

文章编号:1000-8055(2022)07-1495-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20210122

核聚变空间推进器的初步需求分析

宋 俊^{1,2}

- (1. 中国科学院 合肥物质科学研究院 核能安全技术研究所, 合肥 230031;
2. 中国科学技术大学 研究生院 科学岛分院, 合肥 230026)

摘 要: 参考一种简化的、解析近似的计算模型,以地球到火星的对接任务和往返任务为例,对核聚变等离子体推进器性能关键参数如推进系统质量、比冲、任务时间、有效载荷份额及比功率等进行分析,得出了任务时间和有效载荷质量份额与聚变堆芯输出功率、推进器结构质量和比冲的依赖关系。在此基础上,结合核聚变地面商业堆的相关进展,对现有的技术做合理适当外推,理论计算表明:飞行任务能够在 1~2 个月内达到目的星球同时可携带超过 10% 的有效载荷份额,并提出了未来核聚变空间推进器的初步参数方案和设计构想,总体上能够为未来核聚变空间推进技术的发展提供一定的参考。

关 键 词: 核聚变; 空间推进器; 设计构想; 火星探测; 深空探测

中图分类号: V439

文献标志码: A

Preliminary analysis on the demand of nuclear fusion space thruster

SONG Jun^{1,2}

- (1. Institute of Nuclear Energy Safety Technology,
Hefei Institute of Physical Science, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China;
2. Science Island Branch, Graduate School,
University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: An analytic approximate calculation model was referenced to conduct a sensitivity analysis of key parameters such as propulsion system mass, specific impulse, mission time, and payload ratio, assuming that the case study was based on the two-bum rendezvous and four-bum round trip of Earth to Mars missions. The dependence of mission time and payload ratio on fusion power, propulsion system structure mass, and specific impulse was obtained through a detailed analysis. Besides, theoretical calculation showed that the mission can arrive at the destination planet within 1 to 2 months and carry more than 10% payload ratio by combining the related progress of ground commercial fusion reactor and reasonable extrapolation of existing technology; based on that, the preliminary parameters of the future nuclear fusion space propulsion and design scheme was proposed, which can generally provide a certain reference for the development of future nuclear fusion space propulsion technology.

Key words: nuclear fusion; space thruster; design concept; Mars exploration; deep-space exploration

收稿日期:2021-03-18

作者简介:宋俊(1993—),男,博士生,主要从事聚变新概念和空间推进器研究。

引用格式: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):1495-1502. SONG Jun. Preliminary analysis on the demand of nuclear fusion space thruster[J]. Journal of Aerospace Power,2022,37(7):1495-1502.

随着科学技术的不断发展和人类文明的进步,各国对探索地外宇宙空间的渴望更加热切,频繁开展空间飞行任务^[1-2]。火星是目前除地球外最适合人类生存的星球之一,中美欧等也都有长远的火星探测计划^[3],其中我国于2020年发射了“天问一号”首颗火星探测器,这是我国迈出行星探测的第一步。未来的深空探测任务将会频繁开展,同时也对高性能推进器提出了更高的要求。

推进器系统是空间飞行任务的关键,目前的深空探测任务还主要依靠传统的化学火箭,然而化学火箭由于燃料特性和反应原理本身的限制比冲只能达到百秒量级,典型比冲约为450 s,且已经基本达到了极限^[4]。齐奥尔科夫斯基公式表明实现相同的速度增量,低比冲推进系统需要携带更高的推进剂份额,从而使化学火箭非常笨重低效,如果进行火星、木星等更远的深空探测任务,任务时间非常长^[5]。

在航天系统中,经常使用下式来评估推进系统的性能^[6]:

$$\alpha = \frac{P}{m} = \frac{1}{2} a c_e \quad (1)$$

$$P = \frac{1}{2} \times F \times I_{sp} \quad (2)$$

其中 α 为质量比功率, P 为推进系统的推进功率, a 为推进器的加速度, c_e 为排气速度, I_{sp} 为比冲,单位为s。

假设推进系统的推进功率固定,则系统的推力和比冲相互制约。据此Moeckel将推进器分为两类,即类型Ⅰ和类型Ⅱ^[7]。类型Ⅰ的推进系统受到比冲的限制,如传统的化学火箭推进系统,其比冲仅百秒量级,但能产生 10^4 kN量级的推力,足够使航天器克服地球引力进入太空。但受比冲的限制,化学火箭很难开展火星或更远的深空探测任务。类型Ⅱ的推进系统受到推力的限制,即为高比冲低推力推进系统,所能执行的任务类型也会受到一定限制。未来的深空探测任务将对推进器系统提出更高的要求,需要发展具有任务时间短、高比冲、高有效载荷份额、高比功率以及能够提供稳定可靠的高推力等性能的推进器,以扩大深空任务的灵活性。核聚变是一种能量密度形式更高、更高效安全的能源形式,相比化学火箭依靠释放化学结合能加速推进剂喷射产生推进力,核聚变空间推进器利用聚变反应释放的能量加速推进剂并将高温等离子体喷出,由于聚变反应的高能量密度,单位质量反应物释放的能量份额

高,反应产物高温等离子体排气速度能够高达 10^7 m/s量级,即比冲达到 10^6 s量级(比冲与排气速度近似相差一个重力加速度 $g_0=9.806\ 65$),提高了推进器燃料利用效率^[8]。同时,相比传统的低推力高比冲电推进方案,能够提供中等大小的推力,是当前电推进器系统的有益补充。当前的深空探测任务主要以无人飞行为主,但考虑到人类对地外星球的资源探索及星际航行等需求,未来的航天器必将需要载人。首先需要考虑的就是宇航员的生命健康问题,核聚变将比核裂变所释放的中子更少,通过采用先进燃料方案和调节燃料比率甚至可以实现“无中子”聚变^[9](中子功率份额小于1%),聚变空间推进器更高的推进性能也能够缩短任务时间,减小宇航员受到的辐射剂量,最大程度确保宇航员的安全。

聚变空间推进器概念在历史上有过非常多的研究^[10-12],美国曾经有过两次聚变空间推进器研究热潮^[13],第一次出现在1958~1978年间,是由NASA路易斯研究中心领导开展了很多关于核聚变推进理论、实验、技术发展路线等研究,但后来由于美国阿波罗时代结束后削减了航天飞机方面的预算,聚变推进系统研究随即结束。第二次研究热潮是在20世纪90年代,随着Santarius通过月球样本评估出月球上具有丰富的氦3资源,再次激发了人们对于先进的核聚变推进概念的研究兴趣,特别是当Schulze于1991年发表的一篇关于聚变能用于21世纪太空任务的长达497页的报告更是成为了该研究复兴的催化剂^[14],该报告犀利地提出了美国能源部和NASA(美国国家航空航天局)所扮演的不同角色,阐述了聚变能的研究对于未来深空探测任务的必要性。90年代后期由NASA马歇尔太空飞行中心开展了相关核聚变推进概念研究,主要集中在等离子体推进驱动磁绝缘惯性约束概念,美国的猎户座计划和英国的代达拉斯计划还曾提出利用核脉冲推进概念,利用单位时间爆炸一个氢弹来实现非常高的推进性能,但后面因为放射性污染问题和国际政策的影响,没有继续进行下去。表1列出了常见的聚变空间推进器概念和主要的性能,总体的核聚变概念主要有三种:①封闭式磁场位形如托卡马克、紧凑型托卡马克如球托ST(spherical tokamak)^[15]、场反向位形FRC(field reverse configuration)^[16]等;②开放式磁场位形如磁镜,气动磁镜GDM(gas dynamic mirror)^[17];③惯性约束聚变概

表 1 不同核聚变等离子体推进器概念的性能参数

Table 1 Performance parameters of different nuclear fusion plasma thruster concepts

核聚变约束概念	比功率/(kW/kg)	比冲/s	推进系统质量/t
惯性静电约束(IEC)	0.02	3 000	300
气动磁镜(GDM)	133	142 000	1 500
球马克	5.75	20 000	1 033
碰撞束FRC概念	1.5	1.4×10^6	33
FRC概念	1	$10^3\sim10^6$	1 100
悬浮偶极子	1	10^4	1 300
球形托卡马克	8.7	35 435	1 690
惯性约束聚变	71	270 000	757
磁化靶聚变	16.8	70 485	121
脉冲Z箍缩	16.2	19 436	598

念^[18]。考虑到目前的聚变概念中,惯性约束概念对激光点火装置要求极高,而托卡马克装置不够紧凑,尺寸太大不太适合于空间推进系统。本文的研究对象为通用紧凑型磁约束核聚变等离子体推进器概念,如气动磁镜、球形托卡马克聚变约束概念等均适用于本文的分析。

在当前的聚变研究领域,如聚变发电和聚变空间推进器中,都有向紧凑型核聚变方向发展的趋势^[19]。在未来的聚变空间推进器应用中,需要采用能够提供高 β (比压 β 是等离子体压强与磁场压强的比值)的先进磁约束位形,并应用先进的磁体技术如高温超导提高磁场 B ,理论计算表明聚变功率密度正比于 $\beta^2 B^4$,因此能使推进器结构更加紧凑^[20]。目前能够提供上述特性且在国内外发展迅速的聚变空间推进器概念主要有气动磁镜、球形托卡马克和FRC概念,预计也将成为未来一段时间内聚变空间推进器的主要发展方向。气动磁镜是一种具有开端位形的磁约束聚变概念,其本身的线性结构易于将高温等离子体喷出获得推进动力,从物理角度看,等离子体易实现稳态运行且能够更高的等离子体密度和比压 β 。同时,基于气动磁镜的聚变空间推进器具有结构简单紧凑,技术难度小,建造成本低的优点,这将大大减低了工程上的难度^[21]。

球形托卡马克具有小环径比,在低环向磁场下能够实现较大的等离子体电流,甚至可能实现等离子体电流过载,同时也能够实现较高的 β ,因此比传统托卡马克更紧凑,也是聚变空间推进器发展的潜在方向^[22]。

对于FRC概念,目前国际上已经有多种FRC

高温等离子体团成形方法,其高比压 β (达90%)的特点非常适合于空间推进^[23]。国内也在积极开展FRC研究,有潜力应用于聚变空间推进器领域^[24]。

本文主要参考一种简化的、解析近似的计算模型对火星对接任务及往返任务的核聚变空间推进器性能参数进行分析,得到推进器任务时间和有效载荷份额对聚变系统的比功率、比冲等的需求,结合当前工程技术限制并做适当外推后,设计了几种核聚变等离子体性能参数设计方案,并给出了建议的参数运行空间。通过调节比冲和比功率的参数组合,能够同时满足未来载人深空探测任务对任务时间和货运深空探测任务对有效载荷份额的需求,提高任务的灵活性,是当前电推进系统的有益补充。最后,给出了未来核聚变空间推进器的初步设计构想,包括燃料方案,聚变堆芯系统启动等,为未来核聚变等离子体推进器的设计研究提供参考。

1 核聚变空间推进器工作原理

核聚变主要通过两种形式应用于太空推进,一种是将聚变能通过传统热力循环转变为电能,然后通过电能进一步产生推力。另一种方式是将聚变反应产生的高能等离子体与推进剂射流进行混合换热,并经过磁喷嘴(磁喷嘴是利用磁场线的空间分布,引导带电离子以一定方向喷出,从而获得反冲推力)导流喷出^[25],通过控制射流的流量可以实现 $10^4\sim10^6$ s的比冲^[6]。由于氢的分子量较小且具有良好的热物性质,一般所采用的推进剂为液氢,充当冷却剂或推进剂的液氢在预电离后与聚变堆芯晕区(Halo区)等离子体混合换热后经过

磁场线导流共同进入磁喷嘴,从而降低聚变堆芯等离子体的温度,避免堆芯高温等离子体直接接触聚变堆芯组件材料和磁喷嘴的结构材料,同时,通过控制氢推进剂的质量流率可以调节核聚变空间推进器的比冲和推力。

核聚变空间推进器的推进性能由混合射流的质量流率、比功率 α (聚变堆芯输出功率 P_{out} 和推进器结构质量 M_s 的比值)、磁喷嘴效率 η (聚变堆芯输出功率转换为推进器推进功率的效率)等共同决定并最终影响深空探测的任务时间、有效载荷份额。

2 核聚变空间推进器计算模型和需求分析

2.1 计算模型

对于给定的航天任务需求,推进器有效载荷份额(有效载荷质量占推进器初始质量的份额)和比冲(或喷气速度)以及特征速度之间有如下关系:

$$\frac{M_{pay}}{M_i} = \frac{1 + \left(\frac{c}{V_c}\right)^2}{e^{\frac{\Delta V}{c}}} - \left(\frac{c}{V_c}\right)^2 \quad (3)$$

$$V_c = \sqrt{2g_c\eta\alpha T} \quad (4)$$

其中 M_{pay} 为有效载荷质量, M_i 为推进器初始质量, V_c 为特征速度, c 为喷嘴处喷气速度, g_c 为单位转换因子,取值为1。

由式(3)可以得到标准速度增量 $\Delta V/V_c$ 、有效载荷份额和标准喷气速度 c/V_c 的关系,如图1所示。Shepherd通过大量的数据拟合分析后发现对于给定航天任务的速度增量需求,存在最优的

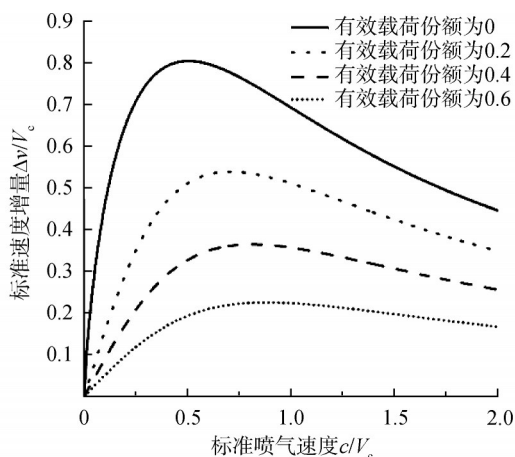


图1 标准速度增量、有效载荷份额与标准喷气速度关系

Fig.1 Relationship between standard speed increment, payload ratio and standard exhaust velocity

比冲使有效载荷份额达到最大^[26],即推进器运行在图1中每条曲线的最高点,并得到了下面的优化式(曲线最优参数点的范围: $\Delta V/V_c \leq 0.805$, $0.505 \leq c/V_c \leq 1$)

$$e^{\frac{\Delta V}{c}} = \frac{1}{1-\lambda} = \frac{\Delta V}{2c} \left[1 + \left(\frac{V_c}{c} \right)^2 \right] + 1 \quad (5)$$

式中 λ 为推进剂质量分数。

最终在考虑了优化式(能够确保有效载荷份额最优)的条件下进行性能参数分析,并得到式(6)~式(8),其中 S 为任务距离, T 为任务时间, λ_{total} 为推进剂总质量份额。

$$S = \frac{g_c I_{sp} T (1 - \sqrt{\lambda_{total}})}{1 + \sqrt{1 - \lambda_{total}}} \quad (6)$$

$$2S = \frac{g_c I_{sp} T (1 - \sqrt{1 - \lambda_{total}})}{2(1 + \sqrt{1 - \lambda_{total}})} \quad (7)$$

$$T = \frac{g_c I_{sp}^2}{2\eta\alpha} \left[\frac{2\lambda_{total}}{(1 - \lambda_{total}) \ln(1 - \lambda_{total})^{-1}} - 1 \right] \quad (8)$$

2.2 需求分析

本文以火星对接任务和往返任务为例,假设火星到地球的平均距离为 7.48×10^{10} (0.5 A.U.),磁喷嘴效率 η 为0.8,推进器的结构质量 M_s 的选取范围为100~500 t,比冲的选取范围为 $10^4 \sim 10^5$ s,聚变堆芯输出功率的选取范围为1~5(10^9 W)。通过给定不同的比冲、结构质量、聚变堆芯输出功率得到推进器性能参数之间的依赖关系,并提供了聚变空间推进器性能参数建议方案,供未来聚变堆芯系统设计时参考使用。

为了得到任务时间和有效载荷份额与比冲及比功率的关系,在比功率为5、10、15 kW/kg三种情况下,通过固定比功率,比冲从 $10^4 \sim 10^5$ s每隔 10^4 s进行选点,得到了火星对接任务和往返任务的飞行任务时间及有效载荷份额与比冲的关系,如图2和图3所示。可以发现当比功率一定时,随着比冲增加,任务时间变长,但同时有效载荷份额不断增加。同时,当比冲一定时,随比功率的增加,任务时间变短,但同时有效载荷份额不断减小。通过计算分析,发现比冲和比功率存在相互制约的杠杆关系,且并不是所有的比冲都能够使推进器运行在最优工况,即当速度比 $c/V_c < 0.505$ 时,此时不存在比冲和比功率的参数组合使推进器能够运行在最优工况。

图2和图3结果显示随着比冲、比功率的变

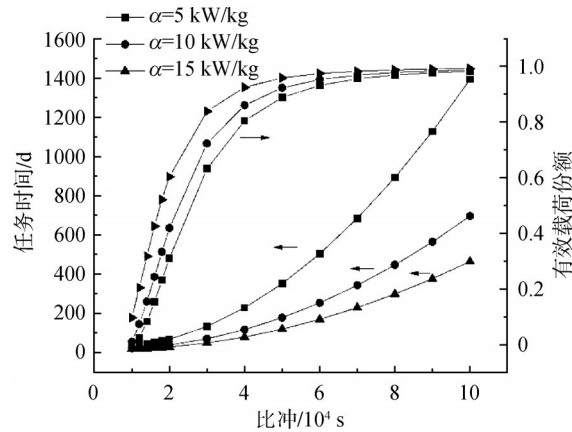


图2 火星对接任务性能参数依赖关系
Fig.2 Dependence on performance parameters of Mars rendezvous missions

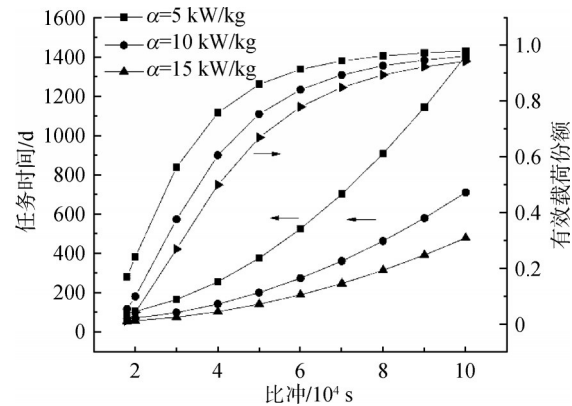


图3 火星往返任务性能参数依赖关系
Fig.3 Dependence on performance parameters of Mars round trip missions

化,任务时间和有效载荷份额的变化趋势是相同的,即任务时间变长的同时有效载荷份额增大,任务时间变短的同时有效载荷份额减小,因此很难同时满足有效载荷份额最大和任务时间最短。未来的核聚变空间推进器应该根据实际任务需求灵活调节比冲和比功率,以满足载人航行(要求任务时间短)和星际货运(要求有效载荷份额大)的不同需求,从而实现核聚变空间推进器的多模式运行。

3 核聚变空间推进器性能参数分析

本文通过考虑聚变堆芯输出功率、推进器结构质量、推进器初始发射质量、任务时间和有效载荷份额等参数在当前工程技术条件下的合理性并做适当外推,最终给出了未来核聚变空间推进器系统的设计目标参数空间,所作考虑如下:

- 1) 考虑未来商业航天发展,以我国目前正在研制的长征九号运载火箭的 LEO(low earth orbit)运力 100 t 为参考^[27],假设能够通过有限次的发射将聚变推进器及推进剂送入近地轨道进行组装,那么初始发射质量小于 1 000 t 则较为合理;
- 2) 当前化学推进器登陆火星对接任务的典型时间为 8 个月左右,假设未来聚变空间推进器能够将现有化学火箭快 2~4 倍以上,如 2~3 个月或更短,往返任务小于 6 个月;

根据上述考虑选出了几组核聚变空间推进器性能参数组合,如表 2 所示。由计算可知,当推进

表 2 几种参数适中的核聚变空间推进器性能参数组合方案

Table 2 Several moderate combinations scheme of performance parameters for nuclear fusion space thruster				
参数		火星对接	火星对接	火星对接
假设参数	距离 S/m	7.48×10 ¹⁰	7.48×10 ¹⁰	7.48×10 ¹⁰
	聚变输出功率/10 ⁹ W	1	2	3
输入参数	结构质量/t	200	200	200
	比冲/s	10 000	20 000	20 000
	比功率/(kW/kg)	5	10	15
	磁喷嘴效率 η	0.8	0.8	0.8
输出参数	标准速度比 c/V _c	0.632	0.818	0.769
	推进剂质量分数	0.645	0.347	0.433
	结构质量分数	0.257	0.232	0.312
	推进剂质量/t	501	299	338
	初始发射质量/t	778	861	782
	推进剂流量/(kg/s)	0.166	0.083	0.125
	有效载荷质量/t	76	262	244
	有效载荷份额	0.098	0.421	0.312
	任务时间/d	34.9	41.6	31.4

器系统的结构质量 M_s 大于 400 t 时, 因为初始发射质量过大导致可选择的最优参数方案较少, 因此未来核聚变空间推进器的研究方向之一即通过先进的工程技术如高温超导磁体、轻型材料等减小推进系统的结构质量, 控制在 400 t 以内。在此基础上, 聚变堆芯输出功率在 $10^9 \sim 3 \times 10^9$ W 范围时通过调节比冲, 能够实现任务时间几个月以内, 有效载荷份额为 10^{-1} 量级的优异性能。

通过上述初步分析和方案设计计算, 并结合当前深空探测任务的总体需求, 得到聚变空间推进器的几个发展方向:

- 1) 实现 $10^9 \sim 3 \times 10^9$ W 左右的聚变堆芯输出功率。
- 2) 研究推进剂流量控制技术从而实现对比冲的调节。
- 3) 由于推进器系统的结构质量不宜过大, 因此未来聚变空间推进器需向小型紧凑化方向发展。
- 4) 高功率磁喷嘴的设计, 现有的托卡马克偏滤器似乎不适用于高能等离子体的排出^[28], 如何控制磁喷嘴的磁场位形, 将高温等离子体引导喷出, 是未来研究的重点方向。
- 5) 未来载人深空探测需要减少对航天员的中子辐照损伤, 且屏蔽层的质量过大, 应采用更加先进的“无中子”燃料方案。

4 核聚变空间推进器设计构想

和地球表面相比, 太空是一个低温、高辐射、高真空等各种极端情况下的复杂环境, 这样的环境既为核聚变空间推进器设计提供了很多有利条件如^[29]: ①和地面聚变电站相比, 接近真空的环境使核聚变空间推进器无需庞大的真空系统, 且能够将聚变推进系统设计成格架结构, 从而将聚变堆芯中子和辐射功率直接排出到太空背景环境中, 缓解了余热和辐照处理问题; ②太空天然的低温环境可以减轻高温超导线圈冷却系统的要求^[30]; 但同时也对推进器提出了其他的挑战, 如: ①太空的高真空环境中几乎没有空气对流, 散热很慢, 需要额外的散热板, 而且散热板的质量占总结构质量份额较大; ②核聚变空间推进器的启动过程可能需要设计小型的裂变反应堆系统作为启动电源, 这是因为小型裂变反应堆能够在空间中提供稳定可靠的电能, 从而为聚变等离子体堆芯系统补充功率; ③太空中推进器不可能携带非

常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。

基于太空特殊环境的考虑, 并结合未来的深空探测不同类型任务的需求, 本文认为核聚变空间推进器总体的设计思路如下: 在工程技术允许条件下, 采用结构紧凑简单的磁约束聚变约束堆芯, 将聚变反应产物的高能带电粒子在高温超导线圈产生的磁场约束下, 与热物性良好的氢推进剂进行混合换热, 产生高温等离子体混合射流, 经有效的磁喷嘴喷出获得深空探测任务所需要的比冲和推力。

对于高温超导磁体系统, 磁体线圈的排布可以采用环向骨架式结构, 在美国的发现者二号概念设计中, 即采用了此类设计。采用骨架式结构至少有以下两个优点: 聚变反应堆芯释放的辐射能够通过骨架间的空隙直接排放到太空环境中, 能够极大地降低对屏蔽层的要求, 同时也降低了对结构材料的辐射损伤。其次, 骨架式结构也有利于聚变反应产生的高能粒子产物通过间隙逸出, 减少和结构材料的接触, 从而获得反冲推力, 有利于提升推进性能。

对于辐射屏蔽系统, 对于辐射的要求主要取决于燃料方案的选择, 如果采用 D-T (氘-氚) 燃料方案, 部分中子辐射会通过骨架间隙释放到太空环境中, 剩余的中子辐射功率会沉积到第一壁和内侧屏蔽组件。同时未排出的韧致辐射和同步回旋辐射功率也需要特定的屏蔽材料, 以减少对高温超导磁体线圈和组件材料的损失。若采用更先进的 D-³He 燃料方案, 中子功率能极大程度降低, 但随之而来的同步回旋辐射功率的增加必须适当处理。

在设计时, 为了减小中子对有效载荷材料、机组人员和超导线圈材料的损伤^[31], 尽可能使用先进聚变燃料如 D-³He, 同时, 通过调整 D 和 ³He 的燃料体积分子数之比 ($n(D)/n(^3\text{He})$), 甚至可以实现“无中子”运行^[32]。图 4 是不同的 D-³He 燃料比率对应不同的中子功率份额 (考虑 D-T 副反应, 且假设 T 燃烧份额 $f_{\text{burn}}=0.5$)。

对于磁喷嘴系统, 因聚变反应产生的高温离子速度能够达到 $10^5 \sim 10^7$ m/s, 如果直接将其导流喷出, 尽管能获得非常高的比冲, 但是受限于粒子流量, 推力较低。为了获得中等大小的推力, 在聚变空间推进器中使用冷的推进剂与这部分高温粒

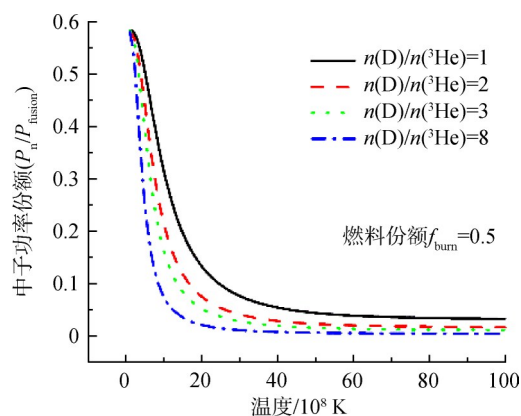


图4 不同燃料比率的中子功率份额

Fig.4 Neutron ratio of different fuel ratio

子混合换热,降低其逸出时的速度,同时提高混合射流质量流率,可以获得较高比冲(牺牲了部分比冲性能)和中等大小推力。通过调节推进剂质量流量的方式,可得到不同比冲和推力组合,从而使聚变空间推进器向可变比冲可变推力方向发展,以适应未来不同深空探测任务的需求。

5 结论与展望

本文参考一种简化的、解析近似模型,并首次将其应用于火星对接任务和往返任务中,从而获得核聚变空间推进器性能参数之间的依赖关系。通过分析得到未来载人和货运深空探测任务对核聚变等离子体推进系统比冲及比功率的需求,固定比功率时,任务时间随比冲增大而增加,同时有效载荷份额也相应增大,同理,固定比冲时,任务时间随比功率增大而减小,但有效载荷份额也相应减小。因此未来的火星探测任务必须根据载人航行(要求任务时间短)和星际货运(要求有效载荷份额大)的不同需求,参考图2和图3的运行参数空间,合理灵活搭配比冲及比功率的组合,从而实现核聚变空间推进器的多模式运行。

在此基础上,通过对现有工程技术做合理适当外推给出潜在的推进器参数运行空间,并提供了几组参数适中的核聚变空间推进系统设计方案,作为后续详细聚变推进器物理及工程设计的基础。最后根据深空探测和核聚变能的特点及本文的性能分析结果,给出未来核聚变空间推进器的初步设计构想,如聚变空间推进器堆芯功率需求,磁喷嘴等离子体射流排出方案,先进聚变燃料应用等,总体上能够为核聚变空间推进器的发展提供一定的参考。

考虑到文中采用的简化解析近似的性能参数

计算模型,仅用于定性分析核聚变空间推进器概念的推进潜在性能,在实际航天计算中必须考虑更精确的轨道优化和更加复杂的太空环境。文中提出了总体的核聚变空间推进器初步设计方案和构想,但在如何控制推进器的结构质量、调节推进器的比冲、设计高效可靠的磁喷嘴系统、精确控制推进剂流量调节比冲等方面还有待进一步深入的研究。最后,对于如何控制核聚变空间推进器结构质量和堆芯功率等将是聚变和航天领域共同面临的难题和挑战。

参考文献:

- [1] 杭观荣,洪鑫,康小录,等.国外空间推进技术现状和发展趋势[J].火箭推进,2013,39(5):7-15.
HANG Guanrong, HONG Xin, KANG Xiaolu, et al. Current status and development trend of space propulsion technologies abroad[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5):7-15. (in Chinese)
- [2] 周成,张笃周,李永,等.空间核电推进技术发展研究[J].空间控制技术与应用,2013,39(5):1-6.
ZHOU Cheng, ZHANG Duzhou, LI Yong, et al. On the development of nuclear electric propulsion technology[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(5):1-6. (in Chinese)
- [3] 于登云,孙泽州,孟林智,等.火星探测发展历程与未来展望[J].深空探测学报,2016,3(2):108-113.
YU Dengyun, SUN Zezhou, MENG Linzhi, et al. The development process and prospects for mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2):108-113. (in Chinese)
- [4] 洪刚,戚峰,王建明,等.载人登陆火星任务核热推进系统方案研究[J].载人航天,2018,24(1):102-106.
HONG Gang, QI Feng, WANG Jianming, et al. Nuclear thermal propulsion system design for manned mars mission[J]. Manned Spaceflight, 2018, 24(1):102-106. (in Chinese)
- [5] 钱学森.星际航行概论(精)[M].北京:宇航出版社,2008.
- [6] PAGAN A S, GIL E F, GABRIELLI R A, et al. Study of magnetic confinement configurations for fusion space propulsion[C]//Proceedings of the 4th CEAS Air & Space Conference. Linköping, Sweden: Linköping University Electronic Press, 2013.
- [7] MOECKEL W E. Comparison of advanced propulsion concepts for deep space exploration[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1972, 9(12):863-868.
- [8] LONG K F. Deep space propulsion: a roadmap to interstellar flight[M]. New York, US: Springer Science & Business Media, 2011.
- [9] LABAUNE C, BACCOU C, YAHIA V, et al. Laser-initiated primary and secondary nuclear reactions in Boron-Nitride[J]. Scientific Reports, 2016, 6(1):1-8.
- [10] KAMMASH T, GALBRAITH D L. Antimatter-driven fusion propulsion scheme for solar system exploration[J]. Jour-

- nal of Propulsion Power, 1992, 8(3):644-649.
- [11] 邓柏权, EMMERT G A. D^3He 聚变动力可行性研究[J]. 核聚变与等离子体物理, 1989, 9(4):213-220.
DENG Baiquan, EMMERT G A. Feasibility study of D^3He fusion power[J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 1989, 9(4):213-220. (in Chinese)
- [12] KAMMASH T, GODFREY T. An open cycle gas core fusion rocket for space exploration[J]. Acta Astronautica, 1997, 41(4):229-237.
- [13] CASSIBRY J, CORTEZ R, STANIC M, et al. Case and development path for fusion propulsion[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(2):595-612.
- [14] SCHULZE N R. Fusion energy for space missions in the 21st century[R]. Washington, US: NASA, 1991.
- [15] 石秉仁. 等离子体理论-用球形托卡马克建立 D^3He 聚变反应堆的可能性[J]. 核工业西南物理研究院年报, 2004(1): 86-88.
- [16] RAZIN Y S, PAJER G, BRETON M, et al. A direct fusion drive for rocket propulsion[J]. Acta Astronautica, 2014, 105(1): 145-155.
- [17] ZENG Q S, CHEN D H, WANG M H. High-field neutral beam injection for improving the Q of a gas dynamic trap-based fusion neutron source[J]. Nuclear Fusion, 2017, 57(12): 126050.1-126050.8.
- [18] 贺贤士. 惯性约束聚变研究进展和展望[J]. 核科学与工程, 2000, 20(3):248-251.
- [19] SYKES A, COSTLEY A E, WINDSOR C G, et al. Compact fusion energy based on the spherical tokamak[J]. Nuclear Fusion, 2017, 58(1):016039.1-016039.9.
- [20] COSTLEY A E. On the fusion triple product and fusion power gain of tokamak pilot plants and reactors[J]. Nuclear Fusion, 2016, 56(6):1-7.
- [21] KAMMASH T, GALBRAITH D L. Improved physics model for the gasdynamic mirror fusion propulsion system[J]. Journal of propulsion and power, 1998, 14(1):24-28.
- [22] 何也熙, 王龙, 曾立, 等. SUNIST 球形托卡马克的研究进展[J]. 核科学与工程, 2003, 24(4):343-347.
HE Yexi, WANG Long, ZENG Li, et al. Progress on SUNIST spherical tokamak[J]. Chinese Journal of Nuclear Science and Engineering, 2003, 24(4):343-347. (in Chinese)
- [23] RYZHKOV S V. A field-reversed magnetic configuration and applications of high-temperature FRC plasma[J]. Plasma Physics Reports, 2011, 37(13):1075-1081.
- [24] 林木楠. 场反位形等离子体装置的研制[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
LIN Munan. Development of field-reversed configuration device[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [25] GERWIN R A, MARKLIN G J, SGRO A G, et al. Characterization of plasma flow through magnetic nozzles[R]. Los Alamos: Los Alamos National Lab, NM-87545, 1990.
- [26] WILLIAMS C H. An analytic approximation to very high specific impulse and specific power interplanetary[M]. Cleveland, US: NASA Lewis Research Center, 1995.
- [27] 尹怀勤. 长征九号: 重型火箭在路上[J]. 百科知识, 2016(6): 20-21.
YIN Huaqin. Long March 9: heavy rocket on the way[J]. Encyclopedic Knowledge, 2016(6):20-21. (in Chinese)
- [28] GILLAND J, MARRIOTT D, MIKELLIDES I, et al. Progress on the Godzilla gigawatt MPD plasma accelerator and nozzle for fusion propulsion simulations[C]//Proceedings of the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, US: AIAA, 2003.
- [29] WILLIAMS C H, DUDZINSKI L A, BOROWSKI K, et al. Realizing 2001: a space odyssey piloted spherical torus nuclear fusion propulsion[J]. Journal of Spacecraft & Rocket, 2005, 39(6):874-885.
- [30] 候炳林, 朱学武. 超导在受控核聚变能磁体工程研究中的应用概述[J]. 科学技术与工程, 2005, 5(6):357-363.
HOU Bingling, ZHU Xuwu. Current status and future technical challenges for the research of superconducting controlled nuclear fusion magnet engineering[J]. Science Technology and Engineering, 2005, 5(6):357-363. (in Chinese)
- [31] 陈志, 冯开明, 邓柏全, 等. D^3He 先进燃料聚变空间核动力推进器的可行性探索[J]. 科学技术与工程, 2005, 5(2): 124-127.
CHEN Zhi, FENG Kaiming, DENG Baiquan, et al. The preliminary study of space nuclear power propulsor of D^3He advanced fuel fusion[J]. Science Technology and Engineering, 2005, 5(2):124-127. (in Chinese)
- [32] WU Y C. Neutron irradiation and material damage[M]. Singapore: Springer, 2017.

(编辑: 张 雪)