

## 核推进的空间应用浅析

廖宏图<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:** 首先通过比较太阳系各天体探测所需速度增量与各种推力器能达到的喷射速度, 阐明核推进对于太阳系探测的重要性; 随后, 在简要介绍几个典型的基于核推进的空间任务设计方案后, 通过参数化宇航动力学分析, 阐明在当前或近期可达到的技术水平下, 基于各种核推力器的航天器所能实现的任务能力, 并比较分析各自的优劣, 指明改进方向。分析表明, 化学推进的适用范围极其有限, 要真正实现太阳系内广阔区域的大规模探索开发, 必须依靠核推进; 基于固堆核热推进的当前技术指标已经能够满足相当一部分雄心勃勃的航天任务需要, 在不远的将来实现广泛应用是可以预期的; 核电推进尽管在技术上已经可以实现, 但要能够在近期的航天愿景任务中获得超越固堆核热推进的优势, 尚须在技术上实现进一步突破, 尤其需要大幅降低核电质量。

**关键词:** 核推进技术; 应用分析; 宇航动力学; 性能比较

**中图分类号:** V434-34   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1672-9374 (2016) 03-0006-09

## Preliminary application analysis of nuclear propulsions in space

LIAO Hongtu<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** The importance of nuclear propulsion in the field of solar-system-exploration is clarified by comparing the jet velocities of various types of rocket engines with the velocity increments required to explore the various celestial bodies in the solar system. Several typical design schemes of space missions completed by nuclear propulsions are briefly introduced. a parameterized analysis based on astrodynamics is made to reveal mission abilities of the available space ships propelled by nuclear propulsions. The advantage and disadvantage of various types of nuclear thrusters are compared, following which the improving direction is pointed out. It's evident that the scope of using chemical propulsions in the field of solar-system-exploration is very narrow, so it's essential to use nuclear propulsion if extensive explorations of solar system are expected. The analysis result indicates that

收稿日期: 2015-10-28; 修回日期: 2016-03-18

作者简介: 廖宏图 (1968—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为空间先进推进技术

many ambitious space missions can be realized with state-of-art techniques of the solid core nuclear thermal rocket, and broad applications in the near future can be foreseeable, but breakthroughs must be made to reduce mass of system of electric propulsion dramatically, especially reduce the mass of nuclear power source, before gaining advantage over the solid nuclear thermal propulsion in space missions planned in the near future.

**Keywords:** nuclear propulsion technology; application analysis; astrodynamics; performance comparison

## 0 引言

核能源的质量密度极高,以核能驱动核推进具有巨大的潜力,已成为人类踏足太阳系内以致更遥远天体的强有力工具。固堆核热推进及以固堆空间核电源驱动的核电推进是在近期可预期实现空间应用的核推进技术,目前已完成了多套设计方案。这些方案表明,即使基于现有技术状态,就可以以比化学推进少得多的代价实现有人火星甚至木星及其卫星的有人探测。随着更多技术难点的突破及更新技术方案的实现,人类探索宇宙空间的能力将极大扩展。

核推进的复杂性远高于化学推进,要实现空间应用必然要考虑更多的影响因素。航天器总体质量特性、任务周期、任务性质、推进系统性能、轨道参数之间的关系更为复杂,需要通过细致的宇航动力学分析才能揭示。

本文首先通过比较太阳系各天体探测的速度增量要求与各种推力器能够实现的比冲,阐明核推进的重要性;随后,在简要介绍几种典型的核推进空间应用方案实例后,通过初步参数化宇航动力学计算揭示基于化学、固堆核热推进、固堆核电推进的航天器的质量特性、轨道特性、能力极限等,并比较分析各自的优势和劣势及改进方向,展望未来应用前景。

## 1 核推进对于太阳系探测的重要性

太阳系内各行星沿着不同平均半径的接近于圆形的椭圆公转轨道绕太阳旋转。要实现行星际间的航行,不仅需要挣脱起点星重力场,还需要进入连接不同公转轨道的转移轨道;而且,若需

要踏足其他行星,还需要在到达目标星后经过一系列制动以脱离转移轨道并被目标星俘获。所有这些动作都需要速度增量。在所有转移轨道中,与起点星及目标星公转轨道同时向切的椭圆转移轨道为最小能量转移轨道,称为霍曼最小能量转移轨道。霍曼轨道所需速度增量最小但在途时间最长。

速度增量与航天器质量特性及推力器性能的关系由齐氏宇航公式描述,如图 1 所示。可以看到,若需要的速度增量为喷射速度的 2 倍时,需要的初/末质量比约 7.5,也就是需要约 6.5 倍末质量的推进剂量,但到 3 倍时就是 20 倍。所以,合理的速度增量要求一般不大于喷射速度的 2 倍,提高速度增量的关键在于提高火箭推进的喷射速度。

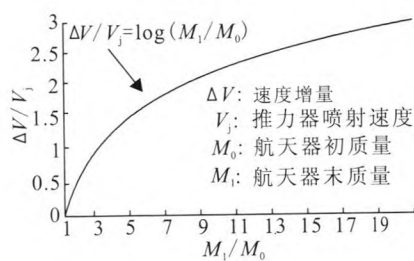


图 1 齐氏宇航公式结果曲线

Fig. 1 Result of Ziokowski's equation

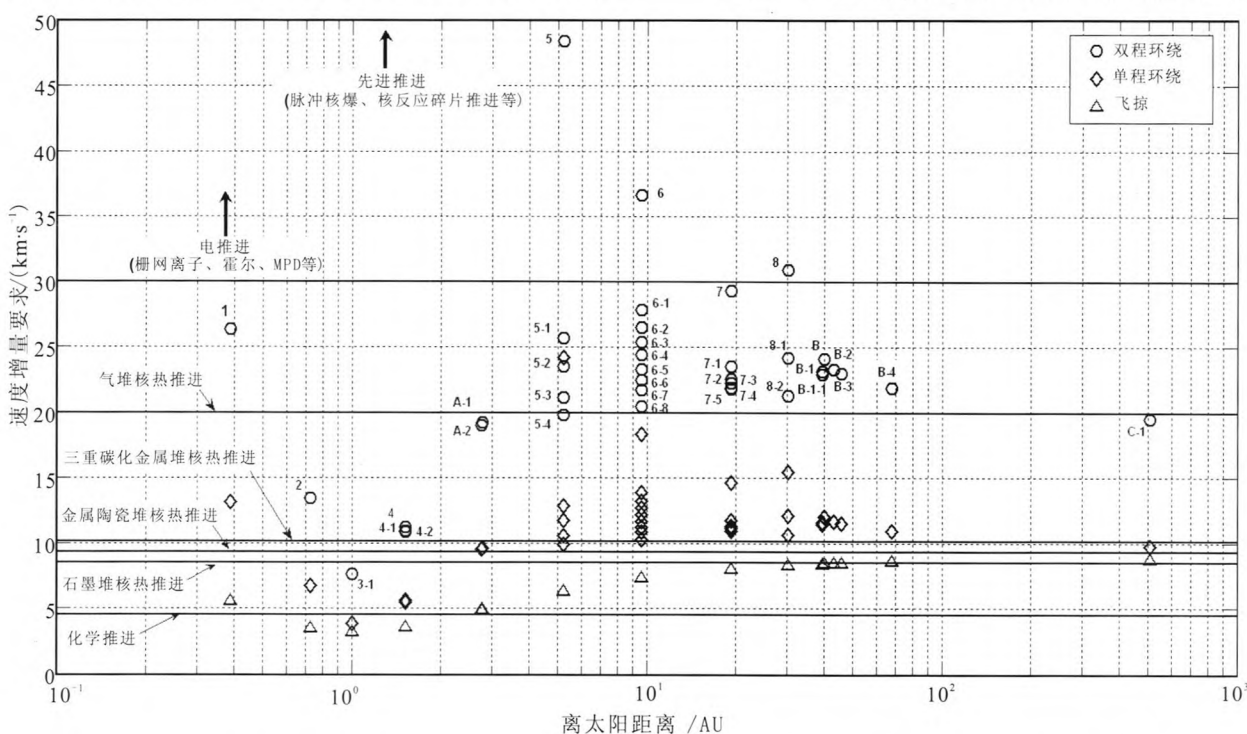
图 2 绘出了太阳系内各主要天体探测所需要的最少速度增量及各种推力器能够达到的喷射速度比较。图中所有数据点均基于霍曼最小能量转移轨道计算。各种探测方式所需要的速度增量包括:飞掠方式仅需去程入轨速度增量,单程环绕需要去程入轨及去程脱轨速度增量,双程环绕需

要去程入轨、去程脱轨及回程入轨速度增量；所有入轨、脱轨都包括了挣脱重力场或被重力场俘获所需速度增量。图 2 的一个显著特点是：离地球一定距离后，需要的速度增量随距离的增加减缓，而影响速度增量需求的主要因素是目标轨道离目标天体的远近，极端情况下甚至需要接近于 50 km/s 的速度增量，即使采用  $10^4$  s 比冲（约 100 km/s 喷射速度）的高性能核电推进，在考虑重力损失后，要实现返回亦非常困难甚至不可能。这就是所谓重力势井效应。

从图 2 可以看到，采用氢/氧化学推力器，在合理代价范围内，其最大能力是：双程环绕探测月球、单程环绕探测金星及火星（双程环绕探测

火星也是允许的，但代价很高）、飞掠探测更遥远的天体；对于更遥远天体，最大能力是环绕探测，且只能发射微小探测器，通常还需要采用行星助力技术。若采用固堆核热推进，尤其是性能最高的三重碳化金属堆核热推进，则可以以低得多的代价、更宽松的任务设计裕度实现上述探测任务，并将双程环绕探测金星及火星、单程环绕探测小行星及大量的行星卫星纳入了可实现范围，所发射的探测器有效质量也可以显著提高；稍高一些代价还可以实现木星及其外围卫星的双程环绕探测；若能进一步利用原位资源，探测能力的提高将更为显著。

更进一步的跨越来自于气体堆核热推进及核



编号形式约定：N-n N-行星编号（数字）或环太阳特征带编号（字母）；n-卫星编号或环太阳特征带内小行星或矮行星编号

停泊轨道约定：起点轨道为绕地球 500 公里圆轨道；终点轨道为绕目标天体 500 公里圆轨道或绕太阳轨道

转移轨道约定：a. 霍曼最小能量转移轨道；b. 追赶交汇、无行星助力、无原位资源利用；c. 未计入重力损失、倾角调整、中途修正

天体编号约定：数字 1~8 分别为水星系、金星系、地球系、火星系、木星系、土星系、天王星系、海王星系；字母 A 为小行星带，A-1 谷神星、A-2 智神星；B 为柯伊伯带，B-1~B-4 分别为冥王星、妊神星、鸟神星、阋神星；C 为奥尔特云，C-1 为奥德娜

图 2 太阳系内各主要天体探测所需要的最小速度增量与各种推进器所能达到的喷射速度比较

Fig. 2 Comparisons between minimum velocity increments required for visiting main celestial bodies in solar system and jet velocities of various types of thrusters

电推进。图中可以看到,基于此两种推力器可以轻松实现太阳系内几乎所有天体的双程环绕探测。其中,核电推进的性能更高,不过,因为核电推进的推力很小,加速度很小,带来两种不利后果:入轨/脱轨时间很长、重力损失很大。即便如此,在总速度增量要求很高的场合,若转运时间不是首要考虑要素,核电推进仍然显著优于核热推进,包括气体堆核热推进。

更先进的推进如脉冲核爆、核反应碎片等,其性能远高于太阳系探测所需,可以非常轻松地实现太阳系内几乎所有区域的探测,并为恒星际探测提供了可能。

## 2 核推进的空间应用方案实例

自二十世纪五六十年代以来,固堆核热推进已经发展到接近空间应用的阶段<sup>[7]</sup>,空间核能源及核电推进也已经取得长足进展,与其同步开展的是基于这些技术的空间任务设计。美、俄、欧等均完成了多种设计方案,并在不断完善中<sup>[1]</sup>。

载人火星探测是核推进应用的重点领域。美国宇航局 NASA 的载人火星设计方案集中归纳于“载人火星方案设计参考体系”(DRA: Design Reference Architecture)中,其中的多个方案采用核推进。以 DRA5.0 为例<sup>[2]</sup>:该方案采用 3~4 台标准固堆核热火箭,每台推力 25 千磅力(约 11 t),比冲 900~940 s,寿命大于 10 h,最长持续工作时间大于 2 h;采用石墨基碳化金属复合核燃料(源自在上世纪六七十年代 Rover/NERVA 计划期间测试的最小推力核热发动机“Pewee”);标准火星任务跨越 56 个月(近 5 年),采用人货分离策略;其中乘员飞船初始轨道重量(IMLEO)约 332 t,有效载荷重量约 67 t,最佳窗口发射所需的总速度增量需求 6~7 km/s;乘员 6 人,乘员火星考察时间 592 d,在途时间 300 d。采用高能扩展设计可将在途时间缩短至 240 d,同时在火考察时间增加到 638 d;若进一步将乘员减至 4 人,并使用预送返回级到火星轨道的策略,则可进一步将在途时间缩短至 180~200 d。因为采用单模式发动机,电力只能来源于太阳能电池,为保持电池阵与太阳相对角度的稳定性,没

有将飞船旋转以获得人工重力,这是 DRA5.0 的不足。如果采用发电-核热推进双模式或者发电-核热-液氧增强三模式(TRITON)推进系统,则可实现人工重力<sup>[4-5]</sup>。

除 NASA 外,其它商业公司也对基于核动力的载人飞船进行严密论证。这些方案也具有很高的可实现性,如 Boeing 公司的核动力载人飞船方案 Discovery<sup>[3]</sup>。采用比 Rover/NERVA 发动机更先进的 ESCORT 推进/发电双模式核能空间动力系统,核燃料为金属陶瓷型(CERMET),比冲 950 s,单台发动机推力 178.4 kN,输出电功率 200 kW<sub>e</sub>。因为可自主供电,所以可让飞船旋转以获得人工重力;因为采用了更新一代/更高性能的金属陶瓷型发动机(参见图 2),所以可以完成更具雄心的任务,如木卫 3/木卫 4 的联合载人着陆考察任务,其总速度增量达 27 km/s,初始轨道重量(IMLEO)约 2525 t,有效载荷重量约 150 t。

俄罗斯/前苏联论证的载人火星飞船采用电推进,其能源来自太阳能电池或空间核电站。其中一种基于核电推进的无人造重力飞船方案为<sup>[6]</sup>:乘员 6 人,总周期 728 d,火星环绕考察(无着陆)30 d,从停泊轨道到(地-火、火-地)转移轨道的过渡通过微推力螺旋加速轨道实现(图 4);飞船起始轨道质量(IMLEO)为 390 t,有效载荷 85 t;核电源功率 22.5 MW<sub>e</sub>,总推力 350~600 N,由 400~900 个功率在 25~50 kW<sub>e</sub> 的电推力器构成的推力器簇获得;推力器可以是霍尔/离子/磁等离子体中的任意一种,但要求比冲在 5 000~9 000 s 之间可调,且寿命大于 1 5000 h;推进系统(电源+推力器+PPU+结构)的总比质量不大于 5 kg/kW<sub>e</sub>。

## 3 参数化宇航动力学初步分析

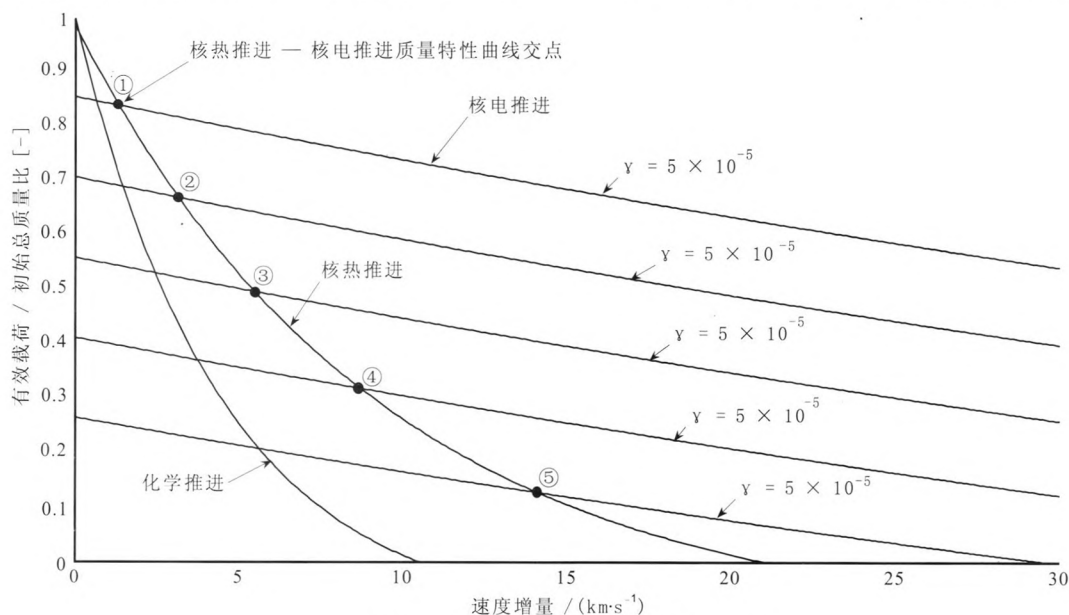
图 2 展现了核推进对于太阳系探测的重要性及广阔应用前景,但能否实现取决于各项性能指标能否达到预期。除比冲外,最重要的性能指标就是质量特性及寿命。推进系统性能、航天器质量特性、任务周期/任务性质、轨道参数之间的关系需要通过宇航动力学分析揭示。

图 3 绘出了基于质量衡算结合齐氏宇航公式

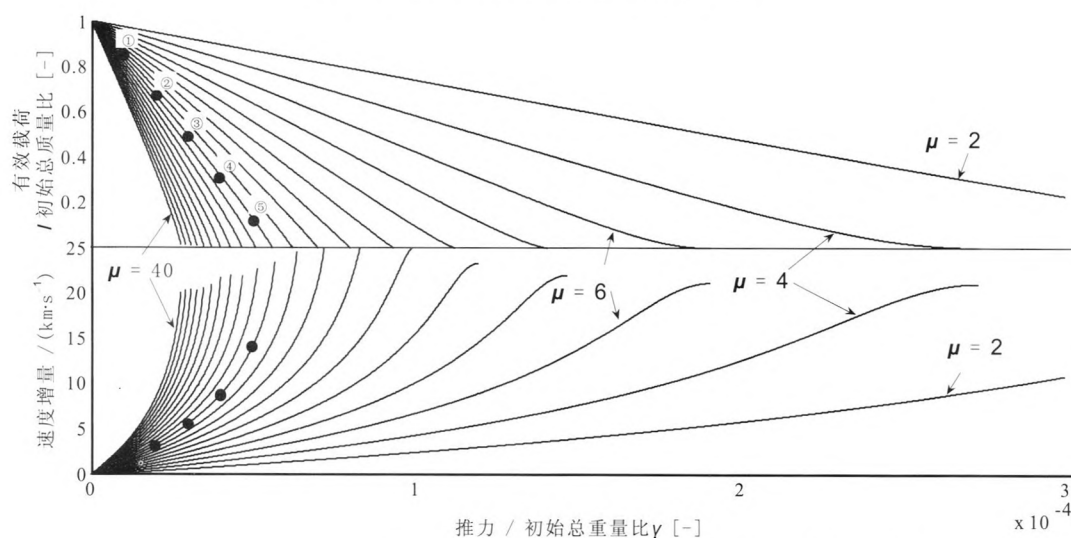
得到的采用不同推进系统的航天器质量特性曲线,同时绘出了在不同比推力 $\gamma$ (推力/航天器初始总重量比,重力加速度取海平面值)及不同核电推进系统总比质量 $\mu$ (推进系统质量/总输出功率比,其中推进系统含电源、电推力器、PPU、

结构)情况下,核热推进/核电推进航天器质量特性曲线的交点参数。除 $\gamma$ 和 $\mu$ 外,其余设计参数(如比冲、储箱比质量、发动机推重比等)基于当前发展水平。

从图3(a)可以看到,即使基于当前发展水



(a) 采用各类推进方式的航天器质量特性曲线



(b) 采用核热推进/核电推进的航天器质量特性曲线交点参数

计算条件: 比冲  $I_{sp}$  [秒] = 化学 (450) / 核热 (950) / 核电 (9000); 推进系统推重比  $\varepsilon$  [-] = 化学 (30) / 核热 (6) / 核电 (0.001); 推力/航天器初始总重量 (海平面) 比  $\gamma$  [-] = 化学 (0.1) / 核热 (0.1) / 核电 ( $1 \sim 5 \times 10^{-5}$ ); 储箱比质量 [-] = 0.1 (所有); 核电推进系统总质量 (核电源+电推力器+PPU+结构) / 电源输出功率比  $\mu$  [kg/kWe] = 20; 核电源功率处理单元 (PPU) 效率 = 90%; 电推力器效率 = 70%。(b) 图中的每个曲线对对应确定  $\mu$  值下的核热/核电质量特性曲线交点参数, 从左到右各曲线对对应  $\mu$  值依次减 2; 其中  $\mu=20$  曲线对上的 5 个点与 (a) 图中的 5 个交点依次对应。

图 3 采用化学推进、固堆核热推进、核电推进的航天器质量特性曲线及核热推进/核电推进航天器质量特性曲线交点参数

Fig. 3 Mass characteristics of chemical propulsion, solid core nuclear thermal propulsion (SNTTP) and nuclear electric propulsion (NEP) space ships, and parameters of curve intersections of SNTTP and NEP



平，核热推进也明显优于化学推进：不仅可以实现更高的速度增量，而且对于绝大部分能共同实现的速度增量范围内，核热推进都能实现更高的有效载荷比。考虑到核热推进存在推力下限（核反应堆临界质量决定），不能用于推力很小的场合（如微小探测器推进），其他大部分空间任务（如月球探测、火星探测等，尤其载人深空探测）采用核热推进都能大幅提高航天器总体性能，实现更具挑战性的任务需求。可以预期，核热推进能在可预见的将来实现广泛应用。

图 3 (a) 绘出了 5 个不同比推力  $\gamma$  情况下核电推进航天器的质量特性曲线，其中的核电推进系统总比质量  $\mu$  取当前技术水平下可预期实现的值 (20 kg/kWe)。可以看到：核电推进曲线与化学推进、核热推进曲线存在交点，超过某个总速度增量后，核电推进系统的有效载荷比高于化学/核热推进系统，但在此之前则核电推进没有优势。另外，如果需要的速度增量分别超过 10 km/s 和 20 km/s，化学推进、固堆核热推进已经不能携带有效载荷，但只要比推力  $\gamma$  值足够低，核电推进仍然可用。

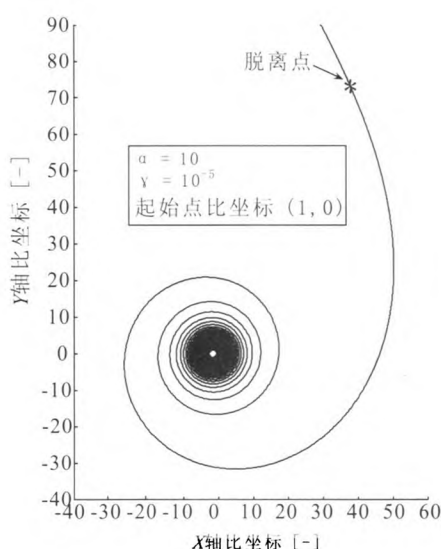
从图 3 (a) 中可以看到，比推力  $\gamma$  值对核电推进航天器质量特性曲线的位置影响显著： $\gamma$  值越高，能实现的有效载荷比越低，大于某个值后

将不能携带有效载荷。这是核电推进系统的总质量太大导致的。尽管超过某个总速度增量后，核电推进的有效载荷比高于核热推进，但若要在合理的有效载荷比情况下达到此目的， $\gamma$  值就必须很小。如图中交点④：若希望在不低于 0.3 的有效载荷比下优于核热推进， $\gamma$  值就不得大于  $4 \times 10^{-5}$ ，也就是航天器初始加速度最多达到海平面重力加速度的  $4 \times 10^{-5}$  倍。

要扩大核电推进的优势范围，必须减少比质量  $\mu$ ，这从图 3 (b) 中交点参数的变化趋势可以清楚地看到： $\mu$  值越低，越能在更高的比推力  $\gamma$ 、更低的速度增量需求、更高的有效载荷比需求下获得超越核热推进的质量特性。

在考虑了具体任务特征后，减少  $\mu$  值的重要性将更为突出，这与达到指定有效速度增量所需要的加速时间相关，体现在：1) 加速时间越短，脱离天体重引力场时的重力损失越小；2) 某些应用场合，如载人深空探测、快速机动平台等，需要尽可能短的加速时间。核电推进系统的比质量越低，就可以在相同推进系统质量限制情况下获得越大的推力，从而越大的加速度，越短的加速时间。

图 4 绘出了由微推力器驱动的航天器脱离天



计算说明：

- (1) 从稳定运行圆轨道开始
- (2) 发动机推力保持恒定
- (3) 质量单位  $M_0$ ：航天器初始总质量  
长度单位  $L_0$ ：起始轨道半径  
速度单位  $V_0$ ：起始轨道速度  
时间单位  $T_0$ ：起始轨道周期的  $(1/2\pi)$  倍 ( $=L_0/V_0$ )  
基准重力加速度  $g_0$ ：起始轨道重力加速度 ( $=V_0/T_0$ )
- (4) 轨道上某点的标称速度：以起始轨道半径为近地点半径并且总轨道能等于当前点总能的近地点速度
- (5) 理想标称速度增量：基于齐氏宇航公式获得的速度增量，相当于假设在起始瞬间即完成加速所获得的标称速度增量
- (6) 脱离点：椭圆轨道-双曲轨道转折点；若在脱离点前发动机停止工作，则航天器仍能被天体俘获，在该点之后停止则不能
- (7)  $\alpha$ ：无量纲发动机喷气速度  $= V_j/V_0$ ， $\gamma$ ：比推力 (见图 3 说明)

图 4 微推进驱动的航天器脱离天体重力场的螺旋加速轨道

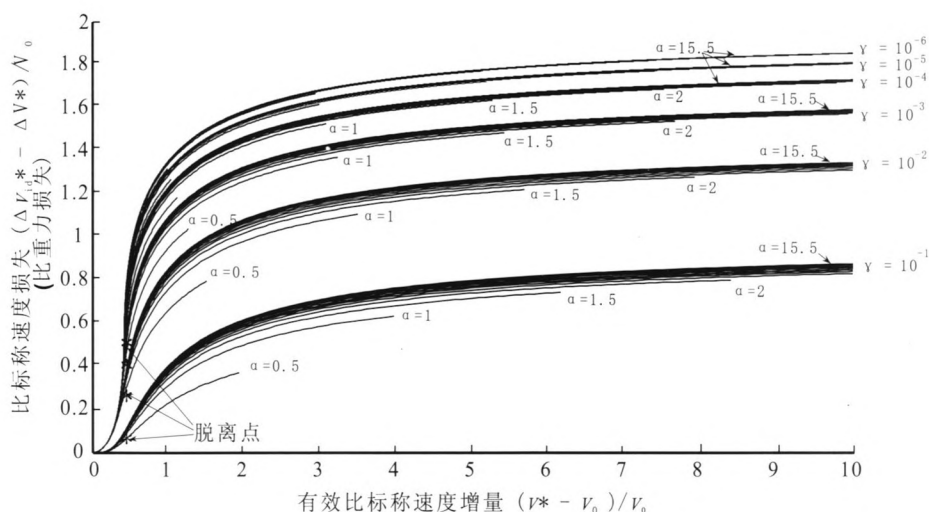
Fig. 4 Helix accelerating orbits of spacecraft propelled by micro-propulsion to deviate gravity-field from celestial body

体重力场时的轨道。可以看到,其轨道为螺旋加速形式,在经过多圈的环绕飞行后才到达远离天体中心(图中脱离半径是起始轨道半径的近百倍)的脱离点,挣脱重力束缚。图5绘出了在不同比冲(体现于无量纲喷气速度 $\alpha$ )、不同比推力 $\gamma$ 情况下,轨道上各点的无量纲重力损失。可以看到:

- 1) 需要的有效比标称速度增量越高,重力损失越

大,且在脱离点附近增加最为迅速,随后逐渐趋缓; 2) 比推力 $\gamma$ 是影响重力损失的主要因素,发动机比冲的影响较少。图6绘出了脱离点上的轨道参数与 $\alpha$ 和 $\gamma$ 的关系曲线。可以看到,比冲主要影响航天器的质量比,对加速时间和重力损失影响较小,但比推力 $\gamma$ 则影响显著。

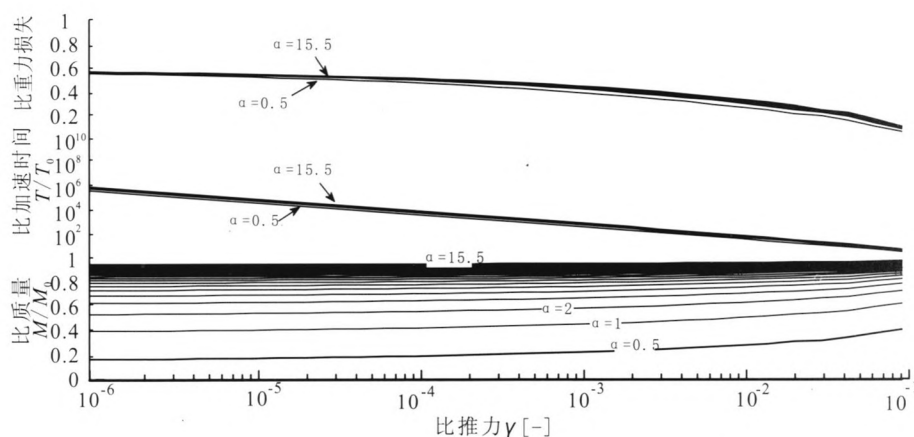
根据齐氏宇航公式,对于发动机推力、比



计算条件: 同图3和图4。符号说明:  $V_{id}^*$ -理想标称速度;  $V^*$ -有效标称速度;  $V_j$ -发动机喷气速度;  $F$ -发动机推力;  $\Delta V_{id}^* = V_{id}^* - V_0$  理想标称速度增量;  $\Delta V^* = V^* - V_0$  有效标称速度增量;  $\alpha$ 和 $\gamma$ 见图4说明。

图5 脱离天体重力场轨道上各点的重力损失

Fig. 5 Gravity loss at points on gravity-field-deviation orbits



计算条件: 同图5; 符号: 见图3~图5中的相关说明

图6 脱离天体重力场航天器在脱离点上的无量纲轨道参数与无量纲发动机工作参数的关系  
Fig. 6 Relationship between dimensionless orbit parameters and dimensionless propulsion parameters at departure point when space ship deviates gravity-field from celestial body

冲、推力方向与速度方向夹角均保持恒定的航天器，其无量纲加速时间与无量纲速度增量间存在如下关系：

$$T=\frac{\alpha}{\gamma}\left(1-\exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{eff}}^{*}+\Delta V_{\text{loss}}^{*}}{\alpha}\right)\right)$$

(1)

式中： $\Delta V_{\text{eff}}^{*}$ 、 $\Delta V_{\text{loss}}^{*}$  分别为有效比标称速度增量及比标称速度增量损失（无量纲重力损失）。如

果  $\Delta V_{\text{eff}}^{*}$ 、 $\Delta V_{\text{loss}}^{*}$  与  $\alpha$  相比足够小，可将右端对指数项一阶展开，得出  $T$  近似与  $\gamma$  成反比，且与  $\alpha$  无关——此规律在图 6 中脱离点上的比加速时间曲线上得到了体现。表 1 给出了根据图 3~图 6 中参数化结果曲线及公式 (1) 得到的几个采用不同推进系统的航天器总体性能的具体化实例。

可以看出，尽管核电推进的比冲比核热推进

表 1 采用不同推进系统的航天器总体性能的具体化实例

Tab. 1 Concrete samples of gross performances of spacecrafts propelled by different propulsion systems

基本计算条件: 同图 3 ~ 图 6					
起始轨道参数: 500 km 地球圆轨道; $V_0 \approx 7.6$ km/s, $T_0 \approx 0.25$ 小时, $g_0 \approx 8.4$ m/s <sup>2</sup> , 到脱离点需要的最小有效标称速度增量 $\approx 3.2$ km/s					
推进系统	化学推进	核热推进	核电推进		
			$\mu=20[\text{kg/kWe}]$	$\mu=2[\text{kg/kWe}]$	
			9 000	9 000	
			11.6	11.6	
推力器	比冲/s	450	950	4×10 <sup>-5</sup>	2×10 <sup>-4</sup>
	比喷气速度 $\alpha$	0.58	1.225		
	比推力 $\gamma$	0.1	0.1		
有效速度需求		$1V_0 \approx 7.6$	$1V_0 \approx 7.6$	$1V_0 \approx 7.6$	$1V_0 \approx 7.6$
速度增量/(km·s <sup>-1</sup> ) 重力损失(一次变轨)		$0.32V_0 \approx 2.4$	$0.32V_0 \approx 2.4$	$1.35V_0 \approx 10.3$	$1.25V_0 \approx 9.5$
总增量		10.0	10.1	17.9	17.1
航天器	能够实现的起始有效载荷比	$\approx 0$ (不能携带有效载荷)	0.25	0.10	0.42
	需要的加速时间	2 h	2 h	462 天	106 天

高出近 10 倍，但在  $\mu=20$  kg/kWe 时，其能够实现的起始有效载荷比却只有核热推进的四分之一。其根本原因在于：电推进单位推力耗电量巨大（每牛顿推力需要数十千瓦电功率），如果每单位输出电功率需要的推进系统质量（ $\mu$  值，核电源占主要比例）很大，就会导致单位推力需要的推进系统总质量很大，在相同推力需求下推进系统占据的比例很大，推力不能太大而导致能够获得的加速度很小，这不仅使加速时间很长，而且在用于脱离天体重力场时重力损失很大，而这又更进一步大幅降低了航天器的有效载荷比。第 3 节的应用实例证实了这种分析：核热火箭可以以更饱满的任务量、更宽松的设计裕度完成载人

火星探测。如果将  $\mu$  值降至 2 kg/kWe（优于前述俄罗斯/前苏联论证的核电推进载人火星考察方案的预设值 5 kg/kWe，采用固堆磁流体核电源可以实现），就可以获得显著优于核热推进的起始有效载荷比，同时加速时间从 462 d 降至 106 d。

综上所述，核热推进具有远高于核电推进的推重比，加速时间短，这不仅大幅缩短任务周期，而且在应用于脱离天体重力场的任务时能够大幅减少重力损失，提升有效载荷比。只要总速度增量在可承受范围内，核热推进对于需要往返于大型天体间的大型探测任务，尤其载人探测任务具有明显优势；核电推进的比冲远高于核热推进，对于高速度增量场合是必然选项，但是，目



前核电推进系统推重比太低,要能在可接受的代价范围内应用核电推进,需要在技术上实现进一步突破,以大幅降低推进系统的质量,尤其是核电源质量。

## 4 结束语

宇航动力学计算表明,化学推进的适用范围极其有限,要真正实现太阳系内广阔区域的大规模探索开发,必须依靠核推进。固堆核热推进、气堆核热推进、核电推进,将人类探索太阳系的能力逐代跨越直至能够涉足其中的几乎所有天体;脉冲核爆、核反应碎片等先进核推进则为人类超越太阳系提供了技术原理储备。

基于现有或在近期内可预期实现的技术水平,经过严密论证,已经获得了多套应用核推进的可靠空间任务方案,尤其是载人火星探测方案;所采用的推进方案既有固堆核热推进,也有核电推进,所有这些方案都具有较高的可实现性。

固堆核热推进及固堆核电推进是目前已经实现或在技术上可以实现的两种核推进类型。其中,固堆核热推进的技术状态比较成熟,其已经实现的技术指标已经能够满足相当一部份雄心勃勃的航天任务需要,在不远的将来实现广泛应用是可以预期的;固堆核电推进尽管在技术上已经可以实现,但要能够在近期的航天愿景任务中获得超越固堆核热推进的优势,尚须在技术上实现进一步突破,尤其需要大幅降低核电源质量。

## 参考文献:

- [1] GRIFFIN B, THOMAS B, VAUGHAN D, et al. A Comparison of transportation systems for human missions to mars: AIAA-2004-3834[R]. USA: AIAA 2004.
- [2] BOROWSKI S K, MCCURDY D R, PACKARD T W. "7-Launch" NTR Space transportation system for NASA's Mars design reference architecture (DRA) 5.0: AIAA-2009-5308[R]. USA: AIAA, 2009.
- [3] BENTON M G. Spaceship Discovery - NTR vehicle architecture for human exploration of the solar system: AIAA-2009-5309[R]. USA: AIAA, 2009.
- [4] MCCURDY D R, BOROWSKI S K, BURKE L M, etc. A crewed mission to apophis using a hybrid bimodal nuclear thermal electric propulsion (BNTENP) system: AIAA-2014-3625[R]. USA: AIAA, 2014.
- [5] CASSENTI B N. Missions to sun-mars L1 Lagrange point using bimodal nuclear thermal electric propulsion: AIAA-2014-3626[R]. USA: AIAA, 2014.
- [6] LORENZONI A, BELLACHIOMA M. Nuclear propulsion for human exploration: the mars and moon case: IAC-09. C4.7.-C3.5.1[R]. [S.l.]: IAC, 2009.
- [7] BOROWSKI S K, MCCURDY D R, PACKARD T W. Nuclear thermal rocket (NTR) propulsion: A proven game-changing technology for future human exploration missions: GLEX-2012.09.4.6x12341 [R]. USA: Global Space Exploration Conference. 2012.
- [8] 卡拉杰耶夫 A C. 载人火星探测[M]. 赵春潮, 王苹, 魏勇译. 北京: 中国宇航出版社, 2010.

(编辑: 陈红霞)