

空间超高比冲推进技术综述

王紫桐¹, 贺亚强¹, 蒲彦旭¹, 耿海^{1*}, 王珏², 温正², 陈强强¹, 岳士超¹

(1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 兰州 730000;

2. 中国空间技术研究院 通信与导航卫星总体部, 北京 100094)

摘要: 比冲是衡量空间推进系统效率的核心指标, 持续提高比冲是空间推进技术发展的永恒追求, 以木星以远行星际探测为代表的复杂宇航任务对空间推进系统提出达到超高比冲的要求。系统梳理了超高比冲空间推进的主流技术路线, 从静电加速机制、电磁场加速机制、新型推进剂加速机制以及新能源加速机制等方面阐述了实现超高比冲的技术途径, 分析了提升比冲的关键技术, 给出了超高比冲技术发展建议, 展望了超高比冲技术的应用前景, 为超高比冲技术突破提供参考。

关键词: 空间推进; 超高比冲; 电推进; 核推进; 反物质推进

中图分类号: V439

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2024)05-0535-09

DOI: 10.12446/j.issn.1006-7086.2024.05.010

Review of Space Ultra-high Specific Impulse Propulsion Technology

WANG Zitong¹, HE Yaqiang¹, PU Yanxu¹, GENG Hai^{1*}, WANG Jue², WEN Zheng², CHEN Qiangqiang¹, YUE Shichao¹

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,

Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China; 2. Institute of Telecommunication and Navigation Satellites,

China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Specific impulse is the core index to measure the efficiency of space propulsion system, and it is an eternal pursuit to continuously improve the specific impulse of space propulsion. At present, complex space mission represented by Jupiter's far-planet interplanetary exploration require space propulsion system to achieve ultra-high specific impulse. This paper systematically summarizes technical routes of ultra-high specific impulse propulsion, and expounds the technical approaches to achieve ultra-high specific impulse from the aspects of electrostatic acceleration mechanism, electromagnetic field acceleration mechanism, new propellant acceleration mechanism, and new energy acceleration mechanism. The key technology of improving specific impulse is analyzed, and the development suggestions of ultra-high specific impulse technology are put forward.

Key words: space propulsion; ultra-high specific impulse; electric propulsion; nuclear propulsion; antimatter propulsion

0 引言

推力器比冲^[1](Thruster Specific Impulse)定义为单位质量流量的推进剂产生的推力, 是衡量推进系统效率的重要指标。高比冲意味着执行相同速度增量的任务只需要消耗更少的推进剂。在当前

技术水平下, 电推进是比冲最高的推进系统(普遍达到1 000~3500 s), 执行相同任务推进剂消耗量不到化学推进的10%。应用具有高比冲特征的先进空间推进系统能够大幅减少航天器的推进剂携带量, 节约的质量和空间可以携带更多有效载荷以提

收稿日期: 2024-04-30

基金项目: 国家重点研发计划(2022YFB3403500); 中国航天科技集团有限公司钱学森青年创新基金

作者简介: 王紫桐, 硕士, 工程师, 研究方向为空间电推进技术与应用。E-mail: wangzt13@163.com

通信作者: 耿海, 研究员, 研究方向为空间电推进技术与应用。E-mail: marineen115@163.com

引文信息: 王紫桐, 贺亚强, 蒲彦旭, 等. 空间超高比冲推进技术综述[J]. 真空与低温, 2024, 30(5): 535-543.

WANG Z T, HE Y Q, PU Y X, et al. Review of space ultra-high specific impulse propulsion technology[J]. Vacuum and Cryogenics, 2024, 30(5): 535-543.

升承载比,或降低整星质量以实现一箭多星,极大地提升航天任务的效益^[2]。持续提高比冲已成为空间推进技术发展的永恒追求。

当前电推进系统的比冲完全满足静止轨道卫星位置保持、部分轨道转移等任务的应用需求,然而,以木星的远行星际探测、多目标行星探测为代表的复杂任务对空间推进系统的比冲提出了更高的要求,即使是当前比冲最高的离子电推进系统也难以完全满足应用需求,因此国际上逐渐开始探索提高比冲的新方法及新途径,甚至是兼具大推力和高比冲特征的颠覆性技术。

本文围绕国际上提升空间推进系统比冲的技术途径进行调研,系统梳理超高比冲技术逻辑内涵,重点研究提升比冲的关键技术难点、实现超高比冲的新技术体制等内容,明确后续超高比冲技术重点攻关方向,给出发展建议,为超高比冲技术突破提供有实用价值的参考。

1 超高比冲电推进关键技术分析

根据比冲的物理定义,可以推导出常用的电推进比冲 I_{sp} 公式^[3]:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} = \frac{\bar{v}}{g_0} = \frac{2P_e\eta}{Fg_0} \quad (1)$$

式中: F 为电推进的推力; $\dot{m}$ 为推进剂质量流量; $\bar{v}$ 为有效平均喷射速度; P_e 为电推进输入功率; η 为电推进效率(加速效率); g_0 为重力加速度。可以看出,比冲提高的主要途径有增大推进剂轴向喷射速度 $\bar{v}$ (减小束流发散角)、提高输入功率和加速效率等。针对不同电推进技术体制,提高比冲的方式需要具体分析。下面按加速方式不同,分析各类超高比冲电推进的关键技术。

1.1 基于静电加速的超高比冲电推进技术

1.1.1 单级静电加速离子电推进

主要指传统(双栅/三栅)离子电推进技术。离子电推进的工作原理主要是通过屏栅和加速栅

之间施加偏压,以静电加速的方式引出放电腔中的离子,从而产生推力。设 θ 为束流发散角,推进剂离子质量为 m_i ,屏栅、加速栅和减速栅电压分别为 V_s 、 V_a 和 V_d ,根据离子电推进比冲公式^[4]:

$$I_{sp} = \cos\theta \sqrt{\frac{2q(V_s - V_d)}{m_i}} \quad (2)$$

可以看出束流发散角和推进剂种类一定时,提高比冲就要增加屏栅和加速栅之间的电势差。然而,高电压下高能离子束及电荷交换离子将对钨栅极造成更严重的溅射刻蚀,影响电推进寿命。因此基于高压静电加速的超高比冲电推进的关键在于提高栅极对高电压的耐受性,才能尽可能提高功率,从而提升比冲。例如,美国 JPL^[5] 针对木星冰月轨道飞行器研制的核电离子电推进 NEXIS,采用了低溅射率的碳-碳复合材料栅极,几乎消除了孔壁溅射,预期寿命 93 000 h,是钨栅极离子电推进 NSTAR 的 3 倍,功率拓展至 25 kW,最高比冲能达到 8 100 s;美国格伦研究中心^[6] 研制的高功率高比冲离子电推进 HiPEP 最大功率 40 kW,采用了热解石墨片栅极,与钨栅极相比大幅降低了刻蚀磨损,能够达到 9 620 s 比冲;俄罗斯 Keldysh 研究中心^[7] 基于 35 kW 级离子电推进系统 IT-500 的设计参数,计算出钛合金加速栅极和碳-碳材料加速栅极刻蚀速率分别为 0.3 $\mu\text{m/h}$ 和 0.05 $\mu\text{m/h}$,寿命将相差 10 倍以上,因此计划改用碳-碳材料栅极以适应离子电推进大功率运行模式。

不同功率下的电推进性能参数如表 1 所列。可以看出,比冲提高的同时栅极面积也在增大,这是出于性能平衡的需求,通过增加加速离子的总质量来同步提高推力。因此,大尺寸栅极的材料选型与加工间接制约了离子电推进的比冲提升。从表 1 中可以发现,电推进的比冲虽然升高了,但是推力密度呈现下降趋势,说明离子电推进的比冲和推力(或栅极面积)很难实现同步提高。

表 1 离子电推进典型产品性能

Tab. 1 Performance of typical ion thruster products

电推进型号	功率/kW	最优比冲/s	最大推力/mN	栅极有效面积/ cm^2	推力密度/($\text{mN}\cdot\text{cm}^{-2}$)
美国 NSTAR	2.3	3 130	93	640	0.15
美国 XIPS-25	4.3	3 550	166	490	0.34
英国 T6	4.5	4 120	145	380	0.38
美国 NEXT	6.9	4 110	237	1 020	0.23
俄罗斯 IT-500	17.8	7 000	390	1 962	0.19
美国 NEXIS	25	8 100	517	2 550	0.20
美国 HiPEP	40	9 620	670	3 731	0.18

双/三栅极离子电推进实现超高比冲主要有以下关键技术: (1) 离子电推进耐溅射长寿命栅极技术。高压下离子将获得更高能量, 栅极系统将面临更严重的离子溅射刻蚀, 因此需要对栅极进行优化设计, 以提升超高比冲模式下的束流聚焦性能。材料方面, 通常选用碳碳复合材料、石墨以及钛等耐溅射、热膨胀系数低的材料; 结构方面, 通常进行栅孔形状优化和变孔径栅极设计。(2) 大口径多孔薄壁曲面栅制造技术。离子电推进在提高比冲的同时, 需要同时增加推力, 因此会扩大栅极面积。具有优良热稳定性的大口径栅极面临着制造工艺难、热处理过程复杂等难题, 需要开展深入研究。

1.1.2 双级静电加速离子电推进

传统双栅或三栅离子电推进比冲存在上限, 最主要是引出与加速过程相互耦合限制的原因^[8]。为提高比冲, 需要提高屏栅电压, 过强的电场将导致等离子体鞘层过度弯曲, 引出的等离子体偏离预

期方向, 直接轰击溅射加速栅上表面, 因此加速电势通常限制在 5 kV 以下^[9]。多栅极系统电推进应运而生, Fearn 从可控核聚变反应装置中得到启发, 提出了双级四栅离子电推进概念(如图 1), 在屏栅和加速栅之间增加引出栅, 使得离子引出和加速过程解耦, 加速阶段电势将不受约束。欧空局^[9]通过合理地设计栅极间距和孔径, 在加速阶段施加了 10~30 kV 的电势, 实验中比冲达到了 1.5×10^4 s。双级四栅栅极系统设计最为成熟的是澳大利亚国立大学研制的射频源双级加速离子推力器原理样机, 在实验中实现了比冲为 1.5×10^4 s。美国康奈尔大学^[10]设计了一款高能射频离子加速器(如图 2 所示), 作为推进系统时比冲预计能达到 $1.7 \times 10^4 \sim 1.0 \times 10^5$ s, 计算得到执行 ΔV 高达 32 km/s 的任务仅需 7.5 年。国内兰州空间技术物理研究所^[11]研制了射频源双级四栅离子电推进(DS4G), 地面试验实测最高比冲达到了 10 076 s。

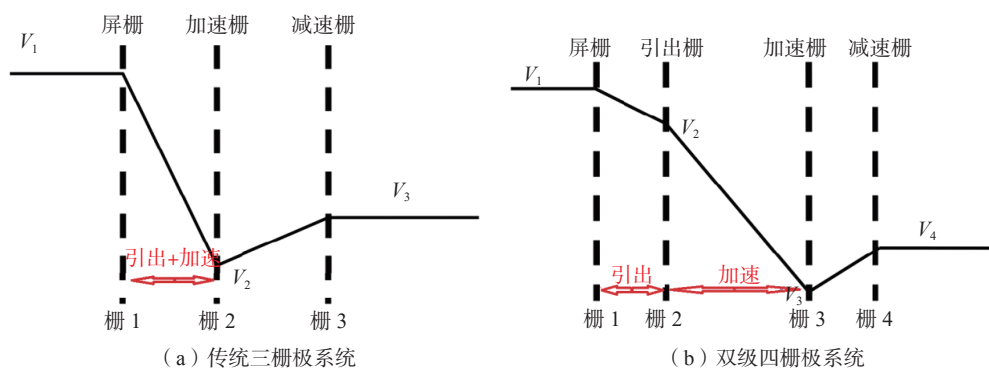


图 1 双级四栅离子光学系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of dual stage ion optics

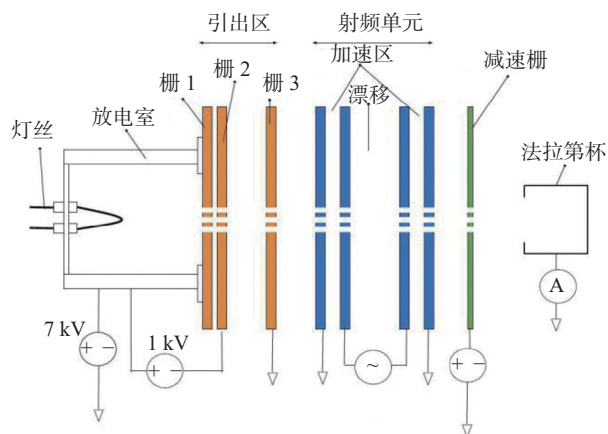


图 2 高能射频离子推进系统

Fig. 2 Ion propulsion system based high energy radio frequency

基于多级加速的超高比冲电推进的关键技术有: (1) 轻量化超高压电源研制。适用于超高比冲离子电推进的小型高压电源结构复杂, 研制难度较大, 因此是当前制约多级静电加速电推进技术发展的主要原因, 未来的发展方向是核电源。(2) 超高压栅极长寿命设计技术。超高压(4 000 V 以上)条件下, 离子将获得更高的能量, 对栅极的冲击也很大, 严重影响栅极寿命, 因此要对超高压栅极的材料和结构进行优化; 另外, 栅极增加后, 超高压下搭接短路的几率大幅增加, 因此在栅极组装过程中必须充分考虑栅极间距的科学性和绝缘安全性。(3) 超长束流下的电磁兼容特性技术。超高比冲电推进束流超长, 在航天器应用中可能会面临羽流污染的情况, 对航天器其他部组件造成影响甚至损害, 因

此需要开展电磁兼容特性技术研究。

1.1.3 高比冲霍尔电推进

霍尔电推进是利用阴极电子在正交电磁场的霍尔电流效应来电离推进剂,再利用轴向静电场将等离子体加速喷出的推进技术。磁层霍尔电推进(SPT)电离和加速区重叠耦合^[12],最高比冲为3 500 s左右,通过采用轻质推进剂可提升至5 000 s左右。双级阳极层霍尔电推进(TAL)电离和加速区分离,比冲可提升至6 000~8 000 s,因此TAL是超高比冲霍尔电推进的重点发展方向^[13]。兰州空间技术物理研究所^[14]研制的百千瓦级SPT霍尔电推进比冲超过5 130 s(氙气推进剂)。俄罗斯^[15]开发的双级TALVHITAL-160在功率36 kW时最高比冲为7 667 s,采用铍金属作为推进剂时比冲最高达到8 000 s。

霍尔电推进实现超高比冲关键技术主要是:(1)放电室壁面溅射抑制技术。为提升比冲,霍尔电推进需提高放电电压,这导致放电室内离子能量增加,壁面遭受严重溅射。可采用耐溅射壁面材料、增加壁面厚度、磁场构型优化、缩短放电室长度以及磁屏蔽设计等优化措施^[16]。(2)通过优化磁电路拓扑结构,增加放电通道的宽度,达到提高比冲的目的。

1.1.4 高压尖端场静电推进

主要有场致发射电推进器(FEEP)和电喷雾推进器,两者都是利用泰勒锥产生推进剂离子喷雾,再在发射极和引出极间施加高压电场(10^9 V/m)加速离子产生微小推力,多用于微纳卫星的轨道机动、精确姿态控制、大气阻力补偿及高精度编队飞行等。FEEP^[17]以铯(Cs)、铟(In)、镓(Ga)等液体金属为推进剂,比冲可达6 000~12 000 s;电喷雾推进器采用非金属推进剂,可以发射带电液滴或纯离子,其中纯离子模式能够达到7 000 s以上比冲。英国南安普敦大学开发的PET-100电喷雾推进器^[18]比冲就达到了7 000 s。

高压尖端场静电推进的关键技术:(1)微型发射极高精度制造技术。FEEP和电喷雾推进器发射极尖端直径仅为 μm 量级;为降低尖端表面流阻,提高发射稳定性,还要进行表面粗化、清洗、浸润等多道复杂工序;为提升推力密度,还要进行高度一致的阵列式加工,制造和装配工艺难度很大。(2)低功耗高性能中和技术。基于高压尖端场的超高比冲电推进系统功耗通常仅为数瓦,低于传统空心阴极功率,需要特殊的低功耗的中和器来降低系

统的总功率,通常采用低功耗的热阴极、场发射阵列阴极以及碳纳米管阴极,这三种阴极各有优劣,还需要进一步优化结构以提高性能。(3)长寿命维持技术。尖端场电推进影响寿命的最主要原因是发射极的腐蚀以及由此带来的质量效率的下降。随着推力器工作时间的增加,尖端未被蒸发的推进剂会沉积在吸极孔上,引起吸极孔径的缩小,并最终导致短路,目前多采用加热蒸发等方法。

1.1.5 离子霍尔混合推进

西班牙马德里理工大学^[19]提出一种替代低功率混合离子发动机(Alternative low power hybrid ion engine, Alphie),结构如图3所示。Alphie的构型类似于霍尔电推进,同时又增加了栅极系统,因此除了栅极电势差使得推进剂离子加速外,电子和离子产生的自洽电场也会使得离子加速,比冲比传统离子推力器有很大提高。实验室实测,200~325 W功率下比冲在13 900~20 000 s之间(以氙气为推进剂)。

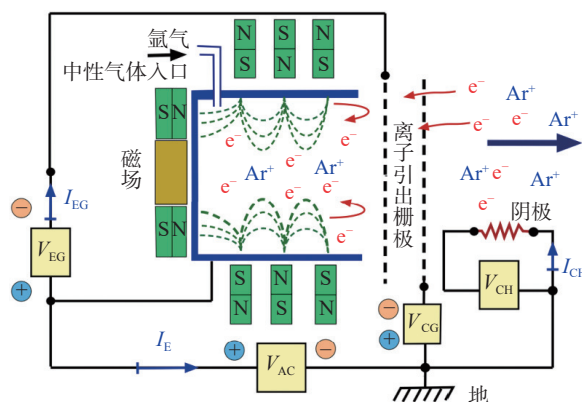


图3 Alphie等离子体推进器原理图

Fig. 3 Diagram of alternative low power hybrid ion engine

上述推进方式关键技术有:(1)长寿命阴极技术。基于混合加速机制的超高比冲电推进仍然是以离子电推进和霍尔电推进的加速机制为基础,因此仍然保留有阴极组件,阴极的寿命仍然是影响整机寿命的关键。(2)基于跨域电子往返控制的高效等离子体约束技术。Alphie中电子将跨越栅极系统返回放电室,从而通过无序碰撞来强化放电室中推进剂的充分电离,因此需要掌握电子跨域往返与等离子体约束过程的物理机理及控制方法,以提高电推进性能。

1.2 基于电磁场加速的超高比冲电推进技术

电磁场加速不受空间电荷限制,能够达到比静电加速电推进更高的比冲,是国内外核电推进的

优选技术体制,在兆瓦级功率下能够达到 3 000~10 000 s 以上比冲^[20]。当前主要技术路线有磁等离子体动力推力器(MPDT)、可变比冲磁等离子体火箭(VASIMR)、场反构型电磁推进(FRPT)等。

磁等离子体动力推力器原理是用电场向推力器注入能量,并利用磁场对能量进行转化,实现等离子体的加速。因此 MPDT 是电磁场同时作用,相比静电加速推力器拥有更大的喷射速度,比冲能达到更高。研究表明功率达到兆瓦级时,MPDT 比冲可达 1.1×10^4 s,推力可达 200 N。目前国际上已达到百千瓦级,德国斯图加特大学研制的稳态附加场 MPDT-SX3 的最大放电电流可达 2 000 A,磁通密度为 0.4 T,比冲最高达到 5 100 s;北京控制工程研究所研制的 150 kW 级 MPDT 采用超导线圈将中心磁感应强度提升至 1 T 以上,额定功率下最大推力达到 4 N、比冲为 5 714 s;日本大阪大学开发了兆瓦级 MPDT,采用氙气、氢气和氨的混合物作为推进剂,最大附加磁场为 0.5 T,最大输入功率 4 MW,比冲可达 $9\,410\text{ s}^{[21]}$;中国科学院等离子体物理研究所在考虑到电流为 400 A、磁场为 7 T 的情况下,预测超导 MPDT 推力可达 56 N,比冲可达到 $56\,000\text{ s}^{[21]}$ 。

可变比冲磁等离子体火箭^[22]概念来源于可控核聚变,原理是采用螺旋波离子源电离推进剂,离子回旋共振加热级(ICRH)加热等离子体,磁喷嘴加速热等离子体,可通过调节 ICRH 级射频功率来调节比冲大小,以适应不同任务需求。目前最高水平为美国 NASA 开发的 VX-200,在 200 kW 功率下推力达到 5.4 N,比冲达到 $5\,000\text{ s}^{[22]}$ 。

场反构型电磁推进(FRPT)通过等离子体电流和旋转磁场相互作用产生洛伦兹力,加速并排出等离子体产生推力,属于感应脉冲等离子体推力器(Inductive pulsed plasma thrusters, IPPTs),原理如图 4 所示。IPPT 功率拓展性好,当前实测最高比冲达到 7 000 s,而 FRPT 是对 IPPT 加速方式的优化,理论上性能更佳,同时还适用多种工质,能够拓展至兆瓦级功率。美国 MSNW 公司研制的 50 kW 级 FRPT 样机 ELF-160 比冲达到了 6 000 s(以氦气为推进剂)^[23]。

基于强磁场加速的超高比冲电推进关键技术有:(1)特斯拉级强磁场产生技术。磁场强度越高,对等离子体的加速作用就越有效,电推进的比冲也能达到更高。受体积和性能限制,常规线圈提供的

磁场大小有限,高温超导能够提高磁源性能,已成为研究热点,MPDT 和 VASMIR 中均实现了应用。(2)高电流阴极研制技术。基于强磁场加速的超高比冲电推进通常工作在百安培甚至上千安培的高电流下,对阴极的耐高能离子腐蚀性和可靠性要求很高,主流方法是采用耐溅射材料石墨制作触持极及增加发射体厚度等。(3)轻质推进剂下的电极抗烧蚀技术。为提高电推进的比冲和效率,电磁加速电推进通常采用氢气、氙气等轻质推进剂,MPDT 等电推进的阴极由于处于等离子体中心位置,需要承受高温等离子体轰击,因此面临较为严重的烧蚀问题,目前有效方法有外部冷气注入^[24]以及水冷结构设计等。(4)高效热管理技术。电磁加速电推进中的功率沉积使得阴极及阳极等部组件将达到很高的温度,为确保电推进能够长时间高性能运行,必须保证传热效率使得各部组件温度保持在可接受范围内。

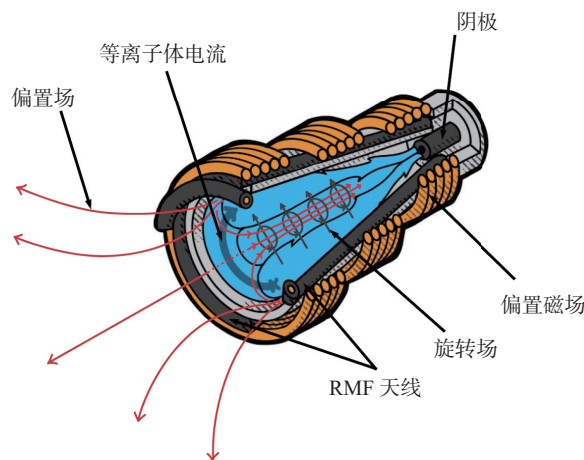


图 4 场反构型电磁推进

Fig. 4 Field inverse configuration electromagnetic propulsion

1.3 基于新型推进剂的超高比冲推进技术

根据比冲公式,更换使用轻质推进剂或提高推进剂电离率也是提高比冲的重要途径。美国 NASA 喷气推进实验室(JPL)^[25]开发了以金属锂为推进剂的超高比冲锂离子激光推进技术,计划将其应用于星际航行任务(如图 5 所示)。锂的第一电离电位为 5.4 eV,不到氙气的一半,因此很容易电离。施加 12 kV 的加速电压就能够达到 5.8×10^4 s 的比冲,而氙离子电推进要达到该比冲大约需要 230 kV 的加速电压,电源和散热系统研制难度很大。

激光微推力器推进也通过推进剂优化来提高比冲。研究发现,与含能推进剂相比,金属推进剂

激光烧蚀的离化率更高,烧蚀过程中更容易形成等离子体,因此金属推进剂具有更高的激光烧蚀比冲。金属原子的电离能越低,金属原子越容易被电离形成等离子体,金属推进剂烧蚀反喷羽流中等离子体的占比就越大,如铝的烧蚀比冲可达 4 000 s 以上。金属推进剂比冲高的特点,可满足微纳卫星对微推力器总冲的需求,延长微纳卫星的工作寿命。航天工程大学^[26]测试对比了 Al(铝)、Fe(铁)、Ni(镍)、Y(钇)四种金属在不同激光作用下的烧蚀量和比冲等参数,发现 Y 的烧蚀比冲高于其他金属,最高可达到 4 600 s。Y 是一种灰色稀有金属,其具有较高的激光吸收率和较低的电离能,因此,以 Y 作为激光烧蚀推进剂,可以提高推进剂的激光能量沉积效率和烧蚀比冲。

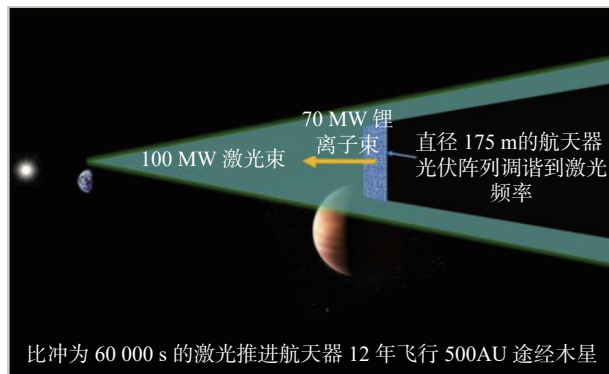


图 5 JPL 星际先驱任务示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the JPL Interstellar Herald mission

基于新型推进剂的超高比冲推进关键技术有:(1)新型推进剂加速机制适配性研究。不同推进剂适用的推进方式不同,如霍尔电推进、MPDT、VASIMR 等电磁推进通常适合使用氦气、氖气等轻质气体推进剂,激光烧蚀推进等通常更适合使用固态金属推进剂。(2)新型推进剂高压贮存技术。现有的贮供系统通常是以惰性气体(氙)为基础设计的,对氢气、氦气、氖气以及固体金属推进剂等并不适用,需要研究新型推进剂高压贮存技术和流量调节技术,以适应多种推进剂,提高应用效益。可以看出,新型推进剂对比冲的提升性能有限,高效的加速机制是实现超高比冲最主要的技术途径。

2 新能源超高比冲推进技术

2.1 核裂变推进技术

基于核裂变的推进系统有核热推进(Nuclear thermal propulsion, NTP)、核电推进(Nuclear Elec-

tric Propulsion, NEP)和双模核推进(Bimodal Nuclear Thermal Electric Propulsion, BNTEP)。核热推进主要利用核反应堆释放的功率加热推进剂,将高温高压推进剂喷出获得巨大的反冲推力,但核热推进方式受喷嘴材料温度的限制,喷气速度约为 10^4 m/s,即比冲约为千秒量级。核电推进系统将核能通过传统热力循环转变为电能,并通过电能加速推进剂离子产生推力,整个过程经过“核能-热能-电能”的转换。核电推进系统本质上是核反应堆与大功率电推进系统的结合^[27],参考大功率电推进系统,比冲一般在 3 000~10 000 s,推力从数牛到数百牛。例如美国 Howe Industries 公司一种脉冲等离子体火箭(Pulsed Plasma Rocket, PPR),其结构如图 6 所示,通过磁喷嘴喷出热等离子体脉冲提供推力,可以达到 100 kN 的推力和 5 000 s 以上的比冲。

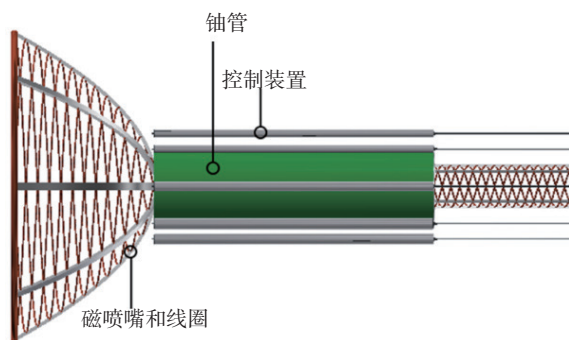


图 6 脉冲等离子体火箭概念图

Fig. 6 Diagram of PPR

实现核裂变推进的关键难题主要有:(1)高效热电转换技术。核裂变发电功率通常将到达兆瓦级,在大功率电推进系统应用场景下,高可靠性和高性能的大功率直流/脉冲高压电源是保证推进系统稳定运行的核心技术。为提高核裂变能量利用效率,必须发展高效、高可靠、功率密度大、与核反应堆灵活适配的热电转换系统。(2)空间高效热管理技术。核反应堆工作时将产生大量热能,受反应堆热能-电能转换效率的限制,系统将很少一部分能量转化为推进剂动能,大部分的热量都需要进行高效排放,以保证系统工作在合适的温度下。(3)长寿命高安全空间核反应堆技术。核动力飞船最重要的使命之一是载人探测,出于保障宇航人员人身安全考虑,对反应堆辐射剂量有很高要求。另外,载人探测、空间货运任务周期较长,因此提高寿命、增加在轨燃料补给能力,实现空间核反应堆长寿命供能,是未来需要重点突破的关键技术。

2.2 核聚变推进技术

与核裂变相比,核聚变能量密度更高且无辐射污染,非常适合空间推进应用,其消耗的推进剂更少、比冲更高。核聚变电推进主要有两种工作形式:一种与核裂变电推进相同,另一种方式是将聚变系统中的高能带电粒子直接与推进剂射流进行混合换热,并经过磁喷嘴的导流作用喷出,通过控制射流的质量流量可以实现 $10^4 \sim 10^6$ s 量级的比冲,从而极大提高飞行器的推进性能。

中国科学院^[28]设想了一种气动磁镜聚变推进器,排气速度最高可以达到光速的 8.8%,比冲最高可以达到 2.64×10^6 s,推力可以达到几十牛;美国 NASA^[29]面向火星往返可重复货运和载人火星任务,提出了一种 Z-Pinch 核聚变推进,预计比冲达到 19 436 s,脉冲推力 3 812 N;美国 MSNW 公司^[30]面向 2030 年载人火星任务正在开发反场构型感应驱动金属衬层压缩(FRC-IDMSC)聚变推进系统,比冲预计达到 5 000 s;美国普林斯顿大学提出直接聚变驱动(DFD)推进系统,计算得到比冲达 1×10^4 s。

实现核聚变推进的关键难题主要有:(1)可控核聚变技术。核聚变的实现需要极高的磁场或极高功率的激光束,然而受制于当前技术水平,可控核聚变还处于理论研究和实验室原理性验证阶段。(2)轻质小型化聚变装置设计技术。核聚变反应堆一般采用托卡马克等可控核聚变装置,燃料被限制在强力磁场中以驱动核聚变。但这些装置质量、

体积都很大,距离应用于空间推进还有很大差距。

(3)快速启动及稳定运行技术。核聚变空间推进器的启动过程需要稳定可靠的电能,为聚变等离子体堆芯系统补充功率。另外,空间中不可能携带笨重的电流驱动系统,因此要求聚变堆芯在启动后能够实现稳态运行,自举电流份额达到 90% 以上,甚至是能够实现自举电流过载。

2.3 反物质推进

反物质推进主要是利用反物质湮灭的能量来产生推进效应,可以直接排出反物质湮灭产物产生动能(纯反物质推进),也可以利用反物质湮灭能量来加热、喷出推进剂(反物质热推进),还可以利用反物质的高密度能量来催化裂变或聚变反应(反物质催化推进)。早期由宾州州立大学^[31-32]提出了反质子催化微裂变/聚变(ACMF)和反物质启动微聚变(AIM)的概念,比冲能达到 $1.3 \times 10^4 \sim 6.7 \times 10^4$ s。美国正电子动力学公司^[33]提出了一种放射性同位素正电子推进系统(Radioisotope Positron Propulsion, RPP),如图 7 所示,比冲可以达到 3×10^5 s,最大推力为 0.2 N,计划应用于小行星采矿、行星际探索、星际太空旅行等前沿任务。美国 Hbar 技术公司^[34]提出了用于深空探测的反物质驱动帆,将反质子射向涂有 U-238 的碳帆,帆表面发生湮灭并喷射产物粒子,从而产生推力,比冲大约为 10^6 s,使用 30 mg 的反质子就可在 10 年内将 10 kg 有效载荷送往 250AU 外的空间。

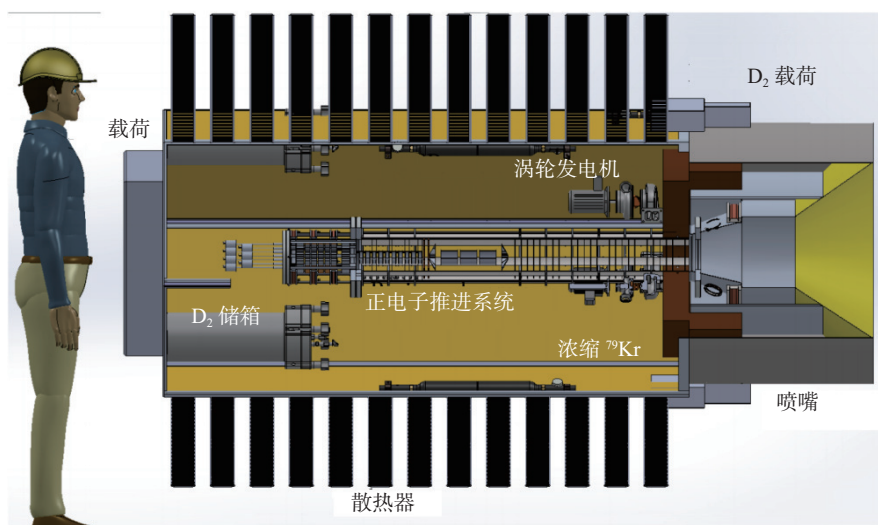


图 7 RPP 系统模型图

Fig. 7 RPP system model diagram

实现反物质推进的关键难题主要有:(1)反物质大产量制取技术。反物质的制取主要通过大型

高能粒子加速器实验室产生,欧洲核子研究中心和费米实验室已经生产了一些反氢,但是是以相对论的速度产生的,速度太快难以捕捉。另外反物质产量极低,最先进的费米实验室一年也只能生产十亿分之一克,空间推进应用至少需要1 mg反物质,要想实现应用必须提高反物质制取能力。(2)反物质长期存储技术。磁约束是存储反物质的主要技术途径,运用最广泛的技术是超冷真空潘宁陷阱(Penning trap)。潘宁陷阱通过强螺线管磁场(通常为几特斯拉量级)在径向限制带电粒子,并通过静电场在纵向限制带电粒子,但目前反物质存储时间还很短,最长存储时间是10天。(3)反物质推进器设计技术。从技术角度分析,反物质推进有两种方式:利用反应产物加热推进剂(通过流体/产物碰撞中间物质)从而产生推力,或者直接将高能粒子排出产生推力。因此反物质推进系统通常包括:通过湮灭动能单独驱动的常规系统、通过反物质湮灭启动核聚变的催化系统。由于反物质产物里主要有高能 γ 射线,不能被任何已知材料反射,推力效率很低,因此目前最可行的反物质推进设计是加热喷出反物质产物或利用反物质催化裂变/聚变。

3 总结与展望

本文梳理了单级静电加速、多级静电加速、高压尖端场静电加速、电磁场加速、新型推进剂、新能源加速机制等多条实现超高比冲电推进的技术途径以及关键技术,现给出以下发展建议:

(1)瞄准未来5~10年技术应用,应聚焦基于静电加速的超高比冲电推进技术方面,重点突破离子电推进大口径碳碳/石墨耐溅射栅极、双级四栅离子束稳定性控制、耐万伏高压栅极组件与气路绝缘、超长束流下的电磁兼容特性、基于MEMS技术的高精度发射电极等关键技术,尽快研制功率覆盖1~30 kW、氙推进剂条件下稳定工作比冲优于10 000 s的超高比冲电推进系统工程产品,择机开展地面与在轨验证。

(2)瞄准未来10~30年技术储备,应聚焦强磁场加速、新型推进剂加速机制等具有较强创新性的技术路线,重点突破特斯拉级强磁场产生、100 A及以上大电流阴极、适应多元推进剂的抗烧蚀电极技术、热优化设计与高热流密度散热、基于跨域电子往返控制的高效等离子体约束等关键技术,加强与高温超导、新型散热材料与主动散热、微纳精密加工制造、等离子体电磁操控等前沿技术的交

叉创新,加快研制原理样机并完成实验室条件下的验证,为超高比冲技术创新奠定技术基础。

(3)瞄准未来50~100年技术发展,应优先布局核裂变电推进、核聚变电推进、反物质推进等具有颠覆性特征的前沿技术探索,牵引高效新型热电转换技术、长寿命高安全空间核反应堆技术、敏捷型可控聚变装置及其稳定运行技术、反物质制取与长期存储等先导技术创新,有条件地开展实验室技术验证,为发展超高比冲颠覆性新技术奠定理论基础。

参考文献:

- [1] 张天平,杨福全,李娟,等.离子电推进技术[M].北京:科学出版社,2020.
- [2] 耿海,李婧,吴宸宸,等.空间电推进技术发展及应用展望[J].气体物理,2023,8(1):1-16.
- [3] 张雪儿,李得天,张天平.电推进三种比冲的定义及其工程应用[J].真空与低温,2020,26(6):486-493.
- [4] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall thrusters[M]. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2008.
- [5] POLK J E, GOEBEL D, BROPHY J R, et al. An overview of the nuclear electric xenon ion system (NEXIS) program [C]//Huntsville, Alabama: 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
- [6] FOSTER J E, HAAG T, KAMHAWI H, et al. The High Power Electric Propulsion (HiPEP) ion thruster[C]//Fort Lauderdale, Florida: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- [7] LOVTSOV A S, SELIVANOV M Y, KOSTIN A N, 等. 大功率离子推力器和流动控制单元验证现状及其2000小时寿命试验[J].推进技术,2020,41(1):109-120.
- [8] 鹿畅,曹勇,夏广庆,等.离子推力器双阶栅极系统引出性能研究[J].推进技术,2022,43(3):392-398.
- [9] BRAMANTI C, WALKER R, SUTHERLAND O, et al. The innovative dual-stage 4-grid ion thruster concept - theory and experimental results[C]//Valencia, Spain: the International Astronautical Federation, 2006.
- [10] SANGHVI R, NI D, GUND V, et al. Application of micro-electromechanical-system based RF linear accelerators for ultra-high specific impulse ion micropropulsion[C]//Virtual Event: AIAA Propulsion and Energy Forum, 2021.
- [11] PU Y X, ZHANG W S, LI X D, et al. Inductive coupling discharge characteristics of a 10 cm dual-stage 4-grid ra-

- diofrequency ion thruster[J]. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2021, 13(2): e4321.
- [12] 徐宗琦, 蔡东升, 王平阳, 等. 铋工质阳极层推力器的研究与发展 [J]. *上海航天(中英文)*, 2023, 40(2): 82-89.
- [13] 康小录, 丁梦想, 刘佳. 阳极层霍尔电推进技术研究现状与难点分析 [J]. *推进技术*, 2023, 44(7): 30-40.
- [14] 吴宸宸, 耿海, 王紫桐, 等. 地月及深空探测先进电推进技术的发展 [J]. *中国空间科学技术*, 2023, 43(5): 13-23.
- [15] 杭观荣, 李诗凝, 康小录, 等. 霍尔电推进空间应用现状及未来展望 [J]. *推进技术*, 2023, 44(6): 28-41.
- [16] LIU X Y, LI H, JIANG Z Y, et al. Improving the specific impulse of Hall thrusters using a wide channel design[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2024, 57(25): 255202.
- [17] 刘子健, 沈岩, 耿金越, 等. 场发射电推力器的参数选择与调控方法 [J]. *中国空间技术*, 2020, 40(4): 1-10.
- [18] 陈茂林, 刘旭辉, 周浩浩, 等. 适用于微纳卫星的微型电推进技术研究进展 [J]. *固体火箭技术*, 2021, 44(2): 188-206.
- [19] CONDE L, MALDONADO P E, DAMBA J, et al. Physics of the high specific impulse alternative low power hybrid ion engine (alphie): Direct thrust measurements and plasma plume kinetics[J]. *Journal of Applied Physics*, 2022, 131(2): 023302.
- [20] 李永, 周成, 吕征, 等. 大功率空间核电推进技术研究进展 [J]. *推进技术*, 2020, 41(1): 12-27.
- [21] ZHENG J X, LIU H Y, SONG Y T, et al. Integrated study on the comprehensive magnetic-field configuration performance in the 150 kW superconducting magnetoplasmadynamic thruster[J]. *Scientific Reports*, 2021, 11(1): 20706.
- [22] GIAMBUSSO M, DÍAZ F C, CORRIGAN A, et al. Steady-state testing in the VASIMR VX-200SSTM project[C]//Las Vegas, Nevada & Virtual: Advanced Space Propulsion and Energy Systems, 2021.
- [23] 耿海, 吴宸宸, 孙新锋, 等. 高功率空间电推进技术发展研究 [J]. *真空与低温*, 2022, 28(1): 14-25.
- [24] 陈兴, 张岩, 康小录. 大发射电流空心阴极研制的工程难点探讨 [J]. *真空电子技术*, 2021(4): 1-10.
- [25] Ultra-high specific impulse lithium-fueled ion thruster for interstellar precursor mission concepts[EB/OL]. [2024-04-30]. Washington DC : Jet Propulsion Laboratory, 2016. <https://techport.nasa.gov/view/92660>.
- [26] 杜邦登, 邢宝玉, 叶继飞, 等. 纳秒激光烧蚀金属推进性能的实验研究 [J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(S2): 139-146.
- [27] 张泽, 薛翔, 王园丁, 等. 空间核动力推进技术研究展望 [J]. *火箭推进*, 2021, 47(5): 1-13.
- [28] 宋俊. 核聚变空间推进器的初步需求分析 [J]. *航空动力学报*, 2022, 37(7): 1496-1520.
- [29] MIERNIK J, STATHAM G, FABISINSKI L, et al. Z-Pinch fusion-based nuclear propulsion[J]. *Acta Astronautica*, 2013, 82(2): 173-182.
- [30] 李凤臣, 汤颖杰, 赵俊龙, 等. 深空探测聚变推进装置技术路线与研究现状综述 [J]. *推进技术*, 2023, 44(6): 12-27.
- [31] GAIDOS G, LAIHO J, LEWIS R A, et al. Antiproton-catalyzed Microfission/fusion Propulsion Systems for Exploring of the outer Solar System and Beyond[J]. *AIP Conference Proceeding*, 1998, 420(1): 1365-1372.
- [32] GAIDOS G, LEWIS R A, MEYER K, et al. AIMStar: Antimatter initiated microfusion for pre-cursor interstellar missions[J]. *Acta Astronautica*, 1999, 44(2/4): 183-186.
- [33] WEED R W, MACHACEK J, RAMAMURTHY B. Radioisotope positron propulsion[R]. NIAC Phase I Report, 20190018063, California: NASA, 2019.
- [34] JACHSON G P. Antimatter-based propulsion for exoplanet exploration[J]. *Acta Astronautica*, 2022, 208: 1-6.

(责任编辑: 杨建斌)