

高超声速激波风洞研究进展*

姜宗林[†] 俞鸿儒

中国科学院高温气体动力学重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190

摘要 回顾了高超声速激波风洞的研制与发展, 并依据高超声速实验研究对地面实验模拟技术的要求, 分别介绍了应用轻气体、自由活塞和爆轰驱动技术研制的主要激波风洞的性能、特点和存在问题. 重点介绍了爆轰驱动高焓激波风洞的 3 种主要运行模式: 反向、正向爆轰驱动与双爆轰驱动. 根据这些运行模式的工作原理, 分析了应用这些驱动技术产生的高温、高压气源的特点, 探讨了不同驱动技术可能影响激波风洞性能的关键问题与解决方法. 目前发展的激波风洞已经能够用于开展马赫数 3~30 的高超声速流动的试验模拟研究, 但是试验气流的品质还不能满足高超声速科技研究的需求. 为了获得可靠的实验结果, 通过不断改进、完善、提高激波风洞的性能, 尽可能复现高超声速飞行条件是今后主要的研究方向.

关键词 高焓激波风洞, 超高速流动, 轻气体驱动器, 自由活塞驱动器, 反向爆轰驱动, 正向爆轰驱动, 双爆轰驱动, 气动热力学, 近空间飞行器

1 引言

从钱学森先生^[1]首次使用“hypersonic”(高超声速)这个概念来描述气体运动速度远远大于环境声速的流动状态至今, 关于高超声速的研究已经有 60 多年的历史了^[2]. 在高超声速飞行中, 极高的飞行速度将在飞行器的头部形成强烈的弓形激波, 飞行器周围的空气将被这道激波加热至几千度的高温, 导致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不断进行热化学反应的复杂介质^[3]. 这些微观物理化学现象通过热力学过程对飞行器的气动力、气动热及其周围流场的气动物理特性产生重大影响, 使得由经典气体动力学理论预测的高超声速流动带有很大的偏差, 给航空航天技术的发展带来挑战性的研究课题. 高温空气介质引起的高超声速流动规律的变化是本质的: 即高超声速流动过程是多尺度的, 热化学反应可以是非平衡的; 气体介质可以是非连续的. 严格来讲, 以马赫数 5 界定超声速与高超声速流动是不确切的, 其真正的差别在于高超声速流动出现了超声速理论难以描述的对流场起重要影响的气动热物理现象. 对于钝头体, 在马赫数大于 4 时流场可

能已经表现出显著的高超声速流动特征, 而对于高度流线型飞行器, 马赫数 7 可能才是高超声速流动的开始. 因此高超声速流动研究的关键内容在于探索热化学过程及其影响规律, 而实验装备研制的关键问题是如何能更真实地模拟高超声速流动及其流动过程中的热化学反应进程, 又不使高温对风洞设备和试验模型造成损坏^[4].

传统空气动力学地面实验主要要求实验气流的马赫数和雷诺数相似, 而超高速流动对实验模拟的要求却高得多^[4], 如实验气流应该复现自由流马赫数、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/总温比和化学反应进程等等. 目前世界上尚没有任何一个气动装备能够产生完全满足上述要求的高超声速流动, 实际应用中总是根据试验日的选择满足其中几个主要参数. 一般来讲, 试验气体成分、流动速度、来流总温以及飞行高度压力是应该满足的基本条件. 另外由于高温热化学反应过程的存在, 其进程不随模型的尺度变化而改变, 因此地面试验往往要求大尺度的实验模型以减小尺度效应的影响, 这也是一个关键参数.

地面实验结果由于试验气流的差别产生的误

收稿日期: 2009-02-19, 修回日期: 2009-09-03

* 国家自然科学基金项目资助 (10632090, 10621202)

[†] E-mail: zjiang@imech.ac.cn

差是显著的. 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力异常现象^[5]. 另外一个故事发生在 20 世纪 60 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如图 1 所示的研究结果^[2]. 尽管研究结果的差别非常明显, 但两组科技人员声称其各自的研究结果都是满足计算和实验符合良好这一条件, 然而物理规律只可能有一个. 进一步的研究分析表明: 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模拟的高超声速流动特点, 其计算结果都受制于应用的物理模型, 而他们物理模型又受其依据的实验数据的影响. 尽管飞行实验结果表明第 2 研究组的结论更可信, 但是这个研究案例反映出的地面试验模拟设备影响研究结果的问题应该引起重视.

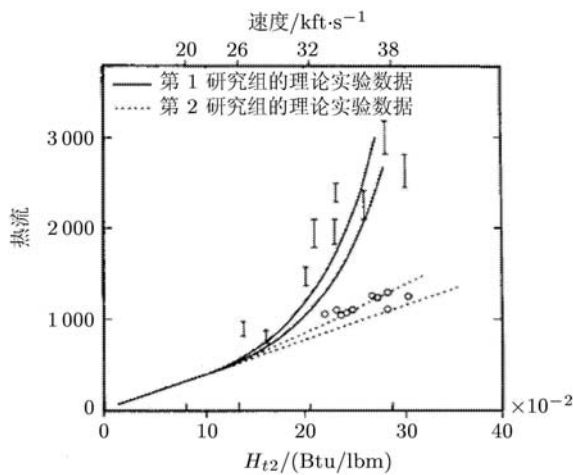


图 1 超轨道速度飞行条件下飞行器滞止点热流递相关律^[2]

一般来讲, 高超声速飞行器预期的飞行高度范围是 30 km~100 km, 飞行马赫数范围为 5~30, 要求高超声速流动的总温和总压分别高达 10 000 K 和 100 MPa. 模拟这样极限的飞行条件是一项极具挑战性的研究课题, 给地面模拟实验设备研制带来的问题是不言而喻的. 为了开展高超声速流动研究, 几十年来高超声速地面试验设备的研制获得了高度重视, 成功地发展出各种不同类型的试验装备. 如美国 NASA 的 HYPULSE, Calspan-UB 研究中心的 LENS, 俄罗斯 TSNIIMASH 研究院的 U-12, 德国亚琛工业大学的 TH2-D, 中国科学院

力学研究所的 JF10, 德国 DLR 研究院的 HEG, 日本 KAKUDA 国家航天试验中心的 HIEST, NASA 兰利研究中心的 8-ft HTT, NASA Ames 研究中心的电弧加热风洞等^[6]. 考虑到燃烧和电弧加热型风洞对试验气体的污染及其仅仅能够模拟马赫数 7 以下流动的限制, 那么在众多高超声速实验装备的研制中, 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, 在先进超高速地面试验设备发展中占有主流地位. 近年来欧美国投入大量经费, 以扩展激波风洞的尺度、提升性能指标, 旨在尽可能地复现超高速飞行条件^[7,8].

激波风洞的基本原理是应用适当强度的入射激波压缩被驱动段内的试验气体, 产生满足流动条件要求的驻室状态. 而产生高压、高声速驱动气体是激波风洞研制的重要关键技术. 已经发展的高焓激波风洞主要应用 3 种驱动方式: 加热轻气体 (如氢气、氦气), 自由活塞和爆轰驱动方式. 加热轻气体方式主要考虑产生高声速的驱动气体, 自由活塞和爆轰驱动主要产生高压状态的驱动气体. 应用加热轻气体驱动方式风洞的如俄罗斯 TSNIIMASH 中心的 U-12^[6] 和美国 Calspan-UB 中心的 LENS^[7]. 自由活塞驱动技术发展成功的比较早、已经得到了广泛的应用. 应用自由活塞驱动方式的如澳大利亚 T3 和 T4^[9,10]、美国加州理工 T5^[11,12]、德国 HEG^[13] 和日本角田的 HIEST^[14,15] 等等, 其中 HIEST 是目前世界上最大尺度的自由活塞驱动高焓激波风洞, 其压缩管和激波管共有 60 m 长, 喷管出口直径 1.2 m. 爆轰驱动方式虽然出现于 20 世纪 60 年代, 但是仅仅在近十几年才成功地发展成为一种先进的驱动技术. 应用爆轰驱动的激波风洞有中国科学院力学研究所的 JF10^[16~20], 德国亚琛工业大学的 TH2-D^[21], 美国 NASA 的 HYPULSE^[22]. 其中 JF10 能够运行于反向、正向爆轰驱动模式, 能够产生长达 6 ms~8 ms 的试验气流. 这些激波风洞是目前国际高超声速研究所应用的主力试验装备, 获得了大量高温气体流动试验数据, 对高超声速流动的研究发挥着不可替代的作用.

2 加热轻气体驱动的激波风洞

加热轻气体驱动方式主要采用高热比的轻气体, 再利用加热进一步提高声速. 国际上应用加热轻气体驱动方式的激波风洞有美国 Calspan-UB 研

究中心 LENS 系列激波风洞和俄罗斯 TSNIMASH 中心机械工程研究院的 U-12 大型激波风洞. LENS I 采用电加热氢气或氦气; LENS II 直接采用氦

气/氦气作为驱动气体 [23,24]. U-12 是一座巨型激波风洞, 长达 200 多米, 可采用轻气体和氢氧燃烧驱动模式 [6]. 这些风洞的主要性能参数如表 1 所示.

表 1 美国和俄罗斯典型的大型激波风洞尺寸以及主要性能参数

名称	驱动段长度/m	驱动段内径/mm	被驱动段长度/m	被驱动段内径/mm	模拟速度马赫数	驻室总温 /K	喷管出口直径 /mm	试验时间 /ms
LENS I	7.62	280	18.3	203	7~18	<8 300	914	5~18
LENS II	18.3	610	30.5	610	3~7	<2 000	1 550	30~80
U-12	120	500	180	500	4.8~10.55	<3 000	500~1 400	25~220

在美国军方的资助下, LENS 系列激波风洞的研制起始于 1986 年 [7,8]. 风洞原来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马赫数的复杂湍流流动. 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复现马赫数 6~15 的飞行条件. 该激波风洞主要模拟的流动参数为来流总焓、飞行高度压力和飞行速度, 并计划作为 NASA 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探测传感器附近流场的气动光学畸变.

LENS I, II 和 X 激波风洞的布局如图 2 所示. LENS I 的试验模拟能力为马赫数 7~14; LENS II 为马赫数 3~7; LENS X 是一种非反射型激波风洞, 具有模拟马赫数 12 以上飞行条件的能力. LENS I

的被驱动段长 18.5 m, 内径 200 mm; 采用的电加热驱动器, 长 7.71 m, 内径 226 mm, 风洞最高运行压力 200 MPa; 驱动气体为氦气和氢气, 能够满足界面缝合运行条件的气流速度高达 4.6 km/s. LENS II 的被驱动段长 30 m, 内径 600 mm; 驱动器长 18.5 mm, 内径 600 mm; 应用氦/氦混合气作为驱动气体来匹配运行条件, 试验运行时间长达 30~80 ms. LENS X 是大型膨胀风洞, 目的是产生低解离度的空气, 能产生 2.5~4.6 km/s 的高超声速气流, 也具有模拟总压 700 MPa、流速 7 km/s 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 60 m 长, 采用 LENS II 一个修改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.

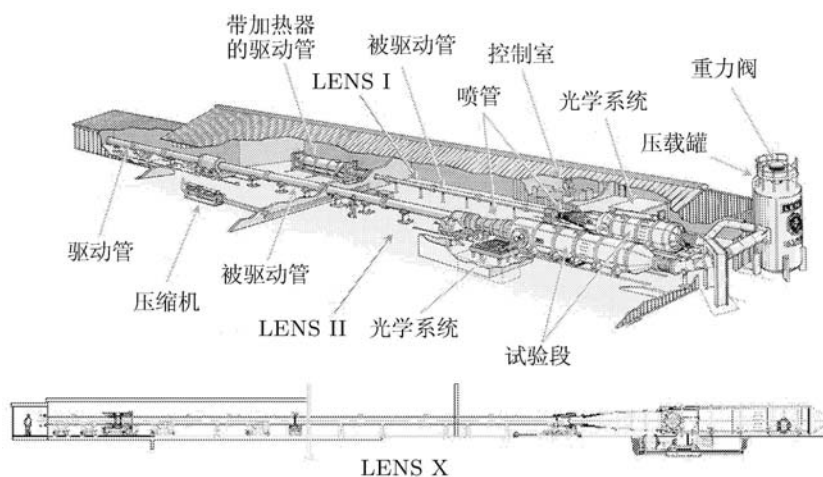


图 2 LENS I, II 和 X 超声速、高超声速试验装备的布局图 [23]

图 3 给出了 LENS 系列高超声速激波风洞的速度/高度性能分布图, 基本覆盖了航天飞机的飞行走廊. 应用 LENS 系列风洞, Calspan-UB 研究中

心开展了大量的超高速流动 (hypervelocity) 试验研究工作, 包括激波/边界层相互作用、双锥体气动热流、表面催化效应和气动光学特性等等 [23,24].

LENS 系列风洞的研制是成功的, 是世界上能够应用于研究复现高超声速飞行条件和超高速流动的主要试验装备. 但是, LENS 系列风洞需要大量的轻气体作为驱动气体, 运行成本高; 而且大量氢

气的储存、运输、加热和排放存在诸多不安全因素, 这对于进一步增大风洞尺寸、提高风洞性能具有很大的局限性.

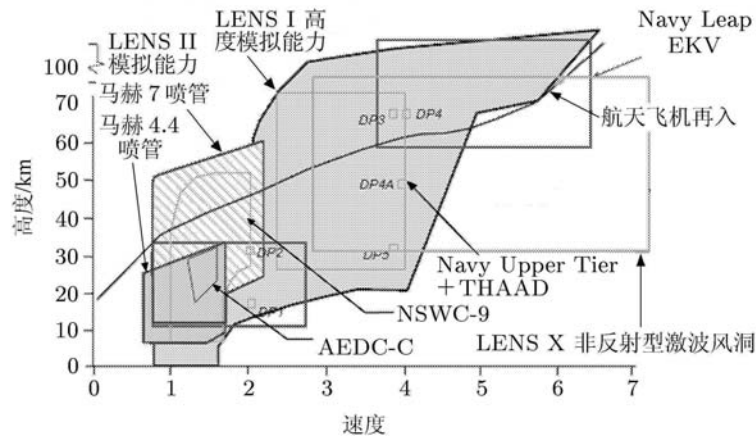


图 3 LENS I, II 和 X 超声速、高超声速试验装备的速度/高度性能分布图 [23]

俄罗斯中心机械工程研究院 (TSNIIMASH) 的 U-12 激波管建于 1956 年, 也能够作为弹道靶运行 [6]. 由图 4 给出的照片可见, U-12 是一座巨大的激波风洞, 能够模拟的飞行马赫数为 2~20, 研制目的是应用于气动物理、化学动力学进程、激波运动和气体动力学问题的研究. 激波风洞的高压段长 120m, 内径 500mm; 低压段长 180m, 内径也是 500mm; 真空段长 23m, 内径 3.2m, 容积 180m³; 最高驱动气体压力 20MPa, 试验气体压力 1Pa~5MPa; 真空段压力 1Pa~0.7MPa. U-12 激波风洞有两个喷管: 型面喷管出口直径 3m; 8 度锥型喷管的喉道直径 52mm~500mm, 出口直径 960mm~1 400mm. 应用空气、氢气、氮气、氩气

和二氧化碳作为试验气体; 采用的驱动气体有氢气、氦气、空气和氮气. 风洞模拟低马赫数流动时应用压缩气体驱动; 中马赫数流动应用加热气体; 高马赫数流动应用燃烧驱动. 能够应用的最大试验模型长 3m, 直径 0.8m; 在马赫 6 的条件下试验时间长达 200ms. U-12 激波风洞的运行费用是非常昂贵的, 低压段和高压段的长径比也大大超过了常规尺度, 相关实验研究结果报道不多, 但是它的研制为大型高超声速激波风洞的建设作了很有意义的探索.

3 自由活塞驱动激波风洞

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驱动方式. Stalker^[9] 首次提出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. Stalker 的研究表明该技术是可实现的、确实能够产生高焓气源 [10], 因此自由活塞驱动方式已经得到了广泛的应用. 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, 昆士兰大学的 T4, 日本国家航天实验中心的 HEK 和 HIEST, 美国加州理工学院的 T5, 德国 DLR 的 HEG. 已经发展的这些自由活塞驱动激波风洞为高超声速研究提供了一系列重要的实验数据. 如 Eitelberg 等 [25] 应用

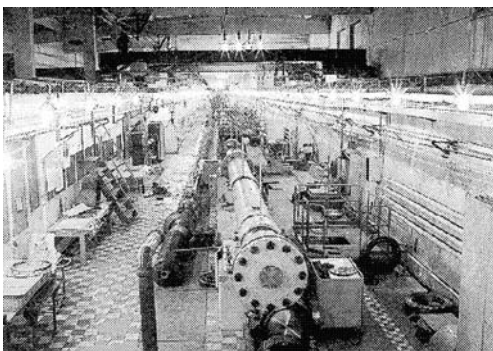


图 4 俄罗斯 TSNIIMASH 中心机械工程研究院的 U-12 大型激波风洞装备 [6]

HEG 风洞对欧洲各风洞常用的细长 ELECTRE 锥形测量结果表明: 热流率纵向衰减速率与计算结果不同; Olivior^[26] 采用 CO₂ 作为试验气体验证驻点区激波脱体距离的双标定律, 发现 5° 尖锥表面边界层转捩雷诺数随总焓线性增加; Hornung 等^[27] 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. 这些研究结果突显了高超声速流动研究的重要性.

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、技术成熟及试验时间长而具有代表性, 图 5 给出了它的整体布置照片. 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 和 780 kg; 锥形喷管出口直径 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 25 MJ/kg; 稳定试验时间 2 ms 以上, 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 Mach 8~16, 动力学压力 50~100 kPa. 在 Hiest 的发展过程中, Itoh 等^[28] 提出一种运行调试理论 (tuned operation theory), 以实现重活塞的软着陆 (soft landing), 降低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试理论是成功的, 对于激波风洞的安全运行有着重要意义. 应用 Hiest, 日本国家航天实验中心开展了一系列的超高速流动试验, 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等^[29].

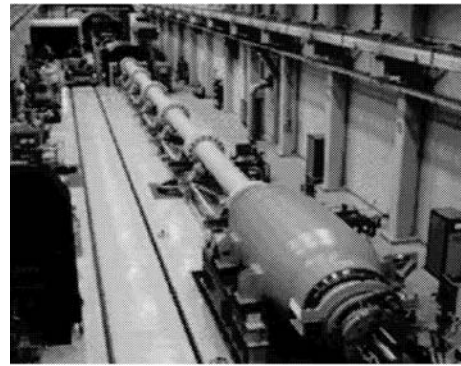


图 5 日本国家航天实验中心 Hiest 自由活塞驱动激波风洞的照片^[28]

自由活塞驱动高焓激波风洞技术的发展是成功的, 已经成为高超声速激波风洞的主流装备. 但是这种技术能够产生的高超声速流动的实验时间太短、定常性差. 例如 Hiest 的压缩段和激波管总共有 60 m 长, 能提供的实验时间仅仅为 2 个多毫秒, 而且在这段试验时间里驻室压力变化高达 20%~30%, 图 6 给出了风洞压缩管和激波管的压力变化. 图 6(a) 表示了压缩管的压力变化, 反映了自由活塞的加速、减速过程, 不存在压力平台; 当压缩管压力达到给定压力值后, 主膜片破裂产生入射激波; 主膜片破裂引起压缩管压力的迅速下降, 自由活塞又不能提供适当的压缩补偿, 这将导致入射激波的衰减, 成为驻室气体状态定常性差的主要因素. 典型的激波管内压力曲线如图 6 (b) 所示. 另外, 自由活塞驱动激波风洞技术相对复杂, 自由活塞的运动控制困难, 风洞运行成本高, 是自由活塞驱动技术发展的主要问题.

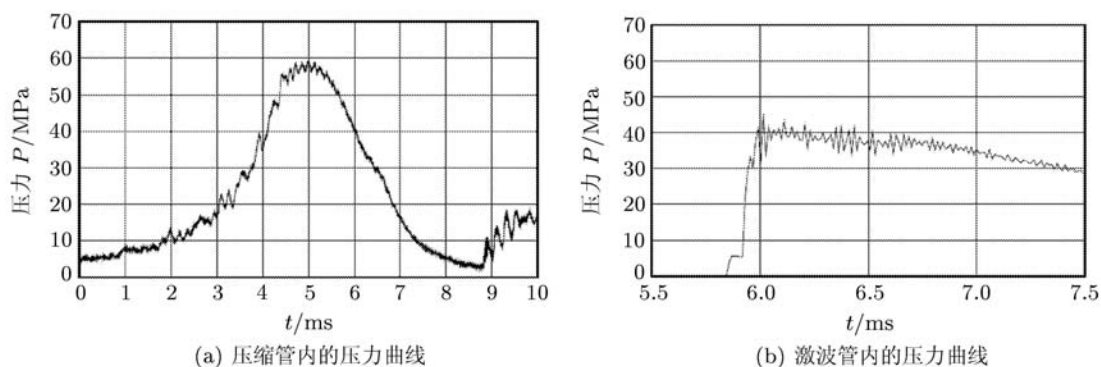


图 6 同一次实验测量获得的压缩管与激波管对应的压力变化曲线^[28]

4 爆轰驱动激波风洞的研究进展

爆轰驱动是应用可燃混合气爆轰产生的化学能来压缩实验气体的一种驱动技术. Bird^[30]提出了应用爆轰驱动激波管产生高焓气源的基本概念, 并对驱动段末端和主膜处起爆的模式分别进行了计算分析. 他的研究表明: 驱动段上游末端起爆的爆轰驱动方式, 也称为正向爆轰驱动, 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, 不能满足激波风洞的要求. 在主膜处起爆的方法被称为反向爆轰驱动模式, 这时爆轰波向上游传播, 极高的反射压力给设备运行带来了非常危险的不安全因素. 俞鸿儒等^[16~19]提出应用反向驱动模式时, 应该在驱动段末端添设卸爆段以消除反射的超高压造成的危险及其对下游试验流场的干扰. 这种概念使得反向爆轰能够用来作为实用的激波风洞驱动技术产生高压气源. 德国亚琛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^[20,21]. 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^[22]. HYPULSE 应用一种双驱动技术, 即应用高压轻气体压缩可燃混合气起爆, 然后应用正向爆轰产生入射激波.

中国科学院力学研究所自 20 世纪 60 年代起就开展了爆轰驱动技术的系统研究, 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^[16]. 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^[17]、反向爆轰高反射峰压消除^[18]、高初始压力的充气均匀混合^[19]等等关键技术, 并于 1996 年研制成功了图 7 所示的 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞^[32]. JF10 爆轰驱动高焓激波风洞的驱动段长 10.152 m, 内径 150 mm; 被驱动段长 12.5 m, 内径 100 mm; 卸爆段长 4.343 m, 内径 250 mm. 风洞配置了锥型喷管、出口直径 500 mm. JF10 风洞的建设为开展高超声速气动/热、真实气体效应、气动物理等问题的研究创造了基本条件^[38].

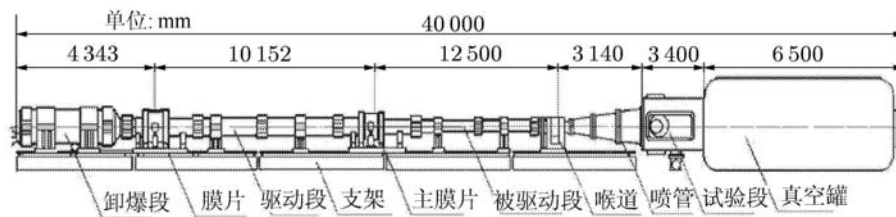


图 7 中国科学院力学研究所 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞结构示意图

4.1 反向爆轰驱动模式

反向爆轰驱动应用稀疏波后压力均匀的高压气体作为驱动气源, 非常有利于产生稳定的入射激波. 但是爆轰波的末端反射不仅严重影响了风洞的安全运行, 而且其再反射也可能干扰风洞驻室的气源状态, 缩短有效实验时间. 针对这个关键问题, 赵伟等^[18]提出应用反向爆轰驱动时应该在激波风洞上游末端同时应用卸爆技术, 以此消去爆轰波反射产生的高压, 降低反射波对风洞气源的影响, 图 8 给出了应用反向爆轰驱动模式激波管的运行波图. 对于反向爆轰驱动模式, 在图 7 所示的激波风洞主膜处引爆混合气体, 爆轰波向上游传播进入卸爆段, 爆轰波后的高压气体产生入射激波压缩激波管内的试验气体, 产生稳定的实验气流.

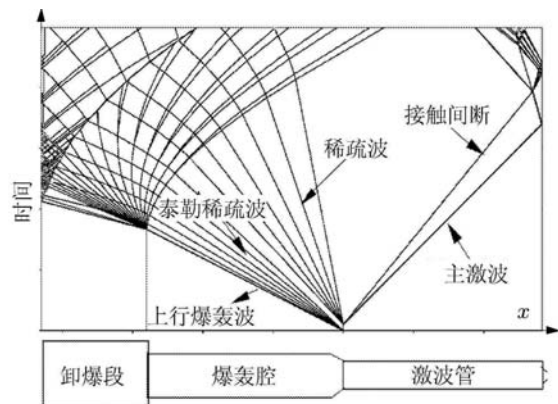
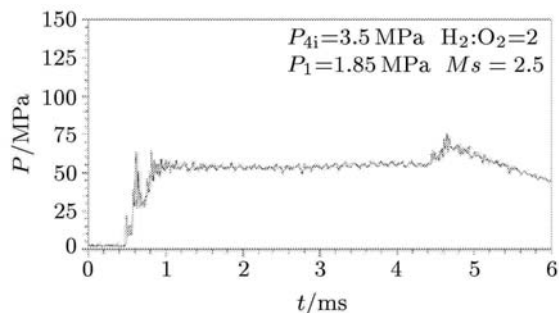


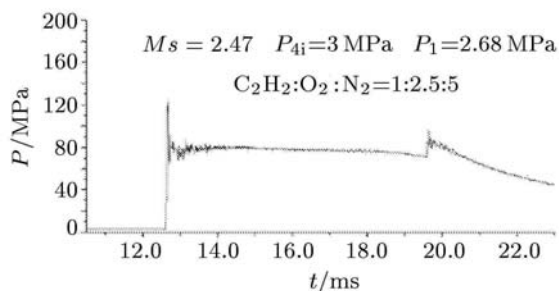
图 8 反向爆轰驱动激波管运行波图

由于爆轰产物的声速较高, 具有产生高 P_5 状态的优势. 采用氢氧混合气体和风洞运行缝合条件, 高 P_5 状态对应的极限入射激波马赫数为

$Ms = 3.2$. 图 9(a) 给出了爆轰初始压力为 3.5MPa 时的实验结果, 入射激波马赫数为 $Ms = 2.5$, 获得的驻室气源参数为 $P_5 = 55$ MPa, $T_5 = 1100$ K, 试验时间约 4ms. 若采用乙炔/空气混合气, 由于其爆轰压力高于氢氧爆轰, 而且声速较低, 高 P_5 状态的极值点在 $Ms = 2.3$ 左右. 图 9(b) 示出了采用初始压力 3MPa 的乙炔/空气混合气体的实验结果, 获得的气源参数 $P_5 = 80$ MPa, $T_5 = 1000$ K、流场雷诺数约 4×10^8 、压力平台持续时间约 7ms. 实验结果表明应用乙炔/空气混合产生爆轰进行高雷诺数气动试验具有更明显的优势 [31].



(a) 氢/氧混合气



(b) 乙炔/空气混合气 [31]

图 9 反向爆轰驱动激波风洞的高 P_5 总压曲线

4.2 正向爆轰驱动模式

相对于自由活塞驱动方式, 应用反向爆轰驱动方式获得的试验气流总焓相对较低, 不能满足更高飞行马赫数条件下的实验需求. 正向爆轰具有更强的驱动能力, 但是如何消除稀疏波的影响, 获得稳定的驱动气源是一关键问题. 对于图 7 所示的激波风洞结构, 正向爆轰模式在风洞上游末端起爆, 在激波管内产生的入射激波强度远高于反向爆轰, 但是爆轰波后稀疏波的影响使得入射波衰减严重. JF10 采用一种具有变截面的爆轰驱动器, 其驱动段内径 150mm、被驱动段内径 100mm、中间应用 60° 角的过渡段, 相应的运行波

图如图 10 所示. 由图可见, 爆轰波从上游传播到主膜处过渡段附近时产生了激波反射, 削弱了爆轰波后稀疏波的影响. 如果应用得当, 变截面的正向爆轰驱动模式对于入射激波的衰减具有一定的延缓作用. 应用初始压力为 3.5MPa 的氢氧混合气, 图 11 分别表示了应用正向爆轰驱动在风洞驻室和试验段测得的总压和皮托压力曲线. 对应的气源总焓约为 14.5MJ/kg, 试验气流速度 4860m/s. 在此基础上开展了一系列对比实验 [16], 测量结果表明正向爆轰的驱动能力较反向爆轰高一个数量级.

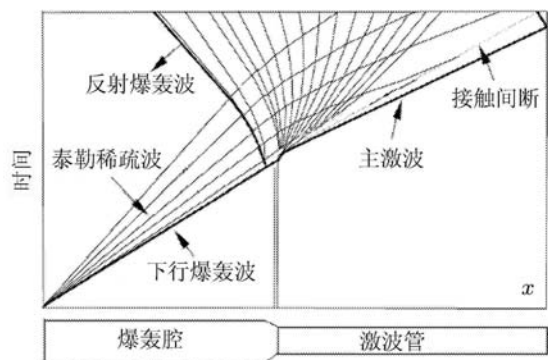
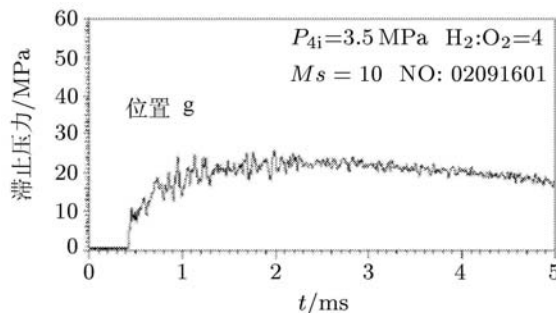
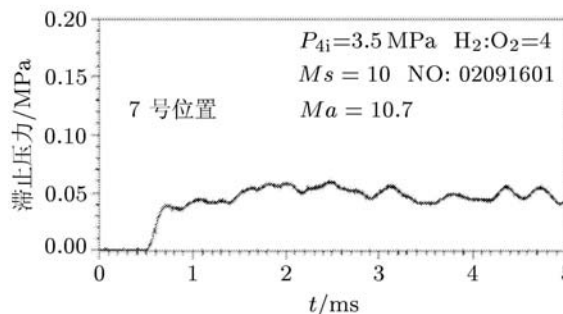


图 10 正向爆轰驱动运行波图



(a) 总压曲线



(b) 皮托压力曲线 [16]

图 11 正向爆轰驱动时在风洞驻室和试验段测得的实验结果

为了进一步改善正向爆轰驱动气流的品质, Jiang 等 [33,34] 提出了一种应用激波反射概念的正向爆轰驱动技术 (forward detonation cavity driver, FDC 驱动器) 并获得了成功. FDC 驱动器由 3 部分组成: 驱动段、反射腔和辅助驱动段. 基本概念是应用反射腔产生一个很强的上行激波, 提高由于膨胀波带来的波后气流压力的降低, 保证驱动气流的平稳性. 应用 FDC 驱动器已经把 JF10 改造成能够获得驻室压力平台超过 6ms 的高性能高焓激波风洞. 图 12 给出了实验获得的驻室压力曲线, 其平稳性预示了试验气流的良好品质.

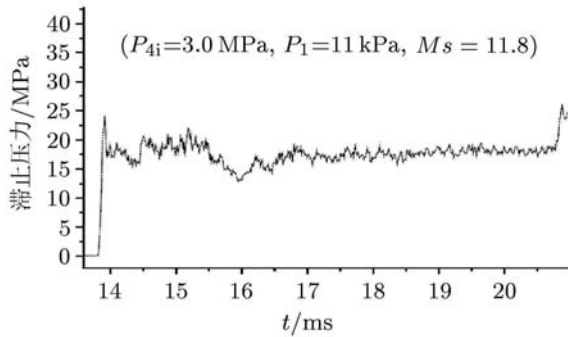


图 12 应用 FDC 驱动器改进的 JF10 激波风洞的驻室压力曲线

4.3 双爆轰驱动模式

假定爆轰波后面跟随着一个运动活塞, 就可以改变零速度边界, 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 [35] 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

气的初始压力比高达百倍以上. Bakos 等 [36] 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 600 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. 陈宏等 [37] 提出利用氢氧爆轰气体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.

图 13 给出了双爆轰驱动段激波管的运行波图 [37]. 实验研究表明: 不断增加 P_{8i}/P_{4i} 的比值, 稀疏波的影响将不断减小; 当 P_{8i}/P_{4i} 大于临界值时, 稀疏波的影响消失. 在距辅/主驱动段膜片 0.45m 和 1.95m 两处测量的压力变化结果如图 14 所示. 图 14(a) 为无辅驱动段正向爆轰驱动的压力曲线, 爆轰波后压力迅速地升高至初始压力的 17 倍左右, 接着由于稀疏波的作用压力迅速下降至峰值的一半以下, 然后维持恒定值. 图 14(b) 为 $P_{8i}/P_{4i} = 4$ 的压力曲线, 由于初始压力比低于临界值, 压力跃升至峰值后仍下降, 但下降延续时间缩短. 图 14(c) 为 $P_{8i}/P_{4i} = 6$ 的压力曲线, 此压力比接近临界值, 压力跃升后维持恒定, 表明已无稀疏波存在, 平台压力与峰值压力相等. 曲线后部出现的压力上升, 是反向爆轰波在尾端形成的反射激波追到该处造成的干扰.

爆轰驱动激波风洞的研究在近十几年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、扩展性好成为是一种具有良好发展前途的高超声速激波风洞 [38,39].

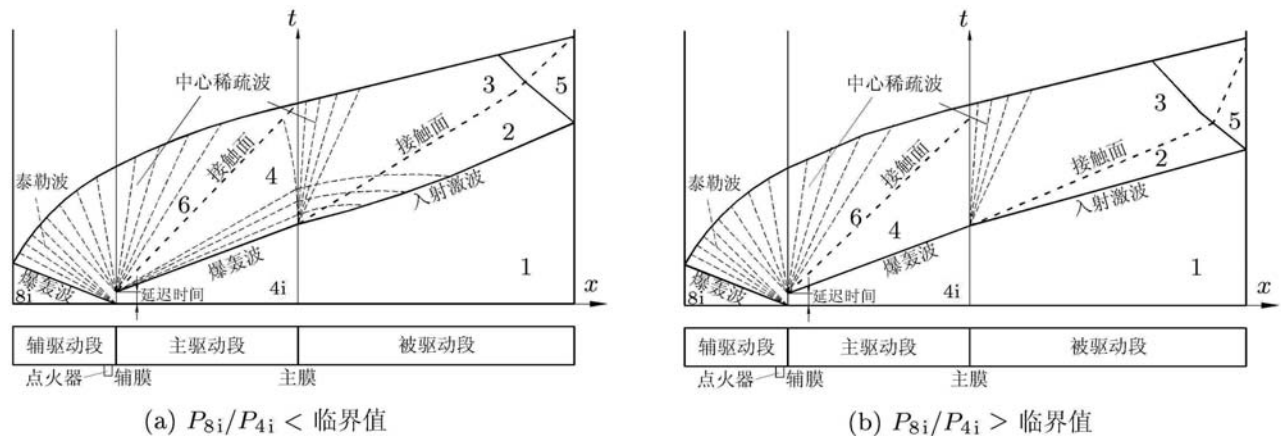


图 13 双爆轰驱动段激波管运行波图 [36]

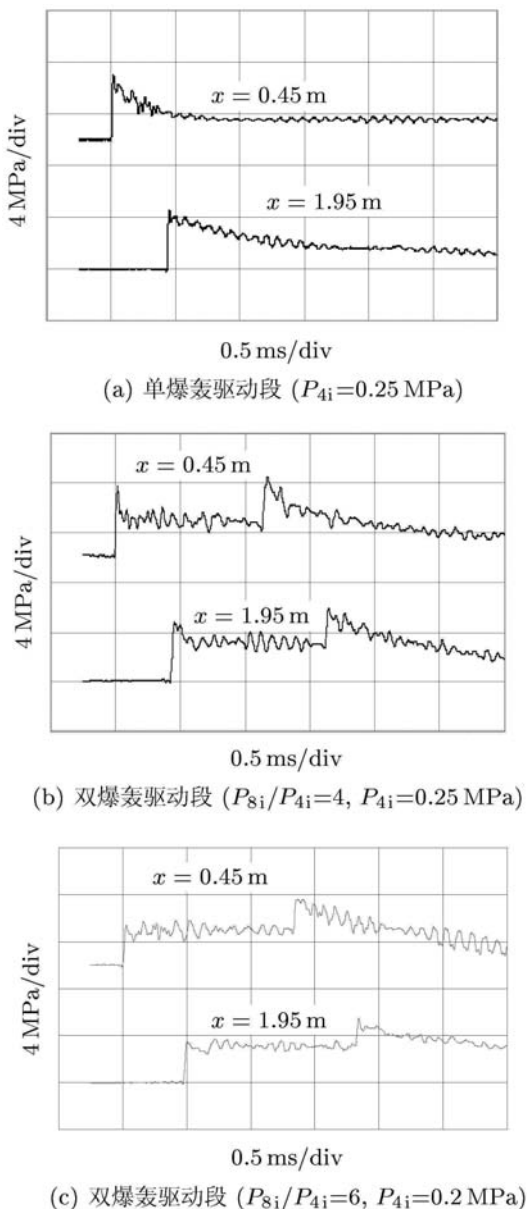


图 14 双爆轰驱动模式的试验结果对比研究^[36]

5 结论和问题

高超声速实验装备几十年的研制与发展表明: 激波风洞以其能够产生的实验气流总温、总压高, 运行成本低, 在超高速流动地面试验模拟设备中占有重要地位. 其中轻气体驱动激波风洞能够产生的试验气流稳定、重复性好, 但是大量轻气体的运输、存储、加热与排放是风洞运行和进一步发展的主要困难. 自由活塞技术的驱动能力强、风洞尺度容易扩展, 但是运行技术复杂, 试验气流稳定时间短是自由活塞驱动方式的主要问题. 爆轰驱动激波风洞能提供的试验气流时间长、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. 到目前为止, 尽管高超声速激波风洞的研制已经取得了重大进展, 但是获得的实验气流距离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/总温比和化学反应进程等条件还有很大差距. 所以“复现”高超声速飞行条件是激波风洞研制追求的最高目标. 从激波风洞的发展来看, 长时间、大尺度的激波风洞技术有着重要的工程需求. 另外, 解决高温对风洞结构的热侵蚀现象、主膜片破膜技术、喷管喉道烧蚀、高超声速喷管设计以及相配套的测试技术等也是需要解决的问题. 高超声速科技具有广阔的军民两用背景, 已经成为 21 世纪航空航天领域的制高点, 其研究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. 所以作为一种必不可少的关键支撑技术, 高超声速流动模拟技术研究的重要性是无需要强调的.

参考文献

- 1 Tsien HS. Similarity laws of hypersonic flows. *J Math and Phys*, 1946, 25: 247~251
- 2 Bertin JJ, Cummings RM. Fifty years of hypersonics: where we've been, where we're going. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39: 511~536
- 3 Anderson JD. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989
- 4 Bertin JJ, Cummings RM. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. *Annu Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 129~157
- 5 Young JC, et al. Space shuttle entry aerodynamic comparison of flight preflight predictions. In: *The First Flight Testing Conference*, Las Vegas, 1981-11-11-13. AIAA 81-2476, 1981
- 6 Lu FK, Marren DE. Advanced hypersonic test facilities. In: *Progress in Astronautics and Aeronautics*. 2002, 198
- 7 Holden MS. Design, development and calibration of the LENS facility. AFOSR-TR, 94-0161, 1994
- 8 Holden MS, Parker RA. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle testing at duplicated flight conditions, advanced hypersonic test facilities. In: *Progress in AIAA*, 2002, 198: 73~110
- 9 Stalker RJ. A study of the free-piston shock tunnel. *AIAA J*, 1967, 5: 2160~2165
- 10 Stalker RT, Morrison WRD. New generation of free piston shock tunnel facilities. In: *Proceedings of 17th International Symposium on Shock Tube and Waves*, Bethem,

- 1989
- 11 Hornung HG. The piston motion in a free-piston driver for shock tubes and tunnels. GALCIT Rep. FM88-1, 1988
- 12 Hornung HG. Performance data of the new free-piston shock tunnel at GALCIT. AIAA 92-3943, 1992
- 13 Eitelberg G. First results of calibration and use of the HEG. AIAA Paper 94-2525, 1994
- 14 Miyajima H. Design concept of the NAL/NASDA high-enthalpy shock tunnel. In: 4th Int Workshop on Shock Tube Technologies, 1994-9-20-24
- 15 Itoh K, et al. Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel. *Shock Waves*, 1998, 8: 215~233
- 16 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, 1993, 10(3): 38~42
- 17 张欣玉, 俞鸿儒, 赵伟等. 氢氧爆轰直接起始实验研究. 流体力学测量与控制, 1996, 10(3): 63~68
- 18 赵伟, 李仲发, 谷笛华等. 氢氧爆轰波与界面的相互作用. 流体力学测量与控制, 1996, 10(3): 41~46
- 19 赵伟, 俞鸿儒. 过临界喷管充气混合装置. 空气动力学学报, 1999, 17(3): 279~284
- 20 Yu HR, Esser B, Lenartz M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel. *Shock Waves*, 1992, 2: 245~254
- 21 Habermann M, Olivier H, Gronig H. Operation of a high performance detonation driver in upstream propagation mode for a hypersonic shock tunnel. In: Proceedings of the 22nd International Symposium on Shock Waves. 1999, 1: 447~452
- 22 Erdos JI, Calleja J, Tamagno J. Increases in the hypervelocity test envelope of the hypulse shock-expansion tube. In: Congressional Report on the National Aerospace Initiative. AIAA 94-2524, 1994
- 23 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. In: 42th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit Reno, NV: 2004-1-5-8. AIAA Paper 2004-0916, 2004
- 24 Holden MS, Chadwick KM, Kolly JM. Hypersonic studies in the LENS facilities. In: 6th International Aerospace Planes and Hypersonic Technologies Conferences, Chattanooga, Tennessee, 1995-4-3-7, AIAA 95-6040, 1995
- 25 Eitelbeg G. First results of calibration and use of the HEG. In: 18th AIAA Aerospace Ground Testing Conf. Colorado Springs, AIAA Paper 94-2525, 1994
- 26 Olivier H, Gronig H. A more precise method to determine stagnation-point heat transfer rates. In: Proceedings of the 20th ISSW, Pasadena, California, 1995. 305~310
- 27 Hornung HG, Cummings EB, Germain P, et al. Recent results from hypervelocity research in T5. AIAA 94-2523, 1994
- 28 Itoh K, Ueda S, et al. Improvement of a free piston driver for a high-enthalpy shock tunnel. *Shock Waves*, 1998, 8: 215~233
- 29 Itoh K, Ueda S, Tanno H, et al. Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high enthalpy shock tunnel. *Shock Waves*, 2002, 12: 93~98
- 30 Bird GA. A note on combustion driven tubes. Royal Aircraft Establishment. AGARD Rep. 1957-5, 146
- 31 Zhao W, Jiang ZL, Saito T, et al. Performance of a detonation driven shock tunnel. *Shock waves*, 2005, 14(1-2): 53~59
- 32 Yu HR, Chen H, Zhao W. Advances in detonation driving techniques for a shock tube/tunnel. *Shock waves*, 2006, 15(6): 399~405
- 33 Jiang Z, Yu HR, Takayama K. Investigation into converging gaseous detonation drivers. In: Ball, Hillier, Roberts, eds. *Shock Waves, Proceedings of ISSW22*, London, UK, July, 1999-18-23
- 34 Jiang Z, Zhao W, Wang C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels. *AIAA Journal*, 2002, 40: 2009~2016
- 35 Coates PB, Gaydon AG. A simple shock tube with detonating driver gas. In: Proc Roy Soc, London, 1965. A283: 18~32
- 36 Bakos RJ, Erdos JI. Options for enhancement of the performance of shock-expansion tubes and tunnels. AIAA 95-0799, 1995
- 37 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), 2004, 34(2): 1~6
- 38 Jiang Z, Yu HR, Lin ZB. Research progress on high-enthalpy and hypersonic flows. In: Proceedings of the Fifth International Conference of Fluid Mechanics, 2007-8-15-17, Shanghai, China, 37~44 (Plenary Lecture)
- 39 姜宗林, 俞鸿儒, 林贞彬等. 超高速高焓流动研究进展. 见: 近代高温气体动力学研讨会论文集, 2008. 54~63

PROGRESS OF THE RESEARCH ON HYPERSONIC SHOCK TUNNELS*

JIANG Zonglin[†] YU Hongru

Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, China

Abstract The investigation, development and applications of hypersonic shock tunnels are reviewed in this paper. According to the requirements of hypersonic ground test facilities, shock tunnels driven by the light gases driver, the free-piston driver and detonation driver are respectively presented, and their performances, merits and problems are briefly discussed, with emphasizes laid on the detonation-driven shock tunnels operating in three modes, i.e. the backward detonation, the forward detonation and the double detonation mode. Based on their operation principals, the thus generated high-pressure and temperature flows are analyzed, the key problems existing in each mode are explored, and possible solutions are discussed. Hypersonic shock tunnels developed can, so far, be used to generate hypersonic flows with Mach number ranging from 3 to 30, however, the flow quality can't perfectly meet the requirements of hypersonic ground test facilities. Therefore, the duplication of hypersonic flight conditions have to be pursued to enhance the reliability of ground experimental data by continuously improving hypersonic shock tunnels.

Keywords hypersonic shock tunnel, hypervelocity flows, light gases driver, free-piston driver, backward detonation driver, forward detonation driver, double detonation driver, aerothermodynamics.

* The project supported by the National Natural Science Foundation of China(10632090, 10621202)

[†] E-mail: zljjiang@imech.ac.cn