

美国高超声速涡轮基组合循环发动机的进展及分析

刘红霞, 梁春华, 孙明霞

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳, 110015)

摘要:旨在为未来空天动力技术研究和产品研制提供参考与借鉴。综述了美国高超声速涡轮基组合循环(TBCC)发动机的进展,重点对与涡轮发动机有关的预研计划进行详细描述,如国家空天飞机(NASP)计划、高速推进评估(HiSPA)计划、猎鹰组合循环发动机试验(FaCET)计划等。总结与归纳了 TBCC 发动机的研究发展的特点:TBCC 发动机一直是高超声速飞行器研究的关键技术;目前涡轮发动机的首选是现有涡轮发动机改进,未来可能选择正在预研的高速涡轮发动机或自适应发动机;冲压发动机和模态转换技术已经取得明显进展,但还需长期深入验证。

关键词:高超声速推进系统;涡轮组合发动机;组合冲压发动机;航空发动机

中图分类号:V236

文献标识码:A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.017

Progress and Analysis of U.S. Supersonic Turbine Based Combined Cycle Engine

LIU Hong-xia, LIANG Chun-hua, SUN Ming-xia

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Aim to provide references for future aerospace power technology investigation and product development, the progress of Turbine Based Combined Cycle engine (TBCC) and advanced programs on turbine engine for TBCC were overviewed and analyzed. These programs include the National Aerospace Plane (NASP), High-Speed Propulsion Assessment (HiSPA), Falcon Combined Cycle Engine Technology (FaCET), etc. The analysis results show that TBCC is always key technology for supersonic flight vehicle, the in-service turbine engine is preferred for TBCC at present, high speed turbine engine and adaptive cycle engine will be selected for TBCC in future, ramjet for TBCC and mode transition between turbine engine and ramjet need to be researched deeply.

Key words: supersonic propulsion system; TBCC; combined ramjet engine; aeroengine

0 引言

高速侦察机、高速轰炸机、空天飞机等高速飞行器,具有航程远、速度快、性能高等特点,对未来的作战方式必将产生极其深远的影响,很可能给未来战争带来重大变革。作为其动力的最重要选择之一,TBCC 发动机被西方国家,特别是美国列为优先发展的战略性产业,不惜投入巨资加以扶持,集中高科技人才进行大力研发,已经取得明显进展。

据《航空周刊》网站 2016 年 6 月 30 日报道^[1],鉴于在建模和制造方面取得的进展,美国国防部先进研究计划管理局(DARPA)已经启动 AFRE 验证计划,将再次尝试对 TBCC 发动机在 Ma 0~5.0 内的工作

进行验证,为未来吸气式可重复使用高超声速飞行器提供动力,这标志着美国高超声速 TBCC 发动机又将向前迈进一步。

本文回顾和总结了美国典型高超声速 TBCC 发动机技术研究计划取得的进步和经历的弯路,以供相关研究借鉴和参考。

1 美国高超声速 TBCC 发动机的发展历程

在 20 世纪 50 年代,美国就开始进行 TBCC 发动机技术的研究工作,此期间研制了第 1 种高超声速发动机即 J58 发动机,是首个走完设计、生产直至飞行使用全过程的涡轮冲压组合发动机,其成功研制为美国后续高超声速推进技术的发展奠定了基础。自从

收稿日期:2017-03-18

基金项目:航空动力基础研究项目资助

作者简介:刘红霞(1976),女,高级工程师,主要从事航空发动机情报研究工作;Email:applecenter@163.com。

引用格式: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,2017,43(4):96-102. LIU Hongxia, LIANG Chunhua, SUN Mingxia. Progress and analysis of U.S. supersonic Turbine Based Combined Cycle engine[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 96-102.

20 世纪 80 年代以来,美国国防部和航空航天局(NASA)实施了与高超声速 TBCC 发动机有关的多项研究计划如图 1 所示,从不同方面对高超声速 TBCC 发动机技术进行了验证^[2]。

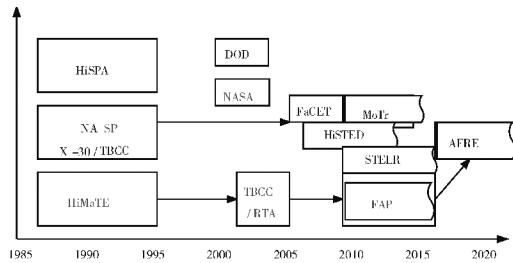


图 1 美国 TBCC 发动机技术研究计划的发展路线

NASA 刘易斯研究中心高超声速 / 跨声速大气飞行器(TAV)推进系统技术研究计划包括 3 个子计划: NASP 计划、HiMaTE 部件技术计划和通用高超声速计划^[3-5],这些计划的实施对推动美国高超声速推进系统技术的发展至关重要,但因年代久远,且有不少关于他们的论述文章,因此,对这 3 项计划不做阐述。

1.1 RTA 计划^[6-7]

在 20 世纪 90 年代中期,美国总结由于低估了超燃冲压发动机研制的难度,致使 X-15、X-17、X-20、X-23、X-24、X-30 国家空天飞机最终放弃或中途夭折的教训,从 1996 年开始,对高超声速导弹、高超声速飞行器和空天飞行器技术的发展进行了调整,确立了以巡航导弹为突破口、而后转入其他飞行器与天地往返运输系统的分阶段逐步发展的思路。作为先进航天运输计划(ASTP)的一部分,NASA 于 2001 年由集成技术研制小组(ITD)提出 RTA 计划。RTA 将搭起超声速飞行器动力在 Ma3.0 到 Ma5.0 之间的桥梁,如图 2 所示。在 RTA 计划下 TBCC 的技术发展路线如图 3 所示。

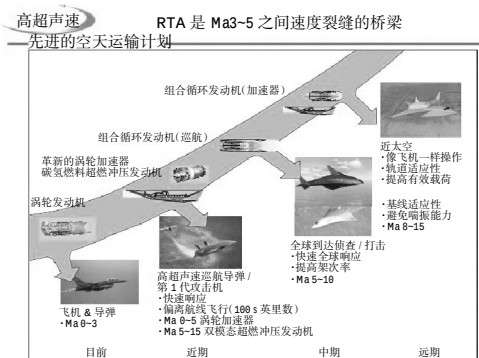


图 2 RTA 计划及其 TBCC 发动机发展路线

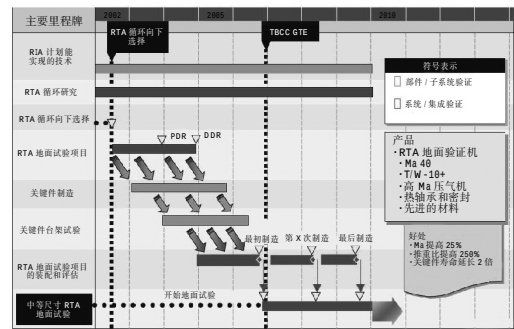


图 3 RTA 计划发展路线

RTA 计划的技术目标是在当时燃气涡轮发动机(J58)的基础上,充分利用 ASTP、UEET、VAATE 计划开发和验证的技术成果,开发和验证 TBCC 发动机,到 2010 年,使其飞行速度提高 25%、推重比提高 250%、部件寿命延长 2 倍;到 2015 年,使其飞行速度提高 35%、推重比提高 375%、关键部件寿命延长 4 倍;最终,使发动机的推重比将达到 15~20、飞行速度达到 Ma 4.0~5.0。

GEAE 公司基于前期在 HiSPA 和 HiMaTE 计划中的研究成果,选择双外涵变循环发动机作为整个推进系统的基本结构。RTA-1 发动机结构就是以 F120 变循环发动机核心机作为基础设计的。

通过对 RTA-1 发动机进行试验:(1)验证了采用涡扇发动机工作至 Ma 3.0,然后再转入冲压模式工作至 Ma 4.5 的可行性;(2)验证了高马赫飞行时,涡轮和控制系统的可靠性、耐久性及使用 JP-8 燃料的可行性。

在 2005 年,由于经费和技术等多方面的原因,RTA 计划被迫结束,但其设计理念仍对目前的变循环发动机技术发展带来了很大影响,美国及欧洲国家仍在对这个设计概念和方案进行研究。

1.2 FaCET 计划

在 2001 年,美国提出了国家航空航天倡议,重申了以高超声速巡航导弹为“敲门砖”的发展战略。在 2002 年,NASA 终止了 X- 飞行器研究计划,将太空发射(SLI)研究计划重构作为下一代发射技术(NGLT)和轨道航天飞机(OSP)研究计划,重点开发与验证远景所需的系统和技术。在 2004 年 1 月,美国总统布什宣布了新的太空探索倡议。在这样的背景下,DARPA 于 2005 年在从美国本土运送和应用兵力计划(FALCON)下开始实施 FaCET 计划。主承包商是洛克希德·马丁公司(提供进气道和喷管),推进系统承包商是 PW 公司的洛克达因公司(负责研制

PW9221 双模态冲压发动机燃烧室)。

FaCET 计划的目标是开发和验证可重复使用的、碳氢燃料的、 $Ma\ 3.0 \sim 6.0$ 的亚燃 / 超燃冲压组合循环发动机,以降低研制猎鹰高超声速巡航飞行器(HCV)发动机的技术风险^[9]。

FaCET 计划的第 1 阶段:通过 30% 缩比进气道试验,验证了其质量和压力恢复能力,也在宽广的速度范围下验证了维持可操作性的可调结构件的规律;通过 40% 缩比冲压 / 超燃冲压燃烧室的直连试验,验证了在低马赫数状态时从涡喷工作状态转换时的燃烧稳定性;通过喷管冷流静态试验,验证了总的推进效率。

FaCET 计划的第 2 阶段:在缩比 70% 流路,在 $Ma\ 3.0$ 、 4.0 和 6.0 的速度下,对由进气道、燃烧室和改进喷管集成的涡轮基冲压组合发动机进行自由射流试验。该试验验证了飞行 $Ma\ 3.0 \sim 6.0$ 的亚燃 / 超燃冲压发动机的工作特性^[9]。自由射流试验模型和试验台架安装如图 4 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 MoTr 计划打下了较好的基础^[9]。

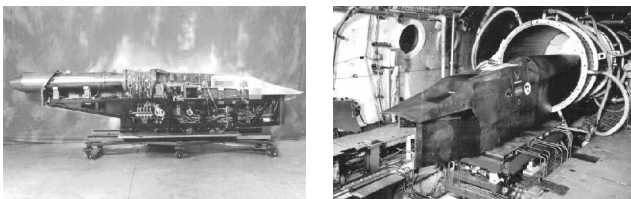


图 4 FaCET 自由射流试验模型及试验台架

1.3 HiSTED 计划

高速涡轮发动机验证(HiSTED)计划是 DARPA 和美国空军在 VAATE 计划下联合实施的 1 项研究计划,其目的是设计、制造和验证 1 种高速($Ma\ 3.0 \sim 4.0$)、短寿命涡轮发动机。该发动机是 1 种高温、中等压比的单转子不带加力涡喷发动机,将为多种平台提供低成本, $Ma\ 4.0+$ 飞行的推进能力,使其到达目标时间缩短 80%,并可灵活地执行超声速巡航 / 亚声速待机任务。

HiSTED 计划的发动机验证机由美国空军 / DARPA 投资,由 RR 北美技术公司(负责 YJ102R 发动机)和 Williams 公司(负责 XTE88/SL1 发动机)合作开发和验证。YJ102R 发动机是在 J58 发动机的基础上,采用层板技术发展而来的 1 种高温、中等压比、单转子无加力涡喷发动机,其单位推力、质量、直径和长度分别为 J58 发动机的 6 倍、6%、25% 和 20%。其小型冲压燃烧室于 2008 年在美国空军推进试验室开

始试验(如图 5 所示),在 2009 年 1 月成功完成了初步试验验证。试验结果表明:带火焰稳定器的发动机能使用 JP8+100 和 JP10 燃料起动和连续工作,在整个包线内获得的性能数据超过了全包线的设计值^[10];无火焰稳定器的发动机使用 JP8+100 和 JP10 燃料,能够在只有自动点火的情况下成功地起动和工作^[11-12]。

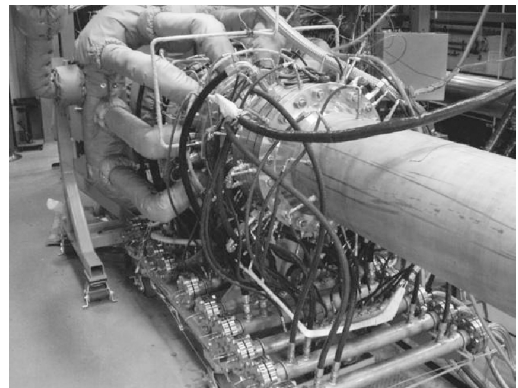


图 5 HiSTED 计划发动机的小型冲压燃烧室

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(如图 6 所示)动力系统上。

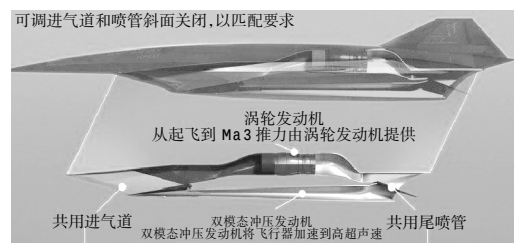


图 6 SR-72 高超声速飞机及其动力

1.4 FAP 计划

在 2006 年 12 月,美国国家科学和技术委员会发布了“国家航空研究和开发政策”文件,指出美国联邦航空研究和研制工作的重点之一是开展稳定的和长期的基础领域研究;在 2009 年,美国国家研究院发布了“民用航空的十年调查—未来的基础研究”,描绘了技术性更强的航空蓝图。这些指导性文件指出了基线航空发展原则。在这样的背景下,NASA 实施了 FAP 计划,开始了基础研究和技术开发,以使未来飞行器具有更宽广的速度范围^[13]。

在 2009 年之后,NASA 在 FAP 计划下开展了高可靠性、可重复使用发射系统(HRRLS)的研究工作。

在 HRRLS 研究中,考虑了将吸气式推进系统概念应用于进入太空的可重复使用的吸气式发射飞行器(RALV)中。RALV 概念飞行器的推进系统分2级:第1级是采用涡轮基冲压/超燃冲压组合循环发动机;第2级是采用火箭或火箭基组合循环发动机。RALV 系统的 TBCC 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^[14]。

FAP 计划的目标是:在2014年开展小尺寸、带进气道的并联式 TBCC 发动机模态转换试验(CCE IMX),以筛选进气系统设计,并验证设计性能;在2015年开展大尺寸、带进气道的并联式 TBCC 发动机模态转换试验(CCE LIMX)。

NASA 格林研究中心在其1×1超声速风洞(SWT)上进行了一系列小尺寸IMX试验。试验结果表明:低速通道的整流斜板不会给高速通道的操纵带来困难,通过与计算结果的对比表明,CFD方法对此类双流道结构有较好的模拟能力。试验也获得了不同流道设计方案的性能及工作裕度,为改进流道设计提供了支持^[15]。

在小尺寸IMX试验成功的基础上,继续开展了LIMX试验,重点验证并联式TBCC发动机的模态转换过程,并获得过程特性和相关限制条件,同时完成控制系统可行性和硬件系统验证,以确定TBCC发动机的关键参数。LIMX试验计划在3年内分4个阶段在格林中心的10×10超声速风洞中完成,目前,前2个阶段的工作已经完成,第3阶段已对控制模拟涡轮发动机和双模态冲压发动机流道自动模态转换时的算法进行了验证;第4阶段的验证工作目前正在准备之中,在新的高超声速计划的资助下,将采用WJ38发动机和具有集成喷管的1个双模态冲压发动机,评估推进系统模态转换算法的有效性^[15]。

1.5 模态转换(MoTr)验证计划

在FaCET和FAP计划的基础上,在2009年,DARPA投资实施了模态转换(MoTr)验证计划,目的是开展飞行Ma 0~6.0、碳氢燃料的吸气式推进系统地面验证。

MoTr计划由洛克希德·马丁公司(共用进口和喷管)领军,推进系统分包商是PW的洛克达因公司(冲压/超燃冲压燃烧室)和ATK公司(试车台评估)。

MoTr计划分为2个阶段。第1阶段是完成试车

台测量,以选择试车台和执行地面验证所需的试验技术;也要完成MoTr试验件的方案设计,使之与所选择的试验技术和试车台相匹配;第2阶段是完成MoTr试验件的关键设计并加工,通过必要的改进使试车台升级,并完成试验验证。

MoTr计划中的TBCC发动机,整合了通过FaCET计划验证的进气道、双模态冲压发动机和喷管,以及HiSTED计划研制的高速涡轮发动机,在地面条件下进行由涡轮-亚燃冲压-超燃冲压和超燃-亚燃-涡轮的模态转换过程试验。这是完成重复使用、吸气式高超声速飞行所需的关键试验。

在2010年,洛克达因公司和洛马公司都完成了主动冷却双模态冲压燃烧室的初始方案设计。洛克达因公司确定了模态转换验证时对试验设备的需求,并认为NASA格林研究中心推进系统试验室的连续流超声速风洞适合于集成系统的试验。MoTr计划试验台和带高速涡轮发动机的MoTr TBCC流路如图7所示。地面试验原计划于2012年第1季度完成,但目前并未看到公开发表的结果^[16]。

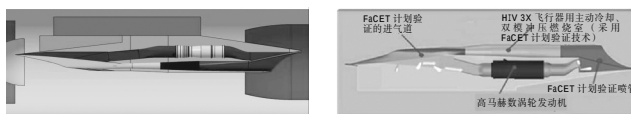


图7 MoTr试验台概念图和TBCC发动机流路

1.6 STELR计划

STELR计划是HiSTED计划的后续计划,旨在研制Ma 3以上的武器和飞行器的推进系统,其中包括远程离岸导弹、空中发射巡航导弹、无人飞行器和能以最大马赫数飞行1h的先进巡航导弹等。在2011年12月签订合同,预计验证工作分为2个阶段,总计34个月完成。第1阶段是评估现有的或新设计的硬件是否达到要求。第2阶段是验证发动机的耐久性、操作性和性能。在该计划下,高速发动机的试验由RR公司的自由工厂和威廉姆斯国际分别进行。

在2015年9月,自由工厂对外公布,STELR发动机已经以Ma 2~2.5运行了2个多小时,在接下来的几个月时间里会达到Ma 3.2。尽管RR公司从HiSTED计划为RATTLRS(时敏目标远程打击)项目研发的YJ102R发动机上吸取了不少经验,并应用到STELR计划研制的发动机上,但还是强调“这并不是相同的发动机”。STELR计划研发的发动机马赫数要低于YJ102R发动机,但耐久性更好。STELR发动机可以持续以Ma 2~3.2的速度运行,最终设计目标是

希望该发动机能够以 $\text{Ma } 3.2$ 速度飞行 1 h,或是航程超过 3200 km。STELR 发动机的尺寸与 YJ102R 发动机的相似,同样也没有加力燃烧室,但超声速的航程更远。由于在 $\text{Ma } 3.2$ 时,STELR 发动机的进口温度达到 699 K,所以对材料的要求很高。虽然 STELR 计划的初衷是设计用于一次性高超声速巡航导弹用的发动机,但在研究过程中挖掘出了将一次性技术转换为多次可重复使用的技术,由此,STELR 计划开展了进一步验证,以使这种高速发动机耐久性更强,使其适用于可重复使用飞行器。

作为 SR-72 高超声速飞机的备选发动机之一,STELR 计划旨在探索近期可实现的、能够工程应用的 TBCC,重点在于论证“近期可实现的涡轮发动机”和可以在较低马赫数下点火的双模态冲压发动机组合而成的 TBCC 设计方案的可行性。美国空军希望通过 STELR 计划开发的技术,解决涡轮发动机和双模态超燃冲压发动机模态转换时存在的推力突变问题,搭起亚声速和超声速推进动力模块之间的桥梁。STELR 研发的技术除了能够应用在超声速导弹的动力上外,还为高超声速发动机研制带来了希望。

1.7 AFRE 计划

据《航空周刊》网站在 2016 年 6 月 30 日报道,鉴于在建模和制造方面取得的进展,美国国防部 DARPA 已经投资实施 AFRE 计划。AFRE 计划是美国国防部实施的 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。

该计划将研发 1 款能够灵活提供从低速到高超声速所需动力的全速域航空动力系统,将再次尝试对 TBCC 发动机在 $\text{Ma } 0 \sim 5.0$ 下进行验证,拟为未来吸气式可重复使用高超声速飞行器提供动力,AFRE 发动机的结构如图 8 所示。DARPA 的 1 份声明写道:这套在高超声速运行的发动机系统可以为远程军事行动提供更短的反应时间和更高的运行效率,能够为美国带来可观的回报。这标志着美国高超声速 TBCC 发动机技术发展又将向前迈进一步。

AFRE 计划是模态转换(MoTr)计划的持续计划。MoTr 计划是验证采用涡喷模式在转换到冲压/超声速冲压之前,达到 $\text{Ma } 3.0 \sim 4.0$;而 AFRE 计划是直接采用目前能够达到 $\text{Ma } 2.5$ 的发动机。AFRE 计划的目标是解决常规涡喷发动机在 $\text{Ma } 2.5$ 时仍然能够正常工作及冲压发动机在 $\text{Ma} < 3.5$ 时不能有效工作的问题。

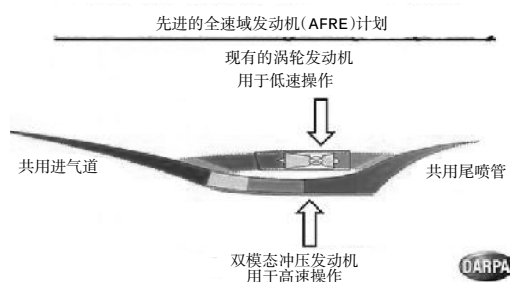


图 8 AFRE 发动机的结构

DARPA 的 AFRE 计划的现成发动机,可能包括:RR 公司在 STELR 下的 YJ102R 发动机,其在 $\text{Ma } 2.5 \sim 3.2$ 下进行了试验;威廉姆斯国际公司的 WJ38-15 发动机,进行了 TBCC 进气道模态转换试验;洛克希德·马丁公司 SR-72 高超声速侦察/攻击机的 TBCC 推进系统,其正在生产 1 个可控的、低阻力的、在气动结构上能从亚音速、跨音速、超音速到高超音速,在 $\text{Ma } 6.0$ 时仍然稳定工作的发动机。

该计划分为 2 个阶段:第 1 阶段将包括系统设计、缩比和大尺寸部件验证;第 2 阶段为进行全尺寸集成低速和高速流道的大尺寸直连或自由射流地面试验。潜在竞标者于 2016 年 7 月 13~14 日在华盛顿针对该项目作简要汇报,DARPA 将于 2017 年财年开始投资 900 万美元资金,进行验证机的初步设计、制造和大尺寸双模态进气道和直连燃烧室试验件试验。

2 美国高超声速涡轮基组合循环发动机的发展特点

美国 TBCC 发动机技术研究计划的发展路线如图 9 所示。回顾美国 TBCC 发动机技术研究与发展历程,可以发现以下特点。

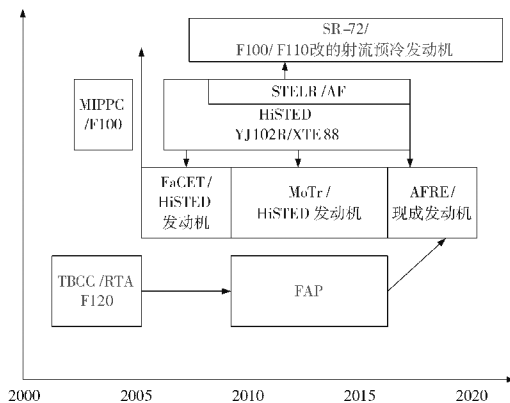


图 9 美国 TBCC 涡轮发动机的发展路线

2.1 TBCC 发动机始终是高超声速飞行器研究的关键技术

自 20 世纪 80 年代中期以来,美国一直大力开展

TBCC 发动机的研究。

在 1986 ~ 1995 年,在美国空军投资的 HiSPA 计划和 NASA 投资的 HiMaTE 计划下,GEAE 公司对 Ma 4.0 ~ 6.0 的发动机方案、燃料类型和热管理系统等进行了大量且广泛的研究,研究结果表明,涡扇基冲压组合发动机的推重比发展潜力最大^[17]。

在 21 世纪初,美国 NASA 实施 RTA 计划,发展飞行速度至少可达到 Ma 4.0,并且维修性和操作性大大改善的涡轮加速器。之后,美国 DOD 和 NASA 又继续实施 FaCET、MoTr、FAP 和 AFRE 等计划,不断地研究和验证涡轮基组合循环发动机的组合循环过渡、发动机 / 飞行器系统热管理、高温 / 轻质材料、流动 / 燃烧的数值仿真以及设计敏感性、控制和燃料系统的小型化等关键技术,以突破吸气式高超声速推进系统发展所面临着一些挑战。这些计划的实施充分说明了 TBCC 对于高超声速飞行器的重要作用。

2.2 现成发动机是目前首选,自适应发动机可能是未来方向

对于涡轮发动机的研究与验证更多的还是在 IHPTET 和 VAATE 等计划下进行。美国 TBCC 涡轮发动机的发展路线如图 10 所示。对于 TBCC/RTA 计划的涡轮发动机,最初选择的是 F120 发动机,原计划最终采用 VAATE 计划验证的发动机(但计划因故取消);对于 SR-72 侦察 / 打击飞机 TBCC 的涡轮发动机,可能初步选择 F100/F110 改发动机,最终可能选择 HiSTED 计划验证的发动机。对于 FaCET、MoTr 计划 TBCC 的涡轮发动机,选择 HiSTED 计划验证的发动机;而 AFRE 计划的涡轮发动机,选择现成的发动机,包括 HiSTED 计划验证的 YJ102R 高速涡喷发动机和 XTE88 高速小涵道比涡扇发动机,以及基于现役成熟的 F100/F110 发动机的发展型发动机。

作为目前最有应用前景的前沿技术之一,自适应发动机一直得到美国政府和工业界的高度重视,自

VAATE 计划初级阶段就开始了对其的研究和验证,已证明自适应发动机具有包线内综合性能好、耗油率低且使飞机航程长、飞 / 发组合性能好、隐身性能好及有利于热管理设计等优势,这些技术特点也是未来高超声速空天飞机动力所需要的。

因此,在涡轮发动机方面,现成发动机是目前首选,自适应发动机可能是未来方向。

2.3 冲压发动机的关键技术还需长期深入验证

超燃冲压发动机概念于 20 世纪 50 年代中期提出。从 1960 ~ 1975 年,以美国空天飞机研究计划和高超声速试验发动机(HRE)研究计划为代表,开展原理探索与验证研究。美国空军研究试验室推进理事会描述了高超声速超燃冲压发动机技术从小型导弹到大型 RLV 的阶梯式开发途径:在 1980 ~ 2010 年,研发配装冲压发动机的高超声速导弹;在 2010 ~ 2015 年,研发配装小型超燃冲压发动机的高超声速导弹和小型发射系统;在 2015 ~ 2020 年,研发配装中型超燃冲压发动机的大型高超声速导弹和小型发射系统;在 2020 ~ 2030 年,研发配装大型超燃冲压发动机的可操作的太空进入飞行器如图 10 所示。

超燃冲压发动机技术经过多年的研究,已经在点火、火焰稳定、高效低阻燃烧、防热结构等关键技术取得了一些突破,但是进气道匹配、发动机启动与模态转换等一些重要关键技术的验证还不够充分。以氢燃料双模态超燃冲压发动机为动力的 X-43A 进行了 3 次飞行试验:第 1 次以失败告终;第 2 次成功达到 Ma 7.0,成为以空气喷气发动机为动力装置的世界飞行速度最快的飞行器;第 3 次创造了 Ma 9.8 的飞行速度世界纪录,标志着吸气式高超声速飞行器技术取得重要进展。以液体碳氢燃料双模超燃冲压发动机为动力的 X-51A 计划进行 4 次飞行试验:第 1 次在 Ma 5.0 左右工作了 140 s 取得部分成功,第 2、第 3 次失败,第 4 次于 2013 年 5 月 1 日成功完成,实现了以吸气式超燃冲压发动机为动力的 Ma 5.0 持续高超声速飞行目标。HyFly 验证导弹也进行了 3 次飞行试验,均以失败告终。也就是说,美国的超燃冲压发动机技术尚未成熟,还需深入的长期验证^[18]。

2.4 模态转换可能一直是研究重点

模态转换自 NASP 计划以来一直是 TBCC 发动机需要攻克的关键技术。

美国在 RTA 计划下就将验证高速与低速推进系统一体化、模态转换和解决与推进 / 机体一体化有关

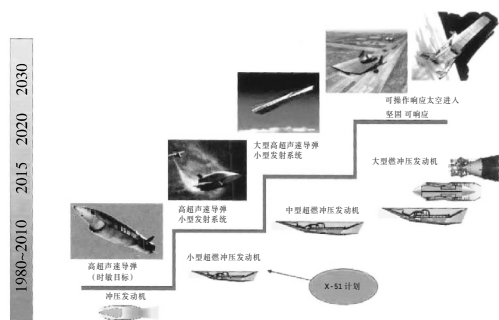


图 10 美国 TBCC 发动机技术研究计划的发展路线

的关键问题列为核心研究内容。在此后的 FaCET、MoTr 和 AFRE 等计划下, 仍然将 TBCC 研究重心放在模态转换研究方面。

在 FaCET 计划下, 在对进气道、燃烧室和喷管分别进行试验验证后, 开展上述部件的集成, 在没有真实的涡轮发动机的情况下通过模拟涡轮流道完成了自由射流试验, 验证了涡轮发动机与冲压 / 超燃冲压发动机的一体化。

在 MoTr 计划下, 将洛克希德·马丁公司在 FaCET 计划验证的进气道和喷管、HISTED 计划研制的高速涡轮发动机、PW 洛克达因公司的 PW9221 双模态冲压发动机燃烧室集成为完整的 TBCC 发动机, 以演示验证从涡喷到亚燃冲压再到超燃冲压工作模式, 实现 $Ma\ 0 \sim 6.0$ 范围的模态转换, 但在按照计划于 2012 年进行地面试验之前, 此项目就被终止了。

在将要实施的 AFRE 计划下, 试图基于现有成熟的货架涡轮发动机, 完成全速域 TBCC 发动机地面模态转换演示验证, 解决常规涡喷发动机能够在 $Ma\ 2.5$ 时仍然正常工作及冲压发动机在 $Ma < 3.5$ 时不能有效工作的问题, 验证和确立未来吸气式可重复使用高超声速飞行器 TBCC 推进系统的可行性。

3 结束语

回顾近 70 年的美国高超声速 TBCC 发动机发展历史发现, 以 NASA、国防部和美国空军为主导, 实施了大量的先进预研计划, 无论是在涡轮发动机和超燃冲压发动机方面, 还是在涡轮发动机与超燃冲压发动机模态转换方面, 都已经取得了一定的进展。但是, 高速涡轮发动机技术还存在巨大挑战, 目前还更多采用现有发动机改进型进行 TBCC 的验证; 超燃冲压发动机技术也还需要进行深入验证。总之, TBCC 发动机既是现在也是未来的高超声速飞行器动力, 但是近期内还不太可能进入实际应用。

参考文献:

- [1] Take two for hypersonic combined-cycle propulsion [N/OL]. [2016-06-30]. <http://Aviationweek.com>.
- [2] 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.
CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept [J]. Aeroengine, 2006, 32(3):10-13. (in Chinese)
- [3] 张钟林. 空天飞机发展述评 [R]. 北京: 中航工业发展研究中心, 1991:

2-4.

- ZHANG Zhonglin. The review about development of spacecraft [R]. Beijing: China Aviation Industry Development Research Center, 1991:2-4. (in Chinese)
- [4] Horton D. National aero-space plane project overview [R]. AIAA-1989-5002.
- [5] John E R. Overview of hypersonic vehicle propulsion technology [R]. N91-20092.
- [6] Shafer D G, McNelis N B. High speed turbines: development of a ground based mach4+ Revolutionary Turbine Accelerator Technology Demonstrator (RTATD) for access to space [R]. ISABE-2003-1125.
- [7] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) demonstrator [R]. AIAA-2005-3250.
- [8] Mamplata C, Tang Ming. Technical approach to Turbine-Based Combined Cycle: FaCET [R]. AIAA-2009-5537.
- [9] Tang M, Hamilton B A, Mamplata C. Two steps instead of a giant leap an approach for air breathing hypersonic flight [R]. AIAA-2011-2237.
- [10] AIAA High Speed Air Breathing Propulsion Technical Committee. High speed air-breathing propulsion [J]. Aerospace America, 2008(12): 64-65.
- [11] 梁春华. 通用的经济可承受的先进涡轮发动机研究计划的主要特点 [J]. 航空发动机, 2011, 37(5):58-62.
LIANG Chunhua. Key features of versatile affordable advanced turbine engine program [J]. Aeroengine, 2011, 37(5):58-62. (in Chinese)
- [12] 梁春华. 通用的、可承担起的先进涡轮发动机 (VAATE) 计划 [J]. 航空发动机, 2001(3):44.
LIANG Chunhua. The Versatile, Advanced, Affordable Turbine Engines program [J]. Aeroengine. 2001(3):44. (in Chinese)
- [13] Auslender A H, Suder K L, Thomas S R. An Overview of the NASA FAP hypersonics project airbreathing propulsion research [R]. AIAA-2009-7277.
- [14] Stueber T J, Vrnak D R, Le D K, etc. Control activity in support of NASA Turbine Based Combined Cycle (TBCC) research [R]. NASA/TM-2010-216109.
- [15] Saunders J D, Stueber T J, Thomas S R, et al. Testing of the NASA hypersonic project Combined Cycle Engine Large scale Inlet Mode transition experiment (CCE LIMX) [R]. NASA-TM-2012-217217.
- [16] Walker Steven, Tang Ming, Mamplata Caesar. TBCC propulsion for a mach 6 hypersonic airplane [R]. AIAA-2009-7238.
- [17] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High speed turbines: development of a Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) for space access [R]. AIAA-2003-6943.
- [18] 梁春华, 刘红霞, 索德军, 等. 美国航空航天平台与推进系统的未来发展及启示 [J]. 航空发动机, 2013, 39(3):6-11. (in Chinese)
LIANG Chunhua, LIU Hongxia, SUN Dejun. Future development and enlightenments for US aerospace platform and propulsion system [J]. Aeroengine. 2013(3):6-11. (in Chinese)

(责任编辑: 张宝玲)