

涡轮基组合循环动力关键技术进展

陈敏, 贾梓豪

北京航空航天大学能源与动力工程学院, 北京 100191

摘要 涡轮基组合循环发动机将是未来高超声速飞行器的主要动力装置, 满足空间运载、高速运输、远程快速打击等任务需求, 具备可常规起降、可多次重复使用、经济性好等优点。梳理了诸多航空强国关于涡轮基组合循环动力关键技术的发展脉络, 分析了开展涡轮基组合循环发动机技术研究必须解决涵盖的模式转换、飞发一体化、超宽工作范围、耐高温、匹配性等诸多方面的关键技术瓶颈。结合国外先进经验, 阐述了国内涡轮基组合循环发动机研究的建议, 总结了必须解决的涡轮/冲压组合动力关键技术问题。

关键词 涡轮基组合循环发动机; 高超声速飞行器; 冲压发动机

高超声速飞行器被誉为是继螺旋桨和喷气式飞机之后世界航空史上的第三次“革命”, 也是21世纪航空航天领域的技术制高点, 开展高超声速飞行器研究具有前瞻性、战略性和带动性, 将对军事、经济和人类社会文明产生不可估量的深远影响。

军用高超声速飞行器(包括导弹、无人机和有人驾驶飞机)可以高速突防并飞离战区, 使作战空域显著扩大, 安全性大大提高, 反应速度得到极大提高, 是用于战略轰炸、远程精确打击、实时侦察、战场信息监视的理想武器平台, 对防御力量很强的潜在对手具有很大的战略威慑作用。高超声速巡航导弹、高超声速飞机等新一代杀手锏武器的研制, 将使我军具备突破以战略导弹防御系统为核心的全维防护体系以及有效打击作战部队、海外基地和重要战略目标的威慑能力和实战能力, 将为中国

提供全球快速到达、自由进出空间的手段。

高超声速民用飞行器作为洲际客机, 可在2~3小时内飞到地球上任何地点, 将带来民用航空运输的一场革命。同时, 在高超声速飞行器基础上发展的空天飞机以及可重复使用天地往返运输系统, 在快速发射和低成本入轨等方面也具有明显的应用前景, 将提升航空航天运输能力和空间支持能力。

动力装置是实现高超声速飞行的主要关键技术。为了兼顾安全性、经济性和作战效能的综合要求, 高超声速飞行器的飞行包线十分宽广(高度0~40 km或更高, 马赫数从亚声、跨声、超声速扩展到高超声速), 这就要求其动力装置在如此宽广的飞行包线内长航程、重复使用中能够稳定可靠地工作, 具有高的单位推力和比冲, 同时还要满足一定的环保(噪声、排放等)要求。显然, 目前任何一种

收稿日期: 2019-11-01; 修回日期: 2020-03-20

作者简介: 陈敏, 教授, 研究方向为先进航空发动机总体性能仿真及故障诊断, 电子信箱: chenmin@buaa.edu.cn

引用格式: 陈敏, 贾梓豪. 涡轮基组合循环动力关键技术进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 69-84; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.006

单一类型的发动机都不能满足上述要求,必须积极发展组合动力。可以说,没有先进的组合动力装置,要研制成功高超声速飞行器是不可能的。

组合动力的方案和类型很多,从性能、费用、安全和技术可行性等方面考虑,吸气式发动机的火箭基组合循环(RBCC)和涡轮基组合循环(TBCC)是目前最有希望的高超声速飞行器组合动力,其中TBCC由于涡轮发动机在马赫数0~3范围内具有高比冲的特殊优势,得到了广泛的关注和重视。

TBCC由燃气涡轮发动机(也称为涡轮加速器)和亚/超燃冲压发动机组成,与RBCC(由火箭发动机与吸气式发动机组成)相比,具有可常规起降、可使用普通机场、多次重复使用、用途广泛、耐久性高、安全性好、可使用普通燃料、经济性好、环境污染小、技术风险小等特点。它既可作为可重复使用空天入轨飞行器起飞/返航的低速段推进动力,也可作为各类高超声速飞行器,尤其是远程、有人驾驶高超声速飞行器的起飞加速和低速段推进动力,还可单独作为超声速及高超声速军民飞行器动力,具有很好的工程应用前景。

本文介绍涡轮基组合动力的关键技术瓶颈及目前的国外发展情况,并对其未来发展做出展望和建议。

1 国外发展现状

1.1 美国

高超声速飞行器除考虑可用于发展低成本、高可靠性的天地运输工具外,还可发展大气层内飞行的高速运输机、巡航导弹和其他军用飞机。在高超声速飞行器上使用吸气式发动机的初衷是提高发动机的比冲。图1给出了各种类型发动机的比冲随马赫数的变化。明显看出,火箭发动机比涡轮喷气发动机在地面发射状态的比冲(推力与单位时间消耗的推进剂的质量之比)至少低一个数量级,其结果是飞行器本身必需携带大量推进剂,使起飞总重大大增加。为了降低起飞总重以降低成本,很自然提出了使用吸气式发动机的方案,以便在大气层内飞行时利用空气中的氧气作为氧化剂^[1-6]。

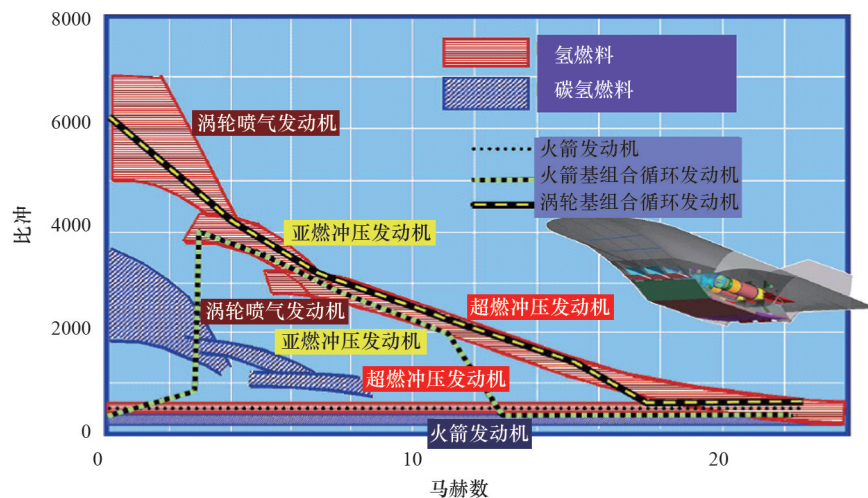


图1 各种类型发动机的比冲随飞行马赫数的变化

由于涡轮喷气发动机有很长的使用经验,美国在最初考虑使用吸气式发动机作为高超声速飞行器动力时,首先想到的是以燃气轮机为基础的组合循环发动机。长期以来,燃气轮机工作的最大飞行马赫数不超过3,而且对比火箭发动机,燃气轮机结构复杂,所以美国将研究TBCC的兴趣转向了

RBCC。随着对航天器研究的不断深入,同时考虑到与RBCC相比,TBCC在经济性、安全性、耐久性等多方面的优点,而且应用范围广,工程应用前景好^[7-11],TBCC方案近年来又被重新重视。美国的ASTP计划特别强调第三代空天飞行器重复使用的要求,并要求能像飞机一样在大气层内飞行,使用

一般机场起飞和着陆。在飞机上使用了接近60年的燃气涡轮发动机具有极高的可靠性和使用经验,在低速段(在马赫数3以下)与其他类型的发动机相比,比冲性能方面具有突出的优点,加之美国具有超声速侦察机SR-71动力J-58发动机的使用经验,因此以燃气涡轮发动机为基础组成组合循环发动机(TBCC)有很好的发展前景。美国TBCC发动机技术研究计划的发展路线如图2所示,将按照图中的顺序依次介绍美国TBCC发动机技术的研究现状。

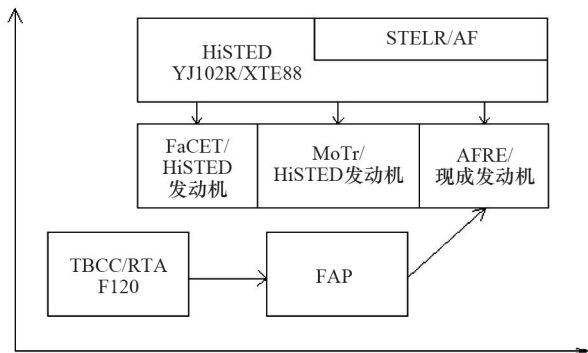


图2 美国TBCC发动机的发展路线

1.1.1 RTA项目

在ASTP计划中,从2001年开始,NASA与通用电器公司和艾利逊先进发展公司等签订合同开发革新的涡轮加速器(RTA),同时还与波音公司签订合同,开发以RTA为动力的空间飞行器。1999—2000年,在TBCC/RTA项目支持下,针对波音和洛克西德-马丁公司提出的几种马赫数为4的一级飞行器对推进系统的需求,通用电器发动机公司、艾利逊先进发展公司和普惠发动机公司提出了一种中等尺寸的推力可达到453600 N的TBCC验证机方案^[12-14]。

在TBCC/RTA项目的资助下,NASA格林研究中心(GRC)、美国空军研究实验室(AFRL)和美国通用飞机发动机集团(GEAE)的研究工作分两个阶段进行:第一阶段,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的验证,原计划在2006财年进行首次试验;第二阶段将进行马赫数为5、推重比为15的一级缩尺发动机的地面试验,原计划在2009财年完成TBCC和RBCC

推进系统的技术对比研究,并根据研究结果在2016财年实施。GEAE将在原有YF120发动机部件的基础上,集成部分新的部件,形成低成本、多用途的马赫数为4+的技术验证机RTA-1^[15-18](图3)。

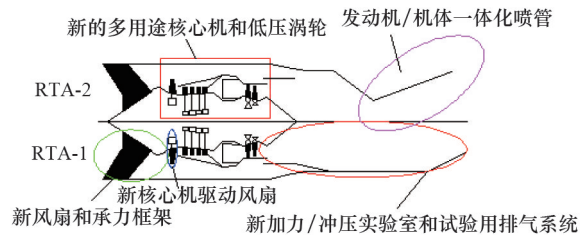


图3 RTA-1革新涡轮加速器

RTA-1涡扇发动机采用常规的加力燃烧和变循环技术,产生足够的推力将飞行器加速到马赫数3,马赫数大于3后,冲压燃烧室从常规的加力工况过渡到冲压工况,继续加速到马赫数4+(图4)。在RTA-1的设计中,涵道比变化范围达到10倍的量级,需要设计新的风扇和核心驱动风扇级,并使得总压比与YF120相比有所下降;风扇、核心机和冲压燃烧室特性必须在宽广的工作范围内达到匹配,同时还需要冲压燃烧室的性能适当;从加力到冲压的转换需要复杂的燃油系统和冲压燃烧室结构;由高马赫数引起的高进口温度需要热管理系统来保护发动机构件和轴承等。

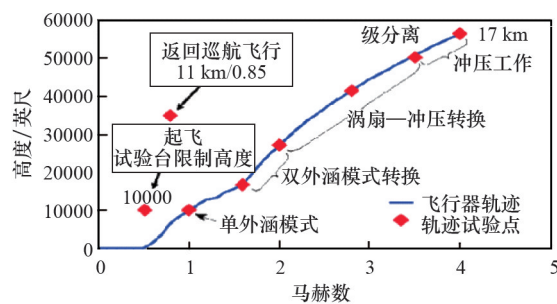


图4 RTA-1发动机在飞行轨迹上的地面试验点

RTA-2将采用通用的、可承担起的先进涡轮发动机(VAATE)计划和超高效发动机技术(UDET)计划中发展的新技术,原计划到2015年,推重比达到15以上,工作马赫数达到5+,与J58相比,部件寿命将是它的4倍,维修工作量大大降低,可靠性达到现代民用航空发动机的水平^[19-20]。

图5是RTA在X43B上进行飞行试验的上下安装布局。图6是波音公司专为RTA设计的两级入轨飞行器方案。第一级以RTA为动力用碳氢燃料,将航天器加速到马赫数4+后第二级脱离,以火箭基组合动力继续加速入轨。第一级运载机为无人驾驶;驾驶员和乘员在第二级内,发射时可以控制运载机;第二级脱离后,运载机无人驾驶返回目的地,加油并装载新的第二级航天器后又可起飞。第一级还可作为运载工具,将第二级航天器转场。

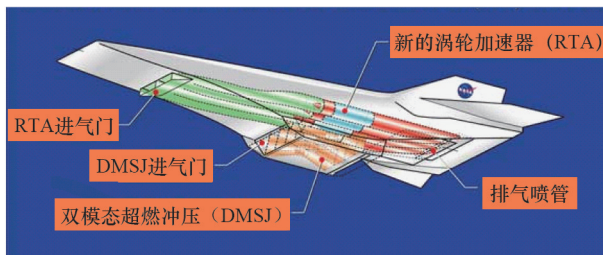


图5 RTA在X43B上进行飞行试验的上下安装布局

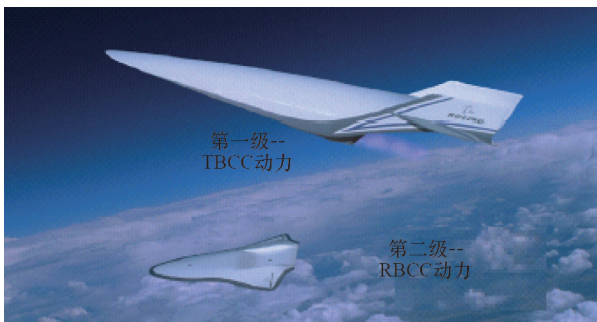


图6 波音公司专为RTA设计的两级入轨飞行器方案

然而,或许因为研究经费限制或瓶颈技术难于攻克,近5年来关于RTA研究进展的报道较少。

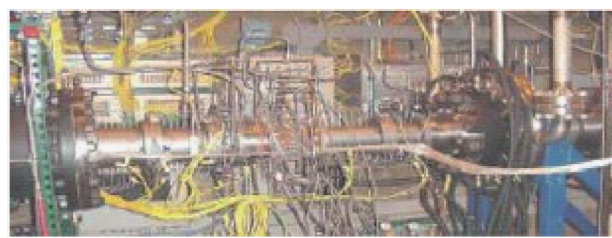
1.1.2 FaCET计划

2004年,美国宣布了新的太空探索倡议,美国国防高级研究计划局(DARPA)在2005年从美国本土运送和应用兵力计划(FALCON)之下开启了猎鹰组合循环发动机技术(FaCET)计划^[12-15]。FaCET计划的目标是研发并验证可重复使用的、使用碳氢燃料的、马赫数3~6的亚燃/超燃冲压组合循环发动机,其目标是降低猎鹰高超声速巡航飞行器(HCV)发动机的研发风险。

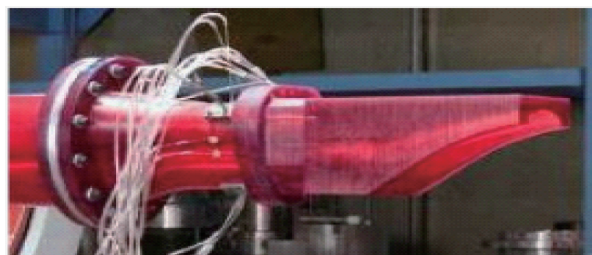
FaCET计划的研究工作分两个阶段进行。第1阶段:对TBCC发动机流动通道的部件即进气道、冲压/超燃冲压燃烧室和尾喷管开展地面试验,验证了进气道的质量和压力恢复能力、在宽广的速度范围下维持可操作性的可调结构件的规律、燃烧室在低马赫数状态时从涡喷工作状态转换时的燃烧稳定性以及总的推进效率。第2阶段:对各部件进行一体化开展自由射流发动机的地面试验,对进气道、燃烧室和改进喷管进行一体化开展自由射流发动机的地面试验。试验验证了马赫数3~6的亚燃/超燃冲压发动机的工作特性。FaCET计划的实验装置、自由射流试验模型和试验台架安装图7所示。初步试验结果表明,实测性能与计算性能相吻合。这些试验为下一步的模式转换(MoTr)计划打



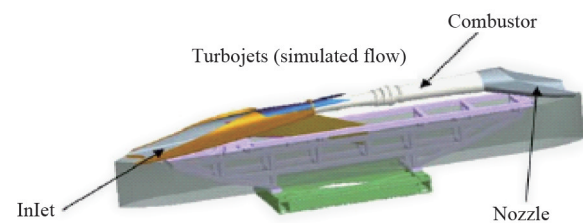
(a)



(b)



(c)



(d)

图7 FaCET实验装置(a)、试验台架(b)和自由射流试验模型(c)(d)

下了较好的基础。

1.1.3 HiSTED计划

DARPA 和美国空军还在多用途且经济可承受的先进涡轮发动机计划(VAATE)下,联合开展了高速涡轮发动机验证计划(HiSTED)^[12-15],其目的是设计、制造并验证1种高速(马赫数3~4)单转子不带加力的涡轮喷气式发动机,可灵活地执行超声速巡航/亚声速待机任务。在FaCET计划下验证的超燃冲压发动机(X43、X51计划验证)组合动力技术、HiSTED计划下验证的高速涡喷发动机技术,最终都应用在SR-72动力系统上。

1.1.4 FAP计划

2009年,NASA在基础航空计划(FAP)^[21]高超声速项目下开展了高可靠性、可重复使用发射系统(HRRLS)研究。在HRRLS研究中,将吸气式推进系统引到进入太空可重复使用的吸气式发射飞行器(RALV)概念中。RALV概念飞行器的推进系统分为2级:第1级是采用涡轮发动机循环和冲压/超燃冲压双模态燃烧室循环;第2级是采用火箭或火箭基组合循环发动机。RALV系统的TBCC发动机继承了RTA发动机的研究成果,其主要由前体压缩翼面、涡轮发动机、涡轮发动机进气道、双模态超燃冲压(DMSJ)燃烧室、DMSJ进气道、DMSJ分流器、后部喷管系统等构成。

1.1.5 MoTr计划

在FaCET和FAP计划的基础上,2009年,DARPA投资开展了模态转换(MoTr)验证计划^[22],研究目的是进行马赫数0~6、吸气式推进系统的地面验证。MoTr计划中研究的TBCC发动机,整合了经过FaCET计划验证的进气道、双模态冲压发动机和尾喷管,以及HiSTED计划研制的高马赫数涡轮喷气式发动机,在地面条件下,进行从涡轮到亚燃冲压再到超燃冲压以及相反过程的模态转换过程试验。

1.1.6 三喷气构型

2010年,超燃冲压发动机高超音速验证机X51进行100s的演示验证中,动力装置仍然选择火箭助推与超燃冲压发动机的动力组合。为了加速涡轮基组合发动机在高超声速飞行器中的验证与应用,考虑到马赫数为4的一级涡轮喷气发动机难以在短期内取得实质性进展,波音公司和喷气飞机公司联合推出了基于现有涡轮喷气发动机技术水平的“三喷气”组合循环的替代方案。图8是“三喷气”组合循环的示意。该循环实际上是涡轮基组合循环和火箭基组合循环的结合体,由一台马赫数为2.5的涡轮喷气发动机、一台火箭引射冲压发动机和一台双模态超燃冲压发动机并联组合而成^[22-24]。

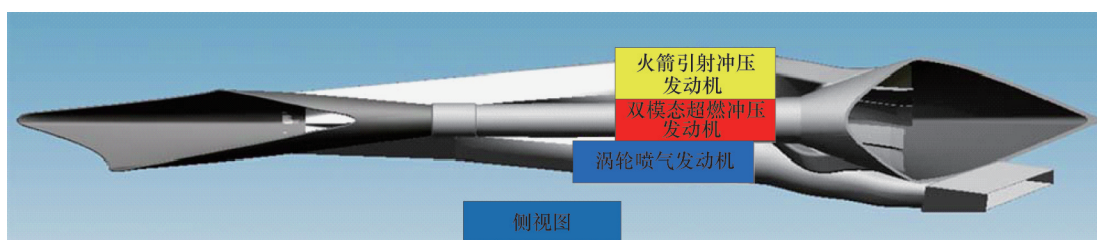


图8 “三喷气”组合循环三维造型示意

其中,涡轮喷气发动机的工作范围为马赫数0~2.5,火箭引射冲压发动机的工作范围为马赫数0.8~4.0,主要弥补涡轮喷气发动机在跨声速区域以及双模态超燃冲压发动机在低效率工作马赫数范围内的推力空缺。

1.1.7 STELR计划

STELR计划是在HiSTED计划的基础上,研制

马赫数3以上的武器和飞行器的推进系统。高速发动机的试验由英国罗尔斯·罗伊斯公司(RR)的自由工厂和威廉姆斯国际分别进行,研究目标是希望该发动机能够以马赫数3.2的速度飞行1h,或者航程超过3200km。在2015年9月,自由工厂宣布,STELR发动机已经以马赫数2~2.5运行2h,在接下来的几个月时间里会达到马赫数3.2。美国希

望通过 STELR 计划研发的技术,解决涡轮发动机和双模态超燃冲压发动机在进行模态转换时存在的推力鸿沟问题。

1.1.8 AFRE 计划

先进全状态发动机(AFRE)计划是建立在前文所述的 RTA、FAP、FaCET、HiSTED、STELT 和 MoTr 计划的研究基础上,启动于 2016 年,旨在完成马赫数 0~5 级全尺寸涡轮基冲压组合发动机模态转换的地面集成验证,拟为未来吸气式可重复使用高超

声速飞行器提供动力。该计划已于 2017 年 9 月分别授予轨道(ATK)公司和洛克达因公司合同,将在 2018 财年完成大尺寸进气道、全尺寸燃烧室的制造和初始测试以及全尺寸尾喷管的制造及其与现货涡轮发动机的初步集成等。项目包含两个阶段:第一阶段主要完成 TBCC 各部件的设计、试制和试验以及整机方案设计,第二阶段则主要完成整机集成以及地面试验验证,具体任务分解及进度安排如图 9 所示^[24-27]。

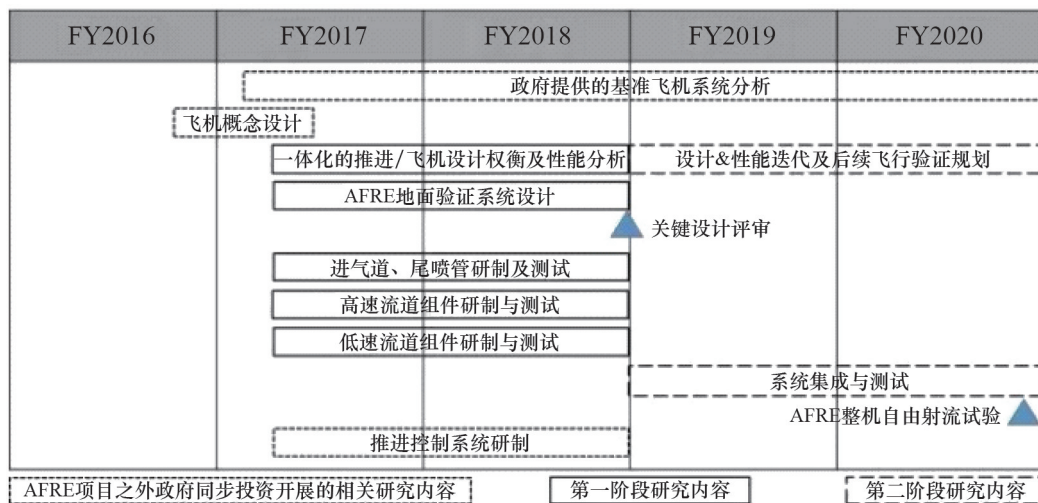


图9 AFRE项目任务分解及进度安排

DARPA 为 AFRE 项目提出如下的飞机级性能指标:航程大于 2200 km;速度大于马赫数 5;高度大于 18 km。而项目中的 TBCC 方案必须满足如下性能指标:在马赫数 1.5~3 完成模态转换;扩展涡轮发动机和双模态冲压发动机工作包线;在跨声速和模态转换过程中的加速度不小于 0.25 g;双模态冲压发动机在模态转换过程和最大马赫数下的燃烧效率分别达到 75%~80% 和 85%~90%;涡轮发动机在模拟的超声速条件下实现安全关机并重新启动,且在各种状态下均符合相关规范要求^[27-30]。

AFRE 项目将使用现货涡轮发动机——F405-RR-402 发动机。F405-RR-402 是英国罗罗公司于 1968 年研制的无加力涡扇发动机,发动机直径 57.7 cm,最大推力约 3 t,主要用于美海军 T-45 舰载教练机、英国“鹰”式教练机等。AFRE 发动机的结构如图 10 所示^[30-32]。

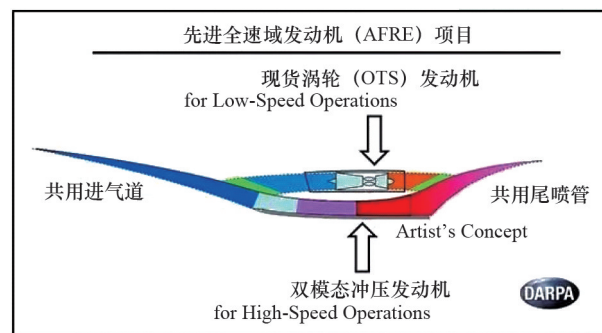


图10 AFRE发动机结构

1.2 日本

日本在高超声速客机发动机研制方面不甘落后,制定了高超声速运输机的十年研究计划(hypersonic transport propulsion system research,简称 HYPR),目的是为了研究和验证高超声速运输机(巡航马赫数为 5)的推进技术。该计划始于 1989

年,由日本国际贸易与工业部的工业科学与技术研究所(AIST)牵头,参与研制计划的除日本3家公司和政府下属的4个实验室外,还联合了美国的通用电气公司(GE)飞机发动机部(GEAE)和普拉特·惠特尼公司(P&W)、英国罗尔斯·罗伊斯公司(RR)和法国斯奈克马(SNECMA)公司。在HYPR的10年研究和发展计划中,首先进行了组合循环发动机的方案论证,选定发动机的设计参数,采用涡扇发动机和冲压发动机共轴前后串联的组合循环结构方案(其中,涡扇发动机工作范围从起飞到马赫数3;冲压发动机从马赫数2.5开始工作,最大飞行马赫数达到5,并在马赫数5下保持长时间巡航飞行。为了满足起飞和着陆时排气速度低、实现低噪音水平及高空高速飞行时高单位推力的要求,涡轮风扇

发动机的设计采用了变循环概念),然后分阶段进行高温核心机、变循环涡轮风扇发动机验证机(HYPR90-T,图11)、亚声速燃烧的冲压发动机、组合循环发动机验证机(HYPR90-C,图12)及其部件的设计、制造和实验(地面和高空台实验);其他还包括冲压燃烧室设计研究、噪声抑制实验研究、低污染物排放的燃烧室研究、进气道和喷管设计、测量和控制的研究,并发展了广泛用于部件设计研究的计算流体力学(CFD)技术^[33-37]。经过10年的研究和发展,取得了丰硕的成果,实验验证了组合循环发动机及其部件的可行性,突破了许多关键技术。后续的研究计划ESPR主要转向以液氢为燃料,进气预冷的涡轮/冲压组合发动机技术领域^[38]。

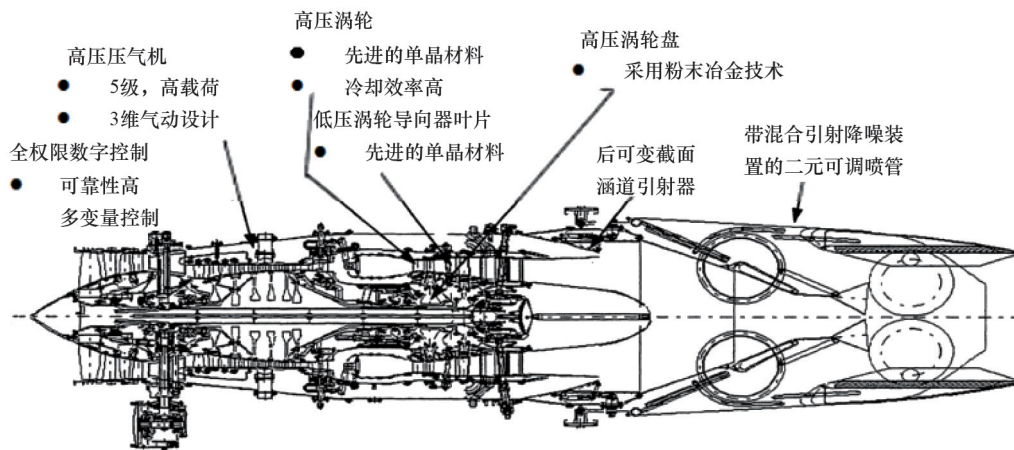


图11 HYPR90-T剖面

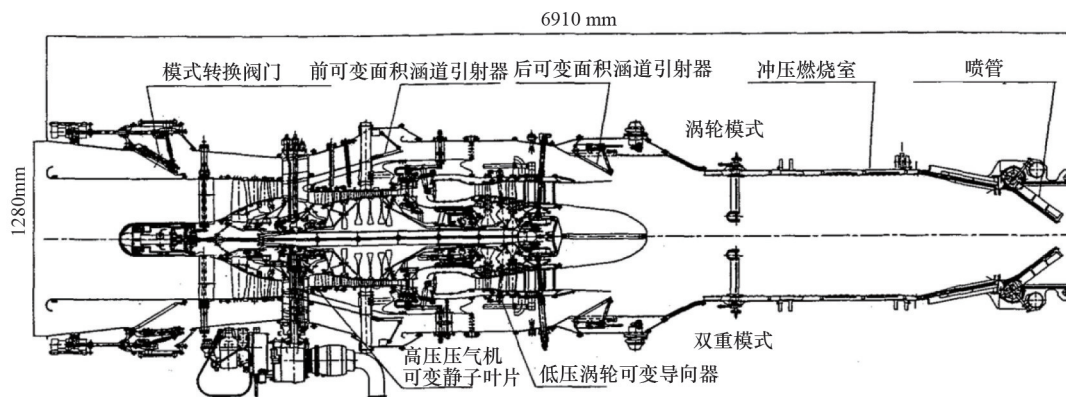


图12 HYPR90-C剖面

1.3 俄罗斯

为了把从地球-轨道往返的筹载运输成本降到现今水平的10%~20%,在ORYOL-2-1研究发展计划的支持下,俄罗斯宇航局联合全国各大航空航天研究机构及院校,对高超声速单级入轨和双级入轨空天飞机用的组合动力系统展开研究^[39-41]。

1993—1998年,各种组合动力方案被研究和讨论,同时,各种先进组合动力方案的关键技术也以数值仿真及试验等技术手段进行了验证。研究结果表明,针对不同的最大工作马赫数,推荐使用的组合动力系统方案也不同(图13),主要表现在以下几点。

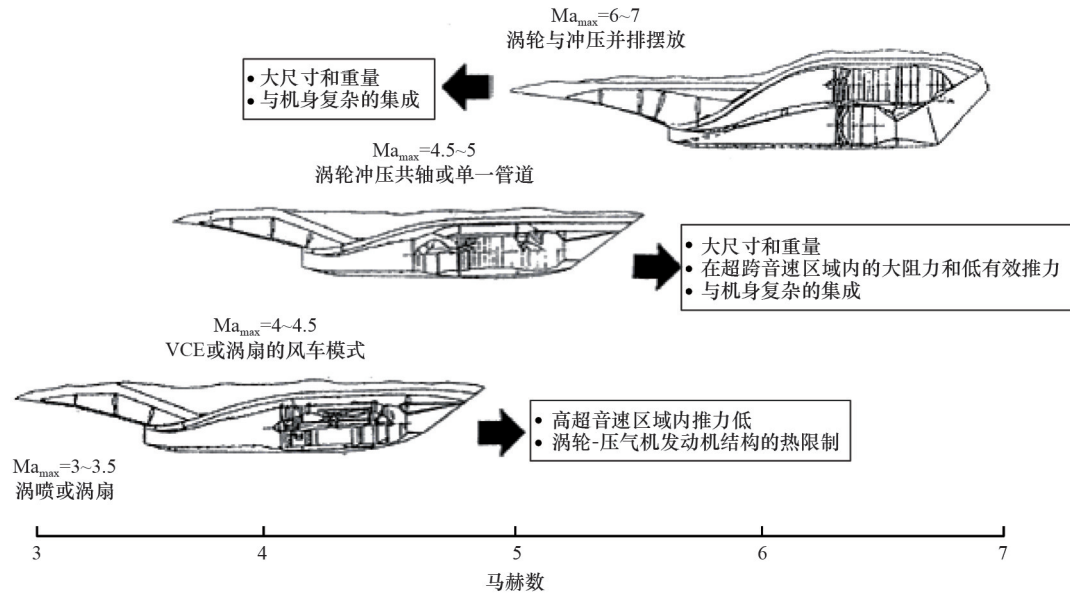


图13 不同最大飞行马赫数对应的合理涡轮冲压组合布局

1) 如果最大工作马赫数在3~3.5,可选用常规的带加力的涡喷和涡扇发动机。

2) 如果最大工作马赫数在4~4.5,可采用带加力的变循环方案,并在高马赫数条件下,将主机处于风车状态,同时冲压燃烧室具备加力燃烧室和冲压燃烧室的功能。这种方案的缺点在于高超声速区域的推力性能较差,且需要考虑高温给涡轮-压气机结构带来的热强度限制。

3) 如果最大工作马赫数在4.5~5,可选用涡轮/冲压共轴方案即串联式的组合方案。这类方案缺点包括尺寸和重量较大、跨音速区域阻力大,需与机身进行复杂的集成。

4) 如果最大工作马赫数在6~7,可选用并联式的涡轮冲压组合方案。这类方案缺点是尺寸和重量较大,需与机身进行复杂的集成^[42]。

1.4 欧盟

在欧盟长期先进推进概念与技术计划 LAP-

CAT I(2005—2008年)的资助下,包括德国、英国、法国、意大利、荷兰、比利时6个欧盟成员国的12家研究机构联合开展了巡航马赫数4~8的高超声速民用飞行器以及吸气式推进系统方案可行性与技术验证研究,旨在缩短长途旅行时间,如布鲁塞尔到悉尼的旅行时间由原来的23小时左右缩短到2~4小时。该计划共探讨了3个方案:LAPCAT-A2概念飞行器(图14),LAPCAT-M4概念飞行器和LAPCAT-M8概念飞行器(图15)。

1.4.1 “弯刀”发动机

针对传统TBCC的不足,在欧洲航天局和英国政府等的支持下,英国和比利时等联合提出了一种适用于马赫数5的高超声速航空发动机即“弯刀”(Simitar)方案,这种发动机主要采用强预冷和闭式循环等新技术,与TBCC相比,具有明显优势:无论是低马赫数还是高马赫数飞行,耗油率皆可下降18%~23%;所有部件在全部飞行马赫数范围内一



图14 LAPCAT A2 方案 (巡航马赫数5)

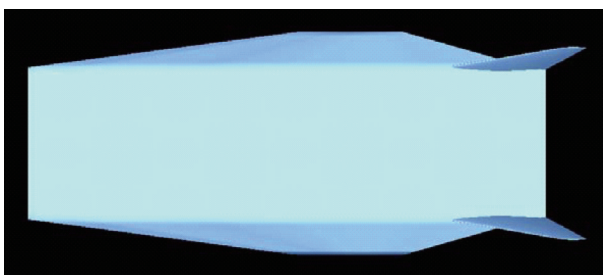


图15 LAPCAT M8 方案 (巡航马赫数8)

直工作,不存在TBCC涡轮-冲压模态之间的转换和再启动问题、涡轮或冲压不工作时的“死重”问题和模态切换时推力下降问题;由于强预冷,使高马赫数时进口温度大幅下降,大大减轻了材料的高温防护等问题。2012年11月,研制方喷气发动机公司(REL)宣布地面试验达到了强预冷的目标^[43]。

其中,LAPCAT-A2选用以液氢作为燃料、进气预冷、巡航马赫数为5的Scimitar发动机作为动力(图16);LAPCAT-M4选用与RTA相类似的双外涵变循环发动机作为动力,巡航马赫数为4.5;LAPCAT-M8选用RBCC组合循环发动机作为动力。整个研究计划资助强度为700万欧元,研究内容包

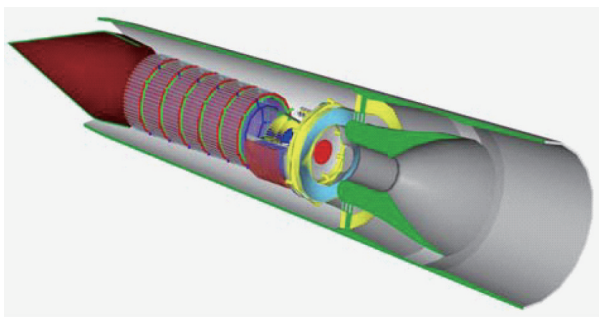


图16 Scimitar 发动机方案

括:系统级的需求分析、任务分析、方案评估以及可行性研究;部件模型试验,机理试验以及仿真验证数据库建立;揭示高压、超音燃烧流动机理、湍流、模式转换复杂流动现象的仿真建模研究等。研究结论表明,从布鲁塞尔到悉尼(约16800 km),LAPCAT-A2方案的旅行时间为3.8 h;影响Scimitar发动机进行工程应用的瓶颈关键技术包括轻型、低阻、高效、高可靠性换热器技术以及以氦气作为工质的对转涡轮技术等。从布鲁塞尔到中澳大利亚(约16000 km),LAPCAT-M4方案的旅行时间为6.6 h,影响该方案进入工程应用的瓶颈关键技术在于双外涵变循环发动机在超宽工作范围内(马赫数0~4.5)各部件之间(包括进气道、喷管)的气动相容性、结构相容性和热防护技术。由于火箭推进剂的低比冲,LAPCAT-M8方案起飞总重944 t,携带的液氢和液氧重量高达669 t,最大航程不超过9500 km。作为LAPCAT I项目的延续,LAPCAT II(2008—2012年)继续资助LAPCAT-A2和LAPCAT-M8方案进行进一步地深化研究,总资助额度为1000万欧元。

1.4.2 “佩刀”发动机

“佩刀”(Sabre)发动机从原理方案看,是“弯刀”发动机与火箭发动机的组合,用于“云霄塔”航天飞行器Skylon,采用吸气式发动机将飞行器加速到马赫数5.5,再用火箭进一步推动飞行器,实现单级入轨。可将1 kg有效载荷送入地球低轨道的成本从目前的15000英镑/kg降至650英镑/kg,与常规入轨方案相比,具有水平起降、重复使用、单级入轨、低酬载成本、两次运行间隔时间短等一系列技术优势。这种发动机允许人们以更低廉的成本发射卫星,建造空间站和在轨太阳能阵列,用于将能量传回地球,甚至能够用于研制探索其他行星的飞船。截至2013年7月,“佩刀”发动机的设计(图17)获得欧洲航天局的正式批准。这种发动机能够让太空发射的成本降低95%。英国政府宣布投入6000万英镑(约合9000万美元),帮助研制这种发动机。英国政府在“佩刀”研制工作进入至关重要的阶段提供资金支持,目的是帮助反应发动机公司研制出全尺寸原型^[44-45]。

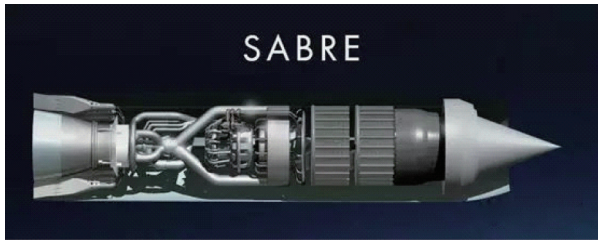


图 17 Sabre 发动机

2 关键技术瓶颈

自 20 世纪 50 年代以来,随着航空燃气涡轮发动机的发展和应用,人们已经逐渐认识到其优势和局限,为了追求更高的飞行速度,结合当时同样已经发展比较成熟的亚燃冲压发动机技术,人们开始了 TBCC 组合发动机的探索。半个多世纪过去了,航空燃气涡轮发动机已经发展了 5 代,冲压发动机也已从亚声速、超声速发展到高超声速超燃冲压发动机,但 TBCC 组合发动机虽然有巨大的应用前景和市场需求,却仍未能投入应用,其技术挑战和研制难度可想而知。仅以巡航马赫数在 4~5 的涡轮冲压组合发动机为例,其主要的技术难点和关键技术包括以下几方面。

1) 模态转换技术。

对于涡轮冲压组合发动机而言,无论是串联还是并联方案,模态转换都是一个主要的关键技术,其难点在于模态转换工况恰恰处于涡轮发动机工作的上限和冲压发动机工作的下限,此时两类发动机的推力特性都没有处于最佳状态点,也就是推力都偏小,而飞机方面的研究又指出,这时飞行器处于加速阶段,正好需要相当大的推力,为了弥补组合发动机推力的不足,加速涡轮基组合发动机在高超声速飞行器中的验证与应用,推出了基于现有涡轮喷气发动机技术水平的“三喷气”组合循环的替代方案。该循环实际上是并联式涡轮冲压组合发动机和火箭基组合发动机的结合体,由一台马赫数 2.5 涡轮喷气发动机、一台火箭引射冲压发动机和一台双模态超燃冲压发动机并联组合而成。

图 18 给出了“三喷气”组合循环不同模式工作范围的示意。涡轮喷气发动机的工作范围为马赫数 0~2.5,火箭引射冲压发动机的工作范围为马赫

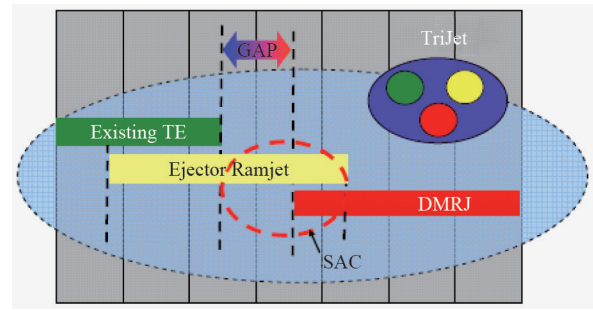


图 18 “三喷气”组合循环不同模式工作范围示意

数 0.8~4.0,主要弥补涡轮喷气发动机在跨声速区域以及双模态超燃冲压发动机在低效率工作马赫数范围内的推力空缺。

2) 发动机和飞行器一体化设计技术。

飞行器以高超声速飞行时,升阻比只是亚声速飞行飞机的 1/4~1/3,所以如何使发动机在飞行器上的安装既不使飞行器阻力明显增加,又不致对发动机的进气造成过高的损失和气流畸变,是设计中必须注意解决的重要问题。发动机的排气处理也十分重要,一方面要使排出燃气充分膨胀以获得高的推力;另一方面使飞行器能直接获得一部分升力。一体化设计在国外均作为一个专门问题研究,也作为选择动力方案时的重要考虑因素之一。

3) 超宽工作范围进排气系统设计技术。

涡轮/冲压组合发动机进排气系统的设计难度在于超宽工作范围带来的进排气系统与组合发动机的匹配问题。对于覆盖亚声速、跨声速、超声速、高超声速工作范围的涡轮/冲压组合发动机装置,进气道的压缩比和喷管膨胀比的变化范围很宽。为了保证进排气系统与组合发动机匹配良好,进气道及喷管需要多个可调机构来保证其压缩比或膨胀比在整个飞行包线内可调,即在尽可能低的马赫数下,进气道能够起动并避免喷管出现过度膨胀和不完全膨胀现象。因此,涡轮/冲压组合发动机超宽的工作范围将给组合发动机带来进排气系统调节机构数目增多及调节范围过宽的技术难题。

4) 高效、高适应性以及长寿命冲压燃烧室设计技术。

与目前正在使用的弹用亚燃冲压发动机相比,涡轮冲压组合发动机的工作范围更宽(飞行速度马

赫数 2.0~5.0, 飞行高度为 15~30 km), 其机动飞行的航迹更复杂, 冲压燃烧室进口气流的温度、速度变化范围更广(进口温度 400~1300 K, 进口速度马赫数 0.1~0.7), 对燃油的点火和稳定高效燃烧组织都提出了更高的要求, 尤其对于串联式涡轮冲压组合发动机所使用的加力/冲压超级燃烧室, 要实现在空气和低氧燃气中的稳定高效燃烧十分困难。同时, 不同于长寿命短时(一般不超过 10 min)工作的加力燃烧室, 也不同于短寿命连续工作(一般不超过 1 h)的弹用冲压燃烧室, 涡轮冲压组合发动机的冲压燃烧室是需要长期连续(工作时间数小时)巡航工作的长寿命(几百乃至上千小时)燃烧室, 其对于燃烧效率、冷却设计、结构重量、可靠性设计等提出了更高和更新的要求。因此, 在燃烧室进口复杂气流环境下, 实现宽工况范围、多工作模态、可重复使用、长寿命、高效低阻、轻质、高可靠性的冲压燃烧室设计, 是组合发动机冲压燃烧部件的关键技术之一。

5) 高马赫数变循环发动机设计技术(最大飞行速度马赫数 3.5~4+)。

对于最大飞行马赫数为 4+ 的超声速飞行器, 高马赫数变循环发动机通过可调几何可进一步拓宽传统燃气涡轮发动机的工作范围, 有利于紧凑动力装置的结构和降低其重量。然而, 它给发动机各部件设计带来的技术挑战在于, 超宽的工作范围使各部件设计约束增加, 进出口边界条件变化范围变大以及整机/各部件匹配难度加大。

6) 热管理与热防护技术。

前已指出, 对于飞行器来说, 马赫数 2.4 以上要使用特殊的耐热材料, 马赫数 4 以上必须考虑热防护, 除采用特殊隔热材料, 如陶瓷、碳/碳复合材料外, 还要采取被动和主动冷却措施。冷却措施不当或冷却技术水平不高造成冷却效果太差或冷却系统太重从而无法实现高超声速飞行。采用高性能耐热和隔热材料, 利用燃料进行高效冷却是必须解决的技术关键。

7) 组合发动机控制及状态监视技术。

随着飞行速度的提高, 为了保证飞行安全可靠和飞行性能, 飞行器和发动机的控制要求高度自动

化并具有高度自动化的全程状态监视系统。

8) 燃料技术。

航空煤油是吸气式发动机的常规燃料, 它具有廉价、易于保存、在一般机场都可获取等优点。在马赫数 3.5~4 以下, 它具有足够的热稳定性和高的比冲及单位容积比冲, 但马赫数 4 以上比冲下降, 由于其热值低, 马赫数 7~8 以上比冲太低, 已不能作为涡轮/冲压组合发动机的燃料。美国从军用考虑, 如巡航导弹, 飞行速度限制在马赫数 8 以下, 为的是可以利用易于获取的煤油作为燃料, 有利于战备需要。液氢虽然比重低, 成本高, 不易保存和运输, 但因其热值高, 热容量高, 用于飞行器一方面可获得高比冲, 另一方面还可用作冷却介质, 它又可从水中获取, 燃烧后无污染, 所以它是马赫数 8 以上的吸气式发动机理想的、唯一可选用的燃料。是否可发展比一般煤油热值高或热容量高、热稳定性好的碳氢燃料, 也是正在研究的一个方向, 而且已取得了一定成果。

9) 计算分析和数值仿真工具。

为了分析高超声速飞行和新的动力方案的工作特性、工作中可能遇到的问题、新方案的选择等, 必须先建立计算分析工具。涡轮冲压组合发动机工作于高速、高空环境, 试验研究十分困难, 必须利用大规模并行集群计算机高性能计算系统和各类数值仿真软件, 开展其整机和部件数值仿真分析和技术研究, 突破三维非周期性动网格过渡态数值模拟、三维两相高保真冲压燃烧数值模拟、涡轮加速器/其他部件多维缩放数值仿真等技术难点, 掌握动力切换过程中高精度、过渡态的气动热力数值模拟技术, 形成涡轮冲压组合发动机性能/机构/结构虚拟样机数值仿真平台, 为其设计分析提供工程实用的计算分析和数值仿真工具。这是涡轮冲压组合发动机发展的基础和保障。

10) 组合发动机部件及整机试验与测试技术。

组合发动机部件及整机试验与测试技术包括涡轮发动机部件及整机试验与测试技术、冲压发动机试验与测试技术以及组合发动机模式转换过程的试验与测试技术。

3 展望及建议

20世纪60年代,涡轮/冲压组合发动机J58就曾应用于黑鸟战机SR71,最大飞行马赫数为3.2,一直到20世纪90年代才停止服役。由于瓶颈技术的复杂性及风险,作为支持更高飞行马赫数飞行器(马赫数>3.2)的涡轮/冲压组合动力技术至今仍停留在地面台架试验验证或高空台试验验证阶段,如日本20世纪90年代发展的HYPR90-C验证机和21世纪初期美国提出的革新性涡轮加速器计划(RTA);至今演示验证成功的高超声速飞行器ASALM、X43A和X51均是以火箭助推作为低速段动力。然而,与火箭发动机或以火箭助推的吸气式动力(如RBCC)相比,涡轮/冲压组合发动机具有比冲高、单位推力大、可常规起降、可使用普通机场、多次重复使用、用途广泛、耐久性高、安全性好、可使用普通燃料以及环境污染小等特点。因此,涡轮/冲压组合动力技术取代火箭助推作为高超声速飞行器的低速段动力系统仍具有广阔的发展前景。

综合考虑技术风险、研制成本和研制周期等要素,美国在涡轮/冲压组合动力技术领域分别制定了近期及中远期的验证计划。近期验证计划主要立足于目前成熟的燃气涡轮发动机技术,最大飞行马赫数<2.5。例如波音公司2009年提出的最大飞行马赫数为6的trijet概念,通过并联方案把燃气涡轮发动机、火箭引射冲压发动机和双模态冲压发动机组合在一起。火箭引射冲压发动机主要弥补涡轮喷气发动机在跨声速区域以及双模态超燃冲压发动机在低效率工作马赫数范围内的推力空缺。近期验证计划技术难点在于不同类型发动机模式的平稳转换以及动力方案与机体的复杂集成。

中远期验证计划主要立足于高马赫数、变循环燃气涡轮发动机技术或带预冷的燃气涡轮发动机技术,即最大飞行马赫数能够达到4+。如波音公司提出的最大飞行马赫数为6的pyrojet概念,通过上下并联方案把高马赫数燃气涡轮发动机与双模态冲压发动机组合在一起。高马赫数变循环燃气涡轮发动机技术(RTA)从本质上就是一个串联的涡轮/亚燃冲压的变循环发动机,发动机的超级燃

烧室兼有加力燃烧室和冲压燃烧室的功能。中远期验证计划的技术难点在于高马赫数变循环发动机或带预冷的燃气涡轮发动机技术。

从美国涡轮/冲压组合动力技术的发展趋势来看,两个时期验证计划具有良好的技术继承性。近期验证计划注重技术方案的可实现性,虽然组合动力的比冲性能受到影响,但降低了研制难度和技术风险,并且将为中远期验证计划的实施奠定良好的技术基础;远期验证计划注重技术方案的前瞻性,高马赫数变循环发动机或带预冷燃气涡轮发动机技术的验证以及成熟才能充分发挥燃气涡轮发动机在中低马赫数范围的高比冲优势,才能最终摆脱高超声速飞行器在低速段对火箭助推的依赖。

根据国外的经验,国内在组织涡轮/冲压组合动力技术的研究开发工作要特别注意科学性。科学性主要表现在以下3方面。

1) 节约一次性投入和注重计划管理。

从花钱较少的基础研究、概念研究开始,确定出必须解决的关键技术后再进入应用研究,而不是一步进入投资巨大的工程性发展研究。以美国的吸气式动力推进的高超声速NASP计划为例,在1984年NASP计划开始前,1982—1985年先开始了Copper Canyon计划,实质上是水平起飞、水平着陆一级入轨航天器的可行性研究;1984年以后开展第二阶段研究,其目的是开发和验证为了高超声速飞行所必需的技术,不针对“型号”,属于预先研究范畴;第三阶段才进入工程研发阶段,进行真刀真枪的设计、制造和飞行试验。但是否开展第三阶段工作暂不确定,取决于第二阶段技术研发成果的成熟程度。该计划原定在X-30上试飞,但成本比原计划的30亿美元增加5倍。由于技术上不成熟、经费难以支持以及进度推迟10年等原因,最终于1995年下马。这样避免了盲目开发“型号”,引起大量无效投资,又为今后研究打下了良好技术基础,增加了技术储备。

美国的高速运输机计划(HSCT)^[4]也是先进行概念研究再进行验证研究。1989—1994年投资2.8亿美元进行解决关键技术的技术途径和方案研究;1994—2001年再投资1.4亿美元进行验证研究。

背景机的选定原计划在1995年进行。前两个阶段的研究取得了突破性进展,使得2002—2007年有可能实现产品试飞,但由于亚洲金融危机的出现,并考虑市场的需求,1998年波音公司宣称2015—2020年不会做出产品试飞的决定。他们的经验是,前两个阶段花钱较少,但取得了必要的技术储备,避免花大钱进行工程研究,一旦市场需求发生变化,过早地进行工程研发会造成大量资金浪费。

上述两个例子可以看出:需要耗资很大的研究开发项目,首先是进行基础性和应用验证性研究,由于没有具体型号为背景,试验工作都可以根据现有设备条件进行模型试验,必要时只建立小型设备进行试验,这就节省了大量设备建设投资和试验经费开支,利用相对较少的可能得到的经费,进行大量的方案分析研究,获得丰富的技术储备。

2) 根据设计、使用中的问题将马赫数划分成不同区间。

在评估各种技术方案的优劣时,重要的依据是任务需求。对于高超声飞行器来说,必须解决从地面马赫数为零至在大气层内经历各种高度不断加速直到达到高超声速这样大的工作范围内能有效工作的动力问题。飞越不同马赫数,将遇到不同问题。根据遇到的技术问题,大致可将马赫数分成以下几段:(1) 马赫数0~3是目前飞机可以达到的飞行速度,在马赫数2.0~2.4范围内飞机结构材料基本上可不作改变,因此是发展超声速运输飞机的实用范围。(2) 亚声速燃烧的冲压发动机有利的工作范围是马赫数3~5,使用碳氢燃料的冲压发动机最大飞行马赫数不超过7,主要问题是碳氢燃料的热稳定性和碳氢燃料的热值太低。马赫数3~4是涡喷发动机和冲压发动机的理想转接马赫数。(3) 考虑机体的材料耐热性,若不采用特殊的热管理措施,飞行马赫数应控制在4以下(马赫数从4提高到7.4,则进气总温提高2.8倍)。(4) 用氢燃料的超声速冲压发动机马赫数一般是4~10。亚声速燃烧冲压发动机转换到超声速燃烧冲压发动机的马赫数可选为4~5。(5) 马赫数5以上进入高超声速,气动上出现一些特殊问题,如附面层转捩问题、空气的

非理想气体(实际气体)特性影响等。(6) 马赫数15以上进入超高速(hypervelocity)飞行范围,如以冲压发动机为动力则应发展超高声速燃烧冲压发动机。(7) 为了进入地球轨道,需要达到马赫数25,只有火箭发动机具有将飞行器加速到这样高的飞行速度。

3) 建立强强联合的瓶颈技术攻关团队,增强协同创新能力。

由于管理体制、国内航空发动机技术水平以及研制经费的制约,国内各家单位的优势资源并未得到充分整合,各研制单位之间的高效合作与联系还存在诸多障碍,甚至造成部分研究工作仍处于低水平重复研究阶段。因此,为了增强协同创新能力,需要理顺机制、整合全国优势资源,同时面向全球,组建利益共享、责任共担的涡轮冲压组合动力技术创新研究团队;在此基础上,以总体需求为牵引,各个学科专业的研究人员协同配合,从理论分析、数值仿真和试验验证3个层面深入、扎实地开展瓶颈技术的研究工作。

经过国外及国内长期的研究和探索,总结出了如下必须解决的涡轮/冲压组合动力关键技术问题,包括:发动机和飞行器一体化设计技术、超宽工作范围进排气系统设计技术、高马赫数变循环发动机设计技术(最大马赫数3.5~4+)、涡轮/冲压组合发动机热防护技术、控制及状态监视技术、高精度数值仿真分析工具的建立及验证,以及涡轮/冲压组合发动机部件及整机试验与测试技术。

4 结论

涡轮基组合循环发动机作为未来高超声速飞行器动力装置的主要选择,具备可常规起降、经济性好、耐久性好等优点,而且满足高速运输、远程快速打击、空间运载等任务需求。本文梳理总结美、日、俄、欧诸多航空强国涡轮基组合循环动力关键技术的发展脉络,分析概括了涡轮基组合循环发动机技术研究的关键技术瓶颈,包括模态转换、飞发一体化、超宽工作范围进排气系统设计、热管理、数

值仿真计算、部件及整机测试等诸多方面。结合国外先进经验,为国内涡轮基组合循环发动机研发明确发展方向,并提出了重要建议。

参考文献(References)

- [1] 陈大光. 高超声速飞行器 TBCC 和 RBCC 的研究与发展 [C]//北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机仿真中心. 高超声速涡轮冲压组合动力文集. 北京: 北京航空航天大学能源与动力工程学院航空发动机仿真中心, 2005: 1-14.
- [2] Snyder L, Escher D, Defrancesco R, et al. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [C]//Aiaa/asme/sae/asee Joint Propulsion Conference & Exhibit. Fort Lauderdale: AIAA, 2004.
- [3] 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, 2011(1): 4-7.
- [4] 陈大光. 高超声速飞行与 TBCC 方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3): 10-13.
- [5] 王巍巍, 郭琦, 曾军, 等. 国外 TBCC 发动机发展研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012(3): 58-62.
- [6] Chen M, Tang H, Zhang K, et al. Turbine-based combined cycle propulsion system integration concept design [J]. Proceedings of Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(7): 1068-1089.
- [7] Chaulin P, Sandre P. Turbofan-ramjet engine studies volum I: Specification and performance[R]. Phoenix: AFAPL-TP, 1964.
- [8] Albers J A. Status of the NASA YF-12 propulsion research program[R]. Edwards: NASA, 1976.
- [9] Sosounov V A, Tskhovrebov M M, Solomin V L, et al. The study of experimental turboramjets [C]//28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Nashville: AIAA, 1992.
- [10] Horton D. National aerospace plane project overview[R]. Boston: AIAA, 1989.
- [11] Burkardt L A, Norris R. The design and evolution of the beta two-stage-to-orbit horizontal takeoff and landing launch system [C]//AIAA 4th International Aerospace Planes Conference. Orlando: AIAA, 1992.
- [12] Kumar A, Drummond J P, McClinton C R, et al. Research in hypersonic airbreathing propulsion at the NASA langley research center [R]. USA: ISABE, 2001.
- [13] McClinton C R, Andrews E H, Hunt J L. Engine development for space access: Past, Present and Future [R]. USA: ISABE, 2001.
- [14] Hueter U, McClinton C R. NASA's advanced space transportation hypersonic program [C]//11th AIAA/AAAF International Conference Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Orleans: AIAA, 2002.
- [15] Shaw R J, Koops L W, Hines R. Progress toward meeting the propulsion technology challenges for the high speed civil transport [R]. Florence: ISABE, 1999.
- [16] Escher W J D. History of Airbreathing/Rocket Combined Cycle (RBCC) propulsion for powering future aerospace transports, with a look ahead to the year 2020 [R]. Washington: AIAA, 1999.
- [17] Hollingsworth P, De Baets, Ignacio E, et al. Peregrine hypersonic strike fighter weapons system [R]. The 1999/2000 AIAA Foundation Graduate Team Aircraft Design Competition. Reston: AIAA, 2000.
- [18] Mathews S, McIntyre T, Taylor J, et al. A hypersonic attack platform: The S3 concept [C]//Space Plane & Hypersonic Systems & Technology Conference. Norfolk: AIAA, 1996.
- [19] Bartolotta P A, Shafer D G. High speed turbines: Development of a Turbine Accelerator (RTA) for space access [C]//12th Aiaa International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies. Reston: AIAA, 2003.
- [20] Bradley M, Bowcutt K, McComb J, et al. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) two-stage-to-orbit (TSTO) vehicle study [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis: AIAA, 2002.
- [21] Kokan T, Olds J R, Reeves J D. Aztec: A TSTO hypersonic vehicle concept utilizing TBCC and HEDM propulsion technologies [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale: AIAA, 2004.
- [22] Siebenhaar A, Bogar T. Integration and Vehicle Performance assessment of the aerojet "TriJet" Combined-cycle Engine [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [23] Walker S, Tang M, Mamplata C. TBCC propulsion for a Mach 6 hypersonic airplane [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.

- [24] Bulman M, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: Aerojet innovations for practical hypersonic vehicles[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [25] Mamplata C, Ming T. Technical approach to Turbine-Based Combined Cycle: FaCET[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver: AIAA, 2009.
- [26] Tang M, Hamilton B A, Mamplata C. Two steps instead of a giant leap an approach for air breathing hypersonic flight[C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. San Francisco: AIAA, 2011.
- [27] AIAA High Speed Air Breathing Propulsion Technical Committee. High speed air-breathing propulsion[J]. Aerospace America, 2008(12): 64-65.
- [28] Auslender A H, Suder K L, Thomas S R. An overview of the NASA FAP hypersonics project air-breathing propulsion research[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [29] Stueber T J, Vrnak D R, Le D K, et al. Control activity in support of NASA Turbine Based Combined Cycle (TBCC) research[C]//JANNAF Joint Subcommittee Meetings: 43rd Combustion. LKa Jolla: NASA, 2010.
- [30] Saunders J D, Stueber T J, et al. Testing of the NASA hypersonic project combined cycle engine large scale inlet mode transition experiment (CCE LIMX) [C]//58th Joint Army-Navy-NASA-Air Force (JANNAF) Propulsion Meeting. Arlington: NASA, 2012.
- [31] Walker S, Tang M, Mamplata C. TBCC propulsion for a mach 6 hypersonic airplane[C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen: AIAA, 2009.
- [32] Tactical Technology Office. Broad agency announcement of Advance Full Range Engine (AFRE) program[R]. Arlington County, Virginia: DARPA, 2016.
- [33] Okazaki M, Miyazawa K, Ishizawa K. Engineering research for super/hyper-sonic transport propulsion system (HYPR)[A]. International Society for Air Breathing Engines and American Institute of Aeronautics & Astronautics. Florence: ISABE, 1999.
- [34] Miyagi H, Miyagawa H, Monji T. Combined cycle engine research in Japanese HYPR project[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego: AIAA, 1995.
- [35] Itahara H, Nakata Y, Kimura T, et al. Research and development of HYPR90-T variable cycle turbo engine for HST[R]. Indianapolis: ISABE, 1997.
- [36] Fujimura T, Ishii K, Takagi S, et al. HYPR90-t turbo engine research for HST combined cycle engine[C]//Aerospace Technology Conference and Exposition. doi: 10.4271/951991.
- [37] Miyagi H, Kimura H, Kishi K. Combined cycle engine research in Japanese HYPR program[C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cleveland: AIAA, 1998.
- [38] 邓双国, 额日其太. 日本开展超声速运输机研究[J]. 国际航空, 2010, (6): 62-64.
- [39] Lanshin A I, Sosounov V A. Status of ORYOL-2-1 R&D program combined propulsion systems for SSTO and TSTO[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [40] Lanshin A I, 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.
- [41] Lanshin A I, Sosounov V A. Propulsion systems for TSTO airplane- accelerators of different types[C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto: AIAA, 2001.
- [42] Steelant J. High-Speed Propulsion Technology[M]. Belgium: The von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2008: 12.
- [43] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2544-2562.
- [44] Dong P C, Tang H L, Chen M, et al. Overall performance design of paralleled heat release and compression system for hypersonic aeroengine[J]. Applied Energy, 2018, 220(2018): 36-46.
- [45] Dong P C, Tang H L, Chen M. Study on multi-cycle coupling mechanism of hypersonic precooled combined cycle engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 131: 497-506.

Progress and prospect of key technologies for turbine based combined cycle engine

CHEN Min, JIA Xinhao

School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract Turbine based combined cycle engine will be the main power device of future hypersonic aircraft. It can meet the requirements of space transportation, high-speed transportation and long-distance rapid strike. It has the advantages of conventional take-off and landing, repeated uses and good economy. This paper reviews the development of key technologies of turbine-based combined cycle power in many aviation powers, and analyzes the key technical bottlenecks that must be solved in the research of turbine based combined cycle engine technology including mode transition, aircraft and engine integration, ultra-wide operating range, high temperature resistance, compatibility and so on. Combined with the advanced experience of foreign countries, the paper expounds the development prospects and suggestions of domestic turbine based combined cycle engine research, and summarizes the key technical problems of turbine based combined cycle engines that must be solved.

Keywords turbine based combined cycle; hypersonic aircraft; ramjet engine ●



(责任编辑 王丽娜)