

高焓激波风洞有效试验时间的诊断

汪球, 赵伟*, 余西龙, 姜宗林

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

摘要: 高焓激波风洞能够产生模拟高马赫数飞行条件的气流总温, 是研究高温真实气体效应以及再入物理问题的有效试验装备, 但是激波风洞的试验时间较短, 且随着气流焓值的提高大幅降低, 仅为几毫秒, 因此试验测试数据曲线中有效时间段的分辨十分重要, 它直接影响到试验结果的可靠性及精度。鉴于此, 采用压力测量、静电探针测量、非接触光学测量和热流测量的方式, 针对中国科学院力学研究所 JF-10 高焓激波风洞 16 MJ/kg 总焓、7 700 K 总温的流场状态, 对比研究了风洞喷管的起动时间以及有效测试时间。试验结果表明: 静电探针测量方法最为有效地分辨了喷管起动时间段、有效试验时间段以及驱动气体的到达; JF-10 高焓风洞在 16 MJ/kg 的状态下, 喷管起动时间约为 1.3 ms, 风洞有效试验时间约为 2 ms。

关键词: 高焓激波风洞; 有效试验时间; 爆轰驱动; 静电探针; 压力

中图分类号: V211.751 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2015)11-3534-06

受驱动能力或者高温高压气源的限制, 以及设备材料的强度及温度的束缚, 目前地面上完全复现高马赫数飞行的来流条件和尺度仍然是一个非常有挑战性的课题, 通常地面试验设备是模拟高超声速流动的某些关键参数来研究与之相关的流动现象^[1-2]。高焓激波风洞以其较高的焓值, 可产生模拟高超声速飞行所需的速度及总温条件, 具有研究高温真实气体效应的能力。相比于其他高焓设备如激波管(试验时间短)、弹道靶(模型尺度小)和电弧风洞(总温不足)等, 它具有不可替代的优势及广泛的发展前景^[3], 是当前开展再入问题研究的有效地面试验设备。

高焓激波风洞利用强激波将空气加热到很高的温度和压力, 然后通过喷管将加热气源膨胀加速到设计的马赫数。与国际上所有的高焓激波风洞类似, 压缩试验气体的强激波速度较高, 导致高

焓激波风洞流场试验时间一般很短, 仅为毫秒量级, 且焓值越高, 试验时间越短, 如 T4 自由活塞激波风洞在焓值大于 15 MJ/kg 时, 试验时间小于 1 ms^[4]。另外, 有效试验时间受到喷管起动激波、反射激波/边界层/接触面相互作用导致的气体污染等影响^[5-6], 使得风洞试验结果数据曲线中有效区域的分辨存在较大的难度, 进而影响到试验结果的可靠性以及精度, 因此确定高焓激波风洞流场的有效试验时间成为风洞试验的必需。Hannemann 等^[7]在 HEG(High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen)高焓风洞中利用皮托压力、驻室压力和静压的对比测量基本分辨了风洞喷管起动时间及有效试验时间, 其风洞驱动气体为氦气。Paull 和 King^[8]提出了一种由方形槽道和楔劈组成的试验装置, 利用不同气体在楔面上产生的激波角不同以及气流因为壅塞导致压力升高来

收稿日期: 2014-12-03; 退修日期: 2014-12-15; 录用日期: 2015-01-08; 网络出版时间: 2015-01-13 09:45

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2015.0014.html

基金项目: 国家自然科学基金(11402275)

* 通讯作者. Tel.: 010-82544001 E-mail: zw@imech.ac.cn

引用格式: Wang Q, Zhao W, Yu X L, et al. Effective test time measurement research for high enthalpy shock tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(11): 3534-3539. 汪球, 赵伟, 余西龙, 等. 高焓激波风洞有效试验时间的诊断[J]. 航空学报, 2015, 36(11): 3534-3539.

评定试验气体和驱动气体;Sudani 和 Hornung^[9]则改进了这种装置,在 T5 自由活塞高焓风洞中开展了试验验证,T5 风洞的驱动气体为氩气和氦气的混合气体。Chue 等^[10]则针对 HYPULSE 爆轰驱动风洞,通过数值方法表明,爆轰驱动气体和试验气体的比热比 γ 基本相当,喷管出口气流的马赫数、压力等对驱动气体的到达并不敏感,上述测压及利用激波角区分不同气体的装置在轻气体(氢气、氦气)驱动的激波风洞中是可行的,但在爆轰驱动高焓风洞中难以应用。

20 世纪 90 年代,中国科学院力学研究所利用俞鸿儒等^[11]提出的爆轰驱动方法获得了强激波和高焓气流,以此为基础建立了系列激波风洞,获得了高品质的高焓试验气流,其中的典型代表就是 JF-10 爆轰驱动高焓激波风洞,它可产生总温为 8 000 K,总压为 80 MPa 的高焓试验气源,为开展高超声速气动/热、真实气体效应以及气动物理等问题的研究提供了基础支撑条件^[12]。作为国内唯一的高焓激波风洞,JF-10 早期是通过测压方式初步分辨有效试验时间,且风洞试验以测热为主,对试验时间要求相对宽松。目前风洞在发展其他测试技术,如测力、点火试验等,这

些则要求对试验时间进行精确分辨。本文针对 JF-10 风洞利用正向爆轰驱动调试得到的稳定试验状态,总焓为 16 MJ/kg、总温为 7 700 K,采用多种测量方式,详细研究了风洞喷管流场的起动时间以及有效试验时间,为风洞后续试验方案的设计以及试验结果的分析提供可靠的依据。同时,本文研究方法能够为类似短试验时间脉冲设备(如激波管、膨胀管等)的流场分析提供参考。

1 试验设备

JF-10 爆轰驱动高焓激波风洞结构示意图如图 1 所示,风洞主体结构长约为 42 m,它由爆轰驱动段、卸爆段、被驱动段、喷管、试验段、真空容器及真空抽气机等组成。试验喷管出口直径为 500 mm,锥度为 $7^{\circ}7'$ 的锥形喷管,喉道直径为 11 mm。利用驱动段爆轰波后产生的高温、高压气体作为驱动气体,风洞可以在获得高总焓的同时具有高总压的试验气流,具有模拟高温气体效应的能力。大量的理论分析、试验研究以及数值模拟为其工作原理、驱动性能及驱动的关键技术方面提供了可靠的依据,并且改善了试验气流的品质^[13-17]。

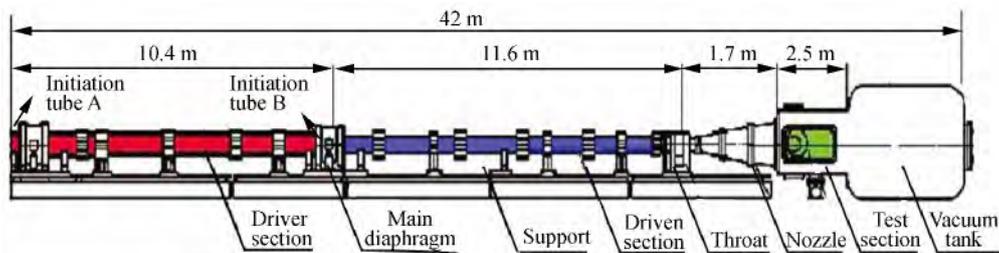


图 1 JF-10 高焓激波风洞结构示意图

Fig. 1 Sketch of JF-10 high enthalpy shock tunnel

目前调试较为稳定的试验状态参数如表 1 所示,表中: p_1 为被驱动段初始压力; H_0

表 1 风洞运行参数

Table 1 Parameter of shock tunnel

Parameter	Value
$H_2:O_2$	4:1
p_{4i}/MPa	2.5
p_1/kPa	7.5
T_0/K	7 700
$H_0/(\text{MJ}\cdot\text{kg}^{-1})$	16

为驻室总焓; T_0 为驻室总温。驱动段中初始充气压力 $p_{4i}=2.5 \text{ MPa}$,氢氧混合比为 4:1,通过正向爆轰驱动方式来获得高温高压的驱动气体^[17]。常用状态下,焓值能达到约 16 MJ/kg、总温约 7 700 K,能够模拟高空高超声速飞行时气流中发生的一些复杂物理化学现象。

2 测量方法和试验结果分析

有效试验时间是风洞流场状态的重要参数,高焓激波风洞的有效试验时间主要取决于驻室试

验气体状态维持恒定的时间,实际试验时间远比理论值短得多,而反射激波/边界层/接触面的相互作用导致的试验气体污染是一个重要的影响因素。与活塞驱动激波风洞(如 HEG)不同,爆轰驱动激波风洞(如 JF-10)驱动气体是氢氧爆轰后的产物,主要是水蒸汽,比热比和试验气体(一般为空气)相当,这导致了它比活塞驱动激波风洞更难区分驱动气体和试验气体,同时,不同的试验状态对诊断方法也会带来不同的要求。本文发展了以下方法对 JF-10 风洞流场的有效试验时间进行诊断分析。

2.1 压力测量

压力传感器频响快、量程范围宽,在动态压力测量中已广泛使用,它也是高焓风洞的常规测量手段。Hannemann 等^[7]在 HEG 高焓风洞中开展了皮托压力、驻室压力和静压的对比测量,而对于 JF-10 高焓风洞而言,常用喷管由于膨胀比较大(喷管名义马赫数为 12),本文状态下喷管出口静压低,约为 100 Pa,远远低于当前传感器测试量程,导致静压的测量误差相对较大,因此本文只开展了皮托压力以及驻室压力的测量。

图 2 给出了同一次试验中的驻室压力 p_0 及皮托压力 p_t 曲线,驻室压力传感器安装在被驱动段(Driven section)末端,皮托压力传感器安装在喷管出口中心线位置。

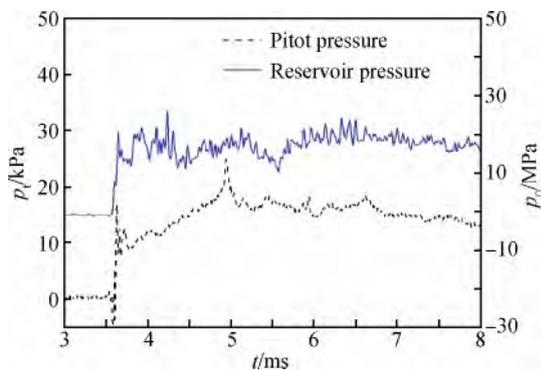


图 2 驻室压力及皮托压力曲线

Fig. 2 Reservoir and Pitot pressure histories

其中为了方便作图,驻室压力曲线向右平移了 0.7 ms,这表明气流从驻室流向喷管出口的时间为 0.7 ms,同时皮托压力传感器信号跳跃,经过约 1.3 ms 的起动时间后,喷管出口基本形成稳

定流场,压力曲线存在约 2 ms 的稳定阶段,驱动气体夹杂在试验气流中会导致压力曲线呈现下降趋势。对比驻室压力及皮托压力曲线能明显地看出喷管流场建立所需的时间 t 约为 1.3 ms,但是驱动气体的到达对皮托压力的影响并不十分明显,压力的下降幅度较慢,单纯依靠压力测量不能从数据曲线中准确分辨有效试验时间段,有待进一步论证。

2.2 静电探针测量

静电探针广泛用于等离子体流中电子温度、电子密度等参数的局部诊断,是低密度等离子体的有效测量手段,其具有结构简单和空间分辨率较高等特点。本文使用的探针直径为 0.3 mm,长度为 8 mm,探针和尖劈模型之间电绝缘,模型接地,当在探针上施加的负电压(-18 V)达到一定程度时,探针周围形成的屏蔽电场足以使电子无法到达探针表面,此时探针收集的电流为饱和离子流,由此推算电子密度。静电探针测量原理及探针电路结构参见文献^[17]。电子密度与探针所接触气体的种类及温度密切相关,由电子密度信号曲线即可初步推算试验气体与驱动气体的分界,乐嘉陵等^[18]就利用了 Langmuir 探针在力学研究所的 $\Phi 800$ 激波管中分辨了试验气流和驱动气流,诊断了激波管的有效试验时间。

图 3 给出的是探针在 10° 尖劈模型分布示意图,在距离模型前缘 20 mm 位置处,垂直于壁面方向布置了 5 个测点,依此编号为 Na 1~Na 5。

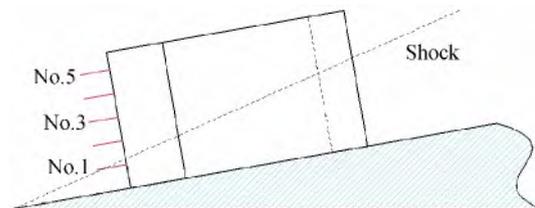


图 3 试验模型及探针布置示意图

Fig. 3 Sketch of test model and probe distribution

图 4 给出了靠近壁面测点(图 4(a))和最外侧 3 个测点(图 4(b))的探针信号曲线以及驻室压力曲线,其中压力曲线向右平移了 0.7 ms,和压力测量曲线基本一致,从 3.6~5.0 ms 为喷管起动时间,起动激波的作用使得探针信号有较大

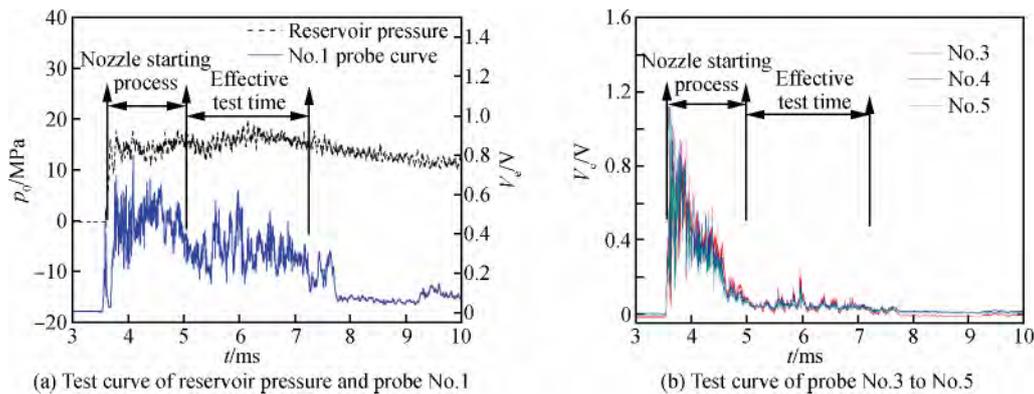


图4 驻室压力及探针电压信号曲线

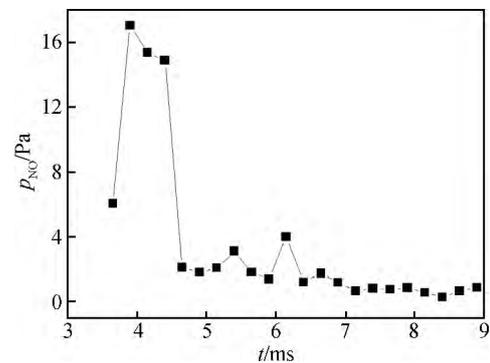
Fig. 4 Test curve of reservoir pressure and probe signal

输出, 4 条探针信号在此阶段内的幅值基本相当。曲线从 5.0~7.5 ms 期间, 模型形成均匀外流场, 图 4(a) 中电子密度信号值 V_e 远高于图 4(b) 中 3 号、4 号和 5 号探针, 它处于模型边界层内部, 高温导致其电离程度较其他探针增强。3 号、4 号和 5 号探针则处于自由流中, 3 条信号曲线趋于一致, 从另一方面也反映了自由流场的均匀性。从 7.7 ms 往后, 探针信号急剧下降, 主要源于驱动气体的到达。从 5~7 ms 阶段内可认为是当前状态下流场的有效试验时间, 也基本对应于图 2 中皮托压力信号的平稳阶段。由上述分析可知, 静电探针测量方法能较为明显地分辨喷管起段时间、有效试验时间段以及驱动气体的到达, 此方法较压力测量更直观精确。

2.3 吸收光谱测量 NO 浓度

光学诊断技术由于其非侵入式测量、对流场无干扰的优点得到了广泛应用。图 5 给出了曾徽等利用吸收光谱技术对 JF-10 高焓风洞自由流 NO 浓度的诊断结果, 具体测量理论及试验安排参见文献[19], 纵轴 p_{NO} 为自由流 NO 分压。与静电探针测量结果类似, 气流到达喷管出口后, 起动的激波导致 NO 浓度急剧增加, 其数值和真空容器所能达到的真空度密切相关, 起动的喷管形成均匀自由流流场, NO 浓度趋于稳定, 自由流 NO 分压压力为 2~3 Pa, NO 的浓度随驱动气体的到来略有下降, 但是降幅并不明显, 其喷管起时间和有效试验时间基本和其他方法能够相互印证, 但由于当前自由流压力较低, 仅为 100 Pa, NO

分压本身是一个小量, 测量精度受到限制, 利用此方法诊断有效试验时间在当前状态下也有局限性, 但是对于 NO 分压较高的状态则有一定优势。

图5 NO 浓度试验曲线^[19]Fig. 5 Test curve of NO concentration^[19]

2.4 热流测量

高焓流动环境下的气动加热是高超声速飞行器面临的一个严峻的问题, 须对飞行器表面热流率进行准确预测^[20], 这使得高焓风洞中的气动热准确测量变得十分有价值。同时, 由于风洞试验时间较短, 气动力的准确测量难度较大, 气动热则是当前国内外高焓风洞研究的主要工作。

图 6 给出的是半锥角为 7° 的尖锥模型在距离前端 266 mm 处测点的热流曲线, q_w 为壁面热流值, 传感器为 E 型同轴热电偶。由图 6 可知有效试验区域的准确判断将影响热流结果, 从而影响到测量精度。热流曲线能明显地分辨起动的激波的

干扰, 喷管起动时间和其他方法获得的结果相当。随着驱动气体对试验气流的污染, 热流呈现下降的趋势, 流场有效试验时间准确诊断才能保证测量精度, 结合前面诊断方法可认为 5~7 ms 为有效数据。

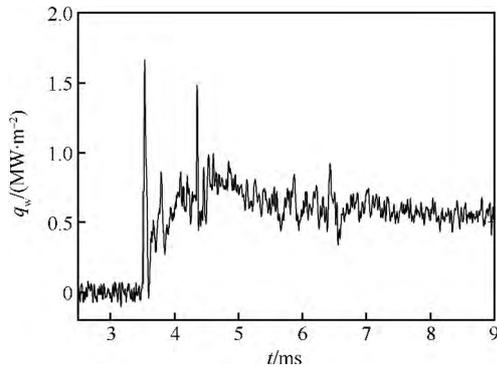


图 6 热流试验曲线

Fig. 6 Test curve of heat flux

3 结 论

针对 JF-10 高焓激波风洞利用正向爆轰驱动调试得到的稳定试验状态, 开展了压力测量、静电探针测量、非接触光学测量 NO 浓度和热流测量的试验工作, 对比诊断了风洞喷管流场的起动时间以及有效试验时间。试验结果表明:

1) 当前试验状态下, 气流从驻室到达喷管出口时间约为 0.7 ms, 喷管起动到建立稳定流场所需时间约为 1.3 ms, 有效试验时间约为 2 ms。

2) 爆轰驱动气体对试验气体的污染对压力、NO 浓度和热流的测量影响相对较小, 对电子密度测量影响则较大。

3) 在测量有效试验时间中, 建议将静电探针测量方法与压力测量方法相结合使用, 且这两种方法原理简单, 风洞试验成本也较低。

参 考 文 献

- [1] Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38: 129-157.
- [2] Yu Z B, Liu Z C, Chen Z H, et al. Structure design and research of 2 m supersonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 197-207 (in Chinese).
- 虞择斌, 刘政崇, 陈振华, 等. 2 m 超声速风洞结构设计

与研究[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 197-207.

- [3] Yu H R, Zhao W, Yuan S X. Shock tunnel with H₂-O₂ detonation driver[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1993, 7(3): 38-42 (in Chinese).
- 俞鸿儒, 赵伟, 袁生学. 氢氧爆轰驱动激波风洞的性能[J]. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3): 38-42.
- [4] Boyce R R, Takahashi M, Stalker R J. Mass spectrometric measurements of driver gas arrival in the T4 free-piston shock-tunnel[J]. Shock Waves, 2005, 14(5/6): 371-378.
- [5] Petersen E L, Hanson R K. Nonideal effects behind reflected shock waves in a high-pressure shock tube[J]. Shock Waves, 2001, 10(6): 405-420.
- [6] Li J P, Feng H, Jiang Z L. Gas contamination induced by the interaction of shock/boundary layer in shock tunnel[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2008, 40(3): 289-296 (in Chinese).
- 李进平, 冯珩, 姜宗林. 激波/边界层相互作用诱导的激波风洞气体污染问题[J]. 力学学报, 2008, 40(3): 289-296.
- [7] Hannemann K, Schnieder M, Reimann B, et al. The influence and the delay of driver gas contamination in HEG, AIAA-2000-2593[R]. Reston: AIAA, 2000.
- [8] Paull A, King M D. A driver gas detection device for shock tunnels[J]. Shock Waves, 1995, 4(5): 289-291.
- [9] Sudani N, Hornung H G. Gasdynamical detectors of driver gas contamination in a high enthalpy shock tunnel[J]. AIAA Journal, 1998, 36(3): 313-319.
- [10] Chue R S M, Tsai C Y, Bakos R J. Driver gas contamination in a detonation driven reflected shock tunnel[J]. Shock Waves, 2004, 13(5): 367-380.
- [11] Yu H R, Esser B, Lenartz M, et al. Gaseous detonation driver for a shock tunnel[J]. Shock Waves, 1992, 2(4): 245-254.
- [12] Jiang Z L, Yu H R. Progress of the research on hypersonic shock tunnels[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 766-776 (in Chinese).
- 姜宗林, 俞鸿儒. 高超声速激波风洞研究进展[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 766-776.
- [13] Yu H R. Oxyhydrogen combustion and detonation driven shock tube[J]. Acta Mechanica Sinica, 1999, 15(2): 97-107.
- [14] Jiang Z L, Zhao W, Wang C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels[J]. AIAA Journal, 2002, 40(10): 2009-2016.
- [15] Zhao W, Jiang Z L, Saito T, et al. Performance of a detonation driven shock tunnel[J]. Shock Waves, 2005, 14(1-2): 53-59.
- [16] Li J P. Investigation into essential problems of detonation-driven high enthalpy shock tunnels[D]. Beijing: Institute

- of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2007 (in Chinese).
- 李进平. 爆轰驱动高焓激波风洞关键问题研究[D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2007.
- [17] Wang Q. Experimental study on characteristics of heat transfer and electron density in high enthalpy flow[D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2013 (in Chinese).
- 汪球. 高焓流动气动热和电子密度特性实验研究[D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2013.
- [18] Le J L, Zhang R L, Wang S, et al. Research of non-equilibrium structure of strong shock front[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(2): 36-39 (in Chinese).
- 乐嘉陵, 张若凌, 王苏, 等. 强激波阵面的非平衡结构研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(2): 36-39.
- [19] Zeng H, Yu X L, Li F, et al. Nitric oxide concentration and temperature measurement for shockwave tunnel free stream using mid-infrared absorption spectroscopy[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(2): 79-83 (in Chinese).
- 曾徽, 余西龙, 李飞, 等. 中红外吸收光谱测量激波风洞自由流中 NO 浓度和温度[J]. 实验流体力学, 2015, 29(2): 79-83.
- [20] Meng S H, Ding X H, Yi F J, et al. Overview of heat measurement technology for hypersonic vehicle surfaces[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1759-1775 (in Chinese).
- 孟松鹤, 丁小恒, 易法军, 等. 高超声速飞行器表面测热技术综述[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1759-1775.

作者简介:

汪球 男, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 高焓气动物理。

Tel: 010-82543845

E-mail: wangqiu@imech.ac.cn

赵伟 男, 博士, 教授。主要研究方向: 激波风洞试验技术。

Tel: 010-82544001

E-mail: zw@imech.ac.cn

Effective test time measurement research for high enthalpy shock tunnel

WANG Qiu, ZHAO Wei^{*}, YU Xilong, JIANG Zonglin

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

Abstract: The high enthalpy shock tunnel, which can provide the high-temperature gas conditions for hypersonic flight, is an effective ground facility for the research of reentry problems. It also has the ability of studying real gas effect. However, the effective test time of a high enthalpy shock tunnel is short, in the order of milliseconds, and the higher of the enthalpy value, the shorter the test time. In such a short time, determination of the effective test time from the test curve for a high enthalpy shock tunnel is highly important, or the reliability and accuracy of the experimental result will be affected. This paper is based on the JF-10 high enthalpy shock tunnel in the Institute of Mechanics. The hypersonic test flow condition with the stagnation enthalpy of 16 MJ/kg and stagnation temperature of 7 700 K is achieved using the forward detonation method. The experiments of pressure measurement, electrostatic probe, non-contact optical measurement and heat flux measurement are conducted. The nozzle starting time and effective test time are then studied. Results show that under the above test condition, the nozzle starting time of the JF-10 high enthalpy shock tunnel is about 1.3 ms and effective test time is about 2 ms. And electrostatic probe method turns out to be the most effective for determining the nozzle starting time, effective test time and arrival of the driving gas.

Key words: high enthalpy shock tunnel; effective test time; detonation driving; electrostatic probe; pressure

Received: 2014-12-03; Revised: 2014-12-15; Accepted: 2015-01-08; Published online: 2015-01-13 09:45

URL: www.cnki.net/kcms/detail/S1000-6893.2015.0014.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11402275)

^{*} Corresponding author. Tel.: 010-82544001 E-mail: zw@imech.ac.cn