

# 超远深空探测任务的能源动力方案

王颖, 朱安文, 刘飞标, 田岱, 王铸

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

**摘要:** 我国开展了大量深空探测方面的研究工作, 但超远距离 (大于几十个AU) 深空探测器在我国尚未实际发射, 需综合考虑飞行空间环境、任务寿命和重量限制等约束条件, 对能源系统进行合理设计, 以保证探测的任务需求。通过对国外相关任务的调研与分析, 并结合我国现有的技术基础, 选择以空间核动力系统作为能源动力解决方案, 同时关注其他概念推进设计, 提出了总体任务设想和后续需要开展的关键技术攻关方向, 主要为高效的“核能+全电推”系统技术、星际飞行技术及测控技术。对我国后续超远深空探测任务的研究及实施具有一定指导意义。

**关键词:** 超远深空; 深空探测; 能源动力

**中图分类号:** V57

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2020)02-0213-08

**DOI:**10.15982/j.issn.2095-7777.2020.20190327001

**引用格式:** 王颖, 朱安文, 刘飞标, 等. 超远深空探测任务的能源动力方案[J]. 深空探测学报, 2020, 7(2): 213-220.

**Reference format:** WANG Y, ZHU A W, LIU F B, et al. Ultra deep space exploration mission and power project[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2020, 7(2): 213-220.

## 引言

深空探测是我国未来空间重要的发展领域, 超远距离 (大于几十个AU, AU为天文单位, 指1倍地球到太阳的平均距离, 约1.5亿km) 的星际探测在我国尚属空白。物质结构、宇宙演化、生命起源和意识本质是当前人类文明发展中面临的4个重大科学问题。开展星际探测活动, 能够自主突破并掌握深空探测核心技术, 推动我国空间技术、空间应用、空间科学的全面发展, 提高人类认识宇宙、进入宇宙和开发利用宇宙空间的能力, 服务于人类文明的可持续发展。

日球层 (heliosphere) 是由太阳风在星际介质的空间中吹出的巨大气泡, 边缘距离太阳约80~150 AU。内外日球层以30 AU为界, 其物理特性截然不同。大多数模型认为, 日球层边界区是一个双激波结构“终端激波+弓激波”。日球层介质和星际介质的分界面称为日球层顶。星际介质是日球层之外的星际空间, 充满了等离子体、中性原子、宇宙尘埃、宇宙线和红外辐射等电磁辐射, 这些构成了星际介质<sup>[1-2]</sup>。迄今为止飞行最远的探测器是“旅行者1号” (Voyager 1), “旅行者1号”和“旅行者2号” (Voyager 2) 探测器的飞行示意图如图1所示<sup>[3]</sup>。

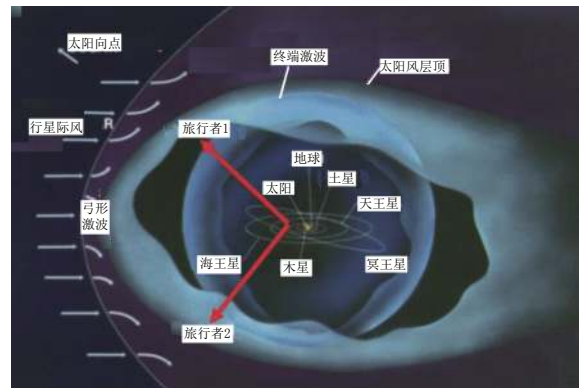


图1 星际探测中“旅行者1号”和“旅行者2号”飞行方向示意图  
Fig. 1 The flight directions of Voyager 1 and Voyager 2 during interstellar exploration

开展超远距离深空探测, 能够实现对外日球层和星际空间的等离子体、中性成分、尘埃、磁场、高能粒子、宇宙线等参量的综合性就位及遥感探测, 实现探测器飞行轨道借力的行星 (如木星、土星) 探测以及沿途飞越的小天体探测。开展星际探测, 可大幅提升我国在空间探测领域的广度和深度, 提高空间科学研究所需数据的自给率, 在星际探测领域达到国际领先水平。由于木星以远探测器能够接受的太阳辐射强度相比地球要降低很多, 如何发电以及如何防止探测

器过冷, 都是需要解决的问题。对于超远距离星际探测任务需要重点关注能源动力问题, 本文通过对国外相关任务的调研与分析, 并结合我国现有的技术基础, 选择空间核动力系统为能源动力解决方案, 同时关注概念推进系统, 提出了总体任务设想和后续重点需要突破的关键技术。

## 1 国外相关星际探测任务

### 1.1 主要探测任务

国外探测外太阳系天体的任务达到了宇宙第三速度, 即逃逸太阳系的速度, 这些任务包括“先驱者10号”(Pioneer 10)、“先驱者11号”(Pioneer 11)、“旅行者1号”“旅行者2号”和“新视野号”(New Horizons)。其中“旅行者1号”已经通过太阳风层顶, 并正在持续刷新人类探测的最远距离记录, 其他4个探测器已超过太阳系逃逸速度, 正飞往星际空间。除了

直接抵达日球层并开展原位探测这一途径之外, 科学家还在利用地球附近的卫星, 如“星际边界探测器”(Interstellar Boundary Explorer, IBEX), 开展星际遥感探测。国外星际探测任务简介如表1所示。

除了已经开展的探测任务, 国外还开展了概念任务计划, 例如: NASA星际探测(Interstellar Probe)卫星概念, 计划利用直径400 m的太阳帆, 将250 kg的卫星加速至每年15 AU的速度, 使其在15年内到达200 AU并在30年内到达400 AU。美国喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)提出的TAU计划(Thousand Astronomical Units), 采用核电推进利用1 MW的裂变反应堆和可以燃烧10年的离子推进器, 计划在50年内到达1 000 AU。

国际上提出了多个概念方案, 但存在很多技术难点和障碍, 工程可行性需要进一步深化评估, 诸多关键技术需要突破, 并需要开展相应的地面和在轨搭载试验验证。

表1 国外星际相关探测任务简介

Table 1 Brief introduction of foreign interstellar exploration missions

任务名称	任务简介
Pioneer	“先驱者10号”和“先驱者11号”是第一次空间行星际探测任务, 分别于1972年3月和1973年4月发射, 首要任务是完成对木星和土星的探测
Voyager	“旅行者1号”和“旅行者2号”。截至2018年3月, “旅行者1号”已经距离太阳142 AU, 是距离太阳最远的探测器
New Horizons	“新视野号”探测器是美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)“新疆域计划”(New Frontier Program)中的首个探测器, 于2006年1月19日搭乘“宇宙神5号”(Atlas 5)运载火箭发射
IBEX	“星际边界探测器”隶属于NASA“小型探索者计划”(Small Explorer Program, SMEX)的第10次任务, 特点是低成本、研制周期短。该探测器于2008年10月19日搭乘飞马座-XL发射升空, 任务目的是绘制太阳系和星际空间之间的边界

### 1.2 有效载荷

星际探测任务需要超远距离飞行, 受运载能力的影响, 对航天器的质量控制要求很高, 因此在航天器设计中要充分考虑到有效载荷的需求, 在质量受限的情况下综合考虑科学目标的实现。典型任务中载荷质量的比重大如表2所示。载荷的重量与任务要求相关, 例如天线和悬臂等有效载荷的质量是由对等离子体和磁强计试验要求精度决定的, 这些设计也要考虑低传输信号水平以及太阳风相互作用区域等因素。“先驱者10号”和“先驱者11号”就没有等离子体探测天线, 磁强计也短得多, 这是受航天器的供电能力所限制。考虑到新的测量和仪器的开发, “新星际探索号”(Innovative Interstellar Explorer, IIE)负载中的其他仪器资源需要重新考虑, 包括高灵敏度的中性原子成像仪等。

“旅行者号”和“新视野号”数据来自美国国家空间科学数据中心(National Space Science Data Center, NSSDC)。“先驱者号”数据来自“先驱者H号”木星脱离航道任务研究工作。除了上文提到的探测任务,

表3列出了包括日地联系观测天文台(Solar Terrestrial Relations Observatory, STEREO)、星际太阳风层顶观测卫星(Interstellar Heliopause Probe, IHP)和IIE等深空探测任务所搭载的有效载荷<sup>[4]</sup>, 表3中显示, 并不是所有的载荷都要被选用搭载, 要权衡探测的科学目标和所能分配的质量。“旅行者号”使用的前5种载荷已经达到了39.6 kg, 如果要搭载类似IBEX的探测器, 就要达到64.8kg, 比“尤利西斯号”(Ulysses)的有效载荷都重, 将会严重影响航天器的飞行速度。

表2 探测器和载荷的质量分数

Table 2 Mass ratio of spacecraft and their payloads

任务名称	有效载荷		航天器干重/kg	有效载荷占比/%
	数量	质量/kg		
Pioneer	11	28.43	251.79	11.51
Voyager	10	104.32	721.90	14.45
New Horizons	6	28.43	385	7.38
IHP	12	25.60	517	4.95
IIE	10	35.20	516.20	6.82

表 3 星际探测任务的载荷质量  
Table 3 Payload mass of interstellar exploration mission

有效载荷	任务							
	IIE	IHP	Pioneer	Voyager	New Horizons	Ulysses	IBEX	STEREO
向量氢磁强计	8.81	1.50	2.70	5.60		2.33		
磁通门磁强计			0.30			2.40		0.27
等离子体传感器	10.00	5.80		9.10		7.40		13.23
等离子体	2.00	2.00	5.50	9.90	3.30	6.70		2.37
等离子体组成		1.50				5.58		11.40
高能粒子谱仪	1.50	3.00	3.30	7.50	1.50	5.80		1.63
宇宙射线分光计1	3.50	3.50	3.20	7.50		14.60		1.92
宇宙射线分光计2	2.30	1.50	1.70					1.98
盖勒管望远镜			1.60					
微流星探测器			3.20					
宇宙尘埃探测器	1.75	1.10	1.60		1.60	3.80		
太阳X射线和γ射线						2.00		
中性原子探测器	2.50							12.10
高能中性原子探测器	2.50	4.50				4.30	7.70	
拉曼-α探测器/紫外测量	0.30	1.20	0.70	4.50	4.40			
红外测量			2.00	19.50				
照相偏振测量仪			4.30	2.60	8.60			
成像系统				38.20	10.50			48.10
常见的电子设备, 线束, 吊杆等							5.40	19.10
总重量	35.20	25.60	30.10	104.40	29.90	54.90	25.20	100.00

星际探测任务中的探测器携带有效载荷越多, 探测的目标就越丰富。从表2和表3中可以看出, 国外发射的星际探测任务所携带有效载荷重量大多控制在 50 kg 以下, 如果采用高效稳定的能源动力系统, 就能携带更多的有效载荷, 探测能力将大幅提升。

### 1.3 能源和动力系统分析

对于星际探测任务, 最为主要的关键技术是能源动力系统。空间探测目标通常距离遥远, 需要的速度增量很大, 而高效的推进系统和行星借力技术可以有效地减少燃料消耗, 提高任务的可达范围。

NASA 在《NASA 2015 技术路线图》中根据推进系统的物理原理、产生推力的方式以及技术成熟度等因素将空间推进技术分为 4 组, 分别为化学推进技术、非化学推进技术、先进推进技术和支撑技术。

#### 1) 化学推进技术

化学推进是指通过化学反应加热推进剂并使其膨胀来提供推力, 包括可储存液体、低温液体、凝胶、固体、混合、冷气/暖气以及微推进。

#### 2) 非化学推进技术

非化学推进指利用静电、电磁场相互作用、裂变

反应、光子相互作用或者外部能量为航天器提供动力, 包括电推进、太阳帆和阻力帆推进、核热推进、系绳推进等。

#### 3) 先进推进技术

先进推进技术指成熟度在 3 或以下的技术和物理概念, 包括定向能推进、电帆推进、聚变推进、高能量密度材料、反物质推进、先进裂变以及突破性推进技术等。

“旅行者号”探测器的能源动力来自于 3 个百瓦级放射性同位素电源 (Radioisotope Thermoelectric Generator, RTG), 每个 RTG 质量为 39 kg, 包含 24 个紧挨着的 Pu-238 燃料球。发射时, RTG 系统可提供 30 V、470 W 的电能。RTG 系统的总能量输出将随着同位素放射源的消耗而缓慢减少; 发射 19 年后, RTG 系统的功率输出降为 335 W。2017 年 9 月, “旅行者 1 号”的 Pu-238 燃料还剩余 72.88%, 到 2050 年仍将有 56.5%。国外已发射相关任务的能源情况如表 4 所示。

NASA 曾进行了多次超远距离深空探测任务的概念研究, 不过限于当前技术发展水平一直未能实现, 任务的能源情况如表 5 所示。近年来, 美国和欧洲等意

表4 已发射的相关任务基本参数

Table 4 Basic parameters of relevant launched missions

任务名称	发射时间	遇到天体	飞行距离/AU	系统质量/kg	能源	推进
Pioneer 10	1972-03-03	飞越木星	80 (2003年)	259	RTG	单组元
Pioneer 11	1973-04-06	飞越木星和土星	67 (1995年)	259	RTG	单组元
Voyager 1	1977-09-05	飞越木星和土星	139 (2017年)	825.5	RTG	单组元
Voyager 2	1977-08-20	飞越木星、土星、天王星和海王星	115 (2017年)	825.5	RTG	单组元
New Horizons	2006-01-19	对冥王星、冥卫一等柯伊伯带天体成像观测	40 (2015年)	478	RTG	单组元

表5 概念研究的相关探测任务基本参数

Table 5 Basic parameters of related conceptual missions

名称	国家	论证时间	任务描述	能源	重量
TAU计划 (Thousand Astronomical Units)	美国	1987	MW级核电源+电推进, 持续推进10年, 50年内抵达1 000 AU	反应堆	25 t
星际探测 (Interstellar Probe)	美国	1999	直径400 m太阳帆推进, 15年内抵达200 AU	RTG	200 kg
新星际探索 (Innovative Interstellar Explorer)	美国	2003	30年内抵达200 AU	RTG	1.2 t
星际日球层顶探测 (Interstellar Heliopause Probe)	美国	2006	直径300 m太阳帆推进, RTG, 25年内抵达 200 AU	RTG	300 kg
太阳风层顶静电快速传输系统 (Heliopause Electrostatic Rapid Transit System)	美国	2015	电动太阳帆, 10年内抵达100 AU	RTG	544 kg

识到发射一颗专门设计的科学卫星进行星际空间探测的重大科学意义,并在很多空间科学的战略规划报告中都有这方面的相关研究,科学家们提出了多个星际探测方面的概念卫星计划。

总体而言,目前进入太阳系逃逸轨道的探测器均属于数百千克的小型探测器,其飞行速度主要通过火箭发射以及木星等天体的引力辅助实现,推进系统主要用于轨道调整和姿态控制,电源系统则采用放射性同位素热电转换器,核燃料均为Pu-238。

## 2 能源动力方案

深空探测可以选择的能源主要有太阳能、同位素电池(核衰变能)、核反应堆电源(核裂变能),以及帆类、系绳类推进系统。目前,国外发射的星际探测航天器均采用同位素Pu-238核衰变源,我国月球探测和火星探测都采用了太阳能发电方式,探月轨道所处的太阳辐射强度与地球轨道基本一致,为 $1\ 358\ \text{W}/\text{m}^2$ ,火星探测大约为 $489\ \text{W}/\text{m}^2$ ,木星轨道仅为 $50\ \text{W}/\text{m}^2$ ,木星以远深空探测采用太阳能发电需要付出巨大的代价。天王星轨道仅为 $3\ \text{W}/\text{m}^2$ ,已经无法使用太阳能源了。针对超远距离星际探测任务,能源将无法采用目前我国成熟应用的太阳能供电。基于星际空间严峻的环境条件及其对电源稳定性和持久性的要求,探测器电源首选是配置核电源系统。一方面利用其输出的电

能为探测器供电,另一方面可为热控系统提供热能,以确保探测器在极低温环境下生存。

### 2.1 核电源系统

空间用的核能主要有两种,一种是核衰变能(Pu-238),另一种是核裂变能(U-235),两种反应过程分别如图2所示。

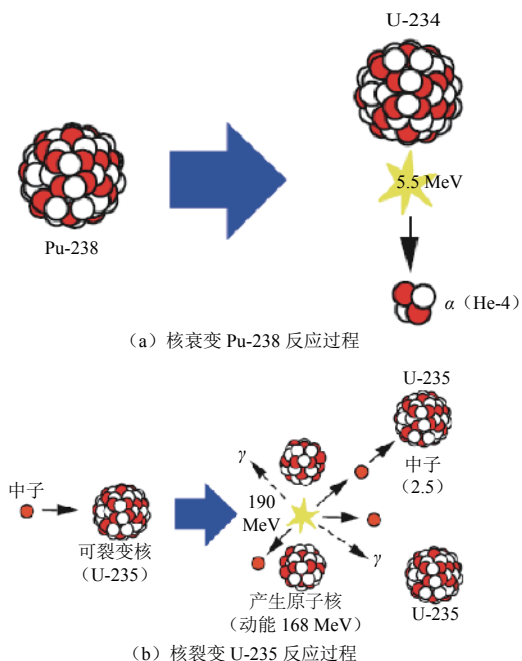


图2 核衰变Pu-238反应过程和核裂变U-235反应过程

Fig. 2 The process of Pu-238 nuclear decay and U-235 nuclear fission

1) RTG采用放射性同位素Pu-238, 其输出功率已从最早的2.7 W提高到300 W, 热电转换效率可以达到6.7%以上, 功率质量比(比功率)可以达到5.36 W/kg。如果采用RTG实现星际探测任务, 能够满足高可靠性和长寿命等要求, 缺点是需要重点关注功率衰减问题以及Pu-238核燃料产量受限问题。

2) 核反应堆电源通常采用放射性同位素U-235。空间核反应堆电源主要由几部分组成: 核反应堆本体、辐射屏蔽、热电转换系统、废热排放系统和自动控制系统。典型的核反应堆电源系统<sup>[5-6]</sup>组成如表6所示。星际探测任务对空间反应堆电源需要解决长寿命问题<sup>[7]</sup>, 在保证技术指标的前提下, 充分考虑工程可行性、可靠性和安全性。

表6 空间核电源系统

Table 6 Space nuclear power system

反应堆堆型	出口温度/K	相应热电转换方式
钠钾回路冷却反应堆	900	热离子发电 斯特林循环发电
锂回路冷反应堆/锂、钠热管冷却反应堆	1 100~1 300	温差发电 碱金属发电 朗肯循环发电
超高温气体回路冷却反应堆	1 500	布雷顿循环发电
极高温气体回路冷却反应堆	2 200	磁流体发电

如果采用核反应堆实现星际探测任务, 目前还不具备工程化条件, 需要深化研究核反应堆燃料元件的设计, 开展耐高温材料的研究工作; 开展相应的测试、试验和地面验证工作; 深入研究高效稳定的温差发电、热离子发电、斯特林、布雷顿和磁流体等热电转换技术。

## 2.2 推进系统

在推进系统方面<sup>[8]</sup>, 化学推进是传统的推进方式, 技术成熟, 结构简单, 但比冲低。霍尔电推进在推功比方面有优势, 但其比冲较低(一般在同等功率下, 比冲仅为离子电推进的一半), 并存在寿命较短的劣势。离子电推进高比冲(是化学推进的10倍以上)、长寿命(国外最长地面验证寿命为5万 h)等优势在深空探测领域具有显著优势, 因此离子电推进系统是超远深空探测任务中首选的推进方案。磁等离子体电推进比冲更高, 国内目前比冲可以达到6 500 s左右, 适合于百千瓦级大功率空间核反应堆电源系统, 能够使探测器获得更大的动力。表7为各类推进系统典型的比冲值。

## 2.3 能源方案选择

针对超远距离长寿命的星际探测任务, RTG的优

势是具备工程可实现性, 能够提供长寿命稳定的能源, 是超远深空探测优选的方案之一。但是RTG的核燃料Pu-238在国内还不具备量产条件, 需要依赖国外进口, 在Pu-238存在缺口的情况下, 采用“空间核反应堆+离子电推进”技术路线作为未来能源动力系统, 是目前我国后续任务工程可实现的方案之一。

表7 推进系统和典型的比冲值

Table 7 Propulsion systems and typical specific impulses

推进系统	典型比冲值/s
化学推进	200~600
核热推进	750~1000
霍尔推进	2 000~2 500
磁等离子体推进	1 200~9 000
电弧喷气式推进	900~1 200
离子推进	1 000~3 500

国外典型“核动力+电推进系统”的深空探测任务, 如NASA的“普罗米修斯”(Prometheus)计划, 按照2004年的安排, 木星“冰月亮”探测器(Jupiter Icy Moons Orbiter, JIMO)主要用于探测木卫二和其他木星的卫星<sup>[9]</sup>, 按照当时的计划将是第一个使用核反应堆大功率电推进的航天器, 之后因经费等问题任务被迫终止。推进方式为离子推进, 核电源使用裂变反应堆, 功率转换使用布雷顿(Brayton)循环。反应堆位于JIMO的顶端, 采取了严格的辐射屏蔽措施和有效的散热措施, 设计的总体参数如表8所示。

表8 JIMO的总体参数

Table 8 Overall parameters of JIMO

参数	数值
输出电功率/kWe	100
热功率/kWt	496
压缩机进口温度/K	411
比冲/s	6 800
桁架结构长度/m	30
$\gamma$ 产生总剂量效应/krad (Si)	25
等效1MeV的中子注量/(n·cm <sup>-2</sup> )	1×10 <sup>11</sup>
寿命/a	12
热电转换方式	布雷顿(2组备份)
出口温度/K	1 150
转换效率/%	20
冷却方式	液态金属NaK
NaK质量流量/(kg·s <sup>-1</sup> )	2.59
配电	400 Vac和120 Vdc

针对超远深空探测任务, 本文中的能源动力解决方案与JIMO相类似, 与JIMO不同的是热电转换方

式, JIMO选择布雷顿技术路线, 是一种动态转换方式, 存在活动部件。而针对超远深空探测任务长寿命(20年以上)的要求, 热电转换方式选择静态转换方式——温差发电。总体方案设想为: 根据任务的需求和技术基础, 飞行几十AU以远的探测器主要考虑10 kWe (kWe指千瓦电功率)“热管堆+温差发电”作为能源系统, 采用SiGe、方钴矿等高效热电偶器件实现大于6%的热电转换效率, 整体系统效率大于5%。空间核电源系统发电的同时会产生大量废热, 约为200 kWt (kWt指千瓦热功率), 采用裙摆式辐射器进行热排散, 并与航天器平台进行一体化热控设计。其中, 8 kWe提供供电推进系统, 用于轨道转移及姿态控制, 2 kWe提供给航天器平台, 用于平台维持、测控数传及有效载荷探测。在推进系统方面, 需要在核电推进等新型推进技术领域开展相关的研究工作, 促进我国高效稳定的推进技术发展, 同时关注其他概念推进系统的研究工作。

## 2.4 其他概念推进系统

NASA、ESA开展了大量推进技术方案选型的比较分析工作, 主要聚焦于无工质损耗的太阳帆、电帆、系绳类等先进推进技术<sup>[10-11]</sup>, 太阳帆设计和电动力系绳设计分别如图4和图5所示。这类推进技术目前国内还尚未成熟, 需要开展相应的研究工作。

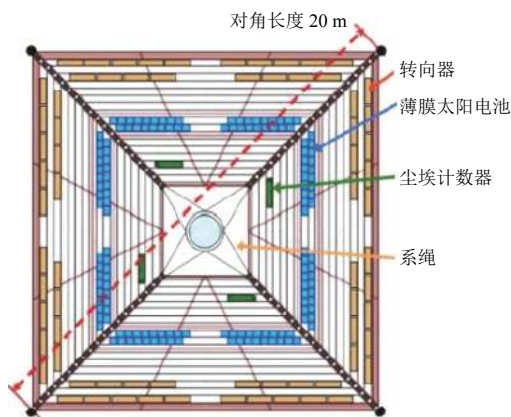


图4 伊卡洛斯的太阳帆设计  
Fig. 4 Solar sail of IKAROS

### 1) 太阳帆推进

太阳帆在太阳光压力作用下, 不断加速, 长时间后能够获得相当可观的速度, 而且太阳帆以太阳光为推进动力, 无需携带推进剂, 理论上它的比冲无限大。持续的加速能力和“永不枯竭”的能量来源决定了太阳帆非常适用于深空探测。美国、欧洲、日本和俄罗斯均开展了太阳帆推进技术的深入研究, 特别是

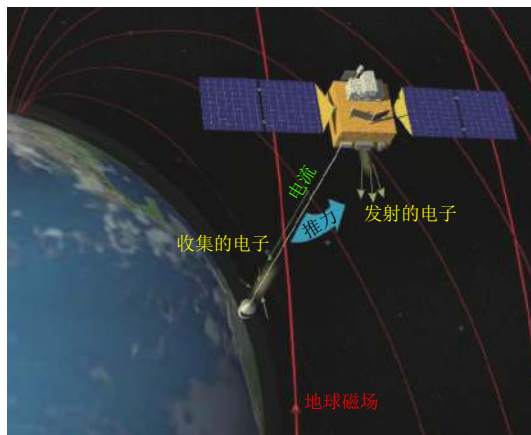


图5 电动式系绳动力探测器  
Fig. 5 Electrodynamic Tether design

2010年日本“伊卡洛斯号”(Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun, IKAROS) 太阳帆探测器的成功发射, 更增强了人们利用太阳帆技术进行深空探测的信心。

### 2) 电帆推进

电场虚拟帆(简称电帆)推进技术, 是目前一种全新的无工质推进技术, 它利用空间带电导线的电场形成虚拟帆面, 使得太阳风中的质子(或电离层中的离子)在电帆中发生偏转, 通过动量交换的方式使航天器获得推力。

### 3) 激光帆推进

激光推进是利用高能激光加热工质, 使工质气体膨胀或者产生电流间接推力, 推动航天器运动的一种技术。JPL提出了直径10 km、按轨道运行100 MW的激光器阵列, 高效的光伏阵列将高激光功率转换为电能, 最后能驱动70 MW锂离子推进系统。该概念设计能够在12年时间到达500 AU。

### 4) 电动式系绳推进

电动式系绳(ElectroDynamic Tether, EDT)本质上是一根从航天器延伸出来的长导线。万有引力将使系绳定向于垂直位置。如果系绳绕地球运行, 将以轨道速度7~8 km/s穿过地球磁场线。电动式系绳利用沿系绳的电流与行星磁场之间的相互作用产生的推力, 无需推进剂就能工作。

## 3 关键技术

我国后续开展超远距离星际探测任务, 需要重点关注以下关键技术。

### 1) 高效的“核能+全电推”系统技术

基于星际空间严峻的环境条件及其对电源稳定性和持久性的要求, 探测器电源首选是配置核电源系

统。一方面利用其输出的电能为探测器供电, 另一方面可为热控系统提供热能, 以确保探测器在极低温环境下生存。在核电推进等新型推进技术领域开展相关的工作, 促进我国先进推进技术的发展。

### 2) 星际飞行技术

为了进入遥远的深空, 对日球层和邻近的星际物质开展科学探测, 这需要探测器在探测过程中提供足够的速度增量。因此任务设计过程中应针对行星借力、大气气动借力等方面进行重点研究。

### 3) 测控技术

需要提升我国在极远距离、长延迟、弱信号深空测控条件下的高精度导航测量和高速可靠数据传输能力。采用合作式跟踪、深空网(Deep Space Network, DSN)以及甚长基线干涉测量(Very Long Baseline Interferometry, VLBI)等测控方法提升无线电导航的适用距离, 突破微波传输的带宽瓶颈。

## 4 结束语

星际探测任务是外行星带的木星、土星、天王星、海王星, 以及小行星和更外层的太阳系空间的探测或飞越。距离太阳越远, 太阳辐射强度越小, 探测器温度较低, 如何发电以及如何防止探测器过冷, 都是需要解决的问题。除此之外, 任务还要求超长寿命, 在任务后期整器仍具备不小于200 W的功率, 以维持探测器基本的工作需求。因此要根据飞行空间环境、任务寿命和重量限制等条件约束, 对能源系统进行合理设计, 以保证探测的任务需求。

本文总结了国外星际探测任务和所搭载的有效载荷配置情况, 以及探测器采用的能源动力系统。基于我国现有的研究基础, 本文综合工程可实现性, 选择了以空间核动力系统的能源动力解决方案, 同时关注国外概念推进系统的研究工作, 提出了总体任务设想和后续重点需要突破的关键技术。

## 参 考 文 献

- [1] RALPH L, MCNUTT J. Enabling interstellar probe[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 68: 790-801.
- [2] HAWORTH T J. Synthetic observations of star formation and the interstellar medium[J]. *New Astronomy Reviews*, 2018, 82: 1-58.
- [3] ROBERT F, SCHWEINGRUBER W, MCNUTT R. The interstellar heliopause probe: heliospheric boundary explorer mission to the interstellar medium[J]. *Earth Moon Planet*, 2009, 104: 17-24.
- [4] RALPH L, MCNUTT J. Interstellar probe: impact of the Voyager and IBEX results on science and strategy[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69: 767-776.
- [5] DAVID B. Summary of space nuclear reactor power systems (1983—1992)[C]//Tenth Anniversary Book for Symposium on Space Nuclear Power and Propulsion. Albuquerque, New Mexico: [s. n.], 1993.
- [6] BUSCO G, HASSAN Y A. Space and energy-based turbulent scale-resolving simulations of flow in a 5×5 nuclear reactor core fuel assembly with a spacer grid[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2018, 71: 420-441.
- [7] WANG C L, CHEN J, QIU S Z, et al. Performance analysis of heat pipe radiator unit for space nuclear power reactor[J]. *Annals of Nuclear Energy*, 2017, 103: 74-84.
- [8] MICHAEL J P. Next-generation electric propulsion thrusters[C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASE Joint Propulsion Conference & Exhibit. USA: IEEE, 2011.
- [9] EDWARDS D. An Overview of the Jupiter Icy Moons Orbiter (JIMO) mission[C]//Environments and Materials Challenges. Washington: NASA, 2012.
- [10] LYMAN R W, LYMAN M E. Solar thermal propulsion for an interstellar probe[C]//37th AIAA/ASME/SAE/ASE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Salt Lake City: AIAA, 2001.
- [11] JOHNSON L. Advanced in-space propulsion technologies for exploring the solar system and beyond [R]. [S. l.]: NASA, 2017.

作者简介:

王颖(1982-), 女, 高级工程师, 主要研究方向: 航天器总体设计、辐射效应。

电话: (010)68113006

E-mail: kikicomm@126.com

## Ultra Deep Space Exploration Mission and Power Project

WANG Ying, ZHU Anwen, LIU Feibiao, TIAN Dai, WANG Zhu

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** China has carried out a lot of research work in the field of deep space exploration (more than dozens of AU) but the ultra deep space exploration mission has not yet been launched. Interstellar exploration can greatly enhance the space exploration, improve the self-sufficiency of data required by space science research, and reach the international leading level in the world. Far away from Jupiter, satellites will get less solar mediation intensity, how to generate electricity and how to prevent the satellites too cold should be considered. So we need to design a reasonable energy system by considering the limit conditions about flight space environment, task life and weight. Based on the investigation of relevant tasks in foreign countries and the existing technical basis in China, the space nuclear energy system is selected as the main power solution. Meanwhile, the conceptual propulsion design is also considered, and the task assumption and key technologies to be developed are put forward.

**Keywords:** ultra deep space; deep space exploration; power

**Highlights:**

- Typical interstellar exploration missions are investigated and their payloads and power systems are summarized.
- Reasonable power solutions are analyzed for ultra deep space exploration mission.
- The conceptual propulsion design and limitations are analyzed, and the key technologies to be developed are proposed.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 朱恬]