

国内外先进推进技术发展综述

王浩苏, 尔永婧, 黄 辉, 于子文

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 航天运输领域发展的核心目标包括提高运载能力、降低发射成本及减少发射准备时间等。相对于传统的化学推进技术, 先进推进技术采用新能源或新机理, 旨在从根本上满足未来对有效载荷、发射成本和发射周期的要求。对国内外组合动力装置、核聚变动力推进、离子推进、激光推进、核子脉冲推进、太阳帆推进、磁场帆推进、布萨德喷气推进、反物质推进等先进推进技术的研究进展进行综述和可行性分析, 并给出了发展启示。

关键词: 先进动力; 组合动力; 应用前景; 发展启示

中图分类号: V47

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 02-0062-09

Progress on the Advanced Propulsion Technologies of Launch Vehicles

WANG Haosu, Ga Yongjing, HUANG Hui, YU Ziwen

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The key objectives of the development of launch vehicles include the increase of carrying capacity, the decrease of launch costs as well as launch preparation time. Compared with the traditional chemical propulsion technology, advanced propulsion adopts new energy resources or new mechanisms in order to meet the future demands of carrying capacity, launch costs and launch preparation time. In this paper, advanced propulsion technologies, including the combined-cycle propulsion, nuclear fusion propulsion, ion propulsion, laser propulsion, nuclear pulse propulsion, solar sail, magnetic sail, jet propulsion and antimatter propulsion, are summarized. Moreover, the application analysis of advanced propulsion technologies and their development insights are given.

Key words: Advanced propulsion technologies; Combined-cycle; Application analysis; Development insight

0 引言

航天运输领域发展的核心目标包括提高运载能力、降低发射成本及减少发射准备时间等。相对于传统的化学推进技术, 先进推进技术采用新能源或新机理, 旨在从根本上满足未来对有效载荷、发射成本和发射周期的要求。

国外对先进推进技术的研究开始于 20 世纪 50

年代, 并在近年来逐渐加快研究步伐。截至目前, 美国、俄罗斯、德国、法国、澳大利亚和日本等国家先后提出了相应的研究计划, 并开展了大量的理论、方案、地面及飞行试验研究。我国从 20 世纪 70 年代开始了对相关先进推进装置的研究, 早期基本处于跟踪分析研究阶段。近年来, 我国不断加大投入, 主要研究单位包括中国科学院力学所、清华大学、国防科学技术大学、中国科学

收稿日期: 2018-10-15; 修订日期: 2018-12-14

作者简介: 王浩苏 (1988-), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为动力系统总体设计。

E-mail: wanghaosu.max@gmail.com

技术大学、北京航空航天大学、中国航天科工三院和中国运载火箭技术研究院，航天推进技术研究院等。各单位取得了较为丰富的研究成果，特别在组合动力装置研究中有了较快发展，但与世界先进水平相比，仍有一定差距，需要开展更深入细致的研究，以期实现工程实际应用。

基于此，本文对国内外组合动力装置、核聚变动力推进、离子推进、激光推进、核子脉冲推进、太阳帆推进、磁场帆推进、布萨德喷气推进、反物质推进等先进推进技术的研究进展进行了综述和可行性分析，并总结了其发展启示。

1 研究进展及关键技术

1.1 组合动力装置

组合动力装置有助于各推进单元达到最佳的发动机性能，从而充分发挥不同推进方式的优点。其中，火箭基组合循环（RBCC）将火箭发动机和亚燃/超燃冲压发动机相结合，在不同的马赫数和高度范围内保持较高的推重比及比冲，因此在航天推进领域受到广泛关注^[1]；涡轮基组合循环

（TBCC）是指涡轮发动机和亚燃/超燃冲压发动机组合的动力装置，可以作为高超声速武器和多级入轨航天器第一级的理想动力^[2]。

1.1.1 火箭基组合循环

火箭发动机的推重比较高，而比冲较低；吸气式发动机的比冲较高，但推重比较低。RBCC 将二者有机结合在一个流道中，整合了火箭发动机、亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机，因此能够同时满足加速及巡航的要求，兼顾高效性和经济性。

作为第一个开展 RBCC 研究的国家，美国在 20 世纪 60 年代就开展了可重复使用航天运输计划，由此掀起了 RBCC 研究的第一次热潮^[3]。其中，马夸特公司针对 SERJ（Super-Charged Ejector Ramjet）开展了低速来流条件下的燃烧工程试验，研究了引射模态、冲压过渡模态等过程，取得了较好的效果^[4]。

20 世纪 90 年代，美国启动了旨在实现航天运输班机化的 ASTP 计划^[5]，并由此开启了研究的第二次热潮。随后，研制了 4 种代表性模型样机，具体情况如表 1 所示。

表 1 美国 4 种代表性 RBCC 模型样机的研制概况

Tab. 1 Research overview of typical RBCC prototypes in USA

方案名称	研制单位	方案特点	试验情况
Strutjet-RBCC ^[6]	航空喷气公司 (Aerojet)	发动机整体流道的前部设计了一系列的支板，而燃烧室构型则为扩张的二元结构，进气道和尾喷管均采用可调结构	进行了上千次风洞试验，在飞行马赫数为 2.4 的条件下进行了引射/冲压模态过渡试验
A5-RBCC ^[7]	Rocketdyne 公司	基本结构为双模态发动机，将独立的主火箭安装在隔离段的上下两侧，并使用流向涡技术，促进了燃料和氧化剂的混合	截至 2000 年，模型发动机进行了 82 次试验，累计工作时间超过 3600s，重点关注引射/冲压模态的转换
GTX ^[8]	美国航空航天局 (NASA)	垂直起飞、水平着陆、单级入轨的飞行器，低速时采用 IRS 方式工作，通过移动锥体能够实现变几何进气道方案	进行了进气道、前体、吸气模态推进模型的风洞试验，开展了系列直连试验及数值模拟研究
ISTAR ^[9]	航空喷气公司 (Aerojet、普惠公司 Pratt & Whitney)	以 Strutjet-RBCC 为基础，特点是采用普惠公司的煤油燃烧技术的双模态燃烧室，用 H ₂ O ₂ 取代液氧作为氧化剂，采用 JP27/H ₂ O ₂ 作为推进剂	在超声速风洞中进行了缩比的进气道试验，马赫数范围为 2.5~7，并在直连超声速燃烧实验设备上模拟了飞行马赫数 3.5 条件下的热裂解碳氢燃料喷嘴特性研究

近年来，美国逐渐加快 RBCC 的研究步伐，并且取得了丰富的成果。其中，Hyper-X 计划的推进装置即为 ISTAR 发动机，在 2004 年 3 月和 11 月先后进行两次试飞，成功进行飞行马赫数为 7 和 10 的飞行试验。CCE 计划即是组合循环发动机部件发展计划，主要目的是为军用空天飞机提供第一级动力，其部件开发研究开始于 2011 年，计划中以 RBCC 为动力的飞行器为 Sentinel，该飞行器以引射模态作为低速段动力垂直起飞，飞行马

赫数达到 3.5 时则开始以双模态进行工作，当马赫数达到 8 时，第二级由 H₂O₂ 助推火箭推送入轨，而第一级则返回地面水平降落。目前，关于 Sentinel 的研究正在进行，其中飞行器的一体化气动设计、飞行轨道优化等工作已部分完成^[4]。

俄罗斯航天局于 20 世纪 90 年代开始实施 OREL 计划，旨在研究可重复使用的天地往返运输系统的各项备选方案；俄罗斯中央发动机研究院也开展了大量组合循环推进系统方面的研究^[10]。

欧洲航天局 (ESA) 在 1994—1998 年开展了未来欧洲空间运输研究计划 (FESTIP), 对可重复使用的运载器进行概念研究, 特别进行了引射火箭的相关研究^[11]; 在 2005 年还制定了长期先进推进概念和技术研究计划 (LAPCAT), 旨在对煤油及氢燃料的 RBCC 推进系统开展系统分析, 并对一次火箭和支板喷射等关键技术进行研究。

英国提出协同式吸气火箭发动机 (SABRE) 的设想, 并计划将其应用于天龙 (Skylon) 空天飞行器, 被视为发展前景较好的 RBCC 设计方案。SABRE 的构型由图 1 所示, 其研制概况如表 2 所示。

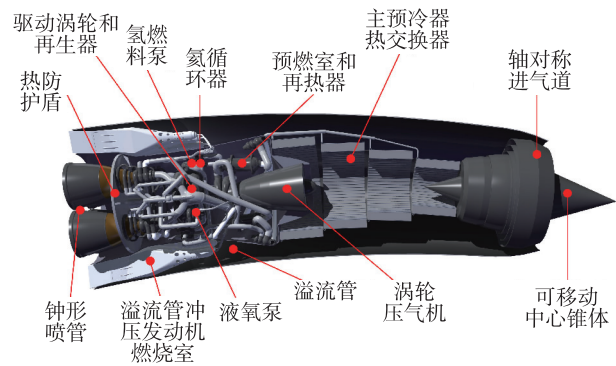


图 1 协同式吸气火箭发动机的基本结构^[12]

Fig. 1 Basic structure of the SABRE^[12]

表 2 协同式吸气火箭发动机的研制概况^[13]

Tab. 2 Research overview of the SABRE^[13]

基本原理	在液化空气循环发动机 (LACE) 和 RB545 发动机方案基础上, 通过增设氦气回路, 并加装高效轻质冷却器而形成, 实质上是涡轮发动机转子部件、冲压发动机和火箭发动机的组合。外涵道主要由进气道和冲压燃烧室组成; 内涵道由换热器、空气涡轮压气机、液氧泵、液氧泵驱动涡轮、液氢泵、液氢泵驱动涡轮、氢涡轮、预燃室、火箭燃烧室等部件组成
关键技术	冷却 (温度控制) 技术: 预冷却器单元可以在 0.01s 内将超过 1150℃ 的发动机进口空气冷却到 -150℃, 从而使发动机的工作温度处在可控范围内
特点	在常规跑道起飞; 飞行器可重复使用; 在大气层内通过吸气支持燃烧, 而不使用消耗大量推进剂的火箭发动机
应用范围	空天飞机 (进入轨道执行发射卫星、运送空间站给养、太空旅游等任务) 高超声速巡航导弹、空天武器平台 (反卫星、导弹拦截)
研究单位	英国 Reaction Engines 公司
支持单位	英国政府、欧洲航天局、美国空军研究实验室
研究进展	2013 年完成了全尺寸预冷器地面试验; 2015 年完成了对进气道、燃烧室、尾喷管以及模态转换技术试验验证; 目前处于 1/4 缩比验证机地面试验阶段, 预计 2022 年进行全尺寸发动机的飞行试验验证

日本从 1992 年起就开始了 RBCC 的研究工作, 并在 2003 年正式启动了组合循环发动机研究; 近年来, 进一步开展了匹配超燃的扩展构型燃烧室中引射模态的燃烧性能优化, 以及引射向亚燃模态过渡的性能研究^[14]。

国内的航天科工三院在 20 世纪 70 年代就开始对 RBCC 进行跟踪研究, 并从 90 年代开始重点研究了引射模态以及发动机典型工作特征, 并提出固体火箭冲压基组合循环发动机和固液火箭冲压发动机的概念方案。航天科工三院 31 所针对超燃冲压发动机进行了大量地面试验, 据报道^[15], 已经开展了高超声速飞行试验。航天推进技术研究院研究了 RBCC 发动机的主火箭系统, 研制了用于一体化集成的主火箭, 并开展了以气态氧/烃燃料为推进剂的点火试验。中国科学院力学所分析了不同来流条件下影响引射性能的主要参数, 并由此提出促进混合的方案。国防科学技术大学对

双模态及超燃冲压发动机开展了点火性能和火焰稳定的机理研究, 并成功开展了相关的自由引射试验。西北工业大学组建了引射/亚燃发动机实验系统, 并建立了一体化燃烧流场的数值模拟方法。

1.1.2 涡轮基组合循环

TBCC 将涡轮发动机和冲压发动机的工作循环相结合, 使飞行器在亚声速、超声速和高超声速条件下都能获得较好的推进性能。TBCC 在军事及民用领域都有十分广泛的应用前景: 既可作为超声速、高超声速导弹及飞机的动力装置, 又可作为多级入轨航天器第一级的推进系统。

美国也是第一个开展 TBCC 研究的国家, 在 20 世纪 50 年代就开展了相关的研究工作。目前, 美国进行的 TBCC 研究主要包括 RTA 项目、Falcon 计划和 Trijet 项目^[16-18]。

RTA 即革新涡轮加速器项目, 旨在开发一种马赫数为 4~5 的涡轮冲压组合发动机。该项目的

近期目标是将基于 RTA 的涡轮冲压组合发动机用于高超声速巡航导弹及战斗机；中期目标是用于全球快速到达攻击机；远期目标是成为太空飞行器的动力装置。通过 RTA 项目，美国希望 TBCC 技术的成熟度达到 6 级，以满足空天飞行器对 TBCC 的各项要求。

Falcon 计划旨在研制一种采用 TBCC 的高超声速飞行器，燃料为 JP-7 煤油。该飞行器可自主起飞降落，借助涡轮发动机加速到马赫数为 4，随后通过以液氢为燃料的超燃冲压发动机加速到飞行马赫数 10 以上。该计划的总承包商为洛克希德马丁公司，发动机由普惠公司 (Pratt & Whitney) 研制。为了使涡轮和冲压模态协调工作，对其中的可调进气道、轴对称双模态超燃冲压发动机燃烧室中的高效燃烧和可调尾喷管进行了地面关键技术验证工作。2007 年，Falcon 计划完成了 HTV-2 关键技术验证计划，并于 2010 年 4 月和 2011 年 8 月分别进行了两次试飞，但并未获得成功。

Trijet 项目将涡轮发动机、火箭引射冲压发动机和双模态冲压发动机相结合，是一种新型的 TBCC 动力装置，解决了涡轮发动机向双模态冲压发动机转换时推力不足的问题。该项目的研制单位是航空喷气公司 (Aerojet)，项目中引入了先进组合循环集成进气道和中心燃烧技术等先进技术，被视为可重复使用高超声速飞行器的最具潜力的动力方案之一。

近年来，美国大幅提升高超声速领域国防预算，推动 TBCC 的研究及试验。2017 年，美国国防高级研究计划局 (DARPA) 启动了先进全速域发动机项目，旨在验证 TBCC 动力装置从涡轮发动机到双模态冲压发动机的转化，计划开展全尺寸自由射流地面试验^[19]。

俄罗斯中央发动机研究院在 20 世纪七八十年代就进行了全尺寸的涡轮冲压发动机地面试验，探索了并联式和串联式 TBCC，针对不同的飞行器需求，优化了涡轮发动机方案，并开展飞行器与组合动力一体化研究，旨在为两级入轨飞行器 MI-GAKS 研发先进的涡轮冲压组合动力。此外，为俄罗斯海军研制的 Biryuza 超声速反舰导弹采用的就是涡轮喷气发动机和冲压发动机的组合动力^[20]。

目前，欧洲正在研发的 TBCC 源于 2005 年制定的 LAPCAT 计划。TBCC 的研究采用预冷涡扇冲压组合形式，目标为氢燃料马赫数 5 巡航，煤油

燃料马赫数 4.5 巡航的可重复使用飞行器，可载乘客 200 人~300 人^[21]。

日本从 1989 年开始实施 Hypr 90 计划，其中的 Hypr 90-C 项目主要为了验证马赫数在 2.5~3 之间涡扇发动机与冲压发动机模态转换的可行性。其涡扇部分进行了地面、高空试验和整机试验，结果表明其具有工程可实现性。此外，吸气式涡轮冲压膨胀循环 (ATREX) 项目由日本航空航天科学研究所联合 IHI 等几家公司共同开展，其发动机可用作高超声速飞行器或两级入轨可往返式空天飞机的推进系统^[22]。

1.2 核聚变动力推进

核聚变动力推进技术是通过在火箭上设置核聚变反应堆，利用聚变反应产生的高能喷气产生推力的新型推进技术。

核聚变反应堆一般采用托克马克装置，燃料被限制在磁场中以驱动核聚变。受限于装置的较大质量，目前尚难以应用于火箭推进。惯性约束核聚变作为聚变的另一种触发方法，是通过高能激光束替代磁场，实现核聚变推进的一种可行路径。

截至目前，美国空间推进技术公司 (MSNW) 已经完成核聚变推进技术物理原理的实验室验证工作，正在积极推进其在 2030 年的应用，表 3 给出了该公司对核聚变推进技术的研究概况。

表 3 核聚变推进技术的研究概况^[23]

Tab. 3 Research overview of the nuclear fusion propulsion^[23]

基本原理	依靠利用氘和氚产生的等离子体，等离子体气团会被注入一个舱室，由磁场挤压气泡周围的金属环，快速把气泡压缩到聚变状态。聚变反应释放的能量会让金属气化和离子化，然后通过喷管在飞船后部加速排出，从而产生推力
特点	可以提供高效、强大的能量源
应用范围	载人火星任务 (计划用时 210d，其中去程 83d，在火星表面停留 30d，返航 93d 左右)
研究单位	美国空间推进技术公司 (MSNW)
支持单位	美国航空航天局 (通过“NASA 创新性先进方案”计划提供经费)
研究进展	目前核聚变技术驱动火箭的物理原理已经完成了实验室验证，预计 2030 年投入使用，以执行载人火星任务

1.3 离子推进

离子推进器是利用强大的电磁场使离子体加速，通过尾部喷出高速的离子束实现向前推进。它所提供的推动力相对较弱，但只要工作性能长

期保持稳定,最终能把太空飞船的速度加速到足够大。目前,相关技术已经应用到日本的“隼鸟”太空探测器和欧洲的“智能1号”太空飞船上^[24]。

可变比冲磁等离子体火箭(VASIMR)最有希望成为该类型推进器技术在未来的代表,由美国艾德-阿斯特拉火箭公司(Ad Astra Rocket)研发,表4给出了该公司对离子推进技术的研究概况。

表4 可变比冲磁等离子体火箭的研究概况^[24]

Tab. 4 Research overview of VASIMR ^[24]	
基本原理	使用无线电波将氢、氦等燃料加热转化为超高温等离子体,较强的磁场将等离子体气体从发动机尾部排气管释放出来形成推进力,推动太空飞船的快速飞行。火箭中有两座等离子体燃烧室,温度相对较低(40000℃)的等离子体在第1座燃烧室内生成。通过射频发生器发出的无线电波,这些等离子体在第2座燃烧室内被加热到极高的温度(超过200万℃)
特点	推进所需燃料量比普通火箭显著减少,飞船最高速度可以达到55km/s
应用范围	载人火星任务(预计有望实现39d内抵达火星)
研究单位	美国艾德-阿斯特拉火箭公司(Ad Astra Rocket)

国内的实践9号卫星对多种电推进技术方案的正确性、在轨工作性能、与航天器的相容性以及长期在轨工作能力进行了成功验证,我国全电推进系统已经初步具备在轨应用能力。航天科技五院502所在2016年对外展示了新一代离子推进装置,可广泛应用于我国新一代全电推进通信卫星平台,性价比、载荷比达到或略优于国外同类卫星水平^[25]。

1.4 激光推进

激光推进通过抛物面反向镜聚焦高能激光,将工作气体加热膨胀从而产生推力。

相比于广泛应用的化学推进方法,激光推进的显著特点是无需携带燃料,飞行器在大气层内工作时,只需加热空气;飞出大气层后,也只需要较少的工质,从而有效降低发射单价,提高有效载荷(约15%以上)。激光推进技术在近地轨道的小卫星发射、太空碎片清除、卫星姿控系统等方面都有广阔的应用前景。

激光推进也存在一些尚未解决的难题:1)受现有激光器制作技术的约束,现有的激光器平均功率还较低,最高只能达到 10^5 W量级,很难将激光器功率大幅提高(需要 10^6 W量级);2)在大气环境中,激光远距离传输时,受到大气吸收、激光发散角等因素的影响,激光能量的损耗比较严

重,光束质量也会下降很多。

从20世纪60年代开始,激光推进技术的良好应用前景使美国、俄罗斯、德国等国开始了相关研究。

近年来,随着强激光技术的发展,激光推进技术的研究不断涌现,表5分析了主要的研究方向。

表5 激光推进技术的研究方向^[26]

Tab. 5 Research orientation of the laser propulsion ^[26]	
工质方面	集中在推进性能的测试方面,对于推进性能较优的含能工质,多研究各种激光参数对推进性能的影响,对激光参数和工质进行筛选
推力器结构方面	重点考虑对入射激光的聚集方法
化学激光推进方面	C-H类材料在大气中存在化学能的释放,而含能材料在激光脉冲作用下也存在大量化学能的释放,化学能的补充可使激光推进的性能得到大幅度的提高。化学激光推进的过程中不仅将激光能量转化为动能,还引入了化学能,可同时提高冲量耦合系数和比冲,从而大幅提高推力器整体的推进性能。利用该原理的化学激光推力器应用于空间推进,在激光脉冲的激励和控制下,工作状态可控,提高推进的性能和效能,可降低同等推力下对激光功率的要求

目前,美国、俄罗斯等已经提出了激光推进装置的具体方案,开始了激光飞船的研制工作,并视之为优先发展目标。随着对大功率激光器研制的持续投入,2020年后将有望采用激光推进技术将百千克级的小卫星送入轨道。

2012年12月,激光推进及其应用国家重点实验室在装备指挥技术学院揭牌成立,标志着中国已迈出探索新型高效航空航天推进技术研究的坚实步伐。实验室主要开展激光推进应用基础、等离子体流动控制与推进技术、推进流场测试和诊断技术等方面的研究。

1.5 核子脉冲推进

核子脉冲推进技术的基本思想是在推进火箭的尾部定期抛出一个核弹,以裂变反应作为推动力的来源。这一设想是1955年美国国防部高级研究计划署在代号为“猎户座计划”中提出的^[27]。

该计划的目标是研究一种适合快速星际旅行的推进方案,推进火箭被设计成一个巨大的减震器,而且有厚重的辐射屏蔽用于保护乘客的安全。从理论上讲,核弹动力飞船速度可以达到10%的光速,以这样的速度到达最近的恒星可能需要40a。由于此方案可能对大气层造成严重的辐射问题,该计划在20世纪60年代未能真正实施。

1.6 太阳帆推进

太阳帆推进通过在航天器上装载面积大且质量小的薄膜型太阳帆对太阳光进行反射。由于光会对照射物体表面产生压力作用,因而可以获得源源不断的推进力。这一技术完全不需要消耗任何化学燃料和工作介质,仅需太阳光即可实现长距离空间飞行。太阳帆在整个轨道上能够获得连续不断的推力,令其持续加速,速度可达93km/s,这是目前最快航天器速度的5~7倍。

2010年11月,NASA发射了FASTSAT(快速、经济、科学和技术卫星),通过卫星上装载的P-POD在轨卫星弹射装置,尝试在近地轨道处释放纳米帆-D小型太阳帆航天器纳米帆-D(Nano Sail-D),2011年1月20日,纳米帆-D成功与母星脱离,完成了面积为29.29m²的小型太阳帆展开,帆面展开过程仅耗时5s,成为首个进入地球近地轨道飞行的太阳帆航天器^[28]。

美国新千年计划(NMP)太空技术5(ST5)任务设计了一种利用自旋稳定的方形太阳帆航天器,该任务主要目的是对太阳活动尤其是大型太阳风暴进行监测预警,该计划设计通过反作用喷管使太阳帆绕中心对称轴自旋,依靠陀螺自旋的定轴稳定性实现对日单轴稳定定向^[29]。

NMP太空技术7(ST7)飞行验证实验设计了一种由4根从中心发散并展开的结构支撑杆和4面等腰直角三角形太阳帆膜组成的太阳帆航天器,并提出可利用电机驱动装有二轴万向节的控制杆对航天器进行姿态控制,这一构形的太阳帆航天器是目前国内外太阳帆研究的典型结构^[30]。

2010年5月,日本成功发射IKAROS小型太阳帆试验飞船,帆面由厚度仅为0.0075mm、质量约15kg的聚酰亚胺树脂制成,外形是一个14m长的正方形。目前,该飞船已飞过金星^[31]。日本计划在10a内再发射一艘太阳帆飞船,将综合太阳帆和离子推进,并飞到木星^[32]。

1.7 磁场帆推进

磁场帆推进装置的推力由太阳风提供,通过在飞行器周围制造一个与太阳风磁场相斥的磁场,利用排斥力推动飞行器。“太空蛛网”与之类似,通过在飞行器周围制造一个带正电的电网,利用电网与太阳风中的大量阳离子之间的相斥作用来产生推力。磁场帆、“太空蛛网”均有使飞行器变轨甚至飞离行星际空间的潜在应用前景。

与太阳帆推进相同,磁场帆也不适合恒星之间的旅行:当远离太阳时,太阳风强度会急剧下降。

1.8 布萨德喷气推进

为实现更快、更远的目标,火箭上必须携带更多的燃料,更多的燃料必然会增加火箭的质量,进而减小推进力。物理学家罗伯特·布萨德在1960年提出了一种喷气式引擎,旨在解决这一难题。

布萨德喷气推进与核聚变推进的原理相同,但无需携带大量的核燃料。布萨德喷气推进先将太空中的氢物质电离,然后利用强大磁场将这些氢离子吸收,并作为燃料。与核聚变推进相比,布萨德喷气推进不需要携带反应堆,但对磁场的要求是一个显著问题:星际空间中氢物质较少,因此需要足够大的磁场强度。此外,飞行器必须按既定轨道飞行,而这将增加星际返程的困难。目前,该推进技术还停留在设想阶段。

1.9 反物质推进

反物质推进被看作是恒星际航行中极有前途的方式,其原理是根据相对论能量定律,即物质和能量不仅联系,而且质量和能量不可分割,质量可以全部转化为动能。由此,利用物质-反物质湮灭反应能把质量全部转变成动能,因此最大限度地发挥了物质的潜能。如正电子和电子结合湮灭产生两个或多个光子,质子和反质子结合湮灭产生两个或多个介子,这些带电粒子在强电场作用下以极高的速度喷射,其喷气速度等于或接近光速,从而产生推力。它发出的能量是核聚变能的300倍,而且“湮灭”效应是自然发生的,不需要大而复杂的反应堆设备。应用反物质发动机把一艘质量为1000kg的飞船加速到0.1倍光速,经计算只需9000g反物质燃料^[35]。

目前,该推进技术还停留在设想阶段,现代科学技术尚未解决大量反物质的生产和储存问题。

2 工程应用前景分析

综合本文对组合动力装置、核聚变推进动力、离子推进、激光推进、核子脉冲推进、太阳帆推进、磁力帆推进、布萨德喷气推进、反物质推进等先进推进技术的调研结果,表6从所处阶段、研究基础、技术限制等方面对各种先进推进技术(或组合)的工程应用前景进行了分析,给出了总体评价,并对应用前景相对较强的组合动力装置、核聚变动力推进、离子推进进行详细分析。

表6 先进推进技术的应用前景分析

Tab. 6 Application prospect of advanced propulsion technologies

推进技术	所处阶段	研究基础	技术限制	总体评价	应用指数
组合动力装置	飞行试验	已开展多种组合方案的设计、地面及飞行试验	冷却（温度控制）技术有待进一步突破	基本原理清晰，具体方案仍有不断改进和创新的空间	★★★★★
核聚变动力推进	地面试验	已完成核聚变推进物理原理的实验室验证工作	运载装置的减震、防辐射技术；对大气层的污染问题	应用范围很广，很可能实现，但至少到2030年之后应用	★★★★
离子推进	飞行试验	已完成在太空探测器、太空飞船的搭载试验	现有技术所提供的推进力相对较弱	试验取得初步成功，并开始应用	★★★★
激光推进	样机制造	已开始激光飞船的制造工作，计划实现数百千克小卫星的入轨	激光器平均功率较低，难以大幅提高；大气环境中激光传输损耗较大，光束质量下降很多	可以广泛应用于小型卫星近地轨道的快速布放	★★★★
太阳帆推进	飞行试验	已完成在近地轨道飞行、行星际飞行探测器上的应用	太阳风强度下降时的推进力不足	很可能实现，仅适用于太阳系内	★★★★
核子脉冲推进	概念阶段	已完成概念设想和方案设计	裂变反应的安全可控问题；运载装置的减震、防辐射技术；对大气层的污染问题	很可能实现，但危险性很大	★★★
磁场帆推进	概念阶段	已完成概念设想和方案设计	太阳风强度下降时可提供的推进力不足	可能实现，仅适用于太阳系内	★★★
布萨德喷气推进	概念阶段	1960年提出设想，目前仍处于理论论证	星际空间中氢物质很少时需要足够大的磁场强度；必须按既定轨道飞行，使星际返程更加困难	富有创意，但存在巨大挑战	★★
反物质推进	概念阶段	制约因素用现有科技无法解决，目前仍处于理论论证	反物质的生产问题、储存问题	反物质生产、储存问题有待解决，未来数十年内难以突破	★

2.1 组合动力装置

组合动力装置可以充分发挥不同类型动力装置在各自工作范围内的优势，具有工作范围宽、平均比冲高的优点，因此国内外进行了大量的数值仿真和地面、飞行试验研究，具有相对最高的可行性。近年来，在X-43A、X-51A的近10次飞行试验中，攻关并验证了氢燃料及碳氢燃料的超声速燃烧、发动机主动热防护、气动/推进一体化设计等前沿技术，为组合动力装置的应用及突破奠定了坚实的基础；同时，组合动力装置一般将火箭发动机、涡轮发动机等与冲压发动机有机结合，近年来基于高超声速飞行器、天地往返动力装置的应用牵引，国外提出了多个富有创新性的技术方案路线，包括基于液化空气循环发动机的HOTOL空天飞机方案、基于吸气式火箭发动机的复合预冷组合循环发动机SABRE方案、高超声速吸气式武器概念等，创新性方案的提出推动组合动力装置进入到更加快速发展的阶段。此外，我国也提出了基于高超声速飞行器的组合动力装置方案，并已经开展了多次飞行试验。

可以看出，组合动力装置具有坚实的技术基

础和丰富的实现手段，是目前可行性极强、应用范围广阔的先进推进技术。

2.2 核聚变动力推进

核聚变动力推进受限于受控核聚变反应的研究难题，短期内无法应用到推进装置的动力系统设计中。美国已经进行了核聚变技术驱动火箭的实验室原理性验证，并将其作为2030年火星载人计划的可行方案之一，从而在约90d内实现地球到火星的飞行。

可以看出，核聚变动力推进具有推力大、比冲高等显著优点，在未来深空探测、载人宇宙飞行和空间运输中将具有丰富的应用空间。

2.3 离子推进

离子推进作为电推进技术的典型代表，具有高比冲、低成本、长寿命等优点。搭载离子推进系统的美国黎明号在轨运行已超过10a，并借助离子推进系统到达了谷神星轨道。我国的离子推进系统已经初步具备在轨应用能力，新一代离子推进装置可广泛应用于通信卫星平台，并在持续优化推进装置的性能比、载荷比等重要指标。

可以看出，国内外针对离子推进装置均进行

了大量研究,并在空间推进领域得到了广泛应用,因此具有较强的可行性,如果推力进一步提升,将有望得到更为广泛的应用。

3 国外研制对我国先进推进技术发展的启示

(1) 先进推进技术具有重要的战略意义,需要明确长期技术发展路线

传统的化学推进火箭在功能性、安全性和可靠性上尚能满足现有的发射任务,但在适应未来航天运输系统运载能力、发射成本及周期的要求等特定层面需求上仍存在一定不足。

鉴于此,国外从 20 世纪 60 年代开始就通过可重复使用航天运输计划、航天运输班机计划等进行持续牵引,开展了组合动力装置、核聚变动力推进、离子推进等为代表的多项先进推进技术的研究。先进推进技术的前瞻性和复杂性导致其研究周期很长。分析国外的研制历程,政府、军方在确认研究的应用前景后,均制定了包括概念设想、方案设计、地面试验、飞行试验等在内的全周期研制流程发展路线图。通过多个项目对特定领域的研究进行了跨代的持续支持,充分利用了早期坚实的理论研究基础,并通过试验不断加深认识,从而使得众多项目由最初的概念设想直至多次飞行(搭载)试验的成功验证,收到了良好的效果。因此,我国在先进推进技术的研究中,需要建立长期发展规划,明确发展路线,从而推动关键技术的渐进突破。

(2) 强调基础关键技术研究、地面试验与研究性飞行试验结合的方式逐步推进关键技术攻关

先进推进技术复杂程度高、难度大。以组合动力装置为例,涉及气动/推进一体化、高效热防护、轻质结构与材料、超声速燃烧、大范围变工况火箭、高速涡轮等多项前沿技术。虽然美国目前的某些项目前景并不明朗,甚至一些项目试验经历了失败。但飞行器在试飞中已经得到了不断改进,并且积累了大量数据和宝贵经验。NASP 计划之后,美国更加注重关键技术的研究和突破,X-43A 的 3 次飞行验证了气动/推进一体化设计、氢燃料超声速燃烧等关键技术;X-51A 的 4 次飞行验证了碳氢燃料超声速燃烧、发动机主动热防护等关键技术,为组合动力技术的突破和应用奠定了技术基础。通过各次飞行试验的逐步递进,推动了部分关键技术的突破。

(3) 借鉴美国在研究过程中的经验,强化 CFD 在技术发展中的作用

美国对先进推进技术发展的经验可以作为我们研究的良好借鉴和指导。以组合动力装置的研究为例,考虑到地面及飞行试验的复杂性,美国在组合动力飞行器试验的同时开展了大量 CFD 仿真计算,通过对高超声速条件下的燃烧机理进行大量 CFD 研究,给出了燃烧室结构的优化方案,从而进一步指导燃烧室结构优化及试验方案。考虑到我国在先进推进技术的研究现状,也应该进一步强化 CFD 技术的作用,以此辅助和推动先进推进装置系统方案的深入研究。

(4) 以工程应用为强力牵引,不断提升先进推进方案的技术成熟度

当前,以美国为代表的各国以载人火星任务、快速星际旅行、航天运输班机化、可重复使用天地往返运输系统等应用背景为牵引,竞相开展多个先进推进技术的方案及试验研究。以组合动力装置与高超声速飞行器相结合的研制为例,该技术的基本原理清晰,地面试验及飞行验证基础较好,在发射成本、发射周期、重复使用、多次往返等应用领域有着良好前景,对未来军事发展战略、空间技术乃至武器体系产生重大影响,因此获得了国外政府及军方的强力牵引和持续支持;在该技术的研究中,不同国家根据技术储备选择了不同的发展路线,但均以实际工程应用为目标,不断提升关键技术成熟度。依托组合动力循环技术、核聚变动力推进、离子推进等先进技术的工程应用背景,有助于明确清晰的研制目标并制定详尽的研制计划和时间表,从而牵引各方案技术成熟度的持续提升,最终实现工程应用。

参考文献

- [1] 文科,李旭昌,马岑睿,等.国外高超声速组合推进技术概述[J].航天制造技术,2012,2(1):4-7.
- [2] Cheng X J, Fan Y X, Cai D. Effect of fuel injection with mixer in TBCC Hyperburner[R]. AIAA 2014-3747, 2014.
- [3] Springer A. Historic trends in RLV design: lessons applicable to future concepts[R]. AIAA 2003-4589, 2003.
- [4] 张鹏峰.国外 RBCC 组合循环发动机发展趋势及关键技术[J].飞航导弹,2013(8):68-71.
- [5] 李峰,李夜兰,周鹏,等.国外 RBCC 发动机技术专

- 利分析 [J]. 飞航导弹, 2015 (4): 78-82.
- [6] Siebenhaar A, Bulman M J. The strutjet engine: the over-looked option for space launch [R]. AIAA 1995-3124, 1995.
- [7] Ketchum A, Mark E, John C. Summary of rocket-dyne engine A5 rocket based combined cycle testing [R]. NASA/TM-1999-0008510.
- [8] Trefny C J. An air-breathing launch vehicle concept for single-stage-to-orbit [R]. AIAA 1999-2730, 1999.
- [9] Quinn J E, Koelbl M E. Oxidizer selection for the ISTAR program (liquid oxygen versus hydrogen peroxide) [R]. AIAA 2002-4206, 2002.
- [10] Escher W J D. Motive power for next generation space transports: combined airbreathing rocket propulsion [R]. AIAA 1995-6076, 1995.
- [11] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20 (1): 27-58.
- [12] Official website of Reaction Engines [EB/OL]. <http://www.reactionengines.co.uk/>.
- [13] 尤延铖, 安平. 欧洲的高超声速推进项目及其项目管理 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26 (6): 1-7.
- [14] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 组合循环推进系统研究现状和进展 [J]. 固体火箭技术, 2009, 32 (3): 288-293.
- [15] China Daily. Hypersonic tests target no specific country [EB/OL]. [2014-12-11]. http://www.chinadaily.com.cn/china/2014-12/11/content_19062106.htm.
- [16] McNelis N M, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [R]. AIAA 2005-3250, 2005.
- [17] Tang M, Mamplata C. Two steps instead of a giant leap-an approach for Air Breathing Hypersonic Flight [R]. AIAA 2011-2237, 2011.
- [18] Bulman M J, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: aerojet innovations for practical hypersonic vehicles [R]. AIAA 2011-2397, 2011.
- [19] 王璐, 韩洪涛, 王友利. 2017 年国外高超声速技术发展回顾 [J]. 国际太空, 2018, 471 (3): 41-45.
- [20] Lanshin A, Dulepov N N, Iakharov N, et al. Turbo-ramjet propulsion for hypersonic booster-aircraft of TSTO aerospace system [R]. AIAA 1996-4499, 1996.
- [21] Defoort S, Ferrier M, Serre L, et al. LAPCAT-II: Conceptual design of a Mach 8 TBCC civil aircraft, enforced by full Navier-Stokes 3D nose-to-tail computation [R]. AIAA 2011-2317, 2001.
- [22] 刘赵云. 国外 TBCC 组合循环发动机方案及发展浅析 [J]. 飞航导弹, 2013 (7): 94-98.
- [23] 核聚变火箭可缩短往返火星时间 [J]. 中国航天, 2013 (12): 51.
- [24] 等离子火箭发动机将使火星之旅缩至两月 [J]. 航天器环境工程, 2013 (6): 651.
- [25] 谢博. 离子电推, 航天器的新动力 [N]. 中国国防报, 2016-01-22.
- [26] 李龙. 化学激光推进技术的研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2012.
- [27] 无痕. 展望核动力发动机 [J]. 发明与创新, 2007 (3): 8-9.
- [28] Wie B. Solar sail attitude control and dynamics, part 1 [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27 (4): 526-535.
- [29] Wie B. Solar sail attitude control and dynamics, part 2 [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27 (4): 536-544.
- [30] Johnson L, Whorton M, Heaton A, et al. NanoSail-D: a solar sail demonstration mission [J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 571-575.
- [31] Tsuda Y, Mori O, Funase R, et al. Achievement of IKAROS-Japanese deep space solar sail demonstration mission [J]. Acta Astronautica, 2013, 82 (2): 183-188.
- [32] 左华平, 冯煜东, 王虎, 等. 太阳帆航天器研究进展及其关键技术分析 [J]. 真空科学与技术学报, 2016, 36 (1): 117-124.
- [33] Perakisa N, Heinb A M. Combining magnetic and electric sails for interstellar deceleration [J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 13-20.
- [34] Ashida Y, Yamakawa H, Funaki I, et al. Thrust evaluation of small-scale magnetic sail spacecraft by three-dimensional particle-in-cell simulation [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 30 (1): 186-196.
- [35] Winterberg F. Matter-antimatter gigaelectron volt gamma ray laser rocket propulsion [J]. Acta Astronautica, 2012, 81: 34-39.

引用格式: 王浩苏, 刘永婧, 黄辉, 等. 国内外先进推进技术发展综述 [J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 62-70.

Citation: Wang H S, Liu Y J, Huang H, et al. Progress on the advanced propulsion technologies of launch vehicles [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 62-70.