

# TBCC 发动机的典型方案及试验技术发展分析

李俊杰, 胡秋晨, 刘鹏超, 薛永广, 关振宇  
(北京动力机械研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 涡轮基组合循环发动机(turbine based combined cycle engine, TBCC)通过涡轮与冲压的有效组合,大幅拓展了传统涡轮发动机与冲压发动机的工作包线,最高工作马赫数达到 4.0 及以上,是航空与航天领域重要的研究发展方向。以临近空间高速飞行器对动力装置的发展需求为牵引,研究了国外 TBCC 发动机近十年来的典型案例和发展趋势,并对 TBCC 发动机试验技术的主要进展进行了分析。研究表明:国外具有良好的直连试验和自由射流试验技术基础,已完成地面整机集成和模态转换试验,技术成熟度达到 4~5 级,并规划了飞行试验验证工作。建议我国注重理论与试验技术的结合,逐步提升关键技术成熟度,创造社会效益。

**关键词:** TBCC; 研究进展; 试验技术; 模态转换; 自由射流

**中图分类号:** V236      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0026-09

## Analysis of typical scheme and test technique development of TBCC engine

LI Junjie, HU Qiuchen, LIU Pengchao, XUE Yongguang, GUAN Zhenyu  
(Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Turbine based combined cycle engine expands the working envelope of traditional turbine engine and ramjet engine through the effective combination of turbine engine and ramjet engine, which is an important research and development direction in the field of aviation and aerospace. The maximum working Mach number is above 4.0. Based on the operational requirements of hypersonic aircraft in near space, this paper studied the typical cases and development trend of TBCC engine abroad in recent ten years, and analyzed the main progress of TBCC engine test technique. The results show that foreign countries have a good foundation of direct connection test and free steam test technology, and have completed the integrated ground machine and mode transition test, and technical maturity have reached TRL 4-5, and planned the flight test verification work. It is suggested that China should pay attention to the combination of theory and test technology, gradually improve the maturity of key technologies, and create social and economic benefits.

**Keywords:** TBCC; research progress; test technique; mode transition; free steam

## 0 引言

具有常规水平起降、可重复使用能力的临近空间高速飞行器,飞行包线十分宽广,工作高度范围为0~30 km或更高,马赫数范围为0~4.0及以上,具有生存能力强、航行时间长、响应速度快的特点,宽广的飞行包线对动力系统提出地面零速启动、高单位推力和比冲、结构紧凑、可重复使用等极高要求,现有单一类型的发动机难以满足临近空间飞行器对动力发展需求,目前各国正在积极发展组合动力。

组合动力的方案和分类很多,TBCC发动机是将涡轮发动机与冲压发动机热力循环、结构布局进行一体化集成的创新型组合动力,兼顾涡轮发动机水平起降和冲压发动机高速巡航的优势,具有燃油经济性好、结构紧凑、可重复使用等特点,一直以来是国外航空航天技术强国在临近空间高速动力领域的发展重点<sup>[1-6]</sup>。

TBCC发动机的技术进步在很大程度上取决于试验技术的研究与发展情况,发动机在高温、高压、高负荷等苛刻条件下的工作能力必须通过严格的试验来进行检验,为对宽包线工作能力进行验证,国外开展了严格的部件和整机试验,形成了组合动力部件试验、整机直连试验和自由射流试验能力,为组合动力设计提供大量的技术数据和设计计算结果的验证。本文主要以临近空间高速飞行器对动力装置的发展需求为牵引,研究了国外TBCC发动机近十年的发展趋势与典型案例,并结合TBCC发动机部件试验与整机集成验证需求,对组合动力的主要试验技术进行了分析,提出了发展建议,以支撑组合动力的试验验证与技术成熟度的不断提升。

## 1 TBCC发动机应用前景分析

与传统航空发动机相比,TBCC发动机工作包线进一步拓宽,具有更加广泛的应用前景,可作为宽域巡航导弹、临近空间高速飞行器、天地往返运输系统等飞行器的优选动力<sup>[7-11]</sup>。

### 1.1 作为宽域巡航导弹的动力装置

基于TBCC发动机的超/高超声速巡航导弹可突破以往采用冲压发动机需要助推器加速和巡航速度固定的限制,具有亚音速巡航、超音速巡航、中

低空侦察、超音速突防等作战能力,突防能力和多类型目标毁伤能力强,作战任务灵活性好,平台适应性强,可实现潜艇/水面舰艇/机载/地面多平台发射,是未来巡航导弹技术的重要发展方向。

### 1.2 作为临近空间高速作战平台动力装置

临近空间高速作战飞机要求动力装置具有宽工作包线、良好的经济性、长寿命、高可靠性。TBCC发动机兼具航空发动机可零速启动、使用维护简单、可靠性高、低马赫数区间经济性好以及冲压发动机适用于高空高速飞行的特点,在宽速域和空域范围内可高效工作,是临近空间高速作战飞机动力装置的理想选择。典型应用实例如进入工程应用的SR-71“黑鸟”飞行器(采用串联TBCC,能够以高于3.0 Ma速度在20~30 km的临近空间巡航飞行)。

### 1.3 作为天地往返运输系统的一级动力装置

随着科技的进步及对太空利用的深入,天地往返运输任务需求不断增长。未来天地往返运输系统将以低成本、可重复使用、安全可靠、快速响应等能力为发展目标。目前以火箭发动机为动力的航天器存在发射准备周期长,发射/回收受场地、气象条件限制大,成本高等固有缺陷,难以满足未来天地往返运输系统的需求,限制了太空资源的利用。

与纯火箭发动机相比,TBCC发动机可充分发挥吸气式动力装置比冲高的优势,作为天地往返运输系统的第一级动力装置,使天地往返航天运输系统具备起降灵活、安全性好、可靠性高、可重复使用、成本低、快速响应等能力,是未来实现安全、廉价、快速航天发射的可选动力。

## 2 TBCC发动机进展及典型方案分析

国外TBCC发动机技术研究起步较早,自20世纪50年代开始,以美国为代表的航空航天技术强国开展了一系列研究计划,验证了TBCC发动机应用于宽域巡航导弹、临近空间高速作战飞机及两级入轨航天运输系统等方面的可行性。20世纪50年代至70年代,基于当时的涡轮发动机技术水平进行系统集成,形成了TBCC发动机,工作马赫数在0~3.0左右,应用于有人驾驶的战斗机/侦察机,典型代表为普惠公司研制的J-58串联TBCC发动机<sup>[12-13]</sup>。20世纪80年代至90年代中期,针对超声速运输、天地往返大型飞行器发展需求开展了TBCC推进技

术研究,该阶段的技术特征是工作包线进一步拓宽,最大工作速度(5.0~6.0 Ma)和高度指标显著提高<sup>[14-17]</sup>。但由于技术基础储备不足,难度大,同时国际政治军事形势缓和,相关计划进行了调整,但为后续研究奠定了良好基础。

国内 TBCC 发动机的研究起步较晚,在临近空间飞行器应用需求的牵引下,国内开展了 TBCC 发动机关键技术攻关工作,提出了 TBCC 发动机技术发展思路、关键技术问题和应用前景,在发动机总体、关键部件设计等方面取得了一定进展,完成了宽范围高通流压缩系统、高温升燃烧室、综合热管理、模态转换、进排气系统等关键技术与验证工作,初步掌握了相关设计与验证方法。

进入 21 世纪,为占领未来战略制高点,各国重启了 TBCC 推进技术的研究,TBCC 发动机已经成为组合发动机领域的重点发展对象之一<sup>[18-25]</sup>。以美国为例:民用领域,美国国家委员会在 NASA 资助下撰写了《民用航空技术 10 年发展规划:未来的基础》<sup>[26]</sup>,将具有模态转换功能的 TBCC 发动机为基础的高超声速推进系统作为有高度优先权的研究与技术项目;军用领域,美国国防部高级计划局(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)在猎鹰计划支持下开展了对 TBCC 发动机的技术研究<sup>[27]</sup>。美国波音公司进行的 MANTA 高超声速飞行发展规划,采用高速涡轮发动机与超燃冲压发动机构合作为其第二阶段动力装置,最大飞行速度达 6.0 Ma 以上<sup>[28]</sup>。

2.1 美国赫尔姆斯公司(Hermeus)的飞机及其 TBCC(5 Ma)

美国赫尔姆斯公司在 2019 年披露一型超声速民用飞机研发项目,通过采用现有和近期内可实现的先进技术,研制一型巡航速度马赫数 5.0 左右的高超声速民用飞机。在公布了高超声速飞机研制计划后,赫尔姆斯公司于 2020 年 3 月构建了推力 1 274 N 级 TBCC 发动机缩比验证机,并分别在亚特兰大试验台和普度大学完成了 TBCC 发动机缩比验证机海平面静态试验和高速试验,试验高度达到 24 km、马赫数达到 5.0。

正是由于 TBCC 技术研究的不断深入,2021 年 7 月,美空军联合私营投资公司授予赫尔姆斯公司一份总额 6 000 万美元、为期 3 年的科研合同,要求

完成一型涡轮基冲压组合发动机的飞行验证和 3 架“夸特马”飞行演示验证机的研制试飞等工作<sup>[29-31]</sup>,图 1 为赫尔姆斯公司官网发布的 5 Ma 概念飞机。

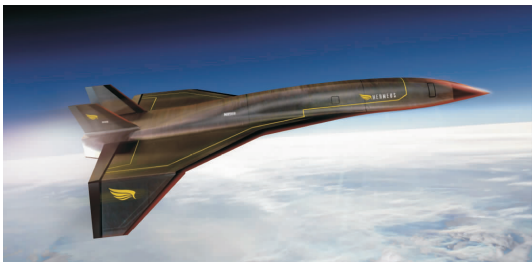


图 1 赫尔姆斯公司的 5 Ma 概念飞机  
Fig. 1 The 5 Ma concept aircraft of Hermeus

该飞机验证机采用的 TBCC 由单台 J-85-21 现货涡喷发动机、一个自主研发的射流预冷器和冲压发动机组成。涡喷发动机提供从起飞到马赫数 3.3 的动力,地面试验情况如图 2 所示,模态转换马赫数为 2.8~3.0,然后冲压发动机将飞行器加速到马赫数 5.0。J-85-21 发动机主要性能参数如表 1 所示。

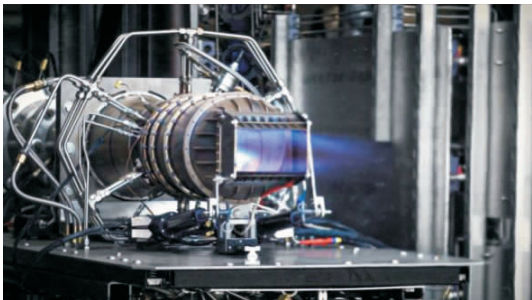


图 2 J-85-21 发动机地面试验  
Fig. 2 The engine ground test of J-85-21

表 1 J-85-21 发动机主要参数

Tab. 1 The main engine parameters of J-85-21

名称	参数及说明
推力/kN	22.29
最大推力下的总压比	8.3
推重比	7.33
压气机级数	9
涡轮级数	2
燃烧室类型	环状燃烧室
长/m	2.972
直径/m	0.663
净质量/kg	310
制造商	美国通用的电气(GE)公司
应用	诺斯罗普·格鲁门公司的 F-5E 和 F“虎”II 飞机

为实现 $0 \sim 5.0 Ma$ 的宽范围飞行,赫尔姆斯采用了串联TBCC作为动力的技术方案,主要考虑到串联方案具有结构高度集中、迎风阻力小、装机适用性好等特点,对于 $5.0 Ma$ 级高超声速飞行器,串联方案具有较高的技术优势,而并联方案结构质量高,迎风阻力大,在低速( $Ma < 5.0$ )下其推进效率较串联布局低,在超过 $5.0 Ma$ 后,逐渐体现出性能优势,因此并联布局一般适用于飞行马赫数更高的组合动力。

赫尔姆斯公司曾多次披露宽速域的内转进气道设计、模态转换匹配是该型发动机技术难点,根据公开资料显示,基于J-85-21的组合发动机采用了类似J-58发动机的引气管路冲压涵道,设置了多处可调机构,增加了模态转换的设计难度,同时,“夸特马”高超声速飞行验证机起飞总质量约4 t,但将飞行速度上探到马赫数5.0,初步分析其仅具备短时加速能力,在 $5.0 Ma$ 状态、来流温度1 200 K以上的条件下并不具备长时间工作条件,可见“夸特马”定位主要为演示验证,距离工程应用有较大差距,后续在动力工程尺度转化、加速性能提升、高马赫数热防护等系列问题上仍具有较大技术攻关挑战。

## 2.2 先进全状态发动机(AFRE)项目( $6 Ma$ 以上)

串联TBCC为涡轮发动机的加力燃烧室与冲压发动机燃烧室共用,其结构占据空间较小,常用于 $5.0 Ma$ 级临近空间飞行器,在超过 $5.0 Ma$ 后,并联TBCC发动机逐渐体现出性能优势,为实现更宽速域的高速飞行,国外同步提出了较多并联组合的技术方案,其中SR-72飞行器用动力系统(见图3)为具有代表性的方案之一,该方案由美国洛马公司于2016年3月公布,计划以一种经济可承受的方式验证新型推进系统,将飞行器加速至巡航速度 $6.0 Ma$ 以上。而美国DARPA于2016年2月宣布启动“先进全状态发动机”(advanced full range engine, AFRE)项目<sup>[32]</sup>,拟利用成熟涡轮基完成全尺寸TBCC发动机双通道模态转换试验验证,故推测在AFRE项目安排的正是洛马公司所提出的“经济可承受的”涡轮冲压组合动力方案验证。

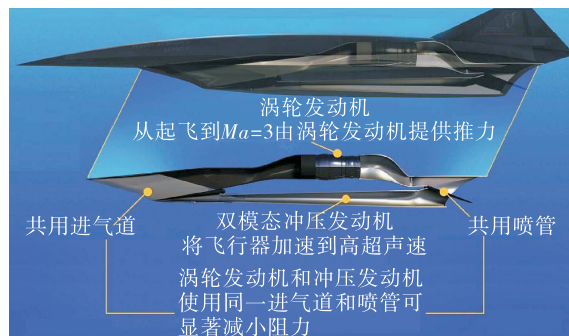


图3 SR-72飞行器及推进系统方案设想

Fig.3 The envisaged scheme of SR-72 and propulsion systems

$6.0 Ma$ 级TBCC发动机的技术难点是实现低速通道与高速通道的有效接力,传统涡轮发动机高效工作区间为 $0 \sim 2.5 Ma$ 、超燃冲压发动机高效工作区间为 $4.0 \sim 7.0 Ma$ ,因此低速通道与高速通道之间存在着显著的“推力陷阱”,为实现涡轮基与超燃冲压高速通道的有效接力与模态转换,推测AFRE采用以下几种可能的技术途径。

1)可能性1:采用现役成熟涡轮发动机+基于特殊手段的双模态冲压发动机组合

传统双模态冲压发动机最低工作马赫数只能到4.0,可能通过特殊手段拓展高速通道工作马赫数下限至2.0,进而与成熟涡轮发动机进行组合,实现双通道并联的可靠接力。该方案最大的技术难度是双模态冲压发动机在低马赫数燃烧组织困难,拓宽到 $2.0 Ma$ 具有极高的技术难度,即使扩展到马赫数2.0以下,其低速段工作效率低,可能推力不足,具有较高的技术难度。

2)可能性2:采用成熟涡轮发动机+冲压发动机(火箭引射)+双模态冲压发动机的三组合TBCC方案(Trijet)

为解决双模态冲压发动机在低速段推力不足的问题,AFRE也可能通过增加火箭引射冲压发动机通道,解决TBCC发动机 $2.0 \sim 4.0 Ma$ 的“推力陷阱”问题,形成成熟涡轮发动机+冲压发动机(火箭引射)+双模态冲压发动机的三组合TBCC方案。该方案最大问题是比冲性能低、集成复杂度高、维护使用成本高、迎风面积大。

3)可能性3:采用基于射流预冷技术的成熟涡轮发动机+双模态冲压发动机组合



前期,美国进行了 F100 涡轮发动机射流预冷地面试验,将涡轮发动机工作包线扩展至  $3.5 Ma$  以上,可以作为 AFRE 项目的高速涡轮基,与工作范围  $3.5 \sim 7.0 Ma$  的宽域双模态冲压发动机接力。该方案的技术难点是采用射流预冷的成熟涡轮发动机系统更加复杂,比冲性能低, $3.0 Ma$  以上考虑喷水后的综合比冲不足  $600 s$ ,导致飞行器载荷和有效航程的降低,因此采用射流预冷措施可提升涡轮基工作马赫数的范围有限,需同步将高速通道下限拓展至  $3.5$  以下,以具备双通道并联组合接力的能力。

尽管上述几种可能性可实现涡轮发动机与超燃冲压发动机的组合,形成  $6.0 Ma$  级的 TBCC 发动机产品,但不同方案均具有较大的技术攻关难度,推测 AFRE 项目仍是“模态转换演示验证”(MoTr)项目的承接与发展,是美国众多单项验证计划的一项,其提出的利用成熟涡轮进行全尺寸 TBCC 地面集成验证思路仍然是针对模态转换技术的工程可行性验证。根据分析,可能的验证方案在工作性能、系统集成程度上与工程实用差距较大,是高速涡轮发动机技术成熟前的先期验证手段。美国确立的高速涡轮发动机技术、双模态冲压发动机技术与组合技术多途径发展思路没有改变,各个计划在有连续性地研究,并没有明确的资料显示美国  $6.0 Ma$  级 TBCC 发动机已经收敛到具体技术方案<sup>[33-43]</sup>。

### 2.3 欧洲深化 ATR-冲压组合形式的研究( $8 Ma$ )

除以涡轮发动机作为组合发动机低马赫的动力装置外,以欧洲为代表的西方国家同步发展了以 ATR 发动机作为组合发动机低速通道的技术方案,与涡轮发动机相比,其 ATR 发动机的主要优势为推重比更高。2018 年 6 月,欧洲“高速推进概念的平流层飞行应用”(StratoFly)项目正式启动,该项目是在欧洲“地平线 2020”计划资助下启动的一个高超声速客机技术验证项目,目标为 2035 年前使 300 座级高超声速民用飞机技术成熟度达到 6 级<sup>[44]</sup>。

StratoFly 项目拟采用液氢作为燃料,最高工作马赫数达到 8 级,可在高度  $33 km$  条件下巡航飞行,目标航程  $18\,700 km$ 。其 MR3 型飞行器为目前发展的主要方案,长  $94 m$ ,翼展  $41 m$ ,外部布局沿用 MR2.4 型(基线方案)的推进装置和外部结构,只对移动表面、所有前缘的钝化和喷嘴区域略加修改。其推进系统由 ATR 发动机与双模态冲压发动机组

合而成,如图 4 所示,6 台 ATR 可使飞机从起飞爬升到马赫数 4.5;速度达到马赫数 4.5 后,双模冲压发动机接力工作,亚燃模态可加速至马赫数 5,并最终依靠超燃模态加速到马赫数  $8.0$ <sup>[45]</sup>。

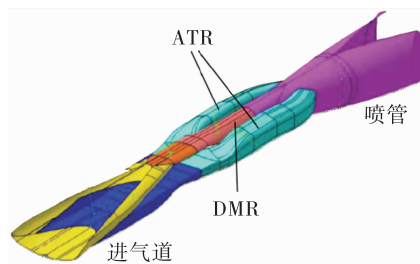


图 4 StratoFly MR3 的推进系统

Fig. 4 The propulsion systems of StratoFly MR3

## 3 TBCC 发动机试验技术分析

TBCC 发动机工作包线宽广,长时间工作在高温、高压、高转速和高载荷等极其复杂和苛刻的环境,为保证发动机及其系统安全可靠地工作,在研制时除了必须经过详细设计计算分析外,国外开展了严格的部件和整机试验,利用专门的试验和测试设备,检验发动机的性能、操纵性和耐久性。组合动力的试验研究不仅为发动机设计提供了大量的技术数据和设计计算结果的验证,而且完善了计算方法,巩固了设计的理论基础和依据,所以涡轮冲压组合动力的研制很大程度上取决于试验技术的先进性。

目前涡轮冲压组合动力的试验方法主要分为飞行试验和地面试验两大类。在地面试验方面,国外具有良好的直连试验和定马赫自由射流试验技术基础,自 20 世纪中期起,世界范围内包括法国、美国、苏联、日本、德国在内的多个国家结合各自的技术能力和试验条件开展了进气道、燃烧室、喷管的部件试验,部分气流通道和全气流通道的直连试验、自由射流试验,实现了从部件级到整机级的组合动力技术验证。近年来,为对飞行轨迹中的模态转换进行验证,美国在先进推进试验技术焦点领域中制定发展了变马赫数自由射流技术、清洁空气蓄热式加热器等试验技术,实现了变马赫自由射流的试验能力逐步提升,并对 TBCC 发动机的研制起到了关键的推动作用。

### 3.1 变马赫数自由射流技术分析

变马赫自由射流试验设施的关键在于可连续变马赫的自由射流喷管技术,该技术广泛应用在连续式跨音速风洞中,最早在20世纪60年代末期到80年代,为了满足协和号超音速运输机用奥林帕斯593发动机研制需求,英国国家燃气涡轮研究中心(National Gas Turbine Establishment, NGTE)建立了大型自由射流舱4号舱,完成了协和号飞机在马赫数1.5~3.5不同飞行姿态下的模拟与验证。

20世纪90年代末期,美国投资6.253亿美元花费10年时间建成目前世界上最大的航空推进系统试验设备(aeropropulsion systems test facility, ASTF),ASTF由C-1和C-2两个高空试验舱组成,主要参数如表2所示,ASTF通常用于大流量带加力涡轮发动机性能试验、空气动力学试验、矢量推力试验、结冰试验及压力与温度畸变试验,为F119、F135发动机研制起到巨大推动作用。

表2 ASTF试验舱主要参数

Tab. 2 Main parameters of ASTF experimental module

试验舱名称	直径/ m	长度/ m	模拟最大 马赫数	高度/ km	供气 温度/℃
C-1	8.54	13.72	3.8	30.5	-73.1~549.1
C-2	8.45	14.33	3.0	30.5	-73.1~343.5

2012年开始,美国空军研究实验室与阿诺德工程中心合作改进了气动与推进试验单元(aerodynamic and propulsion test unit, APTU)<sup>[46]</sup>,并在该试验设备上进行了大量的组合发动机试验,如图5所示。APTU是一座下吹式自由射流试验设备,可以在模拟真实温度条件下进行空气动力学、推进技术以及材料与结构的自由射流试验。APTU在持续的改造升级过程中对多个试验技术进行了深入研究,其中包括以下几个方面。

1) 试验方法研究:主要针对异丁烷和富氧空气燃烧产生的污染组分影响研究,提出了多种修正和优化试验方案。

2) 试验分析技术研究:包括高温喷管喉道的设计、自由射流喷管启动方面。

3) 设备的建模及控制系统集成研究:通过针对APTU设备建模并与设备本身耦合,在试验前对控

制逻辑进行验证,降低试验风险。

4) 诊断技术研究:对高焓燃烧状态下的摄像进行改造,确保清晰显示燃烧室内火焰结构。

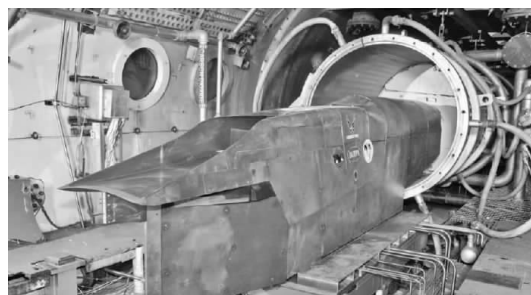


图5 组合发动机在ATPU进行测试

Fig. 5 Test of combined engine in ATPU

2018年11月,在AFRE项目的支持下,美国洛克达因公司在NASA兰利研究中心的约24.38 m高温风洞中完成了双模态冲压发动机的低马赫数模态转换试验,验证了涡轮发动机与冲压发动机在变压力变马赫数环境下的双向模态转换能力。

通过变马赫数自由射流技术的发展情况分析,目前国外先进的试验设施主要表现在变马赫数模拟、纯净空气加热能力与连续试验时间3个方面。在变马赫数模拟方面,国外先进高空试验设施已具备自由射流试验过程中变马赫数模拟能力,如英国国家燃气涡轮研究院大型自由射流试验仓、美国阿诺德工程发展中心航空推进系统试验设备、阿诺德工程发展中心超声速推进风洞等;在纯净空气加热能力方面,国外先进高空试验设施具有较强的纯净空气加热能力,模拟温度超过850 K,基本能承担飞行马赫数3.5以下试验任务,最高超过1 000 K,具备承担飞行马赫数达4.3试验任务,如美国NASA格伦研究中心推进系统实验室;在连续试验时间方面,国外先进高空试验设施采用连续气源设计,具备连续长时间试验能力,如美国NASA格伦研究中心推进系统实验室、英国国家燃气涡轮研究院大型自由射流试验仓利用航空发动机驱动压缩机供气。

### 3.2 清洁空气蓄热式加热器技术

清洁空气蓄热式加热器技术最早在NASA的格林研究中心高超声速风洞设备(hypersonic tunnel facility, HTF)就有了成熟应用<sup>[47]</sup>,其主要原理是采用电磁感应加热石墨蓄热体,再通过蓄热体加热流通

的纯净氮气产生高温氮气,最后与氧气掺混形成人工合成的高焓纯净空气,如图 6 所示。

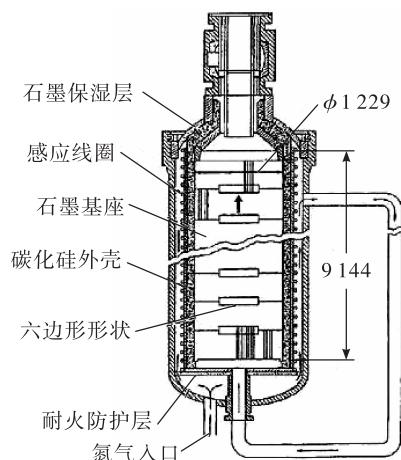


图 6 HTF 蓄热体剖视图

Fig. 6 Section view of HTF regenerator

1996 年,在 HTF 上进行了 RBCC 发动机工作能力验证,该试验验证了发动机在自由射流条件下的性能,同时也验证了 HTF 进行 RBCC 发动机试验的能力。进行了 40 多次试验,马赫数达到了 6.6<sup>[48]</sup>。

此外,美国、日本和法国也分别开展了利用氧化铝/氧化锆材料产生高焓清洁空气的技术研究及应用。其中美国高超声速气动推进清洁空气试验台(hypersonic aero propulsion clean air testbed, HAP-CAT)的核心部件研制开展了大量的蓄热材料选择与性能评估工作<sup>[49]</sup>。其中采用氧化钪-氧化锆材料的加热器方案工作温度可超过 2 500 K,在规定的马赫数条件下持续运行时间不少于 120 s,能为高速/高超声速推进试验平台提供高温清洁空气。其中氧化铝蓄热材料可以提供 1 800 K 的高温纯净空气,氧化钪-氧化锆蓄热材料有望提供 2 593 K 的高温纯净空气。

日本防卫厅研究开发局建造了一套以氧化铝为蓄热材料的高超声速自由射流试验平台(ramjet engine test facility, RJTF)<sup>[50]</sup>。该设备的温度模拟采用两级加热方式,最高模拟总温为 2 600 K。第一级为该试验平台的关键设备,通过无污染的氧化铝空心砖型蓄热体空气加热器(storage air heater, SAH),如图 7 所示,可将纯净空气温度加热到 1 700 K,第二级为直接燃烧式氢燃料空气加热器(vitiated air heater, VAH),可进一步将纯净空气温

度加热到 2 600 K。

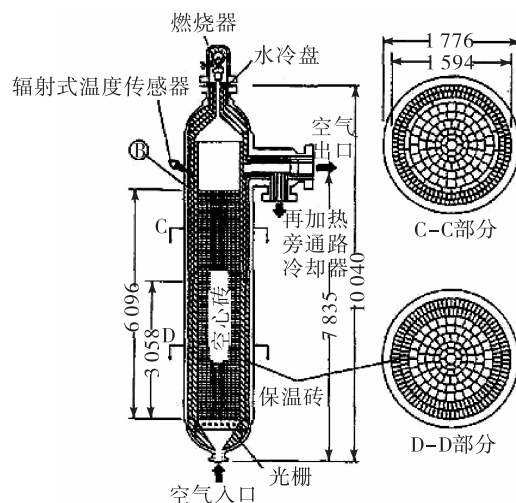


图 7 RJTF 蓄热式空气加热器(单位:mm)

Fig. 7 The regenerative air heater of RJTF(unit:mm)

## 4 结语

经过近十年的研究发展,国外 TBCC 发动机完成了地面整机集成和模态转换试验,技术成熟度达到 4~5 级,并规划了飞行试验验证工作,但为满足飞行演示验证需求,TBCC 发动机还需进一步攻克飞/发一体化设计、宽范围进排气、双通道模态转换等关键技术。

TBCC 发动机研制依赖于多专业多学科的同步提升,尤其在试验技术方面,目前国外具有良好的直连试验和自由射流试验技术基础,但对 TBCC 发动机进行全面的试验验证,美国在先进推进试验技术焦点领域中制定发展了变马赫数自由射流技术和清洁空气蓄热式加热器技术等关键的试验技术,以支撑组合动力的验证工作。

TBCC 发动机技术的发展需注重理论与试验技术的结合,逐步提升关键技术成熟度,经过长期的研究与一系列的计划支持,国外 TBCC 发动机的技术先进性和工程可实现性已经被验证,建议我国加强相关研究工作,创造社会效益。

## 参考文献:

- [1] MERLIN P. Design and development of the blackbird: Challenges and lessons learned[C]//47th AIAA Aerospace Sci-

- ences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [2] FOSTER L, SAUNDERS J, SANDERS B, et al. Highlights from a Mach 4 experimental demonstration of inlet mode transition for turbine-based combined cycle hypersonic propulsion[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [3] SANDERS B W, WEIR L J. Aerodynamic design of a dual-flow Mach 7 hypersonic inlet system for a turbine-based combined-cycle hypersonic propulsion system[R]. NASA/CR-2008-215214.
- [4] 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. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [5] MAMPLATA C, TANG M. Technical approach to turbine-based combined cycle: Facet [C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [6] STUEBER T J, VRNAK D R, LE D K, et al. Control activity in support of NASA turbine based combined cycle (TBCC) research[R]. NASA/TM-2010-216109.
- [7] RICHMAN M, KENYON J, SEGA R. High speed and hypersonic science and technology[C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [8] MURRAY N, STEELANT J. Methodologies involved in the design of LAPCAT-MR1: A hypersonic cruise passenger vehicle [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [9] STEELANT J, VARVILL R, WALTON C, et al. Achievements obtained for sustained hypersonic flight within the LAPCAT-II project [C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [10] BARTOLOTTA P, MCNELIS N, SHAFER D. High speed turbines: Development of a turbine accelerator (RTA) for space access[C]//AIAA/CIRA 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [11] KUO S C, DOERNBACH J D, CHAMPAGNE G, et al. A scouting study for hypersonic transport propulsion systems[C]//Proceedings of ASME 1992 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. Cologne, Germany: ASME, 2015.
- [12] MIXON B, CHUDOKA B. The lockheed SR-71 blackbird: A senior capstone re-engineering experience [C]//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2007.
- [13] COLVILLE J, LEWIS M. An aerodynamic redesign of the SR-71 inlet with applications to turbine based combined cycle engines [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [14] OKAZAKI M, MIYAZAWA K, ISHIZAWA K. Engineering research for super/hypersonic transport propulsion system (HYPR) [R]. ISABE 99-7004.
- [15] WEINGERTNER S, SAENGER. The reference concept of the German hypersonics technology program [R]. AIAA 1993-5161.
- [16] SNYDER L, ESCHER W, DEFRANCESCO R. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [C]//AIAA/CIRA 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [17] DOMACK C S, DOLLEYHIGH S M, BEISSNER F L. Concept development of a Mach 4 high-speed civil transport[R]. NASA/TM-1991-4223.
- [18] WALKER S, RODGERS F. Falcon hypersonic technology overview [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [19] COOK S, DUMBACHER D. NASA's integrated space transportation plan[J]. Acta Astronautica, 2001, 48(5/6/7/8/9/10/11/12): 869-883.
- [20] MARSHALL A, GUPTA A, LAVELLE T, et al. Critical issues in TBCC modeling [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2004.
- [21] 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. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [22] SHAW R J, PEDDIE C L. Overview of the turbine based combined cycle (TBCC) program[R]. NASA/CP-2003-



- 212458/VOL1.
- [23] MCNELIS N, BARTOLOTTA P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [24] NOVELLI P, KOSCHEL W. Progress of the JAPHAR cooperation between ONERA and DLR on hypersonic airbreathing propulsion [C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2001.
- [25] JAVAID K H, SERGHIDES V C. Thrust-matching requirements for the conceptual design of hypersonic waverider vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 1055-1064.
- [26] NATIONAL RESEARCH COUNCIL(NRC). Decadal survey of civil aeronautics foundation for the future [M]. Washington, D. C.: The National Academies Press, 2006.
- [27] WALKER S, TANG M, MORRIS S. Falcon HTV-3X-A reusable hypersonic test bed [C]//AIAA/CIRA 15th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [28] 廖孟豪. 美国波音公司公布高超声速飞机计划, 开启双雄争霸局面 [EB/OL]. [https://www.sohu.com/a/216888633\\_613206](https://www.sohu.com/a/216888633_613206), 2018.
- [29] 廖孟豪. 美初创公司 Hermeus 披露的马赫数 5 级高超声速飞机概念细节 [EB/OL]. [https://www.sohu.com/a/316239841\\_613206](https://www.sohu.com/a/316239841_613206), 2019.
- [30] 廖孟豪. Hermeus 公司高超声速飞机研发进展、前景及挑战 [EB/OL]. <https://new.qq.com/rain/a/20200429A096LC00>, 2020.
- [31] 廖孟豪. 美空军授出基于 TBCC 动力的高超声速飞机验证机研制合同 [EB/OL]. <https://www.163.com/dy/article/GHK1RUID05148ALS.html>, 2021.
- [32] 廖孟豪. 2017 年度国外高超声速飞行器发展综述 [EB/OL]. [https://www.sohu.com/a/219987877\\_613206](https://www.sohu.com/a/219987877_613206), 2018.
- [33] SAUNDERS J, STUEBER T, THOMAS S, et al. Testing of the NASA hypersonics project combined cycle engine large scale inlet mode transition experiment (CCE LIMX) [R]. NASA/TM-2012-217217.
- [34] CSANK J, STUEBER T. A turbine based combined cycle engine inlet model and mode transition simulation based on HiTECC tool [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [35] LE D, VRNAK D, SLATER J, et al. A framework for simulating turbine-based combined-cycle inlet mode-transition [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [36] CSANK J T, STUEBER T J. Shock position control for mode transition in a turbine based combined cycle engine inlet model [R]. NASA/TM-2013-217824.
- [37] AUSLENDER A, SUDER K, THOMAS S. An overview of the NASA FAP hypersonics project airbreathing propulsion research [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [38] HANK J, FRANKE M, EKLUND D. TSTO reusable launch vehicles using airbreathing propulsion [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [39] KRIKELLAS D. Improvement of the performance of a turbo-ramjet engine for UAV and missile applications [D]. Monterey: Naval Postgraduate School, 2003.
- [40] CULVER G. Performance comparison of RBCC- and TBCC-based reusable launch vehicles with enhancing technologies [C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [41] SLATER J, SAUNDERS J. CFD simulation of hypersonic TBCC inlet mode transition [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [42] MCDANIEL J, GOYNE C, EDWARDS J, et al. US national center for hypersonic combined cycle propulsion: An overview [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [43] Aeronautics Science and Technology Subcommittee Committee on Technology National Science and Technology Council. National plan for aeronautics research and development and related infrastructure [EB/OL]. [https://www.nasa.gov/news/reports/aero\\_policy.html](https://www.nasa.gov/news/reports/aero_policy.html), 2007.
- [44] 王妙香. 2019 年度国外民机总体气动技术综述 [J]. 航空科学技术, 2020, 31(8): 1-8.
- [45] ISPIR A C, GONCALVES P M, SARACOGU B H. Analysis of a combined cycle propulsion system for STRATOFLY hypersonic vehicle over an extended trajectory [J]. MATEC Web of Conferences, 2019, 304: 03001.

- fer performance of a wavy-channeled PCHE [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 135: 33-43.
- [19] BOND A, VARVILL R, SCOTT J, et al. SKYLON: A realistic single stage spaceplane [J]. Space Technology, 2003, 45: 158-161.
- [20] HEMPSELL M, BOND A, VARVILL R, et al. Progress on the SKYLON and SABRE development programme [C]//62nd International Astronautical Congress. Cape Town, South Africa: [s. n.], 2011.
- [21] ADAMS T M, ABDEL-KHALIK S I, JETER S M, et al. An experimental investigation of single-phase forced convection in microchannels [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1998, 41 (6/7): 851-857.
- [22] 钱颂文. 换热器设计手册 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2002.

~~~~~

(上接第 34 页)

- [46] 钟萍, 陈丽艳, 王颖. 国外高超声速技术焦点领域及相关设备改造综述 [J]. 飞航导弹, 2011 (10): 17-22.
- [47] WOODLING M. Restoration of the hypersonic tunnel facility at NASA Glenn Research Center, Plum Brook Station [C]//38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [48] WOIKE M, WILLIS B. Mach 6 integrated systems testing for the Hypersonic Tunnel Facility [C]//21st Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [49] FETTERHOFF T, BURFITT W. Overview of the advanced propulsion test technology hypersonic aero propulsion clean air testbed (HAPCAT) [C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [50] YATSUYANAGI N, CHINZEI N, MITANI T. Ramjet engine test facility (RJTF) in NAL-KRC [R]. AIAA-1998-1511.