

火箭基组合循环动力研究进展

张玫, 张蒙正, 刘昊

西安航天动力研究所, 西安 710100

摘要 重复使用是运载器发展的必然途径, 火箭基组合循环发动机是可重复运载器动力的重要方向。介绍了国内外典型 RBCC 发动机方案和关键技术研究现状, 分析了 RBCC 发动机的主要技术特点及应用前景。可以弥补火箭或冲压单一类型发动机功能或者性能的不足, 具有火箭大推重比、冲压高比冲的特点, 是 RBCC 动力系统区别于其他发动机的重要特征。结合当前技术水平, 灵活运用组合发动机的特点, 形成不同的发动机方案, 适用不同运载任务要求, 是 RBCC 动力系统研究的重要思路。中国应加快 RBCC 发动机应用论证和关键技术攻关, 形成技术方案, 为可重复使用运载器长远发展做出贡献。

关键词 火箭基组合循环发动机; 可重复使用运载器; RBCC 动力

日益频繁的空间研究和开发利用活动对航天运载器的性能、经济性、可靠性、安全性等提出了更高的要求。技术性能更先进、成本更低廉的可重复使用运载器是航天运输系统的重要发展方向。可重复使用运载器要求动力系统具备大空域、宽速域、高性能的工作能力。火箭发动机无法解决比冲性能低的固有缺陷, 发射成本仍然高昂。传统的吸气式发动机(涡喷发动机、冲压发动机等)仅能在大气层内工作, 而且不同的吸气式发动机具有不同的高度和速度适应范围。单一类型的发动机无法实现可重复使用运载器的任务要求, 必须在动力装置的设计上有重大突破。

组合循环动力系统是将火箭、涡轮和冲压发动

机之中两种或者两种以上发动机有机结合而形成的动力系统。使用组合动力系统飞行器可依据工作空域和速域, 选用性能较好的工作模式, 从而具有大空域、宽速域、高性能、使用方式灵活等特点。自 20 世纪五六十年代以来, 研究人员一直致力于可重复使用组合循环动力系统研究, 包括涡轮基组合循环(turbo based combined cycle, TBCC)发动机^[1]、火箭基组合循环(rocket based combined cycle, RBCC)发动机^[2]、三组合循环(Trijet)发动机^[3]、预冷吸气式火箭发动机(SABRE^[4])。

动力系统的选择与可重复使用运载器方案息息相关。国内外对单级入轨(SSTO)和两级入轨(TSTO)可重复使用运载器开展了大量论证, 当前

收稿日期: 2019-11-09; 修回日期: 2020-05-10

作者简介: 张玫, 高级工程师, 研究方向为液体火箭发动机, 电子信箱: 1308328295@qq.com

引用格式: 张玫, 张蒙正, 刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 54-68; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.005

对两级入轨(TSTO)可重复使用运载器方案基本取得共识。无论对于单级入轨(SSTO)^[5-7]还是两级入轨(TSTO)^[8-9]可重复使用运载器,RBCC发动机一直是可重复使用运载器优先研究的先进动力装置,列入了美国、日本等国家的航天长期发展战略规划,并开展了大量的研究工作。

本文主要论述国内外RBCC动力技术的研究进展及发展趋势,分析RBCC动力的特点及其应用前景,并提出今后研发的建议。

1 国内外RBCC发动机方案

自20世纪60年代开始,美国实施了一系列可重复使用运载器计划,RBCC发动机一直是计划中推进系统的重要发展方向,在NASA、DARPA和空军等支持下开展了大规模深入细致的RBCC发动机技术研究。20世纪60年代,马夸特公司等研究机构在NASA可重复使用太空运输系统研究计划(RLV)的支持下开展了RBCC发动机研究,应用方向包括高速飞机、可重复使用运载器等,典型的发动机有引射冲压(ejector ramjet, ERJ)^[10]和风扇增压引射冲压(supercharged ejector ramjet, SERJ)^[11]发动机。20世纪末,NASA先后提出了先进太空运输计划(ASTP)^[12]和综合航天运输计划(ISTP)^[13],计划在未来25年内发展第三代可重复使用发射技术,目的在于提高第三代可重复使用运载器的性能、降低发射和维护费用、努力实现航天运输班机化。RBCC发动机是可重复使用运载器主要的动力研究方向,研究工作主要集中在火箭引射增益、宽范围进气系统设计、多模态高效稳定燃烧、模态转换等关键技术,典型发动机包括Aerojet公司的支板引射Strutjet发动机^[14-15]、Rocketdyne公司的A5发动机^[16]、格林研究中心的GTX发动机^[17-18]与ISTAR发动机^[19-20]等。2002—2010年,美国空军持续开展了RBCC发动机应用评估^[21-26],在《技术地平线——2010至2030年空军科技发展愿景》^[27]中,把RBCC发动机为二级动力的高超声速空间飞行器既作为ISR/打击构型飞行器,也作为进入空间飞行器来规划。2012年,NASA技术路线图指导委员会、航空

航天工程局及美国科学院发布了《NASA空间技术路线图和优先级:恢复NASA技术优势并为空间新纪元铺平道路》^[28]报告,RBCC仍然作为美国可重复使用运载器优先发展的动力系统。近年来,国外在RBCC发动机研究方面公开的文献资料很少。

1.1 ERJ和SERJ发动机

ERJ(图1)是基于美国较为成熟的RJ-43亚燃冲压发动机设计的火箭亚燃冲压组合循环发动机,通过在冲压发动机流道内配置一个内置的液体火箭,提供起飞推力并加速到冲压发动机工作所需要的速度,解决冲压发动机不能地面零速状态下自主起飞问题。发动机为轴对称构型,进气道出口布置1~2圈环形火箭推力室(8台或12台),紧接着是等直混合段,混合段出口布置类似于亚燃冲压发动机的喷油和火焰稳定装置,喷管为可调的拉法尔收扩喷管。马夸特公司对ERJ缩比发动机进行了一系列地面试验,模拟了起飞加速、跨音速和超音速飞行等工作状态,研究了发动机的燃烧过程、引射模态增益等问题。

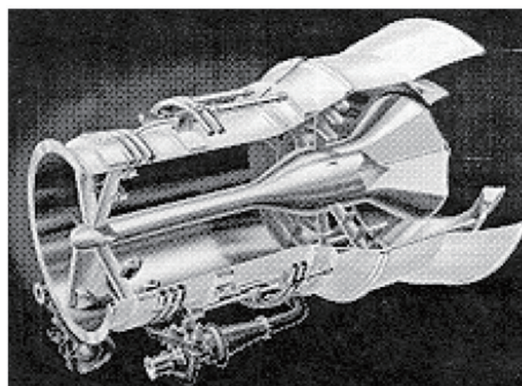


图1 引射冲压(ERJ)发动机

SERJ发动机(图2)最初研究由NASA支持,目标是为更深远的运载系统的应用,后来随着航天飞机全尺寸研究开展,没有政府资金来支持该项目,发动机的用途从可重复使用运载器转向马赫数(Ma)为4~5的高性能军事飞机。SERJ发动机在ERJ发动机基础上增加了风扇系统,主要目的是提升亚声速状态下发动机比冲性能以实现飞机在亚声速状态下巡航,同时增加发动机初始加速过程中的推力,总体上增加发动机的可操作性。军事用途

的SERJ发动机采用过氧化氢/煤油(JP-4)为推进剂,开展了小尺寸样机在马赫数为0~3状态下的试验,研究了风扇增压引射特性、风扇增压引射模态向冲压模态转换等技术,获得了马赫数在0~3范围内发动机的性能,研究成果对20世纪90年代RBCC发动机研究提供了基础。

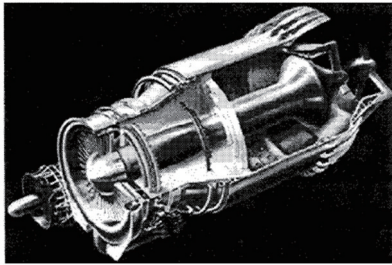


图2 风扇增压引射冲压(SERJ)发动机

1.2 Strutjet和ISTAR 发动机

在ISTP计划中,规划了使用RBCC发动机为动力的单级入轨运载器方案,Aerojet公司为此提出了二元流道的Strutjet RBCC发动机方案,并针对航天

运输和军事用途的发动机开展了研究。就军事目的,采用凝胶红发烟硝酸/一甲基肼推进剂;对运载器,则采用LOX/LH₂。运载器模式时,发动机工作过程包括:

- 1) 火箭引射模态: $Ma=0\sim 2.5$,火箭发动机全工况工作;
- 2) 亚燃冲压模态: $Ma=2.5\sim 5$,此时火箭发动机不工作,仅冲压发动机以亚燃模态工作;
- 3) 超燃冲压模态: $Ma=5\sim 8$,此时火箭发动机不工作,仅冲压发动机以超燃模态工作;
- 4) 超燃冲压/火箭模态: $Ma > 8$,直至低真空状态,火箭发动机和超燃冲压发动机同时工作;
- 5) 纯火箭模态:低真空状态工作直至入轨,仅火箭发动机工作。

Strutjet 发动机(图3)的核心是多功能支板。支板是Strutjet 发动机结构的重要组成部分,承担着进气压缩、火箭推力室安装、燃料喷注、超燃冲压和超燃冲压/火箭模态燃烧组织等功能。

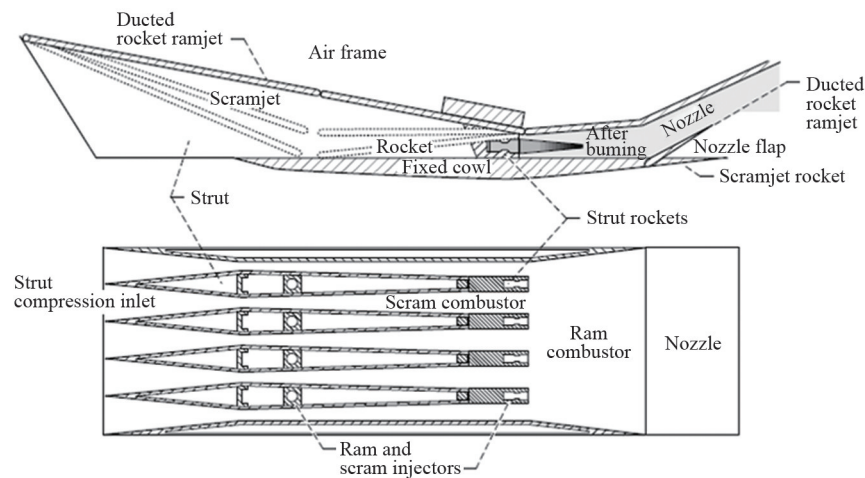


图3 Strutjet 发动机

Strutjet 发动机的另一个重要特点是采用变几何适应单级入轨飞行器宽范围高性能工作。进气道和尾喷管均为可调结构,燃烧室为分级燃烧设计。亚燃冲压模态时,在燃烧室后段组织亚声速燃烧,燃烧室前段的作用是实现在进气道和燃烧室的压力匹配;超燃冲压模态时,超声速燃烧在燃烧室前段组织。对壁面温度达到高温合金使用极限的进气道、燃烧室、喷管等高温热端部件进行结构调节

及流道协调匹配,技术实现难度非常大。

Aerojet 公司对Strutjet 发动机的吸气式工作模态开展了大量试验研究,包括进气道吹风试验、燃烧室直连试验、发动机自由射流试验等,验证了火箭推力室、进气道、冲压燃烧室等关键组件性能,完成了自由射流试验验证,验证了发动机技术方案的可行性,为吸气式火箭综合系统实验(integrated system test of an airbreathing rocket, ISTAR)^[19-20]计

划的飞行演示发动机研究奠定了基础。

ISTAR 计划为 RBCC 发动机飞行演示计划, 采用 X-43B 飞行器, 载机发射模式, 演示 RBCC 发动机在 Ma 0.7~7 范围内的火箭引射、亚燃冲压和超燃冲压等 3 种工作模态, 验证发动机的工作包线及相关关键技术。ISTAR-RBCC 发动机以 Strutjet 发动机为基础, 采用 JP-7/H₂O₂ 作为推进剂, B-2 或 L1011 飞机将 X-43B 携带到空中, 飞行时在 Ma=0.7 时进行投放, 在 Ma=2.5 转为亚燃冲压模态, 在 Ma=5 时转为超燃冲压模态, Ma=7 后滑翔降落, 规避了 RBCC 发动机低速段推力不足的问题。ISTAR 项目完成了 X-43B 演示飞行器设计和发动机燃油系统、进气道、燃烧室等关键组件设计和地面试验, 获得了不同模态下的发动机性能, 验证了 RBCC 发动机的适用性。2003 年, ISTAR 飞行演示项目暂停。

ISTAR 发动机(图 4)将 Strutjet 发动机的工作范围由 Ma 0~20+(入轨)缩小到 0.7~7, 大大降低了发动机的设计难度。研究表明, RBCC 发动机在地面零速状态下, 火箭引射推力增益约为 13%。随着飞行马赫数的提高, 火箭引射增益不断提高, 在 Ma=0.8 时引射增益可以达到 30%, Ma=2.8 时则超过 100%。ISTAR 在 Ma=0.7 时通过载机进行投放, 避免了低速状态下引射增益不足, 理论上有利于飞行器加速爬升, 实际上飞行器总体计算表明, 仅靠 30% 的引射推力增益难以实现爬升要求, 需要进一步提升 RBCC 发动机起始的工作马赫数。ISTAR 发动机工作范围 Ma 0.7~7, 进排气系统仍然采用可调结构才能满足工作要求。

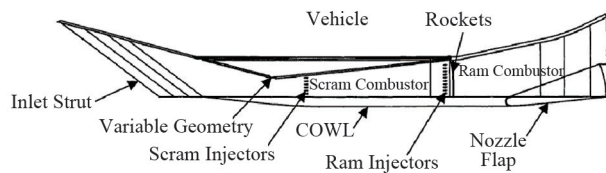


图4 ISTAR 发动机

1.3 A5 发动机

Rocketdyne 公司的 A5 发动机(图 5)为二元固定结构, 由 3D 内侧壁收缩进气道、等截面隔离段组成, 发动机燃烧室和尾喷管为扩张结构。采用固定几何结构, 减少了复杂性和结构重量。3D 侧壁进

气提供了自启动能力。燃油与空气采用漩涡掺混最大化提高燃烧效率, 多燃料喷注位置使得各模态性能最优化。高性能火箭发动机整体安装于冲压燃烧室侧壁, 具有深度节流和大范围变混合比的能力, 不仅为亚燃和超燃模态供应部分燃料, 而且作为稳定的点火源, 使得发动机在整个工作过程中可以稳定可靠工作。A5 发动机完成了海平面引射模态和 Ma=3.0~4.0 飞行状态试验, 验证了推力增益、进气道抽吸、进气道起动、多模态燃烧组织和喷管分离等关键技术。采用固定流道是 A5 发动机的大胆尝试, 也是工程上理想的结构形式, 但实现难度较大。

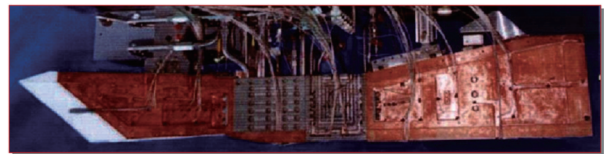


图5 A5 发动机

1.4 GTX RBCC 发动机

GTX 飞行器(图 6)是一种垂直起飞、水平着陆的可重复使用的单级入轨(SSTO)概念机。NASA 的格林研究中心开展了半轴对称流道的 RBCC 动力研究。该发动机采用固定尺寸流道, 内置火箭与冲压流道设计为一体化结构, 主火箭安装在发动机侧壁, 发动机的半圆形机舱贴附在飞行器主体的周围, 充分利用了飞行器前体的预压缩功能。这种构形结构紧凑, 在相同容积的条件下, 可以减轻结构重量。格林研究中心完成了进气道、前体以及吸气模态推进模型的风洞试验和燃烧室直连试验, 试验范围包括从海平面静态到 Ma 2.5 的飞行状态, 原计划在 Ma 2.5 的条件下进行引射/亚燃冲压模态过渡试验, 但未有相关文献。GTX-RBCC 发动机火箭布置在隔离段侧壁, 结构设计难度和热防护难度显著降低。对宽范围而言, GTX 发动机仍然需要采用可调结构。燃烧室采用多路喷注、多级燃烧组织和热力壅塞的燃烧组织方式。Strutjet、ISTAR 等宽范围发动机也采用多级燃烧组织、多路喷注的燃烧组织技术。多级燃烧组织、多路喷注会使得燃油供应与调节复杂, 结构设计特别是带冷却的结构设计

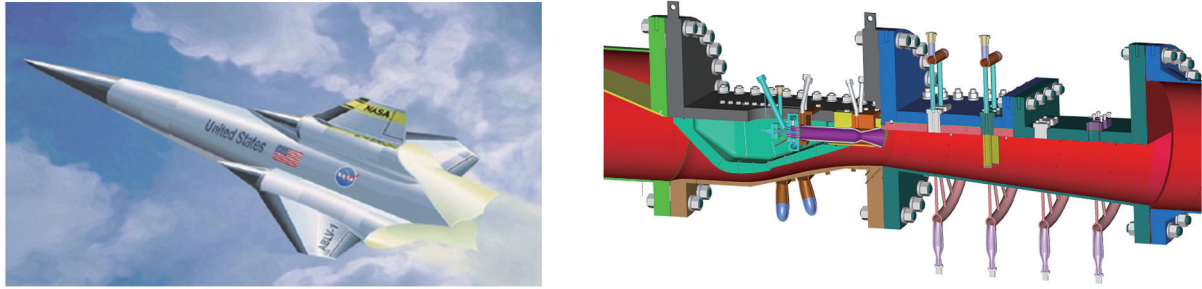


图6 GTX飞行器及RBCC发动机燃烧室试验件

难度增大。

1.5 Sentinel飞行器的RBCC发动机

2002年,美国空军开展了组合循环发动机组件(combined cycle engine components, CCEC)计划,对RBCC和TBCC在两级入轨飞行器中的效果进行评估,其中哨兵为以RBCC发动机为一级动力的、垂直起飞、水平降落的TSTO飞行器。哨兵飞行器(图7)采用4个RBCC发动机作为动力系统,发动机工作模态为:Ma=0~3.5为火箭引射模态,火箭

全工况工作;Ma=3.5~6为亚燃冲压模态,火箭关闭;Ma=6~8为超燃冲压模态,火箭关闭。RBCC发动机为二元结构,进气道为二元三楔外压缩可调进气道,燃烧室在火箭引射模态采用分层燃烧模式(independent ramjet stream, IRS),在Ma 3.5~6亚声速燃烧时采用热力喉道调节,Ma 6~8为超声速燃烧状态,以适应Ma 0~8宽范围工作要求。研究表明,作为一级动力,Ma 0~2的火箭引射推力增益和比冲均无法满足飞行器的加速要求。

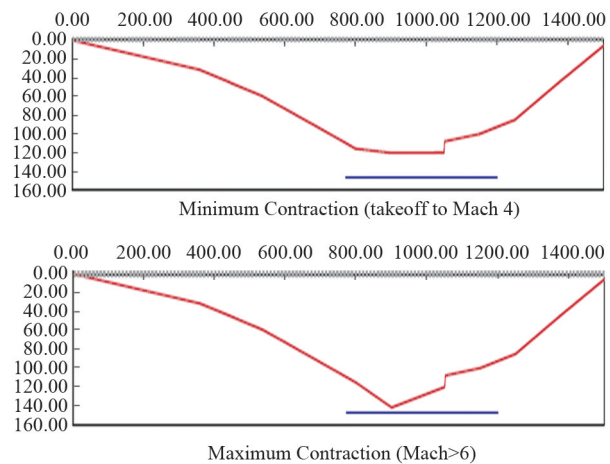
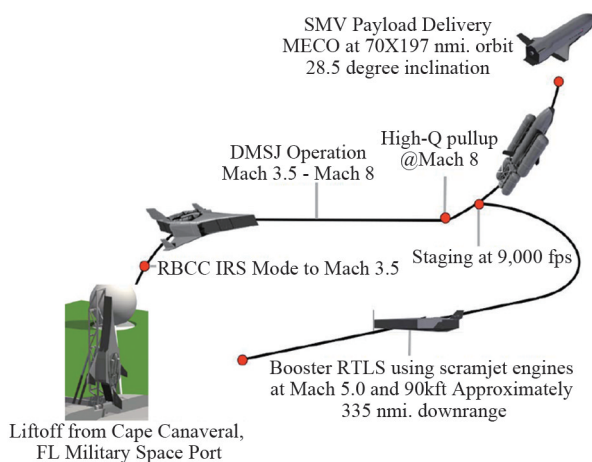


图7 哨兵飞行器及其RBCC发动机流道示意

1.6 日本RBCC发动机

日本RBCC采用的是火箭发动机布置于发动机侧壁的二元结构构型。日本早期规划的RBCC发动机应用方向为可重复使用单级入轨飞行器的动力,近年来将应用目标调整为低地轨道的两级入轨运载器动力。对单级入轨飞行器动力,规划的RBCC发动机工作模态包括:

1)引射模态, Ma=0~3,火箭发动机最佳混合比

工作;

2)亚燃冲压/火箭模态, Ma=3~7,火箭发动机调节到富燃状态,满足火焰稳定要求;

3)超燃冲压/火箭模态, Ma=7~12,火箭发动机调节到极度富燃状态,为超燃推力室供应燃料;

4)纯火箭模态, Ma>12,飞出大气层后,火箭发动机工作直至入轨。

日本RBCC发动机(图8)为二元构型,火箭推

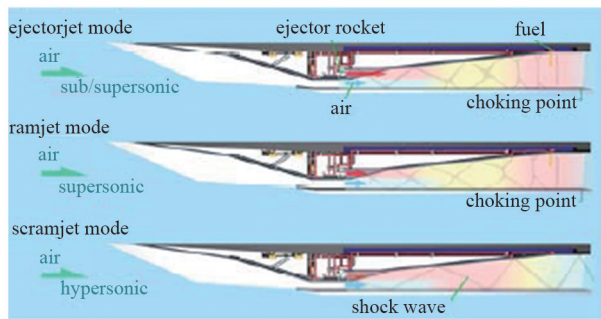


图8 日本RBCC发动机方案

力室布置在进气道隔离段出口,采用外置布局方式。燃烧室和尾喷管为扩张构型。发动机燃烧室采用壁面喷注和热力壅塞的燃烧组织方式,通过多路喷注适应宽范围高效燃烧的需求。超燃冲压模态由火箭推力室供应富燃燃气作为燃料,火箭引射模态和亚燃冲压模态的燃料在扩张型燃烧室中后部喷注。

日本宇航局(JAXA)从20世纪90年代开始,开展了以可重复使用单级入轨飞行器为目标的RBCC推进系统研究^[29-30],2003年启动了火箭冲压组合循环(rocket-ramjet combined-cycle)发动机研究,2005年制定了未来20年的航天长期发展战略,将RBCC列为可重复入轨飞行器的重要研究方向。2004年以来,JAXA进行了缩比发动机在火箭引射模态、亚燃冲压模态和超燃冲压模态等大规模的燃烧特性试验研究^[31-37]。

RBCC作为单级入轨动力,宽范围工作条件下流道调节问题依然存在。火箭发动机在日本RBCC发动机发挥了重要作用:Ma 0~3起飞和Ma>12入轨阶段,火箭发动机需要提供大的推力,实现加速爬升和入轨;Ma 3~8亚燃冲压/火箭模态、超燃冲压/火箭模态,需要对火箭发动机进行大范围调节(推力调节、流量调节、混合比调节),以满足冲压燃烧室点火、火焰稳定和燃料供给等多方面的要求,这对火箭发动机而言实现难度很大,现役火箭动力难以满足需求,需要研制深度调节的变工况(不仅仅是变推力)火箭发动机。在超燃冲压/火箭模态,冲压燃烧室燃料由火箭极度富燃燃气提供,燃烧室入口的超声速空气与超声速火箭富燃燃气之间混合困难,需要的混合距离较长。

1.7 国内RBCC发动机

近年来,国内一些单位也进行了RBCC发动机关键技术研究。西北工业大学针对火箭布置于中心支板的二元结构RBCC发动机开展了研究工作,重点在发动机一体化性能评估、火箭引射推力增益、热力喉道调节、亚燃冲压燃烧组织技术等方面^[38-42]。北京动力机械研究所基于涡轮、火箭、冲压三组合的涡轮辅助火箭增强冲压组合循环发动机(turbo-aided rocket-augmented ramjet combined cycle engine, TRRE),开展了RBCC发动机关键技术研究^[43-44],完成了TRRE原理样机方案设计,并开展了地面试验研究。西安航天动力研究所针对航天运输系统动力的发展需求,开展了Ma 2~7宽范围RBCC发动机关键技术攻关,发动机为火箭外置的二元结构方案,进气道为可调结构,燃烧室采用多路喷注、多级燃烧组织的方式。2010年以来,西安航天动力研究所对RBCC发动机特性进行了比较全面的分析,依据动力系统特性,提出了应用方向和发展步骤,开展了一系列试验研究工作,突破了发动机一体化设计、宽范围进排气、宽范围燃烧组织与热防护等关键技术,完成了二元进气、升力体结构的试验模型高马赫数自由射流试验,获得了不同模态下的推阻特性,为应用提供了支撑。

1.8 RBCC发动机整体发展情况

20世纪60年代以来, RBCC发动机一直是美国、日本等国家航天运输系统优先发展的动力方向。发动机应用方面,从早期的单级入轨到目前两级入轨方案,从RBCC作为两级入轨一级动力到RBCC作为第二级动力,目前并未有明确的应用方向结论,也没有任何一个方案经过飞行演示验证。

从RBCC发动机的整个研究历程看,单级入轨技术难度大,单级入轨飞行器的RBCC发动机需要适应Ma 0~20+、H在0~200 km(入轨)宽范围高性能工作,包含火箭引射、亚燃冲压、超燃冲压、超燃冲压/火箭、纯火箭等RBCC发动机的基本工作模态。发动机经历了亚声速、跨声速、超声速和高超声速等工作过程,内流特性复杂,需要对流道结构进行宽范围调节才能满足高性能工作要求,对进气道、燃烧室、喷管等高温部件进行结构调节,基于目

前的技术实现难度大。缩小发动机的工作范围能够降低发动机的工程实现难度。

发动机技术方案与飞行器的方案密切相关。根据总体应用方案的不同,发动机有不同的工作马赫数范围、结构构型、工作模式组合等。针对飞行速度在 Ma 4.5 以下的军用飞机,早期的 ERJ 和 SERJ 发动机采用轴对称构型,单一发动机配置。针对可重复使用运载器,Strutjet、A5 发动机和日本的 RBCC 发动机均为二元构型,GTX 发动机为半轴对称构型,考虑到航天运载器的规模,这些发动机均采用多模块或者多流道并联设置。围绕单级入轨运载器的任务需求,美国研究了 Strujet、GTX 等多种发动机方案,包含了火箭引射、亚燃冲压、超燃冲压、超燃冲压/火箭、纯火箭等 RBCC 发动机的基本工作模式,研究了引射、亚燃、超燃及组合等多种工作模式及模式间转换等技术,通过实验验证了 RBCC 发动机技术可行性,实现了从关键技术攻关和性能研究向技术集成飞行演示验证的转化。

动力系统简单、可靠、结构紧凑、轻质高效等特点一直是工程应用追求的目标。在前期大量的概念和单项技术研究后,RBCC 发动机技术研究也将逐渐向工程目标靠拢,在发动机的工作范围、燃烧组织技术、系统调节与控制技术等关键技术研究中加入更多的工程适用性元素。

2 RBCC 发动机关键技术研究现状

国内外通过数十年的研究,在火箭/冲压一体化设计技术、宽范围进气系统设计、多模态点火/火焰稳定/高效燃烧等关键技术已获得突破,并且完成了地面自由射流试验,具备了开展关键技术飞行演示验证的条件。后续的重点在火箭/冲压一体化综合热管理、多介质宽范围流量调节与多模态转换协调控制、飞行器/发动机一体化设计等关键技术的研究。

2.1 火箭/冲压发动机一体化设计技术

RBCC 发动机的一体化设计涉及各个工作模式下火箭和冲压流道的匹配(火箭和冲压发动机规模的匹配)、宽范围工作下发动机设计点选择、各模式转换点的选择、各部件参数选取及优化等。一体化设计技术是实现组合发动机高效能工作的关键,美国、日本和中国均投入大量精力开展了数值分析和自由射流试验研究工作。经过多年的研究和发展,美国、日本、中国等均建立了 RBCC 发动机一维一体化设计模型,其中最具代表性是美国乔治亚科技大学的 SCCREAM (simulated combined-cycle rocket engine analysis module)^[45],其流程如图 9。一维/准一维的一体化性能评估与分析已经广泛应用于发动机概念设计和方案优化设计研究,具备开展

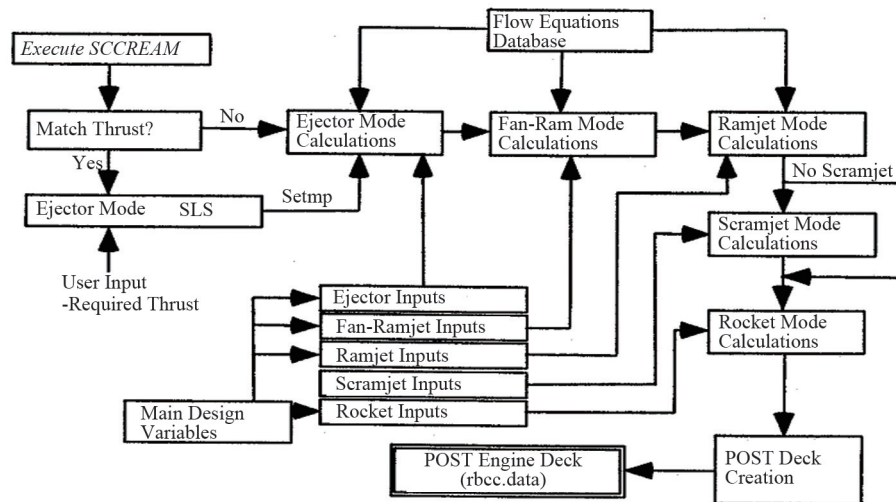


图9 SCCREAM流程图

不同构型、不同工作范围(高度和马赫数等)、不同工作模式、不同推进剂组合的RBCC发动机性能分析、发动机方案设计和优化、模式转换设计、部件参数选择及优化等能力。近年来,利用CFD分析软件开展了发动机二维、三维复杂流场CFD分析^[46],更好地指导了发动机设计和试验。

自由射流试验和飞行试验是验证发动机一体化设计结果的直接手段。从国内外的RBCC发动机自由射流试验结果看,火箭/冲压一体化设计的RBCC发动机在试验范围内均实现了火箭冲压、冲压等多个模式、宽范围可靠工作,发动机性能达到较高水平。图10给出了西安航天动力研究所发动机的自由射流试验结果,在火箭模式→火箭/冲压模式→冲压模式转换过程中,发动机火箭/冲压流道匹配,并保持稳定工作;火箭模式下,火箭出口的富燃燃气与冲压流道空气混合并发生了燃烧;冲压模式下煤油与空气成功实现点火,并保持稳定燃烧;发动机余气系数调节过程中,发动机工作平稳。图11给出了自由射流试验中发动机轴向力的变化。火箭模式下,由于火箭富燃燃气补燃,产生了1.58倍的轴向推力增益,显著大于火箭发动机推力室设计推力(设定为1)。火箭/冲压(余气系数1.53)模式下,推力呈现2个阶段:第1阶段火箭燃气点火后,相对冷态,推力增益达到3.58倍;第2阶段8 s时刻烟火点火器短暂工作后,相对冷态推力增益达到3.78倍。冲压模式下,随着余气系数减小,发动机推力增益增大。RBCC发动机冲压模式

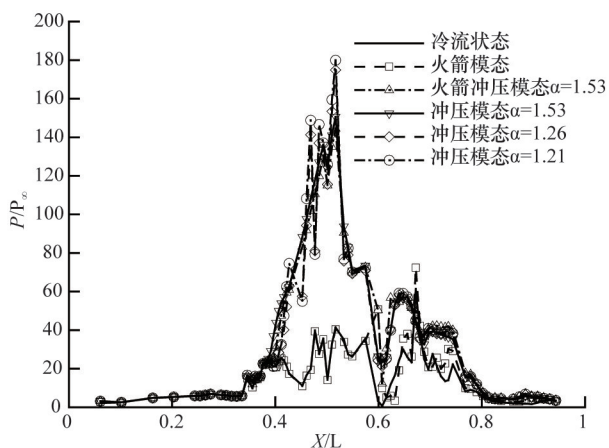


图10 自由射流试验发动机壁面压力

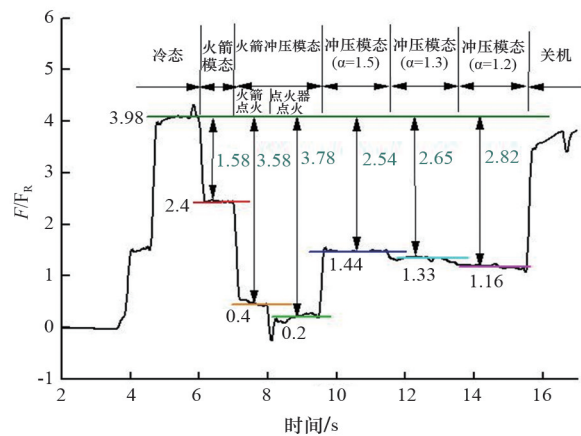


图11 Ma 6自由射流试验推力曲线

在Ma 4状态下比冲达到13000 m/s, Ma 6状态下达到8500 m/s。

2.2 宽范围可调进气系统设计技术

宽范围进气系统作为发动机的关键部件,对进气道和尾喷管进行调节是RBCC实现Ma 0~8宽范围可靠工作的关键。图12给出了Sturjet发动机进气道调节方案,从图中可以看出,低马赫数时,顶板压缩作用最小,唇口处于最大流通面积状态,随着飞行马赫数的增加,顶板沿前缘旋转,其压缩作用越来越明显,唇口流通面积不断减小。A5发动机采用了附面层吸除方法,在试验中实现Ma 2.8~6.0宽范围可靠工作。GTX采用了较易实现的变几何进气道方案,通过移动锥形中心体,在各个飞行马赫数下都可以得到较优的进气道性能。ISTAR-RBCC发动机基于双模态超燃燃烧室,采用了变几何进气道技术实现宽范围可靠工作。

西安航天动力研究所利用压升规律可控的二维曲面压缩设计方法,以Ma 6为设计点,设计了Ma 2~7宽马赫数新型二元高超声速进气道气动型面(图13), Ma 4~7为定几何型面, Ma 2~4为可调型面,采用进气道压缩楔面调节、放气等方式扩展了进气道的工作范围。仿真和风洞吹风试验结果表明,新型二元进气系统流场结构良好,总压恢复较高,流量捕获能力强^[47]。

从国内外研究结果分析,在一定的马赫数范围内,进气道采用固定结构可以满足发动机工作要求,随着工作范围的拓宽需要进行调节才能满足要

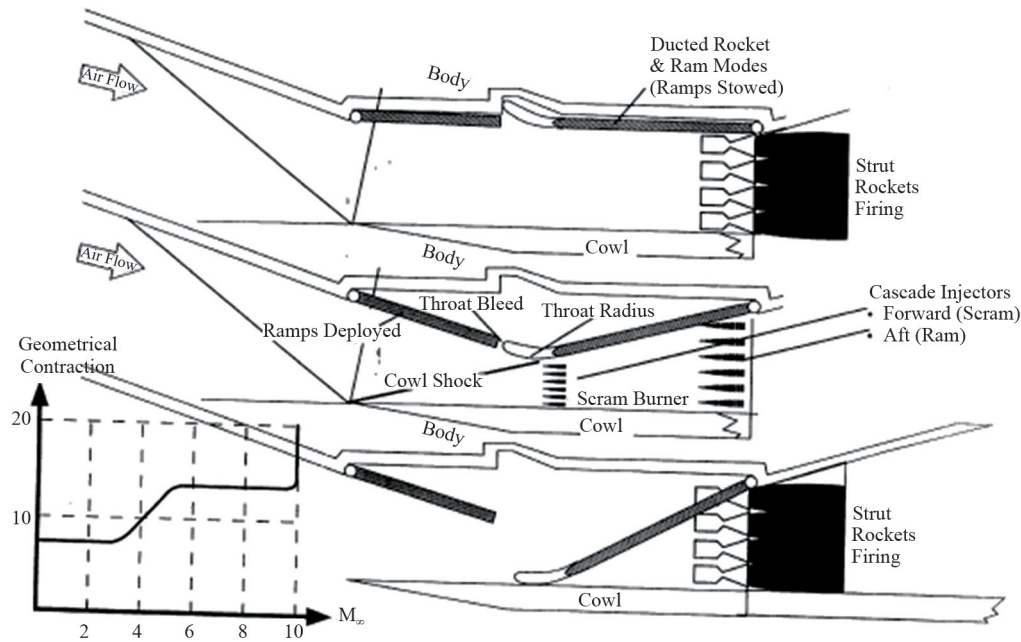


图12 Sturjet发动机进气道调节方案

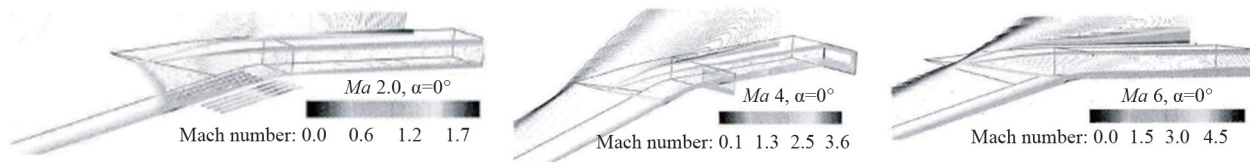


图13 可调二元进气道流场仿真结果

求。轴对称进气道一般通过改变中心锥的前后位置实现变几何过程,二元一般采用旋转唇口或调整压缩顶板结构。旋转唇口比较容易实现,但这是以牺牲进气道的一些性能指标为代价来实现宽马赫数工作的。由于要实现进气道的宽马赫数工作难度很大,很多学者对边界层吸除技术开展了研究。以目前的技术水平而言,工程适用的结构调节技术仍然是制约宽范围可调进气道应用的技术难点。

2.3 宽范围多模态高效稳定燃烧组织技术

在不同的工作模态,RBCC发动机采用不同的燃烧组织方法。

1) 火箭引射模态。

与扩散后燃烧(diffusion and afterburning, DAB)、边混合边燃烧(simultaneous mixing and combustion, SMC)等燃烧组织方式相比,GTX-RBCC发动机采用的分层燃烧模式(IRS,图14)显

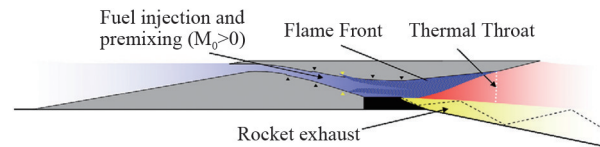


图14 引射模态IRS燃烧组织示意

然具有较高的结构效率,工程适用性好。

2) 亚燃冲压和超燃冲压模态。

RBCC发动机亚燃冲压和超燃冲压模态下,燃烧组织广泛借鉴了超燃冲压发动机的支板/壁面喷注与混合、支板+凹腔火焰稳定、多级喷注燃烧实现燃烧释热与型面匹配等燃烧组织设计思想,后者已经经过了X-43A、X-51A等飞行器飞行演示验证。同时,由于火箭燃气加入,RBCC发动机在亚燃冲压和超燃冲压模态的点火和火焰稳定更加灵活和稳健。灵活应用支板、凹腔、火箭台阶、火箭热燃气等火焰稳定手段,是实现宽范围稳定燃烧组织

的关键, Strutjet 发动机(图 15)是其中的典型代表。相对日本 RBCC 发动机采用的燃料壁面喷注而言,支板和壁面喷注相结合的喷注方式能够在较短的距离内获得较高的混合效率,对未来航天运输系统的大尺度发动机而言,侵入流道的支板喷注带来的混合效果显然优于壁面喷注,这样设计的燃烧

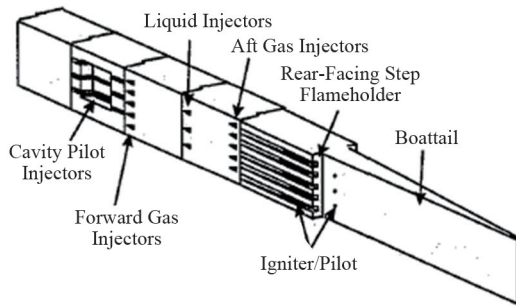


图 15 Strutjet 发动机燃烧组织示意

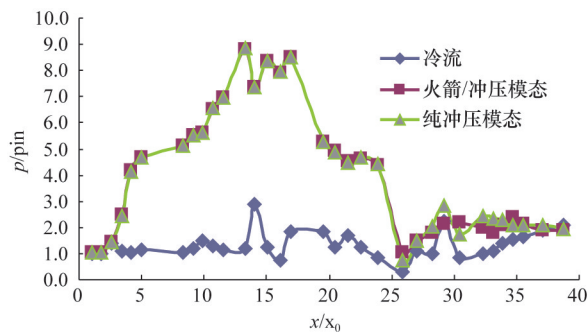


图 16 Ma 6 工况下燃烧室直连试验壁面压力

就一定的工作范围(例如 Ma 4~7),冲压发动机关键技术已经取得重大突破,燃烧室设计已经具备飞行演示发动机设计能力。更宽范围(例如航天运输要求的 Ma 2~7 甚至更宽范围)的冲压发动机仍然是技术挑战,要形成可切实可行的方案还需要进一步研究。

2.4 火箭/冲压一体化综合热管理技术

国内外针对 RBCC 发动机火箭/冲压一体化热管理技术的研究公开的文献资料较少。1999 - 2001 年, NASA 支持开展了 GTX-RBCC 综合热管理研究,开发了 VITMAC 软件(the vehicle integrated thermal management analysis code, 图 17)^[48],基于一维分析模型,开展 RBCC 火箭和超燃冲压发动机的流动、换热特性研究,但未看到后续试验验证情况

室可以获得较高的性能。图 16 给出了 Ma 6 工况下,地面直连试验中燃烧室在不同工作模式下的壁面压力分布,可以看出,燃烧室实现了火箭/冲压模式、冲压模式的可靠点火和火焰稳定,最高压升到 9 倍,发动机性能较高。

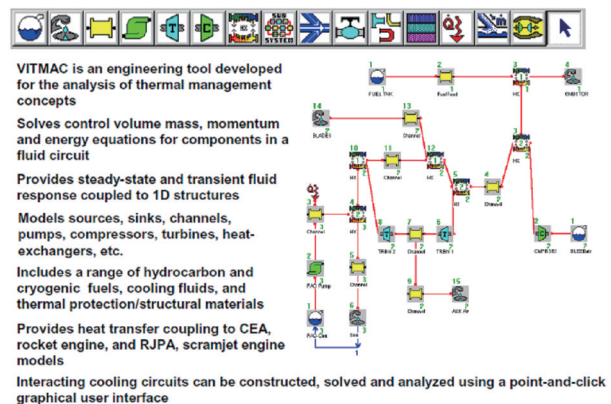
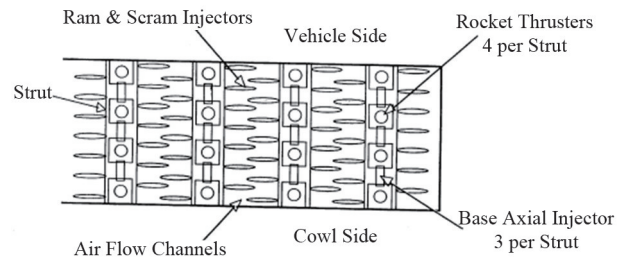


图 17 VITMAC 模型及界面

及发动机一体化热管理的研究结果分析。

西安航天动力研究所建立了火箭/冲压一体化综合热管理的主/被动冷却热防护传热分析模型,完成了火箭/冲压一体化冷却设计的冷却结构直连试验研究(图 18),实现了固定结构喷注器下冷煤油起动,在燃油变相态、变温度、变压力情况下可靠点火和高效稳定燃烧组织,初步验证了火箭/冲压一体化流道设计方法。对工程应用而言,发动机后续研究重点应在于火箭冲压一体化冷却结构设计。

2.5 多介质宽范围流量调节与多模态转换协调控制技术

发动机工作马赫数范围宽、高度范围大、工作

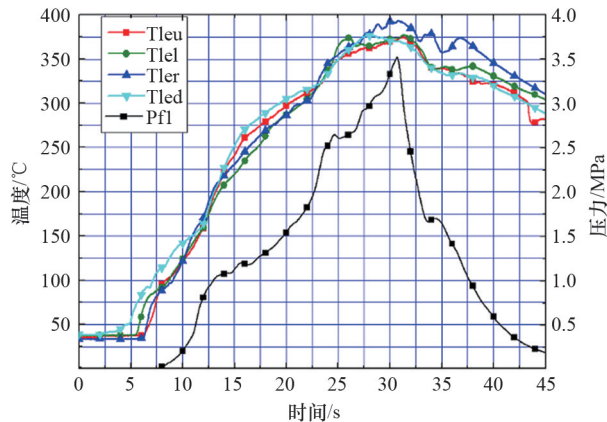


图18 热防护样机直连试验燃油出口温度

模式多,所需推进剂的种类、流量及供应压力在大范围内变化,且由于发动机一般采用多级喷射,供应路数多。发动机的这些特点使得对流量控制精度、响应时间、控制可靠性提出了更高的要求。发动机一般采用推进剂主动冷却技术,需要对高温、超临界态的推进剂进行调节。另外,还必须解决高温环境下进气道、尾喷管等可调部件的可靠作动技术。因此,多模态平稳转换及协调控制难度大。前期发动机的研究重点在发动机内流道设计技术(超声速/高超声速流动、燃烧等),对技术相对成熟的液路系统研究基本为方案研究阶段。火箭/冲压一体化燃油供应与调节是RBCC发动机液路系统方案的重要方向。针对航天运载器,Strutjet发动机采用LOX/LH₂组合,提出了泵压式供应系统方案。在火箭引射模式,燃料供应采用富燃燃气发生器驱动涡轮供应,氧化剂供应采用富氧补燃循环的方式。在亚燃冲压和超燃冲压模式,火箭发动机关闭,氧化剂路不工作,燃料路通过利用LH₂对发动机结构进行冷却后实现膨胀循环。在超燃冲压/火箭模式,燃料路同样采用燃料冷却,氧化剂路重新启动富氧补燃循环方式。ISTAR发动机采用液氧/过氧化氢/煤油推进剂组合方案,利用过氧化氢催化分解驱动涡轮泵,实现液氧和煤油的供应与调节。西安航天动力研究所针对长时间工作的RBCC发动机,提出了基于过氧化氢单组元分解气体驱动涡轮泵和基于液氧/煤油双组元富燃燃气驱动涡轮泵的火箭冲压一体化燃油供应与调节方案(图19)。从研究结果看,RBCC发动机推进剂供应

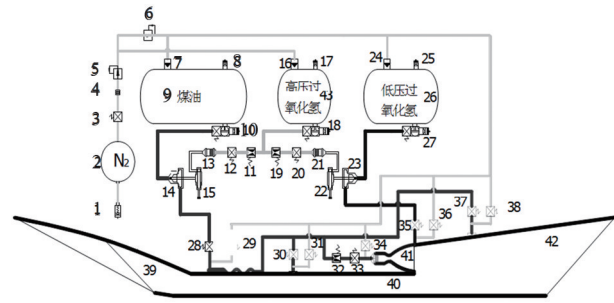


图19 基于过氧化氢的RBCC发动机一体化推进剂供应与调节方案

系统是多路介质大范围调节的复杂系统,再加上大范围工作带来的进排气系统调节,整个发动机推进剂供应/流道的调节、响应、匹配难度很大。

3 技术特点及应用方向

3.1 发动机的技术特点

RBCC发动机主要由进气道、隔离段、火箭推力室、冲压燃烧室、尾喷管等组成。工作过程一般有火箭引射、亚燃冲压、超燃冲压和纯火箭等模式,还可以细分出火箭和冲压共同工作的亚燃冲压/火箭模式和超燃冲压/火箭模式。不同工作模式的特点见表1。根据飞行器任务需求,发动机可以设计为上述全部模式工作,也可以采取其中的部分模式组合。

与其他动力相比,火箭基组合循环发动机具有以下特点。

1) 具有火箭和冲压的工作模式,可实现全空域、全速域工作。

相对其他吸气式动力而言,火箭基组合循环发动机具有火箭和冲压工作的模式,能在更广泛的飞行空域、速域内工作,具有全空域、全速域工作能力,如图20、图21所示。

2) 火箭/冲压模式推力大,加速性好。

国内外研究均表明,Ma 0状态下火箭引射可产生大约10%的推力增益,且随着飞行马赫数的增加,火箭冲压模式产生的推力比纯火箭发动机、冲压发动机有明显的推力增益,能产生“1+1>2”的效果,这无疑对加速性飞行器是有利的。如前所

表1 火箭基组合循环发动机不同工作模态的特点

模态名称	工作模式	特点
火箭引射	飞行速度 Ma 0~2; 火箭发动机工作, 引射进来空气补燃后产生推力增益	(1) 提高工作稳定性; (2) 引射产生推力增益, 比冲高于火箭发动机, 加速性好于冲压发动机
亚燃冲压	飞行速度 Ma 2/3~5/6; 火箭关闭, 亚燃冲压工作	(1) 提高冲压发动机工作稳定性; (2) 比冲性能与亚燃冲压发动机相当 (~1200 s)
亚燃冲压/火箭	飞行速度 Ma 2/3~5/6; 火箭、亚燃冲压共同工作	利用火箭热燃气, 改善发动机的工作可靠性、稳定性和推力性能
超燃冲压	飞行速度 Ma 5/6~7/8; 火箭关闭, 超燃冲压工作	(1) 提高超燃冲压工作稳定性; (2) 比冲性能与超燃冲压发动机相当 (~800 s)
超燃冲压/火箭	飞行速度 Ma 5/6~7/8; 火箭、超燃冲压共同工作	利用火箭改善了发动机的工作可靠性、稳定性和推力性能
纯火箭	飞行速度 Ma 7/8 以上; 进气道关闭, 火箭单独工作	在大气层外, 利用纯火箭模态实现机动或入轨

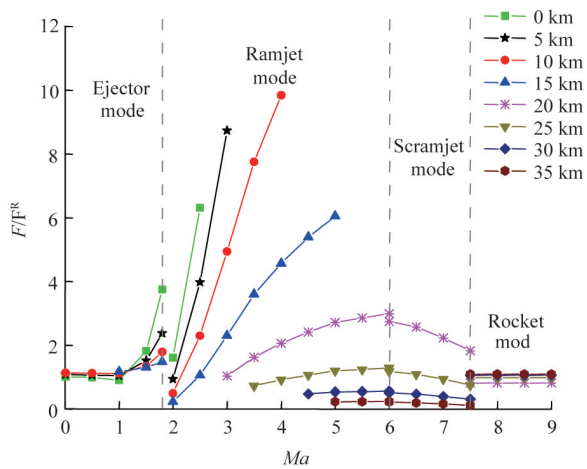


图20 发动机全模态推力特性

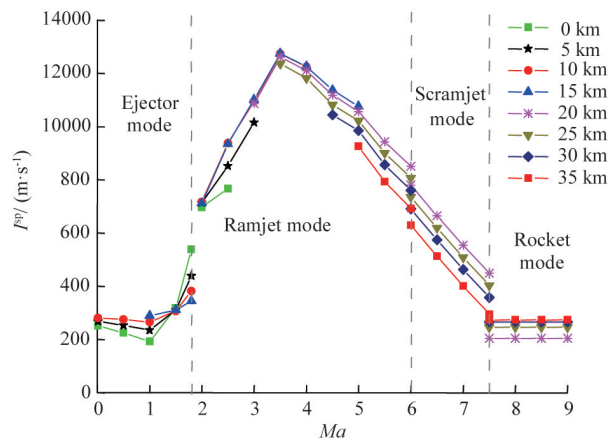


图21 发动机全模态比冲特性

述, 设计合理的条件下, 纯火箭模态在高速态下也可以产生高于火箭推力的推力增益。

3) 冲压模式比冲性能高, 经济性好。

火箭基组合循环发动机可以以亚燃冲压、超燃冲压模态工作, 比冲性能与冲压发动机相当, 经济性好。

3.2 应用方向分析

针对RBCC发动机, 国内外开展了单级入轨和两级入轨运载器应用论证研究, 论及的方式有垂直起飞/水平着陆、垂直起飞/垂直着陆、水平起飞/水平着陆等多种起降形式。美国的NASP计划、GTX飞行器、Lazarus飞行器, 均是选用RBCC发动机作为推进系统的单级入轨飞行器。其中, GTX飞行器

采用垂直起飞/水平着陆方案, NASP计划和Lazarus飞行器为水平起飞/水平着陆方案。从运载成本和飞行操作方面考虑, 可重复使用运载器偏向于采用单级入轨结构。虽然现阶段研究表明, 短期内实现单级入轨难度过大, 而且发动机在起飞阶段性能不足以满足飞行器任务要求, 但从长期发展的角度来看, 待高性能材料和燃烧性能进一步提高后, 采用涡轮机辅助发射方式, 仍有可能实现具有高比冲、结构简单、高可靠性和可重复使用的单级入轨动力系统。

与单级入轨相比, 两级入轨飞行器可以较多地利用已有的成熟技术, 技术风险低, 系统易实现。两级入轨是今后一个时期内可重复使用运载器现

实可行的途径,而水平起飞、水平着陆的一级飞行器是重要发展方向。RBCC发动机具有零速起动和直接入轨的能力,作为两级入轨的第一级或第二级均具有一定的优势。从美国的分析结果看,倾向于火箭+RBCC的两级入轨动力方案,在Ma 4左右时飞行器一、二级分离, RBCC在Ma 4以上工作,以规避RBCC发动机在Ma 2以下推力增益较小、比冲较低的问题。作为一级动力,可以采用机载发射等方式将飞行器加速到一定速度(Ma 大约为2),在利用RBCC发动机高速条件下大推力增益特点实现加速爬升到一定速度(Ma 3.5~4)和一定高度(20~25 km),再利用冲压模态的经济性,缓慢爬升并加速到一、二级分离点H 30~35 km、Ma 6或8,最后实现返回。

作为吸气式动力, RBCC发动机方案与飞行器总体方案密切相关,如前所述,不同的飞行器总体方案会产生不同的发动机方案,需要针对具体应用,结合飞行器的总体布局,研究动力装置的具体方案,包括发动机总体构型、进排气系统形式、燃烧室构型、火箭发动机及推进剂、燃油供应方式等。不同发动机方案下,进排气、燃烧室、火箭发动机、热防护、燃油系统及所带来的关键技术是不同的,或者重要程度不同,由此涉及的相关技术基础问题也有差异。结合当前技术水平,灵活运用组合发动机的特点,形成不同的发动机方案,适用不同运载器的任务要求,是RBCC动力系统研发的重要思路。

4 结论

从发展历程看, RBCC始终是伴随着国家航天运载器计划而发展的。美国的工业部门在多个国家可重复运载器发展计划的支持下,持续不断地推动了RBCC发动机技术及其应用发展。中国近十年在进排气系统、宽范围燃烧等一些关键技术上取得了突破,但仍然存在宽范围发动机变结构调节、可靠热防护、多介质调节与控制等尚未解决的技术问题。适用于空天往返的“廉价、机动、快速、可靠”的可重复使用运载器及其组合循环动力是航天技术发展的必然趋势。弥补火箭或冲压单一类型发

动机功能或性能的不足,具有火箭大推重比、冲高比冲的特点是RBCC动力系统区别于其他发动机的重要特征。结合当前技术水平,灵活运用组合发动机的特点,形成不同的发动机方案,适用不同运载器的任务要求,是RBCC动力系统研发的重要思路。中国应加快RBCC发动机应用论证和关键技术攻关,形成技术方案,为可重复使用运载器长远发展做出贡献。

参考文献(References)

- [1] 张蒙正, 李平, 陈祖奎. 组合循环动力系统面临的挑战及前景[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.
- [2] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于RBCC动力系统的一点思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.
- [3] Adam S, Thomas J B. Integratuion and vehicle performance assessment of the aerjet “Trijet” combined-cycle engine[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [4] Mark H. Progress on Skylon and SABRE[J/OL]. [2019-11-01]. https://www.researchgate.net/publication/289579461_Progress_on_SKYLON_and_SABRE.
- [5] David A Y, Timothy K, Ian C, et al. Lazarus: a TSTO hypersonic vehicle concept utilizing RBCC and HEOM propulsion technologies[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference. Fort Lauderdale: AIAA, 2006.
- [6] Thomas M K, Joseph M R, John P R. Affordable flight demonstration of the GTX air-breathing SSTO vehicle concept[C]//Combustion, Airbreathing Propulsion Systems Hazards, and Modelling and Simulation Subcommittees Joint Meeting. Dwstin Florida: NASA/TM, 2002.
- [7] Jos'eph N S, Thomas J B. Assessment of RBCC-powered VTHL SSTO vehicles[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [8] Joseph M H, Dean R E. TSTO reusable launch vehicles using airbreathing propulsion[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento: AIAA, 2006.
- [9] Ajay P K, John W L. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [10] Pryor D, Hyde E, Escher W. Development of a 12-

- thrust chamber kerosene/oxygen primary rocket subsystem for an early(1964) air-augmented rocket ground test system[J]. American Institute of Aeronautics Astronautics, 1999: AIAA-99-4896.
- [11] Hyde E. Marquardt's mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project[C]/36nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Huntsville: AIAA, 2000.
- [12] Uwe H. NASA's advanced spaced transportation hypersonic program[C]/11th AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Orleans: AIAA, 2002.
- [13] Steve C. Exploring the future-3rd generation and inspace research and technology[C]/Proceedings of 12th Advanced Space Propulsion Workshop. ASPW, 2001: 12-19.
- [14] Siebenhaar A, Bujman M J. The strutjet engine: The overlooked option for space launch[C]/31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego: AIAA, 1995.
- [15] Siebenhaar A, Bulman M. Development and testing of the aerojet strutjet combustor[J]. American Institute of Aeronautics Astronautics, 1999: AIAA-99-4868
- [16] Andrew K. Summary of rocketdyne engine A5 rocket based combined cycle testing[J/OL]. [2019-11-01]. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/999000085-10.pdf>.
- [17] Yungster S, Trefny C J. Analysis of a new rocket-based combined-cycle engine concept at low speed[C]/35th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE and ASEE. Los Angeles: AIAA, 1999.
- [18] Walker J F, Kamhawi H, Krivanek T M. Status of the RBCC direct-connect mixer combustor experiment[C]/Combustion, Airbreathing Propulsion Systems Hazards, and Modelling and Simulation Subcommittees Joint Meeting. Destin: NASA/TM, 2002: 211555.
- [19] Quinn J E. ISTAR: Project status and ground test engine design[C]/AIAA/ASME/SAE/ASEE 39th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2003.
- [20] Lee J, Krivanek T M. Design and fabrication of the ISTAR direct-connect combustor experiment at the NASA hypersonic tunnel facility[C]/43rd Areospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno Nevada: AIAA, 2005.
- [21] Bradford J E. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military space plane[J/OL]. [2019-11-01]. http://www.sei.aero/archive/SEI_JANNAF_Sentinel_2007.pdf.
- [22] Dissel A F. Comparison of hthl and vthl air-breathing and rocket systems for access to space[C]/40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale: AIAA, 2004.
- [23] Bradford J E. Automated hypersonic launch vehicle design using modelcenter[J/OL]. [2019-11-01]. <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.1999-4896>.
- [24] Nelson D. Abortability metrics: Quantifying intact abort mode availability for reusable launch vehicles[C]/Space 2006. San Jose: AIAA, 2006.
- [25] Orloff B S. A comparative analysis of single-state-to-orbit, rocket and air-breathing vehicles[J/OL]. [2019-11-01]. https://www.researchgate.net/publication/235050965_A_Comparative_Analysis_of_Single-Stage-To-Orbit_Rocket_and_Air-Breathing_Vehicles.
- [26] Kotharil A P. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space[C]/AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Anaheim: AIAA, 2010.
- [27] Dahm W J A. Technology horizons a vision for air force science&technology during 2010-2030[J/OL]. [2019-11-01]. https://www.researchgate.net/publication/302305033_Technology_Horizons_A_Vision_for_Air_Force_Science_Technology_During_2010-2030.
- [28] National Research Council of the National Academies. NASA space technology roadmaps and priorities: Restoring NASA's technological edge and paving the way for a new era in space[R]. Washington, DC: The National Academies Press, 2012.
- [29] Taguchi H, Maitat M, Yatsuyanagij N. Airbreather/rocket combined propulsion system research for japanese SSTO spaceplane[C]/9th International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [30] Yamanaka T, Ohkoshi H. Airbreather/rocket combined cycle(ARCC) engine for spaceplanes[C]/9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [31] Tomioka S, Kudo K. Auxiliary injection for combustion augmentation of G/GPlume in a RBCC combustor[C]/41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson: AIAA, 2005.
- [32] Kouchi T, Kobayashi K. Performance of a RBCC combustor operating in ramjet mode[C]/42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Sacramento: AIAA, 2006.
- [33] Hiraiwa T, Tomioka S. Status report of jaxa combined-cycle engine research program in 2008[J/OL]. [2019-11-01]. https://www.researchgate.net/publication/289815635_Status_report_of_JAXA_combined-cycle_engine_research_program_in_2008.
- [34] Tomioka S, Takegoshi M. Performance of a rocket-ram-

- jet combined-cycle engine model in ejector mode operation[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008.
- [35] Tomioka S, Kato K. Performance of a rocket-ramjet combined-cycle engine model under ramjet-mode operations [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012.
- [36] Takegoshi M, Tomioka S. Mach 8 flight condition tests of rocket-ramjet combined-cycle engine model[C]//49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose: AIAA, 2013.
- [37] Ueda S, Kodera M, Takegoshi M, et al. Status of jaxa combined-cycle engine research for future space transportation vehicle[C]//65th International Astronautical Congress. Toronto: IAC, 2014.
- [38] 吕翔, 刘佩进, 何国强. RBCC 发动机性能分析方法研究[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(2): 120-123.
- [39] 王亚军, 李江, 何国强, 等. 基于放热分布的 RBCC 热力喉道研究[J]. 推进技术, 2016, 37(4): 662-668.
- [40] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. 一次火箭流量对 RBCC 性能影响的数值和实验研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 439-444.
- [41] 徐朝启, 何国强, 秦飞, 等. 基于气化煤油喷注的 RBCC 燃烧室亚燃模态燃烧组织研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 507-513.
- [42] He G Q, Shi L, Qin F, et al. Progress of rocket based combined cycle in northwestern polytechnical university [C]//65th International Astronautical Congress. Toronto: IAC, 2014.
- [43] 韦宝禧, 凌文辉, 江强, 等. TRRE 发动机关键技术分析及推进性能探索研究[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 298-305.
- [44] Luo C Q, Wei B X, Luo F T, et al. Design and experimental investigation of rbcc engine operating from mach 2.0 to 6.0[C]//65th International Astronautical Congress. Toronto: IAC, 2014.
- [45] John E. Bradford SCCREAM (simulated combined-cycle rocket engine analysis module): A conceptual RBCC engine design tool[J]. American Institute of Aeronautics Astronautics, 1997: AIAA 97-2760.
- [46] Bomar R B. Reynolds-averaged navier-stokes analysis of the flow through a model rocket-based combined cycle engine with an independently-fueled ramjet stream [D]. North Carolina: North Carolina State University, 2003.
- [47] 南向军. 宽马赫数二维曲面压缩高超声速进气道设计[J]. 火箭推进, 2015, 41(1): 43-49.
- [48] Traci R M, Farr J L, Laganelli T. A thermal management systems model for the NASA GTX RBCC concept [R]. Cleveland: NASA, 2002.

Progress and analysis of rocket based combined cycle(RBCC) propulsion system

ZHANG Mei, ZHANG Mengzheng, LIU Hao

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China

Abstract Reuse is a promising technology for launch vehicles. Rocket based combined cycle(RBCC) propulsion system is a good choice for reusable launch vehicles. In this article the development status of RBCC engine and key technological issues are described, possible application areas, and development path are analyzed as well. To make full use of the advantages of ramjet and rocket engine and remedy function disfigurement and performance deficiency of LRE(改为全称) or ramjet distinguishes RBCC engine from other power engines. On the basis of current technologies, the RBCC engine solution formed by different working modals and engine configurations is the developmental route of RBCC power system to meet the needs of fly mission.

Keywords rocket based combined cycle(RBCC) propulsion system; launch vehicle; RBCC power ●



(责任编辑 王丽娜)