



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

## 《航空学报》网络首发论文

题目：高功率波加热磁等离子体推力器研究现状与展望  
作者：杨雄，李小康，郭大伟，程谋森，张帆，车碧轩，雷清云  
收稿日期：2023-03-29  
网络首发日期：2024-02-28  
引用格式：杨雄，李小康，郭大伟，程谋森，张帆，车碧轩，雷清云. 高功率波加热磁等离子体推力器研究现状与展望[J/OL]. 航空学报.  
<https://link.cnki.net/urlid/11.1929.V.20240228.1028.004>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：杨雄，李小康，郭大伟，等. 高功率波加热磁等离子体推力器研究现状与展望[J]. 航空学报, 2024, 45(7): 528761.  
YANG X, LI X K, GUO D W, et al. Research status and prospect of high-power wave-heating magnetoplasma thruster[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(7): 528761 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2023.28761

# 高功率波加热磁等离子体推力器研究现状与展望

杨雄<sup>1</sup>，李小康<sup>1</sup>，郭大伟<sup>1</sup>，程谋森<sup>1,\*</sup>，张帆<sup>2</sup>，车碧轩<sup>1</sup>，雷清雲<sup>1</sup>

1. 国防科技大学 空天科学学院，长沙 410073

2. 北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094

**摘 要：**波加热磁等离子体推力器具有适于高功率运行(约100 kWe~1 MWe)、高推力密度(约 $4 \times 10^5$  N/m<sup>2</sup>)、可变推力(约1~100 N)和可变比冲(约3 000~10 000 s)等优点,是适用于未来多种空间任务的高性能电推力器。结合波加热磁等离子体推力器的发展历程,梳理了近年来波加热磁等离子体推力器的国内外研究现状,总结了其发展面临的单程离子回旋共振加热、等离子体分离控制、强磁场中高密度等离子体诊断等理论问题,以及高效热管理、高功率射频电源等工程难点。最后,根据波加热磁等离子体推力器的特点,对其具体应用方向做出了展望。

**关键词：**电推进；螺旋波；离子回旋共振加热；磁喷管；等离子体

中图分类号：V439

文献标识码：A

文章编号：1000-6893(2024)07-528761-18

相对于传统化学推进,电推进具有显著更高比冲的优势。近年来,在星链等低轨巨型星座、高价值地球同步轨道测控通信网、小行星防御计划、天基引力波测量无拖曳飞行等重大工程或任务的牵引下,数十种电推进技术路线在国际范围内蓬勃发展,其中已实现大规模应用的霍尔推力器和栅格型离子推力器最具代表性。现有的电推力器方案已经覆盖了从瓦级至兆瓦级的宽功率范围,按照目前比较通用的功率等级划分标准<sup>[1]</sup>,电推力器功率在0.5 kWe以下属低功率电推进,功率在0.5~20 kWe之间为中等功率电推进,功率超过20 kWe为高功率电推进范畴。一些研究进一步表明,当电功率达到百千瓦至兆瓦级,推进系统可实现十至百牛级的推力能力,是大型近地航天器、地-月空间平台、快速轨道转移飞行器等的推进系统优先选择对象,可以极大地

拓展人类探测太空的能力<sup>[2]</sup>。

能源在宇航领域处于核心地位,人类的宇航能力直接取决于所能驾驭的能量强弱。纵观近现代科学与工程的发展成果,核能或许是帮助人类进入更深邃广袤宇宙空间的终极宇航能源。20世纪50~70年代是宇航核动力技术发展的鼎盛时期,其间开发的小微功率宇航用核电池已经实现应用,固体堆核热火箭发动机原型样机虽研制成功但没有实际应用。同位素电池能量密度不高,核热火箭存在大量辐射威胁船员安全,进入21世纪,核能的宇航利用再次成为发展热点并将趋向聚焦于更加安全、高效的核电推进方向,即先将核能转换为电能再驱动电火箭推力器转换为推进剂的定向喷射动能。美国政府于2020年12月16日发布了太空政策指令SPD-6,并启动了国家太空核动力与推进(Space Nuclear

收稿日期：2023-03-29；退修日期：2023-04-17；录用日期：2023-05-07

基金项目：国家自然科学基金(11805275)；空天前沿方向培育项目

\* 通信作者。E-mail: mscheng@nudt.edu.cn

Power and Propulsion, SNPP)战略,用于替换那些不能满足当代航天任务需求的能源。为支持SPD-6指令,美国国家航空航天局(NASA)能源局将加速10 kWe级裂变动力系统研究,计划于2020年前进行月面测试。几乎与此同时,中国国防科工局在2020年12月21日发布了“十四五”民用航天技术预先研究项目指南,其中将空间核动力列为重大攻关专项,以开展100 kWe级和MWe(megawatts of electricity, MWe)级核动力体系方案研究。今年,欧洲航天局(European Space Agency, ESA)亦在未来空间运输系统部门启动RocketRoll核电推进项目,该项目作为ESA“未来火箭准备计划”(Future Launchers Preparatory Program, FLIPP)的组成部分,将完成核电推进发动机设计以及空间核电源论证,并计划于2035年前支持核电推进航天器投入使用。

尽管太空核动力能源的研究已经正式提上日程,但目前仅处于起步阶段,距离100 kWe级以上的紧凑型裂变电源实用仍有较远距离。但近年来已有许多研究表明,50 kWe及以上的太阳能电推进系统(Solar Electric Propulsion, SEP)能在人类探索从近地到火星区间的航天活动中有所作为。特别是最近20年以来,依赖光伏发电半导体制造方面的技术革新,人类在近地SEP方面已经取得长足了进展:国际空间站和中国空间站核心舱的实际SEP发电功率均超过100 kWe,特别中国空间站电力系统在未来还有很大扩展潜力。表1给出了目前在轨的近地轨道空间站发电能力概况。

国外在高功率电推进发动机的研究方面已有

表1 近地轨道空间站发电能力概况

Table 1 Overview of power generation capacity of low Earth orbit space station

| 空间站   | 总质量/t | 太阳能电池阵参数   | 峰值电功率/kWe |
|-------|-------|--|-----------|
| 国际空间站 | ~420  | 效率14%,<br>8个翼面(35 m×12 m),<br>约3 000 m <sup>2</sup>          | 124       |
| 中国空间站 | ~120  | 效率30%,<br>天宫+天和舱各2个翼面<br>(三结柔性砷化镓),<br>约1 500 m <sup>2</sup> | 100       |

多年持续投入,目前的主要技术方向包括静电型电推进和电磁型推进。前者包括高功率离子推力器(典型代表如美国的NEXIS<sup>[3]</sup>和HiPEP<sup>[4]</sup>)、霍尔推力器(典型代表如美国NASA-457<sup>[5]</sup>和X3<sup>[6]</sup>推力器);后者包括磁等离子体动力学推力器(Magnetoplasmadynamic Thruster, MPDT)、脉冲感应推力器(Pulsed Inductive Thruster, PIT)以及波加热磁等离子体推力器(Wave-Heating Magnetoplasma Thruster, WHAMPT)等。其中,Ad Astra Rocket公司(Ad Astra Rocket Company, AARC)的可变比冲磁等离子体火箭(Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket, VASIMR)是一种最具代表性的波加热磁等离子体推力器,其基本构成如图1<sup>[7]</sup>所示。波加热磁等离子体推力器具有适于高功率运行(约100 kWe~1 MWe)、高推力密度(约4×10<sup>5</sup> N/m<sup>2</sup>)、可变推力(约1~100 N)和可变比冲(约3 000~10 000 s)等优点,具有改变未来人类对太空大规模利用的新游戏规则潜力。

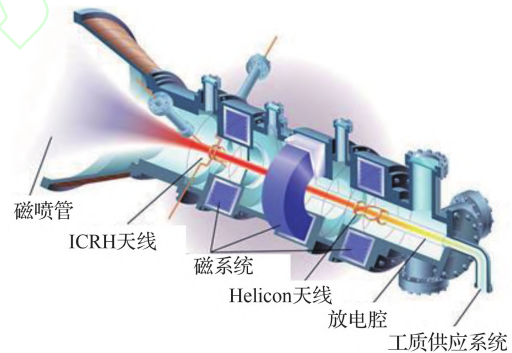


图1 波加热磁等离子体推力器的典型设计<sup>[7]</sup>

Fig. 1 Typical design of WHAMPT<sup>[7]</sup>

目前,以Hall推力器和离子推力器为代表的静电型电推进系统发展最为完善,技术成熟度相对较高,10 kWe以下功率型号已完成了在轨验证或应用。图2给出了目前主流的霍尔推力器、离子推力器和WHAMPT体制下的VASIMR样机的推力-功率性能覆盖范围图,可以看出,VASIMR在保持较高的比冲前提下,同时具有更高功率与推力。静电型电推力器存在推力和能量密度较低的缺点,Hall推力器虽然也属于静电型电推力器,但其推力密度相比栅格离子型推力

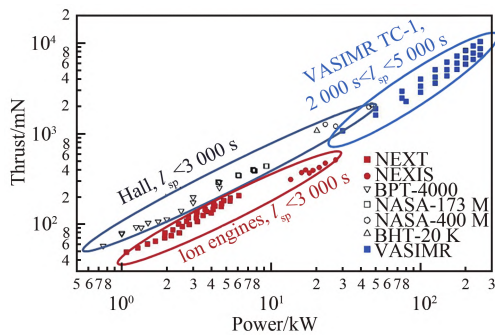


图2 各类电推力器推力-功率参数对比

Fig. 2 Comparison of thrust-power parameters for various electric thrusters

器较大,目前国际上正在尝试开发100~200 kWe电功率的Hall推力器。

质量-功率比是高功率电推进系统的关键参数之一,反映了推力器的功率集成密度,较大的质量-功率比意味着航天器件集成度不高、携带了更多的无用质量。将AARC的VASIMR与目前较为成熟的Hall推力器的质量-功率比进行对比研究,如图3<sup>[8]</sup>所示,VASIMR与Hall推力器的质量-功率比特性以50 kWe为分界线,具有各自的适应区间。功率低于50 kWe时,Hall具有明显的质量-功率比优势,其实际的质量-功率比渐近线接近20 kg/kWe。当功率超过,VASIMR的质量-功率比曲线非常陡峭,使得其在>50 kWe的任务中具有巨大的优势。

与静电型电推力器相比,电磁型推力器能够容纳更高的能量密度。其中,磁等离子体动力推力器通过在推进剂加速通道中的电极放电生成

等离子体,而后通过洛伦兹力将等离子体加速喷出,其典型代表为美国普林斯顿大学和喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL)联合研制的Li推进剂MPDT<sup>[9]</sup>(250 kWe)。由于在高功率工况下电极间存在放电电弧,强烈的电极烧蚀可能严重影响MPDT推力器实际寿命。脉冲感应推力器通过脉冲工作的感应式线圈放电生成等离子体,同时利用自生成瞬变磁场提供的洛伦兹力加速等离子体喷出形成推力,典型代表如TRW公司的Mark系列<sup>[10]</sup>推力器。由于受到高压电容器、大容量开关、快速响应阀等关键器件的限制,目前PIT难以在短期内实现工程应用。

波加热磁等离子体推力器,在国内又被称作磁等离子体发动机(Magnetoplasma Rocket Engine, MPRE),其通过借鉴可控核聚变的等离子体加热与控制思路,实现无电极、稳态工作,其结构一般由3部分的腔体串联组成,具有特定强度分布的磁场贯穿其中。推力器的前级为电离级(Ionizer),是一个高效率的低温螺旋波(Helicon)等离子体源,Helicon天线用于激发工质电离;中间级为射频加速器(RF Booster),利用离子回旋加热机制(Ion Cyclotron Resonance Heating, ICRH)使离子加热获得很高温度,该级的ICRH天线用于离子加热,实现能量向等离子体注入;末级为磁喷管(Magnetic Nozzle),利用发散磁场实现等离子体轴向加速,产生推力<sup>[7]</sup>。

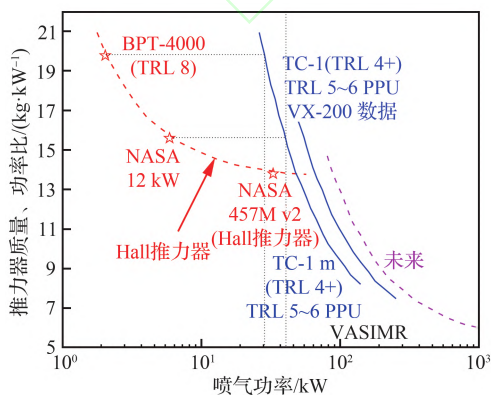
综合各类型电推力器的技术现状与特征,波加热磁等离子体推力器具有以下5方面的突出比较优势。

#### 1) 适于大功率运行

质量-功率比与推力-功率性能是高功率电推进系统的关键参数,反映推力器的功率操纵密度和推进性能。与目前较为成熟的静电型推力器相比,当功率>50 kWe时,WHAMPT在推力、比冲和系统质量质量-功率比方面具有巨大的优势。

#### 2) 推力密度高

WHAMPT中的离子加热采用特斯拉级(以下简称T级)强磁场约束热离子型等离子体,由于磁压与磁场强度的平方成正比,T级强磁场装置传递的推力面密度可达 $4 \times 10^5 \text{ N/m}^2$ ,是静电

图3 霍尔推力器与VASIMR的质量-功率比特性对比<sup>[8]</sup>Fig. 3 Comparison of mass-power ratio characteristics of Hall thruster and VASIMR<sup>[8]</sup>



推力器的推力面密度的2万倍。

### 3) 工作模式更灵活

通过射频功率在等离子体生成和回旋共振加热级之间的选择性分配,并辅助以推进剂流量调节,在常功率下可实现推力与比冲的高效调整。

### 4) 经济性更高

现有应用较广的静电型推力器等主要以Xe、Kr等贵重工质作为推进剂。而WHAMPT采用与工质隔离的天线来感应式电离或者加热,结构与工质兼容性好,能够兼容几乎所有物质作为工质,在未来的规模型大速度增量任务中经济性更好。

### 5) 寿命更长

与化学发动机相比,WHAMPT无涡轮泵等任何可动部件;与目前已有的霍尔推力器、离子推力器、MPDT等相比,WHAMPT中工质电离与加速过程不存在电极接触烧蚀,并且高能离子在T级强磁的束缚下沿磁力线的导引而沿轴向喷射,等离子体对物理壁面的侵蚀被极大抑制,可望达到更高的工作寿命。

## 1 发展历程与现状

### 1.1 国外研究情况

波加热磁等离子体推力器的概念最早在20世纪70年代由华裔宇航员Chang-Díaz受聚变中磁偏滤器的启发提出,随后在美国NASA约翰逊航天中心(Johnson Space Center,JSC)的先进空间推进实验室(Advanced Space Propulsion Laboratory,ASPL)的牵头和倡导下,发展了VASIMR系列推力器,开展了功率逐渐升高的VX-10、VX-25以及VX-50的试验样机研制(型号中的数字指其功率值)。

第1次VASIMR试验是1983年在麻省理工学院的磁镜等离子体装置上进行的。之后,一个重要的发展是20世纪90年代将其引入电火箭的概念,同时使用螺旋波等离子体源来替代等离子枪,从而实现了无电极化设计,大大提高了VASIMR的耐用性和寿命。1995年,在NASA约翰逊航天中心成立先进空间推进实验室,与美

国休斯顿大学、德克萨斯州大学奥斯汀分校和莱斯大学等学术机构进行合作,第1次试验使用的是微波等离子体源。

1998年ASPL进行第1次螺旋波等离子体试验,螺旋波等离子体源使用高达10 kWe的射频功率完成试验,此即VX-10。随后于2002年分别完成VX-25和VX-50的设计与试验。经验证,VX-50能够产生0.5 N的推力。通过VX-50的公开数据分析,其射频总功率达到50 kWe,ICRH效率为59%,其中,耦合效率为90%,离子加速效率为65%<sup>[11]</sup>。

2006年,VX-100成功运行,等离子体平均电离能耗降低至100 eV,输出的等离子体射流是VX-50的3倍<sup>[12]</sup>。

2007年,VX-100成功运行,等离子体平均的电离能耗降低至100 eV。2008年10月24日,VX-200的等离子体源部分达到实用阶段,其射频能量向工质沉积的效率达到98%。VX-200射频电源供给30 kWe功率给螺旋波等离子体源,供给170 kWe功率给ICRH单元。基于VX-100的测试数据,推测VX-200将达到60%~65%的系统效率和5 N的推力。在用氙气作为工质情况下,最优比冲约为5 000 s<sup>[13]</sup>。

2009年4月—9月间,VX-200原型机安装了峰值磁感应强度达2 T的超导线圈,超导线圈的安装提高了VASIMR在200 kWe下持续运行能力。2010年11月,进行了长时间的全功率点火试验,稳定工作状态下可以持续25 s,由此验证了VX-200的基本设计特性。图4<sup>[13]</sup>所示为AARC

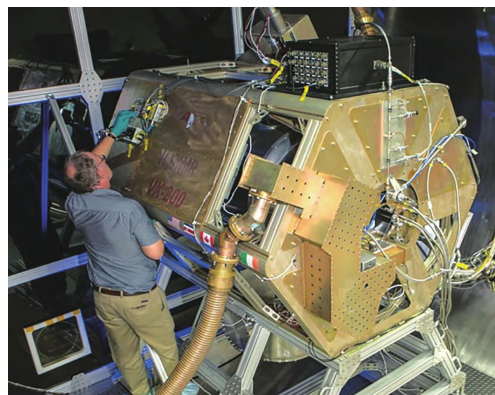


图4 集成的VX-200<sup>[13]</sup>

Fig. 4 Integrated VX-200<sup>[13]</sup>

正在集成测试的 VX-200 试验机。

2011 年 1 月公开的数据表明, VX-200 的等离子体射流速度为 50 km/s, 比冲为 5 000 s。基于这些数据, 在工质为氩的情况下, 推力器效率达到 72%, 系统总效率为 60%, 且在 200 kWe 功率下得到约 5.4 N 的推力, 在 100 kWe 功率下得到约 3.2 N 推力<sup>[13]</sup>。截至 2013 年, VX-200 已经进行超过 10 000 次发动机点火, 在氩工质条件下, 推力器效率高于 70%<sup>[14]</sup>。

2015 年 3 月, 为满足深空探测任务的需要, NASA 启动 NextSTEP 项目, 并向 Ad Astra Rocket 公司资助 1 000 万美元用于研制更加实用的 VASIMR, 即 VX-200SS, 其中, SS 表示 Stable State, 代表稳定状态。其目标是在热稳态下完成 VASIMR® 原型机的设计验证、测试以及寿命评估, 其中功率高于 100 kWe, 连续工作时长不小于 100 h。计划于 2020 年度完成 100 h 的既定考核后, 研究人员将开启下一代 TRL (Technology Readiness Level) 6 级别的整机太空飞行测试。

2018—2019 年完成了小型化射频功率源 (Radio Frequency Power Processing Unit, RF-PPU) 研制和考核, 射频功率源采用先进固态半导体器件和功率合成技术, 射频功率为  $P_{RF}=120\text{ kWe}$ , 一级螺旋波等离子体源频率为  $f_{HEL}=6.78\text{ MHz}$ , 二级离子回旋共振单元频率为  $f_{ICRH}=0.50\text{ MHz}$ , 结构重量为  $W_{RF}=52.9\text{ kg}$ , 效率 (直流至射频功率效率)  $\eta_{RFPPU}>97\%$ , 技术成熟度达到 TRL 5。

2021 年 7 月 12 日—7 月 16 日<sup>[15]</sup>, 完成了 VX-200SS 高功率下 10 000 次可靠点火启动和近 100 h 稳态工作试验考核, 发动机点火考核如图 5<sup>[16]</sup>所示。

VX-200SS 所采用的推进剂工质为氩气, 输入功率为  $P_{RF}=108\pm5\text{ kWe}$ , 工质流量为 66.67 mg/s, 功率比  $R_{RF}=4.2(R_{RF}=P_{ICRH}/P_{HEL})$ , 其中一级螺旋波等离子体源功率为  $P_{HEL}=20\text{ kWe}$ , 二级离子回旋共振单元功率为  $P_{ICRH}=84\text{ kWe}$ , 推力为  $3.0\pm0.2\text{ N}$ , 比冲为  $I_{sp}=4\,500\pm200\text{ s}$ , 发动机效率  $\eta_T=P_{jet}/P_{RF}=0.62\pm0.06$ 。各项性能参数和技术指标达到设计要求, 整体技术成熟度达到 TRL 5。

在此基础上, 2021 年 AARC 进一步开展了

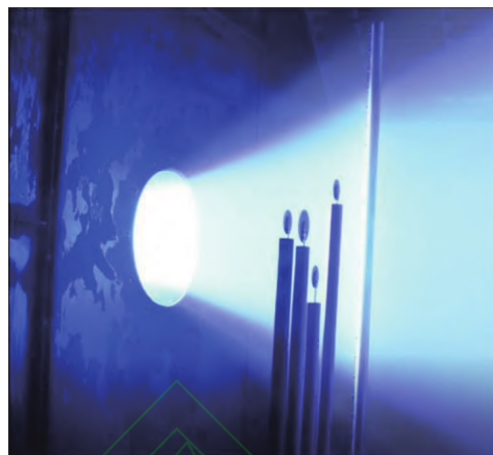


图 5 VX-200SS 发动机考核<sup>[16]</sup>

Fig. 5 VX-200SS engine assessment<sup>[16]</sup>

稳定性、寿命和性能考核, 完成 NASA NextSTEP BAA 第 3 阶段内容, 并将启动开展磁等离子体发动机飞行样机 (TC-1Q) 研制和高功率电推进先进上面级空间飞行演示验证 (Zonal Electro-plasma Upper Stage, ZEUS) 工作, 其飞行样机及任务规划如图 6<sup>[17]</sup>和图 7<sup>[18]</sup>所示。

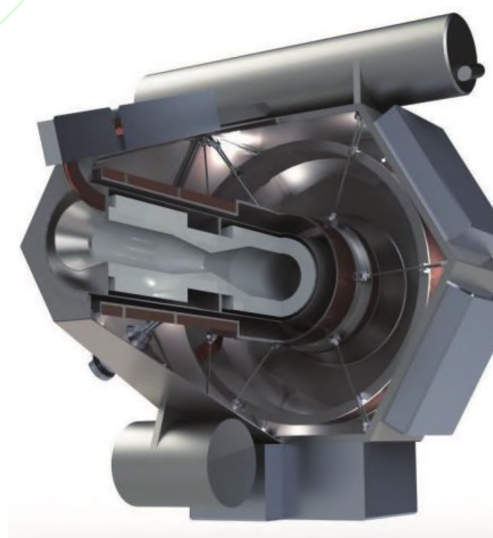


图 6 TC-1Q 飞行样机设计图<sup>[17]</sup>

Fig. 6 TC-1Q flight prototype designing sectional view<sup>[17]</sup>

进入 21 世纪以来, VASIMR 的研发进入快车道, 技术成熟度不断提高, 试验样机运行功率逐渐增加, 系统效率也逐渐提升。表 2<sup>[11-15, 19-20]</sup>对 VASIMR 历代型号参数及技术状态进行了总结, 对历代 VASIMR 性能指标进行分析。

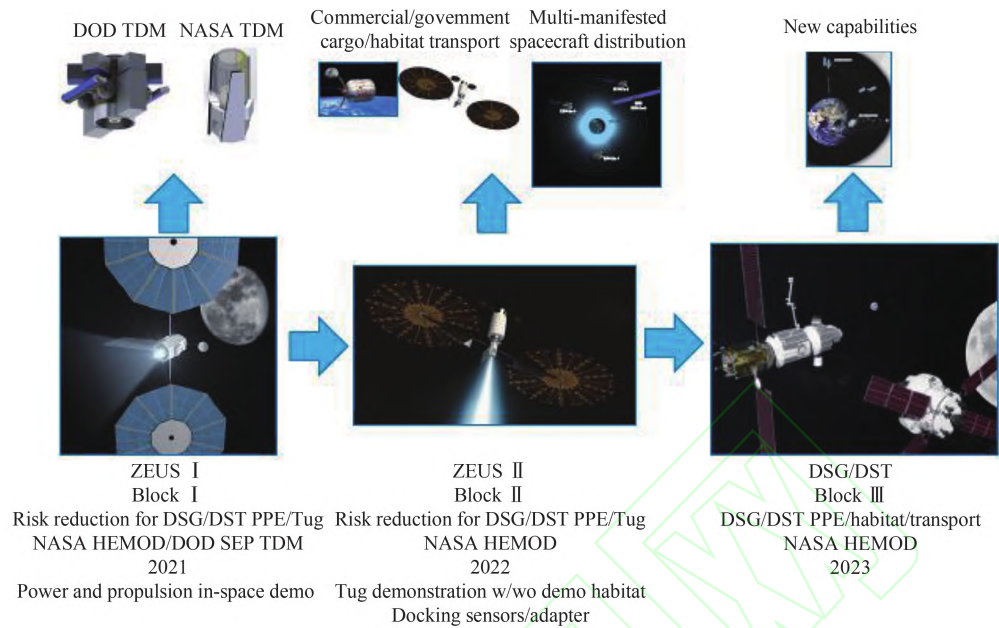


图7 ZEUS空间飞行验证任务周期<sup>[18]</sup>

Fig. 7 Space flight verification mission cycle of ZEUS<sup>[18]</sup>

表2 VASIMR历代型号参数及技术状态

Table 2 Parameters and technical state of VASIMR series

| 型号     | VX-10 | VX-25 | VX-50        | VX-100      | VX-200       | VF-200       | VX-200SS      |
|--------|-------|-------|--------------|-------------|--------------|--------------|---------------|
| 功率/kWe | 10    | 25    | 50           | 100         | 200          | 200          | 108×2         |
| 推力/N   |       |       | 0.5          | 2.5~4       | 5~8          | 6            | 3×2           |
| 比冲/s   |       |       | 5 000~10 000 | 3 000~5 000 | 3 000~5 000  | 5 000        | 4 500         |
| 效率/%   |       |       | 50           | 65          | 72           | 76           | 62            |
| 研制时间   | 1998年 | 2002年 | 2004年        | 2007年       | 2009年        | 2014年        | 2016年至今       |
| 技术状态   | 单元验证  | 单元验证  | 单元验证         | 实验室样机       | 演示样机         | 飞行验证机        | 稳态工作验证机       |
| 项目支持   |       |       | NASA-HiPEP   | NASA-HiPEP  | NASA-“探路者”计划 | NASA-“探路者”计划 | NASA-NextSTEP |

注:表格中VX-50、VX-100、VX-200、VF-200等数据来源于参考文献[11-15,19-20]。

## 1.2 国内研究情况

国内在这一领域的研究刚刚起步,对所涉及的高功率螺旋波电离、高效离子回旋共振能量注入以及磁喷管等离子体分离控制等若干关键技术仍处于原理摸索阶段。

在国家自然科学基金以及其他课题组自筹经费支持下,国防科技大学(NUDT)相关团队自2018年开始,先期开展了波加热磁等离子体推力器原理验证试验,集成建造了小型波加热磁等离子体推力器原理验证试验系统,并于2019年首次点火成功<sup>[21-23]</sup>,总馈电功率达到4 kWe(螺旋波放电2 kWe+ICRH放电2 kWe)(点火图像如图8

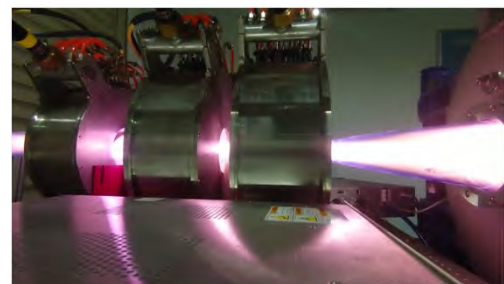


图8 国防科技大学4 kWe小型波加热磁等离子体推力器原理验证试验系统<sup>[22]</sup>

Fig. 8 Experimental system of 4 kWe WHAMPT in NUDT<sup>[22]</sup>

所示)。基于4 kWe波加热磁等离子体推力器试验装置,开展等离子体束流引出和测试工作,获



取了数密度不低于 $7.26 \times 10^{16} \text{ m}^{-3}$ 的优质等离子体束流<sup>[22-23]</sup>,利用试验装置的常温电磁铜线圈对磁喷管的等离子体引出效果进行了研究,初步测算了等离子体磁约束判据 $Q$ 因子等关键参数,对磁约束等离子体以及电磁波与等离子体相互作用的基础问题形成了诸多新认识。

西安航天动力研究所从2010年开始开展了高功率发动机技术研究,重点进行了螺旋波等离子体产生机理、等离子体磁约束和等离子体特性诊断、发动机系统方案论证研究,开展了螺旋波源、离子回旋共振加热单元和磁喷管的仿真计算、设计加工与试验,研制了4 kWe螺旋波源、总功率30 kWe级的原理样机HiMPE-30,进行了发动机关键技术验证<sup>[24-28]</sup>(如图9所示)。

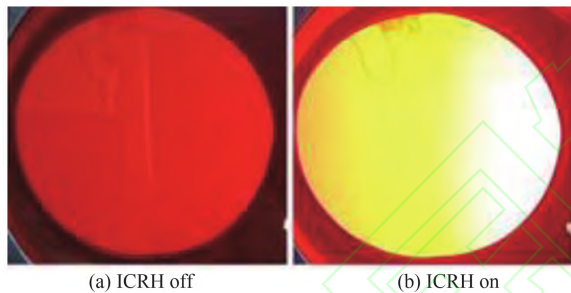


图9 西安航天动力研究所30 kWe样机在不同工况下试验<sup>[24]</sup>

Fig. 9 Test of Xi'an Aerospace Propulsion Institute 30 kWe prototype under different working conditions<sup>[24]</sup>

中国科学院(CAS)合肥物质科学研究院亦在“十三五”期间将深空推进领域列为重点发展方向之一,重点部署了大功率高比冲电推进技术研究,研制了推力器原理样机<sup>[29-30]</sup>。2022年1月18日,由中国科学院合肥物质科学研究院等离子体物理研究所承担的中国科学院重点部署项目子课题“大功率高比冲电推进技术”顺利验收,成功研制大推力高比冲电推力器原理样机,经测试,样机实测最高运行功率达60 kWe,推力 $>1 \text{ N}$ ,比冲 $>3700 \text{ s}$ ,效率约31%。电推力器原理样机的点火图像如图10<sup>[30]</sup>所示。

总体上,目前美国在WHAMPT的研究中处于绝对的技术优势地位:整机达到TRL 5级,电源组件等部分核心单元达到TRL 6级能力,下一步TC-1Q样机的飞行应用有望将整体成熟度提

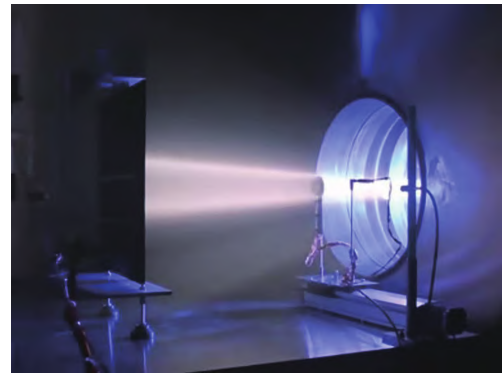


图10 中国科学院原理样机的等离子体羽流<sup>[30]</sup>  
Fig. 10 Plasma plume of a prototype of CAS<sup>[30]</sup>

升至TRL 6~7级。相比较而言,国内三家单位主要还在TRL 3~4级,研制阶段主要还是原理样机至初步试验样机阶段,研究状态简要对比如表3所示。由于对所涉及的高效率螺旋波电离、离子回旋共振能量注入、磁喷管等离子体分离等若干主宰机制的认识尚不够深入,推力、比冲、效率等重要推进性能参数距离国外领先水平差距较大,有待对波加热磁等等离子体推力器复杂物理机理与关键技术方案等基础工作开展进一步深入研究,以高效提升能量耦合与转化效率,为技术迈向工程化、实用化提供支撑。

表3 典型波加热磁等等离子体推力器研究状态对比  
Table 3 Comparison of typical WHAMPT devices

| 研究机构                  | AARC                 | 国防科技大学               | 西安航天动力研究所 | 中国科学院   |
|-----------------------|----------------------|----------------------|-----------|---------|
| 功率/kWe                | $108 \times 2$       | 4                    | 30        | 60      |
| 推力/N                  | $3 \times 2$         |                      | 0.375     | 1       |
| 比冲/s                  | 4500                 |                      | 4000      | 3700    |
| 效率/%                  | 62                   |                      | 50        | 30.8    |
| 束流密度/ $\text{m}^{-3}$ | $8.4 \times 10^{18}$ | $7.3 \times 10^{16}$ |           |         |
| 年份                    | 2021                 | 2019                 | 2021      | 2022    |
| 阶段                    | 稳态工作样机               | 原理样机                 | 试验样机      | 原理样机    |
| 成熟度                   | TRL 5~6              | TRL 3~4              | TRL 3~4   | TRL 3~4 |

## 2 关键问题

波加热磁等等离子体推力器组成结构较多,涉及到的反应过程复杂多样,包括工质电离生成等离子体、离子回旋共振加热、轴向动能转化、等离子体分离等复杂过程。尽管近年来美国取得的重大突破展示了其良好的应用前景,但即使只考虑当前堪用的百千瓦级规模推力器,其距离工程



实用仍有许多问题亟待解决。

## 2.1 高效单程离子回旋共振加热

提高波加热磁等离子体推力器性能的首要环节即为提高ICRH的耦合效率。其机制是在射频天线激发的圆极化波和强度沿轴向具有特定分布的磁场的共同作用下,等离子体中的离子围绕磁力线回旋运动的速度单调增加,在加热区下游达到预期的幅值。这一过程被称为离子回旋共振加热。

尽管离子回旋加热机制在核聚变的托卡马克装置已有较多研究,但波加热磁等离子体推力器中的离子加热过程又有自身特点。

托卡马克装置具有环形的加热腔,离子沿轴向运动,在多个周期内被电磁场持续加热<sup>[31-33]</sup>(如图11<sup>[34]</sup>所示),能量利用率极高,近似达到热平衡状态。波加热磁等离子体推力器中为圆柱形腔室,离子沿轴向通过加热区,仅能被单向加速一次,即所谓的单程(Single-Pass)加热<sup>[35-37]</sup>;离子射速较快,通常可达超声速,且仅被电磁场加速一次。如何在单次加热过程中将尽可能多的射频能量耦合到离子中是一个巨大难题。Bering等<sup>[37]</sup>的研究指出,在托卡马克试验装置中,离子能量分布函数可被加热至近似热平衡状态,而在VASIMR中,单程ICRH通过非线性的加热机制使得离子能量分布函数达到偏离麦克斯韦分布,高速的离子射流在达到热弛豫之前即被加速喷出。

Breizman和Arefiev<sup>[35]</sup>发展了一套自洽的理论来分析电磁波传播及离子通过共振区域的运

动特性。研究发现,高速等离子体在单程ICRH过程中主要通过非线性加热方式获得能量,驱动力来源于磁喷管的磁场梯度 $\nabla B$ 以及射频(Radio Frequency, RF)电场压力,流体的速度会对离子的能量获取产生影响,速度越高离子经过共振区域的时间越短,能量的获取将受到限制;除此之外,Breizman和Arefiev<sup>[35]</sup>还预测了共振区域离子密度的陡降以及电路回波的出现。Breizman和Arefiev<sup>[35]</sup>的理论工作为使用ICRH进行单程加热提供了可行性证明,即通过合理设计,单程的离子回旋加热式是可以实现较高的能量吸收效率的。

由于理论分析采取了较多简化,要利用这一发现直接指导ICRH设计还不够。Ilin等<sup>[36]</sup>基于VASIMR的EMIR代码开展了离子加热过程的数值模拟,考虑了离子流动的共振多普勒效应,采用动力学描述的离子体介电张量等因素。研究表明,离子能量吸收主要发生下天线下游的多普勒共振区,并且天线会同时加热电子,电子能量沉积达到37%。这一数值模型对于指导单程ICRH的设计具有很好的参考性,它在结构上包括3部分:计算电磁场的EMIR模块、计算静磁场的MagStat模块以及计算离子运动和加速的粒子追踪模块ParTraj,但并不包含计算电子平衡的部分,电子密度的取值是采用试验测量值,因此它并不是一个完全的自洽模型。研究结果认为,ICRH区域的局部磁场从上游到下游为增强趋势构型时,可以产生较好的加热效果。

试验研究方面,VASIMR团队<sup>[38-41]</sup>发现离子回旋加热天线耦合到等离子体的效率随着等离子体密度的增加而升高,特别是上游采用高功率螺旋波电离时(20 kWe),离子回旋加热天线的电阻达到 $2\ \Omega$ ,对应的天线耦合效率 $\eta_A = R_p / (R_p + R_c)$ 达到约90%,其中 $R_p$ 是等离子体阻抗, $R_c$ 是ICRH天线耦合电路阻抗。同时,不同功率的ICRH级可以产生显著不同的离子速度分布,如图12<sup>[38]</sup>所示。

除此之外,日本东北大学的研究团队<sup>[42]</sup>基于高密度东北大学等离子体源(High density TOhoku Plasma, HITOP)装置,试验测量了等离子体中的Alfven波模式,发现右旋和左旋天线分别

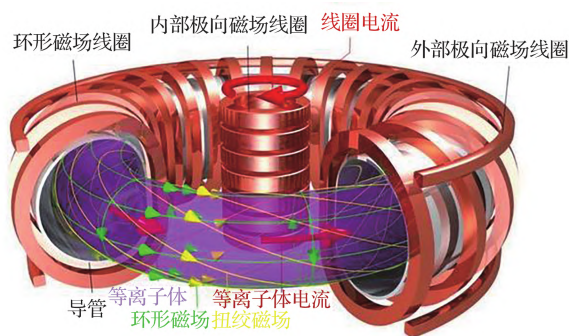


图 11 托卡马克装置聚变装置环形离子加热示意图<sup>[34]</sup>

Fig. 11 Schematic diagram of toroidal ion heating for fusion device of Tokamak device<sup>[34]</sup>

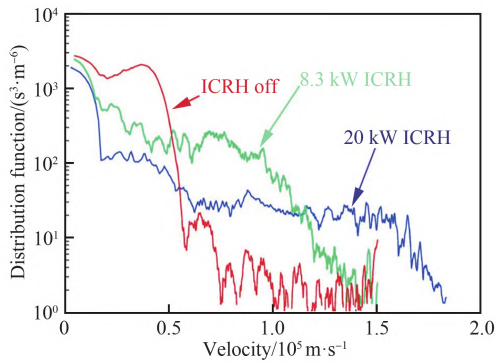


图 12 不同 ICRH 级功率下的离子相空间速度分布函数<sup>[38]</sup>

Fig. 12 Ion velocity phase space distribution functions for different operation powers of ICRH stage<sup>[38]</sup>

激发模式数  $m = -1$  和  $m = +1$  的 Alfvén 波,右旋天线在试验中得到了被强烈加热的离子束流。但这一发现与 VASIMR 团队采用的左旋天线并不吻合。

## 2.2 等离子体精确分离控制

受加热的等离子体需要通过磁喷管产生推力。在这一过程中,离子绕磁力线回旋运动的动能转化成沿着磁力线的动能,等离子体脱离磁力线的导引束缚最终准直喷射,是实现推进作用的关键环节。

如果无其他效应,理论上在磁场中的离子将沿闭合磁力线运动。但实际上,波加热磁等离子体推力器要求等离子体必须适时与磁力线分离、从磁喷管喷出才能获得有效的推进作用。关于热离子型等离子体与磁力线的分离机制问题,目前尚未有一致结论。Gerwein<sup>[43]</sup>和 Arefiev<sup>[44]</sup>等提出了碰撞阻性扩散机制(Collisional Resistive Diffusion),Arefiev 等<sup>[45]</sup>提出了无碰撞磁流体动力学场线拉伸机制(Collisionless Magneto-Hydrodynamic Field Line Stretching),Carter<sup>[46]</sup>和 Terasaka<sup>[47]</sup>等提出了绝热性损失机制(Loss of Adiabaticity),以及 Hopper<sup>[48]</sup>、Ahedo<sup>[49]</sup>和 Olsen<sup>[50]</sup>等提出了电子惯性机制(Electron Inertia),这些理论模型都力图阐述磁喷管中的等离子体分离过程,但尚缺乏高质量的试验数据作为支撑,因此磁喷管的研究仍然受到限制。

Ilin 等<sup>[51]</sup>基于粒子仿真和磁流体力学方法进

行了数值模拟研究。结果如图 13<sup>[51]</sup>所示,在远离磁喷管喉部处,磁矩  $\mu_i = W_{\perp}/B$  随磁感应强度大小  $B$  的减小而增大。这表明周向动能  $W_{\perp}$  减小的幅值比磁感应强度减小的幅值更小。

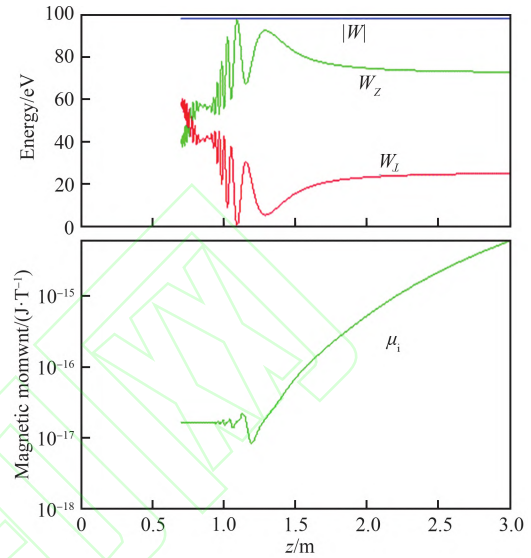


图 13 离子动能及磁矩沿离子运动轨迹的变化<sup>[51]</sup>

Fig. 13 Variation of ion kinetic energies and magnetic moment along trajectory of ion motion<sup>[51]</sup>

2015 年, Olsen 等<sup>[50]</sup>利用 VX-200 装置,对等离子体分离现象进行测量试验,给出了支持绝热性损失的有利证据,其认为首先是离子磁矩的破坏导致离子与磁力线分离,然后由不稳定性产生波动电场促进分离后的离子与磁化电子相互作用。试验测试了仅 30 kWe 等离子体源工作及 30 kWe 等离子体源 + 70 kWe ICRH 加热单元工作 2 种工况。为了充分测量多种用于表征等离子体分离的特性参数,使用不同的诊断方法,包括阻滞势分析仪(Retarding Potential Analyzer, RPA)、朗缪尔探针、离子通量探针阵列、高频电场探头、等离子体动量通量传感器(Plasma Momentum Flux Sensor, PMFS)、三轴磁力计等<sup>[50]</sup>。2 种工况下均发生了等离子体分离,其中等离子体源 + ICRH 情况下为会聚分离,仅等离子体源工作时为发散分离。

如图 14 所示,随着磁喷管的扩张,轴向截面的磁通量范围将大于离子通量范围<sup>[41, 50]</sup>。这意味着离子的运动轨迹并未随磁力线以同等程度进行扩张。这一结果证实了波加热磁等离子体推力器中存在等离子体分离现象。利用 RPA 测

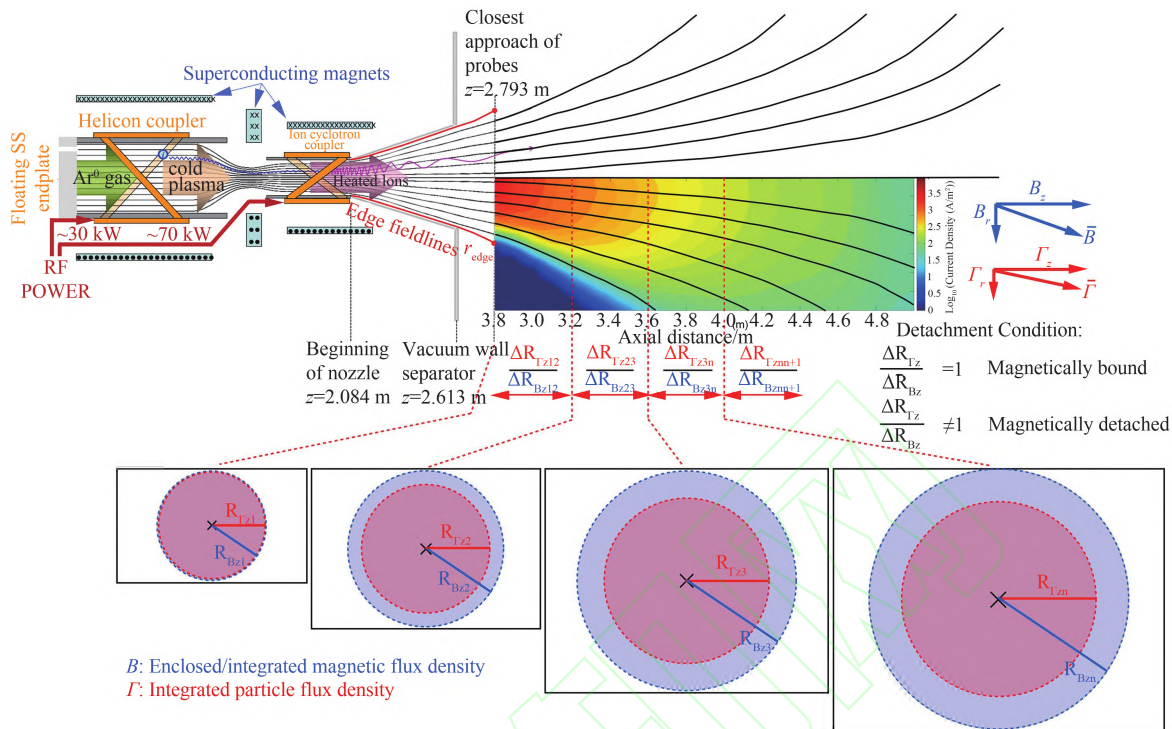

 图 14 不同轴向位置处离子通量和磁通量积分范围<sup>[50]</sup>

 Fig. 14 Constant integrated ion flux and magnetic flux at different axial distances<sup>[50]</sup>

量的离子速度矢量分布,同样证明存在分离现象。绝热性损失理论指出,当离子拉莫尔半径与磁场标度长度 $B/|\nabla B|$ 处于同量级时,磁矩守恒不再成立。试验测得的结果与理论预测相符。

与此同时,由于试验中并未观测到等离子体电势出现显著变化,意味着被磁场约束的电子必须通过某种方式跟随离子一起从磁力线分离,以维持束流的准电中性。这与电子的横场输运有关,其过程与等离子体中的碰撞作用、等离子体不稳定性等复杂因素均有关系,尚有待进一步研究。

这一研究为探索等离子体分离问题提供了数据参考,但该研究还存在一些问题。首先,该研究采用的依然是接触式实体探针,接触式的测量方法并不可靠;二是研究选取的区域较小,并且未对高频电场轴向分量进行测量;三是研究选择的工况较为单一,未对推进剂流速、推进剂种类和更多工作功率进行研究,数据样本容量较小。

在未来,需要更多高质量数据对各种理论模型<sup>[36]</sup>进行吻合验证,寻找出较为可靠的理论模型

指导磁喷管设计。

### 2.3 极端参数条件下等离子体精确诊断

通过掌握推力器中等离子体参数,可以分析推力器微观参数与宏观性能的关系,实现对波加热磁等离子体推力器物理机理的深刻认识,为推力器能量耦合与效率提升提供关键支撑。

等离子体相关研究中,参数的获取常通过迟滞势分析仪、发射探针、朗缪尔探针等实体测量工具。常用的实体探针诊断技术均基于等离子体静电鞘层理论,通过对离子和电子的收集间接测算等离子体参数。波加热磁等离子体中的T级强磁场会导致显著的“磁鞘”使实体探针的结果严重偏离静电鞘层的理论预期。此外,波加热磁等离子体推力器中的核心区域温度可达500 eV量级,离子束的数密度达到 $10^{18} \text{ m}^{-3}$ 量级,极大地限制了实体探针进入核心区的位置和停留时间,短时间的接触即会造成探针金属端面的烧毁;另一方面,即便侥幸得到粒子通量的IV曲线信号,高功率下RF涨落也会在测量结果中引入极大噪声,使得结果分析及其困难。



为应对此问题,解决途径之一是通过探针测量推力器下游稀薄区域的等离子体参数,而后通过一定的关联式反推核心区等离子体参数。例如,为了测量 ICRH 核心区离子速度, VASIMR 团队利用 RPA 对推力器羽流下游的等离子体开展测量,然后通过第一绝热不变量守恒关系反推离子回旋加热区的参数。图 15 为研究团队测量并换算得到的 ICRH 区域的二维离子速度分布<sup>[37]</sup>。根据绝热守恒关系,在测量点得到的  $90^\circ$  离子速度换算回 ICRH 共振区域对应的是  $10^\circ$  的离子速度倾斜角,因此图 15 中倾斜角超过  $10^\circ$  的结果在理想情况下是不应该存在的<sup>[37]</sup>。

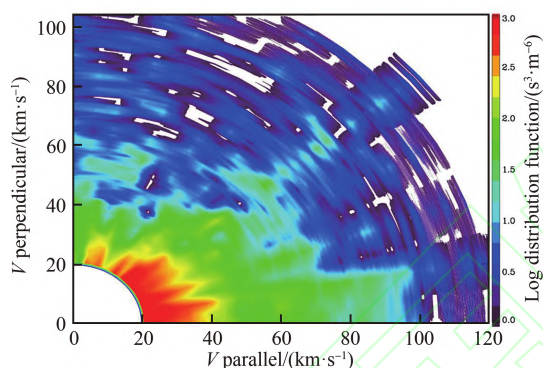


图 15 采用 RPA 测量并换算的共振区域的离子速度场<sup>[37]</sup>  
Fig. 15 Contour maps of ion velocity distribution function in ICRH region obtained by RPA measurement<sup>[37]</sup>

这种方法的前提在于等离子体严格遵循磁力线约束,未发生等离子体分离。然而根据随后的研究表明<sup>[50]</sup>,该测量区域是存在一定程度的等离子体分离情况的,因此导致测量结果的不准确,需要采取更加可靠的测量手段。

波加热磁等离子体推力器核心区的等离子体诊断难题,根本解决方法是采用非接触的光学手段进行测量。针对其中的原子、离子等重粒子参数(如粒子速度、温度和数密度等),可采用激光诱导荧光方法,特别是需要消除其中强磁场对光谱模型的影响,去除不同磁场尺度下的塞曼效应、帕邢巴克效应等影响。目前,国内国防科技大学的杨雄等针对电推进等离子体应用激光诱导荧光技术对开展了高精度测量研究<sup>[52]</sup>,对于磁化等离子体中的磁场效应的处理,也依托中等

功率螺旋波等离子体源开展了塞曼分裂效光谱应高效去除方法研究,获取了等离子体源下游出口附近的高质量离子速度分布函数(Ion Velocity Distribution Function, IVDF)数据<sup>[53]</sup>;对于电子参数(如电子温度、数密度等),基于可靠的日冕模型<sup>[54]</sup>、碰撞辐射模型<sup>[55]</sup>可以采用发射光谱方法进行半定量-定量诊断,亦可借鉴聚变领域应用较多的汤森散射等方法<sup>[56-57]</sup>对电子能量分布函数(Electron Energy Distribution Function, EEDF)或电子速度分布函数(Electron Velocity Distribution Function, EVDF)进行更加精确细致地测量,关联电子关键参数。

IVDF 以及 EVDF 是等离子体参数中联系宏观-微观的纽带,理论上,如果二者皆可得,那么稳态等离子体将对于研究人员透明,几乎所有的等离子体参数均可以从二者中推导计算;进一步,可以将其应用于单程离子回旋、等离子体分离等复杂过程中各种物理假设的验证,定量性计算各种效应的贡献份额,这对于认知 WHAMPT 中的复杂物理科学问题、促进应用发展意义巨大。

## 2.4 高效热管理技术

波加热磁等离子体推力器工作功率极高,以 VX-200 为例,目前全功率运行下可达 200 kWe,工质为氦,系统效率超过 72%,剩余的能量大部分以废热的形式排放<sup>[13]</sup>。由此数据可知,尽管波加热磁等离子体推力器效率相对其他电推力器较高,但仍会产生约 60 kWe 的废热,由于 VASIMR 本身结构较为紧凑,会在太空飞行的真空环境下对结构造成巨大的热负荷,对热控管理提出极高要求。

为此必须深入研究 VASIMR 各部分工作机制,尤其是提高 ICRH 加热单元耦合效率,减少废热;同时加强 VASIMR 热控管理,提高系统整体冷却性能。

在 NextSTEP 计划支持下, VASIMR 团队于 2021 年使最新型号 VX-200SS 达到能持续工作近 100 h 的稳定状态。从该团队此前公开发布的技术文件来看,项目各项参数指标均符合预期目标,但 VX-200TM 项目验收一再推迟,其根本原

因还在于热管理技术需完善。

## 2.5 高功率射频电源技术

高功率的射频电力处理单元 RF-PPU 是波加热磁等离子体推力器的核心部件,加热电子的螺旋波天线与加热离子的 ICRH 天线均依靠 RF-PPU 的直接驱动。

在 AARC 和加拿大空间局 (Canadian Space Agency, CSA) 资助下,2019 年 Aethera 公司为 VASIMR 研发的新一代 PPU 已达到了极高的性能水平:功率 120 kWe 的电源总重量 52 kg,电-射频转化效率超过 97%,质量功率比达到 0.5 kg/kWe,并完成真空热考核,完全具备飞行测试的各项指标要求。

受限于功率半导体工业较为薄弱的基础现状,目前国内 RF-PPU 技术储备不足,与国外相比差距巨大,功率在百千瓦量级的 RF 功率源还不能实现自产,主要是受到两方面因素制约:一方面,核心功率半导体开关器件发展落后。实现高功率、高效率 PPU 所必须的电力 GTR (Giant Transistor) 晶体管/电力 MOSFET (Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor) 晶体管等功率半导体器件发展滞后,这些开关器件的高功率版本被西方国家列为对华禁运的物资。另一方面,PPU 的高功率合成技术储备不足。由于单块开关器件的容量一般不超过 1 kWe,必须设计复杂的合成电路来实现百千瓦级 PPU 的稳定、安全工作。

## 3 应用方向

目前在研波加热磁等离子体推力器样机已经完成测试的最高功率达到 200 kWe,但由于其加速机制特征,其拥有极大的功率拓展潜力。20~50 kWe 等级上,可用于卫星和空间站位置保持;100 kWe 功率级别,可用于无人深空探测;1 MW 以上,可用于星际载人航行。给出随着动力系统功率逐渐上升,不同级别的 VASIMR 可以执行多样化航天任务<sup>[58]</sup>。

### 3.1 近地大型航天器轨道保持

对常规卫星平台,千瓦级电推进系统即可完

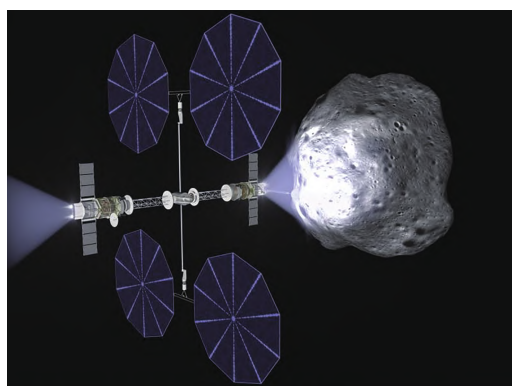
成轨道保持与时效性要求不高的轨道任务;但对空间站、未来大型天基平台等大型航天器的轨道维持或机动任务,对电推进系统的功率要求将在数十至百千瓦以上。波加热磁等离子体推力器功率高、推力密度大、比冲连续可调,并且具有广泛的工质兼容性,可以使用 CO<sub>2</sub>、NH<sub>3</sub>、Ar 甚至空气等常见物质作为工质,而不必使用传统电推进中昂贵且难获得的 Xe 作为工质,在未来更高级别的大规模航天任务中具有更重要的现实意义。

2013 年, AARC 与 NASA 合作,为国际空间站设计低成本的新型推力器,以延长国际空间站在轨寿命。AARC 为此研制了 VF-200 推力器<sup>[59]</sup>,计划以空间站附件的形式进行在轨对接并完成飞行试验。VF-200 飞行样机设计功率为 200 kWe,推力达到 6 N、比冲为 5 000 s、效率达到 76%。设计 2 台 VF-200 推力器用于空间站轨道保持任务,单台功率设计为 100 kWe,采用空间站太阳能为能量来源,要求其可在额定功率下实现 15 min 的持续工作<sup>[60-61]</sup>。2015 年,国际空间站接近设计寿命上限,试验性科学项目受到削减,且空间站太阳能电池阵的实际电功率输出低于 90 kWe,不满足飞行器的功率要求,虽 VF-200 飞行器按照既定合同完成了总装,但其空间应用计划最终被废止。

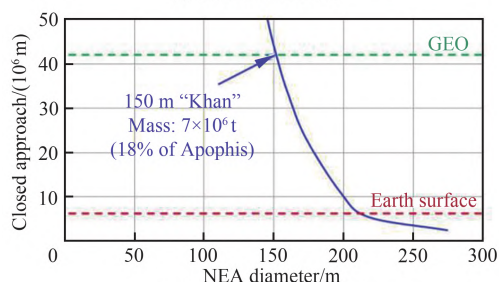
### 3.2 小行星防御

针对更大质量任务下百千瓦量级电推力器的适用性问题,研究人员提出并设计了小行星轨道操纵避撞问题(如图 16 所示):假想一颗名为“Khan”近地小行星直径为 150 m,质量约  $7 \times 10^6$  t,将已有小行星轨道参数略微修改后,于 2029 年 4 月 13 日发生与地球直接相撞。如果碰撞发生,将释放能量 131 Mt,可引起地球生物灭绝。

任务目标通过发射 VASIMR 火箭至指定小行星,将其推离原有轨道避免碰撞。通过任务优化,团队给出了双单元 200 kWe VASIMR 发动机方案,飞行器总质量 45 t (含推进剂 35.6 t),通过以下节点进行任务规划:① 发射至地月 L1 点,经 305 天转移至 Khan 处;② 5 年推偏;③ 经过 4 年随 Khan 的无推力轨道飞行, VASIMR 飞行器等待合适窗口准备返航;④ 40 天返航机动,返



(a) 推力器工作图景



(b) 推偏距离与小行星直径的关系

图 16 VASIMR 推力器用于近地小行星轨道偏移

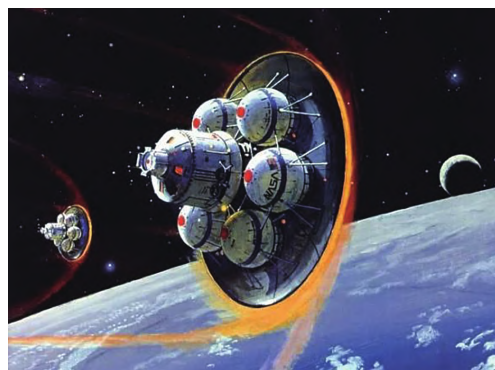
Fig. 16 VASIMR used for near-earth asteroids deflection mission

回初始 EML1 点。最终,可将直径为 150 m 的小行星推至地球中线数个地球半径之外,以保证地球安全。若小行星直径为 200 m,仅可刚刚推至避撞边界。进一步,通过研究给出了推偏距离随小行星直径变化曲线。

### 3.3 地月货物运输

当面对时效性要求不太高的货物运输时,尽管需要更长的转移时间,波加热磁等离子体推力器的飞船要比传统化学火箭更有效率。近月探测以及登月将是人类近期主要太空任务之一,提高地月货物运输能力对于实现月球探测有重要影响。NASA 对地月货物运输方案进行研究,使用化学火箭一次将约 34 t 货物运输到低月球轨道,将消耗大约 60 t 液氢-液氧。

以 VF-200 为动力的轨道转移运载器 (Orbit Transfer Vehicle, OTV) 为例,规划的 200 kW 飞行器能够将大约 7 t 的货物由低地球轨道运输到低月球轨道,转移时间大约 6 个月<sup>[20]</sup>,这将大大有利于降低未来月球开发的成本。图 17<sup>[20]</sup>显

图 17 轨道转移运载器概念图<sup>[20]</sup>Fig. 17 Concept diagram of orbital transfer vehicle<sup>[20]</sup>

示了一种采用 VASIMR 发动机的轨道转移运载器概念图。

如果将总功率提升至 1 MW,采用太阳能电池阵列驱动 5 台 VF-200 提供动力,大约消耗 8 t 氦工质,这种推力器的总质量约为 49 t,包括 9 t 往返燃料,6 t 结构质量以及 34 t 货物<sup>[20]</sup>。

转移时间过长是轨道转移运载器的一个缺陷,这一缺陷可以通过减少载荷或消耗更多氦工质来弥补,这将一定程度上降低推力器比冲,并通过比冲的牺牲得到推力的提升。例如,空的轨道转移运载器回返地球在保持 5 000 s 的比冲下需要 23 天,在 3 000 s 的比冲下仅需要 14 天。如果进一步提升轨道转移运载器规模,当总质量达到 100 t,能够实现相对于化学推力器约 2 倍的载货能力,但需要更多的能源供给,约 2 MW<sup>[20]</sup>。

### 3.4 载人火星探测

现有技术条件下,要完成对近地行星、太阳系内行星登陆探测,采用电推力器是最经济可行的。以我国离子推力器为例,在 2014 年已能满足 1~2 kW 功率下成熟度较高的验证<sup>[62]</sup>,但至今日仍难突破 6 kW 工程化实用难关,难度更高、时间约束更严格的载人登月乃至载人火星探测等任务,必须发展功率更高、比冲灵活可调的推力器。

为实现火星探测计划,NASA 与多家公司进行合作,力求研制可于 2030 年前实现的载人火星探测器。如果采用 NASA 新一代“猎户座”载人飞船,可搭载 4 名宇航员执行为期 21 天的太空任务,但转移时间高达 21 年。为此,NASA 急切需



求更现实的轨道转移方案,并提出承载6名宇航员执行为期60天探索任务的研制目标。

基于波加热磁等离子体推力器,张福林团队<sup>[58]</sup>设计了高功率版本的载人火星探测计划,飞船总重600 t(地球近地轨道1 000 km),总推进功率200 MW,推进剂质量分配与轨道方案见图18(a),飞行过程中的比冲策略见图18(b)。在该方案下,飞往火星或月球的航天器最高速度将可达到55 km/s。新VASIMR发动机将使从地球飞往火星的旅行时间缩短为39天<sup>[58]</sup>,而在目前已公开的系统性研究中,最快的方式为NASA载人火星探索报告DRA-5.0中所采用的核热火箭,行程约370天;相比较而言,VASIMR体制方案在经济、安全以及时效性方面都更优。

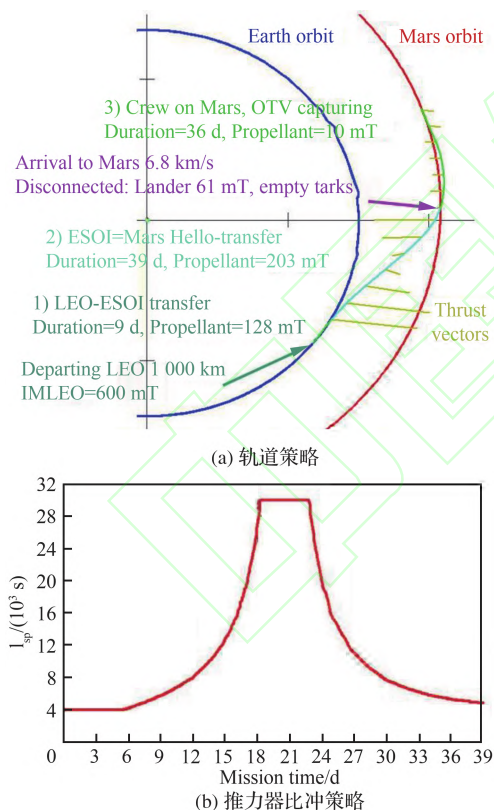


图18 VASIMR用于载人火星任务规划<sup>[58]</sup>

Fig. 18 VASIMR used for manned Mars mission planning<sup>[58]</sup>

## 4 结 论

1) 波加热磁等离子体推力器已展示出的优异推进性能,证明了其在未来高功率天基动力系统中的广阔前景。

2) 近年来,美国以VASIMR为典型代表的波加热磁等离子体推力器的研究已经取得重大突破,一旦解决工程化问题,可能在太空动力方面形成巨大优势。

3) 目前,波加热磁等离子体推力器离百千瓦级应用还存在一些为数不多的理论或工程问题,突破这些核心关键技术,将为近地大型航天器轨道保持、地月货物运输等新型任务提供高性能主推进动力,具有极重要的现实意义。

## 参 考 文 献

- [1] 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.  
GENG H, LI J, WU C C, et al. Development and application prospect of space electric propulsion technology [J]. Physics of Gases, 2023, 8(1): 1-16 (in Chinese).
- [2] PALAC D, HORVAT G, JANKOVSKY R, et al. Shrinking the solar system nuclear electric propulsion systems for robotic and human exploration [C] // Proceedings of the 1st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery. Reston: AIAA, 2005.
- [3] RANDOLPH T M, POLK J E. An overview of the Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS) activity [C] // 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2004.
- [4] ELLIOTT F, FOSTER J, PATTERSON M. An overview of the high power electric propulsion (HiPEP) project [C] // Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.
- [5] HALL S J, FLORENZ R E, GALLIMORE A, et al. Implementation and initial validation of a 100-kWe class nested-channel Hall thruster [C] // Proceedings of the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2014.
- [6] FLORENZ R E, HALL S J, GALLIMORE A D, et al. First firing of a 100-kWe nested-channel hall thruster [C] // 33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.
- [7] 任军学,刘宇,王-白.可变比冲磁等离子体火箭原理与研究进展[J].火箭推进,2007,33(3):36-42.  
REN J X, LIU Y, WANG Y B. Principle and research progress of variable specific impulse magnetoplasma rocket [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 36-42 (in Chinese).
- [8] Ad Astra Rocket Company. Solar Electric Propulsion (SEP): Comparing the power niches for SEP-

- VASIMR® and SEP-Hall technologies [R]. Webster: Ad Astra Rocket Company, 2014.
- [9] 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.
- LI Y, ZHOU C, LYU Z, et al. Progress on high power space nuclear electric propulsion technology development [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(1): 12-27 (in Chinese).
- [10] LOVBERG R, DAILEY C. PIT mark V design: AIAA-1991-3571[R]. Reston: AIAA, 1991.
- [11] SQUIRE J P, CHANG-DÍAZ F R, CARTER M D, et al. High power VASIMR experiments using deuterium, neon and argon[C]// 30th International Electric Propulsion Conference, 2007.
- [12] BERING E, BRUKARDT M, SQUIRE J, et al. Recent improvements in ionization costs and ion cyclotron heating efficiency in the VASIMR engine[C]// Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.
- [13] Longmier B W, SQUIRE J P, CASSADY L D, et al. VASIMR® VX-200 performance measurements and helicon throttle tables using argon and krypton[C]// 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [14] 韩先伟, 魏建国, 孙斌, 等. 大推力磁等离子体发动机技术分析与研究进展[C]// 第十一届中国电推进技术学术研讨会, 2015.
- HAN X W, WEI J G, SUN B, et al. Technical analysis and research progress of high thrust magnetic plasma engine [C] // 11th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2015), 2015(in Chinese).
- [15] Ad Astra Rocket Company. VASIMR® VX-200SS plasma rocket completes record hour high-power endurance test [R]. Webster: Ad Astra Rocket Company, 2021.
- [16] Ad Astra Rocket Company. La República - El motor de plasma [EB/OL]. (2022-10-07) [2023-05-07]. <https://www.adastrarocket.com/blog/featured/la-republica-andrei-siles-el-motor-de-plasma/>.
- [17] CORRIGAN A M H, CARTER M D, SQUIRE J P, et al. Enhancing VASIMR® with maturing technologies: AIAA-2018-4503[R]. Reston: AIAA, 2018.
- [18] JACOBS M G, MERRITT S P. High power (200kWe) solar electric propulsion upper stage for in-space transport [C] // AIAA Propulsion and Energy Forum. Reston: AIAA, 2018.
- [19] CHAVERS D G, CHANG-DÍAZ F R. Momentum flux measuring instrument for neutral and charged particle flows [J]. Review of Scientific Instruments, 2002, 73(10): 3500-3507.
- [20] GLOVER T W, CHANG-DÍAZ F R, ILIN A. Projected lunar cargo capabilities of high-power VASIMRTM propulsion [C] // 30th International Electric Propulsion Conference, 2007.
- [21] 孙青林, 杨雄, 程谋森. 可变比冲磁等离子体推力器搭建及点火验证[C]// 第十六届电推进学术研讨会, 2020.
- SUN Q L, YANG X, CHENG M S. Construction and experimental study on Variable Specific Impulse Magneto-plasma Rocket [C] // 16th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2020), 2020(in Chinese).
- [22] 乔宽, 张清河, 杨雄, 等. 磁约束等离子体参数测量实验研究[C]// 第十七届中国电推进学术研讨会, 2021.
- QIAO K, ZHANG Q H, YANG X, et al. Experimental study on magnetic confinement plasma parameter measurement [C] // 17th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2021), 2021(in Chinese).
- [23] QIAO K, YANG X, CHENG M S. Experimental study on magnetic confinement plasma parameter measurement of variable ratio magneto plasma rocket [C] // First Helicon Plasma Physics and Applications Workshop, 2021 (in Chinese).
- [24] 杨振宇, 曹亚文, 范威, 等. 磁等离子体发动机中离子回旋共振天线参数优化[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 422-431.
- YANG Z Y, CAO Y W, FAN W, et al. Parameter optimization of ion cyclotron resonance antenna in magneto-plasma rocket engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 422-431 (in Chinese).
- [25] 孙斌, 赵杨, 魏建国, 等. 高功率螺旋波等离子体诊断试验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(3): 707-713.
- SUN B, ZHAO Y, WEI J G, et al. Plasma diagnostics of a high power Helicon source [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 707-713 (in Chinese).
- [26] 韩先伟, 魏建国, 孙斌, 等. 大功率磁等离子体发动机研究进展[C]// 第十八届全国等离子体科学技术会议, 2017.
- [27] 韩先伟, 魏建国, 邓永锋, 等. 磁等离子体发动机研究进展[C]// 第十二届中国电推进技术学术研讨会, 2016.
- HAN X W, WEI J G, DENG Y F, et al. Research progress of the high thrust magneto-plasma engine [C] // 12th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2016), 2016 (in Chinese).
- [28] 魏建国, 孙斌, 方吉汉, 等. 磁等离子体发动机磁场仿真计算[C]// 第十二届中国电推进技术学术研讨会, 2016.
- WEI J G, SUN B, FANG J H, et al. Numerical simulation on the magnetic field of the high thrust magneto-plasma engine [C] // 12th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2016), 2016(in Chinese).
- [29] 张璐鹏. 大功率等离子体推进器的推力比冲测试研

- 究[D]. 合肥:中国科学技术大学, 2022.
- ZHANG L P. Study on thrust and specific impulse test of high power plasma thruster[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2022(in Chinese).
- [30] 中国科学院合肥物质科学研究院等离子体物理研究所. 等离子体所承担的中科院重点部署项目子课题顺利通过现场测试验收[EB/OL]. (2022-01-25) [2023-05-07]. [http://www.ipp.cas.cn/xwdt/kydt/202201/t20220124\\_679147.html](http://www.ipp.cas.cn/xwdt/kydt/202201/t20220124_679147.html).
- [31] CHANG-DÍAZ F R, SQUIRE J, BERING E, et al. The VASIMR engine: Project status and recent accomplishments[C]// Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2004.
- [32] BERING E, BRUKARDT M, CHAN F, et al. Experimental studies of the exhaust plasma of the VASIMR engine[C]// Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 2002.
- [33] BERING E, BRUKARDT M S, RODRIGUEZ W A, et al. Ion dynamics and ICRH heating in the exhaust plasma of the VASIMR engine[C]// 53rd International Astronautical Congress, 2002.
- [34] 知族科普. 核聚变火箭:能否实现星际旅行的跨越式发展? [EB/OL]. (2023-07-18) [2024-01-24]. [https://www.sohu.com/a/701285479\\_121687294](https://www.sohu.com/a/701285479_121687294)
- [35] BREIZMAN B N, AREFIEV A V. Single-pass ion cyclotron resonance absorption[J]. *Physics of Plasmas*, 2001, 8(3): 907-915.
- [36] ILIN A, CHANG-DÍAZ F R, SQUIRE J, et al. Plasma heating simulation in the VASIMR system[C]// Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2005.
- [37] BERING E, BRUKARDT M, CHANG-DÍAZ F R, et al. Ion acceleration by single pass ion cyclotron heating in the VASIMR engine[C]// Proceedings of the 29th International Electric Propulsion Conference, 2005.
- [38] BERING E, CHANG-DÍAZ F R, SQUIRE J P, et al. Observations of single-pass ion cyclotron heating in a trans-sonic flowing plasma [J]. *Physics of Plasmas*, 2010, 17(4): 043509.
- [39] BERING E, CHANG-DÍAZ F, SQUIRE J, et al. High power ion cyclotron heating in the VASIMR engine[C]// Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007.
- [40] BERING E A, CHANG-DÍAZ F R, SQUIRE J P, et al. Electromagnetic ion cyclotron resonance heating in the VASIMR [J]. *Advances in Space Research*, 2008, 42(1): 192-205.
- [41] SQUIRE J P, OLSEN C S, CHANG-DÍAZ F R, et al. VASIMR® VX-200 operation at 200 kWe and plume measurements: Future plans and an ISS EP test platform [C]// 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.
- [42] ANDO A, INUTAKE M, HATANAKA M, et al. Alfvén wave excitation and single-pass ion cyclotron heating in a fast-flowing plasma[J]. *Physics of Plasmas*, 2006, 13(5): 057103.
- [43] GERWIN R A, MARKLIN G J, SGRO A G, et al. Characterization of plasma flow through magnetic nozzles: ADA221044[R]. Los Alamos: Los Alamos National Laboratory, 1990.
- [44] AREFIEV A V, BREIZMAN B N. Magnetohydrodynamic scenario of plasma detachment in a magnetic nozzle [J]. *Physics of Plasmas*, 2005, 12(4): 043504.
- [45] BREIZMAN B N, TUSHENTSOV M R, AREFIEV A V. Magnetic nozzle and plasma detachment model for a steady-state flow[J]. *Physics of Plasmas*, 2008, 15(5): 057103.
- [46] CARTER M D, CHANG-DÍAZ F R, ILIN A V, et al. Radio frequency plasma applications for space propulsion [C]// International Conference of Electromagnetics in Advanced Space Applications, 1999.
- [47] TERASAKA K, YOSHIMURA S, OGIWARA K, et al. Experimental studies on ion acceleration and stream line detachment in a diverging magnetic field[J]. *Physics of Plasmas*, 2010, 17(7): 072106.
- [48] HOOPER E B. Plasma detachment from a magnetic nozzle [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(5): 757-763.
- [49] AHEDO E, MERINO M. On plasma detachment in propulsive magnetic nozzles[J]. *Physics of Plasmas*, 2011, 18(5): 053504.
- [50] OLSEN C S, BALLENGER M G, CARTER M D, et al. Investigation of plasma detachment from a magnetic nozzle in the plume of the VX-200 magnetoplasma thruster [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, 43(1): 252-268.
- [51] ILIN A, CHAN F, SQUIRE J, et al. Simulation of plasma detachment in VASIMR[C]// Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston: AIAA, 2002.
- [52] YANG X, HANG G R, CHENG M S, et al. Performance evaluation of a 40-mN Hall thruster using laser-induced fluorescence with comprehensive error analysis [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2019, 47(10): 4691-4699.
- [53] 杨雄, 程谋森, 王墨戈. 基于双向偏振态激光诱导荧光方法的离子速度分布函数测量[J]. *光谱学与光谱分析*,



- 2017, 37(8): 2346-2351.
- YANG X, CHENG M S, WANG M G. Ion velocity distribution function measurement based on the method of bi-directional polarized laser induced fluorescence[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2017, 37(8): 2346-2351 (in Chinese).
- [54] 段兴跃. 霍尔推力器中等离子体与通道壁相互作用的机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2020: 10.
- DUAN X Y. Investigation on the interaction mechanism between the plasma and the channel wall in the Hall thrusters[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020: 10(in Chinese).
- [55] QIAO K A, SUN Q L, YANG X, et al. Study on the optical emission spectrum diagnosing of the low-temperature plasma using a collisional-radiative model based on the detailed-term-accounting approximation[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2021, 1786(1): 012009.
- [56] STEPHAN U, STEINKE O, USHAKOV A, et al. Design and analysis of first mirror plasma cleaning electrical circuit for Edge Thomson scattering ITER diagnostics [J]. Fusion Engineering and Design, 2022, 177: 113079.
- [57] XU M M, ZHANG Q F, XIE J L. Design of Thomson scattering diagnostic system on linear magnetized plasma device [J]. Plasma Science and Technology, 2022, 24(6): 064008.
- [58] PETRO A. VASIMR plasma rocket technology [J]. Houston: NASA Advanced Space Propulsion Laboratory, 2002.
- [59] NASA. Nonreimbursable Space Act Agreement between Ad Astra Rocket Company and the National Aeronautics and Space Administration for demonstration of the Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket (VASIMR™) aboard the International Space Station [R]. Washington, D.C.: NASA, 2008.
- [60] 韩先伟, 魏建国, 邓永锋, 等. 磁等离子体发动机研究进展[C]// 第十一届中国电推进技术学术研讨会 2015.
- HAN X W, WEI J G, DENG Y F, et al. Research progress of magnetic plasma engine[C]// 11th China Electric Propulsion Conference (CEPC 2015), 2015(in Chinese).
- [61] CHANG-DÍAZ F R, GIAMBUSSO M, CORRIGAN A M H, et al. Recent progress on the VASIMR® engine [C]// 37th International Electric Propulsion Conference, 2022.
- [62] 张天平, 张伟文, 吴先明, 等. 空间电推进的技术发展及应用[C]// 2014中国卫星应用大会, 2014
- ZHANG T P, ZHANG W W, WU X M, et al. Technological development and application of space electric propulsion [C]// China Satellite Application Conference in 2014, 2014(in Chinese).

(责任编辑: 王娇)

## Research status and prospect of high-power wave-heating magnetoplasma thruster

YANG Xiong<sup>1</sup>, LI Xiaokang<sup>1</sup>, GUO Dawei<sup>1</sup>, CHENG Mousen<sup>1,\*</sup>, ZHANG Fan<sup>2</sup>, CHE Bixuan<sup>1</sup>, LEI Qingyun<sup>1</sup>

1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China

2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China

**Abstract:** The wave-heating magnetoplasma thruster possesses many advantages such as its suitability for high power propulsion (about 100 kWe-1 MW), high thrust density (about  $4 \times 10^5$  N/m<sup>2</sup>), variable high thrust (about 1-100 N), and adjustable specific impulse ( $\sim 3\,000$ - $10\,000$  s). These advantages make the wave-heating magnetoplasma thruster well suited for a diverse range of future space missions with high-performance. Based on previous studies of the wave-heating magnetoplasma thruster both home and abroad, this work summarizes the technical status of the wave-heating magnetoplasma thruster in recent years, and analyzes the theoretical issues the present research faced in the development of the wave-heating magnetoplasma thruster, such as the so called single-pass ion cyclotron resonance heating, the plasma detachment controlling, the high-power density plasma diagnosing in strong magnetic fields, as well as many engineering difficulties, including the efficient thermal management and high-power RF power supplies. Finally, application directions of the wave-heating magnetoplasma thruster are prospected according to its performance characteristics.

**Keywords:** electric propulsion; helicon; ion cyclotron resonance heating; magnetic nozzle; plasma

**Received:** 2023-03-29; **Revised:** 2023-04-17; **Accepted:** 2023-05-07

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (11805275); Cultivation Project on Aerospace Frontier Research

\* **Corresponding author.** E-mail: mscheng@nudt.edu.cn