

# 我国深空探测任务电源系统发展需求

雷英俊, 朱立颖, 张文佳

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 针对我国后续月球极区探测、小天体探测、火星探测、木星系探测深空探测重点任务, 在梳理分析每个探测任务约束的基础上, 提出电源系统的具体需求; 对上述4个方向的深空探测任务的电源系统需求进行归纳总结, 提出我国后续深空探测任务的电源系统主要发展建议, 具体包括宽温度和光强适应性、抗辐照的太阳电池阵, 轻小型智能化的电源控制装置, 高功率密度的电源系统MPPT拓扑; 最后对同位素温差发电技术进行了发展展望, 为后续深空探测电源系统研究和设计提供参考。

**关键词:** 深空探测; 电源系统; 月球探测; 火星探测

**中图分类号:** V442

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2020)01-0035-06

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2020.20190712001

**引用格式:** 雷英俊, 朱立颖, 张文佳. 我国深空探测任务电源系统发展需求[J]. 深空探测学报, 2020, 7(1): 35-4046.

**Reference format:** LEI Y J, ZHU L Y, ZHANG W J. Research on power system development of Chinese deep space exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(1): 35-4046.

## 引言

从1958年美国发射第1个月球探测器“先驱者0号”(Pioneer 0)开始, 人类开展深空探测任务已经有60多年的历史, 涵盖月球、大行星、小行星、彗星及太阳等多个探测目标, 共发射了200多个探测器。我国的深空探测开始于“嫦娥1号”探月任务<sup>[1]</sup>, 经过10多年的发展, 我国在月球探测领域取得了长足的发展, 已经实现月球探测任务“绕、落、回”三步走战略的前两步<sup>[2]</sup>, 目前正在研制的“嫦娥5号”作为三步走战略的收官之战, 即将实现月球采样返回任务。

根据我国深空探测任务规划, 后续深空探测任务将朝着更远更难的方向发展, 2030年前后将有序开展月球极区探测、小天体探测、火星取样返回、木星系探测4个深空探测方向的任务。相比于我国以往的深空探测任务, 这些任务具有巨大挑战性, 这些任务对电源系统的供电保障能力也提出了更高的要求。本文通过调研和分析国内外上述4个深空探测方向任务约束和电源系统需求, 根据我国航天器电源系统的发展现状, 提出我国后续深空探测任务电源系统发展需求建议, 为后续深空探测电源系统研究和设计提供参考。

## 1 任务约束及电源需求

### 1.1 月球极区探测任务约束及电源需求

在国际上, 美国和前苏联针对月球开展了多次软着陆探测, 美国的探测任务主要包括“勘察者”(Surveyor)月球无人软着陆探测器和“阿波罗”(Apollo)系列载人飞船; 前苏联的探测计划以“月球”系列为代表, 先后完成了月球飞越、绕月飞行、软着陆及月面巡视和月壤采样返回等工程目标; 欧洲也曾开展Euro2000月球软着陆探测任务。我国的月球探测任务按照“绕、落、回”三步走的战略规划, 继“嫦娥1号”<sup>[3]</sup>和“嫦娥2号”卫星成功实现绕月探测目标后<sup>[1]</sup>, “嫦娥3号”<sup>[4-5]</sup>和“嫦娥4号”探测器成功实现月面软着陆及月面巡视。计划在2019年进行“嫦娥5号”月球采样返回任务。我国后续即将开展探月四期任务, 瞄准2030年前后在月球南极建立中国月球科研站的目标, 先期开展极区探测, 主要任务约束如下。

1) 极区表面恶劣环境<sup>[3]</sup>。光照条件差、温度低。极区遍布撞击坑, 受极区太阳高度角和复杂地形影响, 坑缘附近存在长期光照区, 全年光照时间百分比可达到80%以上, 但极区太阳高度角低, 易受地形遮挡, 需更加合理有效地利用能源; 坑底基本无阳光直射, 存在大面积永久阴影区。极区温度较低, 表面温

度约为100~160 K,对探测器的能源保障能力提出了更高的要求。

2) 任务剖面复杂<sup>[6]</sup>,多器组合运行。由于复杂任务需求,月球极区探测器需要多器组合运行,多器之间不同组合状态的供电需求不相同。以“嫦娥4号”为例,着陆器和巡视器存在两器间的充电和放电需求,需要专项设计两器联合并网供电控制策略和专用控制电路<sup>[7]</sup>,确保在轨关键阶段的供电可靠性,并保证供电裕度。

3) 月面工作寿命长。中国以往探月工程,探测器月面工作寿命要求最长为1年,而据探月四期任务规划,月面探测器工作寿命普遍增至5~8年,月面工作时间的大幅增加,需要电源系统开展相应的长寿命设计和验证。

4) 轻小型化要求高。由于运载能力约束,对电源系统的重量约束苛刻,在保证能源供应的情况下,电源系统比能量要高,重量尽可能轻。

## 1.2 小天体探测任务约束及电源需求

国际上小天体(主要指小行星和彗星)探测已有30多年历史,从20世纪90年代开始,小天体探测成为国际深空探测领域备受关注的热点,小天体探测活动日益增多,并获得了较为丰硕的成果。美国、欧洲、日本先后完成了具有标志性的小天体探测任务,如

日本“隼鸟号”(Hayabusa)<sup>[8]</sup>、欧洲“罗塞塔号”(Rosseta)<sup>[9]</sup>及美国“黎明号”(Dawn)<sup>[10]</sup>等。“隼鸟号”探测器由日本宇宙航空研究开发机构(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)研制,其任务是探测近地小行星25143Itokawa并获取样本返回。“罗塞塔号”探测器是首个彗星附着探测器,主要任务是检测彗核和彗发的成分,对彗核进行监测,研究彗星的起源、彗星与星际物质之间的关系、太阳系的起源。“黎明号”探测器是世界上第一个先后环绕两个天体的探测器,任务目标是测量谷神星和灶神星小行星的质量、形状、体积和自旋状态,研究这2颗小行星的内部结构,对比这2个天体的演化过程,在此基础上探索和研究太阳系的起源与演化。

随着深空探测技术的发展,小天体探测任务的探测距离越来越远,探测难度越来越大,小天体探测任务逐渐由“飞越探测”向“绕飞-附着-采样”直至“偏转-操控-利用”方向发展,电源系统作为小天体探测器的能源“心脏”,其电能供应的难度也大幅度的提高。我国小天体探测任务研究工作起步较晚,研究基础相对比较薄弱,电源系统可借鉴以美国、日本为代表的国外小天体探测器电源系统的设计研制经验。

“隼鸟号”“罗塞塔号”和“黎明号”任务约束及其电源系统应对设计如表1所示<sup>[11-12]</sup>。

表1 任务约束及其电源系统应对设计

Table 1 Task constrains and power system designs

任务约束	电源系统设计		
	“隼鸟号”探测器	“罗塞塔号”探测器	“黎明号”探测器
轨道复杂	为了实现着陆-取样-返回任务,采用离子电推进作为主推进方式,整器的功率需求超过2 000 W以上,电推进负载的工作电压为0~120 V,平台负载的工作电压为40±10 V。	“罗塞塔号”探测器要追赶彗星飞行10年以上,工作模式多样,采用全调节28 V母线,在不同的工作模式下,能提供稳定的母线电压。	探测距离达到3 AU以远,推进器的使用时间长,采用离子推进技术,为电推进提供高压母线80~140 V。
光强变化大	从近地轨道飞往小行星的过程中,距离地球的最远距离在1.6 AU以上,光强条件及温度变化剧烈,太阳能电池伏安特性曲线变化大,采用串联转换调压恒压(SSR-CV)技术,采用双母线,低压母线由降压模块实现最大功率跟踪(MPPT)控制,高压母线由太阳能电池阵直接给电推进负载供电。	在任务期间,与太阳距离跨度大(0.90~5.25 AU),温度变化范围大(-130~+50℃),太阳能电池阵最大输出7.125 kW,在5.25 AU输出仅400 W,采用MPPT功率调节,既能满足近日点的功率需求,也要满足远日点的功率需求。	探测距离达到3 AU以远,在巡航模式时功率需求大于3 000 W,在对谷神星(2.2~2.5 AU)和灶神星(2.8~2.9 AU)探测时功率需求大于600 W,太阳能电池片的选择考虑低光强/低温度的性能。

小天体探测任务约束可归纳如下:

1) 探测任务轨道复杂,使用电推进作为主推进。对于近地小天体,大多数直径在100~2 000 m的范围内,其轨道在地球附近,近日点距离小于1.3 AU。对于主带小天体,直径多大于近地小天体,目前发现最大的小天体是位于主带的谷神星,直径约946 km,其次是智神星和灶神星,平均直径都超过400 km,主带小天体分布于火星和木星之间,距太阳约2~4 AU,对

于小天体环绕着陆探测、采样返回探测等复杂任务,任务轨道多变,受制于运载火箭重量约束条件,小天体探测器大都采用电推进方式,使用较少的重量代价来获得很大的速度增量,如“隼鸟号”和“黎明号”探测器均采用了电推进技术,但与此同时,电推进负载具有功耗大、工作电压高的特点,小天体探测器为电推进大功率负载提供高压母线,因此要求电源系统能满足电推进和平台负载不同电压和不同功率的供电需求。

2) 光强变化范围大。对于近地小天体,由于其轨道距离约为1 AU,其光强条件与地球静止轨道卫星光强条件相近。对于主带小天体,如灶神星,轨道距离地球约3.5 AU,其光强条件与近地小天体相比,大幅度减弱,约为地球轨道卫星光强的0.08倍。因此,小天体探测器电源系统在设计时应充分考虑低温低光照条件对电源系统的影响,确保电源系统在远地时提供足够的功率,同时在近地时也可满足探测器负载需求<sup>[13-14]</sup>。

### 1.3 火星探测任务约束及电源需求

很多国家实施过火星探测任务,但完全成功的均由美国完成,具体包括“海盗1号”(Viking-1)、“海盗2号”(Viking-2)、“火星探路者”(Mars Pathfinder, MPF)、“勇气号”(Spirit)、“机遇号”(Opportunity)、“火星探测巡视器”(Mars Exploration Rover, MER)、“凤凰号”(Phoenix)、“火星科学实验室”(Mars Science Laboratory, MSL)及“洞察号”(Insight)。我国首次火星探测任务计划2020年实施,通过一次发射,实现火星环绕和着陆巡视探测。具体而言,通过环绕探测,开展火星全球性和综合型的探测;通过巡视探测,开展火星表面重点区域高精度、高分辨率的精细探测。火星探测任务约束如下。

1) 火星光强弱,光强波动大。目前国际通常采用的地球轨道的光强为 $1\ 367\ \text{W}/\text{m}^2$ ,火星上的平均太阳光强约为地球的0.43倍,火星探测器的平均光强约为 $590\ \text{W}/\text{m}^2$ 。此外,火星的光强还会有 $\pm 19\%$ 的波动,具体为太阳光强为 $493\sim 717\ \text{W}/\text{m}^2$ 。与地球轨道探测器相比,由于太阳光强大幅降低,在满足相同功率需求的条件下,火星探测器所需要的太阳电池片更多,面积和质量更大。与月球探测器相比,火星探测器要携带更多的推进剂燃料,因此在运载火箭质量约束的前提下,采用高光电转换效率的太阳电池片,大幅度提高电源系统的比能量,另外,当太阳光强逐步减小时,太阳电池阵输出的伏安曲线也在不断变化,电源控制装置设计应尽可能利用有限的太阳电池阵输出功率<sup>[15-16]</sup>,解决火星探测器能源供应问题。

2) 火星表面大气影响。由于火星大气使火星表面太阳光谱与AM0 (Air Mass 0) 光谱有较大差异,进而影响火星车太阳电池阵设计。

3) 火星尘埃影响<sup>[17-18]</sup>。火星尘埃累积与尘暴效应对太阳电池发电效率带来一定影响;另外,火星尘埃受到大气运动影响,也会产生尘暴等恶劣条件,影响太阳电池阵输出功率。

为适应任务需求,我国火星探测器采用光电转换效率大于30%的三结砷化镓太阳电池片组成太阳能发电装置,并根据火星环境研究适应于火星光谱条件低温低光强太阳电池;采用高比能量的蓄电池组作为储能装置,提高电池比能量;采用太阳电池阵MPPT不调节母线拓扑结构,减轻电源控制器重量。

### 1.4 木星系探测任务约束及电源需求

从1972年发射的“先驱者10号”(Pioneer 10)任务开始,国外先后有7个探测器在飞行过程中交会飞越木星,“伽利略号”(Galileo)探测器<sup>[19-20]</sup>和“朱诺号”(Juno)<sup>[21-22]</sup>探测器分别于1995年和2016年抵达木星并对其进行环绕探测。我国目前规划2036年前后进行木星系及行星际穿越探测。木星系探测任务约束如下:

1) 轨道设计复杂。对于木星环绕探测,要根据对木星不同卫星的飞越探测需求,设计不同的轨道。木卫1~木卫4的公转半径范围为6~26.5倍木星半径,若要对木星系内多颗卫星进行探测,需要进行精巧的飞行轨道设计。此外,木星系探测器还要根据不同的能源获取方式,设计木星系内环绕探测轨道,若采用太阳能供电,还需要考虑不同轨道光照条件对探测器设计的影响,例如采用木星极轨轨道,可以最大限度获取太阳光照,但极轨轨道则难以对木星卫星进行探测;若采用赤道平面的飞行轨道,就需要频繁经历长达数个小时的木星地影期,但却可以在飞行过程中对多颗木星卫星进行飞越探测<sup>[23]</sup>。

2) 光强变化剧烈。木星距离太阳 $4.95\sim 5.46\ \text{AU}$ ,木星探测器太阳光强仅为 $46\sim 54\ \text{W}/\text{m}^2$ ,约为地球轨道卫星光强的3.4%,需要对太阳电池片进行低光强的适应性设计。

3) 抗辐射设计。木星磁场带来的辐射带中富含强于地球辐射带数千倍的高能粒子<sup>[24-25]</sup>,对探测器的电子设备以及太阳电池片造成巨大的危害,因此木星环绕探测器都需要对器内电子设备进行专门的防辐射设计,对于采用太阳电池阵的探测器,需要对太阳电池片进行抗辐射防护设计<sup>[26-27]</sup>。

木星系探测任务距离遥远,木星周边低温和低光强条件,空间环境复杂,给木星探测器的电源系统设计带来了很大的挑战。因此,木星环绕探测器的电源系统设计呈现出多样性。“伽利略号”探测器电源系统采用了放射性同位素热电发生器,使人类首次实现对木星的环绕探测。随着太阳电池阵技术的发展,进行木星探测使用太阳能供电变得可行。“朱诺号”探测器就采用了“太阳电池+蓄电池”的电源体制,使用了约 $60\ \text{m}^2$ 的太阳翼为探测器供电。与此同时,欧洲航天局



筹划的木星冰卫星探测器任务 (JUper ICy moons Explorer, JUICE), 计划2022年发射, 采用“太阳能电池+蓄电池”的方案。

## 2 电源系统发展建议

回顾我国已进行的深空探测任务, 我国月球探测器电源系统采用了“太阳能电池阵+蓄电池组”的组合方式, 由太阳能电池阵将光能转换为电能为探测器供电, 并将多余的能量转化为化学能进行储存, 必要时储存的化学能转化为电能<sup>[28]</sup>。随着技术的进步, 从“嫦娥1号”到“嫦娥4号”, 月球探测器电源技术取得了长足的发展。在发电方面, 从“嫦娥1号”使用的单晶硅太阳能电池片发展到“嫦娥4号”使用的三结砷化镓太阳能电池, 太阳光电转换效率提升到30%; 在储能方面, 从镍氢蓄电池组发展到了锂离子蓄电池组, 其比能量提高到了150 Wh/kg; 在供电体制方面, 从分阵式功率调节发展到统一功率调节, 电源系统拓扑功率密度大幅提升。

从我国后续深空探测任务可以看出, 航天器需要经历地外天体着陆、巡视、采样返回等多种任务, 从第2节各类深空探测任务的约束分析可以看出, 后续深空探测任务对电源系统提出了更高的要求, 要求具有更轻的重量, 能适应宽温度范围, 具备强抗辐照能力, 能在更宽范围太阳光照条件下正常工作等。因此深空探测任务强烈需求能在极端温度条件下工作的轻巧、高功率密度、可靠长期发电及储存的供电系统。

深空探测任务对电源系统主要需求总结如下。

1) 宽温度和光强适应性、抗辐照的太阳能电池阵。目前广泛应用的三结砷化镓太阳能电池片光电转换效率已达到30%以上, 随着多结砷化镓太阳能电池片的研究开发, 未来具备更高光电转换效率的多结砷化镓太阳能电池片将会大量应用。但对于深空探测任务, 从地球轨道到任务轨道, 探测器会经历剧烈的太阳光照环境变化。例如对于木星系任务, 相比于地球轨道, 木星轨道的光照强度和环境温度都远低于地球轨道。低光强条件下太阳能电池阵的输出电流能力下降显著, 低温条件下太阳能电池阵的输出电压大幅提升; 对于以太阳能电池阵作为主要能量来源的航天器, 需要应对太阳能电池片在低温低光照条件下的性能影响, 需要有针对性地进行低温低光强设计。

在深空探测任务中, 太阳能电池阵需要经历恶劣的空间环境。例如在木星轨道环绕过程中, 太阳能电池片需要经历恶劣的木星磁场环境。经过计算, 对于木星极轨环绕探测任务, 在轨运行1年所受到的能量粒子总通量与地球GEO轨道最恶劣情况在轨15年的总通量接

近。太阳能电池阵作为星外设备, 需要进行重点防护, 目前常用的防护措施主要有以下3个方面: ①在太阳能电池阵质量允许的情况下, 选用较厚的玻璃盖片; ②在太阳能电池阵设计中, 采用外形尺寸略大的玻璃盖片对电池片进行防护, 两侧裸露的间隙用胶粘剂填缝覆盖; ③太阳能电池阵设计时, 根据结合玻璃盖片选型, 预估太阳能电池的损伤总剂量, 并在设计时留充足余量, 作为计算太阳能电池阵末期输出功率的依据, 但以上这些措施均会带来较大的重量资源代价, 应该从设计上提高太阳能电池片的抗辐照性能<sup>[29]</sup>。

2) 轻小型、智能化的电源控制装置。对于深空探测任务, 由于距地球距离远, 受运载能力限制, 探测器的质量要求限制严格, 对电源系统的轻小型化设计提出了更高要求。电源系统的轻小型化设计, 除考虑高比功率蓄电池及高性能太阳能电池阵之外, 电源控制装置应优选集成化设计方式。由于片上系统 (SoC) 和系统级封装 (SIP) 技术发展迅速, 芯片电源逐渐成熟, 故电源控制装置可考虑采用封装技术实现更高的集成化设计, 同时采用总线化设计, 实现电源系统的轻小型化。

为应对深空探测任务模式复杂及远距离通信带来的大时延难题, 深远距离的深空探测器应具备较强的自主运行能力, 以及时应对突发和非预期情况, 因此需开展电源系统自主运行和智能管理研究。电能自主运行和智能管理应至少具备电能的监测和调节、电能的分配、电能的保护。目前, 我国深空探测器的电能自主管理主要通过数据管理系统的系统软件完成, 但这种模式存在一定的实际问题, 电源系统和数据管理系统接口复杂, 界面不清晰, 交互数据多, 系统耦合多; 器载控制器资源浪费, 目前器上软件通常只负责应急状态下的能源管理, 大量的能源平衡分析仍然由地面计算实现。对于深空探测任务, 尤其是一次实现伴飞、着陆及采样的小天体探测器, 因小天体表面特性、采样任务复杂以及通信大时延难题, 必须实现电源系统自主运行和管理。

3) 更高功率密度的电源系统MPPT拓扑研究。对于地球轨道航天器, 目前我国电源系统拓扑大多采用顺序线性分流 (S3R) 或串联顺序线性分流 (S4R) 拓扑结构。但对于我国后续深空探测任务, 任务约束中太阳光强变化范围大, 为了更好地利用太阳能电池阵电能, 应优选MPPT调节方式。MPPT有多种拓扑结构, 其中不调节母线MPPT拓扑简单, 缺点是不能提供稳定的母线电压; 全调节母线MPPT可提供稳定的母线电压, 但拓扑结构复杂, 需要根据具体的任务进行

拓扑选用分析。“罗塞塔号”探测器采用全调节MPPT拓扑,“隼鸟号”与“黎明号”探测器都采用不调节MPPT拓扑,但是对于电推进负载,而是采用直接由太阳能电池阵为电推进负载供电,这种方式在实现MPPT获取太阳能电池阵最大可用功率的同时,又能减小电源系统的质量,提高系统功率密度。因此针对后续深空探测任务,需要开展更高功率密度的电源系统MPPT拓扑研究。

### 3 RTG发展展望

针对木星系探测以及太阳系边际探测等深空探测任务的能源需求,由于光强太弱,使用太阳能电池阵作为能源来源已经不太可行,因此不受光强和温度影响,能够提供可靠和长期持续电能的热电转换技术成为首选<sup>[30]</sup>。相比其它类型空间核电源,同位素温差发电技术(RTG)是目前可用于深空探测任务的技术成熟度最高的首选核电源方案<sup>[31]</sup>。迄今为止,美、俄两国已在数10次航天任务中成功地使用了数10台RTG<sup>[32]</sup>,在轨工作时间最长已达30年以上,最远已经到达了太阳系边缘,RTG的高可靠和长寿命已经得到了验证<sup>[33]</sup>。美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)第4代高效RTG采用方钴矿材料、宽温域器件,热电转换效率大于7.5%,效率较“好奇号”(Curiosity)提高24%。我国对空间用RTG的研究刚刚起步,“嫦娥4号”上已采用RTG进行在轨验证。面向后续深空探测任务,高比功率、高可靠的RTG技术需进行专项投入<sup>[34]</sup>。

### 参 考 文 献

- [1] 叶培建,彭兢. 深空探测与我国深空探测展望[J]. *中国工程科学*, 2006, 8(10): 13-18.  
YE P J, PENG J. Deep space exploration and its prospect in China[J]. *Engineering Science*, 2006, 8(10): 13-18.
- [2] 叶培建,黄江川,孙泽洲,等. 中国月球探测器发展历程和经验初探[J]. *中国科学:技术科学*, 2014, 44(6): 543-558.  
YE P J, HUANG J C, SUN Z Z, et al. The progress and experience in the development of Chinese lunar probe[J]. *Sci Sin Tech*, 2014, 44(6): 543-558.
- [3] 叶培建,孙泽洲,饶炜. 嫦娥一号月球探测卫星研制综述[J]. *航天器工程*, 2007, 16(6): 9-10.  
YE P J, SUN Z Z, RAO W. Research and development of Chang'e-1[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(6): 9-10.
- [4] 孙泽洲,张廷新,张焱,等. 嫦娥三号探测器的技术设计与成就[J]. *中国科学:技术科学*, 2014, 44(4): 331-343.  
SUN Z Z, ZHANG T X, ZHANG H, et al. The technical design and achievements of Chang'e-3 probe[J]. *Sci Sin Tech*, 2014, 44(4): 331-343.
- [5] 申振荣,张伍,贾阳,等. 嫦娥三号巡视器及其技术特点分析[J]. *航天器工程*, 2015, 24(5): 8-13.  
SHEN Z R, ZHANG W, JIA Y, et al. System design and technical characteristics analysis of Chang'e-3 lunar rover[J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, 24(5): 8-13.
- [6] 孙泽洲,张焱,吴学英,等. 月球着陆探测器任务分析研究[J]. *航天器工程*, 2010, 19(5): 12-16.  
SUN Z Z, ZHANG H, WU X Y, et al. Mission analysis of a lunar soft lander[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(5): 12-16.
- [7] 雷英俊,张明,井元良,等. 一种用于深空探测的航天器能源共用方法[J]. *航天器工程*, 2014, 23(1): 58-62.  
LEI Y J, ZHANG M, JING Y L, et al. A method of power sharing for deep space probe[J]. *Spacecraft Engineering*, 2014, 23(1): 58-62.
- [8] KUBOTA T, HASHIMOTO T, SAWAI S, et al. An autonomous navigation and guidance system for MUSES-C asteroid landing[J]. *Acta Astronautica*, 2003, 52(2): 125-131.
- [9] ACCOMAZZO A, FERRI P, LODIOT S, et al. Rosetta operations at the comet[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 115: 434-441.
- [10] CARDELL G, ULLOA-SEVERINO A, GROSS M. The design and operation of the Dawn power system[C]//Proceedings of the 10th annual international energy conversion engineering conference. Washington D.C.: AIAA, 2012: 414-420.
- [11] JENSEN H, LAURSEN J. Power conditioning unit for Rosetta/Mars express[C] //Proceedings of the 6th European space power conference. Paris: ESA, 2002: 249-257.
- [12] WITASSE O. Jupiter Icy Moons Explorer(JUICE), IAC-16-A7.2.4[C]//67th International Astronautical Congress. Paris: IAF, 2016.
- [13] 刘治钢,蔡晓东,陈琦,等. 采用MPPT技术的国外深空探测器电源系统综述[J]. *航天器工程*, 2011, 20(5): 105-110.  
LIU Z C, CAI X D, CHEN Q, et al. Overview of space power system design using MPPT for deep space spacecraft[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(5): 105-110.
- [14] 曾毅,崔波. 一种新的航天器电源系统拓扑[J]. *航天器工程*, 2009, 18(5): 95-99.  
ZENG Y, CUI B. A novel topology of spacecraft electric power system[J]. *Spacecraft Engineering*, 2009, 18(5): 95-99.
- [15] 褚英志,李秀伟,周晓东. 火星探测关键技术分析[J]. *测试技术学报*, 2007, 21(6): 63-66.  
CHU Y Z, LI X W, ZHOU X D. Key technology analysis for Mars exploration[J]. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2007, 21(6): 63-66.
- [16] 刘治钢,王飞,陈燕,等. 火星表面环境对太阳能电池阵设计影响分析与对策[J]. *航天器工程*, 2016, 25(2): 39-45.  
LIU Z G, WANG F, CHEN Y, et al. Impact analysis and solution of solar array design in martian surface environment[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(2): 39-45.
- [17] BARLOW N G. 火星:关于其内部、表面和大气的引论[M]. 北京:科学出版社, 2010: 17-20.  
BARLOW N G. Mars: an introduction to its interior, surface and atmosphere[M]. Beijing: Science Press, 2010: 17-20.
- [18] LOCHE D. Mars express and venus express power subsystem in-flight behavior[C]//Proceedings of the 8th European Space Power Conference. Paris: ESA, 2008: 1-7.
- [19] JOHNSON T V, YEATES C M, COLIN GALILEO L. Exploration of Jupiter's system, NASA SP-479[R]. Washington D.C.: NASA, 1985.

- [20] MELTZER M. Mission to Jupiter: a history of the Galileo project, NASA SP-2007-4231[R]. Washington D.C.: NASA, 2007.
- [21] KOWALKOWSKI T, JOHANNESSEN J, LAM T. Launch period development for the Juno mission to Jupiter[C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit. Washington D.C.: AIAA, 2008: 1-13.
- [22] DAWSON S F, STELLA P, ALPINE W. JU-NO photovoltaic power at Jupiter[C]//10th International Energy Conversion Engineering Conference. Washington D.C.: AIAA, 2012.
- [23] 张磊, 田百义, 周文艳, 等. 木星系多目标探测轨道设计研究[J]. *航天器工程*, 2018, 27(1): 31-36.  
ZHANG L, BAIYI T, ZHOU W Y, et al. Research on Jovian system tour trajectory design[J]. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(1): 31-36.
- [24] The JUICE Science Study Team. JUICE exploring the Emergence of habitable worlds around gas giants[R]. Paris: ESA, 2011.
- [25] WITASSE O. Jupiter icy Moons explorer (JUICE)[C]//67th International Astronautical Congress. Paris: IAF, 2016.
- [26] 王建昭, 田岱, 张庆祥, 等. 木星环绕探测任务中的内带电风险评估[J]. *深空探测学报*, 2017, 4(6): 564-570.  
WANG J Z, TIAN D, ZHANG Q X, et al. Internal charging evaluation in Jupiter exploration mission[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2017, 4(6): 564-570.
- [27] 张文佳, 刘冶钢, 张晓峰, 等. 一种深空探测器太阳能电池系统设计方法: 中国, 201910291479.9[P]. 2019-04-12.  
ZHANG W J, LIU Z G, ZHANG X F, et al. A Design method for solar array system of deep space exploration: China, 201910291479.9[P]. 2019-04-12.
- [28] 马世俊. 卫星电源技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2001: 254-255.  
MA S J. Satellite power technology[M]. Beijing: China Astronautics Press, 2001: 254-255.
- [29] 李国欣. 航天器电源系统技术概论[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2008.  
LI G X. Spacecraft power system technology[M]. Beijing: China Astronautics Press, 2008.
- [30] 张建中, 任保国, 王泽深. 放射性同位素温差发电器在深空探测中的应用[J]. *宇航学报*, 2008, 29(2): 45-47.  
ZHANG J Z, REN B G, WANG Z S. Study on radioisotope thermoelectric generators in deep space exploration program[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(2): 45-47.
- [31] 康海波. 同位素电源系统研究进展[J]. *电源技术*, 2011, 35(8): 1031-1033.  
KANG H B. Review of isotopic power system[J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2011, 35(8): 1031-1033.
- [32] SCHMIDT G R, SUTLIFF T J, DUDZINSKI L A. Radioisotope power: a key technology for deep space exploration[M]. New York: InTech, 2011.
- [33] 侯欣宾, 王立. 美国空间同位素能源装置发展现状[J]. *航天器工程*, 2007, 16(2): 41-49.  
HOU X B, WANG L. Introduction of USA space radioisotope power systems[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(2): 41-49.
- [34] 蔡善钰, 何舜尧. 空间放射性同位素电池发展回顾和新世纪应用前景[J]. *核科学与工程*, 2004, 24(2): 97-104.  
CAI S Y, HE S Y. Retrospection of development for radioisotope power systems in space and its prospect of application in new century[J]. *Chinese Journal of Nuclear Science and Engineering*, 2004, 24(2): 97-104.

作者简介:

**雷英俊**(1984-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器供电电源总体设计。

通讯地址: 北京5142信箱(100094)

E-mail: leiyujun@163.com

(下转第46页)