

文章编号: 0258-1825(2009)增刊-0063-06

## 高焓激波风洞爆轰驱动技术研究

赵伟, 姜宗林, 俞鸿儒

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

**摘 要:** 激波风洞爆轰驱动技术利用引爆可燃混合气体快速释放的化学能产生强激波, 压缩激波管的试验气体, 提供产生超高速流动所需的试验气源, 是近十几年来发展成功的激波风洞强驱动方法。本文分布介绍了反向爆轰驱动、正向爆轰驱动和反向爆轰膨胀驱动模式, 分析了应用这些驱动技术产生的高焓、高雷诺数、高超声速流动的气源特点, 探讨了不同驱动模式影响激波风洞性能的关键因素。并重点介绍了反向爆轰膨胀驱动模式, 分析了影响缝合条件的参数以及二次波现象。应用这些爆轰驱动技术, 研制了能够产生总焓为 1000K ~ 8000K, 具有较长试验时间的高品质超高速气流。为开展高超声速气动实验研究奠定了良好的基础。

**关键词:** 正向爆轰驱动; 反向爆轰驱动; 激波风洞; 超高速流动; 高超声速技术

**中图分类号:** O382

**文献标识码:** A

### 0 引言

与传统的空气动力学相比, 超高速流动 (Hypervelocity) 由于流动滞止产生的高温, 导致了空气分子的振动激发、解离、甚至电离, 使得普通空气变成一种不断进行着热化学反应的复杂介质, 其介质和流动特性超出了经典气体动力学理论能够准确预测的范围, 成为空气动力学的前沿学科, 也对地面模拟实验技术研究带来了挑战<sup>[1]</sup>。通常认为<sup>[2,3]</sup>: 传统的空气动力学实验模拟主要要求马赫数和雷诺相似, 实验模型可以缩尺。超高速流动实验模拟要求复现试验气体成分、气流速度、温度以及特征密度。由于化学反应的存在, 实验往往要求大尺度的实验模型。因此, 为了开展超高速气动实验, 复现飞行条件成为高超声速地面实验技术研究的目标, 至少要复现来流速度、温度和气体组分。同时模型的尺度效应也成为高超声速研究日益关心的重要问题。

在几十年来的高超声速实验装备的研制中, 激波管类的脉冲设备以其总温与总压高、模型尺寸大、运行成本低在超高速地面试验设备发展中占有无可替代的地位<sup>[4,5]</sup>。近年来欧美<sup>[6-8]</sup>国家投入大量经费, 以提升激波风洞的尺寸和运行指标, 旨在尽可能地复

现超高速飞行条件。脉冲型高超设备的优势是可产生高温、高压的试验用空气气源, 但是能提供的试验时间较短, 一般仅具有毫秒的量级, 而且随着气流总温的提高, 相应的试验时间也显著缩短。考虑到吸气式高超声速推进系统的超声速燃烧现象和飞行器/发动机的一体化飞气动实验, 则大幅度地提升激波风洞尺度和试验时间是非常必要的<sup>[9]</sup>。

高超声速研究几十年来, 已经发展的高焓激波风洞的驱动方式有加热轻气体 (如氢气和氦气)、自由活塞驱动、爆轰驱动三种。后两种代表了国际高焓高超设备目前的发展方向。美国 Calspan 中心利用加热氢气的方式, 发展了 LENS II 高超声速激波风洞, 其喷管出口直径 1.55m, 气流马赫数 6、7, 试验时间长达 18 ~ 30 毫秒<sup>[9]</sup>。LENS II 研制是成功地, 但是需要的驱动气体量巨大, 而且大量氢气的储存、运输、加热和排放等存在诸多安全因素, 大大地限制了进一步增大风洞尺寸以提风洞性能的可能性。自由活塞驱动方式已经得到了广泛的应用, 澳大利亚、德国、美国、日本都发展了这种类型的风洞。由于自由活塞不存在等速运动区间, 所以稳定试验时间非常有限, 一般短于 2ms。而且驱动技术复杂, 运行成本高。爆轰驱动模式虽然出现与六十年代, 但在近十几年成功地发展

• 收稿日期: 2008-05-31; 修订日期: 2009-01-18.

基金项目: 国家自然科学基金 (90505004, 10632090) 资助.

作者简介: 赵伟 (1966-) 研究员, 博士, 主要从事高温、高超声速空气动力学实验研究.

成为一种先进的驱动技术。

中国科学院力学研究所自八十年代末起开展爆轰驱动技术的系统研究,首先在原 JF8 激波风洞上开展了氢氧爆轰试验,并成功地产生了高品质的高温、高压驱动气源<sup>[10]</sup>。随后于 1990 年建立了 BBF100 爆轰实验管,针对其中的关键技术难题,开展了系统的反向爆轰驱动激波管性能研究,重点解决立即起爆<sup>[11]</sup>;反向爆轰驱动产生的高反射峰压问题<sup>[12]</sup>;高初始压力的均匀、混合<sup>[13]</sup>;氢氧爆轰驱动激波管的性能<sup>[14,15]</sup>等问题,并于 1996 年立项,将原 JF4B 激波风洞/炮风洞改造成为 JF10 爆轰驱动高焓激波风洞(图 1)。

爆轰驱动有正向和反向两种运行模式,各自具有不同的驱动特点。俞鸿儒先生首次提出应用反向爆轰驱动和卸爆技术,成功建立了国际上第一座氢氧爆

轰驱动高焓激波风洞,该风洞还可以运行于正向爆轰驱动模式,在国际上确立了我国在爆轰驱动技术研究方面的领先地位。在俞先生的领导下,中国科学院高温气体动力学重点实验室成功地发展了基于激波反射概念的具有扩容腔的正向驱动技术、模拟动活塞效应的双爆轰驱动技术、具有模拟低端高焓流动的反向爆轰膨胀驱动技术。这些驱动技术使得实验室研制的高超声速高焓流动实验平台具有模拟总温范围 1000K~8000K、总压高达 800 大气压、高雷诺数~ $4 \times 10^8/m$  高焓流动的能力,为开展高超声速的气动力/热、真实气体效应、气动物理等问题的研究创造了条件,同时也为开展吸气式高超声速推进技术、飞行器/发动机一体化气动试验奠定了基础。

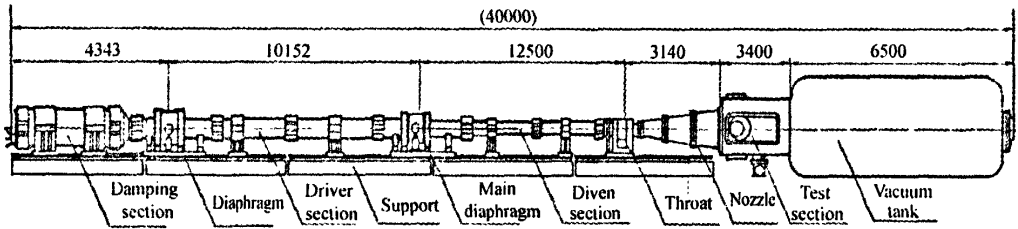


图 1 JF10 爆轰驱动结构示意图  
Fig. 1 Sketch of the JF10 detonation driven shock tunnel

### 1 反向爆轰驱动模式

对于反向爆轰驱动模式,应用 Taylor 稀疏波后压力均匀的高压气体作用驱动气体,非常有利产生稳定的驻室气源。但是爆轰波的末端反射不仅影响了风洞的安全运行,而且其反射波干扰了风洞驻室气源状态,缩短了实验时间。俞鸿儒先生首次提出应用反向爆轰驱动时,应该在激波风洞末端同时应用卸爆技术,以此消去爆轰波反射产生的高温和高压、保证风洞安全影响,另外降低反射波对风洞气源的影响,延长实验时间。由于爆轰产物具有较高的声速,所以具有产生高  $P_2$  状态的优势。通常高雷诺数状态所需的总温以不冷凝为标准,总压值则需上百兆帕。图 2 所示了反向爆轰驱动模式的运行波图。对于反向爆轰模式,在图 1 所示的激波风洞主膜处引爆混合气体,领域爆轰波后的气体在激波管产生入射激波,爆轰波向上游传播进入卸爆段。

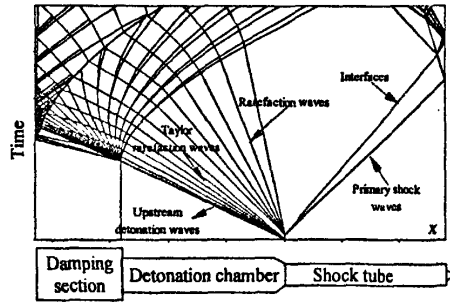


图 2 反向爆轰驱动运行波图  
Fig. 2 The  $x-t$  wave diagram of the backward detonation - driven shock tube

如果采用氢氧混合气体,由于爆轰产物的声速较高、高  $P_2$  状态对应的极限入射激波马赫数为  $Ms = 3.2$ 。图 3(a) 给出了爆轰初始压力为 3.5MPa 时的实验结果,产生的入射激波马赫数为  $Ms = 2.5$  时,

获得的驻室气源参数为  $P_5 = 55\text{MPa}$ ,  $T_5 = \sim 1100\text{K}$ , 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, 而声速较低, 高  $P_5$  状态的极值点在  $Ms \sim 2.3$  左右。图 3 (b) 所示了采用初始压力 3MPa 的乙炔/空气混合气体的实验结果, 获得的气源参数  $P_5 = 80\text{MPa}$ ,  $T_5 \sim 1000\text{K}$ 、流场雷诺数约  $4 \times 10^8/\text{m}$ 、压力平台时间约 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的气动试验具有更明显的优势。

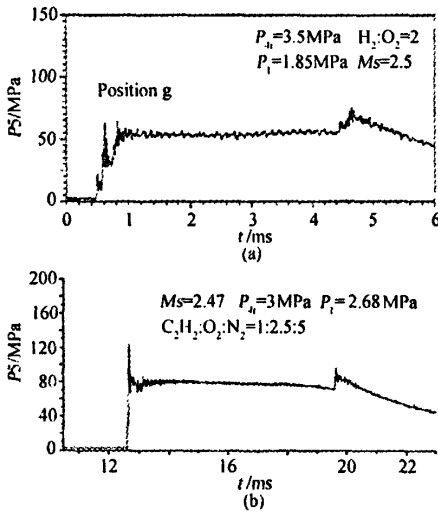


图3 氢/氧(a), 乙炔/空气(b)反向爆轰高  $P_5$  总压曲线  
Fig. 3 High  $P_5$  pressure curves for hydrogen/oxygen (a) and acetylene/air (b) detonation-driven shock tunnel

## 2 正向爆轰驱动模式

相对于自由活塞驱动, 应用反向爆轰获得的试验气流总焓相对较低, 而正向爆轰具有更强的驱动能力, 是一个重要的研究方向。对于图 1 所示的激波风洞结构, 正向爆轰模式在风洞上游末端起爆, 在激波管产生的入射激波强度远高于反向爆轰, 但是 Taylor 稀疏波的影响使得入射波衰减严重, 成为应用正向爆轰模式必须克服的主要问题。我们首先提出一种具有变截面的爆轰驱动器, 采用驱动段内径 150mm、被驱动段内径 100mm 和 60°角的过渡段, 其运行波图如图 4 所示。由图可见, 爆轰波从上游传播到主膜处过渡段附近时, 产生了激波汇聚, 削弱了爆轰波后 Taylor 稀疏波影响的强度。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。

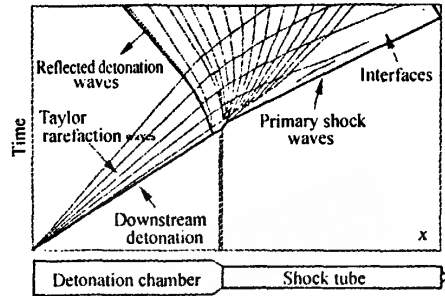


图4 正向爆轰驱动运行波图  
Fig. 4 Wave diagram of the forward detonation-driven shock tube

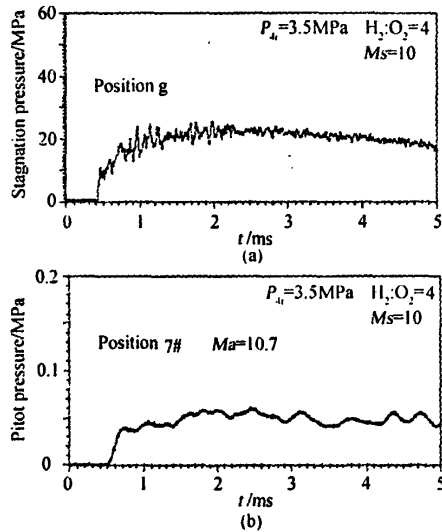


图5 总压和皮托压力曲线  
Fig. 5 Total pressure histories and pitot pressure histories

设定氢氧混合气的初始压力为 3.5MPa, 图 5 分别表示了应用正向爆轰驱动模式在风洞驻室和试验段测得的总压以及皮托压力曲线。对应的气源总焓约为 14.5MJ/kg, 试验流场气流速度 4860m/s。在此基础上开展了一系列对比实验<sup>[17]</sup>, 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, 而且气源品质良好, 由此验证了正向爆轰驱动对于高焓流动实验的适用性。

为进一步改善气源品质, 高温气体动力学重点实验室先后开展了扩容腔技术<sup>[18]</sup>、双爆轰驱动<sup>[19]</sup>、串接喉道<sup>[20]</sup>等方法研究, 并取得成功。已经把 JF10 逐渐地改造成为能够模拟总温高达 8000K, 驻室压力平台超过 6ms 的高性能高焓激波风洞。图 6 给出了应用

扩容腔技术获得的总压曲线,其平稳性预示了试验气流的良好品质。

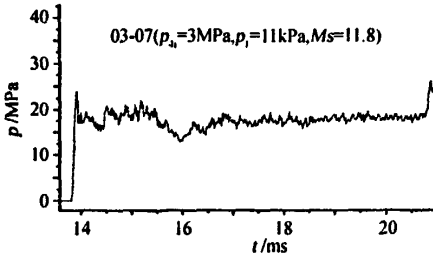


图6 应用扩容腔技术改进的JF10的总压曲线  
Fig. 6 Total pressure histories at JF10 driven section

### 3 反向爆轰膨胀驱动模式

吸气式高超声速飞行器的飞行速度范围一般为马赫数4~8,需要模拟试验气流的来流总温在1000K~3000K之间,来流总压在1MPa~11MPa之间,需要重点研究的是高超声速飞行器的气动力/热、发动机内部的超声速燃烧过程、发动机/飞行器一体化流动规律、高超声速飞行器气动光学特性等等。由于高超声速流动耦合了热化学反应、高速燃烧过程以及热辐射等现象,传统的雷诺数和马赫数实验模拟准则在这种具有多尺度效应情况下明显不足;为了有效地开展高超声速地面实验,试验气流需要满足下述几个参数:

自由流速度、自由流总焓、飞行压力、纯净试验气体、化学反应进程。世界上还没有可以全部满足上述几个参数的试验装备,但是激波风洞具有良好的发展潜力,主要问题是试验时间太短。

根据反射型激波风洞的特点,如果希望获取较长的试验时间,激波风洞必须工作于缝合运行条件。基本概念是通过匹配驱动气体声速,使得反射激波与接触面相遇时完全透射,以保证激波风洞驻室气源在要求的试验时间里维持一个较为恒定的状态。为了利用爆轰驱动的优势,产生满足缝合运行条件要求的驱动气体参数,俞鸿儒先生提出了“小驱动器”驱动“大激波管”的新方法,简称为反向爆轰膨胀驱动模式。具体思路是利用变截面技术将爆轰产物有效地膨胀,使其热力学状态降低到满足缝合条件的参数,从而产生所需要的长试验时间。为了验证这种新驱动模式的有效性,我们利用JF8A激波风洞改装而成一座实验装置,其结构示意图如图7所示。其驱动段内径86mm,长11.1m,被驱动段内径155mm,长12.8m;卸爆段内径150mm,长4.6m。实验采用乙炔/空气作为爆轰气体和在主膜处起爆的反向爆轰驱动模式。以反向爆轰膨胀驱动模式工作的激波管运行波图如图8所示。与其它驱动模式相比,图8揭示了二次波的存在,它有可能干扰驻室状态,影响激波风洞的性能。



图7 长试验时间爆轰驱动实验装置结构示意图  
Fig.7 Sketch of the experimental facility operated in a backward detonation expansion mode for long test time

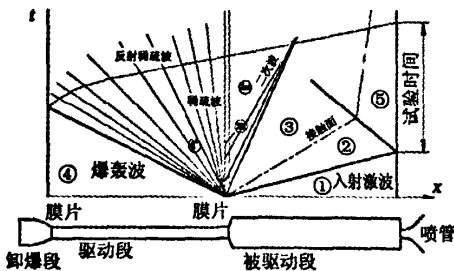


图8 “小驱大”爆轰驱动激波管波图  
Fig.8 The x-t diagram of a shock tunnel operated in a backward detonation expansion mode

应用图7所示的实验装置,开展了反向爆轰膨胀

驱动模式的可行性实验验证。图9分别给出了在图7中标注的4、5、8号测点的压力曲线。曲线中的第二个后台阶表明了二次波的位置,其强度可以由台阶前后两个平台的相对幅值比来度量。实验结果表明:如果应用适当的膨胀过程控制二次波强度,那么由于粘性和激波/边界层相互作用的影响,二次波的强度将随着传播距离的增加而逐渐减弱,最终发散成为一系列膨胀波,可以大大降低其对下游驻室气源的影响。

图10给出了在激波管末端测得的驻室压力曲线。实验采用乙炔/空气/氧气,混合比为  $C_2H_2:O_2:N_2 = 1:2.5:6.5$ ,末点激波速度  $M_s = 4.9$ ,气流总温  $T_3$

~2750K,压力平台稳定时间达 15.5ms。实验结果成功地验证了应用反向爆轰膨胀驱动模式获得稳态长试验时间高温高压气源的可行性。依据上述结果,如果按照图 7 所示实验装置的尺度成比例地增长到 200 米左右,则激波风洞驻室的压力平台时间可达 100 毫秒。这样长的试验时间能够满足带超燃冲压发动机试验的需求。

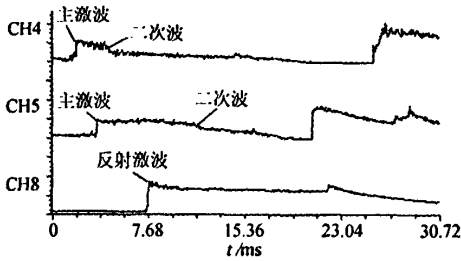


图 9 实验获得的 4°、5°、8°测点压力曲线

Fig. 9 Pressure histories recorded at 4° 5° 8° measurement points, respectively

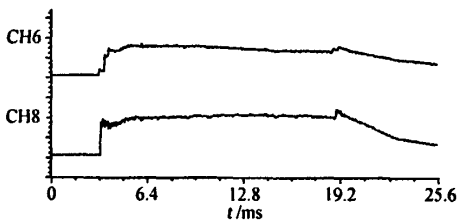


图 10 驻室压力测量曲线

Fig. 10 Tested pressure histories at shock tunnel room

## 4 结论

本文研究了三种高焓激波风洞爆轰驱动模式,在获得高焓、高雷诺数、长试验时间的超高速气流方面都获得了成功的验证。应用这些技术研制的高温气体实验平台具有模拟飞行速度 1500m/s ~ 6000m/s、自由流总温在 1000K ~ 8000K 之间,总压在 1MPa ~ 80MP 的能力。研究证明爆轰驱动技术在激波风洞中的应用是成功的,将为高温气体动力学科的研究与发展发挥重要作用。

## 致谢

本文的研究工作是在俞先生的关怀与指导,全体课题组成员多年共同努力的结果。值俞鸿儒先生八十年华诞之际,作为学生衷心地感谢先生多年来在学术

上的悉心指导,并祝先生健康长寿。另外也感谢陈宏和林建民等人的大力协助与有益讨论。本研究工作得到了国家自然科学基金的资助(项目批准号:90505004 和 10632090),在此表示衷心感谢。

## 参 考 文 献:

- [1] BERTIN J J, CUMMINGS R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena [J]. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2006, 38:129-57.
- [2] DUNN M G, LORDI J A and HOLDEN M S. Facility requirements for hypersonic propulsion testing, High speed flight propulsion systems Vol. 137 [R]. progress in Astronautics and Aeronautics, 1990, AIAA Washington, DC.
- [3] ERDOS J I. Ground testing abilities, inabilities and options for scramjet development [R]. 1997, AIAA paper 97-3014.
- [4] HOLDEN M S. Design, development and calibration of the LENS facility [R]. AFOSR-TR. 1994, 94-0161.
- [5] DUNN M G, MOLLER J C and STEELE R C. Development of a new high-enthalpy shock tunnel [R]. 1988, AIAA-88-2782.
- [6] ERDOS J I, CALLEJA J and TAMAGNO J. Increases in the hypervelocity test envelope of the hypulse shock-expansion tube [R]. 1994, AIAA 94-2524.
- [7] HOLDEN M S et al. Hypervelocity study in the LENS facility [R]. 1995, AIAA 95-6040
- [8] CARLOS TIRRES. The future of hypersonic wind tunnels [R]. AIAA 1999, 99-0819.
- [9] HOLDEN M S, PARKER R A. LENS hypervelocity tunnels and application to vehicle testing at duplicated flight conditions, advanced hypersonic test facilities [J]. *Progress in AIAA*, 2002, . 198: 73-110
- [10] YU H-R, ESSER B, LENARTZ M, CRONIG H. Gaseous detonation driver for a shock tunnel [J]. *Shock Waves*, 1992, 2: 245-254.
- [11] 张欣玉,俞鸿儒,赵伟,李仲发. 氢氧爆轰直接起始实验研究[J]. *流体力学测量与控制*, 1996, 10(3): 63-68.
- [12] 赵伟,李仲发,谷韶华,俞鸿儒. 氢氧爆轰波与界面的相互作用[J]. *流体力学测量与控制*, 1996, 10(3): 41-46.
- [13] 赵伟,俞鸿儒. 过临界喷管充气混合装置[J]. *空气动力学学报*[J], 1999, 17(3): 279-284
- [14] YU-HR, ZHAO WEI. The use of oxy-hydrogen detonation driver for generation of high enthalpy flow invited lecture [A]. 21st RGD International Conference [C]. 1995, Beijing.

- [15] 俞鸿儒, 赵伟. 氢氧爆轰驱动激波风洞性能[J]. 流体力学测量与控制, 1993, 7(3):38-42.
- [16] 林建民, 赵伟等. 超高抗力排水消波装置实验研究报告[R]. IMCAS, 1997, CR-97001.
- [17] ZHAO W, JIANG Z L, SAITO T, LIN J M, YU H R and TAKAYAMA K. Performance of a detonation driven shock tunnel[J]. *Shock waves*, 2005, 14(1-2):53-59.
- [18] JIANG ZL, ZHAO W, WANG C and TAKAYAMA K. Forward - running detonation driver for high - enthalpy shock tunnels[J]. *AIAA, J.* 2002, 40(10):2009-2016
- [19] 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
- [20] ZHAO W, JIANG Z - L. Performance of the detonation driven shock tube with a converging throat[J]. 流体力学实验与测量, 2001, 15(2):34-40

## Study on detonation drivers for high - enthalpy shock tunnels

ZHAO Wei, JIANG Zong - lin, YU Hong - ru

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

**Abstract:** In detonation - driven shock tunnels, strong shocks can be generated in shock tubes with chemical energy to compress test gases for hypervelocity experiments. Recently, the detonation driven shock tunnel has become a promising advanced hypersonic test facility. The detonation drivers were introduced in the paper, including the backward detonation driver, the forward detonation driver and the backward detonation - expansion driver. The reservoir states were analyzed to examine the different detonation drivers. The backward detonation - expansion driver was discussed more to investigate into matching operation condition and secondary waves. With those detonation drivers, an excellent test platform was developed to replicate the hypervelocity flight conditions for air - breathing hypersonic vehicles. High - enthalpy test flows were generated with the total temperature from 1000K ~ 8000K with long test duration. Such the flows provide the hypersonic study with the outstanding experimental facilities.

**Key words:** forward detonation driver; backward detonation driver; shock tunnel; hypervelocity flow; hypersonic techniques.