

高焓流动试验装备与测试技术

姜宗林, 俞鸿儒

中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

摘要: 本文叙述了高焓流动试验装备和测试技术的发展背景, 工程需求和研究目的, 分析了发展高焓流动试验装备依据的气动原理与关键技术, 并重点讨论了基于四种驱动方法发展的高焓风洞: 常规加热型高焓风洞, 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。通过回顾不同类型高焓流动试验装备的发展和介绍代表性高焓风洞的特点, 评述了这些高焓风洞采用的主要关键技术及其长处与不足。由于高焓流动具有高温热化学反应的特征, 工程需求还推动了一类高温气体测量技术的发展。本文简要介绍了两种常规测量技术: 气动热测量技术和气动力天平技术, 应用于空天飞行器气动特性的研究。这些技术是依据常规风洞需求而研制的, 又根据高焓风洞的特点得到了进一步发展与改进。本文还介绍了光学测量技术, 重点叙述了吸收光谱诊断技术和平面激光诱导荧光技术的基本原理及其发展与应用。在本文的最后的章节里, 给出了关于高焓流动试验装备与测试技术方面的研究结论与发展展望。

关键词: 高焓流动, 激波风洞, 空天飞行器, 气动力/热特性, 测量技术。

引言

高焓气体流动主要是指运动速度极快、动能极高的一类流动。从 1946 年钱学森先生在《Similarity laws of hypersonic flows》高超声速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运动速度远远大于环境声速的流动状态至今^[1], 在发展先进空天飞行器的航空航天重大工程需求的推动下, 关于高焓气体流动研究已经有 60 多年的历史了^[2]。高焓流动试验装备就是用来产生高总温高超声速气流的地面模拟试验设备, 并同时发展了一类相关高温气体测量技术以满足高焓流动的诊察与空天飞行器的气动特性研究的需求^[3]。

高焓气体流动的特点是气体介质的动能大、滞止温度高, 物理现象源于空天飞行器大气再入的物理过程。空天飞行器, 诸如大气再入的宇宙飞船和航天飞机、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激发、解离、化合甚至电离, 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运动的本构方程, 孕育了高超声速与高温气体动力学, 推动了气体动力学的发展^[4]。高焓气体流动的微观物理化学现象通过热力学, 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, 高焓流动成为发展航空航天高新技术的挑战性研究领域。相对于传统的亚、超声速气体流动, 高焓热化学反应气体流动表现出了非线性、非平衡、非连续的多尺度流动特征, 使得对高温气体动力学的认知极其困难, 至今依然缺乏适当精度的数学物理方程去描述这种类型的复杂流动, 所以发展先进的高焓气体流动试验装备和测试技术依然是目前高焓流动研究的主要手段^[3, 5]。

高焓流动实验装备研制主要有三个关键问题。其一是如何模拟给定飞行条件下试验气流的总温。总温的复现使得人们可以模拟不同飞行条件下的热化学反应进程: 例如, 在高度 30km、马赫数 7 的飞行条件下, 假定应用理想气体模型, 如果来流静温度为 227K, 那么试验气体总温应该为 2130K, 此时氧气已经开始解离; 对于马赫数 10 的流动, 气体总温可为

3690K, 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 11800K, 氮和氧原子已经电离。其二是由于热化学反应进程并不随模型尺度的大小变化而改变, 并且高超声速流动速度大大缩小了地面模拟实验的特征流动长度, 因此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。第三个关键问题是如何实现流动速度的模拟。对于空天飞行器, 摩擦阻力在总阻力中占的比重越来越大, 对飞行器的设计与控制至关重要。然而, 在地面试验设备上实现高超声速飞行环境下的热化学反应机制与大尺度模型试验, 并具有适当的有效实验时间是极具挑战性的研究问题。譬如, 如果需要复现 30 公里高空、马赫数为 8 的飞行状态, 此时试验气流的总温将近 3000K, 长时间维持这样的高温气源而不损害实验装备是极其困难的。如果需要的高超声速风洞试验段有效流场直径为 3m, 那么完成这样的实验, 风洞需要的输出功率约为 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式、大型高超声速风洞建设与运行几乎是不现实的。几十年的科研经验表明: 相对于下吹式连续型风洞, 脉冲型激波风洞具有投资相对少、可模拟的气流总温高、能模拟的马赫数范围广、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应用^[3, 6]。

现代先进空天飞行器预期的飞行高度范围是 30km~100km, 飞行马赫数范围为 5~30。那么地面模拟试验需要获得的高焓流动的总温和总压分别高达 10000K 和 100MPa, 流动速度为 1.5km/s~10km/s。在这样高温、高速和高压的极端流动条件, 发展能够诊断具有热化学反应流动的测量技术的困难问题是不言而喻的。高焓流动测量技术主要有三类: 气动力测试技术, 气动热测试技术和光学技术。空天飞行器的气动力特性测量主要应用天平技术, 由于高温气流对实验装备的损坏极大地限制了高焓流动实验时间, 而太短的实验时间和实验装备的脉冲性是制约天平技术发展和影响测量精度的主要问题。气动热测量技术发展的关键是研制各种高频响和高精度的热流传感器, 而边界层内的高温、强冲刷和气体电离特性是

影响传感器寿命与精度的主要因素。光学技术包括流动显示与流场特性诊断, 具有非接触与无干扰的特点。应用各种光学技术能够测量流场结构, 气流温度, 组分和速度。虽然目前获得的高焓流动的试验结果定性的多一些, 定量的少一些, 但是从长远的发展来看, 该类技术具有良好的发展前景与试验需求。

高焓流动地面模拟试验不当而产生的问题是显著的。例如, 美国早期航天飞机的气动试验未考虑真实气体效应影响, 在试飞中出现了配平攻角高出设计值一倍多的气动异常现象^[7]。另外一个故事发生在二十世纪六十年代早期, 来自美国两大科研组织的科技人员受命发展解析方法和实验设备来研究超轨道速度飞行器滞止点的热流规律。经过努力工作, 两组科技人员独立地给出了他们各自的研究结果。尽管研究结果的差别是非常明显的, 但是两组科技人员声称其各自的研究结果都是计算和实验符合良好^[2]。近一步的分析研究表明: 产生差别的原因在于他们的实验测量结果只反应各自实验设备能够模拟的高超声速流动特点, 其计算结果都受制于各自发展的物理模型, 而他们物理模型又受其依据的实验数据的影响。这种研究反映出的高焓地面模拟问题及其对于研究获得的物理规律认知的影响是极具启示性意义的。

世界上目前尚没有任何一个高焓气动装备能够产生同时满足上述三个主要需求的高焓流动, 而且发展的各种相关测量技术都具有各自的局限性、不确定性和准确性。几十年来, 虽然高焓流动地面模拟试验已经为高超声速科技发展提供了重要数据与技术支持, 但是依然不能满足航空航天工程日益发展的需求, 所以高焓流动试验装备与测试技术的研制与发展一直是空天飞行器发展过程中最困难、最耗费经费的研究领域。随着先进空天飞行器发展对高焓流动试验模拟近似程度的要求越来越高, 测量结果的精度要求越来越准, 先进高焓流动试验装备与测试技术的研制与发展应该得到越来越强的支持。

高超声速科技已经成为二十一世纪航空航天领域的制高点, 具有广阔的军民两用背景, 对一个国家的科学技术发展、国民经济提

升、综合国力的增强将产生重大影响。所以，作为高超声速科技发展的一种必不可少的关键支撑技术，高焓流动试验装备与测试技术的重要性是无需要强调的。

1 高焓流动设备研制进展

为了开展各种空天飞行器研究，高焓流动地面模拟试验设备的研制获得了高度重视，几十年来成功地发展了不同类型的试验装备^[3]。发展高焓流动试验装备的基本问题是如何加热试验气体，并获得需要的流动速度。因此，应用什么样的驱动方法，并在不损害实验装备的前提下获得需要的总温和总压是高焓流动装备发展的关键技术，即风洞驱动模式。NASA的 HYPULSE、亚深工业大学的 TH2-D、中科院力学所的 JF10、JF12 和 JF16，应用了爆轰驱动模式。DLR 研究院的 HEG、日本角田国立航天试验中心的 HIEST、昆士兰大学高超声速研究中心的 T4，加州理工学院的 T5，这类风洞应用自由活塞驱动模式。美国 Calspan-UB 研究中心的 LENS 系列激波风洞和 TSNIIMASH 研究院的 U-12 应用了加热轻气体驱动模式。NASA Glenn 研究中心的 HTF 应用加热氮气再补氧气的方法获得高焓气体，属于常规加热驱动模式。另外，NASA 兰利研究中心的 8-ft HTT 应用燃烧加热，NASA Ames 研究中心发展了系列电弧加热风洞。考虑到燃烧加热型风洞应用污染气体作为试验气体，而且仅仅能够模拟马赫数 7 以下的流动；电弧加热型风洞巨大的电能需求及其对试验气体的污染，那么在诸多高焓流动实验装备的研制中，激波管类的脉冲设备以其能够模拟的总温、总压高，运行成本低在超高速地面试验设备发展中占有主流地位。近年来欧美国家投入大量经费，以扩展激波风洞的尺度并提升其性能指标，旨在尽可能地复现超高速飞行条件^[8-9]。

激波风洞属于脉冲型的，其基本原理是产生一定强度的入射激波，适当压缩激波管内的试验气体，产生满足高超声速流动条件要求的驻室状态。对于不同的驱动模式，产生高压、高声速的驱动气体进而产生强入射激波是关键技术。目前国际上发展的高焓激波风洞主要

应用三种驱动方式：加热轻气体（如氢气和氦气）、自由活塞和爆轰驱动方式。加热轻气体方式采用声速高的气体作为驱动气体，并通过加热进一步提高驱动气体声速，以提高其驱动能力。自由活塞模式首先利用高压气体把很重的自由活塞，加速到极高的速度，然后应用重活塞的动能压缩驱动气体，最后产生需要强度的入射激波压缩试验气体；爆轰驱动模式则利用爆轰后产生的高温、高压燃气作为驱动气体，直接在被驱动段产生入射激波压缩试验气体。这些激波风洞是目前国际高焓流动研究应用的主力试验装备，获得了大量的高焓气体流动试验数据。回顾不同类型高焓风洞的发展历程、探讨进一步发展潜在问题，对于研制先进的高焓流动试验装备具有重要的意义。

1.1 常规加热型高焓风洞

沿用传统的超声速风洞运行模式，一种产生高焓气流的常规方法就是加热试验气体。常规加热型高焓风洞一般采用电能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，在风洞试验区里获得高速高焓流动。由于高温条件下加热时间长，对加热器系统及气源容器的材料有较高的耐热要求，通常选用耐高温且蓄热性能好的材料进行蓄热。常用的有镍铬电阻加热器（加热温度~1000K），铁铬铝电阻加热器（加热温度~1450K），氮气/钨电阻加热（加热温度~2200K）以及近年来发展的石墨电阻加热器（加热温度~2800K）。通常采用氧化铝卵石蓄热器（最高温度~1670K）或者氧化锆卵石蓄热器（最高温度~2500K）。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，可模拟的飞行高度为 20km~40km，飞行马赫数一般小于 10。

美国 NASA Glenn 研究中心研制了 HTF 高超声速装置（Hypersonic Tunnel Facility），应用电加热氮气再补氧气的方法获得高焓气体，是一种典型的常规加热型高焓风洞^[3]。1966 年建成的 HTF 设备计划应用于原子能火箭发动机实验，1969 年改建为高超声速风洞应用于吸气式发动机实验，并应用石墨蓄热器替代了原来采用的卵石蓄热器。采用电加热氮气然后再补氧气的运行模式大大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

的氧化问题。HTF 能够模拟的高焓流动的 Mach 数范围 5~7, 模拟的飞行高度 20km~30km, 获得的气流总温 1200K~2200K。该风洞建成后开展了 HEG (Hypersonic Research Engine) 的实验研究工作, 包括全长度, 水冷却和氢/氧燃料的实验模型。该风洞也适用于气体热力学和结构方面的实验。

由于常规加热型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 Mach 数范围, 所以在高超声速气动试验中得到广泛应用。但由于加热器系统较为复杂, 造价昂贵, 且加热过程中热损耗极其严重, 电能消耗极大。同时电极和蓄热器受高温空气的侵蚀, 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, 由于加热器能力有限, 很难获得总温高于 2500K 的高焓流动, 因此无法开展含热化学反应的地面模拟试验。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, 由于常规加热型高焓风洞依然具有非常重要的作用。

1.2 加热轻气体驱动高焓激波风洞

应用入射激波加热实验气体是另外一种风洞运行模式, 称为高焓激波风洞。相对于传统的下吹式连续运行方式, 属于脉冲型风洞。相对于普通的激波管与激波风洞, 高焓激波风洞要求更高的入射激波 Mach 数。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 Mach 数, 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的声速。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 系列激波风洞和俄罗斯 TSNIIMASH 中心机械工程研究院的 U-12 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]。U-12 是一座大型激波风洞, 长达 200 多米, 可采用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, 原来计划的研制目的是提供高质量、长时间的试验气流, 应用于高雷诺数和高 Mach 数的复杂湍流实验。当时的风洞设计指标为: 总压 1800atm、总焓 35MJ/kg, 总温 12000K^[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, 因而风洞调试发生了严重事故。而后, 他们修改了研制计划, 建造了 LENS 系列的激波风洞 (Large Energy National Shock Tunnels), 试验气流总焓最高为 12.5MJ/kg^[9]。后来, 为了配合 NASP 计划开展超燃冲压发动机的研究, 对风洞进行了改进以模拟 Mach 数 6~15 的飞行条件。该激波风洞设计的主要技术参数为来流总焓、给定飞行高度的静压和飞行速度, 作为 NASP 主要的试验装备也能够开展高超声速飞行器的气动热和气动光学研究。最后的一次风洞改进在于提高其模拟低飞行高度的性能, 使得也能够开展辐射场和飞行器测量传感器附近流场的气动光学畸变。LENS I 的试验模拟能力为 Mach 数 7~14; LENS II 为 Mach 数 3~7; LENS X 是一种非反射型激波风洞, 具有模拟 Mach 数 12 以上飞行条件的能力。LENS I 的被驱动段长 18.5m、内径 200mm; 采用的电加热驱动器, 长 7.71m、内径 226mm; 风洞最高运行压力 200MPa, 驱动气体为氦气和氢气; 在满足界面缝合运行条件下, 获得的实验气流速度高达 4.6km/s。LENS II 的被驱动段长 30m、内径 600mm; 驱动器长 18.5m、内径 600mm; 应用氦/氮混合气作为驱动气体来匹配风洞运行条件, 试验运行时间长达 30~80 毫秒。LENS X 是一座大型膨胀风洞, 目的是产生低解离度的空气, 能够产生 2.5~4.6km/s 的高超声速气流, 也具有模拟总压 70MPa、流速 7 km/sec 超高速流动的能力。LENS X 是利用 LENS II 的主要部件装配的, 大约有 60m 长, 采用一个特殊设计的喷管把试验段与被驱动段连接起来。LENS 系列的高焓激波风洞采用双模片技术, 保证了风洞试验状态具有良好的可重复性。

应用 LENS 系列激波风洞, Calspan-UB 研究中心开展了大量的超高速流动 (Hypervelocity) 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实验, 包括全尺度的 X-51 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，由于 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，运行成本相对很高；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，这对进一步增大风洞尺寸、提高风洞性能具有很大局限性。

1.3 自由活塞驱动高焓激波风洞

自由活塞驱动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运行模式。在激波风洞里，首先把很重的自由活塞（HIEST 的活塞接近一吨重）加速到很高的速度，有时可以达到声速，然后依靠自由活塞的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时，主膜破膜，形成入射激波，完成实验气体的压缩过程。1967 年 Stalker^[12]首次提出应用自由活塞压缩产生驱动气体能在激波管里产生更强的入射激波。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]。已经建造的主要自由活塞驱动激波风洞有澳大利亚国立大学的 T3 和昆士兰大学的 T4^[13]，美国加州理工学院的 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]。已经发展的这些自由活塞驱动激波风洞为高焓流动研究提供了重要实验数据。如 1994 年 Eitelberg 等人应用 HEG 风洞对欧洲各风洞常用的细长 ELECTRE 锥部测量结果表明：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物理现象^[20]。这些研究结果突显了高温空气动力学研究的重要性。

在目前发展的自由活塞驱动激波风洞中，日本国家航天实验中心（角田）的 HIEST 以其尺度最大、技术成熟、试验时间长而具有代表性。HIEST 的压缩管长 42m、内径 600mm；激波管长 17m、内径 180mm；活塞重量分别为 220、290、580、780kg；锥型喷管出口直径 1.2m、喉道直径 24~50mm；型面喷管出口直径 0.8m、喉道直径 50mm；最高驻室压力 150MPa；最高焓值 25MJ/kg；稳定试验时间 2 毫秒以上，在低焓值试验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 Mach 8~16、动力学压力 50~100 kPa。在 HIEST 的发展过程中，Itoh 等提出一种运行调制理论（Tuned operation theory），旨在实现重活塞的软着陆（Soft landing），以降低了活塞突然强制停止可能给实验装备带来的损害。计算和试验都表明运行调制理论是成功的，对于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、热化学反应流动的表面催化效应、马赫数 8 的超燃冲压发动机试验等^[22]。

自由活塞驱动高焓激波风洞技术的发展是成功，已经成为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高压试验气流的能力，但是产生的试验气流品质不高、重复性差、而且实验时间太短。根本原因是自由活塞移动缺乏控制机制，不存在定常压缩过程，造成驻室压力波动严重。例如 HIEST 的压缩段和激波管总共有 60 米长，能提供的实验时间仅仅为 2 个多毫秒，而且在这段时间内驻室压力降低高达 20-30%。另外，自由活塞驱动激波风洞技术相对复杂，风洞运行成本高，也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

激波风洞的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产生入射激波。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有效的驱动气体产生方法。1957 年 Bird 首先分析了爆轰驱动激波管的基本概念，并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，讨论了爆轰驱动应用的可行性^[23]。驱动段上游末端起爆的爆轰驱动方式称为正向爆轰驱动，由于 Taylor 稀疏波的干扰，入射激波速度不断下降，造成波后流动无定常区，不宜直接应用于激波风洞。在驱动段主膜处起爆称为反向爆轰驱动模式。由于应用了爆轰波后热力学状态均匀的部分燃气，所以能够生产稳定的入射激波，而且这部分气体占据了驱动段一半的长度，有利于获得更长时间的试验气流。但是反向爆轰驱动模式的爆轰波向上

游传播,极高的末端反射压力给设备运行带来了严重的不安全因素。俞鸿儒提出应用反向驱动模式,建议在驱动段上游末端添设卸爆段以消除反射高压对实验装备造成的危害,从而使得反向爆轰成为能够工程应用的激波风洞驱动技术,并于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。

在爆轰驱动方法的探索中,中国科学院力学研究所做出了出色的工作。实际上自六十年代起,俞鸿儒的项目组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]。随后于1990年建立了BBF100爆轰实验激波管,开展了系统的反向爆轰驱动技术研究,并重点解决了可燃气体起爆^[26]、反向爆轰高反射峰压消除^[27]、高初始压力的充气均匀混合^[28]等等关键技术。应用这些创新技术,他们并于1998年研制成功了JF10爆轰驱动高焓激波风洞^[29]。JF10激波风洞的驱动段长10.15m、内径150mm;被驱动段长12.5m、内径100mm;卸爆段长4.3m、内径250mm,并配置了出口直径500mm锥型喷管。应用JF10激波风洞能够产生的试验气流总温高达8000K,总压高达800个大气压,气流速度为6km/s。

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爆轰压力的一半,所以正向爆轰具有更强的驱动能力。但是,正如Bird指出的那样,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。姜和俞等人提出了一种基于激波反射概念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

有三部分组成:驱动段、反射腔和辅助驱动段。基本原理是应用反射腔产生一个很强的上行激波,弥补由膨胀波引起的驱动气流的压力降低,确保驱动气流的平稳性。应用FDC驱动器进一步改进了JF10高焓激波风洞,在大大降低驱动器初始压力的情况下,获得的风洞驻室压力平台和喷管平稳自由流超过6ms^[37]。

假定爆轰波后面跟随着一个运动活塞,就可以改变爆轰驱动器的零速度边界,降低稀疏波的强度。如果活塞速度达到或者超过爆轰气体速度,则爆轰波后将不出现稀疏波。Coates等^[24]在爆轰驱动段上游增加辅助驱动段,采用氢气作驱动气体形成高速运动的气柱用来替代活塞。如果要使气柱速度等于爆轰气体速度,则要求氢气与爆轰段中氢氧混合气的初始压力比超过百倍。Bakos等^[34]采用氦做为辅助驱动气体,则要求氦气与氢氧混合气初始压力比高达6百倍以上。这种高压比除了需要配备昂贵的高压气源和充气设备外,还对辅助驱动段的结构和破膜技术带来了困难。陈和俞提出利用氢氧爆轰代替轻气体作为辅助驱动段的驱动气体,辅助驱动段与主驱动段初始压力比只需数倍就能消除主爆轰段中爆轰波后的稀疏波^[38],从而提出了一种具有工程应用价值的双爆轰驱动方法。

依据反向爆轰驱动方法,针对满足超燃试验的有效时间要求,姜和俞的项目组近一步发展了爆轰驱动激波风洞运行缝合条件匹配、喷管启动激波干扰控制和激波管末端激波边界层相互作用控制技术,研制成功了超大型爆轰驱动高超声速激波风洞,获得的有效试验时间长达100ms,并具有复现25km~50km高空,马赫数5~9范围高超声速飞行条件的能力^[39]。爆轰驱动激波风洞近十几年来发展迅速,突破了一些重要的关键技术,以其产生高焓试验气流的能力强、提供的有效试验时间长、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设备。

2 高焓流动的测量与诊断技术

高焓气体流动过程中,气体微团具有分子内部自由度激发,原子、分子间不断发生离解、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过程。而这些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高焓流动宏观规律产生重要影响，所以发展能够诊断具有这种热化学反应流动的测量技术的困难问题可想而知的。根据空天飞行器研制和气动物理探索的需求，高焓流动测量技术主要有三类：气动力测量、气动热流测量和光学诊断技术。依据测量对象和研究目的的不同，在三种技术的发展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严峻问题，是空天飞行器的设计过程中必须考虑的主要因素之一，所以准确的得出飞行器表面热流率是工程设计部门确定防热措施、选用可靠防热材料以及进行合理结构设计的重要依据。受气流焓值的限制，空天飞行器气动热环境的地面模拟实验通常在激波管、激波风洞等脉冲型设备进行。由于这类脉冲型的设备所提供的试验时间很短，通常为毫秒量级，因此需要具有灵敏度高、响应迅速的热流测量传感器。按其工作原理，能够满足上述要求、常用的测热传感器可分为两大类：表面温度计类和量热计类。前者利用表面温度计测出半无限体的表面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；后者利用量热元件吸收出入其中的热量，测量量热元件的平均温度变化率，再计算表面热流率。

薄膜电阻温度计和同轴热电偶是最典型、常用的两种表面温度计类测热传感器，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，它具有稳定性好，抗冲刷能力强的特点，但其热响应特性受加工工艺显著影响，而且难以做到小型化。尽管已有多种传感器可用于瞬态热流测量，但都存在着散差较大，测量精度不高的问题。目前比较先进的热流传感器的测量精度一般为10%左右，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 气动力测量技术

飞行器气动力试验是风洞试验的最基本项目之一，而风洞天平系统则是测力试验的必备装置。风洞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。一般在风洞实验中大部分使用六分量测力天平，在发动机推力实验中也应用单分量天平。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）。在早期的气动力实验中，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。在一些高超声速等特种风洞设备中，压电天平也开始应用。

常规连续下吹式风洞常常应用具有常规支撑形式（尾撑、腹撑和背撑）的六分量杆式应变天平。杆式天平的外形一般为圆柱形，也有方柱形，其一端与模型连接，另一端与支杆连接。在两端之间设置不同结构形式的测量元件，用于测量不同分量的载荷。杆式天平按天平与模型的相对位置分为内式天平和外式天平。外式天平将一部分天平元件设置在模型腔内，而将另一部分设置在模型腔外，或者全部都设置在腔外。内式天平将全部天平元件都设置在模型腔内。现在一般杆式天平都采用内式天平，具有如下优点：

- 1) 内式天平无需模型尾部整流罩，无需对天平腔进行密封，减少了天平设计、使用和维护的工作量。在天平支杆直径尺寸相同时，模型尾部尺寸较小，有利于模型尾部的几何模拟。另外，在相同模型尾部尺寸的情况下，天平支杆直径尺寸较大，有利于提高天平的整体刚度，扩大实验迎角范围。

- 2) 测量元件可设置在模型压力中心附近，改善天平元件的受力条件，有利于提高天平精度与准确度。

3) 结构紧凑, 几何尺寸小, 加工周期短, 加工费用相对较低。而且容易实现天平的系列化, 满足不同实验的需求。

脉冲型风洞一般采用应变式脉冲天平, 这主要是因为脉冲型风洞运行时间短, 一般仅为几十毫秒, 因此要求天平固有频率高 (1000Hz 以上), 响应快。脉冲型风洞驻室压力高, 天平必须能承受很大的启动载荷。脉冲型风洞动压变化范围大, 还需要天平具有较宽的测量范围。另外, 脉冲天平测量信号中含有因模型测力系统振动产生的惯性力信号, 因此在测量电路中要采用惯性补偿与滤波措施。

应变式脉冲天平进行惯性补偿时, 常在天平适当的位置上安放一定数量的加速度计, 将其测量的信号与天平测量的各分量信号在模拟加法器上进行调节与加减, 以便从天平信号中消除惯性力信号, 得到需要测量的气动力信号。有惯性补偿的应变天平除要进行常规的静态校准外, 还要在振动台上进行动态校准。动态校准时, 对各种实验模型要分别进行水平和垂直方向上的激振, 针对要补偿的频率范围, 找出补偿系数。

天平的常规支撑形式都存在着不同程度的支架干扰, 在高超声速飞行器/发动机一体化试验表现得极为严重。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, 在飞行器大迎角实验时, 作用在模型上的非定常气动力还会引起支撑系统的振动。为解决这些问题, 发展了一种张线式天平测量装置, 在结构上采用与常规天平不同的支撑。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, 刚度大, 因此模型迎角的修正量也较尾撑小。为了降低支架干扰, 还提出过一种磁悬挂天平。这种天平利用磁力将模型悬挂在风洞中, 通过电流与位置测量来测量气动力。

2.3 光学测量技术

对于高焓气体流动, 由于其流动的超声速特征, 任何侵入式的诊断不可避免在探针区域诱导出激波干扰, 导致测量获得的参数偏离实际的非扰动当地流动参数。激光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)、高的时间和空间分辨等特点, 得到了越来越广泛的重视。目前国内外已经发展了多种应用于高焓流动光学技术, 应用比较成功有吸收光谱诊断技术和平面激光诱导荧光技术。

不同的高温气体, 具有不同的光谱特性。这种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。中国科学院力学研究所目前发展的多通道可调谐激光吸收光谱诊断技术, 采用分时扫描-直接探测策略组建多光路吸收测量系统。可以在 4kHz 的测量频率下, 定量测量了超燃冲压发动机燃烧室气流的静温、水蒸气浓度和流向速度。利用自动控制的位移机构, 在以 C_2H_4 为燃料的超燃直连式试验台中, 单次试验中同时诊断了燃烧室内某截面和燃烧室出口截面的多种气流参数分布。利用燃烧室出口截面的水蒸气浓度分布和壁面静压测量结果可以预测燃烧效率; 利用燃烧室出口截面的静温和速度分布, 可以获得出口气流马赫数分布; 利用凹腔后部某截面的温度和水蒸气浓度分布, 可以判读凹腔附近流场特征。通过分析 $CN(B^2\Sigma^+ \rightarrow X^2\Sigma^+, \Delta v = 0)$ 序列) 发射谱线的分布特点, 还能够发展基于谱线拟合的转动温度和振动温度测量技术, 可以获得 $CO-N_2$ 中激波波后不同距离的转动温度和振动温度的分布。再结合可调谐激光吸收光谱技术, 能够测量激波波后 CO 的浓度, 对于验证大气再入化学反应模型有重要意义。

吸收光谱技术能够已经成功应用于二维流场测量, 但是三维积分效应影响了吸收光谱技术在复杂流程的应用, 而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的诊断手段。应用特别调制的平面脉冲激光, 能够激发高温气体某种特定组分电子的能级跳跃。平面脉冲激光消失后, 被激发的流场截面内电子的能级回跳, 能够发出不同强度的荧光, 荧光强度与被测量组分的浓度相关。利用先进的摄像技术, 可以获得的流场截面内的荧光分布, 其中包含了定量和定性的流场信息。已有应用 PLIF 技术研究高焓流动 NO 和 OH 浓度分布, 煤油荧光随氧气浓度增加的淬

灭规律的报告。煤油荧光的研究表明：所用的煤油的荧光随着氧气浓度的增加被猝灭的程度是随之增大的，但不是理想状态下单纯依据 Stern-Volmer 公式那样线性变化，而是在高氧气含量的情况下有饱和情况出现。即较大氧气浓度时，猝灭效果不随着氧气的摩尔浓度线性增加，从而造成整体的荧光强度的倒数随着氧气浓度呈指数规律增大。

3 结论与展望

伴随着高超声速科技的发展，高焓流动试验装备与测试技术几十年的研制与发展表明：脉冲型激波风洞以其能够产生试验气流的总温与总压高，运行成本低，在高焓流动地面试验模拟设备中占有重要地位。其中加热轻气体驱动技术能够产生的试验气流稳定、重复性好，但是大量轻气体的加热、运输、存储与排放给风洞运行带来的困难需要克服；自由活塞驱动技术的驱动能力强、风洞尺度扩展容易，设计技术成熟，但是重活塞运动的控制与试验气流稳定时间短是该驱动技术发展的主要限制；爆轰驱动激波风洞近十几年来发展迅速，突破了一些重要的关键技术，以其产生高焓试验气流的能力强、提供的有效试验时间长、运行成本低、扩展性好是一种具有良好发展前途的高超声速激波风洞。随着新型空天飞行器研制和概念飞行器的研究，对高焓流动规律深入理解的需求又对地面气动实验设备提出越来越高的需求。尽管高焓流动试验装备和测试技术研究已经取得了重大进展，但是要满足飞行条件要求的自由流马赫数、自由流雷诺数、流动速度、飞行高度压力、来流总焓、跨过激波的密度比、试验气体组分、壁温/总温比、精确的化学反应进程等条件，并获得足够精度的试验数据还有一定差距。所以，在高焓流动试验装备和测试技术领域需要重视下述三个研究方向的研究工作。

3.1 发展先进的高焓流动试验装备

高温气体动力学与高超声速科技的发展要求发展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。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；纯空气作为实验气体使得高焓流动的热化学反应机制得以模拟；适当大的实验流场可以避免化学反应流动对缩比模型流场的不相似性生产重要影响；静压与静温的复现能够大大提高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与测量技术水平。太短不足以捕捉正确的物理形象和获得足够精度的测量结果，太长高温可能造成实验装备的损坏并大大提高实验成本。钱学森先生建议：发展高超声速装备，应该重视脉冲型风洞；超燃冲压发动机理论研究，1/10秒的实验时间已经足够了^[40]。

3.2 发展高精度高焓流动诊断技术

高焓流动实验具有实验时间短、流动速度快、激波强度大、气流温度高并含有带电粒子的特点。实验时间短要求测量传感器的频率响应快；流动速度快要求传感器耐冲刷；强度激波能够显著改变流场状态，无干扰和小干扰技术值得倡导；气流温度高是非常严酷的要求，耐高温传感器与尽可能短的实验时间是关键问题；热化学反应干扰传感器测量信号，可能降低试验结果的可靠性。高焓流动测量技术研制是极具挑战性的，其难度不低于高焓流动模拟实验技术的发展。目前来看，小型和柔性热流传感器受到了重视，其耐高温与冲刷特性需要改进；脉冲型风洞的大模型太平技术需要重视，需要解决气动力测量系统的刚性与流场冲击带来的应力干扰问题。对于高焓流动，光学诊断技术极具发展前途！原因是高焓流动实验特点对该技术的影响不大。目前发展的有流动显示技术、吸收光谱技术、发射光谱技术、平面激光诱导荧光技术等等。这些技术都获得了不同程度的进展，其定量化测量及其测量精度是需要改进的方向。

3.3 发展高焓流动计算模拟平台

高焓流动试验装备的研制和测量技术的发展极其困难，需要投入大量的人力与物力资源。高焓流动的非线性特点又要求在高超声速飞行器的研制过程中开展大量的地面实验模拟，所以发展不同的研究手段是非常必要的，那么发展高焓流动计算模拟平台应当是首要选择。建设能够提供工程应用的算模拟平台需

要开展三个主要方面的已经工作：首先，发展高温化学激波管技术，深入开展高温热化学反应动力学研究，完善高温高压下的高焓流动物理数学模型。其次，发展针对多组分控制方程、化学反应的刚性、高超声速边界层和复杂飞行器外形的计算方法，提升对复杂飞行器外形的计算模拟能力。另外，应用高焓流动试验装备和测量技术开展系列的典型飞行器模型与典型飞行状态的系列试验测量，完成高焓流动计算模拟平台的可靠性验证。由于高焓流动的复杂性，发展实验与计算相结合的研究手段应该是空天飞行器的必由之路。

高焓流动是高温气体动力学的主要研究对象之一，是高超声速科技的重要支撑学科之一，关系到空天飞行器主要关键技术的突破与创新。所以，重视高焓流动试验装备和测试技术的发展对于深化高温气体动力学前沿学科研究，推动高超声速科技发展是基础性和前瞻性的策略，是发展我国航空航天高新技术的基础性支撑基石之一。

参考文献

1. Tsien HS: Similarity laws of hypersonic flows, *J. Math and Phys*, 1946, 25:247-251
2. Bertin JJ and Cummings RM: Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39:511-536.
3. Lu FK and Marren DE: Advanced Hypersonic Test Facilities, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 198, 2002.
4. Anderson JD: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. McGraw-Hill Book Company, New York, 1989.
5. Bertin JJ and Cummings RM: Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2006. 38:129-157.
6. 钱学森. 我对今日力学的认识. *力学与实践*, 1995, 4: 1
7. Young JC et al: Space shuttle entry aerodynamic comparison of flight preflight predictions, The First Flight Testing conference, Las Vegas, NV, Nov. 11-13, 1981, *AIAA 81-2476*
8. Dumm MG, Moller JC and Steele RC: Development of a new high-enthalpy shock tunnel, *AIAA 88-2782*, 1988.
9. Holden MS: Recent advances in hypersonic test facilities and experimental research, *AIAA 93-5005*, 1993.
10. Holden MS, Wadhams TP, Candler GV: A review of experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows, *AIAA Paper 2004-0916*, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV: January 5-8, 2004.
11. Holden MS, Chadwick KM, Kolly JM: Hypersonic studies in the LENS facilities, *AIAA 95-6040*, 6th International Aerospace Planes and Hypersonic Technologies Conferences, Chattanooga, Tennessee, April 3-7, 1995.
12. Stalker RJ: A study of the free-piston shock tunnel, *AIAA J* 5: 2160-2165, 1967
13. Stalker RT and Morrison WRD.: New generation of free piston shock tunnel facilities, *Proceeding of 17th International Symposium on Shock Tube and Waves*, Bethem, 1989.
14. Hornung HG: The piston motion in a free-piston driver for shock tubes and tunnels. *GALCIT Rep. FM88-1*, 1988.
15. Hornung HG: Performance data of the new free-piston shock tunnel at GALCIT. *AIAA 92-3943*, 1992.
16. Eitelberg G: First results of calibration and use of the HEG. *AIAA Paper 94-2525*, 1994.
17. Miyajima H: Design concept of the NAL/NASDA high-enthalpy shock tunnel. 4th Int Workshop on Shock Tube Technologies.
18. K. Itoh et al.: Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel, *Shock Waves*, 8: 215-233, 1998.
19. Eitelberg G: First results of calibration and use of the HEG. *AIAA Paper 94-2525*. 18th AIAA aerospace ground testing Conf. Colorado Springs, 1994
20. Hornung HG, Cummings EB, Germain P, Sanderson SR, Sturtevant B and Wen CY: Recent results from hypervelocity research in T5, *AIAA 94-2523*, 1994.
21. Itoh K, Ueda S et al.: Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel, *Shock Waves* (1998) 8: 215-233
22. Itoh K, Ueda S, Tanno H, Komuro T, Sato K: Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high enthalpy shock tunnel, *Shock Waves* (2002) 12: 93-98.
23. Bird GA: A note on combustion driven tubes, Royal Aircraft Establishment, AGARD Rep. P.146, May 1957.
24. Coates PB, Gaydon AG: A simple shock tube with detonating driver gas. *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, *流体力学测量与控制*, Vol. 7, 1993, No: 3, 38-42.
26. 张欣玉, 俞鸿儒, 赵伟, 李仲发, 氢氧爆轰直接起始实验研究, *流体力学测量与控制*, 1996, Vol.10, No.3, 63-68
27. 赵伟, 李仲发, 谷笏华, 俞鸿儒, 氢氧爆轰波与界面的相互作用, *流体力学测量与控制*, 1996, Vol. 10, No.3, 41-46.
28. 赵伟, 俞鸿儒, 过临界喷管充气混合装置, *空气动力学学报*, 1999年, Vol.17, No.3, 279-284
29. Zhao W, Jiang ZL, Saito T, Lin JM, Yu HR and Takayama K: Performance of a detonation driven shock tunnel, *Shock waves*, (2005) Volume 14, Numbers 1-2, 53-59
30. Yu HR, Chen H, Zhao W: Advances in detonation driving techniques for a shock tube/ tunnel, *Shock waves*, 2006, 15(6), 399-405
31. Yu HR, Esser B, Lenartz M, Gronig H: Gaseous detonation driver for a shock tunnel, *Shock Waves*, 1992, Vol. 2, 245-254.
32. Habermann M, Olivier H and Grong H: Operation of a high performance detonation driver in upstream propagation mode for a hypersonic shock tunnel, *Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves*, Vol.1, 1999, pp. 447-452.
33. Erdos JI, Calleja J and Tamagno J: Increases in the hypervelocity test envelope of the hypulse shock-expansion tube, 1994, *AIAA 94-2524*. NASA: Congressional Report on the National Aerospace Initiative, September 2003.
34. Bakos RJ, Erdos JI: Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. *AIAA 95-0799*, 1995

35. Jiang Z, Yu HR and Takayama K: Investigation into Converging Gaseous Detonation Drivers. Ball, Hillier and Roberts (eds) Shock Waves, Proceedings of ISSW22, London, UK, July 18-23, 1999.
36. Jiang Z, Zhao W, Wang C: Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels, *AIAA Journal*, 2002, 40: 2009-2016
37. Jiang Z, Lin J and Zhao W: Performance Tests of JF-10 High-Enthalpy Shock Tunnel with a FDC Driver, *International Journal of Hypersonics*, 2011, 2 (1&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, *中国科学 (G辑)*, 43 (2), 1-6。
39. 姜宗林 李进平 赵伟 刘云峰 俞鸿儒: 长时间爆轰驱动激波风洞技术研究, *力学学报*, 2012 (accepted) .