出,以及与接收端激光电池材料具有较高的响应度,在接收端可具有较高的光电转换效率等。根据前面的分析,拟采用多台光纤激光器(见图5)模块通过光纤复合束连续输出,激光功率连续可调,具有高光束质量和较高的电光转换效率,激光稳定性高,波长1 064 nm,电光效率40%,激光输出功率12 kW。

激光器功率大,20 min连续工作产生的热量较多,需要通过主动制冷系统进行温度控制。热控采用二级热控方式,首先使用微通道强化换热实现激光器热量由激光器芯片内导出、利用相变材料进行热量的存储,之后利用两相回路辐射器对相变材料进行有效的散热。激光器需进行精确温度控制,以保证输出激光性能稳定。

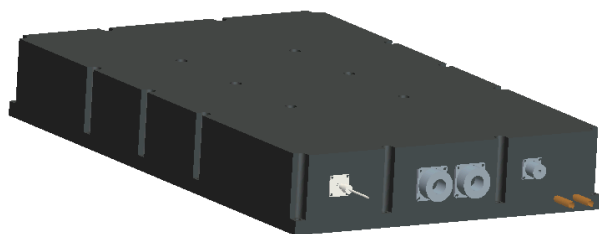


图5 光纤激光器模块外形图
Fig. 5 Diagram of a fiber laser module

2) 光学系统

光学系统主要功能是完成对功率激光束的准直扩束,以及接收信标光,实现对充电目标的探测识别和功率激光发射。光学系统主要包括主光学镜(由图6中

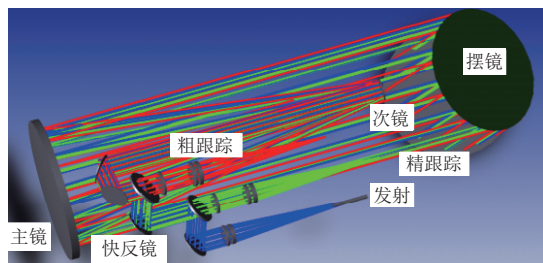


图6 发射光学系统光路设计
Fig. 6 Optical path of laser transmitting optical system

的主、次镜构成)、激光发射支路、粗跟踪探测接收支路和精跟踪探测接收支路四部分。跟踪探测支路与激光发射支路采用同口径设计,如图6所示,利用光学系统中的快反镜和光束指向控制机构中的摆镜共同形成复合轴控制。共用主天线的设计还可以保证激光与探测器视轴同轴,降低装调难度和结构复杂度,同时降低系统的总体质量和体积。

光学系统中主天线对发射支路的1 064 nm激光扩束的同时进一步将发射光束的束散角压缩,同时对接收到的信标光缩束。发射支路与输出波长为1 064 nm的光纤激光器连接,实现激光的准直和扩束,激光经过发射支路和主天线,经摆镜发射后对外发射;粗跟踪及精跟踪探测接收光路利用主天线接收信标光,信标光经过分光镜分束后进入粗跟踪探测支路和精跟踪探测支路,并分别由粗跟踪支路探测器和精跟踪支路探测器接收。粗CCD显示的粗跟踪光路产生的信标光聚焦光斑用以初步的跟踪定位。在此基础之上,精CCD显示的精跟踪光路产生的信标光聚焦光斑用以更加精细的跟踪定位。

3) 指向控制装置

指向控制装置采用粗对准控制和精瞄准控制复合控制模式,实现对于传能目标的精确对准。其中,粗对准控制采用摆镜伺服转台实现,经过对粗CCD接收到的信标光聚焦光斑脱靶量等信息进行综合处理,并将处理信息反馈至伺服转台,驱动伺服转台俯仰轴和方位轴调整,实现目标粗对准。进一步地,精CCD获得的信标光聚焦光斑信息经处理后将反馈到精跟踪探测支路中的精跟踪执行机构,本方案采用行程范围较小的快反镜机构,其带宽高且执行精度高,通过伺服系统的控制能够对高频抖动进行抑制,最终达到较高的跟踪精度。整个指向控制装置的工作通过控制单元进行控制,见图7。

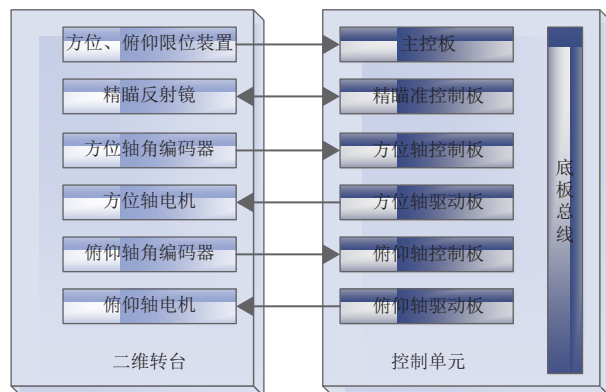


图7 指向控制装置及控制单元
Fig. 7 Laser beam direction control device and control unit

4.3.2 探测器激光能量接收系统

激光能量接收系统主要用于接收激光光束, 将其转化为电能, 主要包括光电转换单元、能源管理单元和信息采集与控制部分, 见图8。

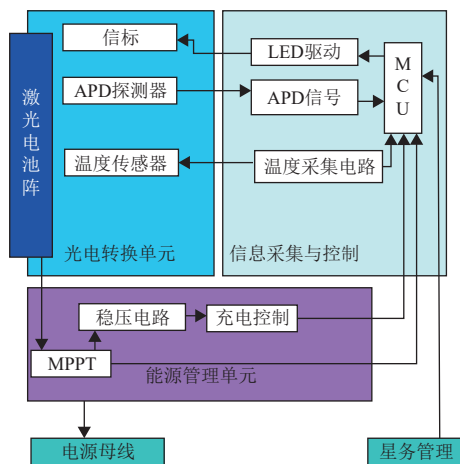


图8 激光能量接收系统框图

Fig. 8 Diagram of laser power receiving system

1) 光电转换单元

光电转换单元主要包括激光电池板、信标和探测器等。其中, 激光电池阵根据激光光斑特性设计为圆形布局, 通过多组串并联满足电流和电压需求, 电池阵列直径设计为4 m。激光电池采用与激光波长相匹配的InGaAs电池, 光电转换效率可达38%。电池组件采用薄膜电池阵形式, 基板为聚酰亚胺膜, 展开后通过一维转动实现对激光光束的跟踪。如图9所示。激光接收电池阵平均入射功率密度约为1 kW/m², 对应的电池温度大约在30 ℃, 对应激光束中心功率密度较高, 电池温度可能超高100 ℃。

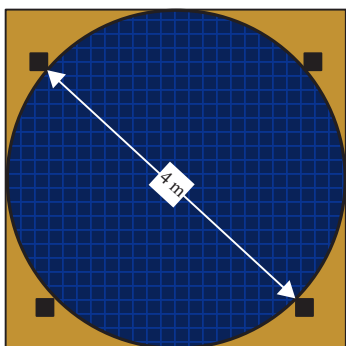


图9 激光电池阵示意图

Fig. 9 Laser cell array

激光电池阵安装LED信标, 作为激光发射端的指示装置, 发射端主控计算机将依据该信息驱动指向装置进行传能对准。

2) 电力管理单元

由于激光在光电池板上照射面积不均匀, 因此光电池板上出现不规则的发电功率分布, 电力管理单元主要进行最大功率点跟踪, 实现激光电池阵光电转换效率的最大化。考虑采用高响应变步长MPPT方法, 利用线性函数进行光斑不均匀条件下的功率跟踪, 满足下式关系

$$\Delta V_{pv} = V_{pv}[n] - V_{pv}[n-1] < \Delta V_{SET} \quad (5)$$

$$\frac{\Delta I_{pv}}{I_{pv}[n-1]} = \left| \frac{I_{pv}[n] - I_{pv}[n-1]}{I_{pv}[n-1]} \right| < \Delta I_{SET} \approx \frac{I_{pv}[n-1]}{N_{pm}} \quad (6)$$

其中: ΔV_{SET} 代表设定的预定电压范围; N_{pm} 是并连接电池模块的数量。如果上式得到满足, 则系统判定当前电池板被局部光照。则电压参考值被改变由以下函数来描述

$$V_{pv}^* = \left(\frac{V_{o,rms}}{I_{o,rms}} \right) \times I_{pv}[n] \approx \left(\frac{V_g}{I_{out}} \right) \times I_{pv}[n] \quad (7)$$

将工作点移向较低的电压, 操作点到达参考点后, 再通过传统MPPT方法进行追踪。

同时, 电力管理单元还负责整个探测器的供电管理, 包括电源变换、分配以及蓄电池充放电管理等。

太阳光照期, 激光电池阵可接收太阳光并转化电力, 可以保证探测器的正常工作供电需求。在阴影期, 主要依靠激光无线能量传输结合蓄电池为探测器进行供电, 维持探测器基本供电需求和部分探测需求。激光向探测器供电时, 传输功率用于探测器供电和蓄电池充电。当激光无法向探测器供电时, 利用蓄电池进行供电。根据前面分析, 激光能量传输过程平均供电功率约为2.7 kW, 其中300 W用于探测器供电, 2.4 kW用于蓄电池充电。

5 环月极轨激光无线供电系统主要技术参数

1) 环月轨道器

轨道高度: 500 km

太阳电池阵发电功率: 7 kW

激光器供电功率: 27.5 kW

激光波长: 1 064 nm

激光器效率: 40%

激光器发射激光功率: 12 kW

光学发射口径: 800 mm

激光传输距离: 500~1 140 km

2) 月表探测器

激光电池类型: InGaAs

激光电池转化效率: 38%

激光电池阵直径: 4 m

激光电池阵平均发电功率: 2.7 kW

平均供电功率: 大于300 W

6 结 论

月球极区探测是未来月球探测重点,长达14 d的月夜供电仍然是制约月表探测器正常工作的重要因素,采用运行于月球极轨的轨道器激光无线供电系统为月球极区的月表探测器进行供电是一种可行的方式。配置激光能量发射系统的环月极轨轨道器利用太阳能电池阵和蓄电池组合的方式为大功率激光器进行供电,在对月表探测器可见的弧段内进行远距离连续激光无线电力传输,月表探测器储存电能用于不可见弧段的供电,保证月表探测器的生存和工作。通过分析,采用12 kW光纤激光器和800 mm光学发射系统,在500 km极月轨道的每个轨道周期内可以为极区月表探测器提供长达20 min的连续供电,平均供电功率达到2.7 kW,可实现月表探测器300 W的长期供电。未来需要重点发展空间大功率激光器以及高精度激光发射系统,并应尽早开展在轨技术验证。

参 考 文 献

- [1] SHI D L, HOU X B, HUANG X J, et al. Designing of long distance LWPT system for SPS[J]. *Advances in Astronautics Science and*

Technology, 2022, 5(1): 11-17.

- [2] WILLIAMS M D, DE YOUNG R J, SCHUSTER G L, et al. Power transmission by laser beam from lunar-synchronous satellite: NASA TM-4496[R]. Hampton, USA: Langley Research Center, 1993.
- [3] STEINSIEK F, WEBER K H, FOTH W P, et al. Wireless power transmission experiment as an early contribution to planetary exploration missions[C]// *Proceedings of 54th International Astronautical Congress*. Bremen, Germany: [s. n.], 2003.
- [4] TAKEDA K, TANAKA M, MIURA S, et al. Laser power transmission for the energy supply to the rover exploring ice on the bottom of the crater in the lunar polar region[C]// *Proceedings of SPIE*. [S. l.]: SPIE, 2002.
- [5] COUGNET C, SEIN E, CELESTE A, et al. Solar power satellites for space applications[C]// *Proceedings of Astronautical Congress*. Vancouver, Canada: [s. n.], 2004.
- [6] REYNOLDS W T. Architecture analysis of wireless power transmission for lunar outposts[D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2015.
- [7] 李春来, 刘建军, 左维, 等. 中国月球探测进展(2011-2020年)[J]. *空间科学学报*, 2021, 14(1): 68-75.
- LI C L, LIU J J, ZUO W, et al. Progress of China's lunar exploration (2011-2020)[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2021, 14(1): 68-75.
- [8] 任德鹏, 李青, 许映乔. 月球基地能源系统初步研究[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2018, 5(6): 561-568.
- REN D P, LI Q, XU Y Q. Preliminary research on the lunar base energy system[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2018, 5(6): 561-568.

作者简介:

侯欣宾(1973-),男,研究员,主要研究方向:空间太阳能电站。

通信地址:北京5142信箱218分箱(100094)

电话:(010)68747308

E-mail:houxinbin525@163.com

Analysis of Power Supply by Laser Power Transmission in Lunar Polar Orbit

HOU Xinbin¹, SHI Dele², XU Hongyan², DING Suquan³

(1. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, CAST, Beijing 100094, China;

2. Shandong Institute of Aerospace Electronic Technology, Yantai 264670, China;

3. Beijing Space Quest Co., Ltd., Beijing 100088, China)

Abstract: Based on the an analysis of the characteristics of lunar exploration and laser power transmission (LPT), considering the feature of covering the polar regions for the lunar polar orbit, a laser wireless power supply system operating in the lunar polar orbit is proposed to power the lunar surface explorer in the polar regions to solve the power supply problem during the shadow period of up to 14 days. For the lunar orbiter, the 500 km circular lunar polar orbit selected. The lunar orbiter is equipped with high-power solar array, high-power laser, laser emission and beam pointing control device. The lunar surface explorer is equipped with laser PV array to obtain electric power by laser power transmission in the visible arc between the lunar orbiter and the lunar surface explorer during the shadow period. According to the analysis, for the 12 kW laser and 800 mm aperture transmitting optical system and 4 m receiving laser array, the average power supply is about 2.7 kW during LPT, and the average power supply of lunar explore can reach 300 W, which can meet the survival and partial operating requirements of the surface explorers.

Keywords: lunar exploration; wireless power transmission; laser; power supply system

Highlights:

- Laser power transmission is a feasible technology to solve the power supply problem during the shadow period of up to 14 days for lunar surface explore.
- The coverage characteristics of lunar orbiter to the polar surface explorer for different orbit altitudes are analyzed.
- A laser wireless power supply system operating in the lunar polar orbit is proposed and the key specifications are analyzed.
- The laser wireless power supply system will transmits 12 kW laser and supplies average 300 W to the surface explorers.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]