

文章编号: 0258-1825(2019)03-0347-09

高超声速高焓风洞试验技术研究进展

姜宗林^{1,2,*}

- (1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院 宇航工程科学系, 北京 100049)

摘要:高焓风洞及其试验技术是助力人类进入高超声速飞行时代的基石,近年来取得了长足的进展。本文首先重点介绍了四种典型驱动模式的高焓风洞,即直接加热型高超声速风洞、加热轻气体驱动激波风洞、自由活塞驱动激波风洞和爆轰驱动激波风洞。通过这些代表性风洞的介绍,讨论了相关风洞的理论基础和关键技术及其长处与不足。由于高超声速高焓流动具高温热化学反应特征,风洞试验技术研究还包含着针对高焓特色的测量技术发展。本文介绍了三种主要测量技术:气动热测量技术、气动天平技术和光学测量技术。这些技术是依据常规风洞试验测量需求而研制的,又根据高焓风洞的特点得到了进一步的改进和完善。最后对高超声速高焓风洞试验技术发展做了简单展望。

关键词:高焓流动; 激波风洞; 高超声速飞行器; 气动力/热特性; 测量技术

中图分类号: V211.7 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0009

Progresses on experimental techniques of hypersonic and high-enthalpy wind tunnels

JIANG Zonglin^{1,2,*}

- (1. *State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)
2. *Department of Aerospace Engineering Science, School of Engineering Science,
University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

Abstract: The development of high enthalpy wind tunnel and its test technology are the cornerstone to help mankind enter the hypersonic era, and the great progress has been achieved in recent years. High enthalpy wind tunnels with four typical driving modes are introduced. Those are the air-directly-heated hypersonic wind tunnel, the light-gas-heated shock tunnel, the free-piston-driven shock tunnel, and the detonation-driven shock tunnel. Theories and critical techniques for developing these wind tunnels are introduced, and their merits and weakness are discussed based on tunnel performance evaluation. The measurement techniques are usually included into wind tunnel techniques because that the hypersonic and high-enthalpy flow is a chemically-reacting gas motion and its diagnose needs specially-designed instruments. Three measuring techniques are introduced here, including aerodynamic heat flux sensors, aerodynamic balances, and optical diagnose techniques. These techniques were usually developed for conventional hypersonic wind tunnels and combustion research, and are further improved to measure the hypersonic and high-enthalpy flows. The prospect for developing the experimental techniques of hypersonic and high-enthalpy wind tunnels is presented from author's point view.

Keywords: high-enthalpy flow; shock tunnel; hypersonic vehicle; aerodynamic forces/heat flux; measuring techniques

收稿日期: 2019-01-07; 修订日期: 2019-02-18

基金项目: 国家自然科学基金(11532014, 11727901)

作者简介: 姜宗林*(1955-), 男, 理学博士, 研究员, 博士生导师, 主要从事高超声速与高温气体流动、高焓激波风洞理论与技术、激波与爆轰物理、高超声速推进理论与技术研究。E-mail: zjiang@imech.ac.cn

引用格式: 姜宗林. 高超声速高焓风洞试验技术研究进展[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 347-355.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2019.0009 JIANG Z L. Progresses on experimental techniques of hypersonic and high-enthalpy wind tunnels[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 347-355.

0 引言

高超声速高焓气体流动主要是指一类动能极高的化学反应气体流动。1946 年钱学森在《Similarity laws of hypersonic flows》高超声速流动相似律的论文中首次使用“Hypersonic”(高超声速)这个术语来描述气体速度远远大于环境声速的流动状态^[1]。现在,关于高超声速高焓流动的研究已经成为具有鲜明学科特色和重大需求背景的气体动力学的前沿学科^[2]。作为学科发展所依赖的基础研究手段,高超声速高焓流动试验技术主要指用来产生高总温和高总压试验气流的风洞试验技术,并包含一类有针对性发展的流动测量技术以满足高超声速飞行器气动特性研究的需求^[3]。

高超声速高焓气体流动的特点是气体介质的动能大、滞止温度高。关键气动物理现象及其对飞行器气动性能的影响最早发现于空天飞行器大气再入过程中,诸如宇宙飞船和航天飞机。这类飞行器在大气层里以高超声速飞行时,强烈的头部激波和黏性摩擦阻力,使得飞行器周围的空气被加热到数千度、甚至上万度的高温。高温导致了空气分子的振动能激发、解离、甚至原子电离,使得普通空气变成一种随着气体温度变化而不断进行着热化学反应的复杂介质。高焓流动介质的本质变化改变了气体介质的本构,孕育并推动了高超声速与高温气体动力学的发展^[4]。高焓气体流动的微观物理化学变化通过热力学、传热学和激波动力学过程对空天飞行器的气动力/热规律及其周围流场的气动物理特性产生重要影响,超越超声速气体动力学的研究范畴,成为航空航天高新技术领域里具有挑战性的基础研究方向。相对于传统的亚、超声速气体流动,热化学反应气体流动表现出了非线性、非平衡、多尺度的流动特征,使得对于这类流动现象的认知极其困难。至今人们依然缺乏具有适当精度的数学物理方程去描述热化学反应气体流动,所以先进的高焓气体流动试验技术依然是目前高超声速与高温气体流动研究的主要手段^[3-5]。

高超声速高焓风洞的研制必须面对三个关键问题。其一是如何模拟给定的高超声速飞行条件下的气流总温。总温的复现是可以研究不同飞行速度条件下,热化学反应进程的基础。例如,在高度 30 km、马赫数 7 的飞行条件下,试验气体总温应该为 2300 K,此时氧气已经开始解离。对于马赫数 10 的流动,气体总温可达 4500 K,氮气分子开始解离。对于马赫数 20 的流动,气体总温可以高达上万度,氮和氧原子已经电离。其二是热化学反应进程并不随试验模

型缩比尺度的大小变化而改变,因此高超声速高焓流动试验往往要求大尺度的飞行器模型以减小尺度效应的影响。所以,纯净空气和足够大的流场是获得可靠试验数据的基本要求。第三个关键问题是气体流动速度的模拟。只有模拟了流动速度才能更准确地模拟飞行器表面的局部流动,获得正确的摩擦阻力和更准确的气动加热强度。然而,在风洞试验设备上实现空气热化学反应机制的模拟,开展大尺度模型试验,并获得适当长的有效试验时间是极具挑战性的研究课题。譬如,如果需要复现 30 km 高空、马赫数为 8 的飞行状态,此时试验气流的总温将近 3000 K,长时间维持这样的高温气源而不损害试验装备是极其困难的。如果需要的高超声速流场直径为 3 m,那么高超声速高焓风洞的输出功率大约为 90 万千瓦!对比葛洲坝水电站总装机容量 272 万千瓦,可知如此高的总温和功率需求使得连续下吹式大型高超声速高焓风洞建设与运行几乎是不现实的。国内外几十年的科研和应用经验表明:脉冲型激波风洞具有可模拟的试验气流总温高、马赫数范围广、运行成本低等优点,在国际高超声速研究领域得到了广泛的发展和运用^[3-6]。更重要的是激波风洞的高温气源即生即用,大大降低了风洞热负荷。

图 1 给出了正在研发的各种先进空天飞行器的飞行走廊^[5]。如果飞行速度为 10 km/s,那么风洞试验需要获得气流总温可达 10000 K;如果飞行速度为 1.5 km/s,气流总温也高达 1500 K。在这样的极端流动环境条件下,发展能够诊断具有热化学反应流动的测量技术的困难是不言而喻的。几十年来,已经发展了许多高超声速高焓流动测量技术,广泛应用于工程研发和科研探索的主要有三类:气动天平技术、气动热测量传感器技术和光学诊断技术。进一步来讲,高温气流对试验装备产生的热负荷极大地限制了高超声速高焓流动的试验时间,而太短的试验时间和风洞运行的脉冲性是制约气动天平技术发展并影响气动力测量精度的主要问题。气动热测量技术发展的关键是研制高精度的热流传感器,而边界层内的高温、强冲刷、气体的解离与电离特性是影响传感器寿命和精度的主要因素。光学诊断技术包括流动显示与流场特性诊断,具有非接触的特点。目前应用各种光学技术能够测量激波结构、流动结构、气流温度、组分、速度等关键参数。这类技术的定量化和精度提升是重要研发方向。

几十年来,虽然高超声速高焓风洞试验设备已经为高超声速科技发展提供了重要数据与验证技术支撑,但是各种相关的测量技术都具有各自的局限性和

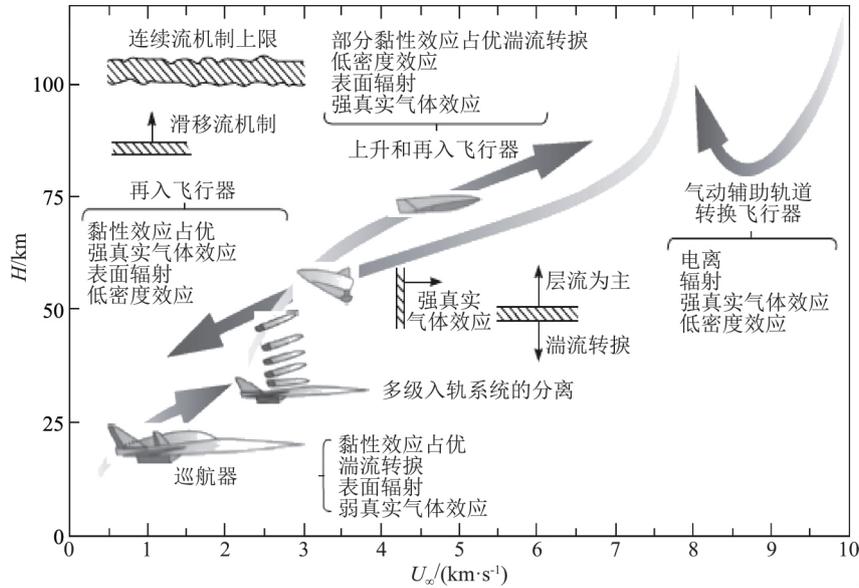


图 1 各种高超声速飞行器的典型飞行轨道,高度/速度图

Fig.1 Typical flight trajectories of various hypersonic vehicles, altitude/velocity

不确定性,依然不能满足航空航天工程日益发展的需求。高超声速技术已经成为 21 世纪航空航天领域的制高点,具有广阔的军民两用前景,对一个国家的科学技术发展、航空航天能力提升、国民经济强化、综合国力增强将产生重大影响。所以,高超声速高焓风洞试验技术作为高超声速科技发展的关键支撑之一,其重要性是无需强调的。

1 高超声速高焓风洞研制进展

由于各种先进空天飞行器的研发需求,高超声速高焓风洞的研制获得了国际性的高度重视,几十年来世界上成功地发展了不同类型的高焓流动试验装备^[3]。发展高超声速高焓风洞的最基本问题是如何加热试验气体,并获得需要的流动速度。目前广泛应用的有空气直接加热型常规高超风洞和高焓激波风洞。高焓激波风洞依据驱动方式可以分为三类:加热轻气体、自由活塞和爆轰驱动模式。这些激波风洞是目前国际高焓流动试验研究应用的主力试验手段,已经获得了大量的试验数据。回顾不同类型高超声速高焓风洞的发展历程、探讨进一步发展面临的潜在问题,对于研制先进的高焓风洞技术、支撑高超声速科技发展具有重要的意义。

1.1 直接加热型高超声速风洞

沿用传统的超声速风洞运行模式,一种产生高超声速气流的方法就是直接加热试验气体。直接加热型风洞技术采用不同能源将试验气源在高压条件下预热到需要的温度状态,然后经过喷管加速膨胀,在风洞试验段获得高超声速高焓流动。由于加热时间

长、温度高,对加热器系统及气源容器的材料有较高的耐热要求。这项技术的加热器是一个关键部件,常用的有镍铬电阻加热器,加热温度是 1000 K;铁铬铝电阻加热器,加热温度 1450 K;氮气/钨电阻加热,加热温度 2200 K;石墨电阻加热器,加热温度 2800 K。加热器通常选用耐高温且蓄热性能好的材料进行蓄热,如何提高与空气的热交换获得焓值均匀的试验气体是核心技术。常用的有氧化铝卵石蓄热器,最高温度 1670 K;氧化锆卵石蓄热器,最高温度 2500 K。常规加热型高焓风洞的试验时间通常为几十秒到分钟量级,可模拟的飞行马赫数一般小于 7。当然这个性能指标不包括电弧风洞。

美国 NASA Glenn 研究中心应用电加热氮气再补氧气的方法获得高焓气体,弱化了表面氧化效应,研制成功了 HTF 高超声速装置(Hypersonic Tunnel Facility),是一种典型的直接加热型常规高超声速风洞^[3]。1966 年建成的 HTF 设备计划应用于原子能火箭发动机试验,1969 年改建为高超声速风洞,计划应用于吸气式高超声速发动机试验。HTF 应用石墨蓄热器替代了原来采用的卵石蓄热器,大大提高了装备的性能。而且采用电加热氮气然后再补氧气的运行模式有效改善了加热器和蓄热器的热力学环境,避免了直接加热空气带来的设备氧化问题。HTF 能够模拟的高超声速高焓流动的马赫数范围 5~7,模拟的飞行高度 20 km~30 km,获得的气流总温 1200 K~2200 K。该风洞建成后开展了 HRE(Hypersonic Research Engine)的试验研究工作,包括全长度、水冷却和氢/氧燃料的 Scramjet 试验模型。

直接加热型高超声速高焓风洞采用连续运行模式,能够提供较长的试验时间和较宽的马赫数范围,所以在高超声速气动试验中得到广泛应用。但是由于加热器系统较为复杂,造价昂贵。同时蓄热器还受高温空气的侵蚀和冲刷,对试验气体存在一定的污染,不同程度上影响了试验结果。另外,由于加热器的加热能力、蓄热器承热极限和试验气体焓值控制,很难获得总温高于 2000 K 试验气体。虽然如此,在高超声速飞行器气动试验中特别是气动力试验中,直接加热型高超声速风洞依然能够发挥非常重要的作用。

1.2 加热轻气体驱动高焓激波风洞

对于激波风洞来讲,激波动力学理论表明提高驱动气体压力和声速都能够提高入射激波马赫数,获得更高总温的试验气体。所以加热轻气体驱动激波风洞采用了高声速的轻气体作为驱动气体,再利用加热方法进一步提高驱动气体声速。国际上应用加热轻气体驱动模式的激波风洞有美国 Calspan-UB 研究中心的 LENS (Large Energy National Shock Tunnels) 系列激波风洞。LENS I 采用电加热氢气或氦气作为驱动气体;LENS II 直接采用氦气/氮气作为驱动气体^[8-11]。俄罗斯 TSNIIMASH 中心机械工程研究院发展了 U-12 激波风洞,可采用加热轻气体和氢氧燃烧两种驱动模式^[7]。

LENS 系列激波风洞的研制起始于 1986 年,原来的研制目的是提供高质量、长时间的高焓试验气流,应用于高雷诺数和高马赫数的湍流试验。当时的风洞设计指标为:总压 180 MPa、总焓 35 MJ/kg,总温 12 000 K^[8]。按照所提出的技术指标,他们采用了加热到很高温度的氢气作驱动气体。由于高温氢气对金属具有严重的侵蚀破坏作用,因而在风洞调试中发生了严重事故。而后,他们修改了原来的研制计划,建造了 LENS 系列的激波风洞,试验气流总焓最高可达 12.5 MJ/kg^[9]。后来,为了配合 NASP 计划开展超燃冲压发动机的研究,他们进一步对风洞进行了改进,主要模拟马赫数 6~15 的飞行条件。最近的风洞改进重点在提高其模拟低飞行高度的性能,使得也能够开展辐射场和传感器附近流场变化导致的气动光学问题。LENS I 的试验模拟能力为马赫数 7~14;LENS II 为马赫数 3~7;LENS XX 是膨胀风洞,具有模拟马赫数 12 以上飞行条件的能力。LENS 系列的高焓激波风洞采用双膜片技术,保证了风洞试验状态具有良好的可重复性。

应用 LENS 系列高焓激波风洞,Calspan-UB 研究中心开展了大量的超高速流动的基础试验研究工作,包括激波/边界层相互作用、双锥体气动热流、表

面催化效应、气动光学特性等^[10-11]。另外,几乎所有的美国高超声速项目都在 LENS 系列风洞上开展过气动试验,包括全尺度的 X-51A 和 HTV-2。LENS 系列激波风洞的研制是成功的,是世界上能够应用于复现高超声速飞行条件的少数试验装备之一。但是 LENS 系列激波风洞采用了加热轻气体驱动模式,每次试验需要大量的轻气体作为驱动气体,其运行成本相对较高。而且大量轻气体的储存、运输、加热和排放存在诸多不安全因素。另外应用机械压缩方法提高风洞输出功率的技术是有上限的。这些因素对于应用加热轻气体驱动模式,进一步增大风洞尺寸、提高风洞输出功率具有很大的局限性。

TSNIIMASH 中心机械工程研究院的 U-12 激波风洞是一座超大型风洞,其高压段内径 500 mm,长 120 m;低压段内径 402 mm,长 190 m;高压段驱动最高压力为 20 MPa;低压段试验气体压力范围 1 Pa~5 MPa。U-12 配备有型面喷管和锥形喷管,采用双膜片技术。氢气/氦气/空气是主要运行模式。关于该风洞的综述报告也给出一些流动显示和气动力试验结果,但是缺乏系统性的风洞技术和试验研究进展文献。如果从风洞结构参数来看,U-12 被驱动段的长径比过大。这不仅带来入射激波的衰减,而且存在边界层过度发展问题,是激波风洞设计应该尽力避免的问题。

1.3 自由活塞驱动高焓激波风洞

自由活塞驱动高焓激波风洞是利用高速运动的自由活塞,压缩产生高压驱动气体的一种运行模式。在风洞运行时,首先把很重的自由活塞加速到很高的速度,然后依靠自由活塞的惯性动能,压缩激波管里的驱动气体。当驱动气体压力达到设定压力值时,驱动气体与试验气体间的主膜片破膜,形成入射激波,完成试验气体的压缩过程。自由活塞驱动激波风洞的概念首先由 Stalker 提出,后续研究报告介绍了关于应用自由活塞压缩产生驱动气体在激波管里产生更强的入射激波的研究进展^[12],目前自由活塞驱动方式已经在世界范围内得到了广泛的应用^[12-23]。已经建造应用的自由活塞驱动激波风洞有澳大利亚国立大学的 T3、昆士兰大学的 T4^[13]、加州理工学院的 T5^[14-15]、德国 DLR 的 HEG^[16]、日本国家航天实验中心的 HEK 和 HIEST^[17-18]。这些自由活塞驱动激波风洞的应用为高焓流动研究提供了重要试验数据。如 1994 年 Eitelberg 等人应用 HEG 对欧洲各风洞常用的细长 ELECTRE 锥部开展气动热测量,试验结果表明:热流率纵向衰减速率与计算结果不同^[19];Hornung 等人在研究激波/激波相互作用时也发现了

真实气体效应使得热流增强的激波投射区域加宽的现象^[20]。这些研究结果突显了高焓流动研究的重要性。

在目前发展的自由活塞驱动高焓激波风洞中,日本国家航天实验中心(角田)的 HIEST 以其尺度大、技术成熟、试验时间长而具有代表性。HIEST 的压缩管长 42 m、内径 600 mm;激波管长 17 m、内径 180 mm;活塞重量分别为 220、290、580、780 kg;锥型喷管出口直径 1.2 m、喉道直径 24~50 mm;型面喷管出口直径 0.8 m、喉道直径 50 mm;最高驻室压力 150 MPa;最高焓值高达 25 MJ/kg;稳定试验时间 2 ms 以上。而且在低焓值条件下,试验时间可以更长一些。HIEST 的主要性能范围:流动速度 3~7 km/s、飞行马赫数 8~16、动压 50~100 kPa。在 HIEST 的发展过程中,Itoh 等提出一种运行调制理论,旨在实现重活塞的软着陆,以降低活塞突然强制停止可能给试验装备带来的损害。计算和试验研究都表明运行调制理论是成功的,对于自由活塞驱动激波风洞的安全运行有着重要意义^[21]。应用 HIEST,日本国家航天实验中心开展了一系列的高焓流动试验。如真实气体效应对日本太空飞行器(Hope-X)俯仰力矩的影响;高温热化学反应流动的表面催化效应;马赫数 8 条件下的超燃冲压发动机试验等等^[22]。国内也在研发更大尺度的自由活塞驱动高焓激波风洞,相关的技术突破和性能提升报告也在期待中。

毫无疑问,自由活塞驱动高焓激波风洞的技术发展是成功,已经成为高超声速高焓风洞的国际主流装备之一。但是,这种驱动技术虽然具有产生高焓试验气流的能力,但是产生的试验气流品质不高,试验时间太短。其根本原因是对于自由活塞运动缺乏有效的控制机制,活塞运动不存在定常压缩过程,造成驻室压力波动严重。例如 HIEST 总长度接近 100 m,能提供的试验时间仅仅为 2~3 ms,而且在这段试验时间内驻室压力还持续降低。另外,自由活塞驱动技术相对复杂,重活塞制动困难,携带的惯性能量有限,在一定程度上限制了自由活塞驱动技术的应用与扩展。

1.4 爆轰驱动高焓激波风洞

爆轰驱动模式是应用可燃混合气爆轰后的高压燃气作为驱动气体,实现入射激波的产生。由于气相爆轰压力远远高于可燃混合气的初始压力,所以爆轰驱动模式是一种更方便、更高效的驱动方法。1957 年 Bird 首先分析了爆轰驱动激波管,对驱动段上游末端和主膜处起爆的驱动模式分别进行了计算分析,并讨论了爆轰驱动应用的可行性^[23]。驱动段上游末端起爆的驱动方式称为正向爆轰驱动。由于 Taylor 稀疏波的干扰,入射激波后压力不断下降,造成波后

气体流动无定常区,不宜直接应用于激波风洞。在驱动段/被驱动段的主膜片处起爆称为反向驱动模式。爆轰理论表明:在爆轰波后,存在一段热力学状态均匀的燃气,这部分气体占据了爆轰传播距离一半的长度,有利于产生稳定的入射激波,获得更长时间的试验气流。但是,对于反向爆轰驱动模式,爆轰波向上游传播,极高的末端反射压力给风洞运行带来了严重的不安全因素。对于反向驱动模式,俞鸿儒提出在驱动段上游末端添设卸爆段以消除反射高压对试验装备造成的危害,从而使得反向爆轰发展成为能够工程应用的激波风洞驱动技术。中科院力学所于 1998 年研制成功了 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞^[25-30]。德国 Aachen 工业大学和中国科学院力学研究所合作建成了应用反向爆轰驱动的 TH2-D 高焓激波风洞^[31-32]。美国 NASA 经过论证,把计划建设的 HYPULSE 激波风洞也采用了爆轰驱动模式^[33-34]。这些激波风洞已经成功地应用于高超声速气动力/热、真实气体效应、气动物理和超燃推进方面的试验研究。

在爆轰驱动技术发展的探索中,中科院力学所的研究具有系统性和创新性,形成了自己的理论和技术体系。俞鸿儒等自 20 世纪 60 年代起就开展了爆轰驱动技术的系统研究,他们在原 JF8 激波风洞上开展了氢氧爆轰试验,并成功地产生了高温、高压驱动气源^[25]。随后建立了 BBF100 爆轰试验激波管,并于 1998 年研制成功了 JF10 氢氧爆轰驱动高焓激波风洞^[29]。JF10 高焓激波风洞的驱动段长 10.15 m,内径 150 mm;被驱动段长 12.5 m,内径 100 mm;并配置了出口直径 500 mm 锥型喷管。应用 JF10 高焓激波风洞能够产生的试验气流的总温高达 8000 K,总压 80 MPa,气流速度为 6 km/s。这种进展在当时是突破性的。

反向爆轰驱动模式仅仅应用了爆轰波后动能为零的部分高压燃气,而且这部分气体的压力不到 C-J 爆轰压力的一半。而正向爆轰具有更强的驱动能力,但是爆轰波后稀疏波的影响使得入射波严重衰减,是正向爆轰驱动模式工程应用必须克服的问题,也是一个世界难题。姜等人基于激波反射概念,提出了一种具有反射腔结构的正向爆轰驱动方法(Forward Detonation Cavity Driver,简称 FDC 驱动器),并通过计算模拟和试验研究优化了 FDC 驱动器的尺度^[35-36]。新型的 FDC 驱动器由三部分组成:驱动段、反射腔和辅助驱动段。其基本原理是应用反射腔产生一个很强的上行激波,弥补由稀疏波引起的驱动气流的压力降低,消除 Taylor 稀疏波的影响,确保驱动气流的平稳性。中科院力学所应用 FDC 驱动器,进

一步改进了 JF10 高焓激波风洞, 获得的风洞驻室压力平台和喷管平稳自由流均超过 $6 \text{ ms}^{[37]}$ 。

依据反向爆轰驱动方法, 针对吸气式高超声速飞行器的试验需求, 姜和俞等进一步发展了爆轰驱动激波风洞缝合运行条件、喷管启动激波干扰衰减方法和激波管末端激波边界层相互作用控制技术, 研制成功了能够复现高超声速条件的国际首座超大型爆轰驱动高焓激波风洞(简称 JF12 复现风洞, 如图 2 所示)。JF12 复现风洞的喷管出口直径为 2.5 m , 获得的有效试验时间长达 100 ms , 并具有复现 $25 \text{ km} \sim 50 \text{ km}$ 高空, 马赫数 $5 \sim 9$ 范围高超声速飞行条件的能力^[39,46]。

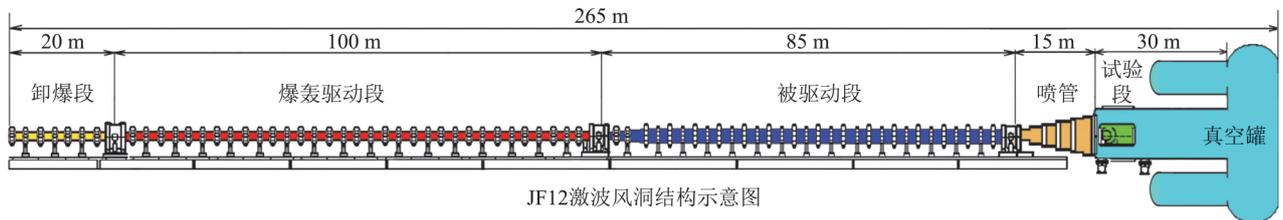


图 2 复现高超声速飞行条件激波风洞^[39]

Fig 2 JF-12 hypersonic flight conditions duplicating shock tunnel^[39]

2 高焓流动测量与诊断技术

高超声速高焓气体沿飞行器表面的流动过程中, 气体微团具有分子内部自由度激发、分子间不断发生解离、电离、复合等化学反应, 乃至出现辐射和电磁效应等一类物理、化学、电磁学耦合作用现象。而这些微观气团的物理化学变化, 通过热力学、传热学、气体动力学和激波动力学过程, 对高超声速流动的宏观规律产生重要影响。面对这种复杂的热化学反应气体流动, 发展具有一定精度的诊断测量技术的困难是可想而知的。根据先进空天飞行器研制和气动物理过程探索的需求, 广泛应用的高超声速高焓流动测量技术主要有三类: 气动热测量技术、气动天平技术、光学诊断技术。依据测量对象和研究目的的不同, 在三种类技术的发展中依据不同的物理原理, 并获得了不同程度的进展。

2.1 气动热测量技术

气动加热是高超声速飞行面临的一个独特又严峻问题, 是空天飞行器设计过程中必须考虑的主要因素之一。准确地获得飞行器表面热流分布是工程设计部门确定防热措施, 选用可靠防热材料, 进行合理结构设计的重要依据。由于试验气流高焓值的要求, 模拟气动热环境的地面试验通常应用高焓激波风洞模拟^[40]。因为高焓激波风洞的有效试验时间通常为毫秒量级, 因此需要发展具有灵敏度高、响应迅速、热负荷小的热流传感器。按其工作原理, 能够满足上述

JF12 复现风洞理论与技术创新使得其风洞整体性能居国际领先地位, 获得了 2016 美国航空航天地面试验奖。近十年的爆轰驱动高焓激波风洞研究, 突破了一些关键技术, 产生高焓试验气流的能力强, 提供的有效试验时间长, 风洞运行成本低、扩展性好, 是一种具有良好发展前途的高焓流动试验装备。但是, 由于高温高压状态的实现, 高温燃气与试验气体带给风洞内壁面的氧化锈蚀, 氢气燃料导致的驱动段氢脆, 超高压诱导的应力对于材料极限应力的逼近, 风洞运行后的清洁等等, 都给爆轰驱动激波风洞的设计和运作带来挑战性的难题。

要求的测热传感器可分为两大类: 表面温度计类和量热计类^[41]。前者利用表面温度计测出半无限体表面的温度随时间的变化历史, 然后根据热传导理论计算出表面热流率; 后者利用量热元件获得出入其中的热量, 再测量量热元件的平均温度变化率, 最后计算出表面热流率。

薄膜热电阻温度计和同轴热电偶是最常用的两种表面温度计类的测热传感器, 两者具有各自的优缺点。薄膜电阻温度计的优点是灵敏度高, 但抗冲刷能力弱, 适用于热流较低场合。同轴热电偶的灵敏度较低, 但抗冲刷能力强, 适用于热流较高的场合。塞型铜箔量热计是量热计类传感器的代表, 具有稳定性好、抗冲刷能力强的特点, 但其热响应特性受加工工艺的影响显著, 而且难以做到小型化。尽管已有多种传感器可用于高焓流动的瞬态热流测量, 但存在着测量结果散差较大, 测量精度不高的问题^[42]。目前比较先进的热流传感器的测量精度一般为 10% 左右, 在激波/边界层相互作用区的测量误差更高。而且, 由于高温氧化和高速冲刷作用, 传感器的可重复性存在问题。如何进一步提高传感器的测量精度和使用寿命还需进一步的探索。

2.2 气动天平技术

飞行器气动力是风洞试验研究最基本的测量项目之一, 而气动天平则是测力试验的必备装置。气动天平按测量气动力载荷分量的数目, 可分为单分量天平和多分量天平。一般在风洞试验中大部分使用六

分量测力天平,在发动机推力试验中也可应用单分量天平。按天平工作原理可分为机械天平(通过天平上的机械构件进行力的分解与传递,用机械平衡元件或测力传感器来测量气动力)、应变天平(基于天平上的弹性元件表面的应变,用应变计组成的惠斯顿电桥来测量作用在模型上的气动力)、压电天平(通过天平上的压电元件的压电效应来测量气动力)^[43]。在早期的气动力试验中,一般在低速风洞中使用机械式天平,高速风洞使用应变式天平。从 20 世纪 70 年代开始,因电阻应变计以及自动化测量和控制技术的发展,低速风洞也已普遍使用了应变天平。在一些高超声速风洞中,压电天平也开始应用^[44]。

激波风洞一般采用应变式脉冲天平。这主要是因为激波风洞运行时间短,要求天平固有频率高(1000 Hz 以上),满足响应快的要求。高焓激波风洞驻室压力高,天平必须能承受很大的启动载荷。激波风洞的动压变化范围大,还需要天平具有较宽的测量范围。相对于传统的应变天平,脉冲式应变天平测量信号中常常含有因模型与测力系统振动产生的惯性力信号,因此在测量电路中必须采用惯性补偿与滤波措施^[45]。当模型与测力系统较低的固有振动周期与风洞试验时间相当时,惯性力信号将严重影响天平测量信号的判读和气动力测量精度的提高,惯性补偿成为脉冲天平研制必须解决的关键问题之一。特别是高超声速高焓流动试验研究,需要采用较大尺度的飞行器试验模型,所以高焓激波风洞的天平技术一直是一个倍受关注的关键技术。

天平的尾部和背部支撑形式存在着不同程度的支架干扰,在高超声速飞行器/发动机一体化试验中表现得尤为严重。支架干扰不仅改变飞行器尾部的流态,还可能影响发动机喷管的正常工作。另外,在飞行器大迎角试验时,作用在模型上的非定常气动力还会引起支撑系统的低频振动,带来测量数据精度的干扰和潜在不安全的因素。针对这些问题,发展了一种张线式天平测量装置。不同于常规天平支撑,张线式天平的模型以双支点形式与单分量应变天平连接,通过几根张线悬挂在风洞试验段两侧的张线支架上。由于张线支撑对流场干扰小,因此模型迎角的修正量也较尾支撑小。为了进一步降低支架干扰,还发展过一种磁悬挂天平。这种天平利用磁力将模型悬浮在风洞中,通过电流与位置测量来获得气动力数据。

气动天平技术的发展表明,获得高精度的气动力数据不仅仅是天平发展和支撑技术的改进,更重要的是风洞/测力系统的一体化匹配设计。在这个一体化设计概念里,天平的设计必须考虑风洞试验时间、喷

管启动特性、模型支撑系统的自振频率和天平各个分量的最低设计频率。另外天平应变片的温度特性和模型尾部流动的变化,对于天平的测量精度也有重要影响。

2.3 光学诊断技术

应用光学诊断技术能够实现高温化学反应流动特性的探测与诊断。由于高焓流动的超声速特征,任何侵入式的测量不可避免在探针区域诱导出激波干扰流场,导致测量获得的参数偏离实际的当地流动参数。光学诊断技术以其非接触(不干扰流动)、多参数测量(温度、组分浓度和速度)、高时空分辨等特点,得到了越来越广泛的重视。

最经典的光学诊断技术是纹影、阴影和干涉条纹技术,广泛的应用于激波结构的显示,能给出密度相关的流场信息。目前国内外还发展了多种应用于高焓流动的光学诊断技术,比较成功的有吸收光谱诊断技术和平面激光诱导荧光技术。不同温度气体具有不同的光谱特性,相当于每种气体的身份特征。而且气体的吸收光谱特性与其温度紧密相关,所以利用吸收光谱诊断技术能够进行组份识别与温度测量。吸收光谱技术已经成功应用于高焓流动的流场测量,但是三维积分效应影响了吸收光谱技术对非定常复杂流场的应用。平面激光诱导荧光技术(PLIF)是一种很有发展前途的三维高焓流动诊断手段。PLIF 技术根据被测量组分,采用特别调制的平面脉冲激光,激发高温气体某种特定组分的电子能级跃迁。平面脉冲激光消失后,被激发的流场截面内特定组分电子的能级回跳,诱发出不同强度的荧光,其强度与被测量组分的浓度相关。利用先进的增强型摄像技术,可以获得指定流场截面内的荧光分布,其中包含了特定组分的定量与定性信息。压敏和温敏漆技术也是一种光测技术,能够获得大面积的温度和压力分布、边界层发展与转捩的特征。对于光学诊断技术,如何提高定量测量的精度是一个关键问题。随着高温气动力学研究的深入化和先进飞行器研发的精细化,光学诊断技术具有广阔的研发前途。

3 结论与展望

随着先进空天飞行器的研制和新概念高超声速飞行器的探索,对于高超声速高焓流动规律的研究也在不断深入,对风洞试验技术也提出了越来越高的标准。尽管高焓风洞试验技术研究已经取得了重大进展,但是要满足自由流马赫数、自由流雷诺数、流动速度、飞行高度处压力、来流总焓、跨激波的密度比、试验气体组分、壁温/总温比、精确的化学反应机制和进程等气

动特征的准确模拟,并获得能够满足工程需求精度的试验数据还有一定的差距。所以在高超声速高焓风洞试验技术领域,需要重视下述三个方向的研究工作。

3.1 先进的高超声速高焓风洞试验技术

高超声速科技和高温气动学科的发展都要求提供更先进的高焓流动试验装备,这种装备应该具有复现高超声速飞行条件的能力,至少能够复现某些关键参数,使得对于高焓流动在某一方面的基本规律能够得到正确的认识。譬如,实际飞行速度的复现使得飞行器气动力/热性能的预测能够更可靠;采用纯空气作为试验气体使得热化学反应机制和进程得以模拟;适当大的试验流场可以降低化学反应过程对缩比模型流场的不相似性产生的影响;静压与静温的复现能够提升高超声速推进系统性能预测的可靠性。另外,试验时间的长短应该依据研究目的、研究对象和测量技术综合判断。试验时间太短不足以捕捉正确的物理现象并获得具有足够高精度的测量结果,试验时间太长可能由于高温造成试验装备的损坏而大大提高试验研究成本。一般来讲,气动热测量需要 $10\sim 30\text{ ms}$ 就能够获得可靠的测量数据,气动力试验则需要根据试验模型的大小和天平系统的刚性来确定。如果试验时间能够长于天平系统最低固有频率的两倍周期,那么应用目前发展的惯性补偿技术就可以获得具有一定精度的试验数据。对于超燃冲压发动机的理论研究,钱学森先生曾经建议, $1/10\text{ s}$ 的试验时间已经足够了^[6]。高超声速地面试验的核心问题是发展先进高焓风洞技术,不仅应该关注高马赫数(Hypersonic),更要强调高流动速度(Hypervelocity)。而后者是模拟高超声速飞行带来的关键物理现象的基础。

3.2 高焓流动高精度测量技术

高超声速高焓流动试验具有流动速度快、试验时间短、激波强度大、气流总温高并含有带电粒子等特点。流动速度快要求传感器耐冲刷;试验时间短要求测量传感器的频率响应高;强激波能够显著改变传感器当地的流场状态,无干扰和小干扰测量技术值得倡导;气流总温高是一个非常严酷的环境条件,耐高温传感器、尽可能小的接触面积、适当短的试验时间是解决问题的关键;热化学反应气体的带电粒子可以干扰传感器测量信号,给试验结果带来不确定性。而这类干扰与当地流场状态密切相关,缺乏可行的统一修正方法。高超声速高焓流动测量技术的研发是极具挑战性的工作,其难度不低于高焓风洞技术的发展。目前来看,小型化和柔性化的热流传感器有发展前途,其耐高温与耐冲刷特性需要改进;脉冲型风洞的大尺度模型天平技术需要高度重视,对于提高气动力

数据精度具有重要意义。对于高温热化学反应流动,光学诊断技术极具发展前途。这类技术不仅对试验流场无干扰,而且能够诊断热化学反应气体特性,对于认知高超声速高焓流动的核心物理化学过程具有重要意义。目前得到应用的有流动结构显示技术、吸收光谱技术、发射光谱技术、平面激光诱导荧光技术等等。这些技术本身都获得了不同程度的改进,其量化测量及其测量精度提升是将来的发展方向。

3.3 高焓流动物理模型与计算技术

高超声速高焓风洞的研制与测量技术的发展都极为困难,需要投入大量的人力、物力和时间资源。高焓气体流动过程的非线性、多物理、非平衡特点又要求先进空天飞行器的研制需要获得大量的风洞试验数据和飞行器气动特性参数。所以,发展针对高焓流动的不同研究手段是非常必要的,而其中发展高焓流动物理模型和计算技术应当是首要选择。建设能够满足工程需求的计算平台需要开展四个主要方面的工作:首先,应该进一步发展高温化学激波管技术,深入开展空气的热化学反应动力学特性研究,完善高温高压条件下的化学反应气体流动的物理论学模型。其次,需要发展针对多组分控制方程、化学反应刚性、高超声速边界层、复杂边界离散方法,实现对先进空天飞行器计算能力的综合提升。然后,应用高超声速高焓风洞试验和测量技术,开展系列典型飞行器模型在不同飞行状态下的系列试验测量,完成高焓流动物理模型和计算技术的可靠性验证。最后,针对风洞试验与计算模拟的局限性,开展高超声速风洞试验数据与飞行试验数据的相关理论和关联方法研究,这是气体动力学研究的基本点,也体现了基础研究应该服务于工程技术需求的基本原则。

致谢:本文得到李家春院士的指导和帮助;董秉纲院士作了细致审查,提出了许多建设性修改意见;韩肇元教授、杨基明教授、王智慧博士也对本文提出了修改建议,在此一并表示衷心的感谢。本文工作得益于高温气动激波风洞团队全体成员的辛勤努力,同时也得到了国家自然科学基金委的支持(11532014,11727901)。

参 考 文 献:

- [1] TSUEN H S. Similarity laws of hypersonic flows[J]. *J Math Phys*, 1946, 25: 247-251.
- [2] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 511-536.
- [3] LU F K, MARREN D E. Advanced hypersonic test facilities [J]. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 1971, (1): 64.
- [4] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. McGraw-Hill Book Company, New York, 1989.

- [5] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena[J]. *Annu Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 129-157.
- [6] 钱学森. 我对今日力学的认识[J]. *力学与实践*, 1995, 17(4): 1.
- [7] ROMERE P O, KANIPE D B, YOUNG J C, et al. Space shuttle entry aerodynamic comparison of flight preflight predictions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(1): 15-21.
- [8] DUMM M G, MOLLER J C, STEELE R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel[R]. AIAA 88-2782, 1988.
- [9] HOLDEN M S. Recent advances in hypersonic test facilities and experimental research[R]. AIAA 93-5005, 1993.
- [10] HOLDEN M S, WADHAMST P, CANDLER G V. A review of experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows[R]. AIAA 2004-0916, 2004.
- [11] HOLDEN M S, CHADWICK K M, KOLLY J M. Hypersonic studies in the LENS facilities[R]. AIAA 95-6040, 1995.
- [12] STALKER R J. A study of the free-piston shock tunnel[J]. AIAA J, 1967, 5: 2160-2165.
- [13] STALKER R T, MORRISON W R D. New generation of free piston shock tunnel facilities[C]//Proceeding of 17th International Symposium on Shock Tube and Waves, Bethem, 1989.
- [14] HORNUNG H G. The piston motion in a free-piston driver for shock tubes and tunnels[R]. GALCIT Rep. FM88-1, 1988.
- [15] HORNUNG H G. Performance data of the new free-piston shock tunnel at GALCIT[R]. AIAA 92-3943, 1992.
- [16] EITELBERG G. First results of calibration and use of the HEG [R]. AIAA 94-2525, 1994.
- [17] MIYAJIMA H. Design concept of the NAL/NASDA high-enthalpy shock tunnel[C]//4th Int Workshop on Shock Tube Technologies.
- [18] ITOH K, et al. Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 1998, 8(4): 215-233.
- [19] EITELBERG G. First results of calibration and use of the HEG [R]. AIAA 94-2525, 1994.
- [20] HORNUNG H G, CUMMINGS E B, et al. Recent results from hypervelocity research in T5[R]. AIAA 94-2523, 1994.
- [21] ITOH K, UEDA S, et al. Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 1998, 8(4): 215-233.
- [22] ITOH K, UEDA S, et al. Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high-enthalpy shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 2002, 12: 93-98.
- [23] BIRD G A. A note on combustion driven tubes. royal aircraft establishment[R]. AGARD Report 146, 1957.
- [24] COATES P B, GAYDON A G. A simple shock tube with detonating driver gas[C]//Proc Roy Soc London, 1965, A283: 18-32.
- [25] 俞鸿儒, 赵伟. 氢氧爆轰驱动激波风洞性能[J]. *气动实验与测量控制*, 1993, 7(3): 3, 38-42.
YU H, ZHAO W, et al. Performance of shock tunnel with H₂-O₂ detonation driver [J]. *Aerodynamic Experiment and Measurement and Control*, 1993, 7(3): 3, 38-42. (in Chinese)
- [26] 张欣玉, 俞鸿儒, 赵伟, 等. 氢氧爆轰直接起始的射流点火方法研究[J]. *气动实验与测量控制*, 1996, 10(2): 63-68.
- [27] 赵伟, 李仲发, 谷笏华, 等. 氢氧爆轰波与界面的相互作用[J]. *气动实验与测量控制*, 1996, 10(2): 41-46.
- [28] 赵伟, 俞鸿儒. 双过临界喷管充气混合装置[J]. *空气动力学学报*, 1999, 17(3): 279-284.
- ZHAO W, YU H. The double over-critical nozzles device for filling and mixing mixture gases[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1999, 17(3): 279-284.
- [29] ZHAO W, JIANG Z L, et al. Performance of a detonation driven shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 2005, 14: 53-59.
- [30] YU H R, CHEN H, ZHAO W. Advances in detonation driving techniques for a shock tube/ tunnel[J]. *Shock Waves*, 2006, 15(6): 399-405.
- [31] YU H R, ESSER B, LENARTZ M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 1992, 2: 245-254.
- [32] HABERMANN M, OLIVIER H, GRONG H. Operation of a high performance detonation driver in upstream propagation mode for a hypersonic shock tunnel [C]//Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves, 1999, 1: 447-452.
- [33] ERDOS J I, CALLEJA J, TAMAGNO J. Increases in the hypervelocity test envelope of the hypulse shock-expansion tube [R]. AIAA 94-2524, 1994.
- [34] BAKOS R J, ERDOS J I. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels[R]. AIAA 95-0799, 1995.
- [35] JIANG Z L, YU H R, TAKAYAMA K. Investigation into converging gaseous detonation drivers. ball, hillier and roberts (eds) shock waves[C]//Proceedings of ISSW22. London, UK, 1999.
- [36] JIANG Z L, ZHAO W, WANG C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40: 2009-2016.
- [37] JIANG Z L, LIN J, ZHAO W. Performance tests of JF-10 high-enthalpy shock tunnel with a FDC driver[J]. *International Journal of Hypersonics*, 2011, 2: 29-35.
- [38] 陈宏, 冯珩, 俞鸿儒. 用于激波管/风洞的双爆轰驱动段[J]. *中国科学(G辑)*, 2004, 34(2): 183-191.
- [39] 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.
JIANG Z, LI J, ZHAO W, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(5): 824-831. (in Chinese)
- [40] SCHULTZ D L, JONES T V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities[R]. AGARD AG-163, 1973.
- [41] 俞鸿儒, 李仲发, 李静美, 等. 激波管风洞传热测量用的塞形铜箔量热计[J]. *力学进展*, 1976, 6(4): 117-126.
YU H, LI Z F, LI J, et al. Plug copper foil calorimeter for heat transfer measurement in shock tube wind tunnel [J]. *Advances in Mechanics*, 1976, 6(4): 117-126. (in Chinese)
- [42] BUTTSWORTH D R. Assessment of effective thermal product of surface junction thermocouples on millisecond and microsecond time scales[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2001, 25: 409-420.
- [43] 贺德馨. 风洞天平[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
HE D X. *Wind tunnel balance*[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001.
- [44] 杨耀栋, 王复. 用于脉冲风洞的有惯性补偿的三分量压电天平[J]. *气动实验测控技术*, 1982, 2.
- [45] BERNSTEIN L. Force measurement in short-duration hypersonic facilities[R]. AGARD AG-214, 1975.
- [46] JIANG Z, YU H. Theories and technologies for duplicating hypersonic flight conditions for ground testing [J]. *National Science Review*, 2017, 4(3): 290-296.