

爆轰驱动高焓激波风洞及其瞬态测试技术的研究与进展

姜宗林 赵伟 林贞彬 俞鸿儒

中国科学院力学研究所高温气体动力学开放研究实验室, 北京 100080

1 前言

随着航天、航空技术的发展, 气体动力学的研究领域不断地由亚声速流动到超声速流动再向高超声速流动推进. 在航天领域, 人们早在 1961 年就已经实现了载人和不载人的高超声速飞行. 目前正在以太空探测和开发为目的, 研究能水平起飞可重复使用的航天飞机. 在航空领域, 从 1903 年 Wright 兄弟实现了速度为 56 km/h 的人类首次飞行后, 现在已经成功地设计出飞行马赫数为 2~3 的超声速飞机. 目前正在探索研究飞行马赫数为 5~10 的高超声速飞机. 航天、航空技术的发展是当前国际上高科技发展的重点领域之一. 该领域的研究进展将孕育着一个新的高超声速飞行时代.

对于像往返于大气层的航天飞行器和在大气层中飞行的高超声速飞机等此类高超声速飞行器, 因其飞行马赫数很高, 在飞行器的头部将形成强烈的弓形激波, 诱导出很大的激波阻力. 高马赫数的飞行条件还将造成发动机进气道的高焓值状态和飞行器头部强烈的热传导效应. 另外, 飞行器周围的空气将被飞行器前的弓形激波加热到很高的温度, 从而导致空气分子的振动激发, 离解, 化合甚至电离, 使得空气变成反应介质. 这些物理化学现象, 将对飞行器气动力、气动热以及飞行器周围绕流的辐射特性产生重大影响, 使得由超声速理论预测的高超声速流动带有较大的偏差, 这就是所谓的“真实气体效应”. 例如: 对载人航天飞机大气再入的研究发现, 真实气体效应不仅对气动加热有很大作用, 而且对飞行器气动力性能亦有重大影响^[1]. 早期的美国航天飞机气动试验数据未考虑真实气体效应, 在试飞中出现了配平攻角高出设计值一倍等气动异常现象^[2]. 又如高超声速飞行器再入大气层时尾迹的光电特性, 由平衡理论和非平衡理论的计算结果有数倍甚至量级的差别^[3]. 为了开展高超声速飞行器的研究, 需模拟飞行器的真实飞行速度和非平衡参数 ρL (或 $\rho^2 L$). 这要求风洞气源达到很高的温度和压力, 给现有的空气动力学的地面模拟实验设备带来了新的挑战. 譬如飞行器速度达 7 km/s 时速, 要

求气源温度和压力分别达 10^4 K 和 10^2 MPa 以上. 即使高性能激波风洞, 亦难达到如此高的气源参数, 为此需探求能力更强的驱动方式, 以提高激波风洞的性能. 由此发展而来的即高焓激波风洞.

60 年代中期以来, 国际上发展了三种强驱动方法来原因提高激波风洞的性能.

(1) 美国 CALSPAN^[4] 研究加热轻气体 (氢、氮) 驱动方式. 由于高温、高压状态下的氢对金属器壁具有严重侵蚀作用, 限制了它的气流焓值. 若使用氮气则价格过于昂贵. 日常运行费用太高.

(2) 澳大利亚 Stalker^[5] 自 1972 年始, 研究发展了自由活塞驱动方式. 该方法具有产生高焓值气源的能力, 已在世界范围内得到推广应用. 但结构复杂, 造价高昂, 大质量活塞高速运动导致操作技术冗杂, 且有效试验时间太短.

(3) Bird^[6] 于 1957 年提出爆轰驱动的概念. 1988 年俞鸿儒^[7] 提出在驱动段末端添设卸爆段以消除反射超高压造成的危险及其对下游试验流场的干扰, 从而使这种费用低廉的驱动方法可用来产生高焓 (同时具有高压) 气源.

爆轰驱动高焓激波风洞研究的进展, 引起了国际同行的极大兴趣. 德国亚琛工业大学, 日本东北大学, 美国 NASA-AMES 中心均已采用或着手研究这种驱动方法. 由于该驱动方式具有结构简单, 运行费用低廉, 驱动能力强等优点. 依据性能价格比, 被认为是能满足地面高焓模拟试验研究要求的优选方式^[8].

2 爆轰驱动的工作原理

1957 年 Bird 首先提出了应用爆轰驱动激波管产生高焓气源的基本思想, 并对驱动段末端和主膜处起爆的驱动方式分别进行了计算和分析. 研究结果表明: 驱动段上游末端起爆的爆轰驱动, 由于受紧跟爆轰波后的 Taylor^[9] 稀疏波的干扰, 入射激波速度不断下降, 如图 1 所示, 激波后无定常区. 主膜处起爆的爆轰驱动, 爆轰波阵面向驱动段上游方向传播, 如图 2 所示, 在其它初始条件相同时, 产生的入射激

波强度低于前者,但在爆轰波的反射波赶上入射激波

续时间较长.前者称之为正向爆轰驱动模式,后者称之为反向爆轰驱动模式.

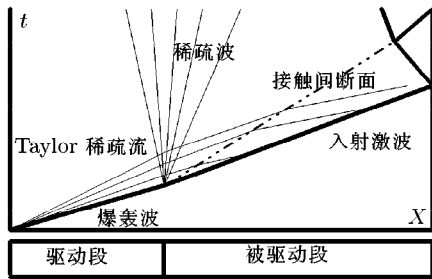


图 1 正向爆轰驱动模式

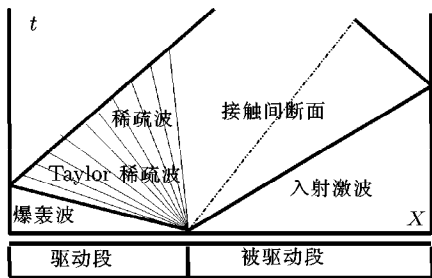


图 2 反向爆轰驱动模式

前,入射激波强度衰减较小且驱动气流的稳定状态持

3 爆轰驱动激波风洞的发展

考虑到反向爆轰驱动模式中爆轰波的反射波对下游流场的影响,1988年俞鸿儒提出在驱动段末端串接一卸爆段,利用爆轰波尾部的高压气体驱动激波管的新方法.其波系图如图3所示.卸爆段的作用首先是消除了向上游传播的爆轰波高反射峰压对设备的损坏,其次延缓了反射激波对下游流场的干扰.由于反向爆轰驱动模式利用爆轰波后的滞止气流作为驱动气源,产生的入射激波衰减较小,宜于用来产生高雷诺数试验气流.

正向爆轰驱动模式由于受 Taylor 稀疏波的影响,入射激波衰减较为严重,难以应用于气动试验.但正向模式中的驱动气源不仅利用了向下游传播的爆轰波波阵面的高温、高压,而且利用了其动能,因此其驱动能力极强.如图4所示的JF10爆轰驱动激波风洞采用了由 $\phi 150\text{ mm}$ 到 $\phi 100\text{ mm}$ 的锥面变截面技术^[10],其正向爆轰驱动模式的波图如图5所示.变截面技术在一定程度上削弱了爆轰波波后 Taylor 稀疏波的影响,可产生用于气动实验的试验气流.JF10爆轰驱动激波风洞兼有反向和正向两种运行模式,已成功地调试出高焓和高雷诺数两种状态的试验气源,为开展高温真实气体效应和高雷诺数实验奠定了基础.

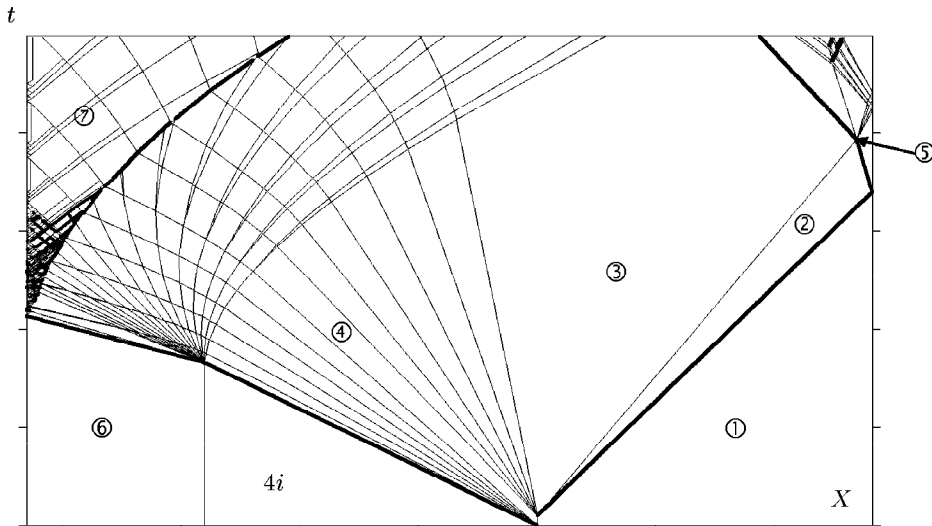
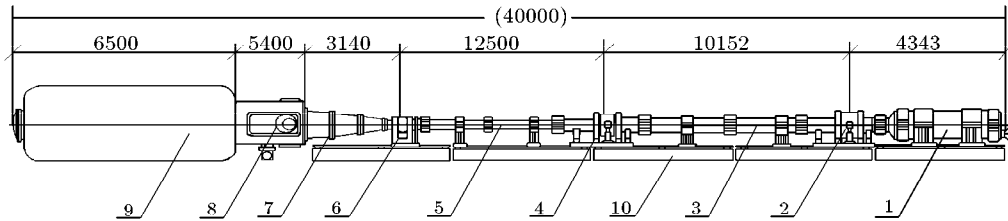


图 3 串有卸爆段的反向爆轰驱动激波管波图

图 6 和图 7 分别是正向和反向两种驱动模式下, 爆轰驱动产生的入射激波强度与驱动压力比 P_{4i}/P_1 的关系, 由此可以比较驱动模式在驱动能力上的差别. 在产生相同入射激波的条件下, 反向驱动模式所需要的驱动压力比较正向驱动高出一个数量级.

图 8 和图 9 分别是两种驱动模式下, 测得的激波风洞贮室压力曲线. 前者属高焓状态, 温度约 8000 K, 压力平台时间约 3 ms; 后者属高雷诺数状态, 贮室压力 44 MPa, 压力平台时间约 4 ms. 可基本满足气动试验要求.



1 卸爆段, 2 加膜机, 3 驱动段, 4 加膜机, 5 被驱动段, 6 加膜机, 7 喷管, 8 试验段, 9 真空罐, 10 支架

图 4 JF10 爆轰驱动激波风洞

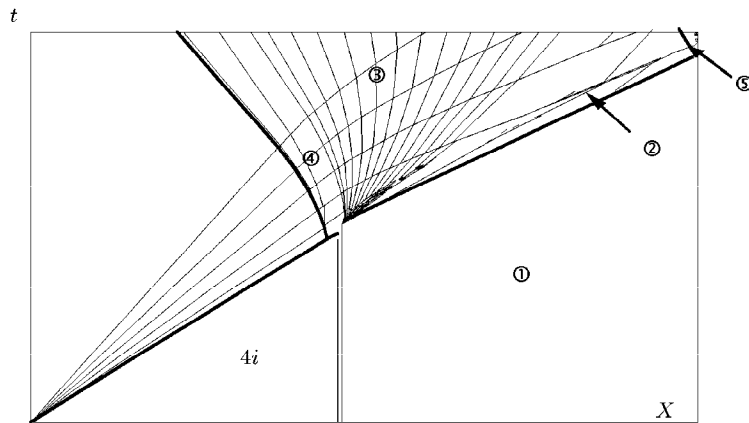


图 5 变截面正向爆轰驱动波图

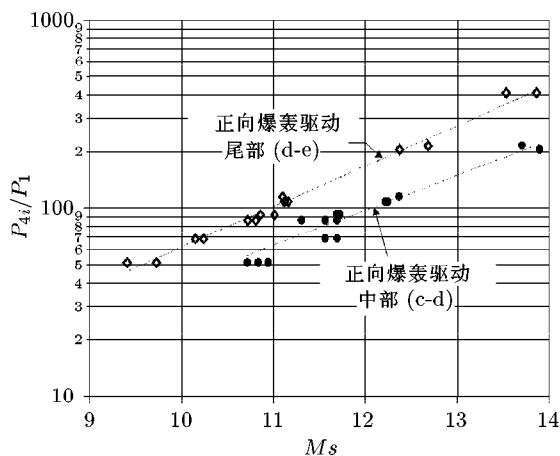


图 6 正向爆轰驱动激波管 P_{4i}/P_1 - M_s 分布

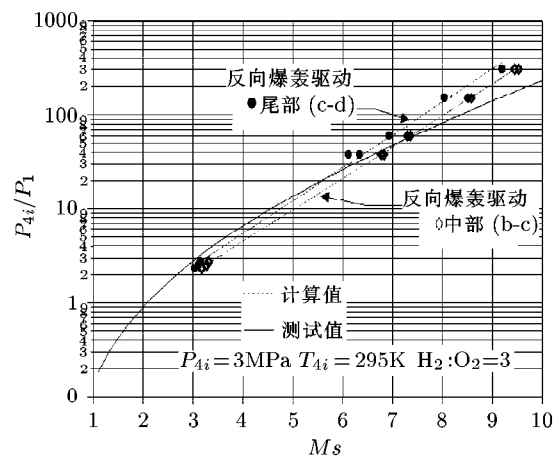


图 7 反向爆轰驱动激波管 P_{4i}/P_1 - M_s 分布

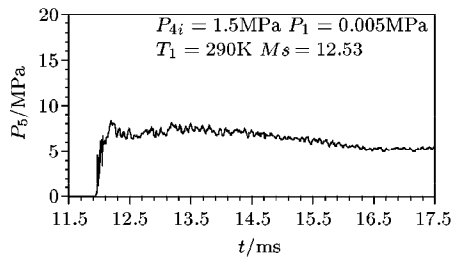


图 8 正向模式贮室压力曲线

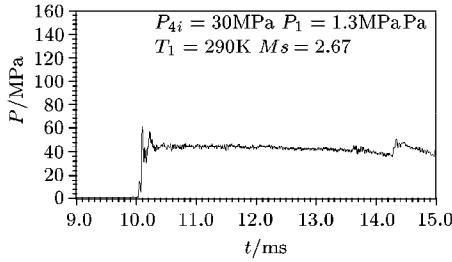


图 9 反向模式贮室压力曲线

4 爆轰驱动高焓激波风洞的改进

为了充分发挥正向爆轰驱动模式的优势,降低稀疏波对驱动气源的影响,提高正向爆轰驱动的气流品质,在调试 JF10 爆轰驱动激波风洞的同时,我们对变截面的正向爆轰驱动段特性进行了深入探讨.利用爆轰波的反射波可改善驱动气源品质的激波动力学现象,提出在爆轰驱动段增设环型扩容腔^[11]或收缩喉道^[12]等新方法,并在新加工的 BH60 爆轰驱动激波管上进行了实验研究.两种不同配置的 BH60 管的结构示意图如图 10 和图 11 所示.

图 12 和图 13 是在 BH60 新型爆轰驱动激波管上进行正向驱动测得的贮室压力曲线.新型爆轰驱动器明显地削弱了 Taylor 稀疏波的影响,无论是驱动能力还是产生的驱动气流品质都优于等直径驱动段的性能.这些研究结果验证了正向爆轰驱动技术的新方法,为进一步提高爆轰驱动激波风洞的性能提供了优化方案.

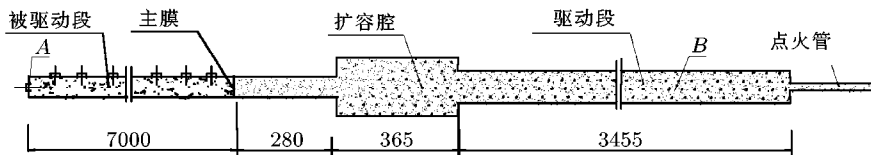


图 10 驱动段串接扩容腔

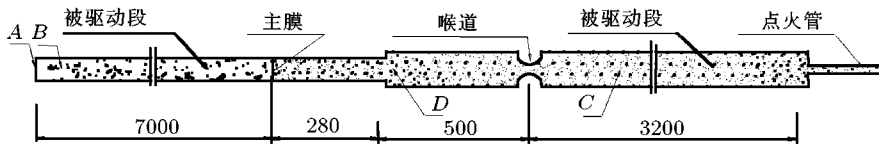


图 11 驱动段串接收缩喉道

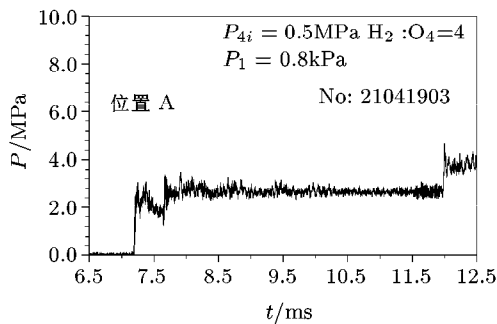


图 12 正向模式串接环型腔时贮室压力曲线

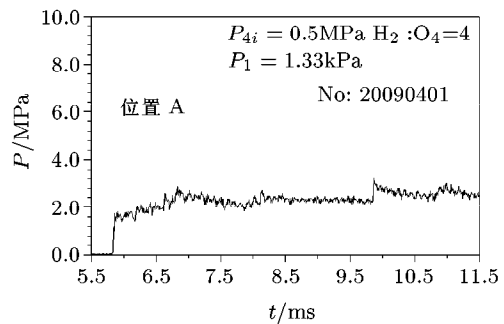


图 13 正向模式串接收缩喉道时贮室压力曲线

5 高焓激波风洞中的瞬态测试技术

应用高焓激波风洞开展气动力与气动物理实验,对测试技术提出了更高的要求.和常规风洞 $10\sim 10^2$ ms 的有效试验时间相比,高焓激波风洞一般只有 $0.1\sim 4$ ms,且试验气流处于高温、高压状态.为此我们探索和发展了一系列新的瞬态测试技术.这里介绍一下皮托压力测量和气动测量新技术.

高焓激波风洞皮托压力测量的主要困难是高焓气流驻点温度比传统的激波风洞高得多,必须有效地加强热防护措施,同时又不能过分降低测量的时间响应.为此我们新设计的压阻传感器在结构上引入了新的特点:(1)设置抗击屏以避免高温气体直接冲击到敏感元件;(2)气流压力经过必要的转折加载到施压腔体;(3)在真空条件下用适当的防护液灌满传感器,它同时起到热防护和传递载荷的作用.实验结果表明上述技术措施达到了预期的目的.图 14 表示自由流中皮托压力沿喷管半径方向分布的测量结果.

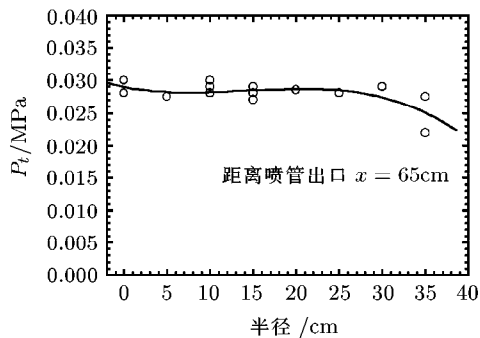


图 14 喷管出口自由流皮托压力沿喷管半径方向的变化

直接把传统激波风洞中的测力技术用于高焓激波风洞会遇到一系列困难.其中最大的困难在于高焓激波风洞中试验气流持续时间更短,支撑系统的振动和应力波难以消除.为此我们探索了“自由型天平”的测量方案,该方案有如下四个主要特点:(1)模型及敏感元件构成的组合体,相对于支撑系统在被测的各个自由度方向上是自由的;(2)用一组加速度计测量瞬态加速度,由此获得气动力;(3)模型初始姿态不依靠支撑结构确定;(4)由具体的设计来保证在气流持续时间间隔中模型角位移,位移的变化影响以及摩擦力的影响可以忽略.采用这一方案研制的三分力天平在炮风洞和高焓激波风洞进行了初步实验,结

果表明这一技术方案可行.图 15 表示这种天平的高焓风洞实验响应曲线.

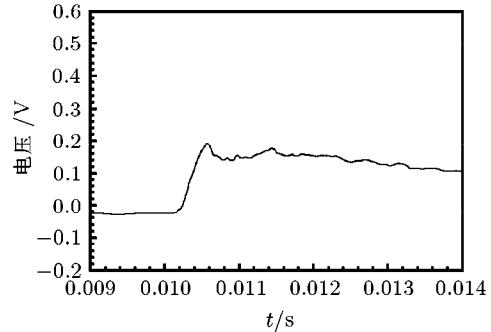


图 15 轴向加速度传感器信号

6 高焓激波风洞试验流场气体组分测量技术

测量高温气体的组分是研究反应气体介质进而诊断试验流场的重要手段.通过判定组分,可分析化学反应规律,确定反应速率常数,预测高温气体效应对气动力、气动热的影响.自由流中一氧化氮诊断技术是进行高温气体组分测量的重要环节.

诊断一氧化氮是为了判断自由流偏离化学/热力学平衡的程度,传统的激波风洞流场诊断中无需此项测量.本测量采用“差比法”瞬态吸收光谱技术,并配套紫外波段动态吸收光谱测量系统.该系统以 Te 元素的心阴极灯为光源,以 OMAIV 为主要探测设备,辅以紫外光电倍增管进行检测.我们选取一氧化氮 γ 带的 214 nm 和 225 nm 的两条谱线作为工作波长.通过静标和激波管动态标定确定这两条谱线对一氧化氮的吸收特性.利用这两条谱线吸收灵敏度相差悬殊的特点,诊断高焓风洞自由流中一氧化氮的微量.测量系统在高焓风洞中工作示意图如图 16 所示.诊断结果表明在高温 8500 K,总压 21.6 MPa 的风洞运行状态下自由流中一氧化氮的含量在 4×10^{14} 分子/cm³ 以下,自由流偏离化学/热力学平衡状态并不严重.

7 结论

高超声速飞行器的研究要求地面试验模拟装置能提供流速快,焓值高的试验气流.目前的高焓风洞大都属脉冲型风洞,其可提供的气源有效试验时间极短(毫秒量级),对风洞实验的测试技术提出了更苛刻的要求,即耐高温、耐冲击、频响快.从我们的研究

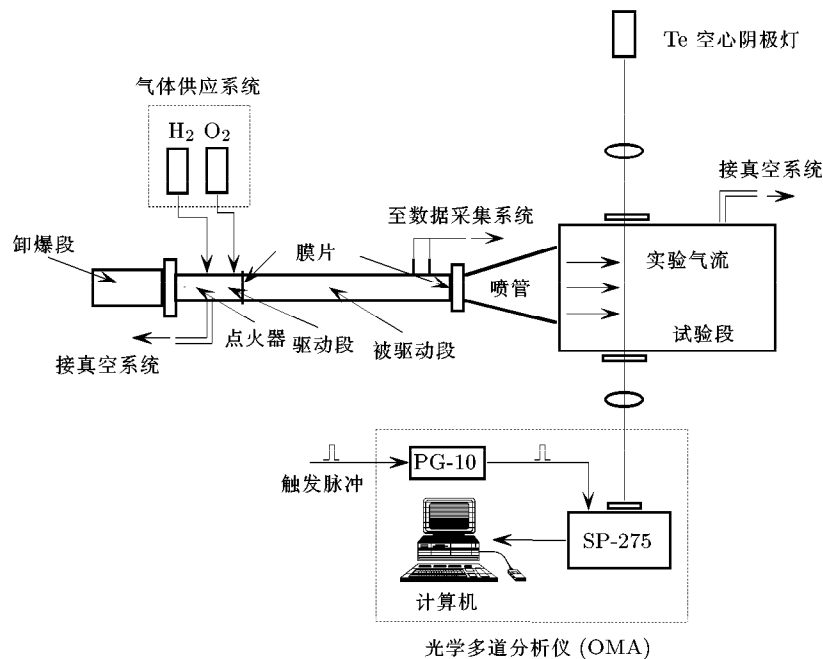


图 16 JF10 氢氧爆轰激波风洞试验流场一氧化氮浓度测量装置

进展来看,爆轰驱动高焓激波风洞具备产生高焓试验气流的能力,且可提供相对较长的有效试验时间,是一种性能良好的高焓激波风洞.此外本文介绍的瞬态测试技术,考虑到了高焓激波风洞的特点,采用了新的皮托测试技术和一氧化氮光谱分析等手段,可用于对高焓、高速流场进行诊断.当然,爆轰驱动高焓激波风洞还存在一些尚待克服的问题,如高温气流对风洞结构的热侵蚀现象、喉道烧蚀以及相配套的高超声速喷管设计等.这些问题的研究进展将使我国高焓试验设备保持世界先进水平,为我国新一代航天飞行器和高超声速飞机的研制提供必要的地面试验模拟装置.

参 考 文 献

- 1 Mous J R, et al. Hypersonic mach number and real gas effects on space shuttle orbit aerodynamics. AIAA, 83-0343, 1983
- 2 Young J C, et al. Space shuttle entry aerodynamic comparisons of flight with predictions. AIAA 81-2476, Nov, 1981
- 3 Underwood J M, et al. A preliminary correlation of orbit shuttle flights (STS 1&2) with preflight predictions. AIAA, 81-2476, Nov, 1981

- 4 Anonymous. Large Energy National Shock Tunnel Description and Capabilities. Buffalo, New York: Arvin Calspan, 1984
- 5 Stalker R T, Morrison W R D. New generation of free piston shock tunnel facilities. In: Proceeding of 17th International Symposium on Shock Tube and Waves Bethem, 1989
- 6 Bird G A. A Note on Combustion Driven Tubes, Royal Aircraft Establishment. AGARD Rep, May, 1957. 146
- 7 俞鸿儒等. 爆轰驱动新进展. 见: 第五届全国激波管与激波会议文集, 1989. 11
- 8 真实气体效应实验研究 (863-2-6-11) 项目鉴定书. 1998年8月
- 9 Taylor. The dynamics of the combustion products behind plane and spherical detonation fronts in explosives. In: Proc of the Royal Society. A, 1950. 235~247
- 10 俞鸿儒, 赵伟, 林建民. 真实气体效应实验研究 (863-2-6-11). 项目验收报告. 1998, 9
- 11 Jiang Z, Yu H R, Takayama K. Investigation into converging gaseous detonation drivers. In: Ball, Hillier, Roberts, eds. Shock Waves, Proceedings of ISSW22, London, UK, July 18~23, 1999
- 12 Zhao Wei, Jiang Z-L. Experimental investigation on detonation driven shock tunnel. In: 7th International Workshop on Shock Tube Technology. Sept 2000. New York, USA