

高超声速机体/推进一体化试验设备概述

吴颖川, 贺元元*, 张小庆, 毛雄兵

中国空气动力研究与发展中心 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 绵阳 621000

摘要 回顾了高超声速推进地面设备及任务的发展历程, 明确了设备分类, 简述了直连式超超声速燃烧试验台、燃烧加热高超声速高温风洞、电弧加热超超声速燃烧试验台、高超声速高焓激波试验台、脉冲燃烧风洞等试验设备的原理、主要结构和基本参数。通过对不同设备特点的分析, 指出脉冲燃烧风洞是开展高超声速机体/推进一体化试验的理想设备。

关键词 高超声速推进设备; 机体/推进一体化; 脉冲燃烧风洞

总体而言, 地面试验装备是服务于型号装备研制需求的, 关键型号任务往往是推动装备发展的主要动力^[1-3]。对于以吸气式推进系统为动力的高超声速飞行器, 超燃冲压发动机、一体化性能等关键技术研究都离不开地面试验的支撑, 地面试验是高超声速技术研究和关键数据来源最重要的研究手段。

1 超燃冲压发动机的发展及性能

冲压发动机和火箭发动机几乎同时起步, 但火箭发动机很快就在导弹和火箭上得到广泛应用, 而冲压发动机则长期处于边缘位置, 资金投入与火箭发动机不可同日而语。直到20世纪60年代, 超燃冲压发动机才迎来第1次热潮。这次热潮以“高超

声速研究发动机”(hypersonic research engine, HRE)为标识^[4]。

在20世纪60年代, 研究发现要获得足够的推力, 超燃冲压发动机的尺寸会非常庞大, 不适宜悬挂在机身下方。于是, 将发动机与机身融合, 利用机身作为进气道和尾喷管的一部分, 这种机体/推进一体化布局方式成为NASA的重点研究方向。20世纪七八十年代, 美国兰利研究中心(Langley Research Center)在机体/推进一体化方面积累了丰富的经验, 为“国家空天飞机计划”(NASP)提供了雄厚的技术储备^[5]。

20世纪90年代, NASP^[6]掀起了超燃冲压发动机技术的第2次高潮。1994年, NASP计划中止, 飞行试验最终停止, 超燃冲压发动机研究再次进入低潮期。

收稿日期: 2019-07-17; 修回日期: 2019-11-17

作者简介: 吴颖川, 研究员, 研究方向为高超声速空气动力学, 电子信箱: wyclwx2007@126.com; 贺元元(通信作者), 研究员, 研究方向为高超声速空气动力学, 电子信箱: hyy63713@126.com

引用格式: 吴颖川, 贺元元, 张小庆, 等. 高超声速机体/推进一体化试验设备概述[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 96-102; doi:10.3981/j.issn.1000-7857.2020.12.008

NASP项目中止后,当时高超声速推进领域的研究人员普遍希望开展飞行试验。于是兰利(Langley)中心联合德莱顿(Dryden)飞行研究中心提出了Hyper-X计划(即X-43A)^[7-9]。Langley中心的8英尺高温风洞(8-Foot High Temperature Tunnel, 8-Foot HTT)^[10]、电弧加热超燃试验台^[10]和美国高超声速脉冲试验台(Hypulse Facility)的脉冲风洞^[11]都参与了Hyper-X的地面试验,此外卡尔斯潘(Calspan)公司的LENS I^[12]风洞也提供了支持。美国X-51A^[13]项目也开展了大量的地面试验。

发动机的实际需求是地面推进试验装备建设的出发点。图1给出了各种类型发动机的性能随飞行参数的变化关系。图1中横轴是飞行马赫数,纵轴是发动机比冲,即单位质量的推进剂(或燃料)产生的冲量。深色区域为氢燃料,浅色区域为碳氢燃料。氢燃料的比冲比碳氢燃料高得多,但实际应用中除了火箭发动机之外,没有其他发动机使用氢,原因主要是液氢需要低温存储,而且密度太低。吸气式发动机如果使用氢燃料,体积会非常庞大,由此导致飞行器的阻力和储箱重量急剧增加,反而不如碳氢燃料实用。

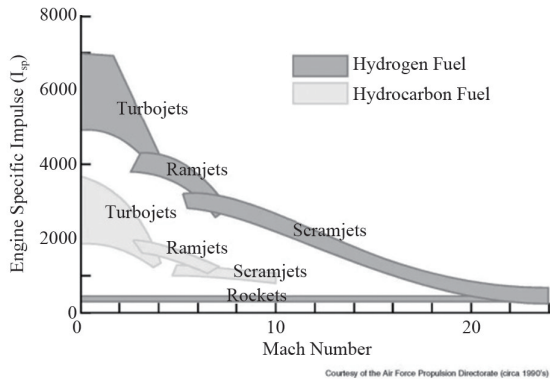


图1 不同发动机性能随飞行工况的变化

目前,超燃冲压发动机试验能力主要集中在马赫数(Ma)4~10,因为超燃冲压发动机在Ma 5~10范围内工作性能较优,而马赫数低于5时性能不如亚燃冲压发动机,飞行马赫数过高则推力严重下降。以Ma10为例,如图2所示,该状态下空气的总温大约为4100 K(7500 R),而氢和空气当量比绝热燃烧温度低于2800 K,即便是空气以超声速流过燃烧室,能够释放的化学能也有限,因为高温会使燃烧向逆反应方向移动。除此之外,Ma 10的飞行速度还会给飞行器和发动机的热防护带来极大困难。因此,目前高超声速机体/推进一体化试验主要针对Ma 10以内范围开展。

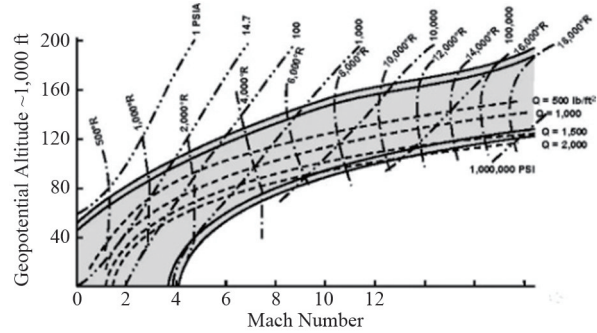


图2 典型吸气式发动机的飞行走廊

2 典型的高超声速推进地面设备

表1列出了5种典型的高超声速推进地面设备。连续型风洞单次试验时间大致在20~30 s,脉冲型风洞则在毫秒量级。连续型风洞中,燃烧加热原理最高能够提供Ma 6~7状态对应的来流总温;电弧加热的总温指标更高,但功率限制了试验台的流量,设备耐压能力制约了来流总压。脉冲型风洞

表1 高超声速地面推进设备

| 试验时间 | 加热方式 | 设备类型 | 试验方法 |
|------|------|--------------|--------|
| 连续型 | 燃烧加热 | 直连式超声速燃烧试验台 | 直连式 |
| | | 燃烧加热高超声速高温风洞 | 自由射流 |
| | 电弧加热 | 电弧加热超声速燃烧试验台 | 自由射流 |
| 脉冲型 | 激波加热 | 高超声速高焓激波试验台 | 自由射流 |
| | | 燃烧加热 | 脉冲燃烧风洞 |
| | | | |

能够提供总温和总压更高的试验气体,但试验时间很短。试验方法上,直连式试验台将风洞喷管直接与模型发动机的隔离段或燃烧室相连,模拟的是进气道压缩之后的气流,主要用于研究燃烧组织与热结构考核,不含进气道;自由射流式试验台^[14]则是将带动力飞行器或发动机模型放在风洞喷管的流场区域内,模型通常包含进气道,风洞模拟的是飞行器受到的自由来流,主要用于研究进气道、发动机和带动力飞行器整体性能。

除直连式试验台外,其它4种设备都具备一定

的开展机体推进一体化试验的能力。下面逐一介绍各种风洞的参数及性能。

2.1 直连式超声速燃烧试验台

以 Langley 中心的设备为例^[10],直连式超声速燃烧试验台(Direct-Connect Supersonic Combustion Test Facility)主要用于超燃冲压发动机燃烧室的地面试验。该采用“烧氢补氧”的方式提供燃烧室入口来流,模拟状态对应的自由飞行状态为 Ma 4~7.5,燃烧室后能容纳尾喷管,可以对“燃烧室+喷管”进行整体试验。试验台整体布局如图3所示。

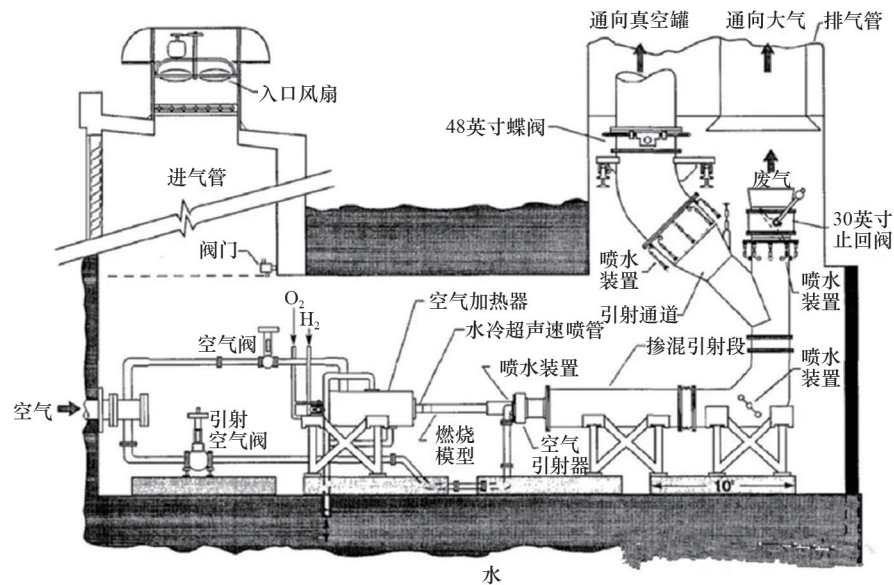


图3 直连式超声速燃烧试验台系统

加热器在试验过程中,先向空气中喷注氧气并进行掺混,再加入氢气组织燃烧。电火花引燃氢氧点火炬,点火炬点燃加热器中的混合气体。混合气体在水冷燃烧室中燃烧,产生的高温气体经过喷管加速后作为模拟的来流。

DCSCTF 加热器提供的试验气体总温范围是 890~2110 K,总压范围是 0.8~3.4 MPa,质量流量为 0.45~13.6 kg/s。

2.2 燃烧加热高超声速高温风洞

以美国 Langley 中心的设备为例^[10],8-Foot HTT 设计始于 20 世纪 50 年代,到 60 年代中期正式运行。正式运行后的前 20 年里,这座风洞主要用于气动热载荷和热结构方面的研究,典型的工作状

态是 Ma 7。20 世纪 80 年代后期和 90 年代初,为了进行推进系统方面的试验,对风洞进行了升级改造。最主要的变化是增加了补氧系统,使燃烧加热后的气体中氧含量与大气相同。此前的燃烧器单纯用于产生高温燃气,因此无法提供超燃冲压发动机所需的来流。另外还添制了 2 个新的喷管,出口名义马赫数分别为 4 和 5。1993 年,改造后的 8-Foot HTT 正式开始运行。风洞保留并拓展了热载荷和热结构方面的试验能力,同时具备了模拟超燃冲压发动机自由来流的能力(图4)。

8-Foot HTT 的目标是为完整的大尺度和多模态超燃冲压发动机试验模型提供 Ma 4、5 和 7 的飞行条件。喷管出口处的气流参数对应飞行器头激

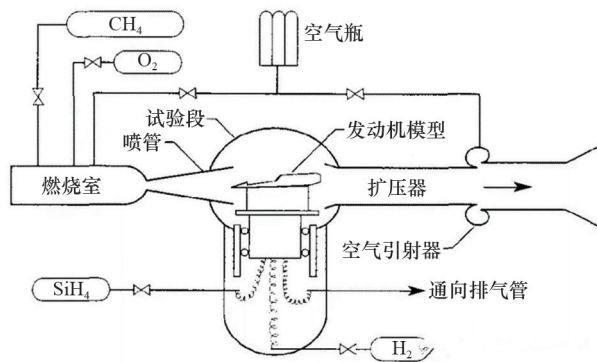


图4 8英尺高温风洞系统

波上游的状态。通过燃烧甲烷和空气来获得所需的高焓气流,再掺入氧气使试验气体的含氧量与空气相同。

在超燃冲压发动机试验中,8-Foot HTT能够提供的总温和总压上限分别为1978 K和13.8 MPa。在标准运行状态下,燃烧加热器总是工作在这一极限状态下,为下游提供189 kg/s的高温来流。喷管发汗冷却所需的空气流量为27 kg/s。在Ma 5状态下,混合段需要加入159 kg/s的空气, Ma 4时则需要416 kg/s的空气。

国内类似的设备有中国空气动力研究与发展中心的Φ600 mm高超声速高温风洞,北京动力机械研究所、国防科技大学、西安航天动力试验技术研究所也建有类似设备。

2.3 电弧加热超声速燃烧试验台

以美国Langley中心的设备为例^[10],电弧加热超燃试验台(Arc-Heated Scramjet Test Facility, AHSTF)主要用于提供Ma 4.7~8的自由来流条件,整个试验台如图5所示。

AHSTF的空气供给系统可以提供34.5 MPa的空气气源,质量流量在0.23~1.0 kg/s之间。空气流经林德(Linde)旋转电弧加热器,总焓提升至7 MJ/kg左右,总压不超过4.55 MPa。加热器由2台10 MW发电机为加热器提供能量,发电机与镇流电阻串联。加热功率有33个档位,电弧极限功率为13 MW,空气能够获得的最大加热功率为6.5 MW。空气从加热器流出后,在一个锥形扩张段与常温空气混合以获得试验所需的总焓。常温空气的流量变化范围为0.45~4.54 kg/s,通常试验气体的总焓大约为

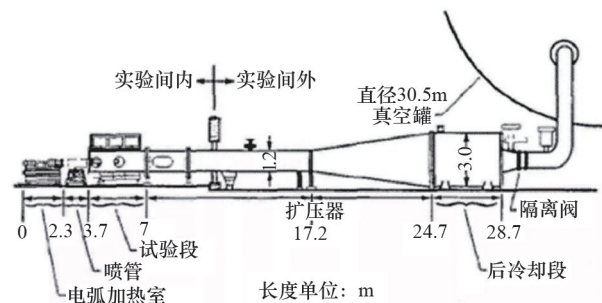


图5 电弧加热超燃试验台系统

1.16~3.72 MJ/kg。电弧加热器和喷管喉部都采用了水冷,冷却水事先去离子化,供水压力最高为9.65 MPa。

国内类似的设备有中国空气动力研究与发展中心的电弧风洞^[15],中国运载火箭技术研究院、中国航天空气动力技术研究院等也建有类似设备。

2.4 高超声速高焓激波试验台

以美国高超声速脉冲试验台为例^[11],最初是以激波膨胀管形式运行的,主要用于辐射气体动力学和真实气体效应的研究。1983年退役,1989年从Langley中心搬迁到通用应用科学试验室(GASL),用于NASP和后来的Hyper-X超燃冲压发动机试验。为了进行超燃冲压发动机试验,美国高超声速脉冲试验台进行了升级改造,添加了爆轰驱动段和喷管,能够以激波膨胀管/风洞(SET)和反射激波风洞(RST)两种模式运行。风洞系统见图6。

相比于前述几座连续式风洞,美国高超声速脉冲试验台脉冲式风洞的马赫数模拟范围大得多,而代价则是试验时间短。美国高超声速脉冲试验台在激波膨胀管/风洞模式下运行的有效试验时间一般在0.5~2 ms,在反射激波风洞模式下大概为3~7 ms。

类似的设备还有美国的LENS II激波风洞^[12]以及中国科学院力学研究所的JF-12激波风洞^[16]。

2.5 脉冲燃烧风洞

在过去的十几年间,中国空气动力研究与发展中心研制了不同尺度的脉冲燃烧风洞^[17-19],探索了一体化飞行器设计、计算与试验技术^[20-22]。

脉冲燃烧风洞组成如图7所示。试验前按要求将空气用气动快速阀密封在高压空气柱罐内,将

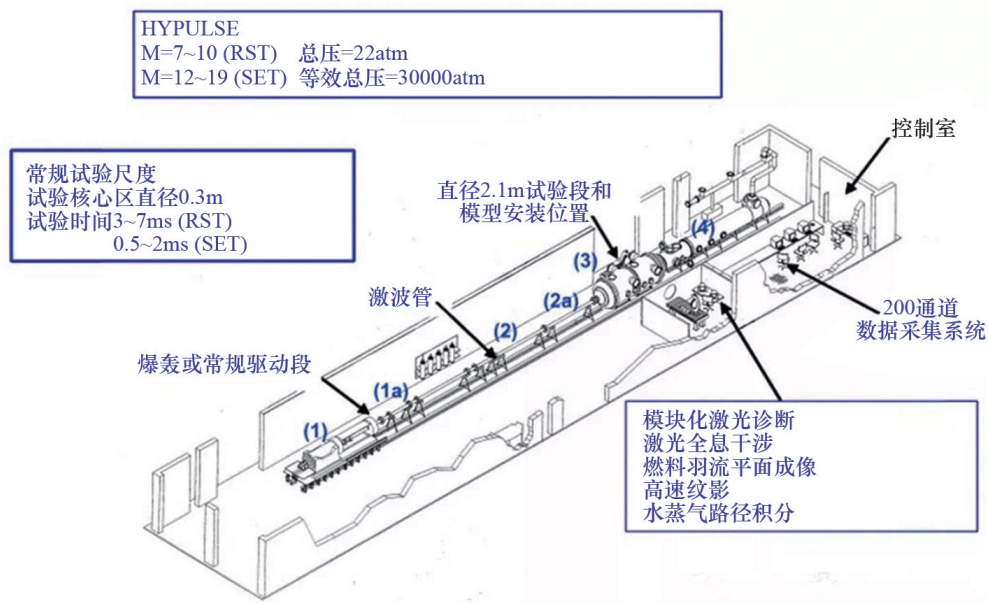


图6 高超声速脉冲试验台系统

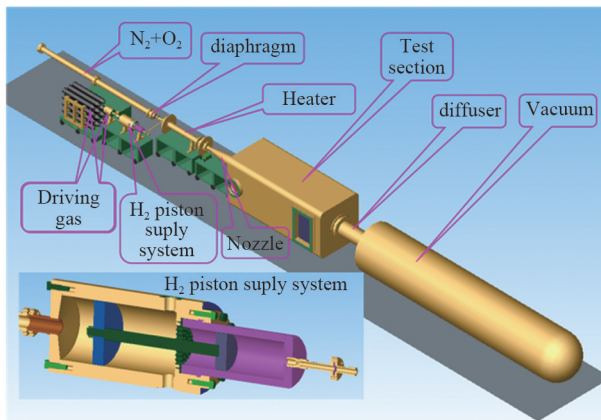


图7 脉冲燃烧风洞系统

氧气和氢气用另2个气动快速阀分别密封在挤压供氧和挤压供氢装置的小气缸内。试验时,按要求的时序打开氢气、氧气和空气快速阀,氢气、氧气和空气在加热器内燃烧,经喷管膨胀后形成高速试验气流。

采用可调谐激光吸收光谱技术(TDLAS)、总温热电偶、皮托法等多种手段对脉冲燃烧风洞中的流场总压、总温、速度、组分进行了校测,结果显示:流场稳定(压力、温度、速度、组分)时间为300~550 ms,最大流量达720 kg/s,模拟Ma 4~7,总压1.0~10.0 MPa,总温850~2100 K,马赫数均方根误差小

于1.43%,温度场均方根误差小于4.6%,风洞流场中氧气浓度为20.6%~21.2%。这表明脉冲燃烧风洞流场品质高,满足吸气式高超声速气动与推进试验要求。

与美国LENS II激波风洞^[12](试验时间<100 ms)等类似风洞相比,脉冲燃烧风洞能量利用率高,能同时保证高超声速推进试验高焓、高动压和发动机工作时间的要求。在Ma为5或6的试验条件下,煤油自发点火延滞时间约4 ms,因此工作时间为60~80 ms的脉冲燃烧风洞能够经济高效地进行超燃模型发动机研究^[17-19],300~600 ms的试验时间足以直接开展大尺度飞行器带动力测力试验^[20-22](图8)。脉冲燃烧风洞带动力一体化试验典型天平测力信号如图9所示。

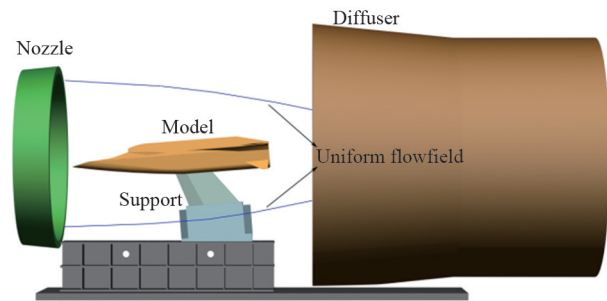


图8 脉冲燃烧风洞带动力一体化试验

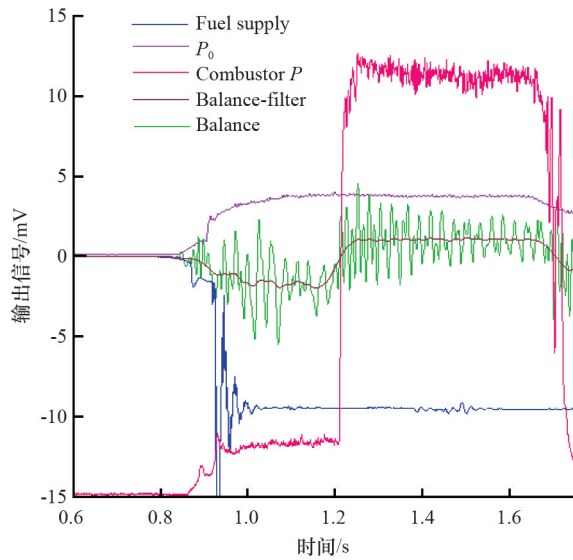


图9 脉冲燃烧风洞一体化测力曲线

3 结论

热力学相似参数能否保持,取决于地面设备复现飞行条件的能力。不同类型的高焓设备具有各自不同的特点:直连式设备主要用于燃烧组织研究与热结构考核,对气源和排气系统要求相对较低;燃烧加热设备易实现较高流量试验状态,但工作状态上限在Ma 7左右;电弧加热设备受功率限制,难以实现大尺度喷管导致试验能力受限;高焓激波试验台模拟范围更宽,但试验时间很短,测力相对困难;脉冲燃烧设备易于实现大尺度,且具有较为充足的试验时间,是开展机体/推进一体化试验的理想设备。

参考文献(References)

- [1] Marren D, Lewis M, Maurice L Q. Experimentation, test, and evaluation requirements for future airbreathing hypersonic systems[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1361-1365.
- [2] Rogers R, Capriotti D, Guy R. Experimental supersonic combustion research at NASA Langley[C]//20th AIAA advanced measurement and ground testing technology conference. Albuquerque, NM: AIAA, 1998.
- [3] Haas J. Reactivation study for NASA Lewis Research Center's hypersonic tunnel facility[C]//23rd Joint Propulsion Conference. San Diego: AIAA, 1987.
- [4] Andrews E. Scramjet development and testing in the United States[C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto: AIAA, 2001.
- [5] Witte D, Huebner L, Trexler C, et al. Propulsion-airframe integration test techniques for hypersonic airbreathing configurations at Langley Research Center[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2003.
- [6] Tank M H. National AERO-Space Plane (NASP) Program [C]//NASA Space Transportation Propulsion Technology Symposium. Washington DC: NASA, 1991: 383-407.
- [7] Walter C E, Scott D H, Charles E C. Aerodynamic database development for the Hyper-X airframe-integrated scramjet propulsion experiments[J]. Journal of Spacecraft And Rockets, 2001, 38(6): 803-810.
- [8] Scott D H, William C W, Walter C E. Hyper-X research vehicle experimental aerodynamics test program overview [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(6): 828-835.
- [9] Shelly M F, Charles R M. Hyper-X Mach 7 scramjet design, ground test and flight results[R]. Capua: AIAA, 2005.
- [10] Northam G B, Andrews E, Guy W, et al. An overview of hypersonic propulsion research at NASA Langley Research Center[R]. Hampton, VA: Nasa Langley Research Center, 2006.
- [11] Hass N, Shih A, Rogers R. Mach 12&15 Scramjet Test Capabilities of the HYPULSE Shock-Expansion Tunnel [C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2005.
- [12] Holden M S, Wadhams T P, MacLean M. Experimental studies in the LENS supersonic and hypersonic tunnels for hypervelocity vehicle performance and code validation[C]//Aiaa International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008.
- [13] Joseph M H, James S M, Richard C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton: AIAA, 2008.
- [14] Foelsche R O, Leylegian J C, Betti A A. Progress on the

- development of a freeflight atmospheric scramjet test technique[C]//13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies. Capua: AIAA, 2005.
- [15] 朱超, 姚峰, 陈德江, 等. 电弧风洞真空氩气起弧技术研究[J]. 试验流体力学, 2014, 28(2): 69-72.
- [16] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
- [17] 乐嘉陵, 刘伟雄, 贺伟, 等. 脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J]. 实验流体力学, 2005, 19(1): 1-10.
- [18] Le J L, Liu W X, He W. Pulse combustion facility and its preliminary application in scramjet research[C]//11th International Conference on Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk: Publishing House 《Noparel》, 2002.
- [19] 吴颖川, 贺元元, 贺伟, 等. 吸气式高超声速飞行器机体推进一体化技术研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 245-260.
- [20] 贺元元, 贺伟, 张小庆, 等. 燃烧加热脉冲风洞气动/推进一体化试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1741-1746.
- [21] 贺伟, 高昌, 张小庆, 等. 脉冲燃烧风洞测力天平研制与应用[J]. 实验流体力学, 2016, 30(4): 66-70.
- [22] 吴颖川, 贺元元, 张小庆, 等. 超燃冲压发动机推力性能评估方法[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 26-32.

An overview of hypersonic aero-propulsion integration test facilities

WU Yingchuan, HE Yuanyuan*, ZHANG Xiaoqing, MAO Xiongbing

Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute of China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China

Abstract The history of hypersonic propulsion facilities and tasks are briefly reviewed in this paper, the operating principle, main structures and basic parameters of these reclassified facilities are also surveyed, including direct-connect supersonic combustion test facility, combustion-heated high temperature tunnel, arc-heated scramjet test facility, high enthalpy shockwave facility and combustion-heated impulse tunnel. After an analysis of the characteristics of different facilities, it is pointed out that the combustion-heated impulse tunnel is the ideal facility for aero-propulsion integration test.

Keywords hypersonic propulsion facility; aero-propulsion integration; combustion-heated impulse tunnel ●



(责任编辑 王丽娜)