

聚变空间推进器磁喷嘴初步分析 *

宋 俊^{1,2}, 蒋洁琼¹

(1. 中国科学院合肥物质科学研究院 核能安全技术研究所, 安徽 合肥 230031;

2. 中国科学技术大学 研究生院科学岛分院, 安徽 合肥 230026)

摘 要: 为了提高深空探测任务的范围和能力, 亟需发展高性能的聚变空间推进器, 而其中最为关键的子系统是磁喷嘴。首先介绍了聚变空间推进器的主要工作原理, 并分析了核聚变地面发电应用中的偏滤器和空间推进应用中磁喷嘴系统的差异与联系。在此基础上, 通过参考一种简化的磁喷嘴性能计算模型, 初步评估了推力为 1~1000N, 比冲为 $10^4\sim 10^5$ s, 聚变传输功率为 100MW~10GW 研究范围内, 不同推进性能需求与磁喷嘴系统磁喉处磁场大小、库区等离子体密度及推进剂质量流量的依赖关系。相关定性及定量分析结果能够为未来核聚变空间推进器磁喷嘴系统的物理和工程设计提供一定的参考。

关键词: 深空探测; 核聚变; 空间推进器; 磁喷嘴; 偏滤器

中图分类号: V439 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210445-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210445

Preliminary Analysis on Magnetic Nozzle of Fusion Space Thruster

SONG Jun^{1,2}, JIANG Jie-qiong¹

(1. Institute of Nuclear Energy Technology, Hefei Institutes of Physical Science, Chinese Academy of Sciences Chinese, Hefei 230031, China;

2. Science Island Branch of the Graduate School, University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: It is urgent to develop high performance fusion space thrusters to improve the range and capability of deep space exploration missions, among which the most critical subsystem is the magnetic nozzle. The main working principle of fusion space thruster is introduced, and the differences and relations between the divertor used in ground fusion power generation and the magnetic nozzle selected by fusion space propulsion are analyzed. On this basis, a simplified calculation model for the performance of magnetic nozzles is then used to preliminarily evaluate the dependence of different propulsion performance requirements on the magnetic field at the throat of the magnetic nozzle system, the plasma density in the reservoir area, and the mass flow rate of propellant, when the thrust range is 1~1000N, the specific impulse range is $10^4\sim 10^5$ s, and the fusion transmission power range is 100MW~10GW. The results of qualitative and quantitative analysis can provide certain references for the physical and engineering design of the magnetic nozzle system of nuclear fusion space thrusters in the future.

Key words: Deep space exploration; Nuclear fusion; Space thruster; Magnetic nozzle; Divertor

* 收稿日期: 2021-07-08; 修订日期: 2021-09-24。

作者简介: 宋 俊, 博士生, 研究领域为聚变新概念和空间推进器。

通讯作者: 蒋洁琼, 博士, 研究员, 研究领域为核反应堆中子物理及新概念设计。

引用格式: 宋 俊, 蒋洁琼. 聚变空间推进器磁喷嘴初步分析[J]. 推进技术, 2022, 43(11):210445. (SONG Jun, JIANG Jie-qiong. Preliminary Analysis on Magnetic Nozzle of Fusion Space Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210445.)

1 引言

随着我国首次火星探测任务的成功开展,同时计划于2030年实现火星采样返回,我国将逐步进入深空探测时代,而这将需要发展更高性能的空间推进器^[1]。核聚变是一种高能量密度的能源形式,利用核聚变进行发电的地面商业反应堆研究已经取得了不错的进展,然而将其拓展到空间推进作为聚变能的非发电应用形式的相关研究却十分有限。早期研究人员的理论分析表明,基于核聚变的空间推进器具有固有的潜在高比冲($10^4 \sim 10^6 \text{s}$),同时能够实现中等以上大小的推力^[2]($\text{N} \sim \text{kN}$),相比传统化学推进系统具有非常大的比冲优势(化学推进系统的典型比冲为450s左右^[3]),而相对于电推进系统具有一定的推力优势(电推进系统典型推力约为mN量级^[4-6]),因此能够作为我国目前深空探测任务中主要推进系统的有益补充,其高比冲、中高推力的推进性能将极大地提高未来深空探测任务的能力和范围。在地面聚变商业发电反应堆几十年的研究中,人们更多的关注聚变能量增益(即聚变反应释放的能量要远高于系统的输入能量)和电力成本,当核聚变发电成本能够与目前电力市场的其他主要能源竞争时,将标志着核聚变发电商业化时代的到来^[7-8]。然而,在核聚变的非电推进应用中,系统优值参数变为比功率(单位系统结构质量下产生的推进功率)、推力、比冲等参数,未来先进空间推进器必须具有实现高比功率、高比冲和高推力的性能潜力,这样就能够深空探测任务中缩短飞行时间,降低长期太空飞行对航天员造成的身体和心理伤害,同时能够增加任务的有效载荷,提高深空探测任务的科学能力,同时灵活调整推力和比冲的组合方式,以满足未来不同深空探测任务类型的需求。正因为核聚变地面发电应用和空间应用侧重点不同,使核聚变空间推进器对能量增益的需求大大降低,目前国际热核聚变实验堆ITER(International Thermonuclear Experimental Reactor)对能量增益的目标值为10,而相关研究表明,在聚变空间推进器研究中,能够实现1.22左右的能量增益就能够提供不错的推进性能^[9]。当然,核聚变地面发电应用和空间推进应用的很多共性技术仍然是通用的,因此拓展核聚变空间推进应用的同时,也将加速核聚变地面发电应用领域的技术开发,实现两者的协调发展。

聚变能应用于空间推进时,主要通过聚变反应产物中高能带电粒子的定向喷出产生反冲推力来完

成深空探测任务,而实现这一功能的关键是利用磁场对高能带电粒子进行约束和加速,从而提供所需要的推进性能,这主要依靠一个高效的磁喷嘴系统^[10]。因此,在将核聚变地面发电应用近几十年发展的技术成功拓展到空间推进应用的过程中,最亟需发展的关键子系统就是聚变磁喷嘴系统。

本文首先介绍聚变推进的基本原理,其次阐述聚变推进中最为关键的子系统即磁喷嘴的主要发展历史和工作过程,并对当前聚变地面发电应用研究中偏滤器和聚变空间推进器磁喷嘴的不同侧重和相互联系。在此基础上,通过参考当前聚变空间推进器磁喷嘴的理论和实验发展而建立的一种简化磁喷嘴推进性能计算模型,对不同推进性能参数与磁喷嘴库区、磁喉处主要参数之间的依赖关系进行分析,并分别从磁喉处磁场、库区等离子体密度和氢推进剂与聚变堆芯高能带电粒子质量流量比三个角度出发,分析它们与磁喉处有效半径、比冲及推力的依赖关系,为后续聚变磁喷嘴系统的设计和发展提供有价值的参考。

2 聚变空间推进器磁喷嘴系统

2.1 推进器原理与磁喷嘴概述

聚变空间推进器的主要工作原理是利用聚变反应产生的高能带电粒子在磁场约束导流作用下与冷的推进剂交换焓值,最终通过磁喷嘴系统将混合射流喷出产生推力。需要与冷的推进剂混合主要是考虑到如果直接将高能带电粒子排出,虽然比冲很高,但受到堆芯粒子质量流量限制推力非常小,为了提高推力性能,经常使用冷的推进剂与这些高能带电粒子混合,从而在牺牲一定比冲的条件下提高推力。通过控制氢推进剂的质量流量可以调节聚变空间推进器的比冲和推力。由于氢的分子量较小且具有良好的热物理性质,一般所采用的推进剂为液氢,本文后续的研究均基于冷的氢推进剂^[11]。

磁喷嘴是一种收敛-发散磁场,它引导、膨胀和加速等离子射流并最终排出提供推进性能,用于空间推进磁喷嘴中的磁场作用与拉瓦尔喷嘴中收敛-发散固体壁面的作用类似,在那里热中性气体先是亚声速膨胀,而后进行超声速膨胀以增加推力。与拉瓦尔喷嘴一样,磁喷嘴是一种推力增强装置,将等离子体的内能转化为定向动能,但其运行是基于外加磁场与等离子体中离子的相互作用,而不是基于作用于固体壁上的压力。与固体喷嘴相比,磁喷嘴的主要优点是可以无接触运行,即避免了材料与热

等离子体的接触,这种接触将导致系统效率低下和喷嘴寿命缩短。另外的优点包括飞行任务中动态优化磁场强度和几何形状的能力,允许喷嘴适应不同的推进空间任务要求^[12]。

而在聚变能地面发电应用中与磁喷嘴结构非常类似的结构即为偏滤器,两者的共同特点是均通过特定的磁场位形来约束和引导带电粒子^[13]。在传统聚变装置中,偏滤器通过设计调整了等离子体边缘的磁场位形,从而把杂质/氦灰偏滤到靶室,与靶板材料碰撞并以中性气体形式抽出,但并不打算将堆芯等离子体以高能带电粒子形式排出。而在聚变空间推进器应用中,如果采用托卡马克类聚变推进概念,同样需要偏滤器将聚变产物引流出堆芯,但无须到达靶板,也无须与吸收材料碰撞后变为中性气体并抽出,而是将这部分聚变产物带电粒子(即使经过部分冷却,但仍具有非常高的能量)通过偏滤器结构,进入到等离子体库区(即人为定义的冷氢推进剂与高能聚变产物带电粒子混合的区域,类似于传统液体化学火箭发动机的燃烧室,能够约束新注入的冷氢推进剂流并使其与堆芯高能粒子射流充分混合直到温度达到平衡),如图 1 所示,从偏滤器引流的高能带电粒子将会进入磁喷嘴系统,通过适当的磁场位

形在磁喷嘴库区与氢推进剂混合并经进一步加速喷出,从而实现所需的推进性能^[14]。因此在基于托卡马克类的聚变空间推进概念中,偏滤器和磁喷嘴其实是先后两个过程,只不过在推进器中偏滤器的作用会被弱化,因此偏滤器和磁喷嘴系统的有效结合至关重要。而对于开端概念聚变推进系统,如基于气动磁镜 GDM(Gas Dynamic Mirror)约束位形的聚变空间推进器概念^[15](见图 2),或基于场反向 FRC(Field Reverse Configuration)约束位形聚变空间推进器概念^[16](见图 3),由于具有开放的磁场线,其本身可以约束和控制聚变等离子体的行为,聚变堆芯高能等离子体经开放磁场线在磁喷嘴库区与氢推进剂进行充分有效混合并在磁喷嘴磁场引流下加速喷出,获得反冲推力。因此在这样的聚变空间推进概念中,偏滤器结构并不是必需的,但高效的磁喷嘴系统仍然是实现所需推进性能的关键。

通过上述讨论,无论采用何种聚变约束位形,在核聚变的空间推进应用中,一个高效可靠的磁喷嘴系统是至关重要的。如何理解磁喷嘴系统的工作原理并通过合理布置磁喷嘴系统以实现所需要的推进性能是聚变空间推进器研究的关键,本文后面部分将对此展开简要阐述和分析。在这之前,首先需要

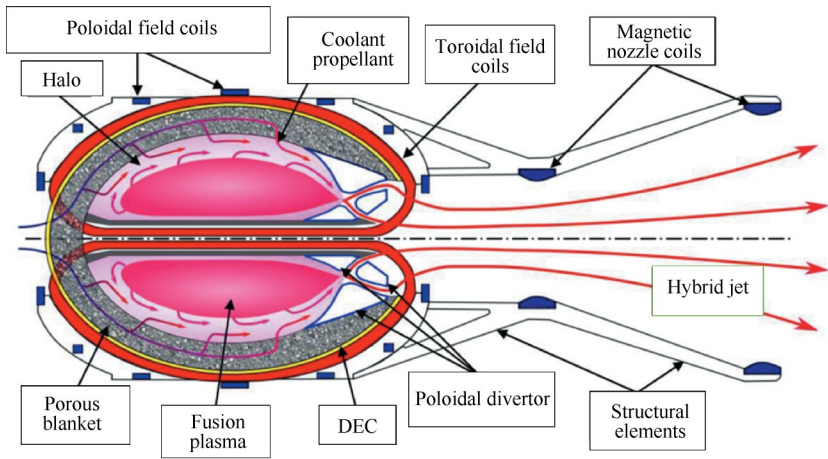


Fig. 1 Main structure spherical tokamak based fusion space thruster core and magnetic nozzle^[14]

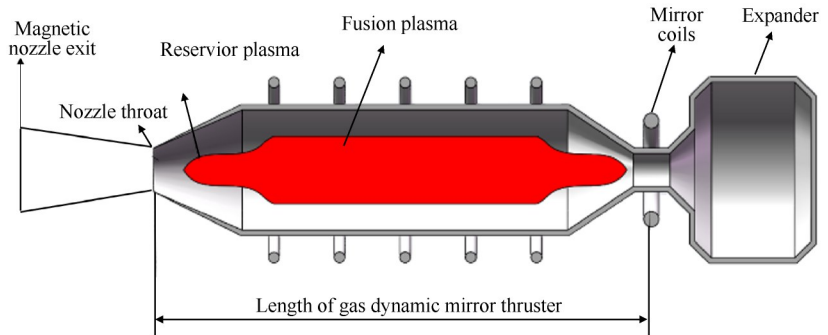


Fig. 2 Schematic diagram of main structure of gas dynamic mirror based fusion space thruster

一套适用于对聚变磁喷嘴性能进行评估的计算模型,因此下一小节将首先介绍聚变磁喷嘴系统的主要研究历史和计算模型。

2.2 研究历史及性能计算模型

磁喷嘴最早是电推进中的概念,仍有很多原理性问题需要解决,在电推进领域进行过许多关于磁喷嘴的推进性能试验,但具体的磁喷嘴约束和加速机制并不明晰^[17],而在核聚变GW级功率范围内磁喷嘴的推进性能试验研究更加难以开展,因为很少有实验装置能够模拟核聚变反应时产生的高功率热流,从而在尽可能接近真实环境的条件下模拟磁喷嘴的推进性能。国外一些单位曾联合研究聚变磁喷嘴,包括美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)格伦研究中心,俄亥俄州立大学,洛斯阿拉莫斯实验室等,俄亥俄州立大学借助大型真空系统、GW级大功率脉冲电容器设施哥斯拉及磁等离子体动力学MPD(Magneto-Plasma-Dynamic)等离子体源来模拟聚变排气等离子体环境,是目前为数不多进行的聚变功率级等离子体射流中磁喷嘴性能试验研究^[18-20]。同时,NASA也开发MACH(Multi-grid, Arbitrary Computational Hydromagnetic)磁喷嘴仿真程序,对磁喷嘴部分进行模拟,用来支持NASA的聚变推进器概念设计研究工作,并初步验证了磁喷嘴用于聚变空间推进器的原理可行性^[21]。MACH能够用来模拟磁喷嘴中等离子体/流体的行为,从而预测磁喷嘴的性能,并将程序得到的仿真预测结果与实验测量到的结果进行比较,验证仿真程序的精确性和误差,Gerwin教授也对磁喷嘴做了较为详尽的总结,但具体的技术细节仍需要进一步研究^[22]。

本文旨在初步评估聚变磁喷嘴的推进性能,在进行磁喷嘴推进性能计算和分析时主要参考了Gerwin通过理论推导的一组一维修正MHD磁流体力学方程,这也是NASA发现者二号(Discovery II)聚变空间

推进器概念设计中采用的磁喷嘴性能计算模型,不过这些方程是建立在一系列简化假设之上的,如忽略带电粒子中性碰撞,假设流体模型(而不是动力学模型),并忽略各种损失机制,如传输、辐射、电阻和霍尔效应等^[23]。

通过该简化计算模型,可以评估通过磁喷嘴主要区域的流动条件。假设整个流动过程为等熵条件,并假设在推进剂-燃料离子焰转换过程中损失20%的能量,即磁喷嘴效率 η_i 为0.8。聚变堆芯传输功率 P_{trans} 和磁喷嘴库区功率 P_{res} 可以通过磁喷嘴效率相关联。

在整个磁喷嘴系统中,如图4所示,主要分为两个区域和一个关键位置,即磁喷嘴库区和下游区以及磁喉处。库区(即由聚变堆芯释放的高能带电粒子与冷的氢推进剂混合的区域),形成一个有效的半径为 R_{throat} 的虚拟螺线管,其提供子午线磁场来约束压缩氢推进剂和堆芯高能粒子流,直到它们达到温度平衡,库区中的磁场线定义了带电粒子通过时的流动边界。磁喷嘴喉部(磁喉处),是磁喷嘴的滞止区域,存在壅塞流(声速)条件。磁喉处到出口的区域即为磁喷嘴下游区,一维模型表明,推进混合射流出口速度(v_{ex})约为磁喉处速度(v_{throat})的两倍。如式(1)所示。

式(2)为磁喉处温度 T_{throat} 和磁喉处速度 v_{throat} 的依赖关系,其中 R 为单原子氢的气体常数,磁喉处压力、磁喉处密度及磁喉处磁场大小则由式(3)~(5)得出,该计算模型中 γ 为三自由度单原子气体的比热容比,值为5/3,在计算磁喉处磁场时,假设比压为理想条件下的1(在聚变领域,比压参数 β 为等离子体压力与磁场压力的比值)。

$$I_{\text{sp}} = \frac{v_{\text{ex}}}{g} = \frac{2v_{\text{throat}}}{g} \quad (1)$$

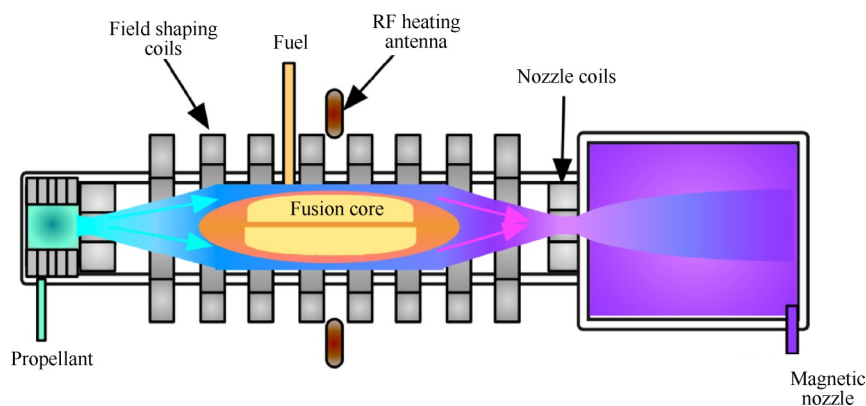


Fig. 3 Schematic diagram of main structure of field reverse configuration based fusion space thruster^[16]

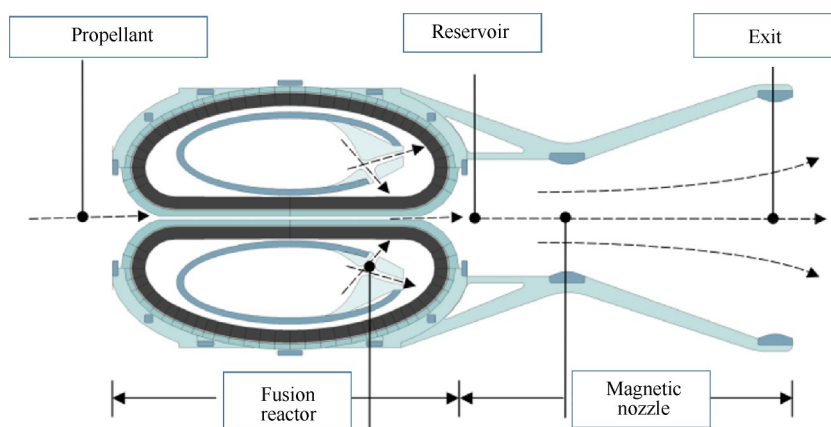


Fig. 4 Schematic diagram of fusion thruster core and magnetic nozzle structure^[23]

$$T_{\text{throat}} = \frac{v_{\text{throat}}^2}{\gamma R} \quad (2)$$

$$p_{\text{throat}} = \frac{F}{2\gamma A_{\text{throat}}} \quad (3)$$

$$\rho_{\text{throat}} = \frac{p_{\text{throat}}}{RT_{\text{throat}}} \quad (4)$$

$$B_{\text{throat}} = \sqrt{2\mu_0 p_{\text{throat}}} \quad (\beta=1) \quad (5)$$

在磁喉处马赫数 Ma 为 1 的假设条件下,库区等离子体温度 T_{res} 与密度 ρ_{res} 可由式(6),(7)计算,而库区压力 p_{res} 与磁喉处压力 p_{throat} 的依赖关系如式(8)所示。

$$T_{\text{res}} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right] T_{\text{throat}} \quad (Ma=1) \quad (6)$$

$$\rho_{\text{res}} = \frac{p_{\text{res}}}{RT_{\text{res}}} \quad (7)$$

$$p_{\text{res}} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} p_{\text{throat}} \quad (Ma=1) \quad (8)$$

库区的射流功率 P_{res} 与射流总质量流量 $\dot{m}_{\text{total}}$ 和库区焓值 h_{res} 有关,其计算可参考式(9),式(10)则表示了库区射流速度 v_{res} 与库区焓值的关系。最后,通过式(11)中的能量守恒关系,可以得到在给定的推力和出口比冲需求下,所需要的总射流质量流量 $\dot{m}_{\text{total}}$,而在本文计算中,聚变堆芯高能粒子的质量流量与发现者二号计算中保持一致,假设为 1g/s,两者的差值即为氢推进剂质量流量,而氢推进剂质量流量与堆芯高能粒子之间的比值是非常值得关注的参数,因为该比值直接决定了高能带电粒子能否与冷的氢推进剂进行充分有效的混合,两者之间的巨大差值将有可能引起混合射流的不稳定,对推进性能产生严重影响,该参数也会在本文后续部分进行分析。

$$P_{\text{res}} = \dot{m}_{\text{total}} h_{\text{res}} = \dot{m}_{\text{total}} \frac{\gamma}{\gamma-1} RT_{\text{res}} \quad (9)$$

$$v_{\text{res}} = \sqrt{2h_{\text{res}}} \quad (10)$$

$$P_{\text{res}} = \eta_j P_{\text{trans}} = \eta_j \frac{1}{2} \dot{m}_{\text{fuel}} v_{\text{fuel}}^2 = \frac{1}{2} \dot{m}_{\text{total}} v_{\text{res}}^2 \quad (11)$$

3 磁喷嘴参数需求与推进性能依赖关系

在核聚变推进剂研究领域,相关研究表明核聚变空间推进器要在未来深空探测任务中体现优势,需要实现万秒以上的比冲,牛顿量级的推力,同时考虑到当前核聚变地面发电领域的研究进展,如 ITER 的目标聚变输出功率为 500MW,认为未来核聚变的输出功率有望达到 GW 级^[24]。综合上述考虑,确定了本文磁喷嘴推进性能分析的研究范围。本文通过参考一种简化的聚变磁喷嘴性能计算模型,部分参数保持与发现者二号的假设一致(如比压 β 为 1,磁喉处马赫数 Ma 为 1,聚变堆芯高能带电粒子质量流量为 1g/s),在此假设基础上,在推力为 1~1000N,比冲为 $10^4 \sim 10^5$ s,聚变堆芯传输功率为 100MW~10GW 范围内,磁喷嘴系统不同区域(磁喷嘴库区和下游区)以及磁喉处的主要参数,包括磁喉部温度、压力、密度、磁场、速度以及库区的温度、压力、密度、磁场、速度等参数进行计算分析,并分别从磁喉处磁场、库区等离子体密度和氢推进剂与聚变堆芯高能带电粒子质量流量比三个角度出发,对推进性能参数间的依赖关系进行定性和定量分析。

3.1 磁喉处磁场

在磁喷嘴系统中,线圈磁场的大小是至关重要的,磁场大小直接决定了聚变空间推进器的工程可行性和建造难度,而线圈磁场大小依赖于推进系统所需的推力及磁喉处有效半径的大小,该半径决定了磁喷嘴库区所形成的虚拟螺线管的面积,也定义了高速等离子体混合射流的流动边界。根据式(1)~(5),可以得到在推力为 1~1000N 内,磁喉处磁场大小与磁喉处有效半径的依赖关系,如图 5 所示,

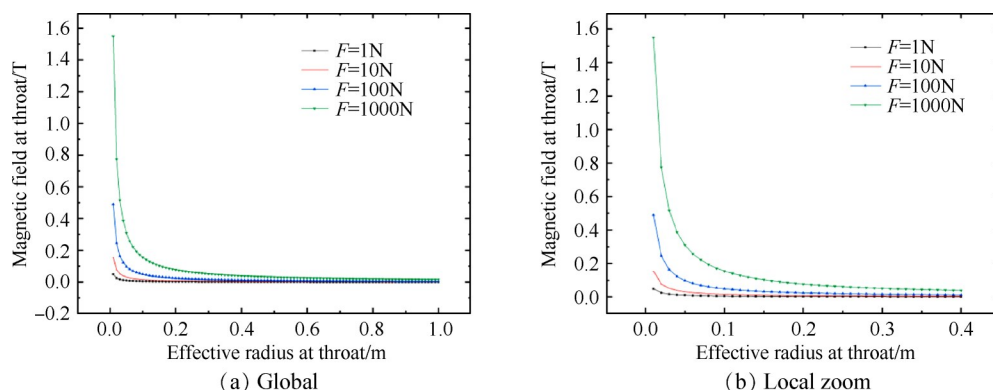


Fig. 5 Relation between the magnetic field and effective radius at throat

从图 5(a)中可以看出,当磁喉处有效半径较小时,实现相同推力所需要的磁喉处磁场随磁喉处有效半径的增大而急剧降低,为了放大该细节,图 5(b)展示了缩小磁喉有效半径(0.1~0.4m)研究范围内的变化规律。可以看出,在不同推力范围内,当磁喉有效半径大于 0.1m 时,磁喉处磁场随磁喉有效半径增大而降低的趋势变缓,同时,考虑到磁喉有效半径增大后,对实际磁喷嘴结构的真实半径要求增大,因此在充分考虑对磁喷嘴磁喉处磁场需求和磁喷嘴实际工程限制的情况下,本文后续的研究选择 0.1m 有效半径作为计算前提,这里所得到的分析结论与发现者二号中对磁喉处有效半径选择为 0.1m 也是一致的。同时,当磁喉处有效半径一定时,随着推力需求的提高,磁喉处所需要磁场增大,这是因为推力的增加需要提高混合射流质量流量,从而导致约束射流所需要的磁场增大,这是比较易于理解的。

3.2 库区等离子体密度

在磁喷嘴系统中,库区是和聚变堆芯联系最紧密的区域,同时库区的主要参数也直接决定了对聚变堆芯高能等离子体的需求。这其中最重要的库区参数是等离子体密度,该密度为从聚变堆芯导流出的高能带电粒子与冷的氢推进剂有效混合后的密度。由于氢推进剂质量流的引入,库区等离子体密度远高于堆芯逸出的等离子体密度,通常相差两个量级以上,从而通过增加混合射流质量流量的方式提高推力。式(2)~(8)表明,在磁喉处有效半径为假定的 0.1m 时,库区等离子体密度仅和推进器出口所需推力及比冲有关,本文计算了推力分别为 1N, 10N, 100N 和 1000N 时,库区等离子体密度与比冲的依赖关系,相关结果如图 6 所示。从图中可以看出,当推力一定时,库区所需的等离子体密度随比冲的增大而减小,表明未来聚变空间推进器可以向更高比冲方向发展,同时,当比冲一定时,库区所需等离子体

密度随推力的增大而增大,这里的结论与前述一致,推力需求的增大必然导致混合射流质量流量的增大,从而使库区等离子体密度需求增加,因此未来如果要是提高聚变空间推进器的推力,对磁喷嘴系统库区中聚变堆芯逸出的高能带电粒子与冷的氢推进剂充分有效混合的研究将会是重点。

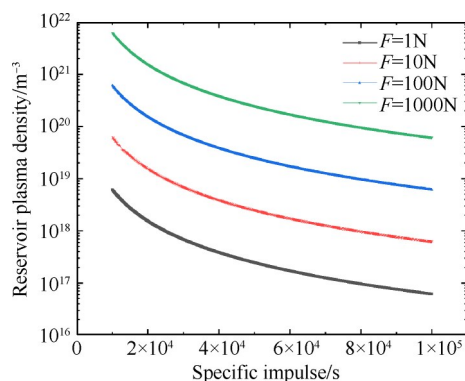


Fig. 6 Relation between reservoir plasma density and specific impulse

3.3 氢推进剂与堆芯高能带电粒子质量流量比

本文还分析了磁喷嘴系统设计中最需要重点关注的参数,即冷的氢推进剂质量流量与聚变堆芯高能带电粒子(或称为燃料)质量流量的比值,该参数直接决定两股射流能否在不产生严重不稳定的条件下实现充分有效混合,从而进一步影响聚变空间推进器的推进性能。由式(9)~(11)可以计算得到,在不同的聚变堆芯传输功率时,即本文中的 100MW~10GW 内,该比值 Ratio 和出口比冲的依赖关系,如图 7 所示,可以看出,该比值随着比冲的增大而迅速降低,之后趋势变缓。在本文研究的聚变堆芯传输功率范围内,当比冲约为 $3 \times 10^4 \text{s}$ 以上时,冷的氢推进剂质量流量与聚变堆芯高能带电粒子的比值 Ratio 降低到 100 量级以内,而考虑到 NASA 发现者二号在进行

球形托卡马克聚变空间推进器方案设计时该参数的取值为79^[23],同时也通过考虑冷的氢推进剂和聚变堆芯高能带电粒子质量流量差值的工程可行性和合理性,本文认为比值Ratio在100以内时是未来该技术领域的主要研究方向和可能实现的参数范围。更具体的计算表明,当聚变堆芯传输功率为1GW,比冲约为 1.28×10^4 s时,该比值为100,而当比冲约为 1.8×10^4 s时,该比值降为50,因此未来聚变空间推进器比冲的设计参数将会由聚变堆芯传输功率、冷的氢推进剂与聚变堆芯高能粒子混合技术的发展情况等多种因素共同决定。

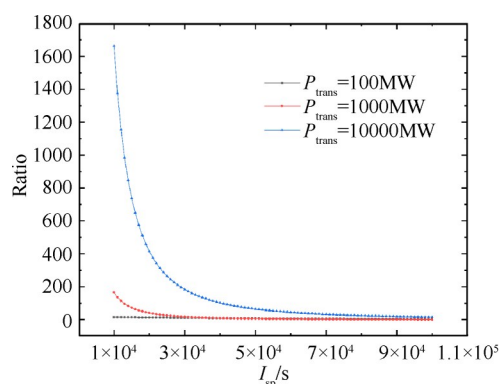


Fig. 7 Relation between the ratio of mass flow of hydrogen propellant to fuel and specific impulse

4 结 论

本文对聚变空间推进器性能参数和磁喷嘴系统参数进行评估,通过分析得到如下结论:

(1)推力需求一定时,磁喷嘴磁喉处磁场随有效半径增大而急剧减小,当有效半径为0.1m时,能够同时满足对磁场强度的要求和磁喷嘴实际结构半径的限制。

(2)推力需求一定时,磁喷嘴库区等离子体密度随比冲的增大而减小,表明未来聚变空间推进器可向高比冲方向发展,但同时需考虑聚变堆芯实际高能粒子密度的限制。

(3)聚变堆芯传输功率一定时,氢推进剂与堆芯高能粒子质量流量比Ratio随比冲的增大而减小,定量计算结果表明聚变堆芯传输功率为1GW时,比冲约为 1.28×10^4 s时,该比值为100,而当比冲约为 1.8×10^4 s时,该比值降为50,氢推进剂与堆芯高能粒子质量流量比是未来聚变磁喷嘴设计中的关键参数,巨大的质量流量差将会影响混合射流的充分有效混合,并有可能导致严重的射流不稳定问题。

在未来聚变空间推进器设计中需重点关注Ratio参数,并同时发展将氢推进剂与聚变堆芯高能粒子质量流量进行充分有效混合的射流控制技术。

致 谢:感谢中国科学院中子输运理论与辐射安全重点实验室的资助。

参考文献

- [1] 邱家稳,王 强,马继楠. 深空探测技术(特约)[J]. 红外与激光工程, 2020, 49(5): 1-10.
- [2] 何伟锋,向红军,蔡国飙. 核火箭原理、发展及应用[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 37-43.
- [3] Long K F. Deep Space Propulsion: A Roadmap to Interstellar Flight[M]. New York: Springer, 2012.
- [4] 张天平,张雪儿. 空间电推进技术及应用新进展[J]. 真空与低温, 2013, 19(4): 187-194.
- [5] 毛根旺,韩先伟,杨 涓,等. 电推进研究的技术状态和发展前景[J]. 推进技术, 2000, 21(5): 1-5. (MAO Gen-wang, HAN Xian-wei, YANG Juan, et al. Research State of Electric Propulsion and Its Development Prospect [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(5): 1-5.)
- [6] 吴汉基,蒋远大,张志远. 电推进技术的应用与发展趋势[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 385-392. (WU Han-ji, JIANG Yuan-da, ZHANG Zhi-yuan. Application and Development Trend of Electric Propulsion Technology [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 385-392.)
- [7] 吴宜灿,汪卫华,刘松林,等. 聚变发电反应堆概念设计研究[J]. 核科学与工程, 2005(1): 76-85.
- [8] Thio F, Turchi P, Santarius J. A Summary of the NASA Fusion Propulsion Workshop 2000[C]. Salt Lake City: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001.
- [9] Kammash T, Emrich Jr W. Interplanetary Missions with the GDM Propulsion System[C]. Albuquerque: AIP Conference Proceedings, 1998.
- [10] Williams C H, Mikellides P G, Mikellides I G, et al. Fusion Propulsion Through a Magnetic Nozzle and Open Divertor [C]. Albuquerque: AIP Conference Proceedings, 2003.
- [11] Kammash T, Lee M J, Poston D I. Thrust Enhancement of the Gas Dynamic Mirror(GDM) Fusion Propulsion System [C]. Albuquerque: AIP Conference Proceedings, 1997.
- [12] Merino M, Ahedo E. Space Plasma Thrusters: Magnetic Nozzles for [J]. Encyclopedia of Plasma Technology, 2017, DOI:10.1081/E-EPLT-120053936.
- [13] 洪文玉,严龙文,钱 俊,等. HL-2A 偏滤器位形的边缘等离子体特性[J]. 核聚变与等离子体物理, 2006, 26(2): 81-86.

- [14] Pagan A S, Gil E F, Gabrielli R A, et al. Study of Magnetic Confinement Configurations for Fusion Space Propulsion [C]. *Stuttgart: Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV*, 2013.
- [15] Emrich Jr W J, Kammash T. Performance Optimization of the Gasdynamic Mirror Propulsion System [C]. *Albuquerque: AIP Conference Proceedings*, 2000.
- [16] Aime P, Gajeri M, Kezerashvili R Y. Exploration of Trans-Neptunian Objects Using the Direct Fusion Drive [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 178: 257–264.
- [17] Smolyakov A I, Sabo A, Yushmanov P, et al. On Quasineutral Plasma Flow in the Magnetic Nozzle [J]. *Physics of Plasmas*, 2021, 28(6).
- [18] Turchi P, Gessini P, Mikellides P, et al. Gigawatt, Quasi-Steady Plasma Flow Facility for Fusion Rocket Simulations [C]. *Cleveland: 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1998.
- [19] Mikellides P G, Turchi P J, Mikellides I G. Design of a Fusion Propulsion System—Part 1: Gigawatt-level Magnetoplasmadynamic Source [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 146–151.
- [20] Mikellides I G, Mikellides P G, Turchi P J, et al. Design of A Fusion Propulsion System—Part 2: Numerical Simulation of Magnetic-Nozzle Flows [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 152–158.
- [21] Mikellides P. Overview of the MHD Code MACH [C]. *Cincinnati: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2007.
- [22] Gerwin R A, Marklin G J, Sgro A G, et al. Characterization of Plasma Flow Through Magnetic Nozzles [R]. *ALTR-89-092*, 1990.
- [23] Williams C H, Dudzinski L A, Borowski S K, et al. Realizing “2001: A Space Odyssey”: Piloted Spherical Torus Nuclear Fusion Propulsion [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(6): 874–885.
- [24] Asakura N, Hoshino K, Suzuki S, et al. Studies of Power Exhaust and Divertor Design for a 1.5GW-Level Fusion Power DEMO [J]. *Nuclear Fusion*, 2017, 57(12).

(编辑:梅 瑛)