

冲压发动机地面试验技术及试验能力述评

史 超

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 分析了试验气体加热技术、变马赫数试验技术以及光学测量技术等冲压发动机地面试验关键技术的发展趋势, 梳理了美国、俄罗斯、日本、法国以及中国等国家的主要冲压发动机地面试验设施运营管理机构, 并对典型试验设施的能力进行了介绍。通过梳理分析国外冲压发动机地面试验技术发展趋势和试验能力现状, 指出了我国冲压发动机地面试验能力和技术与国外存在的差距, 对我国冲压发动机地面试验能力建设和技术发展方向提出了建议。

关键词: 冲压发动机; 地面试验; 试验技术; 试验能力

中图分类号: V433.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)01-0001-12

Review of ramjet ground-test facilities and relevant technology development

SHI Chao

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technology Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In this work, the development trend of ramjet ground-test technologies, such as tested gas heating, varying Mach number and optical measuring techniques were analyzed. The capacities and its operation and manager institutes of some typical facilities in USA, Russia, Japan, France and China were combed systematically. Based on the analysis of the abroad ground-test facility capacities and relevant technology development trend, we pointed out the gap between our country with other developed countries, and proposed some suggestions on the test capacity promotion and technology development.

Keywords: ramjet engine; ground-test; test technology; test facility capacity

0 引言

地面试验技术水平和能力在冲压发动机研制和技术进步过程中起重要作用, 它影响和制约一个国家冲压发动机的研究水平, 是各航空航天大国大力投入和研究的重点领域。近几十年来, 随着对高超声速武器军事需求的进一步增长, 以及现有地面试验设施、能力与试验需求间差距的客观存在, 美

国等航空航天大国稳步推动高超声速试验科学技术发展的同时, 大力加强试验能力提升和建设^[1-3]。国外的研制经验表明, 高超飞行器系统的开发周期通常为 5 ~ 10 年时间, 而规模大、系统复杂的新型地面试验设施的研发、建设周期约为 10 ~ 15 年的时间^[2,4]。如何高效率推动我国冲压发动机地面试验技术水平和能力的快速提升, 从而有力保障我国冲压发动机技术以及高超声速飞行器技术的发展, 是

收稿日期: 2020-07-15; 修回日期: 2020-11-03

作者简介: 史超 (1967—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机试验技术。

冲压发动机研制人员今后面临的重要课题。为此,从地面试验技术发展和试验能力建设两个维度,重点分析了美国、俄罗斯等航空航天强国的发展现状,总结了冲压发动机地面试验发展趋势,为我国冲压发动机地面试验技术发展和能力建设提供技术参考。

1 地面试验关键技术发展趋势

随着冲压及组合发动机技术的快速发展,对地面设施能力提出了更高、更新的需求,主要体现在:变马赫数试验、长程试验、大尺度整机自由射流试验、低污染/纯净空气模拟试验以及流场精细化测量等方面。为适应以上试验需求,国外相关科研机构在试验气体加热技术、变马赫数喷管设计技术、流场精细化测量技术等方面开展了大量的创新性技术研究。

1.1 试验气体加热技术

试验气体加热技术是冲压及组合动力发动机地面试验技术的关键技术。加热方式决定了地面试验设施建设/运行成本、运行效率以及结构尺度上限、模拟参数范围、试验时间等能力指标。近年来,为适应冲压发动机技术快速发展的需要,美国等发达国家不断加大燃烧加热、蓄热加热和电弧加热等试验气体加热技术的研发力度。

自上世纪 50 年代,美俄便开展应用于冲压发动机地面试验的燃烧加热技术研究,推动燃烧加热技术日趋成熟,并取得了较为丰硕的成果。目前,世界范围内采用燃烧加热技术的冲压发动机地面试验设施有美国 NASA 兰利研究中心 8ft HTT 风洞、美国阿诺德工程发展中心(AEDC)的 APTU 设施、俄罗斯中央航空发动机研究院(CIAM)的 C-16K 和 C-16VK 试验台以及法国航空航天研究院(ONERA)位于皮尔及斯地区的大型冲压发动机直连台等。针对近年来出现的冲压发动机地面试验新要求,美国阿诺德工程发展中心不断探索包括燃烧加热技术在内的多种空气加热技术,并提出了燃烧加热技术发展的新方向和新要求:

1)能够满足变马赫数地面试验的宽范围可调节燃烧加热技术;

2)能够满足全尺度冲压发动机地面试验的大尺寸燃烧加热器技术;

3)能够满足苛刻工况下长程试验的燃烧加热器热防护技术^[5]。

针对燃烧加热地面试验“污染效应”问题,各国一直在进行各种形式的纯净空气地面试验技术研究,并努力提高纯净空气试验能力,以获得更加贴近真实飞行状态的试验数据。蓄热加热方式可产生大流量高温纯净空气的优点使其获得了较为广泛的应用^[6]。法国航空航天研究院的 S4 设施^[7]、美国格林研究中心的高超声速风洞设备(HTF)^[8]和位于通用科学实验室(GASL)的 ATK-GASL leg IV 风洞^[9]、日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)的 RJTF 设备等均采用蓄热加热方式生成高温纯净空气^[10]。针对现有成熟蓄热加热技术模拟能力有限的问题,美国、法国和日本等国不断加大氧化锆、氧化钪等新型蓄热材料技术方面的研究投入。例如,法国航空航天研究院将 S4 设施的蓄热材料改为氧化锆蓄热材料,可提供总温 2 500 K 的纯净空气^[7,11];美国阿诺德工程发展中心计划在原有 AP-TU 燃烧加热试验设施旁建设一个并行的采用蓄热加热方式的地面试验设施,可以供应总温模拟范围覆盖马赫数 2~8 的大流量纯净试验空气,试验时间 120 s 以上,其目标是满足未来弹用尺度发动机变马赫数试验^[6,12]。

采用电弧加热方式的电弧风洞和热射风洞多用于高超声速飞行器热考核和气动热研究,可将试验气体加热到 3 000~10 000 K,模拟马赫数达 20 以上^[13-14]。电弧加热方式可以模拟较高总温和较高马赫数的特点,越来越多地被应用在冲压发动机 8 Ma 以上的推进试验当中,其中目前较为典型的试验设施有美国 NASA 的 AHSTF 风洞^[15]、AEDC 的 H1/H2/H3^[13,16]和法国 ONERA 的 F4 高焓风洞^[17]。

1.2 变马赫数喷管设计技术

近年来,随着冲压及组合发动机技术的快速发展,迫切需要开展变马赫数地面试验,以解决其在加减速过程中出现的问题。2002 年,美国国防部试验资源管理中心(TRMC)推出了“试验与评估/科学与技术计划(T&E/S&T)”,并由阿诺德工程发展中心牵头执行。T&E/S&T 计划下,先后推出“高速/高超声试验(HS/H)”、“先进推进试验技术(APTT)”和“高速系统试验(HSST)”3 个具有一定延续性的高超试验专项^[18]。在 T&E/S&T 计划 3 个不同阶段

下的高超专项内,始终将变马赫数地面试验技术作为重点研究领域之一。高速系统试验项目(HSST)先进推进试验技术领域的两个子项目均涉及变马赫数喷管技术,包括“高超声速吸气式推进洁净空气试验台(HAPCAT)”项目涉及的变马赫数自由射流喷管设计技术以及用于超燃冲压发动机变马赫数直连试验的变形陶瓷部件变马赫数喷管设计技术。

在以上高超试验专项框架内,美国自 2005 年提出了对阿诺德工程与发展中心的气动与推进试验设备(APTU)进行变马赫数试验能力改造的计划,其目标是实现覆盖 2.5~8.0 Ma 范围的变马赫数能力^[19]。截至目前,美国已探索研究了包括柔壁喷管、滑块式喷管、可变流体控制、飞行加速模拟试验和变形陶瓷等多种变马赫数方案的可行性,并取得了一定的成果^[20-21]。美国在变马赫数喷管技术领域起步较早,技术最为先进,但至今尚未完全攻克变马赫数技术难题和解决变马赫数试验能力不足的问题。

1.3 光学测量技术

传统接触式测量手段难以满足冲压发动机高超声速、高温和燃烧反应流场的精细化测量要求。为满足冲压发动机燃料雾化混合、燃烧稳定以及高

超音速附面层转捩等机理问题研究需要和发动机燃烧效率以及进气道捕获流量等关键性能参数测量需求,美国等航空航天大国不断加大对新型光学测量技术的探索研究和工程应用技术研究(见表 1)。为解决冲压及组合发动机宽范围飞行工作能力,美国 NASA 公布了《航空基础研究计划,FAP》,将基于激光的光学诊断技术列入高超声速国际飞行研究试验(HiFiRE)和涡轮基组合循环项目研究内容。值得注意的是,在 HiFiRE 计划中,HiFiRE-1 飞行试验搭载了由 Zolo Technologies 和 Southwest Sciences 公司开发出的一套利用工作波长 760 nm 垂直腔面发射半导体激光器的流量测量系统,用来监测进气道空气捕获流量,并获得成功^[22]。近年来,随着激光技术、光谱图像传感技术的蓬勃发展,用于流场参数测量的光学测量技术得到了快速发展和应用,主要有:粒子成像速度测量技术(PIV)、激光多普勒技术(LDV)、相位多普勒粒子分析仪(PDPA)、平面激光诱导荧光技术(PLIF)、相干反斯托克斯喇曼散射测温技术(CARS)、可调谐二极管吸收光谱流场参数测试技术(TDLAS)、自发振动喇曼散射浓度测量技术(SVRS)、分子示踪速度测量技术(MTV)、激光全息技术、激光诱导炽光(LII)、激光诱导击穿光谱(LIBS)、极化光谱(PS)等^[23-24]。

表 1 国外部分科研机构光学测量能力

Tab.1 Optical diagnostics capabilities of some research institutions abroad

| 国家 | 研究机构 | 采用技术 | 测量参数 |
|------|--------------------|--|------------------|
| 美国 | NASA 兰利研究中心 | PDPA、PDV、PIV、CARS、TDLAS、FRS、LITA、PSP、TSP | 雾化、速度、温度、组分、密度 |
| | 空军研究实验室 | PDPA、MS、PDV、PIV、MTV、CARS、PLIF、TDLAS、FRS、SVRS、LII、TFP/TFV、激光全息、高速摄像 | 雾化、速度、温度、组分、密度 |
| | 斯坦福大学高温气体动力实验室 | PLIF、TDLAS | 速度、温度、组分 |
| 法国 | 法国航空航天研究院(ONERA) | PDPA、PDV、PIV、PLIF、CARS、TDLAS | 雾化、速度、温度、组分 |
| 澳大利亚 | 国立大学气体物理和激光诊断实验室 | 激光全息、阴影、PDV、PIV、CARS、PLIF | 雾化、速度、温度、OH 流场结构 |
| | 昆士兰大学高超声速空气动力学研究中心 | | |

2 国外典型试验设施能力

2.1 美国

在世界各主要国家高超声速技术快速发展的背景下,美国全面加速推进高超声速打击武器实用化发展,并开始着手制订首个高超声速武器装备型谱,持续推动包括冲压发动机及其地面试验在内的高超声速技术发展。在地面试验技术和试验能力方面,加紧开展高超声速试验设施能力升级和试验科学技术攻关,加大对现有试验设施升级改造力度,重点试验设施能力大幅扩展;稳步推动高超声速试验科学技术专项发展。在此背景下,美国对地面试验能力建设现状和存在的问题进行了评估,整合地面试验能力的同时,持续推进老旧试验设施改造,并确定了 16 处核心试验设施^[25-29]。

美国冲压发动机试验设施管理与运营机构主要包括国防部试验资源管理中心、NASA 兰利研究中心、空军阿诺德工程发展中心、NASA 艾姆斯研究中心、能源部桑迪亚国家实验室(SNL)、卡尔斯潘大学巴佛罗研究中心(CUBRC)等,具体如表 2 所示。

NASA 在兰利研究中心、格林研究中心和通用科学实验室建设了多座采用不同加热方式、不同类

型的推进试验设施,较为典型的有兰利研究中心的 8ft HTT 风洞、格林研究中心的纯净空气高超声速风洞设备(HTF)以及位于 GASL 的 4 号试验舱和激波加热设备 HYPULSE 等。图 1 中的 8ft HTT 风洞是世界范围内尺寸最大、可进行推进/飞行器一体化试验的高超音速地面试验设施,采用液氧/甲烷/空气燃烧加热器生成高温试验气体,具备模拟飞行马赫数 3~7 Ma ,模拟总温 900~2 000 K,最高模拟总压为 27.6 MPa 的能力,喷管出口直径为 2.44 m,试验时间可达 120 s^[13];位于 GASL 的 HYPULSE 设备具备模拟飞行马赫数 5~25 真实飞行条件的能力,可进行冲压发动机地面试验研究^[13];GASL 4 号试验舱可进行纯净空气试验和污染空气试验,可进行冲压发动机污染效应对比试验研究,因其独特特点被美国国防部试验资源管理中心确认为核心高超声速试验设施之一^[1,6,29]。此外,NASA 还在兰利研究中心和艾姆斯研究中心建设了多座世界领先的、可满足冲压发动机部件及整机气动和气动热试验的地面试验设施,其中包括被 TRMC 确认为核心高超声速试验设施的兰利研究中心 31in Ma 10/20in Ma 6/15in Ma 6 风洞和艾姆斯研究中心的电弧喷流设施^[1,8]。

表 2 美国主要试验设施
Tab. 2 Core test facilities in USA

| 运营管理机构 | | 主要试验设施 |
|--------|-----------|---|
| NASA | 兰利研究中心 | 推进试验设施:设施 8ft HTT 风洞、燃烧加热自由射流台(CHSTF)、燃烧加热直连台(DCSTF)、电弧加热自由射流台(AHSTF) 气动试验设施:31in Ma 10 风洞、20in Ma 6 风洞、15in Ma 6 风洞 |
| | 艾姆斯研究中心 | 气动热试验设施:电弧喷流设施 气动试验设施:3.5ft 风洞 |
| | 格林研究中心 | 推进试验设施:高超声速风洞设备 |
| | 通用科学实验室 | 推进试验设施(纯净或污染):GASL 4 号试验舱、高速脉冲设备 HYPULSE |
| | | 推进试验设施:气动与推进试验单元 |
| 空军 | 阿诺德工程发展中心 | 气动热试验设施:电弧加热试验设施 H1、H2 和 H3 气动试验设施:9 号风洞、冯卡门气动试验设施(VKF) A/B/C 风洞 |
| | 空军研究试验室 | 推进试验设施:单元 18、19、22 |
| 国防部 | 试验资源管理中心 | 推进试验设施:高超声速气动推进洁净空气试验台(HAPCAT) |
| 能源部 | 桑迪亚国家实验室 | 气动试验设施:高超声速风洞(HET) 5、8、14 Ma |
| 卡尔斯潘大学 | 巴佛罗研究中心 | 气动试验设施:大能量国家激波风洞 LENS-I、LENS-XX |
| | | 气动/推进试验设施:大能量国家激波风洞 LENS-II,复现 3~9 Ma 真实飞行状态 |



图 1 兰利 8ft HTT 风洞超燃冲压发动机试验

Fig. 1 Scramjet engine test in LaRC 8ft HTT

美国空军阿诺德工程发展中心的气动与推进试验单元、电弧加热试验设施 H1/H2/H3、9 号风洞和冯卡门气动试验设施 (VKF) A/B/C 风洞以及空军研究试验室的推进试验设施单元 18、19 和 22 号均被美国国防部试验资源管理中心确认为核心高超声速试验设施之一。从公开资料上看, APTU 试验设施为采用液氧/异丁烷/空气燃烧加热器的自由射流台, 模拟马赫数覆盖 $3 \sim 8 Ma$, 模拟总温覆盖 $589 \sim 2\,613\text{ K}$, 最高模拟总压为 19.3 MPa , 喷管出口直径为 1.07 m , 试验时间可达 12 min , 承担了冲压发动机变马赫数试验技术研究任务, 并取得了一定成果^[13,30]。兰利研究中心的 $31\text{ in Ma}10/20\text{ in Ma}6/15\text{ in Ma}6$ 风洞, 其具备世界范围内独一无二的高超声速气动试验能力, 模拟马赫数覆盖 $1.5 \sim 10$, 并可进行变密度连续长时间试验, 可满足 (高) 超声速飞行器进气道-机体一体化、外挂分离等研究试验要求。

美国国防部试验资源管理中心确认的核心高超声试验设施中还包括隶属 TRMC 的推进试验设施 (高超声速气动推进洁净空气试验台)、隶属能源部桑迪亚国家实验室的气动试验设施 (高超声速风洞以及隶属卡尔斯潘大学巴佛罗研究中心的 LENS 系列大能量国家激波风洞。图 2 中的 LENS 系列大型激波风洞具备真实飞行环境下的全尺寸超燃冲压发动机气动热和推进试验能力, 是世界范围内的主流高超声速试验设备, LENS-I 可提供 $7 \sim 18 Ma$, 最高总温达 $8\,300\text{ K}$ 的能力, LENS-II 能够复现冲压发动机 $3 \sim 9 Ma$ 的真实飞行环境, 试验时间 80 ms ; LENS-XX 可产生最高 $30 Ma$ 试验气流的能力^[13,31-33]。

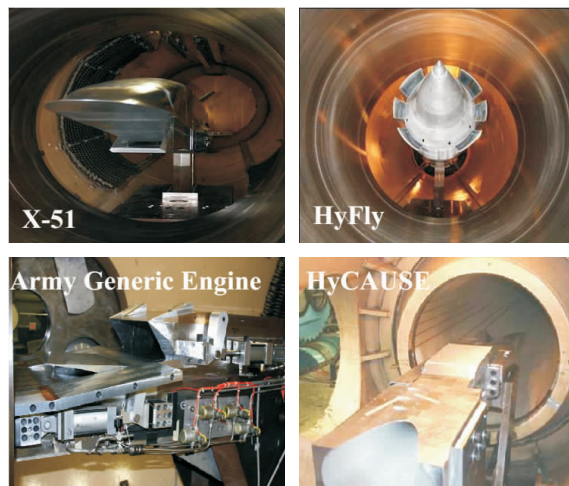


图 2 激波风洞 LENS 承担多个工况下的全尺寸试验

Fig. 2 Full scale flight vehicles tested in the LENS tunnels at fully duplicated flight conditions

作为冲压及组合发动机技术及其试验技术的领跑者, 美国拥有规模最大、数量最多、技术最先进的试验设施。其确定的 16 处核心试验设施各有特色, 囊括了大尺度自由射流推进试验设施、大尺度气动试验设施、气动热/结构试验设施、高焓纯净空气试验设施、变马赫数地面试验设施等, 且均为世界范围内的先进高超声速地面试验设施。从公开发表文献上看, 美国正在全力整合、提升其地面试验能力, 加紧关键测试技术研究, 优先满足高超声速导弹武器地面试验需求。

2.2 俄罗斯

苏联及其继承者俄罗斯拥有数量众多且能力突出的冲压发动机试验设施。自 20 世纪 60 年代建成第一座大型自由射流试验设施 BMG 开始, 相继在茹科夫斯基中央空气动力学研究院 (TSAGI)、中央航空发动机研究院和中央通用机械研究院 (TSNI-IMASH) 等机构相继建成了多种类型的冲压发动机推进、气动和气动热试验设施 (见表 3)。

俄罗斯中央航空发动机研究院拥有众多冲压发动机地面试验设施, 其中的综合试验体 TS-16 是欧洲最大的超燃冲压发动机试验设施, 可进行全尺寸超燃冲压发动机地面试验; 自由射流台 BGM 的喷管出口直径为 0.4 m , 试验气体总温为 $2\,300\text{ K}$, 可满足模拟飞行 $5 \sim 8 Ma$ 的冲压发动机半自由射流试验^[5,34-35]; C-16K 直连试验工位和 C-16VK 自由射流

表 3 俄罗斯主要试验设施
Tab. 3 Core test facilities in Russia

| 运营管理机构 | 主要试验设施 |
|------------------------|--|
| 茹科夫斯基中央空气动力学研究院 | 推进试验设施:自由射流风洞 T-131B、直连试验台 T-131V 气动试验设施:T-116 等 |
| 中央航空发动机研究院 | 推进试验设施:自由射流台 BMG、超燃冲压发动机专用试验综合体 TS-16、超燃冲压发动机直连试验台 C-16K、超燃冲压发动机自由射流试验台 C-16VK |
| 中央机械制造研究院 | 推进试验设施:多级压缩绝热试验设施 PGU-11 气动试验设施:Y-306-3,U-12 大型激波管 |
| 俄罗斯科学院西伯利亚分院理论与应用力学研究所 | 气动/推进试验设施:AT 303 绝热压缩高超风洞 |

试验工位采用两级空气加热方式(电加热+燃烧加热),直连工位采用烧氢补氧二级加热器,模拟来流总温 2 500 K 时的试验气体总流量为 25 kg/s,自由射流工位可进行全尺寸冲压发动机地面试验,其可采用氢燃料二级加热器或碳氢燃料二级加热器,可分别实现最高模拟来流总温 2 300 K 和 2 100 K 的能力^[36-37]。

茹科夫斯基中央空气动力学研究院拥有 80 多处试验设施,包括多座可用于冲压发动机推进试验和气动试验的试验设施^[5,14,38]。其中,可用于冲压发动机推进试验的自由射流台 T-131B 和直连台 T-131V 均采用煤油燃料加热器生成高温试验气体,最高模拟总温为 2 350 K,最高模拟总压为 10 MPa,模拟飞行马赫数覆盖 4~8,自由射流台 T-131B 的喷管出口直径为 400 mm。另外,TSAGI 还拥有多座可用于冲压发动机气动试验的高超声速风洞。较为典型高超声风洞 T-116 的喷管出口尺寸为 1 m × 1 m,模拟马赫数覆盖 1.8~10。

俄罗斯中央机械制造研究院多级压缩设备 PGU 采用绝热压缩空气方式生成纯净空气试验气体,参与了几乎所有苏联时期高超声飞行器的空气动力特性研究,其中的自由射流设备 PGU-11 喷管出口直径为 0.4 m/0.8 m,可模拟冲压发动机 4~10 Ma 真实飞行条件下的温度和压力参数,最长工作时间可达 5 s^[13,39]。TSNIIMASH 的高超声速气动试验设施 Y-306-3 采用电加热方式防止试验气体膨胀过程中发生凝结(最高总温 1 100 K),喷管出口直径为 1.2 m,模拟马赫数覆盖 2~10,最长试验时间达 600 s^[38,40]。U-12 大型激波管是世界范围内较

为先进的高超声试验设施,采用激波加热方式生成高温、高压试验气体,其喷管直径为 0.92~3.0 m,可产生 5~20 Ma 的试验气流,广泛应用于高超声速空气动力学问题研究、飞行器气动特性研究以及电磁波物理研究等^[13]。

隶属俄罗斯科学院西伯利亚分院理论与应用力学研究所(ITAM)的 AT-303 绝热压缩高超风洞与 PGU-11 相似,也采用绝热压缩方式产生高温纯净试验气体^[34]。AT-303 采用两级加热方式生成高温纯净试验空气,首先采用电阻加热方式将获得 900~1 300 K 和 20~30 MPa 的高温空气,而后采用绝热压缩方式获得 300 MPa 和 2 500 K 的高温高压试验气体,试验时间 40~200 ms,喷管出口直径为 0.3~0.6 m。高超声速风洞 AT-303 具备开展 8~20 Ma 的气动试验能力,也可开展模拟 8 Ma 飞行条件下的超燃冲压发动机推进试验能力。图 3 为 AT-303 试验设施原理图。

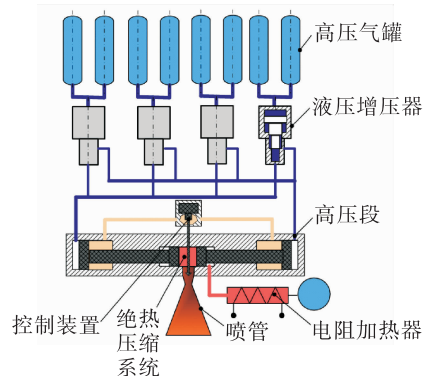


图 3 AT-303 风洞原理示意图

Fig. 3 Schematic drawing of wind tunnel AT-303

综上所述,俄罗斯在地面试验设备数量、种类以及试验能力方面仅略逊于美国,在蓄热加热技术、变马赫数喷管技术、光学测量技术等方面与美国等有一定差距。尽管如此,作为冲压发动机技术的先行者之一,苏联及其继承者俄罗斯拥有较为先进行冲压发动机技术,并具备丰富的设计、生成和试验能力和经验。例如,俄罗斯新星设计局、彩虹设计局以及机械制造科研生产联合体等研制的 Kh-31A、3M-80E、Kh-41 及宝石等型号反舰导弹均采用冲压发动机作为推进系统。苏联解体后,俄罗斯继承了大部分苏联时期的冲压发动机地面试验设施。经历了 20 世纪 90 年代困难时期后的俄罗斯,加紧开展冲压发动机技术研究,全面推进高超声速技术基础研究。依托其先进试验能力,俄罗斯于 2017 年完成了 3K-22“锆石”高超声速导弹试射,飞行速度达到 8 Ma,高超声速打击体系初见端倪(见图 4)。



图 4 “锆石”高超声速导弹出口型

Fig. 4 The export-oriented Zicron hypersonic missile

2.3 欧洲国家

欧洲高超声速技术及冲压发动机技术发展路线与美国有交叉但也不同,其主要侧重于空天运输和宇宙探索的高超声技术和适用大型高超音速飞行器的冲压及组合动力发动机技术。欧洲领导和从事高超声技术及冲压发动机技术研究的机构有欧空局(ESA)、法国航空航天研究院(ONERA)和德国航空航天中心(DLR)等(见表 4)。

自 20 世纪 60 年代开始,法国航空航天研究院(ONERA)相继建成了自由射流/直连试验设施 S4、自由射流/直连试验设施 ATD5、冲压发动机直连试验设施 LAERTE 和 F4 高焓风洞,并在皮尔斯地区建设了一座大型冲压及超燃冲压发动机直连

台^[11,13,34,41]。图 5 中 S4 原为采用氧化铝卵石床蓄热材料的自由射流试验设施,喷管出口尺寸为 $\phi 0.67\text{ m}/\phi 1.0\text{ m}$,可提供最高总温 1 850 K、最高流量 150 kg/s 的纯净空气,具备进行 6 Ma 以下冲压发动机推进试验的能力和 10、12 Ma 的气动试验能力。为适应法国 LEA 研究计划要求,ONERA 针对 S4 风洞进行了能力扩展改造。改造后的 S4 风洞采用“蓄热+燃烧加热”的方式生成 2 400 K 以上的高温试验气体,并具备全尺寸超燃冲压发动机直连试验能力。皮尔斯地区的大型冲压及超然的冲压发动机直连台采用烧氢补氧加热器,可生成总温达 1 800 K、流量达 100 kg/s 的试验气体。

表 4 欧洲主要试验设施
Tab. 4 Core test facilities in EU

| 运营管理机构 | 主要试验设施 |
|--------------------|--|
| 法国航空航天研究院 | 推进试验设施:自由射流/直连试验设施 S4MA、自由射流/直连台 ATD5、直连台 LAERTE、直连台 METHYLE 等 |
| | 气动试验设施:F4 高焓风洞等 |
| 德国航空航天中心 亚琛工业大学 | 气动试验设施:高超声速风洞 H2K、高超声速风洞 V1G、高超声速风洞等 V2G、高焓激波风洞(HEG)、激波风洞 TH2 |

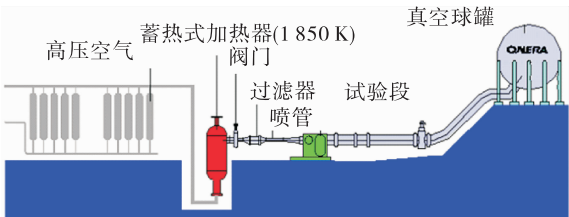


图 5 风洞 S4 布局图

Fig. 5 S4 general view

德国航空航天中心拥有多座可进行冲压发动机地面试验的高超声速风洞,包括高焓激波风洞 HEG^[13]、高超声速风洞 H2K^[42]以及 VG 系列高超声风洞^[43]。高焓激波风洞 HEG 喷管出口直径为 0.88 m,最高模拟总温达 9 900 K,最高模拟压力为 90 MPa,主要用于再入飞行器的气动热研究;高超声速风洞 H2K 试验段直径为 0.61 m,采用电阻加热方式防止试验气体膨胀冷凝,模拟马赫数覆盖 4.5 ~ 11.2 Ma,可用于冲压发动机气动特性研究。

此外,德国亚琛工业大学拥有一座大型激波风洞 TH2,其喷管出口直径覆盖 0.59 ~ 2.0 m,模拟马赫数覆盖 6 ~ 18^[44]。

综上所述,经过多年地面试验技术研究,以法德为代表的欧洲国家建设了一系列冲压发动机地面试验设施,并在纯净空气和长程直连地面试验技术和能力建设方面取得了很大的进展,但在试验台种类、数量以及尺寸、试验时间等方面与美俄相比仍有一定差距。

2.4 日本

日本在高超声速技术方面的研究起步较早,相继提出并参与了一系列高超声速研究计划。从公开发表文献上看,日本在冲压发动机方面的研究起步较晚,但发展迅速,且大部分研究侧重应用于空天往返运输推进系统的氢燃料冲压发动机和组合发动机技术。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)在 20 世纪 90 年代相继建成了冲压发动机自由射流试验设施 RJTF^[6,13]和大型自由活塞激波风洞 Hiest^[45]。

RJTF 冲压发动机自由射流试验设施采用了氧化铝空心砖型蓄热式加热器来产生高焓纯净试验空气,并在蓄热式加热器出口配置二级燃烧加热器继续提高温度。RJTF 设备的喷管尺度为 510 mm × 510 mm,具备马赫数 4、6、8 三个模拟状态的试验能力。RJTF 设备的 3 种加热模式:

1) 单独蓄热式加热,可以产生 1 700 K 左右的纯净空气;

2) 单独燃烧加热,最高可产生 2 600 K 的污染空气;

3) 蓄热式加热(1 700 K)加上二级燃烧加热,最高可产生 2 600 K 的低污染空气。图 6 中给出了 RJTF

风洞发动机试验现场图片。表 5 列出了 RJTF 设备模拟的主要试验状态及参数^[6]。

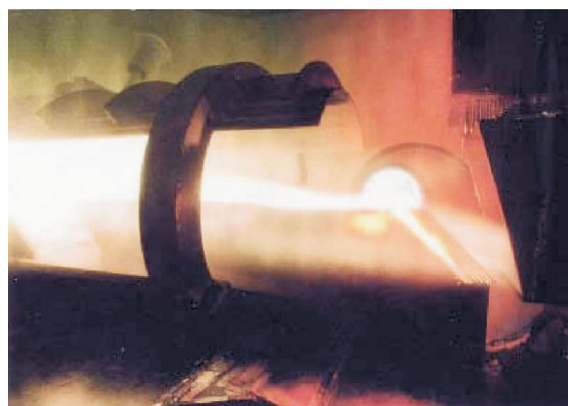


图 6 RJTF 风洞发动机试验

Fig. 6 Engine test in RJTF

为满足空天往返飞行器 HOPE-X 和超燃冲压发动机研制试验需求而建设的、位于日本 JAXA 角田宇宙中心的大型自由活塞激波风洞 Hiest 可模拟超过 7 km/s 的速度,是世界上唯一能够观测附面层转捩现象并生成高雷诺数气流的试验设备。HiEST 配套的锥型喷管出口直径为 1.2 m,型面喷管出口直径为 0.8 m,具备产生总焓达 25 MJ/kg,总压达 150 MPa,最高达 16 Ma 试验气流的能力,可满足高超声速飞行器气动和气动热试验需求。此外,试验设备还具备生成飞行马赫数 5 ~ 12,飞行动压 50 ~ 100 kPa 范围内高温纯净空气的能力,具备冲压发动机推进试验能力。

日本地面试验设施数量不多,但特色明显,技术先进,能力指标突出,其在变马赫数喷管、纯净空气加热、激波加热等试验技术研究方面积累了丰富的经验。

表 5 RJTF 设备模拟的主要试验状态及参数

Tab. 5 Typical test conditions of RJTF

| 马赫数 | 高度/km | 加热器 | 总温/K | 总压/MPa | 空气流量/ (kg · s ⁻¹) | 氧气流量/ (kg · s ⁻¹) | 氢气流量/ (kg · s ⁻¹) | 最大运行 时间/s |
|-----|-------|-----------|-------|--------|----------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|--------------|
| 8 | 35 | SAH + VAH | 2 600 | 10.0 | 6.16 | 2.16 | 0.181 | 30 |
| 6 | 25 | VAH | 1 580 | 5.25 | 29.80 | 2.16 | 0.446 | 60 |
| 6 | 25 | SAH | 1 655 | 4.78 | 30.90 | — | — | 60 |
| 4 | 20 | SAH | 872 | 0.86 | 45.90 | — | — | 60 |

3 国内试验技术发展及能力

国内吸气式高超声速飞行器技术起步较晚,发展较快。20世纪90年代以来,在一系列国家预研项目支持下,国内多个科研机构相继启动了吸气式高超声速飞行器技术研究,持续推进关键地面试验技术研究。

目前,国内主要从事冲压发动机及其地面试验技术研究的科研院所:北京动力机械研究所、国防科技大学、航天推进技术研究院、中国空气动力研究与发展中心、中国科学院力学研究所、西北工业大学等。其中,北京动力机械研究所是我国最早从事冲压发动机技术研究的科研机构,为推动我国冲压发动机及其组合动力技术的发展,研制了一系列功能完善、技术先进的地面试验设施,代表了我国冲压发动机及其地面试验技术领域的最高水平。

国内除北京动力机械研究所外的部分相关科研机构及其典型地面试验设施有:中国科学院力学研究所研制的国内第一座可用于超燃冲压发动机地面试验的高超声速推进试验风洞(HPTF)^[34]以及具有国际先进水平、可复现25~50 km、5~9 Ma高超声速飞行条件的JF12激波风洞^[46];中国空气动力研究与发展中心研制了包括连续燃烧加热、电弧加热、激波加热、脉冲燃烧加热等多种加热形式的可进行冲压发动机推进系统推进试验及飞行器气动试验的地面试验设施,其中部分试验设施有脉冲燃烧风洞^[47]、激波风洞FD-14^[31,48]、CARDC连续式燃烧加热自由射流风洞^[49-50]、CARDC脉冲燃烧直连式风洞^[51]等;作为最早开展超燃冲压发动机技术研究的科研院所之一,国防科技大学在相关基础科学及工程化应用研究方面处于国内领先水平,研制了采用气氧-酒精-空气燃烧加热、气氧-氢气-空气燃烧加热以及电加热等多种空气加热技术的多台冲压发动机自由射流及直连试验设施^[52-56]。

西安航天动力试验技术研究所是我国最大的液体火箭发动机试验与试验技术研究的专业机构。经过十余年不懈努力,在冲压发动机及组合动力地面试验技术研究及能力建设方面取得了长足进步,相继研制了吸气式动力自由射流台和长程直连台。

2013年建成的吸气式动力自由射流台,具备3~8 Ma工况试验能力,是当时国内尺寸最大的冲

压及组合发动机自由射流试验设施。该自由射流试验设施在国内首次采用液氧-酒精-空气加热技术生成大流量高焓试验空气。该技术和采用气氧-燃料-空气燃烧加热、蓄热加热、电阻加热、电弧加热、激波加热等试验空气加热技术比较,具有占地规模小、安全风险较低、使用/维护便捷、试验准备周期短、配套电力基础设施要求低、高温试验空气产量大、可长时间连续工作等优点,可以满足大尺度碳氢燃料冲压发动机全弹道高温来流模拟需求。2015年建成了采用液氧-酒精-空气燃烧加热技术的吸气式动力直连台,攻克了三组元加热器介质供应宽范围连续变化精确调节和快速同步控制等技术难题,掌握了直连台连续变弹道精确调节技术,具备了亚燃冲压发动机全包线连续变弹道试验能力。

针对真空球罐引射时间短、空气及燃气引射高压气源容积需求大、水环泵引射电力配套基础设施要求高等问题以及大尺度冲压发动机耐久性考核试验的迫切需求,西安航天动力试验技术研究所持续开展引射技术研究,在2009年研制的某姿控发动机高模试车台引射系统上,首次采用液氧酒精水蒸汽发生器技术生成动力蒸汽,利用了高温蒸汽焓值高、做功能力强的特点,系统具有抽真空能力强、占地面积小、电力配套基础设施要求低等优点。在此技术成功应用的基础上,研制了采用8台液氧酒精水蒸汽发生器提供动力蒸汽、总蒸汽耗量可达3 200 t/h、引射能力仅次于美国斯坦尼斯中心A3台的蒸汽引射系统,可满足吸气式动力直连台3 000 s量级和自由射流台典型工况300 s量级长程试验引射需求。

为保障吸气式高超声速飞行器技术发展需求,国内相关科研机构正在开展2 m量级及以上大尺度自由射流试验、高焓纯净空气地面试验、变马赫数地面试验、试验流场非接触测量等领域技术研究及能力建设,但在新技术开发与应用、试验能力等方面与世界先进水平仍有一定差距。

4 分析及展望

现阶段,高超声速打击武器进入快速发展时期,美俄等国持续加大冲压及组合发动机等高超声速关键技术研究投入,努力推动高超声速技术实用

化。为全力保障其高超声速技术发展,美国不断加强高超声速试验与鉴定基础设施的升级改造力度,并确定了16处核心试验设施和3处重要试验设施以满足近期和中期高超飞行器推进系统试验需求。与此同时,美国国防部通过实施“试验与鉴定/科学与技术”(T&E/S&T)计划,持续加强高超声速核心试验技术领域的研发投入,以加快新技术向未来高超声武器系统试验和鉴定能力的转化,并为大型试验设施建设奠定技术基础。近年来,我国在冲压发动机地面试验技术研究和能力建设方面取得了长足进步,但由于起步较晚、技术积累不够,与美俄等航空航天大国仍有一定差距。通过梳理和分析国外冲压发动机地面试验能力和关键技术的发展趋势,认为我国应在以下几个方面开展试验能力建设和技术研究:

1)着力提升冲压发动机整机长程自由射流试验等大型推进试验能力建设。美国和俄罗斯均建有可满足全尺寸冲压发动机自由射流试验的大尺度自由射流试验设施,其中美国兰利研究中心的8英尺风洞的喷管出口尺寸为2.44 m,试验时间可达120 s,是世界范围内独一无二的大尺度长程自由射流试验设施。我国相关试验设施在尺度和试验时间方面与发达国家仍有较大差距,应加强相关大型推进试验设施能力建设,保障高超声速导弹武器整机操作性能和耐性性能试验需求。

2)加强纯净空气试验技术研究力度,加速大型纯净空气试验能力建设。美国、法国和日本均建有采用蓄热加热方式的大型冲压发动机试验设施,并在蓄热材料方面不断加大研究投入,以满足更高马赫数下高温纯净空气的生成。俄罗斯则基于较为独特的绝热压缩技术,也建设了一系列高温纯净空气试验台。我国仅有几座用于科学研究的小型纯净空气试验台,还没有大型纯净空气试验设施,且和相关核心技术方面的储备严重不足。

3)加大变马赫数喷管技术等新技术研究投入,加强变马赫数地面试验技术储备。为解决冲压发动机加减速过程中暴露出来的问题,评估冲压发动机动态特性,美国等航空航天大国持续推动变马赫数地面试验技术研究。为保障我国冲压发动机研制试验能力需求,需着重开展变马赫数喷管技术等核心技术研究,增强变马赫数地面试验技术

储备。

4)持续推进新型非接触测量技术研发,满足冲压发动机试验流场精细化测量要求。由于传统测量手段难以满足冲压发动机研究流场参数准确测量需求,国外科研机构不断探索以激光诊断技术为代表的新型非接触测量技术研究,并在工程化应用方面取得了较大进展。

参考文献:

- [1] 胡冬冬,牛文,李文杰,等.美国高超声速地面试验设施建设现状及能力提升举措分析[J].飞航导弹,2015(3):3-9.
- [2] 胡冬冬,牛文,陈英硕,等.美国高超声速技术试验设施建设历史教训及启示[J].飞航导弹,2015(2):9-12.
- [3] 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.
- [4] LESLIE J, MARREN D. Hypersonic test capabilities overview[C]//U. S. Air Force T&E Days 2009. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [5] 赵芳.低总温直连式空气加热器数值仿真与试验研究[D].长沙:国防科学技术大学,2012.
- [6] 罗飞腾.污染空气对煤油燃料超燃冲压发动机性能的影响研究[D].西安:西北工业大学,2012.
- [7] SERRE L. ONERA potential for scramjet ground testing up to Mach 12[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Capua, Italy. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [8] THOMAS S, LEE J, STEPHENS J, et al. The mothball, sustenance, and proposed reactivation of the hypersonic tunnel facility (HTF) at NASA Glenn research center plum brook station[C]//27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [9] GOYNE C, CRESCI D. Hy-V program overview and status[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [10] TOMIOKA S, HIRAIWA T, KOBAYASHI K, et al. Vibration effects on scramjet engine performance in Mach 6 flight conditions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(4): 789-796.
- [11] SERRE L, FALEMPIN F. Development of S4 free jet test facility for the French LEA flight test program[C]//15th

- AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton, Ohio. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [12] SAARI D, CHU P, JAUCH C. Clean air regenerative storage heater technology for propulsion test facilities [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany. Reston, Virginia: AIAA.
- [13] FANK K L, MARREN D E. 先进高超声速试验设备 [M]. 黄训铭, 译. 北京: 航空工业出版社, 2015.
- [14] 冯军红. 高焓高压空气加热器数值仿真与试验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [15] DROZDA T G, CABELL K F, ZILTZ A R, et al. Comparisons between NO PLIF imaging and CFD simulations of mixing flowfields for high-speed fuel injectors [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [16] SMITH D M, YOUNKER T. Comparative ablation testing of carbon phenolic TPS materials in the AEDC-HIarcjet [C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Capua, Italy. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [17] VIGUIER P, GARRAUD J, SOUTADE J, et al. Scramjet tests in the ONERA F4 hotshot wind tunnel [C]//19th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA, 2014.
- [18] 胡冬冬, 叶蕾. 从高速系统试验 (HSST) 项目看美国高超声速试验科学技术专项实施现状 [J]. 飞航导弹, 2016(4): 22-27.
- [19] 钟萍. 国外高超声速飞行加速地面模拟能力研究进展 [J]. 飞航导弹, 2014(6): 10-15.
- [20] GARRARD D, SEELY J, ABEL L. An analysis of alternatives to provide a varying Mach number test capability at APTU [C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra, Australia. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [21] MONTGOMERY P, GARRARD D. Test and evaluation of hypersonic aeropropulsion systems along flight trajectories in a time-varying flight environment [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [22] 黄斌. 基于 TDLAS 的 RBCC 发动机出口燃烧流场诊断实验研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- [23] 叶景峰. 超燃冲压发动机燃烧流场羟基分子标记速度测量技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2019.
- [24] KOHSE-HOINGHAUS K, JEFFRIES J B. 应用燃烧诊断学 [M]. 刘晶儒, 叶景峰, 陶波, 等译. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [25] 王璐, 韩洪涛, 王友利. 2017 年国外高超声速技术发展回顾 [J]. 国际太空, 2018(3): 41-45.
- [26] 张灿, 林旭斌, 胡冬冬, 等. 2018 年国外高超声速飞行器技术发展综述 [J]. 飞航导弹, 2019(2): 1-5.
- [27] 胡冬冬, 刘晓明, 张绍芳, 等. 2016 年国外高超声速飞行器技术发展综述 [J]. 战术导弹技术, 2017(1): 28-33.
- [28] 李文杰, 牛文, 叶蕾. 美国准备地面试验 10 倍于 X-51A 的超燃冲压发动机 [J]. 飞航导弹, 2015(3): 10-13.
- [29] 田宏亮. 临近空间高超声速武器发展趋势 [J]. 航空科学技术, 2018, 29(6): 1-6.
- [30] GARRARD D. Hypersonic test capabilities at the aerodynamic and propulsion test unit [R]. AIAA 2015-1784.
- [31] 龚红明. 0.6 米激波风洞马赫数 8 喷管设计及数值计算 [D]. 重庆: 重庆大学, 2015.
- [32] 栗继伟. JFX 爆轰驱动激波风洞关键问题研究 [D]. 太原: 中北大学, 2017.
- [33] 吕治国, 李国君, 赵荣娟, 等. 卡尔斯潘公司高超声速脉冲设备建设历程分析 [J]. 实验流体力学, 2014, 28(5): 1-6.
- [34] 杨阳. 污染组分对超燃冲压发动机性能的影响研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2009.
- [35] CURRAN E T, MURTHY S N B. Scramjet propulsion [C]//Progress in Astronautics and Aeronautics. Washington, DC: AIAA, 2001.
- [36] MCCLINTON C, ROUDAKOV A, SEMENOV V, et al. Comparative flow path analysis and design assessment of an axisymmetric hydrogen fueled scramjet flight test engine at a Mach number of 6.5 [C]//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Norfolk, VA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
- [37] VOLAND R, AUSLENDER A, SMART M, et al. CIAM/NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test [C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk, VA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [38] 茆青. 高超声速风洞带式电阻加热器强化换热数值研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2016.
- [39] ORTH R, KISLYKH V. American/Russian hypersonic com-

- bustion research experiments in the TSNIIMASH PGU-11 facility [C]//33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [40] 赵小运. 板片蓄热式加热器设计方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
- [41] CHEVALIER A, FALEMPIN F. Review of new French facilities for PREPHA program [C]//International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies. Chattanooga, TN, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [42] HOHN O M. Experimental investigation of sidewall compression and internal contraction in a scramjet inlet [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(2): 501-513.
- [43] FALEMPIN F, SERRE L. French contribution to hypersonic airbreathing propulsion technology development—status in 2006 [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [44] OLIVIER H, HABERMANN M, BLEILEBENS M. Use of shock tunnels for hypersonic propulsion testing [C]//35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Los Angeles, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [45] SCHRAMM J M, SUNAMI T, et al. Experimental investigation of supersonic combustion in the Hiest and HEG free piston driven shock tunnels [R]. AIAA 2010-7122.
- [46] 俞鸿儒. 大幅度延长激波风洞试验时间 [J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2015, 45(9): 6-11.
- [47] 王振锋. 脉冲设备二维高超进气道压缩面激波—边界层干扰显示技术及应用研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2015.
- [48] 陈苏宇. 高超声速压缩拐角气动热环境研究 [D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2014.
- [49] 乐嘉陵. 吸气式高超声速技术研究进展 [J]. 推进技术, 2010, 31(6): 641-649.
- [50] 谭宇, 毛雄兵, 焦伟, 等. 燃烧风洞不同模拟方式对超燃发动机性能影响试验研究 [J]. 推进技术, 2017, 38(9): 2062-2068.
- [51] 邓维鑫. 宽范围马赫数超燃冲压发动机燃烧组织技术研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2013.
- [52] 钟战. 超声速气流中气化煤油的喷注与燃烧特性研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.
- [53] 吕仲. 固体火箭超燃冲压发动机工作特性研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
- [54] 李庆. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机燃烧室点火过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2010.
- [55] 吴海燕. 超燃冲压发动机燃烧室两相流混合燃烧过程仿真及实验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- [56] 陈植. 超燃冲压发动机隔离段流动机理及其控制的试验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2015.