

深空探测聚变推进装置技术路线与研究现状综述^{*}

李凤臣¹, 汤颖杰¹, 赵俊龙¹, 李小斌¹, 张红娜¹,
周 成², 李 永², 郑金星³

(1. 天津大学 机械工程学院 中低温热能高效利用教育部重点实验室, 天津 300350;
2. 北京控制工程研究所, 北京 100094;
3. 中国科学院等离子体物理研究所, 安徽 合肥 230031)

摘 要: 聚变推进技术凭借其能量密度大和高比冲等显著优势, 在深空探测研究中受到广泛关注。本文介绍了三种前沿聚变推进装置(反场构型感应驱动金属衬层压缩聚变推进探测器、梯度场内爆衬层聚变推进探测器和普林斯顿反场构型直接聚变驱动探测器)的研究进展, 从聚变堆设计原理、深空探测任务参数与实验进展等角度, 对三种技术路线进行了分析和总结。

关键词: 聚变推进火箭; 深空探测; 直接聚变驱动; 反场构型; 磁约束聚变推进探测器; 磁惯性约束聚变推进探测器; 综述

中图分类号: V439+.5 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 06-2206063-16
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2206063

Review of Technical Strategies and Research Status for Deep Space Fusion Propulsion Explorer

LI Feng-chen¹, TANG Ying-jie¹, ZHAO Jun-long¹, LI Xiao-bin¹, ZHANG Hong-na¹,
ZHOU Cheng², LI Yong², ZHENG Jin-xing³

(1. Key Laboratory of Efficient Utilization of Low and Medium Grade Energy, Ministry of Education,
School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300350, China;
2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China;
3. Institute of Plasma Physics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China)

Abstract: Fusion propulsion system has attracted wide attention in deep space exploration because of its remarkable advantages, such as high energy density and high specific impulse. The research progress of three frontier fusion drive rocket (inductively-driven metal shell compression fusion propulsion spacecraft, gradient field implosion liner fusion propulsion spacecraft and fusion direct drive powered spacecraft) is introduced. The three technical routes are analyzed and summarized from the view of fusion reactor principle, deep space exploration mission parameters and experimental progress.

Key words: Fusion drive rocket; Deep space exploration; Direct fusion drive; Field reverse configuration; Magnetic confinement fusion propulsion spacecraft; Magneto-inertial fusion propulsion spacecraft; Review

^{*} 收稿日期: 2022-06-24; 修订日期: 2022-11-21。

作者简介: 李凤臣, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为复杂流动与传热及先进核能利用技术。

通讯作者: 李 永, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为空间推进技术。E-mail: liyongaay@163.com

引用格式: 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): 2206063. (LI Feng-chen, TANG Ying-jie, ZHAO Jun-long, et al. Review of Technical Strategies and Research Status for Deep Space Fusion Propulsion Explorer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6): 2206063.)

1 引言

深空探测是指脱离地球引力场的、非近地轨道的宇宙空间探测,其任务执行效率极大地取决于推进技术的进步。不断改进推进装置的能源利用形式、提高推进能力,是深空探测技术发展的关键。传统推进系统,如化学能推进火箭等虽然具有引擎重量轻和推力大等优点,能够实现大载荷抗重力上升,但其速度增量(Δv)、比冲和燃料重量比较小,难以满足深空探测的诸多需求,而核能推进凭借能量密度高、使用寿命长等优势,越来越受到重视。目前应用在深空探测的核动力中,只有同位素衰变和核裂变能够实现可控并投入使用。聚变能作为目前最高形式的核能利用方式,其在深空探测推进技术发展中的应用亦开始受到关注。

聚变推进火箭(Fusion drive rocket, FDR)作为一种革命性的核能推进方法,近年来取得了较多突破性进展。聚变反应所释放的核能无需转换成热能或电能,而是直接将能量释放到推进剂中并喷射到外部空间,推动探测器航行。与其他核能利用形式相比,FDR可提供更高比冲,无需携带大量推进剂,能够提供长期有效的持续空间加速。作为聚变推进的基础,聚变反应堆的设计将直接影响推进装置的技术参数。

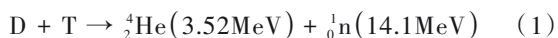
本文介绍三种前沿的FDR的研究进展,从技术路线、性能参数与可实现程度等角度,对三种技术路线进行分析和总结。

2 空间核聚变推进原理及分类

聚变推进技术的研究路线,与聚变燃料的类型,以及聚变约束机制的原理密切相关。归类现有聚变推进的研究路线,首先应从聚变燃料与约束机制的角度进行分析。

2.1 聚变燃料

目前,空间推进用核聚变反应堆所选用的聚变反应有两种:



在聚变反应发生的难易程度上,氘-氚(D-T)反应的截面峰值温度最低^[1],约为70keV(8亿度),如图1所示。其次是氘-³氦(D-³He)反应,其反应截面峰值温度在120keV(14亿度)附近。在聚变反应发生的产物组成上,D-T反应会产生高能中子^[2],尤其是D-T反应过程中产生的能量有80%会被中子带走。

这不仅会导致反应堆结构材料的活化,增加辐射防护措施的难度,还限制了能量转化的效率和定向喷射推进的功率。而D-³He反应的主要产物为质子和离子组成等离子体,可直接通过磁性喷嘴,定向喷射推进,降低中子辐照防护系统标准的同时还提高了直接推进的效率^[3-5]。但在地球环境中³He燃料生产难度高于D和T等氢原子同位素,因此通常考虑从外太空(如月球表面)采集³He^[6-7],克服燃料来源问题。

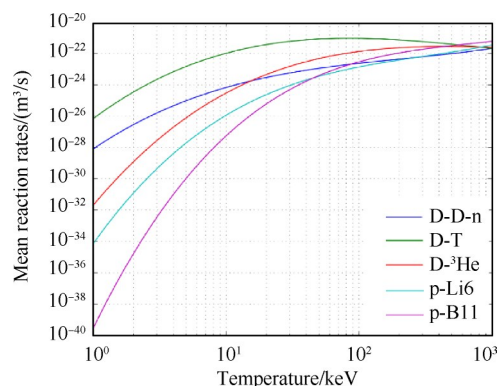


Fig. 1 Cross-sections of several nuclear fusion reactions^[1]

2.2 约束机制

聚变反应是深空探测聚变推进技术的前提条件。当轻原子(如D,T,³He等)克服原子核彼此之间的长程作用力,缩短原子核之间的距离,使得原子核之间核力占主导地位,发生聚变反应的几率就持续上升。因此,为了提高发生聚变反应的几率,需要两个或多个原子核在足够近的距离下维持足够长的时间。以自然界最大的天然聚变反应堆太阳为例,太阳中心为聚变反应提供了1500万摄氏度及3000亿个大气压的高温高压环境,以实现聚变反应堆的自持燃烧。人工聚变反应堆也需要对燃料进行加热、增压,增压提高了原子核密度,缩短了原子核间距,从而提高了原子核结合的机率,加热则是通过增加原子核运动速度,提高原子核结合的机率,原子核在相同的温度压强下维持的时间越久,越有利于聚变反应的发生。这也是所谓的聚变装置内的等离子体必须要满足的三重积(ntT , n 为等离子体密度、 T 为温度、 t 为约束时间^[8-10])。故要实现聚变反应,需要制造约束环境,对等离子体进行加热、增压并延长约束时间。

主流的可控聚变按照等离子体约束方式可分为两类:磁约束聚变(Magnetic confinement fusion, MCF)^[11]、惯性约束聚变(Inertial confinement fusion, ICF)^[12]。近年来,结合了MCF和ICF特征的磁惯性约束聚变

(Magneto-inertial fusion, MIF)也受到广泛关注^[13]。如表 1 中,从等离子体参数等角度展现了三种聚变约束方式的区别。ITER 为国际热核聚变实验反应堆。与 MCF 相比, MIF 提高了等离子体密度,因此需要的约束时间相对较短;与 ICF 相比, MIF 引入了磁场,等离子体密度偏低,需延长约束时间以实现点火。三种聚变方式特点鲜明。目前, MCF 已经实现能量增益得失相当, ICF 也取得了突破性进展, MIF 也因成本低、设施小和研发周期短而成为国际上比较活跃的研究领域。

Table 1 Fundamental physical parameters and cost for fusion systems ^[14]			
Parameter	ITER	MIF example	ICF
Cost/M\$	10000	51	3000
Temperature/keV	8	8	8
Density/cm ⁻³	10 ¹⁴	10 ²⁰	1.4×10 ²⁵
Pressure/MPa	0.26	2.6×10 ⁵	3.6×10 ¹⁰
Confinement time/s	0.9	9×10 ⁻⁷	6.6×10 ⁻¹²
Magnetic field/T	5	100	0

MCF 是通过特殊形态的磁场将等离子体约束在一定区域内。图 2 为 MCF 磁场设计中经典的反场构型(Field reverse configuration, FRC)方案^[15],该方案通过制造闭合磁场(图 2 绿色细线及箭头示意的闭环),将等离子体运动区域约束在“面包圈”中(图 2 蓝色环形区域),并沿着红色箭头的方向流动。然而, MCF 方案无法对燃料等离子体施加太大的压力,因此 MCF 主要通过加热等离子体和延长约束时间来启动聚变反应,如国际热核聚变实验反应堆(ITER)^[16]和德国的 Wendelstein 7-X^[17]等。但由于封闭磁场在等离子体受到加热时容易发生崩塌,因此 MCF 的加热技术仍有待突破。

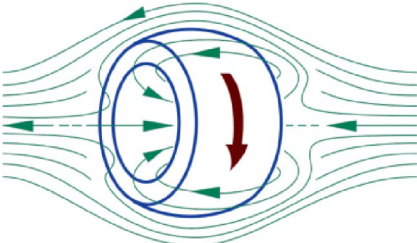


Fig. 2 Schematic diagram of field-reversed configuration^[15]

ICF 则是对做成靶丸的燃料进行激光或离子束等高强度脉冲式供能,从而引爆燃料靶丸,是一种以短脉冲方式运行的受控核聚变。与 MCF 不同, ICF 的技术难点集中在如何实现燃料点火。目前,已提出

的点火方式有直接驱动点火、间接驱动点火^[18]、重离子束点火和快点火等。以直接驱动点火为例,在填充满燃料的微型球状靶核的表面涂烧蚀燃料,当激光打在靶丸时,烧蚀材料首先被烧化膨胀引起内爆,从而以每秒几百公里的速度向内压缩靶丸,达到点火条件,启动聚变反应,过程如图 3 所示,图 3(a)中蓝色箭头所代表的激光或离子能量沉积并快速加热聚变燃料周围的烧蚀层;图 3(b)烧蚀层向外喷射并产生反作用力,压缩聚变燃料以达到热核条件;图 3(c)燃料发生聚变反应并最终释放大量能量。但直接驱动点火要求激光通过碰撞过程有效地被吸收且产生在烧蚀面附近的压力需分布均匀,对激光光束和靶丸的形状有高质量要求。间接驱动(见图 4)则将激光照射到黑腔的高 Z 内壁上产生 X 射线,再作用到靶丸,产生与直接驱动点火相同的烧蚀、压缩和点火过程。但与直接驱动相比,间接驱动具有较好的辐照均匀性,因此我国的神光Ⅲ号和美国的国家点火装置(NIF)^[18]等采用的均是间接驱动点火。ICF 看似可以解决磁约束难以加压的问题,但 ICF 在燃料加热和靶丸替换等方面也存在很难突破的问题。

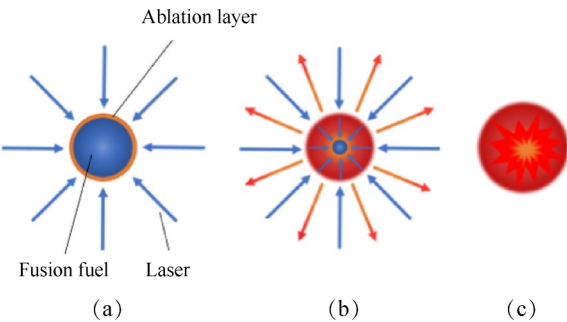


Fig. 3 Schematic of direct fusion ignition

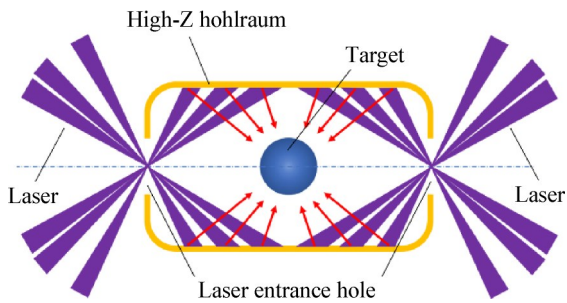


Fig. 4 Schematic of indirect fusion ignition

近年来,第三种聚变约束方式 MIF 受到重视^[19-22]。其结合了 MCF 与 ICF 的特征,采用先预热氘化等离子体再惯性压缩点火的方式实现聚变反应^[23]。如图 5 所展示的基于 Z 箍缩发展的 MagLIF,图 5(a)轴向磁场将燃料磁化为等离子体,并用激光对等离子

体进行预热;图5(b)利用Z箍缩驱动金属套筒对磁化燃料进行快速压缩;图5(c)实现惯性约束点火,燃料发生聚变反应。与MCF相比,MIF能够提高等离子体的压强,从而降低三重积的温度要求。而与ICF相比,这种方法用磁场取代激光来压缩等离子体实现内爆,有利于提高能量的转换效率,但实现球形压缩比较困难^[24]。

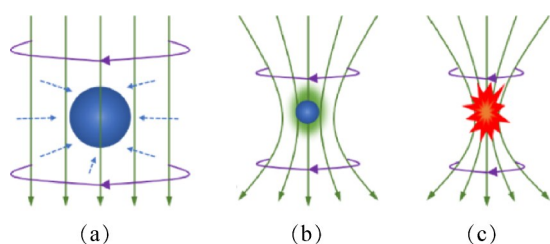


Fig. 5 Schematic of MagLIF

2.3 聚变推进路线

从深空探测的角度出发,不同类型燃料所需的反应条件不同,还需结合聚变堆约束机制及点火方式,综合考虑燃料发生聚变反应的难易程度与产物的有害性等,通过适当的计算模型,针对具体深空探测任务进行,对聚变推进器性能参数进行分析^[25-26]。在航天器尺寸和质量有限条件下,为了提高聚变推进探测器的有效载荷,应尽可能采用可缩小聚变装置体积与质量的技术路线;且为了延长航天器的使用寿命,则应选择“有害”高能中子产物尽量少的聚变反应类型。

在燃料类型方面,选择“有害”高能中子产物尽量少的聚变反应,既能增加探测器的使用寿命,又能降低对防护屏障的需求标准,从而减轻推进系统的总质量,提高有效载荷占比。

在约束机制方面,ICF装置体积小,有利于减小推进系统的质量,提高有效载荷占比。但ICF的连续性差,需要反复填充靶丸和点火,消耗大量的激光或高能离子束能源。MCF装置反应连续性好,解决了ICF需反复点火的难题。而相对应的缺点是,目前地面实验主流的MCF装置体积庞大,系统冗杂,且在维持磁场稳定的前提下加热困难。但这并不意味着MCF不适用于深空探测。2016年,美国普林斯顿卫星系统公司(Princeton satellite systems, PSS)提出直接聚变驱动冥王星探测器在轨航行及着陆计划^[27]。该设计的核心技术就是一种特殊的MCF^[28],即直接聚变驱动(Direct fusion drive, DFD)技术,DFD极大缩小了MCF装置的体积,将在后续章节详细介绍。而MIF作为MCF与ICF的结合体,被普遍认为是可行性

最高的聚变约束机制。

综合以上分析,聚变推进技术自然形成了以ICF, MCF, MIF为代表的主流设计路线,而聚变推进系统性能的优劣则是燃料类型与约束机制的耦合效果。

3 空间核聚变推进研究现状

本节将介绍三种较为前沿的聚变推进技术的深空探测器,反场构型感应驱动金属衬层压缩(FRC Inductively-driven metal shell (propellant) compression, FRC-IDMSC)聚变推进探测器、梯度场内爆衬层(Gradient field imploding liner, GFIL)聚变推进探测器及DFD冥王星探测器。

根据约束机制不同,聚变推进探测器可分为三大类:MCF探测器、ICF探测器以及MIF探测器。其中,MIF的压缩方式与ICF同为惯性压缩,两者在推进器的设计上相接近,因此,本文只介绍两种前沿的可行性高于ICF探测器的MIF探测器—FRC-IDMSC聚变推进探测器和GFIL聚变推进探测器。MCF有诸多优点,但目前地面主流MCF装置庞大,在应用于深空探测领域时,需要小型的MCF装置。因此,本节也将介绍一种设计更加巧妙的小型MCF探测器—DFD冥王星探测器。

3.1 反场构型感应驱动金属衬层压缩聚变推进探测器

反场构型感应驱动金属(推进剂)衬层压缩(FRC Inductively-driven metal shell (propellant) compression, FRC-IDMSC)聚变推进探测器^[29]是美国太空动力研究公司(MSNW)目前正在研究的一种小规模、低成本的聚变推进探测器。2012年,MSNW提出通过使用推进剂将磁化等离子体压缩和加热至聚变条件,从而将释放的聚变能量仅用于加热推进剂,被加热后的推进剂再通过磁力喷嘴迅速将这种热能转化为定向推进能和电能。如图6示意,探测器的任务规划参照了约翰逊航天中心于20世纪90年代提出的火星设计参考任务(Design reference mission, DRM),“哥白尼号”转移飞行器^[30],以实现载人火星飞行为背景。

美国太空动力研究公司计划于2030年开始发射,只进行一次发射,运载总重约60t的宇航员及其居住舱,飞往火星并着陆,在火星表面停留约30天后返回地球,完成为期210天的火星探索任务。为保证载人探测器能够顺利返航,在探测器正式发射前,需提前单独发射约30t推进剂进入火星轨道待命,该预

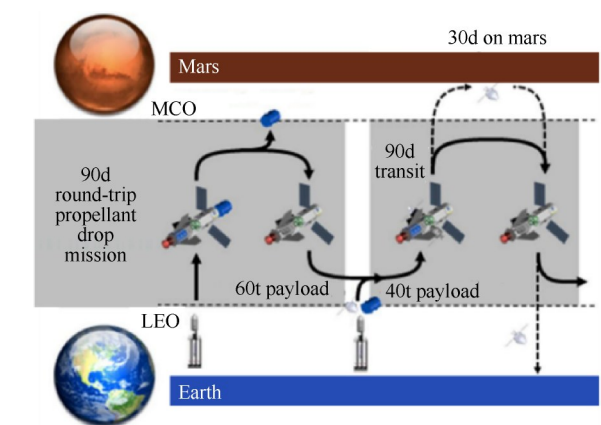


Fig. 6 Manned Mars mission architecture based on a fuel pre-deployment approach^[31]

置推进剂将用于宇航员应对突发情况^[29]。

3.1.1 探测器设计

如图 7 所示, FRC-IDMSC 聚变推进探测器主要由两部分组成, FRC-IDMSC 聚变推进系统与探测器主结构部分, 包括火星着陆系统、航天员居住舱、太阳能电池板、桁架、能源存储舱、推进剂存储舱和散热器^[31]。推进发动机重约 15t, 每消耗 0.5kg 金属内衬层能够产生 5000s 的比冲。探测器总长度为 45m, 舱段呈直线分布。推进剂存储舱由 7 根管状贮箱组成, 每根贮箱长度为 9m, 直径 1.6m。6 个贮箱按方位角围绕第 7 根贮箱排列。最多可装载 68t 的锂基推进剂。能源存储舱重约 2.5t, 通过高压脉冲电容器为内衬层点火提供至少 2.8MJ 的总动能, 且为了确保推进发动机能够在 90% 的转换效率下产生 36MW 的平均喷射能量, 能源存储舱需保证一次性能提供至少 6.2MJ 能量^[32]。此外, 探测器配备了太阳能电池板也可为聚变反应提供电能。

FRC-IDMSC 聚变推进系统选用 D-T 反应, 同时配备 Li-金属内衬层用于聚变反应的惯性压缩, 从而有效吸收了聚变反应生成的高能中子, 一方面降低

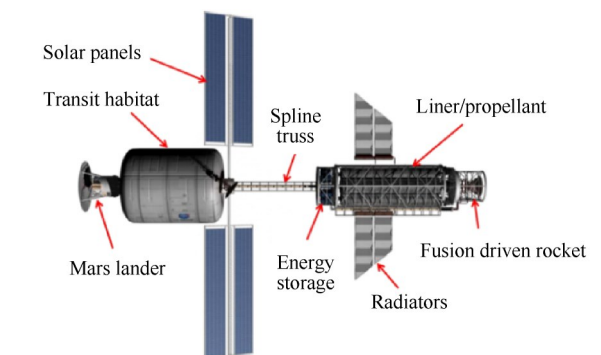


Fig. 7 Schematic of the full 210 days FRC-IDMSC fusion propulsion spacecraft^[31]

了探测器结构材料的辐射稳定性的标准, 另一方面作为推进剂提高推力。根据 FRC-IDMSC 聚变推进探测器所配置的动力装置和火星探测任务规划要求, FRC-IDMSC 聚变推进器一次至多携带 56t 推进剂, 并为探测任务提供 63t 的有效载荷^[33]。

3.1.2 反场构型感应驱动金属衬层压缩聚变推进器

FRC-IDMSC 聚变推进系统如图 8 所示^[34], 采用总长 3.4m、直径 2.25m 的发动机桁架支撑 3 个主压缩线圈, 用于驱动金属衬层对聚变燃料进行惯性压缩。开放式桁架设计提供了尽可能大的开放区域, 同时也减轻了重量, 这一开放区域允许未被捕获的中子从发动机中逃逸。发动机桁架与探测器主结构之间有减震板连接, 减少或消除作用于太阳能电池板和散热器面板等敏感子部件上的结构振动。此外设有辐照屏蔽层为探测器结构材料和航天员提供保护。

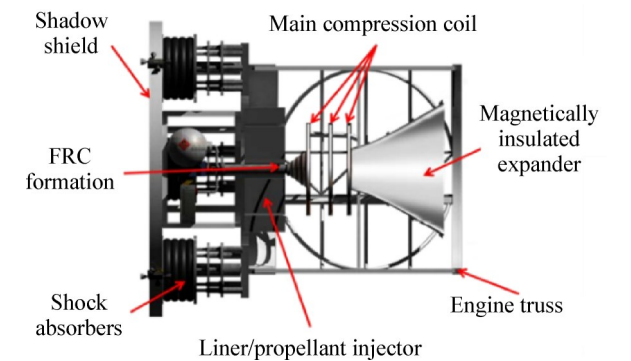
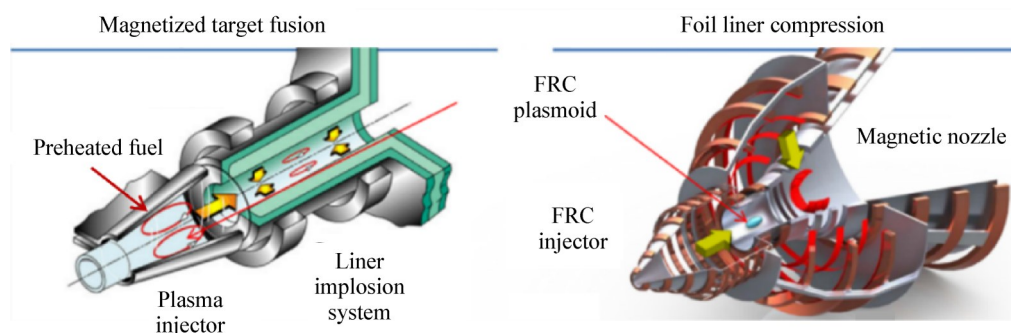


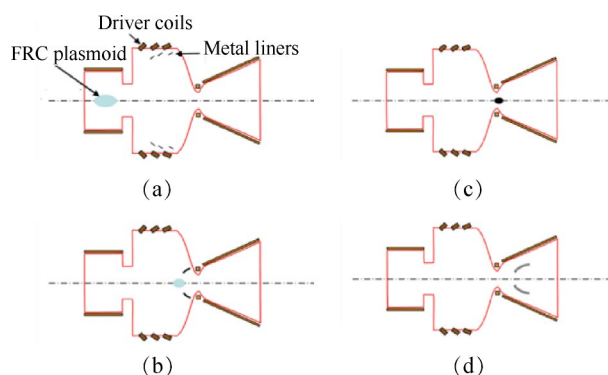
Fig. 8 Schematic of the FRC-IDMSC FDR including major subsystems^[34]

技术上, FRC-IDMSC 聚变反应属于磁化靶核惯性压缩聚变, 但不同于在轴向施加超强电流的 Z 箍缩聚变, FRC-IDMSC 利用压缩线圈上的洛伦兹力驱动 Li 金属衬层 (Metal liner) 压缩靶核, 先磁化等离子体, 再进行惯性压缩, 最后喷射推进^[35-40]。首先, 构建 FRC 等离子体, 再通过 Li 金属衬层径向收敛进一步压缩等离子体至聚变反应条件, 最后被聚变反应汽化的等离子体通过磁喷嘴定向喷出。图 9 展示了 FRC-IDMSC 与 Z 箍缩的设计比较, FRC-IDMSC 无需高电流脉冲进行压缩和点火, 有效降低了电阻损失。此外, 通过 Li 金属衬层包裹燃料后压缩, 从而实现全三维压缩, 解决了 Z 箍缩的二维压缩问题。

FRC-IDMSC 详细过程如图 10 所示, 图 10(a) 通过外加磁场, 以适当的角度和速度驱动 Li 金属衬层, 以便在推进器喷管处汇聚到等离子体上, 同时, 对 D-T 燃料施加磁场作用, 将聚变燃料转为 FRC 等离子体并将其注入推力室。图 10(b) FRC 等离子体

Fig. 9 Comparison of Z-pinch and FRC-IDMSC^[31]

在穿过燃烧室时受到压缩线圈的轴向磁场的限制,最终停滞在推进器喷管处。图10(c)收敛的Li金属衬层融合包裹住FRC等离子体,将其压缩至聚变反应条件。图10(d)Li被聚变生成的中子等汽化和电离,等离子体包层在发散磁场的作用下膨胀,从而直接从反电动势产生电能,并使等离子体定向流出磁性喷嘴。

Fig. 10 Schematic of the inductively driven metal shell compression of an FRC plasmoid for propulsion^[31]

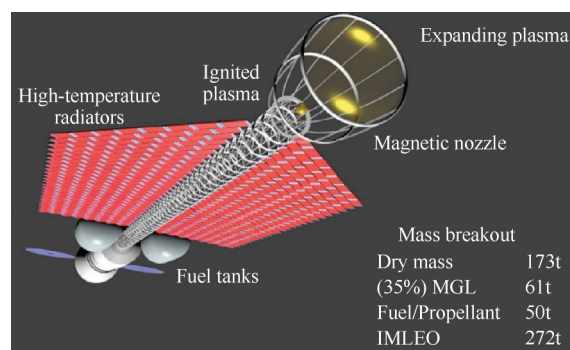
上述聚变反应,在聚变增益为200时,可产生560MJ的热量,其中,90%的能量由等离子体携带,能够产生36MW的喷射推进功率。

3.2 梯度场内爆衬层聚变推进探测器

梯度场内爆衬层(Gradient field imploding liner, GFIL)聚变推进探测器的初步设计如图11所示。早在2002年,马歇尔航天中心就提出通过磁化靶(Magnetized target fusion, MTF)实现聚变推进的设想,并计划进行载人火星往返探测任务^[41]。

2010年,马歇尔航天中心进一步提出了较为先进的Z箍缩聚变推进探测器的设计方案^[42]。Z箍缩聚变推进装置推力最高可达38kN,产生19436s的比冲,性能参数比化学火箭高出40倍。但是,该方案聚变点火较为困难,每次聚变反应,都需要在100ns内对D-T燃料施加超强的电流。此外,需配置繁琐的

屏蔽方案,才能有效降低中子辐射作用。因此,马歇尔航天中心于2017年又提出了一种MIF的改进方案,用沿轴向快速穿过高梯度磁场的聚变燃料靶代替强脉冲电流磁场线圈和固定在中心的燃料靶^[43],从而将MIF的难点由如何施加脉冲电流,转为如何对磁化靶核进行加速,降低了对电路点火系统的设备标准以及线圈阻尼损失。

Fig. 11 Illustrative vehicle concept of GFIL fusion propulsion spacecraft^[43]

3.2.1 探测器设计

与大多数核反应系统相似,GFIL聚变推进探测器所配置的高温散热器需满足辐射废热的需求。探测器前端配有两个燃料存储舱可携带50t燃料和推进剂,尾端配有等离子体定向喷射所需的磁性喷嘴。探测器主结构重为173t,初始发射总质量达272t^[44-45]。

马歇尔航天中心为GFIL聚变推进探测器设计了两项不同航程的航天任务,分别为火星探测任务和土星探测任务。在火星探测任务中,计划利用太空发射系统(Space launch system, SLS)完成探测器在轨组装,从低地球轨道(LEO)出发,携带100~150t有效载荷在60~90天内飞抵火星;在土星探测任务中,GFIL则利用SLS从LEO出发,携带50~100t有效载荷在200天内飞抵土星。

3.2.2 梯度场内爆衬层聚变推进器

在马歇尔航天中心最初提出的 Z 箍缩聚变推进探测器的设计方案中,惯性压缩由高脉冲电流实现,为感生出足够将 D-T 燃料等离子体压缩至聚变状态的磁场,需要在 <10s 的时间内输入兆安级别的电流^[46],这不仅增加能量存储系统、交换机和电源组件等的负担,还会造成较高的热电损失^[47-49]。因此,马歇尔航天中心放弃了线性电流方案的 Z 箍缩,提出采用“空间换时间”的 GFIL 聚变推进器。其具体思路,是将传统箍缩方案中,在动态电磁环境中放置静态靶核的操作,转变为在静态梯度磁场中射入高速移动靶核。这相当于在靶核参照系中产生强烈的时变磁场,导致不平衡的径向压力,从而达到箍缩条件,使燃料靶核迅速内爆。为了使聚变燃料在图 11 所示的圆柱形推进腔中输运,GFIL 聚变以环形电流的 θ 箍缩为基础进行改进。

传统 θ 箍缩如图 12 所示^[50],通过驱动线圈输入的电流在静止的靶核衬层中感应相反方向的电流,并且增加的轴向磁场和感应电流相结合为聚变点火提供快速的径向压缩。其中,轴向磁场的时间变化导数可以分解为轴向磁场梯度和轴向速度相关的部分导数,如下所示

$$\frac{dB_z}{dt} = \frac{\partial B_z}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial t} = v_z \frac{\partial B_z}{\partial z}$$

(3)

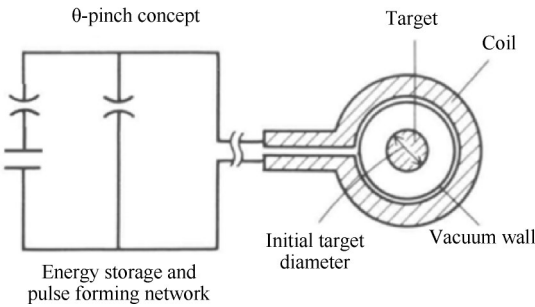


Fig. 12 Pulsed θ-pinch operation^[43]

根据以上关系,在静态高梯度磁场中,沿轴向射入高速运动的靶核,则靶核将受到轴向磁场变化与感应压缩,与静止靶核在强脉冲电流磁场的压缩效果相同。图 13 为 GFIL 聚变推进系统的概念图。首先,靶核加速至以高轴向速度进入磁场梯度场;然后,感生线性电流压缩靶核以启动聚变;同时,线圈强磁场在靶核移动过程中维持对靶核的压缩;最终,在磁喷嘴区,等离子体膨胀喷射。

得益于 GFIL 聚变推进系统独特的设计原理,磁场线圈可以使用高能效的超导线圈,从而减小了线

圈热损失,并降低了能量存储要求和相关的散热器要求。长通道形状的磁场线圈在上游为靶核提供了高磁场梯度,在中游利用高强度磁场为聚变点火加热靶核,以及在下游出口处的磁喷嘴,可将快速膨胀的等离子体转化为定向推力。磁场线圈的形状可以提供强大的上游磁场梯度,中游磁场则用于增强燃料靶丸的燃烧。位于下游出口平面的磁喷嘴,可将快速膨胀的等离子体转化为定向推力。这种线性几何系统以及靶核的轴向运动设计,从几何分布上就天然适合重复性脉冲空间推进,有效地缓解了靶核放置和向探测器转移能量等相关的设计问题。

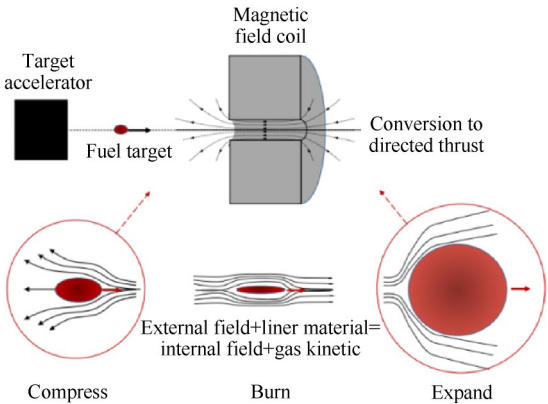


Fig. 13 Gradient field imploding liner fusion propulsion system concept^[43]

GFIL 聚变推进的设计虽然简化了重复脉冲大电流线圈放电和相关线圈加热的问题,但也给加速器的设计带来了新的挑战。当小球进入梯度磁场时,为了引起快速的径向压缩,要求小球的初始速度高达每秒几公里。综合考虑靶核的加速需要,在宏观电磁加速器^[51]、电热加速器^[52]以及激光消融^[53]等设计中,选择了效果最为显著可靠的激光消融来加速靶核。其加速效果及聚变点火过程的验证仍在实验中,本文暂不做详细介绍。

3.3 直接聚变驱动冥王星探测器

2014 年美国 PSS 公司提出了基于 MCF 的 DFD 推进系统的概念^[54]。2015 年,美国发射的新视野号在历经 9.5 年的深空飞行后,飞掠冥王星,成为人类首颗探访冥王星的探测器^[55]。随后,美国 PSS 公司在 2016 年提出了利用 DFD 实现冥王星在轨飞行及着陆探测计划^[56](图 14)。

不同于前面介绍的两种 MIF 推进系统,DFD 使用的是普林斯顿等离子体物理实验室(PPPL)正在开发的普林斯顿场反场构型(PFRC)聚变反应堆^[57-59]。这种 MCF 利用独特的射频加热技术对等离子体进行加

热^[60-62],从根本上解决了MCF反应的点火难题。

DFD推进系统最多能够提供5N的推力,足以使冥王星探测器在4年内将1t载荷送往冥王星,并在抵达后转为全发电模式,为科学仪器提供高达2MW的电力供应。

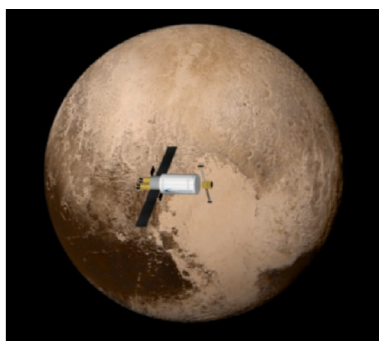


Fig. 14 Artistic rendering of Pluto orbiter and lander mission^[15]

3.3.1 探测器设计

DFD冥王星探测器(图15)配备有两个DFD推进系统,两侧巨大的机翼是空间散热器,两个小号的平板为太阳能电池板。探测器设计一大一小两个球形的燃料存储舱,分别装载了低温D和³He,氦-3储罐的大小满足在标准温度和压力下的气体储存要求。在探测器前端,垂直于散热器的吊杆上,安装了光通信激光器。两个DFD推进装置总重1357kg,装满了D-³He燃料的存储仓总重为3432kg,整个DFD冥王星探测器的总量为7159kg^[15]。

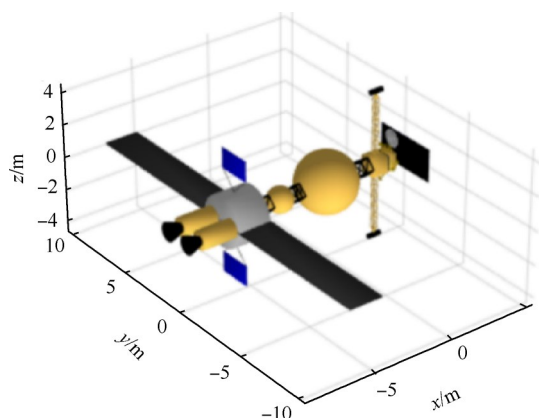


Fig. 15 DFD-powered spacecraft CAD Model without its solar shield^[63]

3.3.2 普林斯顿反场构型直接聚变驱动装置

DFD推进系统设计如图16所示,包括PFRC聚变反应堆、推进剂补充装置、电离气室、穿过屏蔽的冷却剂管道以及布雷顿循环热机^[63]。聚变燃料在电离

气室中被电离后,喷入聚变反应堆。通过射频加热使D与³He发生聚变反应,产物以带电粒子为主,直接用于喷射推进。伴随聚变也会产生少量中子和X射线,中子通过屏蔽层吸收后产生大量热量,与韧致辐射能量一同被闭式布雷顿循环热机回收,驱动发电机发电,用于聚变反应堆和探测器设备的电力供应。

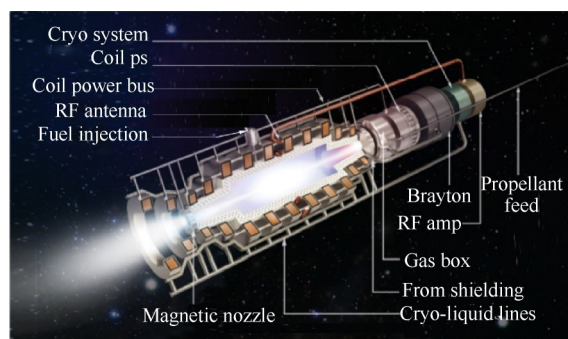


Fig. 16 Artistic rendering of the DFD engine with an interior cutout to show detail of the coils^[15]

PFRC聚变反应堆是DFD推进系统的核心,奇宇称射频加热则是PFRC聚变反应堆的技术关键^[64-66]。如图17所示,8字形线圈在装置两侧形成方向相反的旋转感应磁场,因此被称为“奇宇称”,旋转磁场(RMF)的强度约为轴向磁场强度的1%。与传统的“偶宇称”射频加热相比,奇宇称射频加热能够产生内部环形的封闭磁场线,从而有效避免由于射频加热打开FRC结构导致的自我崩塌。射频加热能够使等离子体在较短的距离内吸收能量,最大的离子能量与RMF频率成正比。因此,奇宇称RMF对大尺寸或高密FRC等离子体的加热效果略显一般。如果对离子进行奇宇称RMF加热至100keV及以上,等离子体半径在20~30cm为最佳。

PFRC聚变反应堆选用D与³He为聚变燃料,反

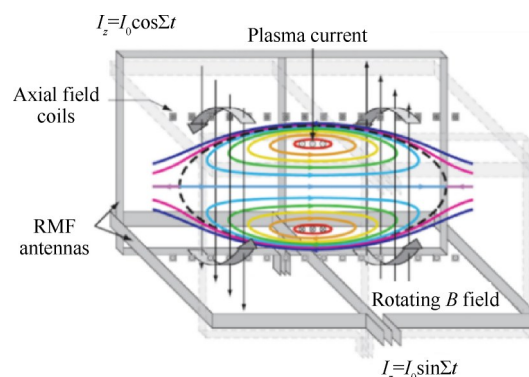
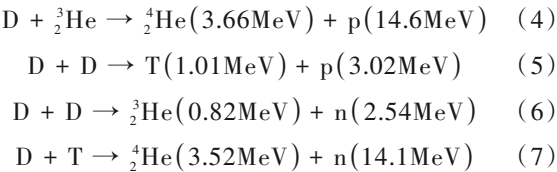


Fig. 17 External antenna produces rotating magnetic fields^[15]

应堆中有四种聚变反应可能发生,即



D-³He 反应只产生带电粒子,不产生中子,有利于提供更高的喷射功率。其余三种副反应中,D-D 反应和 D-T 反应会生成中子,增加屏蔽层负荷。根据图 1 所展示的相关聚变反应截面可知,在目标温度 100keV 下,D-³He 反应速率明显高于 D-D 反应速率。另外,在注入燃料时,改变燃料比例,提高 ³He 与 D 的比例至 3:1,能够有效抑制 D-D 副反应发生。然而,在 100keV 下,D-T 反应速率高于 D-³He 反应,且 D-T 反应所生成的中子能量较高。为了抑制 D-T 反应,需要及时对聚变反应堆除氚。聚变堆的小尺寸有利于氚在其聚变反应发生前被排出,小尺寸带来的更大比表面积也有利于减小壁面上的中子功率负荷。得益于合理的聚变堆设计,预估 D-D 反应产生的中子功率仅占聚变功率的 0.51%。

图 18 展示了等离子体在 PFRC 中的运动路径,聚变燃料在电离气室按照 ³He:D=3:1 的比例,吹入线性线圈包裹的聚变堆。一部分等离子体被卷入 FRC 所

限制的封闭磁场区域,随后在奇宇称射频加热磁场的作用下,被加热到 100keV,进而发生聚变反应,这部分等离子体被称作 FRC 等离子体;另一部分等离子体没有进入堆芯区域,而是分布在线圈与封闭磁场之间的刮削层,没有加热器对其进行加热,因此温度仅为 20eV,无法发生聚变,但是可以通过与 FRC 等离子体交换热能等。推进剂气体从上游供气箱绕行至堆芯外围,接收聚变产生的高速粒子的能量沉积而电离,并混入部分刮削层等离子体气体进入尾部喷嘴收集室,最终以 100km/s 的排气速度喷出,比冲达 10000s。

4 关键技术梳理分析

4.1 航天推进系统

FRC-IDMSC 聚变推进系统和 GFIL 聚变推进系统为 MIF 推进,推进系统组成如图 19 所示。除核心能源区域的聚变堆外,还有太阳能电池板、储能系统及能量转换系统^[31]。太阳能电池板是重要能源系统,负责提供探测器所需的电力;储能系统用于存储太阳能电池板的电能并用于聚变点火;而能量转换系统则通过散热器为高温线圈及电子设备降温。

DFD 是磁约束推进系统,推进系统组成如图 20 所示。与 MIF 系统相似,DFD 系统亦包括可控聚变模

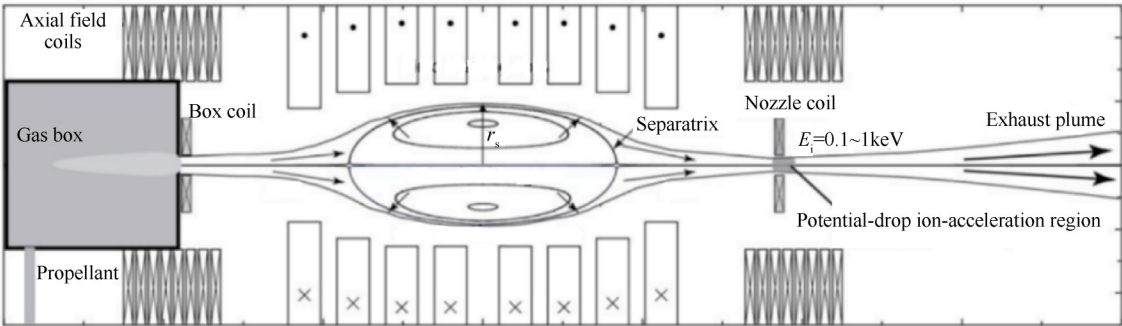


Fig. 18 PFRC schematic showing the magnetic field topology and locations of the coils^[15]

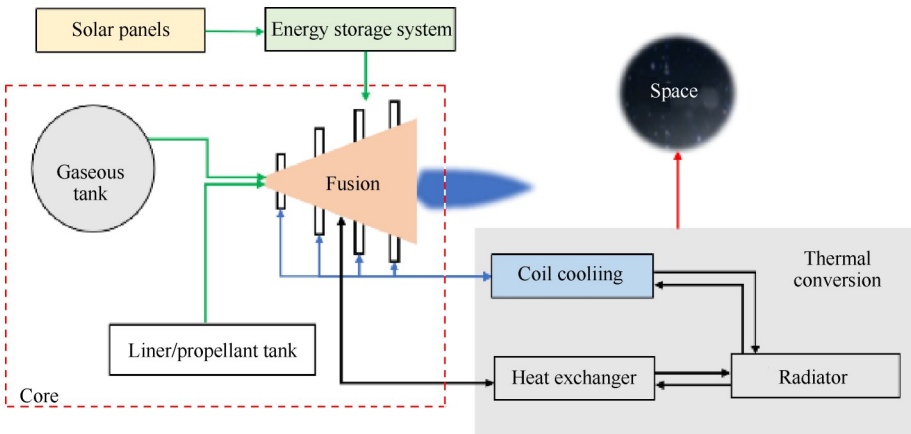


Fig. 19 MIF system component

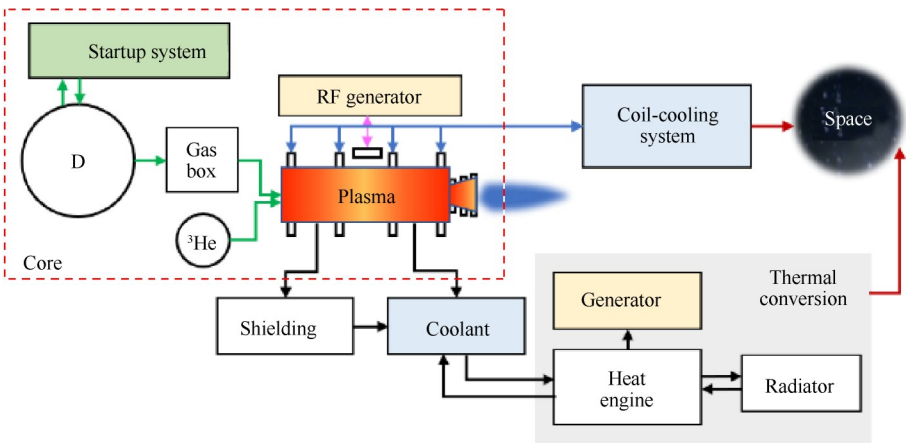


Fig. 20 DFD system components

块、储能系统及能量转换系统^[15],但不安装太阳能电池板。受聚变技术路线选择与太阳能电池板设计不同的影响,DFD与MIF在热电转换系统设计上存在一定差异。MIF聚变推进系统中,外溢的高能粒子和高温电子设备的热能均通过散热器释放到外太空,不考虑回收利用。而DFD推进系统则利用布雷顿能量转换系统(见图21)回收辐射粒子和热能,转换为电能用于聚变探测器的供能。

无论是MIF系统,还是DFD系统,其中能量转换模块和热能输运模块的技术均相对成熟,而可控聚变模块的研究,仍面临巨大挑战。因此,决定聚变推进系统本质特征的主要是聚变堆类型与技术路线选择。根据近年FRC-IDMSC,GFIL和DFD的研究进展,本文重点分析图19和图20中,聚变模块最新的技术突破和相应推进系统的性能发展。

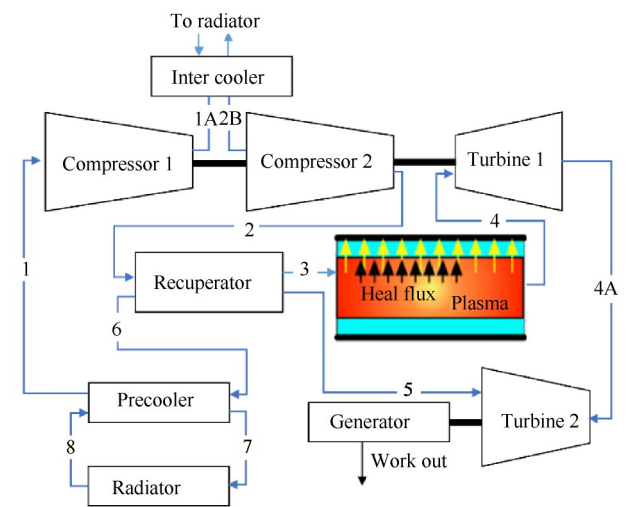


Fig. 21 Brayton cycle^[15]

4.2 聚变堆设计

三种聚变堆的核心技术比较如表2所示。FRC-IDMSC聚变堆和GFIL聚变堆的设计风格较为相近,

聚变反应类型均选择的是D-T反应。而PFRC聚变堆则选用D-³He为聚变燃料。D-T反应的优点在于反应截面峰值温度最低,发生聚变反应所需能量最低^[67-68],D-³He反应的优点在于有害产物很少。此外,MIF反应结合了ICF能为燃料等离子体加压的优点,进一步降低了D-T聚变所需的反应温度。但是,与纯粹的ICF相比,磁场的加入大大减少了热传输损失,使其能够在不太极端的等离子体条件下运行,推进系统无需使用低效和昂贵的激光阵列点火^[69]。因此,从聚变燃料的选择上看FRC-IDMSC聚变堆和GFIL聚变堆更容易实现聚变点火。

Table 2 Core technology for fusion systems ^[15,31,43]			
Item	FRC-IDMSC	GFIL	DFD
Confinement	MIF	MIF	MCF
Fuel	D-T	D-T	D- ³ He
Propellant	Li	Li/Be	D, ³ He
Ignition	Liner Compression	Liner Imploding	RMF

但是,这并不意味着D-T反应就一定优于D-³He反应。虽然D-T聚变反应的条件最容易实现,但其聚变产物含有高能中子。一方面,高能中子会导致结构材料的活化和放射性损伤;另一方面,高能中子也为能量转化带来了困难。相反地,PFRC聚变堆所选用D-³He燃料,虽然反应所需温度较高,但D-³He反应产物均为带电粒子。高能带电粒子可直接将核能传递给刮削层的低温等离子体,提高能量转化率。此外,没有产生大量破坏性中子,意味着无需设计复杂繁琐的中子辐照屏蔽层,从而可提高深空探测器的有效载荷^[57]。

从约束机制角度对比,DFD冥王星探测器采用MCF,而FRC-IDMSC聚变推进探测器与GFIL聚变推进探测器则采用MIF。从约束机制的演化历程上看,

各种类的MIF设计思路多是对已有设计方案进行改进。简单来说,就是有针对性地对某项设计方案的某个技术难题进行替换,不断用其他技术来绕过难以实现的技术难题。以点火方式为例,ICF直接点火方案与氢热核武器设计思路相近,但使用激光光束代替裂变反应提供聚变条件,其难点在于靶丸生产工艺复杂成本高,因此MIF中改用磁化靶,解决了点火过程压力分布不均的问题。MIF虽然融合了MCF与ICF的优点,加速了聚变推进实现的速度,但是没有创新性的技术突破。MIF的问题同样体现在FRC-IDMSC聚变推进探测器与GFIL聚变推进探测器上,DFIL聚变推进探测器的设计漏洞尤为明显:用高速通过梯度磁场的FRC等离子体来代替在线圈上接入高脉冲电流,虽然对等离子体加速比对施加大脉冲电流较容易实现,且能够有效降低线圈阻尼损失,但是梯度磁场的设计增加了对深空探测器推进系统体积的需求负担,梯度磁场阶数越高,深空探测器推进系统中等离子体的加速管道越长。深空探测器的初始质量过大,会对提高有效载荷比带来极大困扰。

FRC-IDMSC聚变推进探测器的设计方案比GFIL聚变推进探测器具有更明显的优势。首先,用低质量、磁性驱动的金属内衬层向轴向压缩等离子体代替高脉冲电流,克服了传统MIF的设计缺陷^[70-72];其次,用低质量的金属内衬包裹聚变燃料,能够在有效吸收等离子体的辐射能量、中子能量和粒子能量的同时提高推力,一定程度上降低了深空探测器对大型辐射器的需求。

相比之下,MCF机制更符合人类对可控的、自持核聚变的理解。虽然MCF所需要较高的点火温度难以实现,但其诸多优点难以被其他约束机制替代。因此,关于实现MCF的研究从未停止。相较于ICF和MIF,MCF无需填充靶丸,只要将燃料等离子体“吹”入封闭磁场内即可,因此MCF可以稳态连续运行,而MIF与ICF只能脉冲运行。得益于反应的连续性,可自持成为MCF的最大优点。ICF与MIF需每次对新填充的靶丸进行点火,而MCF只需在启动点火后借用聚变释放的巨大能量便可持续发生聚变反应。除此之外,采用MCF方案,还可以通过补充燃料等离子体的流量大小,来灵活控制深空探测器的飞行速度。

目前,MCF技术最大的难题是如何在不破坏约束磁场的情况下提供较高的点火温度。DFD冥王星探测器中所使用的PFRC聚变反应堆,若可以解决磁约束聚变启动点火的技术难题,则其核心技术——FRC与奇宇称射频加热技术,将成为未来研究的热点

问题^[73]。从技术路线上,DFD冥王星探测器的技术难关相对不容易攻克。但是,其创新性和应用价值远高于FRC-IDMSC聚变推进探测器与GFIL聚变推进探测器,值得开展研究。

4.3 性能参数

文中介绍的三种聚变推进深空探测器目前的任务设计均在太阳系内,要脱离太阳系探索外太空则是比实现聚变推进技术更遥远的工作。从聚变堆的设计思路也可以看出,FRC-IDMSC聚变推进探测器与GFIL聚变推进探测器更注重的是尽快实现,所针对的探测任务也是当下关注度较高的火星、土星等距离相对较近的行星探索,如表3所示。相反地,DFD冥王星探测器的设计更注重未来的发展空间,目标是在有限的时间内飞往太阳系边缘的冥王星并在冥王星表面开展探测工作。

鉴于三种飞行任务不同,聚变推进深空探测器的尺寸、有效载荷和飞行时间等都不相同。任务设计过程中,以实现目标有效载荷和飞行时间为前提,先设计推进系统,明确推进系统性能参数的标准,然后优化各系统质量占比。FRC-IDMSC聚变推进探测器与GFIL聚变推进探测器的设计思路与任务类型相近,因此功能系统划分与性能参数的量级也相近。两种MIF直接推进深空探测器都有针对距离地球较近的火星探测任务设计,且均有载人飞行的任务设计,因此,两种探测器有效载荷均在50t以上。

GFIL聚变推进探测器的项目虽然有任务构想,但是任务分析以聚变推进的技术路线为主,对飞行任务的研究分析较为简化。因此,相关性能参数信息暂时无从知晓。与FRC-IDMSC聚变推进探测器相比,GFIL聚变推进探测器在比冲与比功率上占有明显优势。但需要指出,GFIL聚变推进系统的高比冲是通过减少单次推进剂的使用量实现的,而高比功率是通过极大地提高排气频率来实现的。在马歇尔航天中心提供的项目研究报告中提到,GFIL聚变推进探测器所设计的聚变反应堆想要实现任务设计中的相关参数,需以10Hz的频率投掷燃料靶丸并加速^[43]。而FRC-IDMSC聚变推进系统则是以 $1/14\text{ s}^{-1}$ 的速率发生聚变。因此,GFIL聚变推进系统良好的性能参数是通过增加探测器初始值,牺牲有效载荷占比实现的。此外,由于GFIL聚变推进探测器的设计理念是通过空间梯度代替时间变化,探测器推进系统笨重且庞大,限制了有效载荷占比的提高,其有效载荷占比只能达到18%,远低于FRC-IDMSC聚变推进探测器。

Table 3 Spacecraft mass budget and engine performance estimates of fusion drive systems^[33,39-41,52]

Parameter	FRC-IDMSC fusion propulsion spacecraft	GFIL fusion propulsion spacecraft	DFD-powered spacecraft
Engine length/m	3.5	>50	10
Shielding	Graphite	Unknown	10cm LiH
Structural mass/kg	15000	173200	2922
Fuel mass/kg	0.2*	1500	3237
Propellant mass/kg	56000	48500	—
Payload mass/kg	63000	50000	1000
Total mass/kg	134000	273200	7159
Mass ratio/%	47	18	14
Destination	Mars	Mars/Saturn	Pluto
Lander mission	Yes	No	Yes
Extra energy source	Yes, solar energy	Unknown	No
Thrust/N	—	7800	5~10
Specific impulse/s	5000	32200	10000
Specific power/(kW/kg)	2.4	21.9	0.75
Δv /(km/s)	50*	—	70

注：* The parameter is not provided directly but can be calculated from other information.

在 FRC-IDMSC 聚变推进系统的设计中,投掷靶丸的时间间隔为 14s。虽然,选取适当的投掷间隔可以消耗较少的燃料和推进剂实现高比冲,但是 14s 时间间隔较长,脉冲聚变反应推进特征明显。若依据 MSNW 所提供的二期报告中靶丸质量约为 0.5kg,利用比功率-比冲关系,通过理论计算所获得的比冲大小为 4450s,比报告中提供的设计比冲低 450s。虽然报告中没有额外声明,但鉴于反应间隔较长,报告中所提供的 5000s 比冲可能是发生脉冲时的瞬时值,参考价值有待核实。

DFD 冥王星探测器的任务则是尽可能缩短超远程飞行时间为侧重点,推进系统设计过程中,追求提升探测器的飞行速度与加速能力。要实现 3.5 年内飞抵冥王星要求推进器能够提供 70km/s 的 Δv ,根据 PSS 公司所提供的性能参数,DFD 推进系统排气速度可高达 100km/s,能够产生 10000s 比冲。单台推进器推力为 8.1N,虽然无法单纯依靠 DFD 所提供的推力发射探测器,但在探测器配备两台推进器的情况下,足以满足深空的零重力环境中的加速需求。探测器整体尺寸和质量设计较轻量化,其有效载荷仅有 1000kg。如果仅仅考虑质量参数,DFD 冥王星探测器的运载能力甚至弱于设计尚不成熟的 GFIL 聚变推进探测器,更无法与有效载荷占比高达 47% 的 FRC-IDMSC 聚变推进探测器相比。但是,两种 MIF 直接推进探测器目前根本不具备飞抵冥王星的能力。因此,两种 MIF 直接推进探测器的性能参数等无法为 DFD 冥王星探测器性能分析比较提供参考。目前,人类

对太阳系边界区域的探测几乎是一片空白,只有新视野号曾在漫长的 9.5 年飞行后从冥王星附近的空

间高速掠过。从任务设计的角度,DFD 冥王星探测器的

发展研究将是历史性的突破。

5 研究进展

从任务设计上,与 GFIL 聚变推进探测器相比,DFD 冥王星探测器和 FRC-IDMSC 聚变推进探测器的任务构想更加具体。后两种聚变推进深空探测器的研究计划,总体划分为三个阶段:(1)具体任务设计和技术可行性分析;(2)聚变堆实现、推进器性能参数设计和探测器质量参数优化;(3)探测器性能与技术鉴定。目前,两个项目进度均在第二阶段,围绕如何提升推进器子系统性能以实现聚变反应以及如何达到所需聚变增益条件两大目标,缓慢推进。

2012 年,MSNW 发表了关于 FRC-IDMSC 聚变推进探测器的第一阶段的研究进度报告^[29]。主要依据有关 IDMSC 聚变反应堆设计研究的前期研究成果,进行技术可行性分析。并提出利用 IDMSC 聚变推进器实现载人火星探测的任务设计,分别针对 90 天飞抵火星和 30 天飞抵火星,制定了关键技术参数范围。2019 年,第二期报告展示了关于验证感应驱动金属衬层压缩等离子体聚变可行性的实验。在与华盛顿大学等离子体动力学实验室(PDL)的合作下,分别对金属衬层内爆和 FRC 等离子体压缩进行了相应规模和能量的实验研究^[31]。但两者合并进行的相关实验仍待测试。

2016年,PSS公司正式提出DFD冥王星探测概念设计。在为期一年的研究工作后,PSS公司于2017年发布了第一期进度报告^[15],与FRC-IDMSC聚变推进探测器的研究工作相似,第一阶段内容以参数设计为主。针对质量模型、屏蔽要求、效率与推力的模型开展研究工作,并使用重新建立的质量和推力模型生成最优冥王星任务轨迹,优化探测器模型。2017年至2019年,PSS公司使用了超声速喷气阀进行了专门的推力增大实验、分析了闭环系统运行模式的设计、分别针对1MW和10MW的聚变功率进行设计并评估了双模式发动机所需的硬件设施。对PFRC特有的奇宇称射频加热技术进行模拟和实验,在四分之一大小的模拟装置上,当输入功率为20kW时,已证明将电子加热至大于0.3keV的温度,脉冲长度已达到300ms,如图22所示。图23给出了加热的等离子体脉冲照片示例^[59]。根据PPPL所公布研究计划(表4),PFRC-2工作已在美国国家航空航天局发布的“NASA创新先进概念”(NASA innovative advanced concept, NIAC)计划的资助下顺利完成,并计划在12~18个月内实现PFRC-3A中将等离子体加热至5keV的目标,这也是第一个聚变反应有可能出现的等离子体温度^[63-74]。

不同于前两种具有完整探测任务设计,GFIL聚变推进探测器更偏向于提出对MIF直接推进技术的

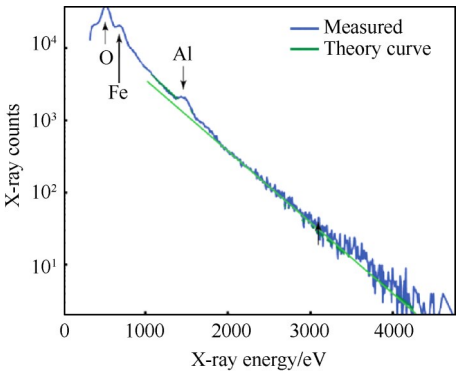


Fig. 22 X-ray spectrum from a recent PFRC-2 RMF run^[15]

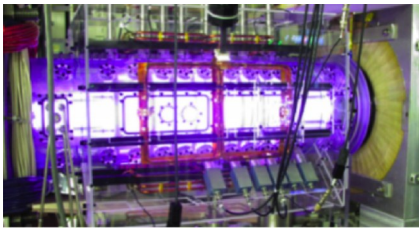


Fig. 23 PFRC-2 in operation^[15]

优化方案,因此,没有关于具体飞行轨道等设计内容。2018年,马歇尔太空动力公司也只是发表了一期报告^[75]。报告内容围绕用梯度场取代高脉冲电流的可行性与参数要求进行讨论,展示了关于GFIL的前期研究。但根据马歇尔太空动力公司所提供的参数信息,要想实现探测任务,需要磁场梯度高达100T/m,而目前该研究团队在实验方面仅搭建了2级轻气炮(Light gas gun,LGG)的实验装置就长达30多米。可见,虽然可能对靶丸加速要易于提供高脉冲电流,但同时也将消耗推进器的运载能力。

6 发展展望

嫦娥五号月球采样成功返回与天问一号火星探测任务成功,拉开了我国深空探测的序幕。目前,主流的化学动力推进系统,尚无法满足大载荷探测器在深空任务中高速往返的需求。因此,发展以聚变推进为首的新能源推进技术,是执行深空探测乃至太阳系边缘探测任务的前提,具有重大战略意义。

本文着墨于近年来具有突破性进展的三项深空探测器聚变直接推进系统,FRC-IDMSC,GFIL和DFD,详细汇总与比较了任务背景、设计思路和性能参数。其中,FRC-IDMSC与GFIL属于磁惯性约束,燃料的金属包壳在聚变时为内部包裹的磁性靶核提供能量,可降低聚变对磁场强度与变化率的要求,降低电流等设计参数。且由于金属包壳作为推进剂随聚变产物从喷管射出,因此磁惯性推力较大,被设计用于火星载人任务的高速往返。但由于缺少聚变发

Table 4 PFRC development plan^[63]

Machine	PFRC-1	PFRC-2	PFRC-3A	PFRC-3B
Objective	Electron heating	Ion heating	Heating above 5keV	D- ³ He fusion
Fuel	H	H	H	D- ³ He
Goals/Achievements	3ms pulse	0.1s pulse	10s pulse	10s pulse
	0.15kG field $T_{\text{electron}}=0.3\text{keV}$	1.2kG field $T_{\text{ion}}=1\text{keV}$	10kG field $T_{\text{ion}}=5\text{keV}$	80kG field $T_{\text{ion}}=50\text{keV}$
Plasma radius/cm	4	8	16	16
Time frame	2008~2011	2011~2017	2018~2022	2022~2026
Total cost/M\$	2	4	25	25

电设计,探测器载荷依赖太阳能供电,因此无法实现更远的深空探测任务。DFD作为纯磁约束聚变系统,则具有体积小、纯燃料推进、比冲大、无太阳能依赖等突出优点,可以实现太阳系全域的探测任务。但由于推力较小,目前仅被设计用于无人探测任务。

三种推进系统设计各有优缺点,且由于任务设定与使用环境的不同,三者之间难以直接进行技术先进性的比较。从设计指标的实现难度上看,FRC-IDMSC与GFIL的聚变实现条件较低,更具可操作性;从研究进度的角度看,目前DFD的研究进度相对领先;从燃料类型看,DFD使用的D与 ^3He 均无放射性,太阳系分布广泛,适合长时间执行任务且方便补给;从技术可移植的角度看,DFD的PFRC聚变堆本质是包含电能转换装置的小型聚变堆,相关技术可以用于聚变发电站的开发。

我国最近在对嫦娥五号月壤研究中发现^[76],月壤中钛铁矿颗粒表面的非晶玻璃层中存在大量的 ^3He 气泡,表明通过机械破碎方法有望在常温下即可从月壤中提取气态 ^3He 。 ^3He 资源大量获取的可能性无疑也为基于D- ^3He 聚变反应的PFRC聚变堆的研究注入了新的动力。加之PFRC聚变堆尺寸小且清洁的优点,使得PFRC聚变堆这一聚变能源技术具有广阔的发展前景。因此,着眼于未来发展空间及技术创新高度,无论是DFD还是其核心能源系统PFRC聚变堆技术,都值得更为深入的研究。

参考文献

- [1] 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.
- [2] Appelbe B, Chittenden J. Relativistically Correct DD and DT Neutron Spectra[J]. *High Energy Density Physics*, 2014, 11: 30-35.
- [3] Kernbichler W, Miley G H, Heindler M. D- ^3He Fuel Cycles for Neutron Lean Reactors[J]. *Fusion Technology*, 1989, 15: 1142-1147.
- [4] Miley G H. ^3He Sources for D- ^3He Fusion Power[J]. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section A: Accelerators, Spectrometers, Detectors and Associated Equipment*, 1988, 271(1): 197-202.
- [5] Pieruschka P, Cicchitelli L, Khoda-Bakhsh R, et al. Volume Ignition of Inertial Confinement Fusion of Deuterium-Helium(3) and Hydrogen-Boron(II) Clean Fusion Fuel[J]. *Laser and Particle Beams*, 1992, 10(1): 145-154.
- [6] 邓柏权. 月球 ^3He 资源开发的经济、技术可行性研究[J]. *核科学与工程*, 1995, 15(3): 279-283.
- [7] Dawson J M, Livesey W. ^3He on Venus and Mercury[J]. *Bulletin of the American Physical Society*, 1986, 31: 1393.
- [8] Wesson J, Campbell D J. Tokamaks[M]. Oxford: Oxford University Press, 2011.
- [9] Lawson J D. Some Criteria for a Useful Thermonuclear Reactor[R]. GP/R 1807, 1955.
- [10] Lawson J D. Some Criteria for a Power Producing Thermonuclear Reactor[J]. *Proceedings of the Physical Society, Section B*, 1957, 70(1).
- [11] Kishimoto H, Ishida S, Kikuchi M, et al. Advanced Tokamak Research on JT-60[J]. *Nuclear Fusion*, 2005, 45(8).
- [12] Hurricane O A, Callahan D A, Casey D T, et al. Fuel Gain Exceeding Unity in an Inertially Confined Fusion Implosion[J]. *Nature*, 2014, 506: 343-348.
- [13] 朱安文, 刘飞标, 杜辉, 等. 核动力深空探测器现状及发展研究[J]. *深空探测学报*, 2017, 4(5): 405-416.
- [14] Lindemuth I R, Siemon R E. The Fundamental Parameter Space of Controlled Thermonuclear Fusion[J]. *American Journal of Physics*, 2009, 77: 407-416.
- [15] Thomas S J, Paluszek M, Cohen S, et al. Fusion-Enabled Pluto Orbiter and Lander-Phase I Final Report[R]. HQ-E-DAA-TN39262, 2017.
- [16] 李建刚. 托卡马克研究的现状及发展[J]. *物理*, 2016, 45: 88-97.
- [17] Otte M, Aßmus D, Biedermann C, et al. Setup and Initial Results from the Magnetic Flux Surface Diagnostics at Wendelstein 7-X[J]. *Plasma Physics and Controlled Fusion*, 2016, 58: 064003.
- [18] Moses E I. The National Ignition Campaign: Status and Progress[J]. *Nuclear Fusion*, 2013, 53: 104020.
- [19] Garanin S F. The MAGO System(Magnetic Compression)[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 1998, 26: 1230-1238.
- [20] Chernychev V K, Korchagin V P, Babich L P, et al. A Review of Experimental Progress in the MAGO/MTF Thermonuclear Program[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2016, 44: 250-267.
- [21] Lindemuth I R, Kirkpatrick R C. Parameter Space for Magnetized Fuel Targets in Inertial Confinement Fusion[J]. *Nuclear Fusion*, 1983, 23: 263-284.
- [22] Lindemuth I R, Reinovsky R E, Chrien R E, et al. Target Plasma Formation for Magnetic Compression/Magnetized Target Fusion[J]. *Physical Review Letters*, 1995, 75: 1953-1956.
- [23] Wurden G A, Hsu S C, Intrator T P, et al. Magneto-In-

- ertial Fusion[J]. *Journal of Fusion Energy*, 2015, 35: 69–77.
- [24] 杨显俊, 李璐璐. 磁惯性约束聚变: 通向聚变能源的新途径[J]. *中国科学: 物理学, 力学, 天文学*, 2016, 46(11): 23–40.
- [25] 宋 俊. 核聚变空间推进器的初步需求分析[J/OL]. *航空动力学报*, 2022, 37(7): 1495–1502.
- [26] 宋 俊, 张 晨, 杨文杰, 等. 气动磁镜聚变推进器的火星探测任务分析[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(9): 1962–1973.
- [27] Paluszek M, Pajer G, Razin Y, et al. Direct Fusion Drive for a Human Mars Orbital Mission[C]. *New Jersey: International Astronautical Congress*, 2014.
- [28] Glasser A H, Cohen S A. Ion and Electron Acceleration in the Field-Reversed Configuration with an Odd-Parity Rotating Magnetic Field[J]. *Physics of Plasmas*, 2002, 9(5): 2093–2102.
- [29] Slough J, Pancotti A, Kirtley D, et al. Nuclear Propulsion Through Direct Conversion of Fusion Energy: The Fusion Driven Rocket [R]. *NASA Innovative and Advanced Concepts Phase I Final Report*, 2012.
- [30] Bret G D, Kevin D W. Mars Architecture Steering Group, Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0[R]. *NASA SP-2009-566*.
- [31] Slough J T. The Fusion Driven Rocket: Nuclear Propulsion Through Direct Conversion of Fusion Energy [R]. *HQ-E-DAA-TN63101*, 2018.
- [32] Slough J, Pancotti A, Kirtley D. Analysis of Inductively Driven Liners for the Generation of Megagauss Magnetic Fields [C]. *Maui: 14th International Conference on Megagauss Magnetic Field Generation and Related Topics*, 2012.
- [33] Slough J, Pancotti A, Kirtley D, et al. Electromagnetically Driven Fusion Propulsion [R]. *IEPC-2013.372*, 2013.
- [34] Slough J, Kirtley D, Milroy R. Fusion Based on the Inductively-Driven Lithium Liner Compression of an FRC Plasmoid[C]. *Salt Lake City: APS Division of Plasma Physics Meeting Abstracts*, 2011.
- [35] Cnare E C. Magnetic Flux Compression by Magnetically Imploded Metallic Foils[J]. *Journal of Applied Physics*, 1966, 37(10): 3812–3816.
- [36] Matsuda Y H, Herlach F, Ikeda S, et al. Generation of 600T by Electromagnetic Flux Compression with Improved Implosion Symmetry[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2002, 73(12): 4288–4294.
- [37] Slough J T, Hoffman A L, Milroy R D, et al. Confinement and Stability of Plasmas in a Field-Reversed Configuration [J]. *Physical Review Letters*, 1992, 69(15): 2212.
- [38] Votroubek G, Slough J. The Plasma Liner Compression Experiment [J]. *Journal of Fusion Energy*, 2010, 29(6): 571–576.
- [39] Slough J T, Hoffman A L, Milroy R D, et al. Transport, Energy Balance, and Stability of a Large Field-Reversed Configuration [J]. *Physics of Plasmas*, 1995, 2(6): 2286–2291.
- [40] Pancotti A, Slough J, Kirtley D, et al. Mission Design Architecture for the Fusion Driven Rocket[C]. *Atlanta: 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2012.
- [41] Adams R B, Alexander R A, Chapman J M, et al. Conceptual Design of In-Space Vehicles for Human Exploration of the Outer Planets[R]. *NASA/TP-2003-212691*.
- [42] Miernik J, Adams R, Cassibry J, et al. Fusion Propulsion Z-Pinch Engine Concept[R]. *Washington: NASA TP-2012-002875*, 2012.
- [43] LaPointe M R, Cassibry J T, Adams R B, et al. Preliminary Analysis of the Gradient Field Imploding Liner Fusion Propulsion Concept[C]. *Cincinnati: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [44] Adams R B, Alexander R A, Chapman J M, et al. Conceptual Design of In-Space Vehicles for Human Exploration of the Outer Planets[R]. *NASA TP-2003-212691*.
- [45] Miernik J, Statham G, Fabisinski L, et al. Z-Pinch Fusion-Based Nuclear Propulsion [J]. *Acta Astronautica*, 2013, 82(2): 173–182.
- [46] National Research Council. An Assessment of the Prospects for Inertial Fusion Energy [M]. *Washington: National Academies Press*, 2013.
- [47] Adams R, Cassibry J, Bradley D, et al. Pulsed Fission-Fusion (PuFF) -Phase I Report [R]. *HQ-E-DAA-TN62870*, 2013.
- [48] Liberman M A, De Groot J S, Toor A, et al. Physics of High-Density Z-Pinch Plasmas[M]. *New York: Springer*, 2012.
- [49] Sefkow A B, Slutz S A, Koning J M, et al. Design of Magnetized Liner Inertial Fusion Experiments Using the Z Facility [J]. *Physics of Plasmas*, 2014, 21(7): 072711.
- [50] Miyamoto K. Plasma Physics for Nuclear Fusion [J]. *Physics Today*, 1980, 33(7).
- [51] Kirtley D, Slough J, Schonig J, et al. Pulsed Inductive Macron Propulsion[C]. *Colorado: 4th Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF) Spacecraft Propulsion Subcommittee Meeting*, 2010.
- [52] Esmond M J, Mostaghim S S, Gebhart T E, et al. Investigation of Electrothermal Plasma Pellet Launcher Optimization for Fusion Fueling[C]. *Washington: 2014 IEEE 41st International Conference on Plasma Sciences, Inter-*

- national Conference on High-Power Particle Beams*, 2014.
- [53] Felber F S. Model of Ablative Acceleration at Moderate Laser Intensities [J]. *The Physics of Fluids*, 1980, 23 (7): 1380–1382.
- [54] Razin Y S, Pajer G, Breton M, et al. A Direct Fusion Drive for Rocket Propulsion [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 105(1): 145–155.
- [55] Kusnierkiewicz D Y, Fountain G, Guo Y, et al. The New Horizons Mission to the Pluto System and the Kuiper Belt [C]. *Big Sky: 2008 IEEE Aerospace Conference*, 2008.
- [56] Thomas S J, Paluszek M, Cohen S, et al. Fusion-Enabled Pluto Orbiter and Lander [C]. *Huntsville: AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition*, 2017.
- [57] Cohen S A. Method to Reduce Neutron Production in Small Clean Fusion Reactors [P]. *US: Patent Pending*, 2012–03.
- [58] Cohen S A, Pajer G A, Paluszek M A, et al. Method and Apparatus to Produce High Specific Impulse and Moderate Thrust from a Fusion-Powered Rocket Engine [P]. *US: 9822769*, 2017–11–21.
- [59] Paluszek M A, Ham E M, Razin Y, et al. In Space Start-up Method for Nuclear Fusion Rocket Engines [P]. *US: 16250236*, 2019–01–17.
- [60] Cohen S A, Stotler D, Buttolph M. Fueling Method for Small, Steady-State, Aneutronic FRC Fusion Reactors [P]. *US: 10811159*, 2020–10–20.
- [61] Cohen S A, Milroy R D. Maintaining the Closed Magnetic-Field-Line Topology of a Field-Reversed Configuration with the Addition of Static Transverse Magnetic Fields [J]. *Physics of Plasmas*, 2000, 7 (6): 2539–2545.
- [62] Cohen S A, Berlinger B, Brunkhorst C, et al. Formation of Collisionless High- β Plasmas by Odd-Parity Rotating Magnetic Fields [J]. *Physical Review Letters*, 2007, 98 (14): 145002.
- [63] Thomas S J, Paluszek M, Cohen S, et al. Fusion-Enabled Pluto Orbiter and Lander-Phase II Final Report [R]. *HQ-E-DAA-TN72513*, 2019.
- [64] Cohen S A, Landsman A S, Glasser A H. Stochastic Ion Heating in a Field-Reversed Configuration Geometry by Rotating Magnetic Fields [J]. *Physics of Plasmas*, 2007, 14(7): 072508.
- [65] Woods J M, Sercel C L, Gill T M, et al. Data-Driven Approach to Modeling and Development of a 30kW Field-Reversed Configuration Thruster [C]. *Vienna: 36th International Electric Propulsion Conference*, 2019.
- [66] Landsman A S, Cohen S A, Glasser A H. Onset and Saturation of Ion Heating by Odd-Parity Rotating Magnetic Fields in a Field-Reversed Configuration [J]. *Physical Review Letters*, 2006, 96(1): 015002.
- [67] Williams C, Borowski S, Dudzinski L, et al. A Spherical Torus Nuclear Fusion Reactor Space Propulsion Vehicle Concept for Fast Interplanetary Piloted and Robotic Missions [C]. *Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999.
- [68] Basko M M, Kemp A J, Meyer-ter-Vehn J. Ignition Conditions for Magnetized Target Fusion in Cylindrical Geometry [J]. *Nuclear Fusion*, 2000, 40(1).
- [69] Hohenberger M, Chang P Y, Fiksel G, et al. Inertial Confinement Fusion Implosions with Imposed Magnetic Field Compression Using the OMEGA Laser [J]. *Physics of Plasmas*, 2012, 19: 056306.
- [70] Votroubek G, Slough J T, Andreason S, et al. Formation of a Stable Field Reversed Configuration Through Merging [J]. *Journal of Fusion Energy*, 2008, 27: 123–127.
- [71] Slough J, Milroy R. High Flux FRC Facility for Stability and Confinement Studies [J]. *Journal of Fusion Energy*, 2010, 29: 567–570.
- [72] Hoffman A L, Slough J T. Field Reversed Configuration Lifetime Scaling Based on Measurements from the Larges Experiment [J]. *Nuclear Fusion*, 1993, 33(1).
- [73] Guo H Y, Hoffman A L, Milroy R D, et al. Improved Confinement and Current Drive of High Temperature Field Reversed Configurations in the New Translation, Confinement, and Sustainment Upgrade Device [J]. *Physics of Plasmas*, 2008, 15(5): 056101.
- [74] Magee R M, Necas A, Clary R, et al. Direct Observation of Ion Acceleration from a Beam-Driven Wave in a Magnetic Fusion Experiment [J]. *Nature Physics*, 2019, 15(3): 281–286.
- [75] Lapointe M R, Adams R B, Cassibry J, et al. Gradient Field Imploding Liner Fusion Propulsion System: NASA Innovative Advanced Concepts Phase I Final Report [R]. *MSFC-E-DAA-TN43016*, 2018.
- [76] Li A, Chen X, Song L J, et al. Taking Advantage of Glass: Capturing and Retaining of the Helium Gas on the Moon [J]. *Materials Futures*, 2022, 1: 035101.

(编辑:白 鹭)