



# 基于10 kWe核反应堆电源的海王星探测任务研究

于国斌<sup>1,2\*</sup>, 汪鹏飞<sup>3,4</sup>, 朱安文<sup>5</sup>, 牛俊坡<sup>6</sup>, 谢奇林<sup>7</sup>, 胡古<sup>8</sup>, 李晖<sup>9</sup>, 何建森<sup>10</sup>

1. 北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191;
2. 国家航天局科技与质量司, 北京 100048;
3. 兰州大学核科学与技术学院, 兰州 730000;
4. 国家原子能机构系统工程司, 北京 100048;
5. 中国空间技术研究院, 北京 100094;
6. 上海航天技术研究院, 上海 201109;
7. 中国工程物理研究院, 绵阳 621900;
8. 中国原子能科学研究院, 北京 102413;
9. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190;
10. 北京大学地球与空间科学学院, 北京 100871

\* E-mail: [ygb80519@sina.com](mailto:ygb80519@sina.com)

收稿日期: 2020-09-24; 接受日期: 2020-11-27; 网络版发表日期: 2021-04-26

国家航天局民用航天预研项目资助

**摘要** 本文对比分析同位素电源和空间堆电源在空间应用优劣基础上, 确定空间堆电源为海王星边际探测任务的能源方案, 提出了海王星探测涉及的4类主要科学问题, 介绍了任务的功能模块、飞行轨道、设计约束等初步方案设想, 重点围绕反应堆、热电转换装置、技术路线、涉核安全与辐射防护等阐述了10 kWe级空间堆电源技术方案, 形成包括测控通信、电推进、自主运行管理、高可靠长寿命设计、有效载荷与微小卫星初选等在内的探测器平台方案, 可为我国海王星探测的论证与实施提供参考。

**关键词** 海王星探测, 10 kWe级空间堆电源, 任务分析, 空间涉核安全, 探测器平台

## 1 引言

海王星等冰巨星引力势能大, 对太阳系形成起到重要作用. 星球保留大量太阳系形成初期的气体, 包含原恒星云的状态条件和行星形成的位置信息; 海卫一被认为是海王星捕获的柯依伯带天体, 并最终会形成光环或撞向海王星. 对遥远、寒冷的海王星实施环绕、大气进入、穿透等探测, 有望在太阳系和行星起

源与演化、生命起源等方面获得重大科学发现, 是当前国际空间科学研究的前沿热点领域<sup>[1]</sup>.

受深空能源供应、30AU以远深空测控通信等技术原因的严重制约, 以及发射窗口的原因, 国际上仅1977年美国发射的旅行者2号于1989年实现海王星短暂的飞掠探测<sup>[2]</sup>, 因专门针对海王星的科学载荷携带少, 获得的科学探测成果相对有限. 近年来, 随着航天技术的发展, 开展较为深入细致的海王星就位探测

引用格式: 于国斌, 汪鹏飞, 朱安文, 等. 基于10 kWe核反应堆电源的海王星探测任务研究. 中国科学: 技术科学, 2021, 51: 711-721  
Yu G B, Wang P F, Zhu A W, et al. Mission analysis of a Neptune detector with a 10 kWe nuclear reactor power generator (in Chinese). Sci Sin Tech, 2021, 51: 711-721, doi: [10.1360/SST-2020-0399](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0399)

已具备工程可行性. 2017年, NASA将冰巨星探测列为旗舰类候选项目<sup>[3]</sup>, 围绕2030年左右发射窗口开展冰巨星探测的顶层设计与论证工作, 预计2025年进入工程实施阶段.

空间太阳常数随距离的平方反比关系衰减, 木星附近光照强度约为地球的4%, 更加遥远的深空只能使用核动力. 基于钷-238等衰变能同位素电源, 具有结构小、质量轻、技术成熟等优点, 但制造困难且价格高昂, 较难满足数公斤甚至十公斤级的应用需求.

基于铀-235裂变能的核反应堆电源, 因重量大导致运载火箭发射C3低, 但由于电功率大, 配置功率需求kWe量级以上的电推进成为可能, 因比冲较化学推进高1个数量级, 航天器反而可以实现更高的飞行速度, 适宜于飞行距离遥远对飞行速度要求高的深空任务, 且更大的电功率还可实现更高的数据下行能力和科学载荷更大的探测能力.

探测器飞往外太阳系过程中, 受太阳引力和地球引力拖曳的联合作用, 导致速度快速下降, 图1为2003

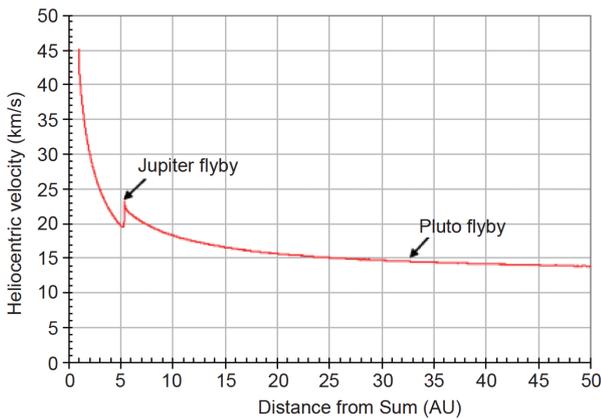


图1 (网络版彩图)新视野号速度随距离下降曲线图  
Figure 1 (Color online) The speed-distance curve of the New Horizon probe.

表1 地球与4颗巨行星物理参数对比表

Table 1 The physical parameters of earth and 4 giant planets

天体	质量 (地球质量)	半径 (地球半径)	与太阳的距离 (AU)	公转周期 (年)	自旋周期 (h)	逃逸速度 (km/s)
地球	1	1	1	1	24	11.18
木星	318.1	11.3	5.2	11.8	9.9	59.54
土星	95.1	9.4	9.6	29.6	10.7	35.49
天王星	14.6	4.1	19.2	84	17.4	21.26
海王星	17.2	3.9	30.1	164.8	16.2	23.53

年发射的新视野号距离与飞行速度变化情况. 同时, 海王星逃逸速度为23.53 km/s, 约为地球11.18 km/s的两倍(表1), 与火星、月球等小质量天体探测任务不同, 为实现海王星引力捕获消耗的推进剂大幅减少, 故大质量核反应堆电源对海王星环绕探测类任务用于减速的推进剂需求不明显.

近期美国发展的Kilopower项目<sup>[4]</sup>, 已经完成了带核地面系统集成, 其主要指标为功率10 kWe质量1.5 t<sup>[5]</sup>, 其应用方向包括海王星<sup>[6]</sup>探测任务.

综合任务目标、经费、技术成熟度等方面因素, 本文围绕核反应堆电源, 开展了海王星探测任务研究.

## 2 海王星探测的科学目标

人类对海王星的认识主要来自1989年旅行者2号的一次短暂飞掠, 考虑到海王星保留了大量太阳系形成初期的星云成分, 包含原恒星云的状态条件和行星形成的位置信息, 且目前认为此类冰巨星在银河系极为普遍, 实施海王星环绕及大气穿透探测, 近距离测量海王星内部大气结构与成分、磁层与电离层等, 以及释放穿透器对海卫一和半人马天体进行就位探测, 有望获得太阳系起源和演化、生命起源等科学问题的重大原创性发现.

### 2.1 海王星的内部大气结构与物质成分

虽然海王星比土星要小得多, 自身重力压缩效应也要小得多, 然而有意思的是, 海王星的平均质量密度初步估测为1.6 g/cm<sup>3</sup>, 是土星平均质量密度的两倍多. 通过海王星全球遥感与大气穿透探测, 测量海王星内部的大气结构、组成、性质等, 以及内部活动情况, 确定对流区和稳定区的区域位置、动力学特征等. 测量海王星主要物质成分及分布等, 研究原恒星云初

始状态等,取得太阳系起源和演化的重大科学发现.海王星的内部热源(重力塌缩、潮汐力、同位素衰变热等)被认为是维持海王星表面温度的重要来源之一,目前24  $\mu\text{m}$ 红外探测计算结果57 K与实际结果47 K存在偏差,故更宽频段的红外辐射测量有助于理解海王星内部热量释放率运行机理<sup>[7]</sup>.

## 2.2 海王星的磁层和电离层

海王星的等效磁轴偏离自转轴严重,角度多达47°,而且等效磁轴偏离星体中心0.55个海王星半径,显示出不同寻常的磁场发电机效应<sup>[8]</sup>.测量海王星磁场特性,研究其行星流体幔层地壳中的层传导性物质特性及运动机理,探测太阳风-海王星磁层磁场-电离层相互作用机理,以及磁层内部等离子体传输过程<sup>[9]</sup>.测量大气成分、重元素及其同位素分布,探测海王星2400 km/h的飓风产生原因,以及海王星大暗斑形成过程及长期保存的原因.大气的云层结构(比如甲烷云层)的转动所引起的海王星观测成像的日变化,据此可以推测海王星的自转周期.然而云层结构局限在特定的纬度和高度,所以无法代表真正的海王星内部的自转速度.要想测量海王星内部的自转速度,需要在海王星的磁层环境中开展磁场和射电辐射的测量,从而获得海王星内部磁场发电机的自转速度并促进对海王星磁场产生机制的认识.海王星大气中除了甲烷的凝结云层之外,是否存在多层的凝结层,比如氙层、氦层等<sup>[10]</sup>?要回答这个问题,需要开展海王星大气的穿透探测.

## 2.3 海王星的卫星与行星环

重点针对海卫一自转及公转轨道均逆行的特点,研究其轨道的稳定区域及受海王星引力影响的动力学迁移过程,开展扰动作用受摄轨道的演化历程计算,预测不同轨道参数下的半人马族小行星最终归宿.利用海卫一回归近日点受太阳光照强度上升重新产生火山喷发活动,研究其表面物质不同挥发与反射特性及太空风化程度对轨道演化及自旋状态的影响.利用观测数据建立与2014MU69等柯伊伯带小天体(美国新视野号)的关联,研究海卫一的来源.

建立行星环及其内牧羊卫星的完整列表,研究不同轨道类型的行星环环貌特点、形成机理、彼此间物质交换与气体传输,分析不同天体的起源历程,探测可

能存在的有机物.分析大天体摄动对多小天体系统轨道能量与角动量的影响,探讨多小天体系统的轨道与自旋稳定性,探索系统内天体的碰撞、分裂及逃逸机理.海王星的多个行星环不是经度均匀分布的环状结构,而是呈现出弧块状的离散结构.这些弧块状结构为什么能存在,是否稳定存在而没有扩散开来,这都是有意思的动力学问题<sup>[11]</sup>.

## 2.4 海王星特洛伊小天体与半人马族天体研究

海王星百公里级小天体的数量和质量远超小行星主带,而动力学研究显示它们的轨道稳定性好,这一类小天体的来源以及它们与柯伊伯带天体或半人马型小天体的关系尚不明确<sup>[12]</sup>.目前太阳系最外围发现的游离天体的轨道特征、理化特征包含着太阳系临近空间环境的信息.这类天体与柯伊伯带的关系、与假想中的“第九行星”的关系,都是待解决的问题.

半人马小行星是一类轨道在木星和海王星之间的小行星,半人马小行星的轨道离心率散布的范围广,且存在逆行轨道,小行星的起源和演化历程存在争议.通常认为半人马小行星可能是从柯伊伯带天体转变成短周期木星族群彗星的中间天体状态,柯伊伯带天体的轨道受到摄动后被抛出成为半人马小行星.因此半人马小行星的动力学演化值得深入研究.

## 3 任务方案设计

### 3.1 探测方式与借力天体选择

海王星探测方式有遥感、飞掠、环绕、软着陆等.遥感和飞掠无法有效测量稀有气体、深部物质组成、内部结构与活动等,科学成果有限<sup>[13]</sup>;软着陆对探测器速度增量要求高,任务规模、技术难度和经费需求极大.基于科学目标、技术水平和经费规模,确定探测方式为极轨环绕探测.

海王星距离太阳30.1AU,地海飞行距离十分遥远,考虑到探测器寿命等原因,应尽可能提高飞行速度以减少飞行时间.探测器速度来自运载火箭、行星借力和星上推进三部分,在运载火箭运载能力固定情况下,利用行星引力的甩摆实现探测器加速,是提升飞行速度的最有效手段.

图2为2040年前外太阳系主要天体位置示意图,可以看出2颗以上巨行星借力飞行机会是比较少的.木星

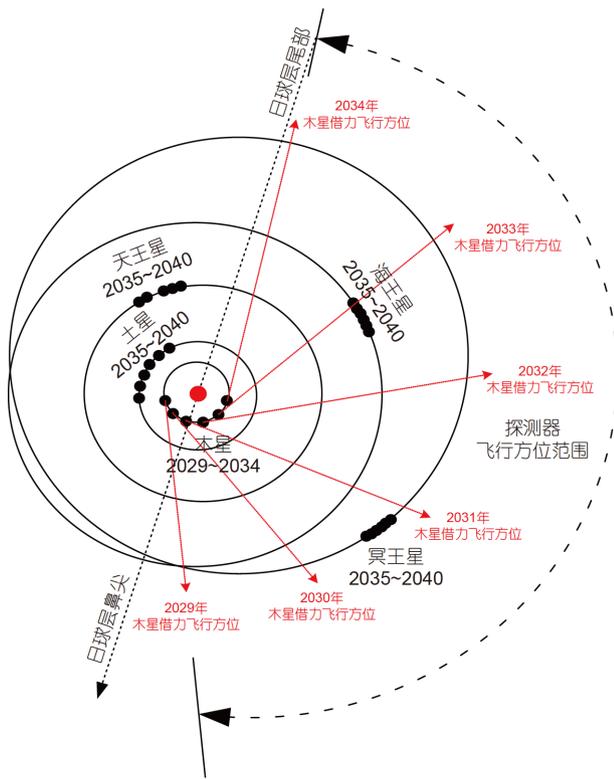


图 2 (网络版彩图)2040年前外太阳系主要天体方位图  
Figure 2 (Color online) planets locations of solar system before 2040.

质量约是其他7大行星质量总和2.5倍, 故木星是借力飞行的首选天体. 木星公转周期为11.8年, 故探测器不能像地球、火星等短公转周期天体进行多次借力, 且每个大周期发射窗口之间的间隔约为10年.

### 3.2 任务轨道设计

考虑到探测器飞行速度应小于海王星逃逸速度才能实现海王星引力捕获, 在任务前期努力提升飞行速度以缩短飞行时间, 还应考虑抵达后为实现海王星引力捕获可能需要的减速要求. 基于当前火箭的运载能力、探测器重量、飞行时间等设计约束, 优选通过木星一次借力后直接飞向海王星.

采取直接奔木轨道设计的方案, 基于木星、海王星空间相互位置及地球-木星飞行距离, 探测器应于2030年前后发射. 火箭分离后, 探测器从发射收拢状态解锁, 展开空间堆电源飞行至800 km轨道高度, 利用铀-235自发裂变产生的中子和宇宙线与铍反射层产生的中子实现反应堆无源启动, 航天器进入日心椭圆轨道(即成为太阳卫星). 探测器进入地木转移轨道, 飞

行约3年抵达木星并借力加速, 进入木星-海王星转移轨道, 飞行约6年后抵达海王星, 轨道末期通过调节电推进开机策略, 进行减速和速度矢量调节以实现海王星捕获和极轨飞行.

整个飞行过程中, 视主带小行星、半人马族天体等天体搜索及位置情况, 择机实施轨道机动实现飞掠探测, 释放微纳卫星开展穿透探测; 海王星环绕后, 择机释放海王星大气探测器和海卫一穿透探测器.

### 3.3 任务功能模块组成

海王星探测任务的论证将在沿用月球与深空探测组织架构基础上, 根据任务特点进行适应性调整, 分为工程总体和探测器、空间堆电源、运载火箭、发射场、测控和地面应用等功能模块(图3).

运载火箭、发射场、测控和地面应用将沿用已有产品设施经适应性改进后执行任务, 探测器系统重点解决高可靠长寿命问题、空间堆电源全新研制. 整个任务将围绕空间堆的论证和关键技术突破情况, 确定空间堆电源及整个探测器的技术方案, 并以此为重点开展整个任务研制与发射.

### 3.4 设计约束分析

#### (1) 顶层任务约束

发射日期约束: 2028年1月1日~2031年12月31日;



图 3 (网络版彩图)海王星探测任务功能模块示意图  
Figure 3 (Color online) The engineering frameworks for Neptune fly by exploration.

于2034年1月1日前, 抵达木星进行借力飞行; 探测器在2040年1月1日前到达海王星实现海王星极轨环绕, 此时海王星抵达近日点附近。

顺访天体约束: 飞行途中, 至少顺访1颗主带小行星、1颗半人马小天体; 抵达海王星释放海卫一穿透探测器和海王星大气探测器。

#### (2) 运载约束

入轨质量不小于3000 kg, 发射C3不小于 $30 \text{ km}^2/\text{s}^2$ ; 长征-5号运载火箭+远征-1上面级的构型整流罩最大包络 $\phi 4.5 \text{ m} \times 7.2 \text{ m}$ 。

#### (3) 探测器约束

探测器入轨质量 $\leq 3000 \text{ kg}$ , 寿命 $> 15$ 年。空间堆电源 $\geq 10 \text{ kWe}$ , 其中8 kWe用于电推进, 2 kWe用于科学载荷、测控通信、GNC等星上设备; 核电推进系统推力320 m N, 核电推进系统比冲 $> 3000 \text{ s}$ 。考虑到探测器热防护问题, 应避免地球内行星借力。具备30 h以上的对微纳卫星的连续中继通信能力。

#### (4) 空间环境约束

空间环境约束主要包括真空、低温、太阳紫外线和带电粒子辐射。探测器自带核反应堆需要考虑辐射屏蔽和防护。在海王星附近温度约为 $-220^\circ\text{C}$ ; 木星、地球借力时因飞行高度大, 大气摩擦生热可忽略不计。带电粒子辐射重点需要考虑地球、木星借力时地球和木星磁场约束的粒子种类和通量, 其中木星强磁场约束的高能粒子较地球附近能谱高。

## 4 10 kWe级空间堆电源设计

### 4.1 反应堆电源总体方案设计原则

考虑不同功率等级空间堆电源的技术成熟度、探测器及电推进功率需求、运载火箭发射能力、经费等方面因素, 确定海王星探测任务的空间堆电源输出功率为10 kWe。

空间核反应堆电源(图4)是复杂系统工程, 涉及能量产生、传输、转换过程<sup>[1]</sup>。系统安全可靠地运行取决于多个关键过程, 包括持续可控的核裂变放能(产生热)、反应堆内热量的可靠载出(传热)、高效的热电转换(及其冷端端的高效换热)和余热排出(散热)等。最核心的技术指标是比功率(即功率比质量)和寿命。

对于海王星探测任务用空间堆, 最大的挑战在于满足不低于15年的服役寿命要求, 因此在追求技术指标先进的同时, 必须兼顾系统的高可靠性和工程可行性, 同时确保系统的高安全性和经济可接受, 以综合性能最优为优选原则。

设计中应充分考虑10 kWe满功率运行8年、2 kWe低功率运行7年的要求, 及对电源系统可靠性、安全性方面的设计益处和冗余性。选用降功率运行策略, 可大幅降低反应堆功率输出需求, 风险是运行8年后反应性控制部件的可靠性降低。选用满功率持续运行15年的策略, 则无需考虑反应性调节, 但反应堆燃料装料更多。

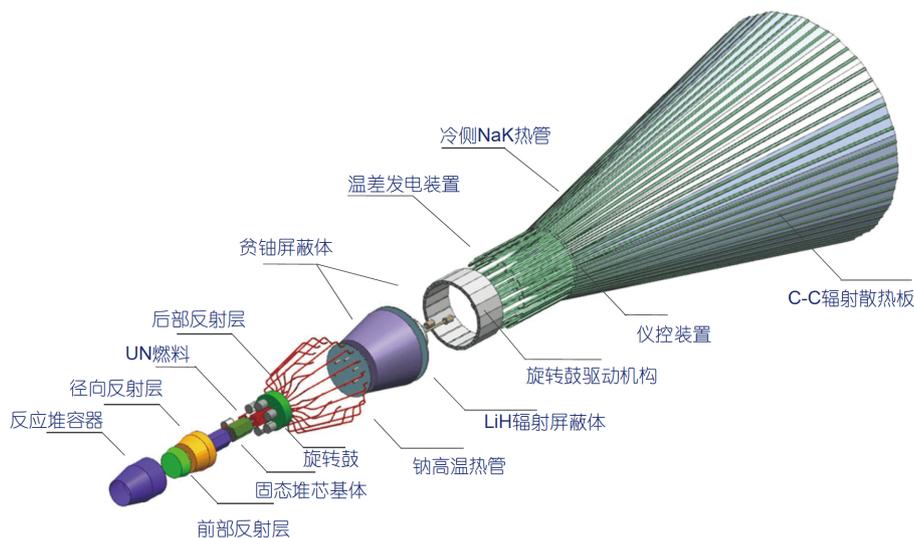


图4 (网络版彩图)热管冷却快堆+温差发电电源系统示意图

Figure 4 (Color online) Schematic diagram of 10 kW heat pipe fast reactor + power supply of thermoelectric generation space reactor.

## 4.2 反应堆堆型

适用于空间的反应堆类型按冷却方式分为液态碱金属冷却堆、热管冷却堆和惰性气体冷却堆。热管堆由于具有无需外力驱动、冷却工质不怕冻结等特点,在可靠性方面具有优势,是15年工作寿命设计要求的首选,且多根热管布置提高了系统的可靠性。

反应堆采用快中子能谱,可省略中子慢化系统,大幅缩小体积和减轻重量,切实提升电源系统的比功率,有效满足航天任务设计要求,代价是铀燃料用量大、富集度要求高。

反应堆燃料元件有整块合金和棒状陶瓷元件,整块铀钼合金优点是传热效率高、堆芯紧凑、重量轻,缺点是铀-235燃料若超过1%会产生燃料元件肿胀,对燃料元件设计及热管敷设工艺带来困难;棒状陶瓷燃料堆芯尺寸和重量较大,但反应堆运行期间元件肿胀小(图5)。

## 4.3 热电转换方式

目前国际上实现30年以上工作寿命的发电方式只有温差热电转换方式(如旅行者1号和2号)、热离子、碱金属、斯特林等热电转换方式,由于机理、工作环境和材料性能等原因尚不能实现15年以上的工作寿命。

温差热电转换方式应实现高转换效率和低衰减率。高热电转换效率意味着反应堆电源重量及辐射剂量的大幅减小,是反应堆电源高性能的重点技术攻关

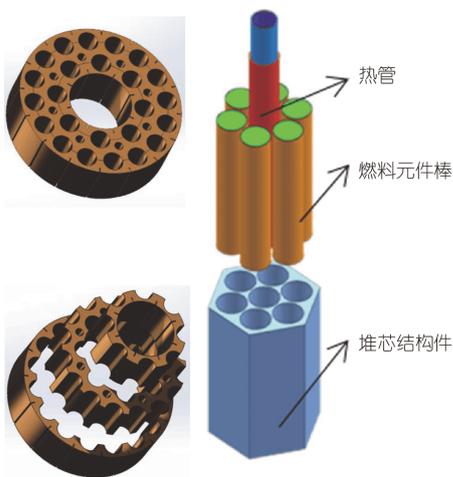


图5 (网络版彩图)整块铀钼合金燃料(左)与棒状陶瓷燃料(右)图

Figure 5 (Color online) Nubby U-Mo fuel(left) and club-shaped fuel(right).

方向,主要取决于发电元件高温端和低温端的温差、温差元件的性能、P/N结界面扩散控制和高温材料特性等,通过元器件材料和工艺控制等措施实现较高的系统热电转换效率和较低的年衰减率(图6)。

## 4.4 反应堆电源技术路线

通过分析和比对,用于海王星探测任务15年寿命的10 kWe空间核反应堆电源技术路线主选方案:热管冷却堆结合温差发电方案,“热管堆+温差发电”全静态空间堆是满足深空探测15年运行、无人值守、复杂深空环境需求的优选技术路线,构型设计为“反应堆+屏蔽+裙摆式固定热辐射板”。图7为堆芯示意图。

为确保电源系统的可靠性与安全性,采取将1根热管+1组热电转换单元+1组散热片作为单个发电单元(图8),再并联多个发电单元为星上供电的方案。结合整个任务10 kWe满功率运行8年,2 kWe低功率运行7年的要求,可有效确保整个任务期间系统的可靠性与安全性。

反应堆热功率约200 kWt,堆芯出口温度高于1000 K,由热管将热量带出至发电单元,发电后的余热采用钾热管带出至辐射散热器。将热电转换后冷端控制在较高温度,可实现较大的散热效率和较小的辐射板面积。

通过系统热物理和结构布局的优化设计,使整个电源系统比功率较高、质量满足设计要求。由于堆芯

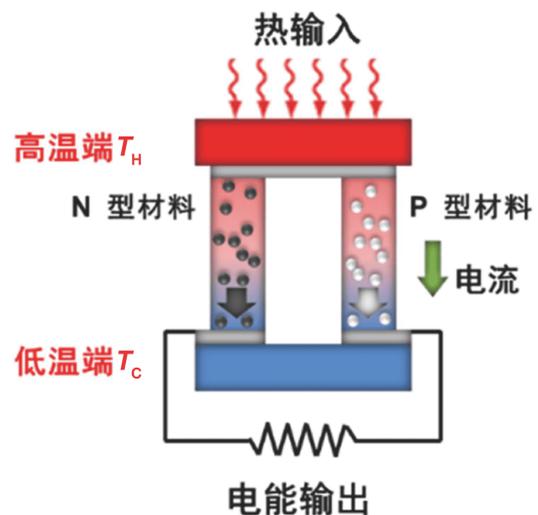


图6 (网络版彩图)P/N型温差发电示意图

Figure 6 (Color online) P/N thermoelectricity generation system layout.

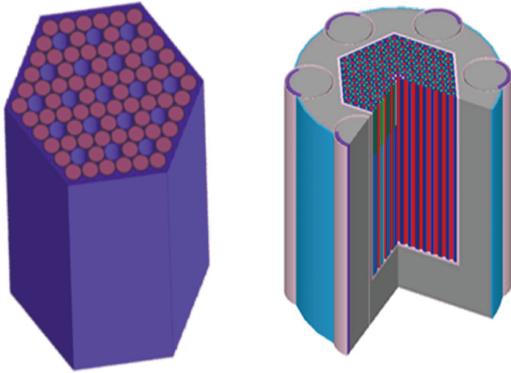


图7 (网络版彩图)反应堆堆芯布局示意图

Figure 7 (Color online) The configuration layout of reactor fuel core.



图8 (网络版彩图)反应堆电源1个基本发电单元构成图

Figure 8 (Color online) An reactor power generator unit.

温度相对较低,对材料要求不高,当前技术成熟度较高的钼合金或铌合金均可满足要求.且由于对温差发电的效率要求不高,故技术成熟的高温SiGe可满足要求.没有运动部件、全系统非能动和防单点失效,没有解冻问题非致命故障停堆可以重启,故系统的可靠性高.

#### 4.5 涉核安全与辐射防护

核安全是空间核动力应用的基础,核心安全目标是保护地球生物圈中的人与环境,使其免受空间核动力在发射、运行和寿终等全过程可能造成的危害.

##### (1) 使用原则与安全框架

联合国1992年11月13日发布《关于在外层空间使用核动力源的原则》明确规定:空间用核反应堆只能使用高浓铀-235;反应堆在800 km以上轨道高度才能开堆运行,以确保运行产生的放射性物质不会对地球生物圈造成影响;反应堆操作系统应确保有效控制和处理等<sup>[11]</sup>.

联合国2009年2月9日发布《外层空间核动力源应用安全框架》明确规定:制定相关的安全政策、要求和程序,以及安全预案;建立和保持核安全设计、测试和分析能力;应当作出各种切实努力,减轻潜在事故后果等<sup>[14]</sup>.

##### (2) 避免意外临界的安全设计

任务最大风险是发射事故引起的核燃料散落和意外临界.反应堆发射入轨前处于深次临界,铀-235放射性与环境本底相当且毒性较小,若发射阶段出现意外情况导致核燃料散落,对周边环境影响小.故安全设计的核心是避免反应堆意外临界.

通过控制部件的紧锁、限位等安全设计,确保正常发射力学冲击振动不会引起反应堆控制系统加入反应性.发射过程的意外情况如火箭爆炸、高速撞击地面/水面导致的反应堆结构破坏,会使反应堆处于更深次临界(偏安全).反应堆被水淹或沙埋等出现超临界,可通过添加谱移吸收体等专门的安全设计和临界安全验证,确保反应堆始终处于次临界.

##### (3) 反应堆无源启动

反应堆不携带专用的启动中子源,入轨前控制部件的中子吸收材料面对铀燃料,铀燃料自发裂变反应无法自持,使反应堆处于次临界.入轨后,调节控制部件使中子反射层面对铀燃料,利用铀燃料自发裂变产生的中子,及太空高能质子/光子与反应堆铍反射层发生反应产生的次级中子,反应堆逐步达到临界状态,并实现自持链式裂变反应.

无源启动具有无外同位素点火中子源,省去了中子源及相应屏蔽的重量,消除了中子源辐射影响等优点,在卫星专项测试、总装测试、发射场测试等各环节,无需专门进行辐射防护与应对.但由于用于裂变点火的铀燃料自发中子和次级中子强度低,导致反应堆启动时间较长(数小时),需携带大质量化学电池为反应堆启动和星上设备供电.

## 5 探测器平台设计

### 5.1 总体方案

探测器平台主要包括结构机构、供配电、测控、数管、GNC、推进、热控、有效载荷等分系统.探测器平台与空间堆电源通过展开锁定机构相连,发射时收拢、入轨后展开,反应堆电源距探测器平台共13 m,形成哑铃型结构(图9).哑铃型布局可有效拉开探测器平台和反应堆的距离,降低反应堆温度及辐射对探测器的影响,同时大幅减小屏蔽体的尺寸和重量.

探测器在火箭整流罩中采取空间堆电源在下、探测器平台在上的倒置布局,将反应堆电源置于发射时力学条件最好的环境(图10).

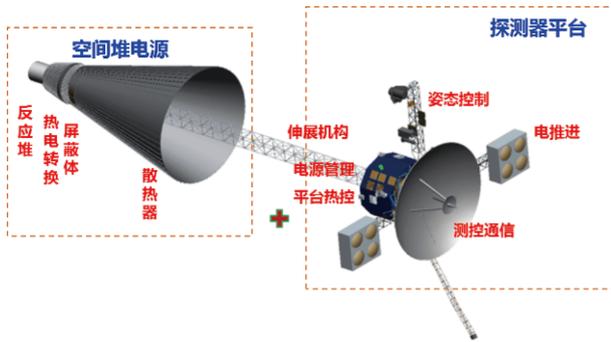


图9 (网络版彩图)空间堆电源航天器结构示意图  
Figure 9 (Color online) The configuration of spacecraft with nuclear power.

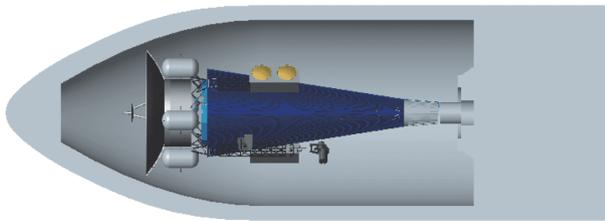


图10 (网络版彩图)探测器在火箭整流罩中的布局图  
Figure 10 (Color online) The detector layout in rocket's air shield.

## 5.2 测控通信及日凌影响

测控通信是海王星探测任务中仅次于能源的技术难题, 考虑到电磁波信号强度与距离平方成反比的关系, 若采用火星任务同样的天地通信设备, 海王星(30.1AU)附近的通信能力约为火星的千分之一. 故应大幅提升链路通信能力, 主要包括增加星上设备的电功率、提高卫星天线口径、高效率编码技术、更高的通信频率、地面站更大的天线口径等.

采用空间堆电源, 为实现更大的行放功率提供了必要条件. 在继续研发更大功率行波管的同时, 采用多根行波管低功率冗余的方式, 提高系统的可靠性.

天线为夹层与叠层结构组合反射面的3.2 m口径天线, 由于传统蜂窝夹层结构反射面重量大, 而TWF结构反射器使用在Ka频段对网孔参数具有一定要求且加工工艺性差, 将反射器中心2/3区域(约2.5 m)仍采用蜂窝夹层结构, 而周边区域则采用叠层结构.

在通信策略方面, 星上数据采用极高压缩比, 优先保证探测科学数据的传输. 测控信息将改变常规航天器测控量按照特定频率回传的方法, 采用系统状态通报, 星上采用自主管理实现自主运行.

采用Ka/X双频段. X频段为应急备份手段, 以技术成熟、高可靠为主; Ka频段为主通信频段, 追求高性能, 故应尽可能提升行放功率. 采用高效信道编译方式(LDPC)、VLBI测角方式和双向多普勒测速方法, 增大数据传输能力. 实现探测全过程的测定轨和遥测遥控任务, 建立星地高速数据传输通道, 完成科学探测数据的对地传输. 考虑到任务飞行时间长, 在发射后可继续沿用当前的X频段深空测控设备, 后续伴随地面站的不断技术升级与天线组阵的发展, 转入Ka频段.

探测器、太阳和地球成一条直线或者接近直线且探测器与地球分列太阳两侧, 这种现象称作日凌, 此时探测器与地球的通信将中断或受到严重干扰. 这时探测器进入自主运行管理模式, 即自主飞行、自主开展科学探测并储存科学探测结果. 日凌结束后, 探测器与地球恢复通信联络, 进行数据和信息传递.

## 5.3 电推进

推进系统采用全电推方式, 考虑到星上供电能力、燃料携带量、开机策略、电推进寿命等, 拟选用4台160 m N电推力器, 2台同时工作, 2台冷备份, 工作时所需功率8 kW级(4 kW×2).

电推进系统选择成熟产品, 按照海王星探测任务要求加强长寿命高可靠试验验证. 其主要功能包括: 完成太阳边际探测主推进任务; 协同承担太阳边际探测器姿态调整任务. 其主要设计要求包括: 适应发射、轨道转移、在轨运行等所有阶段的力学环境; 在地面遥控指令或星上自主程序控制下产生满足设计要求推力; 提供表征在轨性能和健康状态的遥测参数; 具备点火或不点火期间通过矢量调节机构调整推力方向的能力.

## 5.4 自主运行管理

与月球、火星等探测任务相比, 位于30.1AU的海王星距离地球更远, 单程通信时延长达4.2 h; 由于太阳、地球和其他行星与探测器存在天体遮挡、日凌等器地通信链路中断的情况, 需要探测器具备长时间自主运行管理能力<sup>[15]</sup>. 主要包括自主导航、自主规划、自主诊断和自主修复等.

提升航天器位置、速度、时间和姿态的导航精度对于空间探测深度的延伸具有极其重要的意义. 对极远距离长时间的深空探测器而言, 传统的惯性导航、

卫星导航、天文导航和地磁导航技术具有特定的适用范围或特有的缺陷。海王星探测器将以惯性导航和天文导航为主采用自主导航技术,通过地面辅助进行自主导航的修正,可不依赖于地面操作,能够有效满足30AU及至更远空间的飞行导航需求。

探测器进行飞行路线和飞行任务的自主规划。根据探测器的速度和辐射安全要求,确定借力天体的时机,以及探测器与飞越借力天体的飞行高度,同时根据任务要求确定借力飞行区间以及木星借力后电推力器的工作时长。根据飞行距离以及空间位置规划探测载荷的开关机及工作时长并合理分配数传时间。

探测器自主根据传感器测定数据进行健康诊断和故障管理,自主决定主备份切换并进行故障隔离和处置,自主完成探测器设备系统的修复并实现飞行和探测功能。

## 5.5 高可靠长寿命设计

海王星探测任务按窗口应于2030年左右出发,2040年左右到达30AU,实现极轨环绕后继续深入开展海王星全球遥感等探测任务,预计在轨运行超过15年,与目前地球同步轨道卫星最长使用寿命相当。因此,需要从高稳定性功能材料研究、关键单机加固与地面摸底、系统级自主管理与故障诊断、寿命评估与保证研究等多个层次开展相关工作,突破超长寿命探测器研制技术,满足任务要求,拓展我国探测器空间探索能力。探测器15年长寿命高可靠的主要影响因素包括运动部件、消耗工质储量、电子元器件及材料老化等。

海王星探测器的运动部件主要包括反应堆反应性控制机构、动量轮、天线转动定向装置、展开锁定机构等,其中整星、载荷平台、推力器的展开锁定机构,入轨星箭分离后即开始工作,展开到达指定位置后锁定,重点关注可靠性问题。天线采用高低增益搭配体制,近地球空间采用低增益天线,远离地球时高增益天线面向地球锁定,确保在特定距离远后,地球始终处于主瓣范围内可以锁定高增益天线。反应堆反应性控制机构和动量轮需要开展长寿命研究并进行地面加速试验验证。

消耗工质主要是推进剂和反应堆高温热管内传热工质的渗漏挥发,可以根据任务设计及真空漏率,携带足够裕量工质解决长寿命问题。

电子元器件及材料老化根据不同的物理效应和机制有针对性地开展。这些效应包括高温升华导致的材料耗损,电子器件的自然老化、材料高真空效应、材料低温效应、材料的辐射效应等,通过材料筛选、特殊工艺和加速试验等手段解决其长寿命高可靠问题。

## 5.6 有效载荷与微小卫星初选

根据科学目标要求,实现对外海王星的全球遥感、内部构造与运动、大气成分与运动特性、磁场与等离子体等参量的综合性就位及遥感探测,实现对海王星卫星及卫星环、木星和星际介质等的探测。预计科学仪器总重不超过50 kg。

探测器携带4颗微纳卫星共百公斤级,飞往海王星途中择机释放以实现顺访天体及海王星大气的穿透探测或特殊场区域的编队探测。其中钠卫星2颗,每颗数公斤,采用化学蓄电池供电,实现对飞行途中主带小行星、半人马小天体的穿透探测或编队探测。微小卫星2颗,每颗数十公斤,采用蓄电池或同位素电池供电,实现海王星大气和海卫一的穿透探测。

## 6 结束语

利用超大功率的空间堆电源实现对海王星的环绕与穿透探测,可实现人类空间精准探测能力迈向太阳系空间的重大技术跨越。科学开展冰巨星构造、大气等探测,有望获得太阳系起源和演化、生命起源等科学问题的重大原创性发现。工程上突破空间堆电源、超远距离深空测控等关键技术,构建太阳系内任意到达能力并初步具备恒星际空间探索能力,实现航天技术能力的重大跃升。实施过程中,加强科学目标论证、科学载荷、测控通信等方面的国际合作,积极构建全球深空探索新格局,为21世纪中叶全面建成航天强国提供有力支撑。

## 参考文献

- 1 Liu J Z, Hu C B, Pang F C. Strategy of deep space exploration (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2020, 50: 1126–1139 [刘继忠 胡朝斌 庞涪川. 深空探

- 测发展战略研究. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 1126–1139]
- 2 Wu W R, Yu D Y, Huang J C, et al. exploring the Solar system boundary (in Chinese). *Sci Sin Inf*, 2019, 49: 1–16 [吴伟仁, 于登云, 黄江川, 等. 太阳系边际探测研究. 中国科学: 信息科学, 2019, 49: 1–16]
  - 3 NASA Technology Roadmaps Introduction, Crosscutting Technologies, and Index. NASA, 2015
  - 4 Chaiken M. Overview of the kilopower system development and testing at the nevada national security site. GRC, NASA, 2018. N180005553
  - 5 Gibson M. Kilopower reactor development and testing. GRC, NASA, 2018. N180004937
  - 6 McClure P R, Poston D I. Kilopower-powering a NASA mission to Mars. *Frontiers in Science Public Lecture Series*, LANL, DOE, LA-UR-18-22754, 2018
  - 7 Hubbard W B, Podolak M, Stevenson D J. The interior of Neptune. *Neptune and Triton*, 109, 1995. <https://solarsystem.nasa.gov/resources/222/neptune-and-triton/>
  - 8 Ness N F, Acuña M H, Burlaga L F, et al. Magnetic fields at Neptune. *Science*, 1989, 246: 1473–1478
  - 9 Krimigis S M, Armstrong T P, Axford W I, et al. Hot plasma and energetic particles in Neptune’s magnetosphere. *Science*, 1989, 246: 1483–1489
  - 10 Baines K H, Hammel H B, Rages K A, et al. Clouds and hazes in the atmosphere of Neptune. *Neptune and Triton*, 1995, 489–546
  - 11 Smith B A, Soderblom L A, Banfield D, et al. Voyager 2 at Neptune: Imaging science results. *Science*, 1989, 246: 1422–1449
  - 12 Sheppard S S, Trujillo C A. A thick cloud of Neptune Trojans and their colors. *Science*, 2006, 313: 511–514
  - 13 Wang C, Li H, Guo X C. Major scientific problems in exploring the solar system boundary (in Chinese). In: *Scientific Development Report in 2019*. Beijing: Science Press, 2020 [王赤, 李晖, 郭孝城. 太阳系边际探测的重大科学问题. 见: 2019科学发展报告. 北京: 科学出版社, 2020]
  - 14 Liu J Z, Tang Y H, Long J, et al. Suggestions for China on establishing safety mechanisms for space nuclear power source applications (in Chinese). *Chin Sci Bull*, 2020, 65: 875–881 [刘继忠, 唐玉华, 龙杰, 等. 关于建立我国空间核动力源应用安全机制的建议. 科学通报, 2020, 65: 875–881]
  - 15 Ye P J, Tang M F, Peng J, et al. Review and prospect of atmospheric entry and earth reentry technology of China deep space exploration (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 45: 229–238 [叶培建, 杨孟飞, 彭兢, 等. 中国深空探测进入/再入返回技术的发展现状和展望. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 229–238]

## Mission analysis of a Neptune detector with a 10 kWe nuclear reactor power generator

YU GuoBin<sup>1,2</sup>, WANG PengFei<sup>3,4</sup>, ZHU AnWen<sup>5</sup>, NIU JunPo<sup>6</sup>, XIE QiLin<sup>7</sup>, HU Gu<sup>8</sup>,  
LI Hui<sup>9</sup> & HE JianSen<sup>10</sup>

<sup>1</sup> School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;

<sup>2</sup> Department of Science and Technology and Quality, CNSA, Beijing 100048, China;

<sup>3</sup> School of Nuclear Science and Technology, Lanzhou University, Lanzhou 730000, China;

<sup>4</sup> Department of System Engineering, China Atomic Energy Authority, Beijing 100048, China;

<sup>5</sup> China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

<sup>6</sup> Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

<sup>7</sup> China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China;

<sup>8</sup> China Institute of Atomic Energy, Beijing 102413, China;

<sup>9</sup> National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>10</sup> School of Earth and Space Sciences, Peking University, Beijing 100871, China

Based on a comparative analysis of the advantages and disadvantages of radioisotope and nuclear reactor power generators in space applications, this paper determines that the space reactor power generator is the energy scheme of the Neptune exploration mission, proposes four kinds of major scientific problems involved in Neptune exploration, and introduces preliminary scheme ideas, such as the function module, flight orbit, and design constraints of the mission. Then, focusing on the reactor, the thermal-electric conversion device, the technical route, nuclear safety and radiation protection, the study elaborates the technical scheme of a 10 kWe space reactor power generator. The Neptune detector bus scheme, including TT&C communication, electric propulsion, independent operation and management, high-reliability and long-life design, payload, and microsatellite probe, can provide reference for the demonstration and implementation of Neptune exploration.

**Neptune detective, 10 kWe space nuclear reactor power generator, mission analysis, space nuclear safety, deep space probe**

doi: [10.1360/SST-2020-0399](https://doi.org/10.1360/SST-2020-0399)