

国外组合循环动力技术研究进展

张升升, 郑雄, 吕雅, 乔晓慧, 张永

中国运载火箭技术研究院研究发展部, 北京 100076

摘要 组合循环动力技术是多种动力技术从热力循环、结构布局等方面的有机融合, 具有工作包线宽、综合性能优等特点。综述了国外组合循环发动机的发展历程, 介绍了几种典型组合循环发动机, 概述了组合循环动力技术的发展趋势、关键技术, 提出了组合循环动力技术领域的发展建议。

关键词 组合循环动力; 组合循环发动机; 空天飞行器

目前, 单一动力形式的发动机(包括涡轮发动机、冲压发动机及火箭发动机等)存在一定适用短板, 如: 涡轮发动机性能高, 但高度在 20 km 或速度在 3 马赫以上时很难用作推进装置; 冲压发动机有较高飞行马赫数, 但机动能力较差, 且需助推加速解决低速启动问题; 火箭发动机虽不受高度和速度限制, 但性能较低。随着航天技术的不断发展, 单一类型的动力形式在满足天地往返运输系统快速、廉价、自由往返空间和高超声速飞行器多任务飞行需求方面存在的差距越来越明显^[1]。组合循环发动机(以下简称“组合发动机”)是指由两种或两种以上单一类型发动机(通常指涡轮发动机、冲压发动机及火箭发动机等)通过热力循环、结构布局等有机融合而形成的新型宽包线多模态动力装置。与单一类型的发动机相比, 组合发动机可发挥不同类型发动机在各自工作范围内的技术优势, 具备工作范围宽、综合经济性好等技术特点, 是宽速域、大空域临近空间及空天飞行器的理想动力装置。目前

常见的组合动力类型有: 火箭基组合发动机(rocket based combined-cycle, RBCC)、涡轮基组合发动机(turbine based combined-cycle, TBCC)、空气涡轮火箭组合发动机(air turbo rocket, ATR)、预冷类组合发动机、三组合发动机、基于爆震发动机的新型组合发动机等(图 1)。目前, 美国、日本、欧盟、俄罗斯等传统航空航天大国纷纷开展了组合发动机研究工作, 并取得了一定成果。

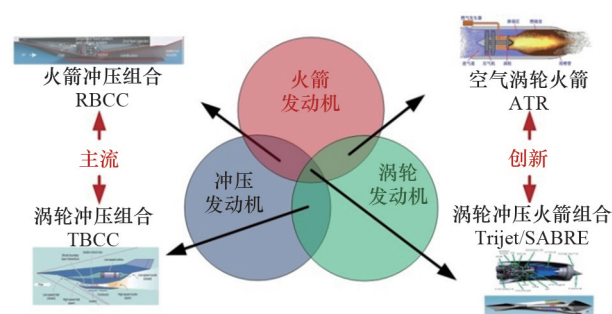


图1 组合发动机分类

收稿日期: 2019-11-19; 修回日期: 2020-03-20

作者简介: 张升升, 工程师, 研究方向为组合动力技术, 电子信箱: zhangssht@163.com

引用格式: 张升升, 雷建长, 张永, 等. 国外组合循环动力技术研究进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 33-53; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.004

1 国外组合循环动力技术发展历程

1.1 火箭基组合发动机

火箭基组合发动机(RBCC发动机)是将火箭发动机与冲压发动机有机结合形成的组合动力系统,有效利用火箭发动机高推重比与冲压发动机高比冲的优势,自带氧化剂,亦利用空气中的氧,通过模式切换一般可实现全空域、全速域工作。

1.1.1 美国

美国从20世纪60年代开始RBCC发动机研制工作,并分别于20世纪60年代和90年代掀起2次研制热潮,21世纪初至今处于第3次研制热潮。概括来看,美国RBCC发动机研制历经了认知-关键技术突破-工程应用的过程,研制历程如图2所示。

20世纪60年代,美国开展的可重复使用航天

运输系统研究计划,为找寻可靠的动力装置,带动RBCC研制工作进入第1次热潮。该阶段多为方案可行性探索研究,发动机构型简单,工作范围较窄。技术研究主要集中在RBCC引射模态及亚燃模态,代表性的如马夸特公司(Marquardt)的引射冲压(ejector ramjet-ERJ^[2])、增压引射冲压(super-charged ejector ramjet-SERJ^[3])发动机,如图3所示。但后来由于航天飞机研制中决定采用全火箭推进,美国放弃了对组合推进的投入。Marquardt也因此转入Ma 4~5的高性能军机用SERJ发动机的研究工作,并获得了大量成果。第1次热潮提出了RBCC概念,为未来入轨飞行器找到了一种可行的动力方案,证明RBCC比纯火箭系统有优势,为第2次热潮奠定了基础。

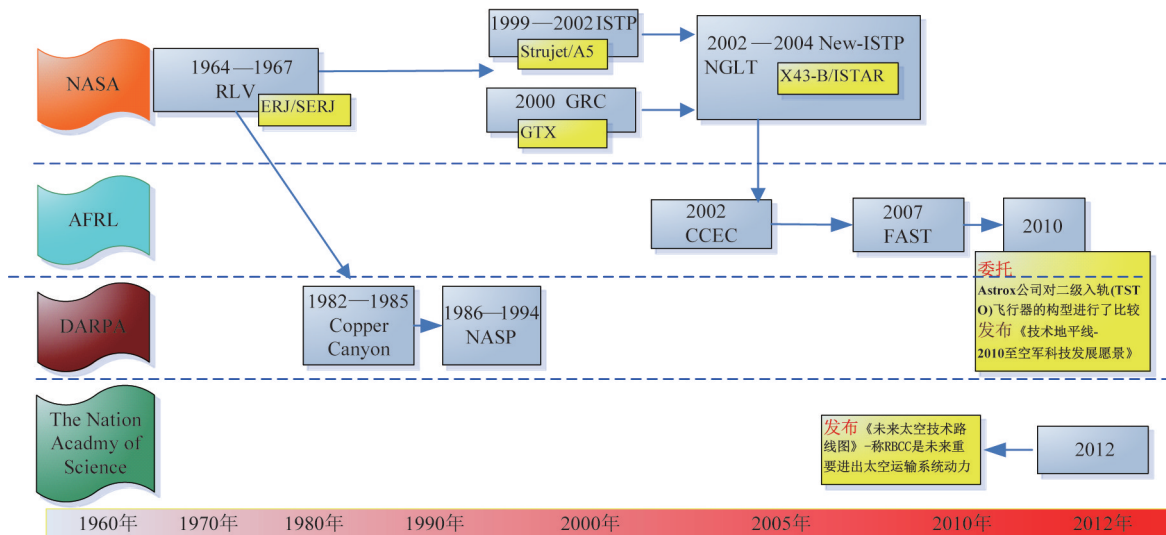


图2 美国RBCC发动机研制历程

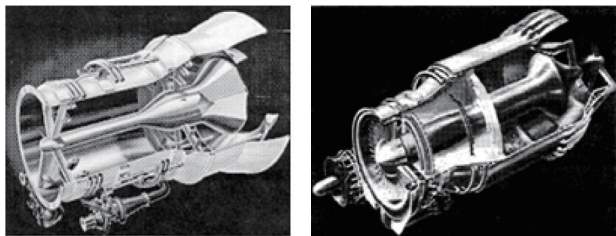


图3 ERJ(左)和SERJ(右)发动机

20世纪90年代,美国提出了“先进可重复使用空间运输技术计划”(ASTP),旨在实现单级入轨的空间运输系统,提高可重复使用飞行器性能并降低发射和维护费用,自此RBCC研究工作掀起了第2次热潮,发展路线如图4所示。该阶段主要集中于模式过渡及火箭与冲压匹配研究,并开展了Strutjet、A5、GTX、ISTAR等几款典型RBCC发动机研

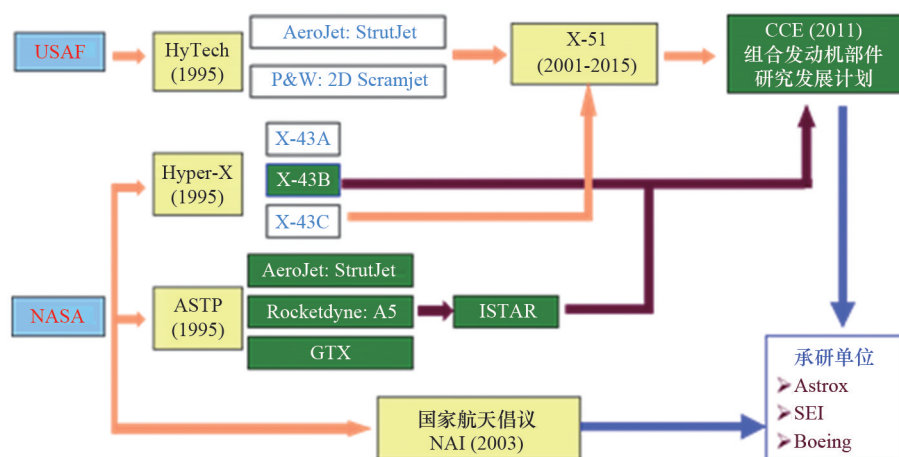


图4 美国RBCC研究第2阶段发展路线

究^[4-11]。Strutjet发动机为二元结构,侧压式进气道,火箭发动机安装在流道中央支板内,并采用多模块并联。A5发动机由全固定式流道、三维内侧压进气道、等值隔离段、扩张型燃烧室和喷管等组成,引射火箭安装在侧壁,如图5所示。GTX飞行器引射火箭安装在发动机侧壁,与冲压燃烧室形成一体化构型,并利用飞行器前体进行预压缩;ISTAR是X-43B的动力,以Strutjet发动机为基础,进气道为变几何结构,尾喷管为固定结构,并在流道中安装有多个支板,主火箭安装于支板中,详见图6。通过

这几款典型RBCC发动机研究,美国实现了从关键技术攻关和性能研究向工程化集成演示验证转化。

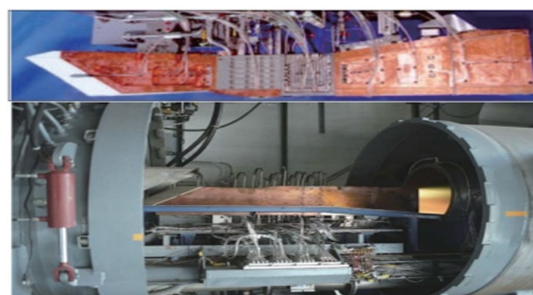


图5 全固定流道的A5组合发动机

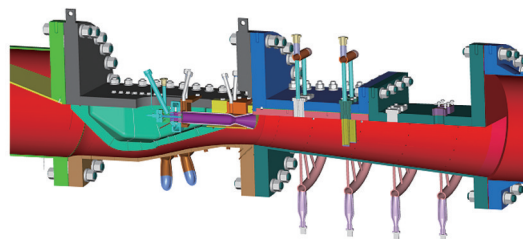


图6 GTX发动机试验器模型

从21世纪初至今,针对RBCC的应用方案,掀起了第3次研究热潮。2008—2010年,ATK、Astrox、AeroJet和波音公司分别开展了临近空间和RBCC两级入轨研究,包括入轨飞行器总体方案,飞行器初步结构设计和发动机总体方案设计等。通过大量分析研究认为,两级入轨飞行器中的第1级或第2级若使用RBCC发动机,可提高有效载荷、机动性及发射窗口机会等。在此基础上进一步开

展了与之相适应的轴对称RBCC发动机设计研究。2012年,美国国家航空航天局(NASA)技术路线图指导委员会、航空航天工程局及美国科学院完成的《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》报告建议:TBCC和RBCC应作为美国优先发展的动力系统。美国典型的研究计划如表1所示。

表1 美国以RBCC为动力的研究计划

计划	开始时间/年	典型发动机	支持单位
可重复使用航天运输系统研究计划	1962	ERJ, SERJ	Air force
国家空天飞机计划(NASP)	1986	—	DARPA
综合航天运输计划(ISTP)	1999	Strutjet, A5	NASA
轴对称RBCC飞行器研究计划	20世纪末	GTX	NASA
下一代发射技术计划(NGLT)	2002	ISTAR	NASA
组合发动机组件计划(CCEC)	2002	Sentinel	Air force
完全可重复使用进入太空技术计划(FAST)	2007	—	Air force
CCE计划和Robust Scramjet计划	2008	Astrox-RBCC, ATK-RBCC	Air force

1.1.2 日本

日本宇航局(JAXA)从20世纪90年代开始,开展了RBCC推进系统研究,以重复使用飞行器为目标。研究包括进气道、一次火箭、火箭引射模态、亚燃模态、超燃模态等方面。JAXA于2005年制定了未来20年的高超声速飞行器研究发展计划,其中

RBCC研究仍是实现可重复入轨飞行器的重要途径^[12]。从日本近年来的公开资料来看,主要开展了关键技术攻关及缩尺件试验,详见图7。截至2015年,已完成RBCC动力Ma 0~11的自由射流验证,计划5年内开展RBCC动力飞行试验,并于2025年开展基于RBCC的两级入轨飞行器飞行演示。

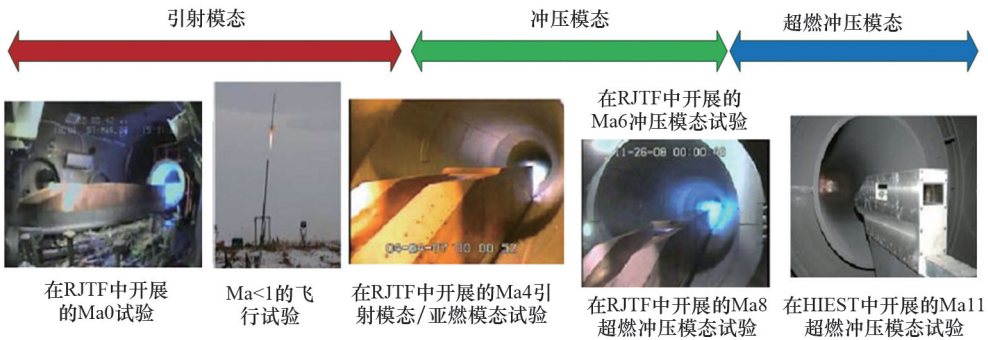


图7 日本RBCC试验情况

1.1.3 其他国家

欧盟相关国家也同步开展了RBCC发动机研制工作。2003年,法国开展了LEA飞行试验项目并延续至今,2005年欧洲航天局制定了长期先进推进概念和技术研究计划(LAPCAT),主要开展了RBCC和TBCC的关键技术和飞行器概念设计^[13-14]。针对洲际目标进行了推进系统和飞行器分析研究,2008—2009年,欧洲航天局在LAPCAT—II内继续开展了RBCC飞行器论证设计。通过论证分析认为RBCC飞行器能够同时满足高超巡航和入轨飞行,将继续开展风洞试验和小尺寸飞行试验。

1.2 涡轮基组合发动机

涡轮基组合发动机(TBCC发动机)是将涡轮发动机与冲压发动机有机结合形成的组合动力系统,克服了涡轮发动机和冲压发动机单独工作时的工况限制,通过模态切换一般可实现0~30 km、Ma 0~7工作。

1.2.1 美国

美国自20世纪50年代开始,遵循不同阶段的国家项目或计划开展TBCC发动机研制工作,经历了SR-71项目、NASP下的RTA计划、FaCET计划、SR-72计划、AFRE项目等时期^[15-22],其研制历程如图8所示。

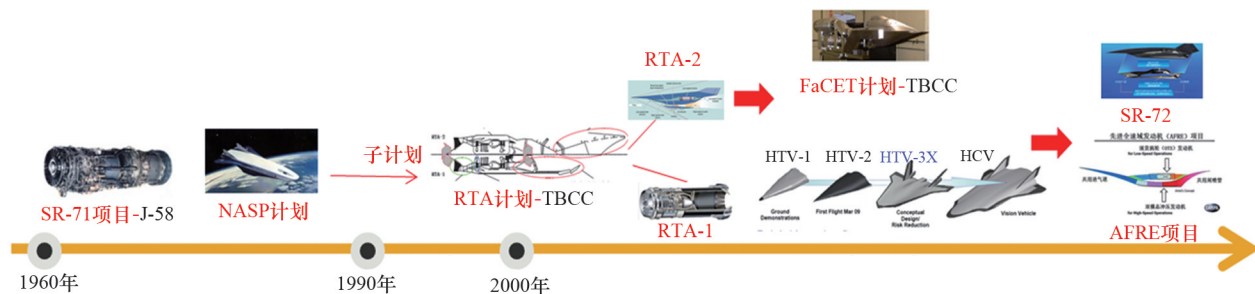


图8 美国TBCC发动机研制历程

美国SR-71“黑鸟”侦察机的发动机——J-58就是最早投入使用的TBCC发动机。其由涡轮喷气发动机和加力燃烧室/亚燃燃烧室串联组成,最大飞行高度26 km,最大飞行速度Ma 3.2以上,具有优异的高空高速性能,为后续TBCC发动机研究工作奠定了技术基础,SR-71“黑鸟”飞行器见图9。

为发展和验证一种低成本且安全进入太空的可重复使用低速段涡轮推进系统,从2001年开始,在“国家空天飞机”(National Aero-Space Plane, NASP)下属的RTA计划资助下,NASA GRC格林研究中心、AFRL和GEAE开展了大量TBCC研制工作,RTA计划情况见图10。研究工作分2个阶段进行:第1阶段,设计一台中等尺寸发动机(RTA-1),对可能使用的先进技术进行系统级验证;第2阶段,将进行Ma 5、推重比为15一级的缩尺发动机地面试验(RTA-2)。RTA-1发动机是在YF120加力

涡扇发动机基础上,采用串联方案,速度可达Ma 4以上。RTA-2发动机采用上下并联方案,涡轮发动机工作范围为Ma 0~4.5,双模态冲压发动机工作范围为Ma 3.5~7。通过RTA-1计划,研究人员认识到,串联式TBCC发动机虽具有尺寸小、重量轻等优点,但高马赫数飞行下涡轮性能受限。基于此,后续的FaCET计划和SR-72平台均采用并联式TBCC方案。



图9 SR-71“黑鸟”

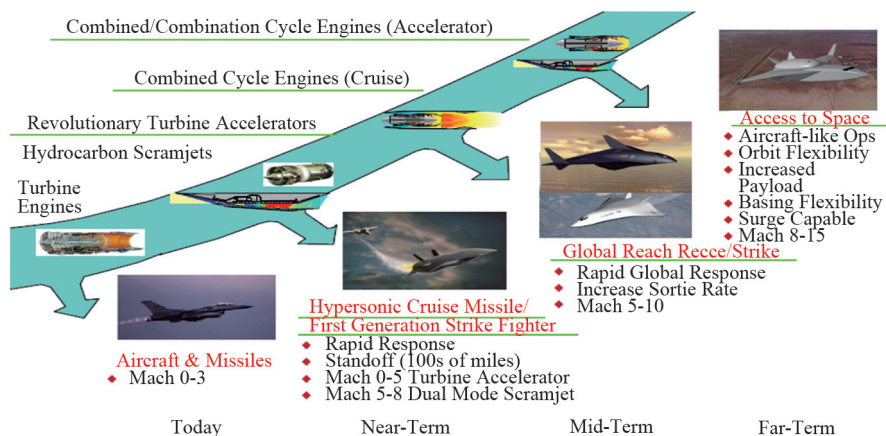


图10 美国TBCC技术发展计划 - RTA计划

2004年,NASA取消X-43B项目后,猎鹰(FALCON)计划的HTV-3验证机转变为涡轮基组合循

环动力的HTV-3X(黑雨燕试验平台),主要目的是进行Ma 6高超声速飞机可重复飞行演示验证。综

合了先进内旋式进气道、HiSTED 涡轮、X-51 的双模态超燃冲压发动机、SR-71 的高性能涡轮发动机等研究成果。2008 年,由于 TBCC 发动机技术成熟度不足、经费支持不够,黑雨燕项目终止。

源于 FALCON 计划,2005 年开始开展了 FaCET 计划,其主要目的为研究推进一体化设计技术、燃

烧室技术、一体化喷管技术和模态转换技术,部件试验见图 11。随后,基于模态转换深入研究的需求牵引,开展了 MoTr 计划。洛马公司于 2013 年完成了 TBCC 缩尺模型地面试验,成功验证了模态转换技术,为后来 SR-72 采用更大涡轮基的 TBCC 提供了技术支撑。

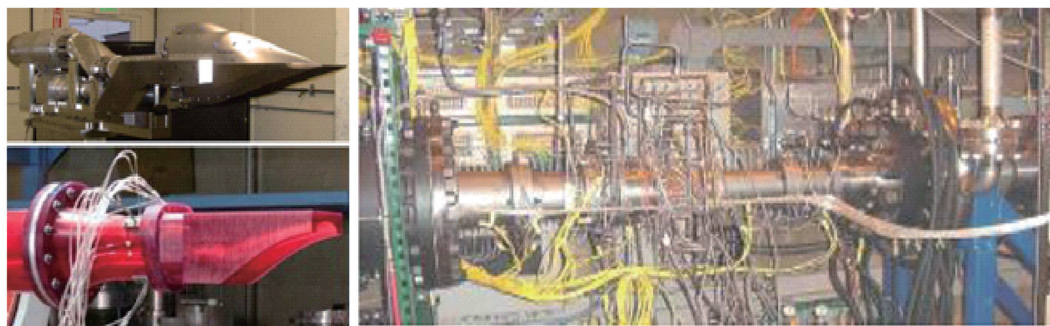


图 11 FaCET 项目发动机进、排气及燃烧室部件试验

2013 年 11 月,洛马公司公布了 SR-72 计划,目的为发展一型 Ma 6 以上,集情报收集、侦察、监控、打击等诸多功能于一体的侦察机,其发动机简图见图 12。项目继承和借鉴 FaCET 项目研究成果,同时综合了战斗机成熟发动机改型、X-51A 超燃冲压发动机技术、HiSTED 高速涡轮发动机技术等。该计划中 Ma 6 高超声速飞行器采用并联式 TBCC 发动机,技术源自 HTV-3X 项目,发动机与 HTV-3X 项目验证的动力系统相似。

DARPA 在 2016 年 8 月发布了“先进全速域发动机”(AFRE)项目的广泛机构通告(BAA)。该项

目的目标是解决常规涡喷发动机在 Ma 2.5 仍然能够工作及冲压发动机在 $Ma < 3.5$ 时不能有效工作的问题,详见图 13。旨在利用现货涡轮发动机,在地面上集成验证一种能够无缝在 Ma 0~5+ 范围内工作的可重复使用、碳氢燃料、全尺寸涡轮基冲压组合(TBCC)发动机,进一步支撑实现能够在拒止环境下执行情报、监视与侦察(ISR)任务的高超声速飞机。AFRE 项目是 FaCET 计划、HiSTED 计划、STELR 计划、MoTr 计划的继承和发展,并借鉴了 RTA 计划、FAP 计划等的成果。AFRE 项目分为 2 个阶段实施:第 1 阶段主要开展缩比尺寸和全尺寸

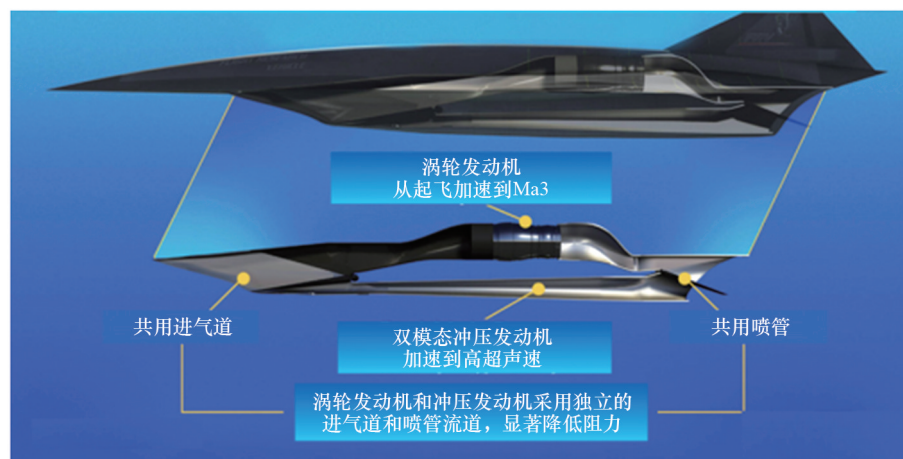


图 12 SR-72 的 TBCC 发动机

部件的地面试验,逐步推动组部件技术成熟;第2阶段将以渐进的方式开展全尺寸系统集成和测试,并完成全系统地面自由射流试验。另外,政府部门也不局限于TBCC作为高超声速飞机技术实现途径。目前,美国空军研究实验室(AFRL)正与英国反应发动机公司(REL)积极开展合作,研究SABRE发动机在高超声速飞机等领域的应用潜力。

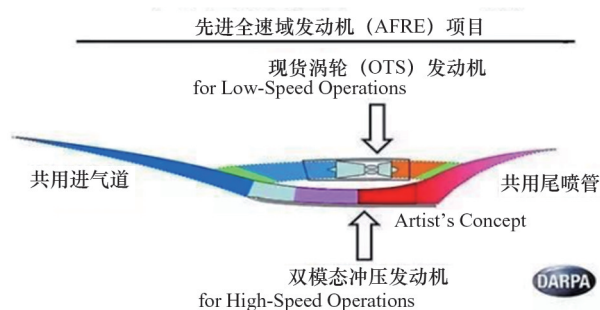


图13 先进全速域发动机(AFRE)项目

1.2.2 日本

1989年,日本提出了高超声速运输机10年研究计划,首期目标是研制飞行Ma 5+的TBCC发动机。先后共论证了12种TBCC结构形式,最终对同轴串联式组合发动机进行重点研究^[23]。1990年,开始验证发动机的基础设计,1993年完成了HYPR项目变循环涡扇发动机核心机第1阶段实验,验证了核心机涡轮前温度能达1973 K。1994年秋,进行

变循环涡扇发动机验证机地面实验,验证了其海平面状态性能良好;同一年,完成缩比尺寸冲压发动机火焰稳定器实验;1996年,成功进行了高空台实验,验证了发动机高空性能、风车起动特性以及变循环方案的可行性。经过近10年的研究,日本初步完成了TBCC发动机及其部件的可行性验证,突破了许多关键技术。后续研究重点主要转向进气预冷TBCC发动机——ATREX。

1.2.3 其他国家

20世纪60年代,俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)开展了TBCC发动机研究,基于地面试验样机CIAM TRJ,研究了模态转换、部件冷却等^[24]。1993年,俄罗斯联邦航天局制定了为先进可重复使用空间飞行器研制组合式推进系统的计划,目的为探索并联式和串联式TBCC发动机方案,并分析其优缺点。研究表明,并联式较串联式较优,并在后续研究中主要倾向于并联式方案。同时,开展了TBCC关键技术研究,针对不同飞行器需求,开展了飞行器与组合动力一体化研究。

1985年,德国开始桑格尔(Sanger)空天飞机研究,旨在发展一个水平起降的两级入轨飞行器,详见图14。直到1991年,在各方面的支持下,欧洲第1台用于空天飞机的涡轮冲压组合推进系统才成功进行了地面试车。但由于经费问题,该项目后来被迫停止。

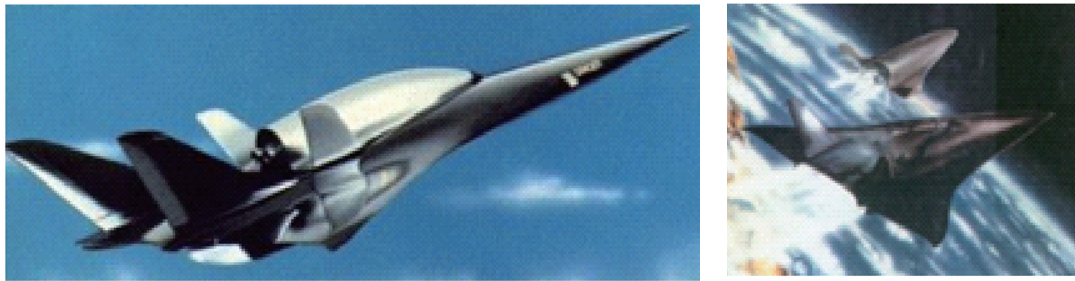


图14 Sanger概念飞行器

1.3 空气涡轮火箭组合发动机

空气涡轮火箭组合发动机(ATR发动机)兼具火箭发动机和涡轮发动机特点,通过独立燃气发生器产生的富燃燃气或在换热器中吸热后的燃料驱动吸气式燃气涡轮,与TBCC发动机相比具有结构

简单、重量轻、推重比大、实现性好等优势,一般可实现0~30 km空域、Ma 0~3速域工作,ATR地面试验件见图15,ATR发动机相比其他动力形式的优势见表2。

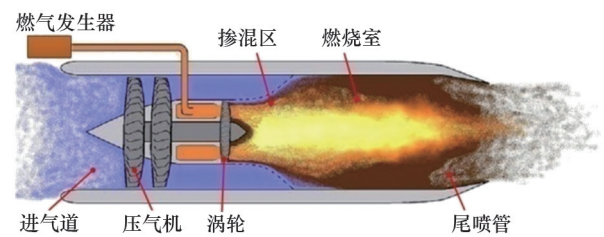


图 15 CFD RC研究的 ATR 地面试验件

表 2 ATR 发动机优势分析

动力形式	ATR 发动机优势
涡喷发动机	成本低;
	大空域、宽速域;
	推重比高、单位推力大;
	可实现固体推进剂
冲压发动机	可零速启动、且可亚音速工作; 相同马赫数下,飞行高度可以更高
火箭发动机	固体 ATR 比冲约为固体火箭发动机 3 倍; 液体 ATR 比冲优势较固体更为明显

1.3.1 美国

1930 年,意大利人 Campini 最早提出 ATR 发动机概念,并于 1940 年进行了首次试验。1950 年,喷气发动机公司(Aerojet)改进设计,制造了原理样机,进行了地面试车,获得了 1.7 t 的海平面推力。此后的 20 年,Aerojet 不断改进 ATR 发动机方案,但其效率在亚声速和跨声速段与涡喷、涡扇发动机相比存在一定差距,当时被认为无适用的作战使用模式而终止了研制工作。

直到 20 世纪 80 年代开始,在美国空军、海军支持下,Aerojet、AMCOM、CFD RC、刘易斯研究中心等研究机构和马里兰大学、密苏里大学等高校相继开展了各类 ATR 试验研究,提出了多种 ATR 总体应用方案^[25-26]。1982 年,Aerojet 建立了 ATR 发动机试验系统,并成功完成首次地面试车,证实了 ATR 发动机具有明显性能优势、良好应用前景和较高实现性。20 世纪 90 年代,美军导弹司令部(MICOM)完成单组元 ATR 原理性验证机研制,通过多次地面热试车,验证了单组元推进剂 ATR 系统性能和关键组件性能,评估了 ATR 作为弹用动力系统的可行性。CFD RC 于 1999 年完成了 ATR 发动机飞

行样机的研制,并进行了飞行试验。ATR 发动机飞行样机长约 0.76 m,直径约 178 mm,设计工作点为 9 km/Ma 3。飞行试验中,样机很快爬升到 7.6 km,在 Ma 2.5 巡航速度下航程超过 90 km,ATR 发动机见图 16。

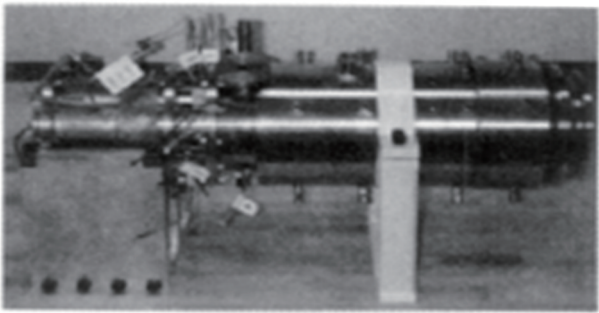


图 16 ATR 发动机工作示意

1.3.2 日本

日本也是最早提出和开展 ATR 研究的国家之一,在军方支持下,日本国防部技术研究发展局(TRDI)于 1995 年开始 ATR 基础研究计划,目标是研究以靶弹、巡航导弹和超音速无人机等武器平台为应用背景的 ATR 动力技术研究。该计划从燃气发生器、过氧化氢氧化剂、高压比压气机、变截面喷管及变斜面跨音速进气道等组件设计和试验工作开始,通过 ATR 演示样机飞行模拟直连试验,验证了 0~12 km、Ma 0~3 模拟情况下该发动机能够可靠工作的能力,见图 17。

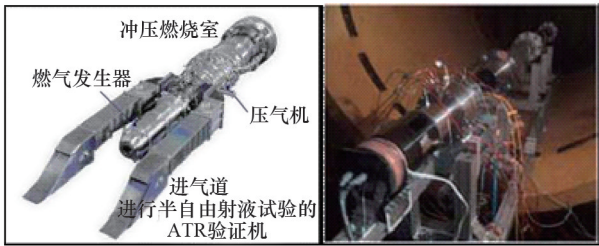


图 17 日本 ATR 技术演示样机及直连试验

1.3.3 其他国家

2013 年 6 月,欧洲导弹集团(MBDA)在巴黎航展上展示了基于 ATR 组合动力的 CVS302“重装步兵(HOPLITE)”导弹方案,为陆军和海军提供间接的精确打击能力,见图 18。

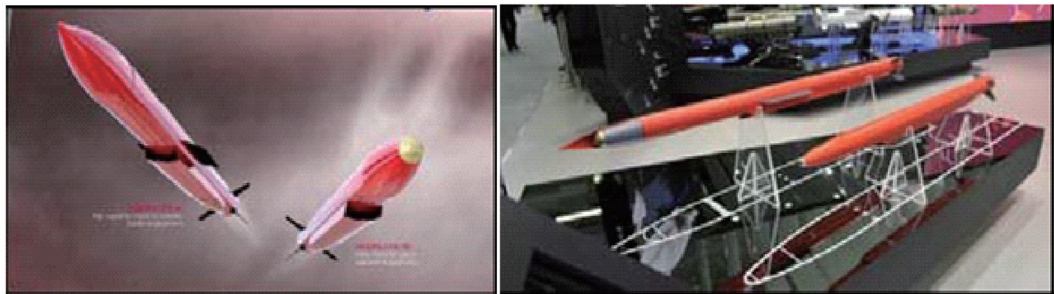


图18 欧洲“重装步兵”ATR动力空射导弹方案

此外,德国、瑞典、丹麦和印度等国家也开展了ATR动力技术研究,以挪威“企鹅MK3”战术导弹为背景,开展了动力对比研究。相对航空发动机和固体发动机,ATR组合动力导弹在重量、射程、调节等方面具有一定优势,详见图19。

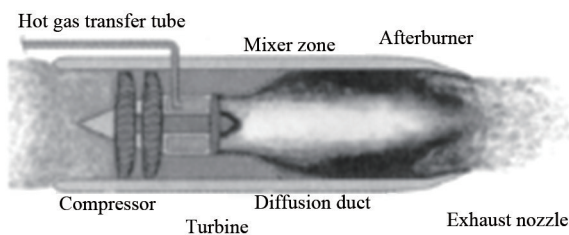


图19 丹麦、瑞典等国的空射导弹

1.4 预冷类组合发动机

随着高超声速飞行器技术、两级入轨或单级入轨飞行器计划发展,伴随着对涡轮发动机工作马赫数上限范围拓宽的需求,预冷类组合发动机工作于吸气式模态时,对进入燃烧室的来流空气进行有效预冷,从而实现发动机高推重比和高比冲。目前典型的预冷类组合发动机,如英国SABRE发动机为涡轮、火箭、冲压发动机深度融合,可实现全空域、全速域飞行。

1.4.1 美国

美国针对预冷类组合发动机开展了大量研究,先后提出了LACE^[27]、ACES^[27]、KLIN^[28]、MIPCC^[29]循环发动机等。

20世纪50年代,美国马夸特公司(Marquardt)最早提出基于换热器的预冷发动机,称为液化空气循环发动机(LACE)^[27],LACE发动机如图20所示。LACE利用低温液氢燃料,通过换热器液化来流空气,并泵压至火箭燃烧室参与燃烧;当飞行马赫数

提高至约5~7时,进气道关闭,进入纯火箭模态。由于LACE发动机具有较高的推重比,但由于液化过程需要消耗大量的液氢,LACE无法达到高比冲(仅约800 s),未达到单级入轨天地往返飞行器的要求。因此,20世纪60年代美国的“航空航天”计划终止了LACE的相关研究。

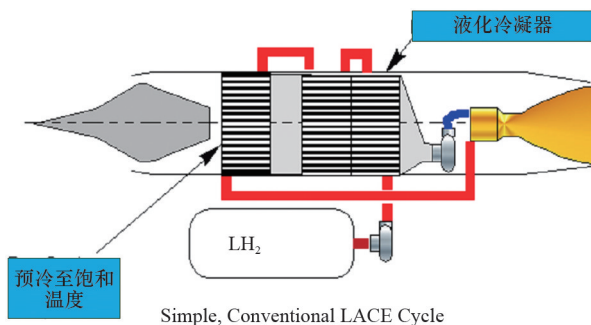


图20 LACE发动机

20世纪60年代,美国提出空气收集循环(ACES),ACES是在LACE基础上增加一个空气分离器发展而来,与LACE不同之处在于,空气液化后液氧和液氮分离^[27],ACES发动机如图21所示。ACES发动机分离制备液氧,理论上只需携带少量甚至不带氧化剂,故可降低飞行器起飞重量。但液氧与液氮沸点接近,导致液氧在线分离较为困难;且制备液氧效率较低,消耗大量液氢增加了飞行器起飞重量。因此,ACES发动机当前研究重点主要是高效紧凑换热器技术、液氢冷却能力的有效利用及高效液氧分离技术等。

20世纪90年代,比利时专家V.Balepin出于单级入轨(SSTO)发动机的需求考虑,提出将深度冷却的涡喷发动机和火箭发动机有机结合而形成深

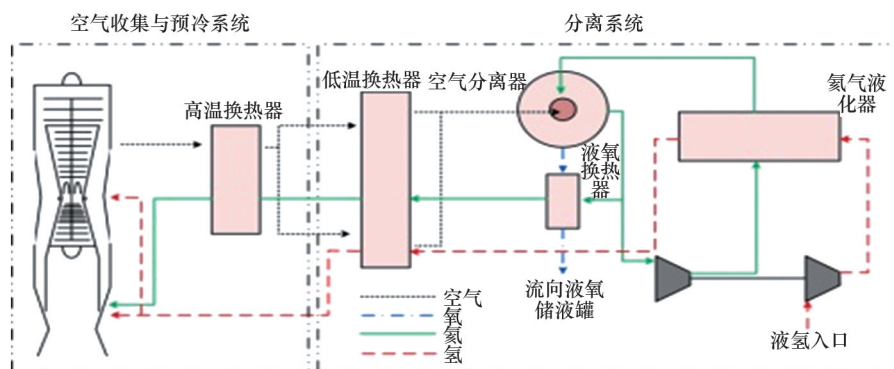


图21 ACES构型及各流体流动示意

冷涡喷火箭组合发动机,称为KLIN循环发动机^[28],其构型如图22所示。其中,涡喷发动机可在Ma 0~6内稳定工作,节约了低速段火箭发动机所需氧化剂;火箭发动机在起飞时部分开启可提供足够推力,且采用垂直起飞方式,解决了其他类型TBCC发动机起飞时推力不足及水平起飞必须增大翼展面积和起落架带来的结构增重问题;飞过跨声速后火箭发动机节流,直到涡喷发动机关闭(Ma 6)后,火箭发动机才全部开启。涡喷发动机可同飞行器分离,并且可以回收利用。

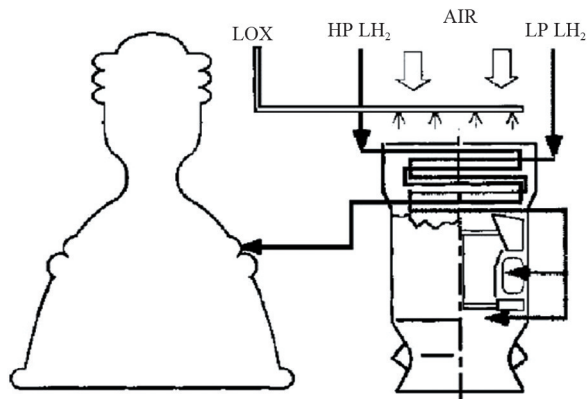


图22 KLIN发动机循环构型

ATR发动机受限于压气机进口温度的限制,一般工作范围仅为Ma 0~3.5。为了解决这一问题,美国MSE公司于2001年首次提出了“质量喷注预压缩冷却”(Mass Injection Precompressor Cooling, MIPCC)的推进概念^[26],其原理如图23所示。MIPCC在常规涡轮发动机压气机前加装喷射系统,通过液体蒸发冷却来流,拓宽MIPCC发动机可达到Ma 6以上。MIPCC的优势在于消除了推力和比

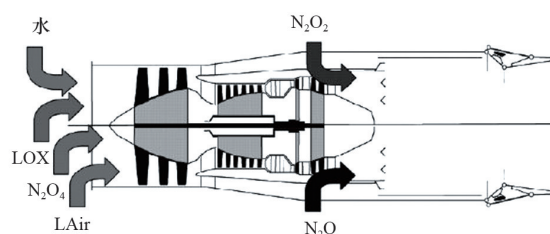


图23 MIPCC发动机结构及工作原理

冲同时下降的趋势,使得飞行器在高速飞行时,仍具有较高的加速性能。

1.4.2 日本

1986年,日本航空航天科学研究所(ISAS)联合NAL、NASDA等,提出吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机(ATREX),目标是发展成为高超声速飞行器或两级入轨(TSTO)可重复使用空天飞机的推进系统^[30~31]。该发动机是在ATR发动机基础上加装进气道预冷换热器改进而来,同时具备ATR发动机的一些特点。对于ATREX发动机,预冷换热器的引入减轻了ATR发动机高马赫数下高温来流对压气机的损伤,提高了压气机压比及效率。一般而言,在Ma 0~6范围内,采用预冷的ATR循环,可以显著提高发动机性能^[32]。

ISAS制定了ATREX发动机三步研制计划,将依次开展海平面静态试验、高超声速风洞模拟试验及飞行试验。作为ATREX最重要的两大部件进气道和预冷器,研究人员对此开展了大量改进设计。1993年,首次完成了带预冷器的轴对称进气道风洞试验;1996年,制成ATREX-500验证机,开展了海平面静态点火试验和部件试验;2000年2月,成功进行了进气道控制试验。截至2003年,日本共

完成63次热试车,总试车时间为3600 s,整机状态模拟来流速度Ma 0~3,进气道组件模拟来流速度范围Ma 0~6。研究表明,ATREX发动机可使飞行器在6 min内沿动压50 kPa的飞行轨迹,从海平面静止状态加速到30 km、Ma 6的飞行状态,ATREX发动机工作原理如图24所示。

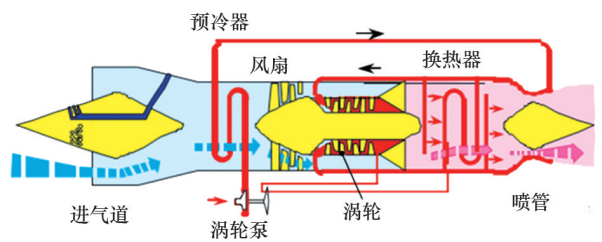


图24 ATREX发动机工作原理

1.4.3 其他国家

20世纪80年代,罗罗公司艾伦·邦德等人为英国HOTOL项目研制了RB545发动机,如图25所示。该发动机存在2种工作方式,即吸气式和纯火箭模式,并以Ma 5~6作为模式转换过渡段。与LACE发动机相比,RB545发动机主要有如下改进:第一,仅对来流进行深度预冷(约80 K,非液化),避免相变过程的潜热能量转换,减小了冷却所需燃料,提高了发动机效率;第二,通过试验解决了换热器的结霜问题,实现了紧凑有效的换热器;第三,将空气冷却用氢排放掉,改善了冷却循环产生多余氢,燃烧反而引起发动机效率降低的问题。RB545发动机主要性能参数见表3^[33]。

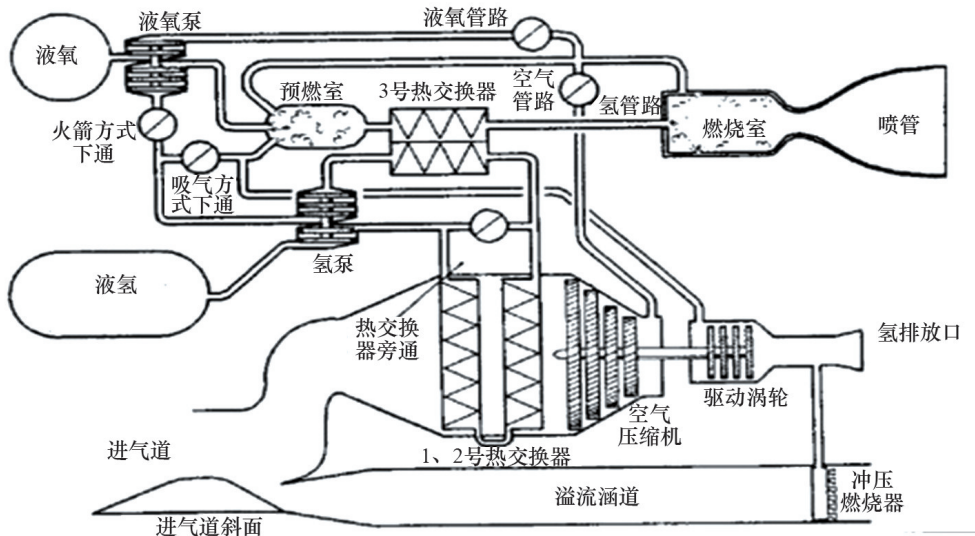


图25 RB545发动机简化流程图

表3 RB545发动机性能参数

参数	吸气方式	火箭方式
推力(KN)	340	735
燃烧室压力(MPa)	10	15
燃烧室温度(K)	2700	3400
氢流量(kg/s)	23	23.3
空气流量(kg/s)	240	—
液氧流量(kg/s)	—	140
比冲(m/s)	14780	4500
重量(kg)		2500
喷管膨胀比		100:1
喷管出口直径(m)		1.82

1998年,罗罗公司因RB545发动机研制投资过大而不再支持,但艾伦·邦德却未灰心。在LACE及RB545发动机基础上,通过增设氢循环,采用轻质高效预冷器,形成Skylon项目中的协同吸气式火箭发动机(SABRE)^[34-35],如图26所示。该发动机以氢氧火箭发动机为核心,集成涡轮发动机进气道和压气机技术、亚燃冲压发动机技术、核电闭式氦气布雷顿循环技术。SABRE发动机研制主要分为3个阶段:第1阶段是涡轮基火箭组合发动机关键技术研究,重点是预冷器技术,并于2013年完成了全尺寸预冷器地面试验,同时完成了SABRE-

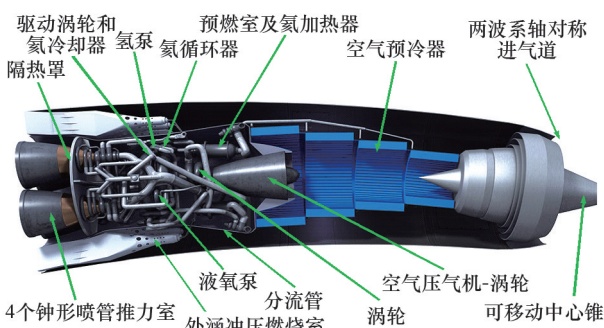


图 26 SABRE 发动机

3 发动机的研制;第2阶段是发动机系统设计,2015 年完成了对转涡轮、进气道、燃烧室、尾喷管以及模态转换技术验证,并通过 AFRL 对发动机可行性评估,同时提出了改进型的 SABRE-4 发动机循环;第

3 阶段计划于 2022 年对全尺寸发动机开展 Ma 5 飞行试验,测试发动机的高超声速工作性能。SA-BRE 发动机发展历程见图 27,预冷类组合发动机预冷机制及主要特点见表 4^[36]。

1.5 三组合发动机

三组合发动机是将涡轮发动机、冲压发动机、火箭发动机有机结合形成的动力系统,与 RBCC 相比,可提升低速段性能(零速起飞时采用的引射模态效率低,使得起飞的低速过程耗油量过大);与 TBCC 相比,可有效解决“推力鸿沟”问题(涡轮动力工作上限 Ma 2.5 至冲压动力工作下限 Ma 3.5 间推力较小);与 ATR 相比,可有效拓宽飞行空域、速域。三组合发动机理论上可实现全空域、全速域工作,但系统较为复杂,结构质量重。

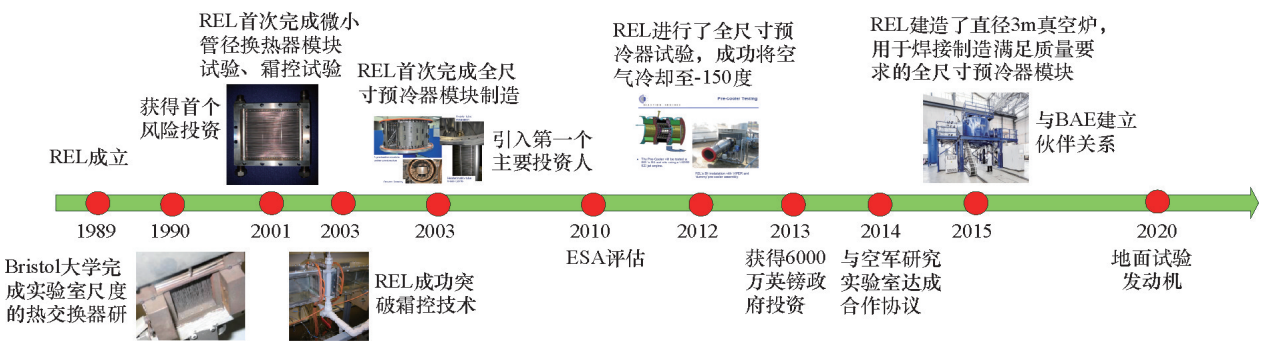


图 27 SABRE 发动机发展历程及规划

表 4 预冷类组合发动机预冷机制及主要特点

预冷机制	代表性发动机循环	冷却原理	优点	缺点	关键技术
燃料预冷	LACE	低温液氢液化空气	—	空气冷却液化需消耗大量燃料,比冲较低	除冰技术 空气预冷器设计
	ACES	低温液氢液化空气,氮氧分离	—	空气分离系统增加系统重量、复杂度	液氧-液氮分离技术 空气预冷器设计
质量喷注预压缩冷却	MIPCC	喷注水或液氧,利用其蒸发潜热散发能量	拓宽了常规涡轮发动机的工作范围,高速下飞行器加速性能高	燃料或水消耗量较大,系统质量大	喷注系统设计
燃料预冷和质量喷注预压缩冷却组合预冷	KLIN	喷注液氧分离空气中的水蒸气避免结冰问题;液氢进一步冷却空气	系统结构相对简单,质量轻,推重比高	—	无液化下的深冷技术
	ATREX	喷注液氧、液氮或甲烷分离空气中的水蒸气避免结冰问题;液氢进一步冷却空气	拓宽了发动机工作范围	—	喷注系统设计 空气预冷器设计 除冰技术

除上述介绍的英国 SABRE 发动机外,三组合发动机另一代表为美国的 TriJet 发动机。针对 TBCC 发动机存在的“推力鸿沟”,难以实现接力与模态转换的瓶颈问题。从 2002 年开始,美国波音和 Aerojet 公司合作开展了名为 PyroJet 的 TBCC 研究计划,提出了 TriJet 组合发动机^[37-38],见图 28。该

发动机将涡轮发动机模块(TE)、火箭增强引射冲压发动机模块(ERJ)与双模态超燃冲压发动机(DMRJ)整合,结合 TBCC 发动机和 RBCC 发动机优势,可实现 0~30 km 空域、Ma 0~7 速域范围内工作,但该方案系统复杂、结构质量高,性能尚有较大提升空间。

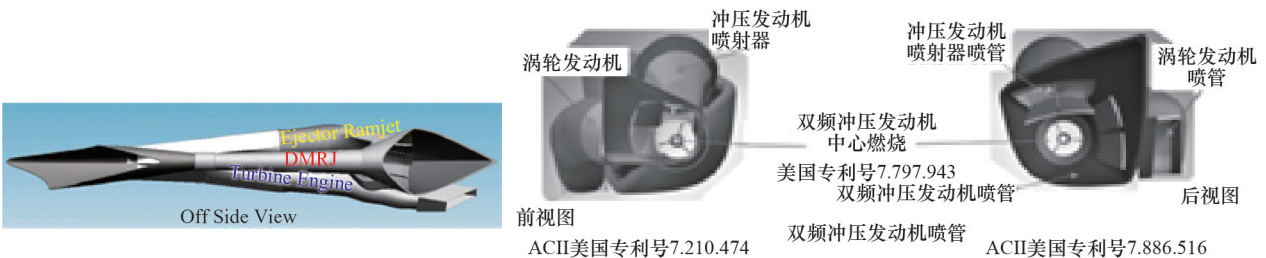


图 28 TriJet 发动机示意

TriJet 组合发动机工作过程见表 5。AeroJet 公司申请了 TriJet 组合发动机的 3 项核心专利,在 2011 年全部授权,通过这些技术能够实现进气道系统对 3 个流道流量的调节匹配、燃烧室降低热负荷、利用涡轮排气产生双模态冲压发动机热力喉道等一些 TriJet 发动机关键技术。通过进气道风洞试验,初步验证了 TriJet 方案流量匹配特性。

美国等西方国家和俄罗斯开始研究脉冲爆震发动机,据称已取得重大进展^[40]。20 世纪 90 年代以来,美国海军、空军、NASA、DARPA 分别实施了 PDE 发展计划^[41]。近年来法国、俄国、加拿大、日本、波兰均在积极推进爆震发动机技术研究。

爆震发动机可以作为高超声速飞行器的独立动力装置,也可以与火箭发动机、涡轮喷气发动机、冲压发动机结合形成组合发动机,见图 29。例如,连续旋转爆震火箭发动机基于火箭模式下燃料的连续旋转爆轰,提升了发动机的整体性能;与传统冲压发动机相比,爆震冲压发动机工作范围更广、稳定性更好;爆震涡轮发动机可在较低增压比下产生更大的有效功,使得发动机结构更小更简单、推重比更高。

表 5 TriJet 组合发动机工作区间

马赫数范围	TE	ERJ	DMRJ
0~2.0	全开	全开	关闭
2.0~2.5	部分开启	全开	关闭
2.5~3.5	关闭	部分开启	关闭
3.5~4.0	关闭	逐渐关闭	工作
4.0~7.0	关闭	关闭	工作

1.6 基于爆震发动机的新型组合发动机

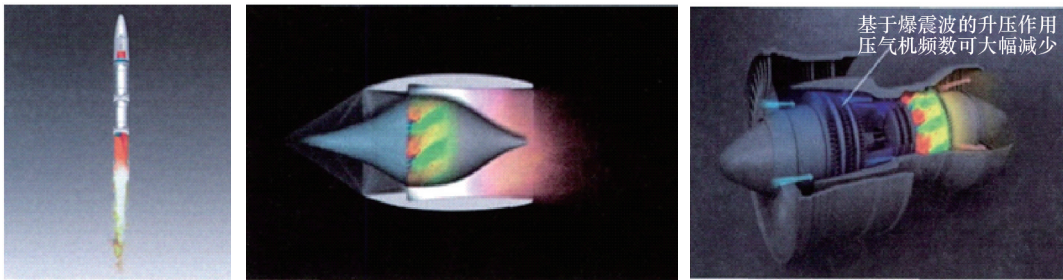
爆震发动机是一种基于爆震燃烧的新概念发动机,具有循环热效率高、结构简单、重量轻、推重比高、比冲大、成本低、工作范围广等突出优势,被认为是 21 世纪最有前途的革命性航空航天动力之一。根据工作方式不同,爆震发动机分为脉冲爆震发动机(PDE)、连续爆震发动机(CDE)、斜爆震发动机(ODE)(也称驻定爆震发动机/SDE),目前研究较多的是脉冲爆震发动机和连续爆震发动机。

2 典型组合发动机

2.1 ERJ/SERJ 发动机

早在 1962—1963 年间,马夸特公司就曾对 ERJ 的射流混合、扩压及燃烧过程和高性能引射的关键技术进行了实验研究。1964—1967 年,在美国空军的赞助下,马夸特公司对 ERJ 缩比发动机进行了一系列地面试验,充分研究了这种发动机的性能特点,试验研究了不同的推进剂组合,包括 LOX/LH2 和 H2O2/JP,模拟了起飞加速、跨声速、超声速飞行

国外对爆震机理的研究始于 20 世纪 40 年代,50 年代进入全面探索期^[39]。20 世纪 80 年代开始,



从左至右分别为:连续旋转爆震火箭发动机、连续旋转爆震冲压发动机和连续旋转爆震涡轮喷气发动机

图29 连续旋转爆震发动机可预见的应用产品

和引射模态与冲压模态过渡等工作过程,取得了令人满意的结果。

SERJ组合动力可在飞行任务剖面内以高比冲、多模态工作,它的基本循环是增压-引射-冲压燃烧-喷射^[42],SERJ发动机及其流动模型见图30和图31。当 $Ma<3$ 时,采用SERJ循环,此时各子系统均参加工作。工作过程如下:从燃气发生器出来的燃气推动涡轮工作,带动风扇对来流空气进行压缩;压缩后的来流空气一部分进入液化空气子系统进行液化,为引射器提供液氧,另一部分与涡轮出来的燃气在混合室A混合成一股均匀的气流,这股气流再流经混合室B,由引射器出来的高温高压燃气

进行气动压缩;混合室B出来的气流经扩压减速后,进入补燃室,喷氢燃烧,再经尾喷管流出。随着飞行马赫数的变化,发动机工作模式变化包括:SERJ、FRJ、RJ、ERJ、KR。

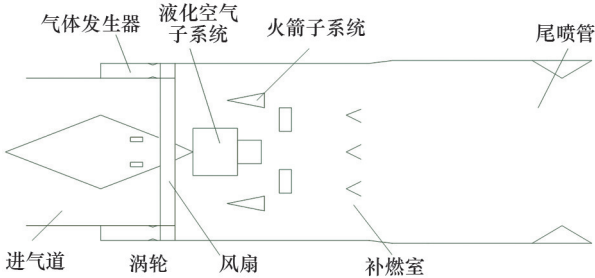


图30 SERJ发动机方案

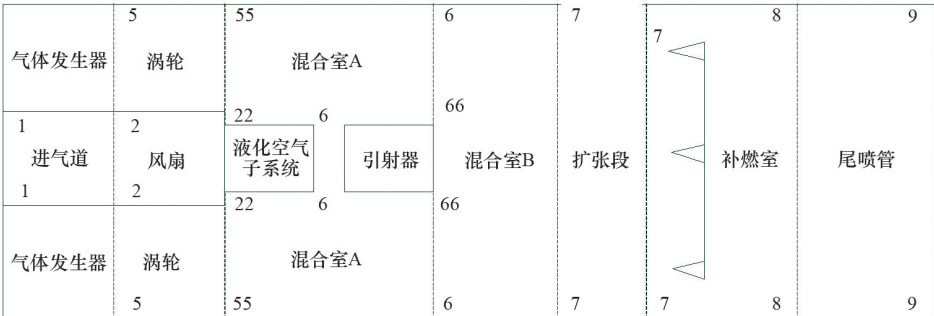


图31 SERJ发动机流动模型

2.2 ISTAR发动机

美国Hyper-X计划的X-43B高超声速试飞器(即可重复使用组合循环飞行器演示器),目的是验证亚燃到超燃模态过渡,探索工作包线,验证系统可行性。ISTAR(Integrated system test of an air-breathing rocket)是X-43B的动力系统,它以Strut-jet发动机为基础,采用可调进气道,燃烧室为固定结构;通过多级燃料喷注进行热力喉道调节,当 $Ma>6\sim7$ 后进入超燃模式,当 $Ma>12$ 后进入火箭模

式。推进剂采用JP-7/ H_2O_2 ,简化发动机结构,增加有效载荷并提高了可靠性,详见图32。

在NASA/GRC的30 cm×30 cm超声速风洞中开展了 $Ma\ 2.5\sim7.0$ 的进气道缩比试验,在HTF风洞开展了 $Ma\ 3.5$ 、 $Ma\ 5$ 、 $Ma\ 7$ 的直连燃烧试验和1/2缩比发动机自由引射试验;在NASA/LaRC的直连超声速燃烧试验设备上模拟 $Ma\ 3.5$ 条件下热裂解碳氢燃料喷嘴特性研究,并结合试验进行了数值模拟研究。超过260次的地面试验,为飞行试验做好

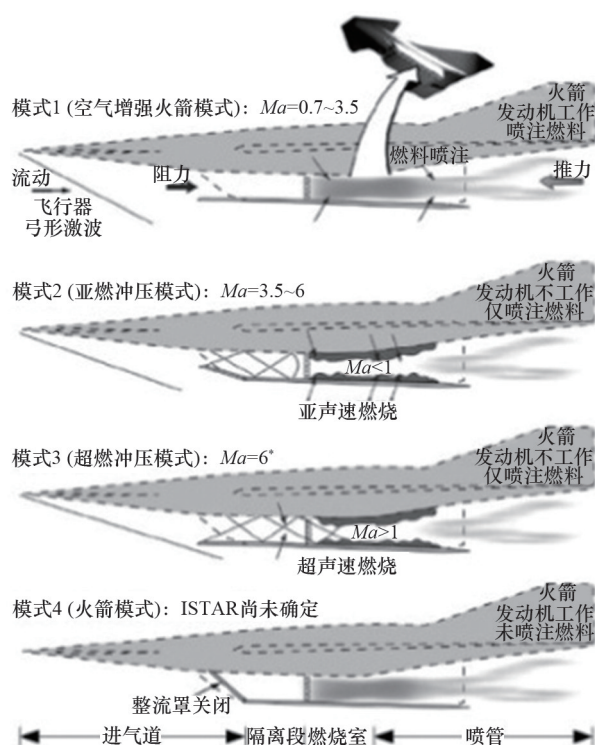


图32 ISTAR 发动机工作模式

了准备^[43]。

2003年,由于哥伦比亚号航天飞机失事,NASA亟需尽快研制航天飞机的替代入轨飞行器,将重心转向“战神”火箭,ISTAR项目暂停,但通过ISTAR项目,美国RBCC研究已经实现了从关键技术攻关和性能研究向工程化的集成演示验证转化。

2.3 J58发动机

J58发动机作为世界上最早的TBCC发动机,由涡轮喷气发动机和加力燃烧室/亚燃冲压燃烧室串联组成,见图33。设计起飞推力达15422 kg,涡轮转子进口温度超过1394 K,加力燃烧室温度超过2033 K。涡轮发动机采用单转子涡喷发动机,包括9级轴流压气机,压比为8.8,压气机静子、转子叶片和叶盘均为钢质;涡轮为2级轴流式,带有空心导向叶片,第1级涡轮叶片为空心气冷,第2级涡轮叶片为实心。为满足更宽工作包线, $Ma < 2.2$ 时,发动机基本处于涡轮喷气工作模态,当 $Ma > 2.2$ 时,打开第4级压气机后的24个内部旁路放气活门,气流通过连接的6根粗管绕过后几级压气机、燃烧室和涡轮,直接

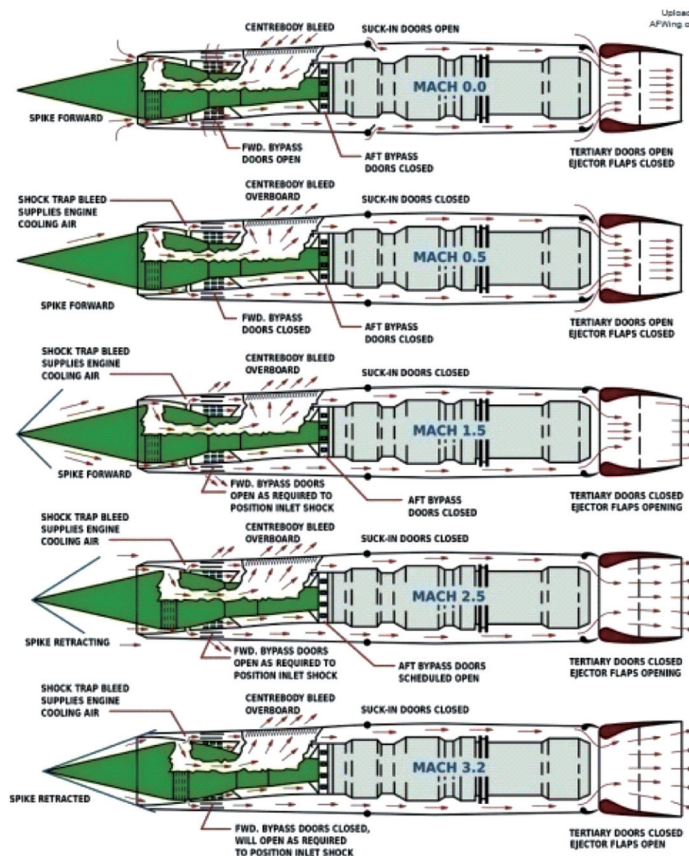


图33 J58发动机工作过程

进入加力燃烧室。马赫数为3时,涡轮发动机处于风车或空中慢车状态,进入发动机大部分空气通过旁路放气通道直接进入加力燃烧室。

为了在高马赫飞行时确保发动机获得亚音速气流,进气道前端设置了圆锥形、可移动的进气锥,在地面上或亚音速飞行时锁定在最前方。从Ma 1.6开始,进气锥会逐渐向后移动。控制系统根据皮托管静压、俯仰、滚转、偏航、攻角等参数,类比计算进气锥前后移动距离,不同飞行速度、姿态下都将进气锥尖端产生的激波维持合适位置,保证发动机可靠工作。

2.4 SABRE 发动机

SABRE 发动机分成核心机和引擎机舱两部分^[44]。其中,核心机由2个独立的火箭发动机和1个空气供应系统组成,每个火箭发动机各有1套氢循环、氢涡轮泵、氧涡轮泵、预燃室和2个推力室,2个氢循环共同驱动1个空气供应系统;引擎机舱包含1个进气道和 n 个外涵燃烧室。SABRE 发动机具有2种工作模式:H<30 km、Ma<5.5 时以吸气模式工作,工作介质为液氧/空气;H>30 km、Ma>5.5 时以火箭模式工作,工作介质为液氧/液氢。在吸气模式下比冲适中、推重比高,在火箭模式下满足单级入轨飞行器所需的动力系统工作包线和性能要求。

通过采用超低温液氢预冷的方式,可以使高马赫数时滞止的高温空气冷却到常温状态,从而可以实现航空发动机压气机对来流空气的压缩。采用氦气作为预冷中间工质,氦气在液氢和空气间实现热量传递。同时,作为功率传递的介质,驱动涡轮带动压气机做功。

在火箭与吸气模式共用燃烧室和喷管喉部的 SABRE-3 发动机基础上,改进设计并于2013年提出 SABRE-4 发动机。其采用双喉喷管,将吸气和火箭推力室分离,从而降低燃料消耗,且预冷器出口温度更高,自然解决了预冷器结冰问题。另外, SABRE 发动机几乎成为共用喷管的2台独立发动机,增加了质量、部件和成本,降低了项目技术难度。SABRE 发动机原理及性能见图 34、图 35 及表 6^[44]所示。

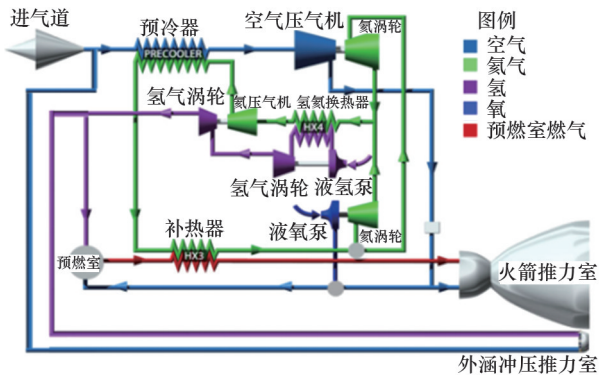


图 34 SABRE 发动机原理

表 6 SABRE 发动机关键运行参数

吸气式模式—最大推力状态	总参数
高度	20270 m
马赫数	4
进气道总压回复系数	0.1592
液氢流量	31 kg/s
当量比	2.8
空气流量	382 kg/s
室压(标称)	103.8 bar
核心发动机总推力	1045 kN
总推力(含工质流动)	1450 kN
火箭模式—100%节流状态	总参数
液氢流量	46 kg/s
液氧流量	278 kg/s
室压(标称)	145 bar
总推力(含工质流动)	1458 kN

3 组合动力技术发展趋势

国外组合发动机研制工作基本遵循在相对明确的国家航天项目或计划下进行,具体的组合发动机方案随飞行器总体方案而变,并具有一定的继承延续性,后期在应用方式、构型等方面不断进行改进,图 36 为组合发动机发展历程。研发过程历经多次计划变迁,期间突破了多项关键技术,但总体来看,组合发动机的发展仍然较慢,目前还未得到实际应用。无论是 RBCC、TBCC,还是 ATR、预冷类、三组合或基于爆震燃烧的组合发动机等,每类推进形式均有自身独特的技术优势和使用的速域、空域范围。结合不同类型组合发动机从提出至现

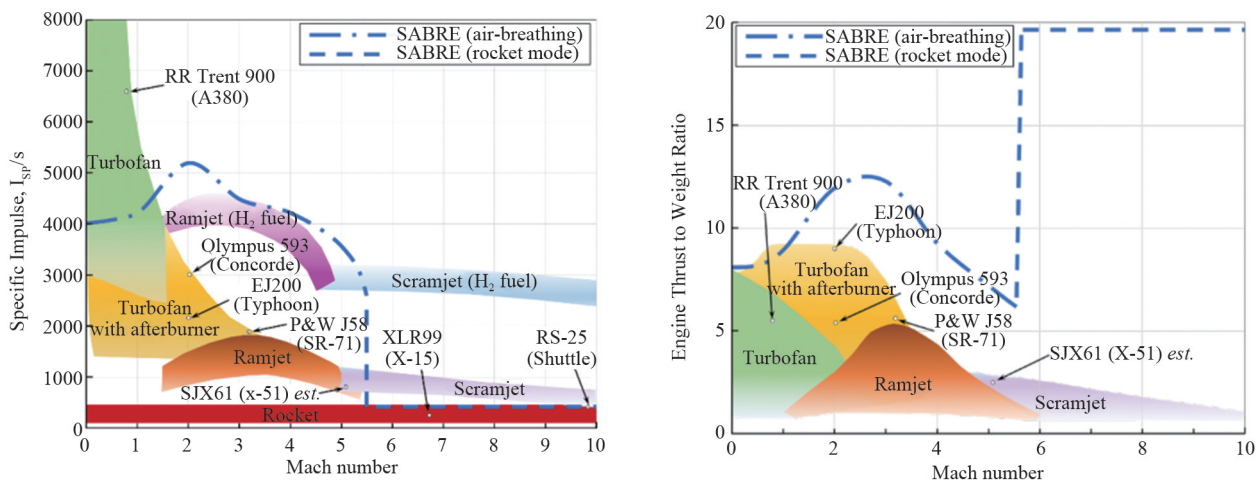


图 35 SABRE 发动机性能

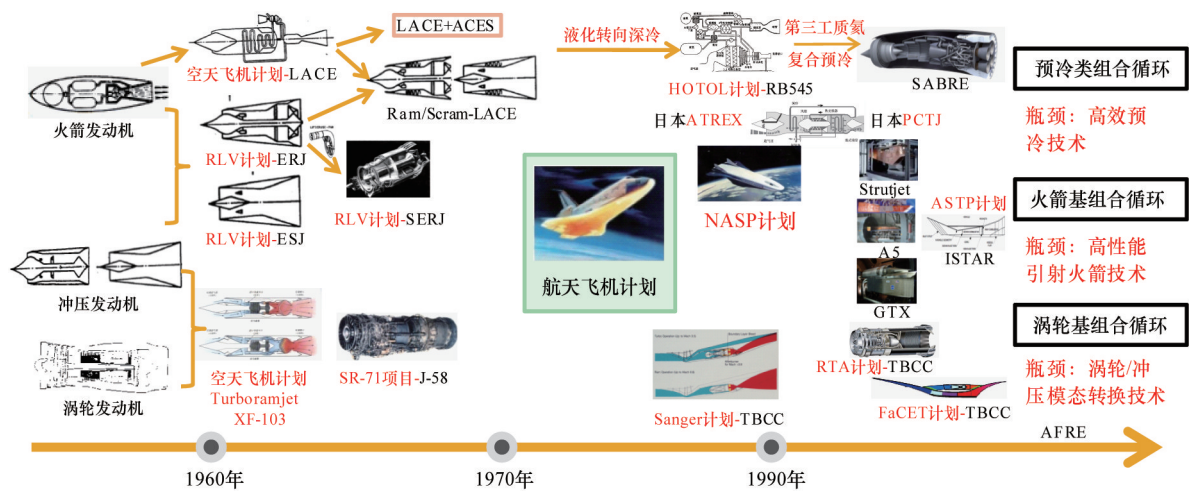


图 36 国外组合发动机发展历程

阶段的发展历程,梳理其技术特点情况,详见表7。

1) RBCC 具有广阔的飞行空域和机动变轨能力,随着技术的进步,RBCC 技术有望发展成熟并应用于高超声速飞行平台、天地往返飞行器(两级入轨系统的一、二子级,或单级入轨飞行器)动力。中国液体火箭发动机技术基础好,可靠性高,实现可能性大,是近期更现实的技术途径,具有广泛的研制和应用前景。

2) TBCC 发动机凭借其水平起降、宽速域、大空域的工作特点,随着高马赫数涡喷发动机和超燃冲压发动机技术的不断突破,TBCC 发动机有望得到快速发展并应用于高超声速飞机、两级天地往返飞行一子级动力。同时,针对串联 TBCC 难以工作到高超声速,并联 TBCC 存在推力鸿沟问题,需要有针对性地解决和突破。

3) ATR 发动机具有零速启动、速域和空域适应范围广、较火箭发动机比冲大、较涡轮发动机推重比高且技术难度适中等特点,可在近期实现以超音速无人机等平台为应用背景的需求。

4) 预冷类组合发动机是发展天地往返运输系统可行的动力形式之一,特别是 SABRE 发动机凭借其全空域、全速域优势可以实现两级天地往返系统一子级动力、单级入轨天地往返飞行器动力。但其存在技术难度大、研制周期长等问题,具体情况尚需进一步论证。

5) 三组合发动机具有全空域、全速域适应能

表7 典型组合动力的特点及应用方向

发动机类型	动力技术基础	工作范围	(潜在)用途	存在的问题
RBCC 发动机	火箭动力、冲压 动力相结合	全空域、 全速域	高超声速飞行平台、天地往返飞 行器(两级入轨系统的一、二子 级,或单级入轨飞行器)动力	零速起飞时采用的引射模态效率低,使得 起飞的低速过程耗油量过大
TBCC 发动机	涡轮动力、冲压 动力相结合	H 0~30 km Ma 0~7	高速飞机、两级天地往返系统一 子级动力	涡轮动力与冲压动力在 Ma 2.5~3.5 之间存 在“推力鸿沟”,难以实现有效衔接。并且 涡轮动力与冲压动力相互独立,使得一种 动力工作时另一种动力成为“死重”。
ATR 发动机	涡轮动力、火箭 动力相结合	H 0~30 km Ma 0~3	高速飞行器等	比冲性能与 TBCC 相比较低(工作范围与 TBCC 相似),使得其应用受限
预冷类组合 发动机	涡轮动力、冲压 动力、火箭动力 的深度融合	全空域、 全速域	两级天地往返系统一子级动力、 单级入轨天地往返飞行器动力 (典型如 SABRE 发动机)	来流空气需要深度预冷(比如英国 SABRE 发动机要求在 10 ms 内将来流从 1000℃以 上的温度冷却至-150℃且无结霜),高效换 热器技术难度极大
三组合 发动机	涡轮发动机、冲 压发动机、火箭 发动机有机结合	全空域、 全速域	两级天地往返系统一子级动力、 单级入轨天地往返飞行器动力	系统复杂、结构质量高,性能尚有较大提升 空间
基于爆震发 动机的新型 组合发动机	爆震发动机分别 与涡轮动力、冲 压动力、火箭动 力相结合	主要取决于 涡轮动力、 冲压动力、 火箭动力工 作范围	高速远程导弹、无人机、战略飞 机、高超声速飞行器等	理论研究已较多,但距离工程应用、深度组 合性能实现还有较大差距

力,现处于方案论证及关键技术突破阶段,理论上可应用于两级天地往返系统一子级动力、单级入轨天地往返飞行器动力,但考虑到复杂度,实现综合性能较优的道路依然较远。

6) 基于爆震发动机的新型组合发动机凭借爆震燃烧的特有优势,与火箭发动机组合可用于高速远程导弹,与涡轮发动机组合可用于无人机、战略飞机,与冲压/超燃冲压发动机组合可用于高超声速飞行器等,但考虑到爆震发动机还未实现工程应用,基于此组合发动机的实现还任重道远。

4 组合动力主要关键技术

为了适应更高空域、更宽速域飞行要求,不同形式的组合发动机需要解决诸多关键技术,主要包含共性关键技术和典型特有关键技术。

共性关键技术概括来看,主要包括3个典型方

面:一是一体化程度较高,重点需要解决发动机与飞行器一体化集成技术;二是面临的气动、燃烧热环境恶劣,需要增强主被动热防护技术,提升飞行器与发动机长程飞行适应能力;三是需要满足大范围可调进排气需求,提升设计工况与非设计工况全工作包线范围内吸气式模态的性能优势。此外, RBCC、TBCC 等组合动力均包括超燃工作模态,超燃动力及其飞行器总体设计技术是研制该类组合发动机的核心技术,也是研制 RBCC、ATR 等动力飞行器总体技术的先决条件;同时,提高高效预冷技术与涡轮发动机高马赫数性能对发展 TBCC、预冷类组合发动机及 ATR 发动机具有重大意义。

典型特有关键技术概括来看,针对每种组合动力形式,需要集中优势力量全力突破以下方面。

1) RBCC 发动机需要着重解决:引射增益与增强低速段效能技术、模态转换与控制技术、不同模态下燃油喷射策略与热力调节技术、先进火箭发动

机与高性能冲压发动机融合匹配技术、地面及飞行试验技术等。

2) TBCC 发动机需要着重解决:高马赫数涡轮发动机技术(Ma 4.0 量级)、低马赫数冲压发动机技术(Ma 3.0 量级),提高涡轮发动机或冲压发动机工作包线衔接匹配,实现不同发动机稳健过渡。

3) ATR 发动机需要着重解决:高温燃气与主流空气间的流量与掺混燃烧性能匹配问题,使涡轮、压气机与燃气发生器工作综合性能较优;另外,提升高速轴承的冷却、润滑和密封等性能,解决高速旋转部件在高温、高压环境下长时间工作的稳定性问题。

4) 预冷类组合发动机需要着重解决:高效轻质预冷器的设计、工艺、制造及试验水平,同时需要防止预冷器结冰等。

5) 三组合发动机需要着重解决:不同类型发动机部件匹配及模态接力控制技术、轻质高效的结构一体化设计技术。

6) 基于爆震发动机的新型组合发动机需要着重解决:混气快速形成技术,快速、低阻触发爆震波技术及阀门系统技术等。

5 结论

梳理了国外火箭基组合发动机、涡轮基组合发动机、空气涡轮火箭组合发动机、预冷类组合发动机、三组合发动机及基于爆震发动机的新型组合发动机发展历程,重点介绍了 ERJ/SERJ、ISTAR、J58、SABRE 等典型组合发动机,总结了组合动力技术发展趋势,概括说明了组合发动机面临共性和典型特有关键技术。

组合动力是事关国家安全和经济发展的战略性、前沿性技术,是高超声速飞行器发展最为核心的牵引技术,具有典型高风险、高投入、高回报特征。国内推进组合动力技术研究工作,建议按照突破关键技术“点”、连接基础技术“线”、形成应用技术“面”的“点-线-面”发展思路进行,全面推进不同形式的组合循环动力发展。

参考文献(References)

- [1] Hank J M, Franke M E. TSTO reusable launch vehicles using air breathing propulsion[R]. Sacramento: AIAA, 2006.
- [2] Pryor D E, Hyde E H, Escher W J D. Development of a 12-thrust chamber kerosene/oxygen primary rocket subsystem for an early (1964) air-augmented rocket ground test system[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [3] Hyde E H. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project[C]//Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference&Exhibit. Las Vegas: AIAA, 2013.
- [4] Siebenhaar A, Bujman M J. The strutjet engine: The overlooked option for space launch[C]//Joint Propulsion Conference&Exhibit. San Diego: AIAA, 1995.
- [5] Andrew K. Summary of rocketdyne engine A5 rocket based combined cycle testing[J/OL]. [2020-03-20]. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19990008510> 2020-05-17T06:37:40+00:00Z.
- [6] 张蒙正, 路媛媛. 火箭冲压组合动力系统研发再思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2219-2226.
- [7] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于 RBCC 动力系统的思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.
- [8] 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): 1-9.
- [9] 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]. 固体推进技术, 2009, 32(3): 288-293.
- [10] 陈健, 王振国. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统研究进展[J]. 飞航导弹, 2007(3): 36-45.
- [11] Jason E Q. ISTAR: Project status and ground test engine design[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2003.
- [12] Japan aerospace exploration agency[EB/OL]. [2019-10-04]. <http://www.JAXA.gov.jp>.
- [13] Johan S. LAPCAT: An EC funded project on sustained hypersonic flight[C]//57th International Astronautical Congress. Valencia: AIAA, 2006.
- [14] 秦飞, 吕翔, 刘佩进, 等. 火箭基组合推进研究现状与前景[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 660-665.
- [15] Peter L. SR-71 propulsion system P&W J58 engine[ED/OL]. [2019-10-04]. [http://www.enginehistory.org/Convention/2013/SR-71 Propulsion System-2013.pdf](http://www.enginehistory.org/Convention/2013/SR-71%20Propulsion%20System-2013.pdf).

- [16] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Capua: AIAA, 2005.
- [17] Mamplata C, Tang M. Technical approach to Turbine-Based Combined Cycle: FaCET[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: AIAA, 2009.
- [18] Skunk Works reveals Mach 6.0 SR-72 concept[R]. [2019-10-04]. <http://www.Flightglobal.com/news/articles>.
- [19] 刘鹏, 宁国栋. 从SR-72项目看美国高超声速平台研究现状[J]. 飞航导弹, 2013(12): 3-9.
- [20] Take two for hypersonic combined cycle propulsion[N/OL]. [2019-10-30]. <http://Aviationweek.com>.
- [21] 陈敏. 涡轮/冲压组合动力技术发展研究[C]//航空科学技术学科发展报告. 北京: 中国航空学会, 2013: 84-99.
- [22] 刘红霞, 梁春华, 孙明霞. 美国高超声速涡轮基组合循环发动机的进展及分析[J]. 航空发动机, 2017, 4(43): 96-102.
- [23] Miyagi H, Kimura H, Kiahi K. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland: AIAA, 1998.
- [24] Lanshin A L, Sosounov V A. Russian aerospace combined propulsion system research and development program (ORYOL2-1): Progress review[C]//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Norfolk: AIAA, 1996.
- [25] Lilley J S, Kirkham B G, Eadon C A, et al. Experimental evaluation of an air turbo ramjet[C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis: AIAA, 1994.
- [26] 南向谊, 王拴虎, 李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. 火箭推进, 2008, 34(6): 31-35.
- [27] Varvill R, Bond A A. comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56: 108-117.
- [28] Balepin V V, Maita M, Murrthy S N B. Third way of development of single-stage-to orbit propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16: 99-104.
- [29] Carter P H. Mass injection and precompressor cooling engines analyses[C]//8th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis: AIAA, 2002.
- [30] Sato T, Tanatsugu N, Naruo Y, et al. Development study on ATREX engine[J]. Acta Astronautica, 2000, 47(11): 799-808.
- [31] Sawai S, Sato T, Kobayashi H, et al. Flight test plan for ATREX engine development[C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk: AIAA, 2003.
- [32] 郑佳琳. 预冷发动机热力循环及调节规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [33] 孙广勃. 霍托尔的发动机揭秘[J]. 中国航天, 1994(1): 37-40.
- [34] James E, Helen W. SABRE technology development[C]//67th Tnternational Astronautical Congress (IAC). Guadalajara: AIAA, 2016.
- [35] 邓帆, 谭辉俊, 董昊. 预冷组合动力高超声速空天飞机关键技术研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 1-13.
- [36] Wang Z G, Wang Y, Zhang J Q, et al. Overview of the key technologies of combined cycle engine precooling systems and the advanced applications of micro-channel haet transfer[J]. Aerospace Science and Technology, 2014(39): 31-39.
- [37] Bulman M J, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: Areojet innovations for practical hypersonic vehicles[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [38] 罗美千子. Trijet组合循环发动机排气系统数值仿真与分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [39] 郭琦, 李兆庆. 国外脉冲爆震发动机技术研究[J]. 2005, 18(3): 59-62.
- [40] 姜晓莲, 王斌. 浅析未来航空发动机技术的发展[J]. 航空科学技术, 2010(2): 10-12.
- [41] 黄俊, 廖忠权. 脉冲爆震发动机的应用研究[J]. 飞机设计, 2006(4): 58-63.
- [42] 郑庆雄, 陈辅群, 廉小纯. 空天机复合循环推进技术新概念研究——液化空气循环在其中的应用[J]. 推进技术, 1992(2): 1-6.
- [43] 张鹏峰. 国外RBCC组合循环发动机发展趋势及关键技术[J]. 推进技术, 2013(8): 68-71.
- [44] Roger L, Alan B. The skylon project[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.

Research progress of oversea combined cycle propulsion technology

ZHANG Shengsheng, ZHEGN Xiong, LÜ Ya, QIAO Xiaohui, ZHANG Yong

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China

Abstract Combined cycle propulsion technology is an organic combination of multiple propulsion technologies from the aspects of thermal cycle, structural configuration and so on, which has the characteristics of wide flight envelope and better comprehensive performance. In this paper we summarize the development history of foreign combined cycle engines, then introduce several mainstream typical combined cycle engines. We also discuss and summarize the development trend and key technologies of combined cycle propulsion technology. Finally we propose some suggestions for technology development.

Keywords combined cycle propulsion; combined cycle engines; aerospace vehicle ●



(责任编辑 王丽娜)