

文章编号: CSTAM2014-P19-0064

# 高焓激波风洞有效试验时间的测量研究

汪球, 赵伟, 余西龙, 姜宗林

(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘要:** 高焓激波风洞作为能够模拟高超声速飞行条件总温的试验设备, 具有研究高温真实气体效应的能力, 是开展再入问题研究的有效地面设备, 但是风洞试验时间较短, 仅为毫秒量级, 且试验结果数据曲线中夹杂着起动激波、驱动气体污染等信号, 使得有效信号的分辨存在一定的难度, 影响到最终实验结果的可靠性及精度, 因此风洞有效试验时间段的确定是实验中必须解决的一道难题。本论文针对力学所 JF-10 高焓风洞上利用正向爆轰驱动方式获得的总焓 16MJ/kg、总温 7700K 的高超声速试验气流状态, 采用压力测量、静电探针测量、非接触光学测量、热流测量等多种方式, 对比研究了风洞喷管的起动时间以及有效试验时间, 试验结果表明: JF-10 高焓风洞在上述状态下, 喷管起动时间为~1.3ms, 风洞有效试验时间为~2ms。

**关键词:** 高焓激波风洞; 有效试验时间; 静电探针; 气体污染

**中图分类号:** V211.751

**文献标识码:** A

## 0 引言

由于驱动能力或者高温高压气源的限制, 以及设备材料的强度束缚, 目前地面上完整复现真实高超声速飞行的来流条件和尺度仍然是一个非常具有挑战性的课题, 地面试验设备通常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<sup>[1]</sup>。高焓激波风洞作为能够模拟高超声速飞行条件总温的试验设备, 具有研究高温真实气体效应的能力, 是开展再入问题研究的有效地面设备。近二十年来, 随着国内外高焓驱动技术的发展, 高焓激波风洞也得到了不断的发展和完善。上个世纪九十年代, 力学所利用俞鸿儒等<sup>[2]</sup>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, 它为开展高超声速

气动力/热、真实气体效应、气动物理等问题的研究创造了基本条件<sup>[3]</sup>。

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, 受限于风洞设备所处的高温热环境以及设备尺寸, 风洞试验时间一般较短, 仅为毫秒量级, 且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<sup>[4]</sup>, 使得风洞实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, 因此高焓激波风洞有效试验时间段的确定是风洞实验所必须解决的难题。Hannemann<sup>[5]</sup>等在 HEG 高焓风洞中利用皮托压力、驻室压力、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<sup>[6]</sup>提出了一种有方形槽道和楔劈组成的试验装置, 利用不同

收稿日期: 2014-06-07; 修订日期:

基金项目: 省级以上基金项目(基金编号)

作者简介: 汪球(1985-), 男, 湖北黄冈, 助理研究员, 高焓流动; E-mail: wangqiu@imech.ac.cn

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评定试验气体和驱动气体, Sudani和Hornung<sup>[7]</sup>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氮气的混合气体。Chue<sup>[8]</sup>等则针对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 $\gamma$ 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爆轰驱动高焓风洞中难以应用。

中科院力学所JF-10爆轰驱动高焓激波作为国内唯一的高焓激波风洞,在国际上也具有一定影响,能够为再入物理问题的研究提供有效的地面支撑。本文针对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,总焓16MJ/kg、总温7700K,采用压力测量、静电探针测量、非接触光学测量、热流测量等多种方式,对比研究了风洞喷管的起动时间以及有效试验时间,为风洞试验方案的设计以及试验结果的分析提供可靠支撑。

## 1 试验设备

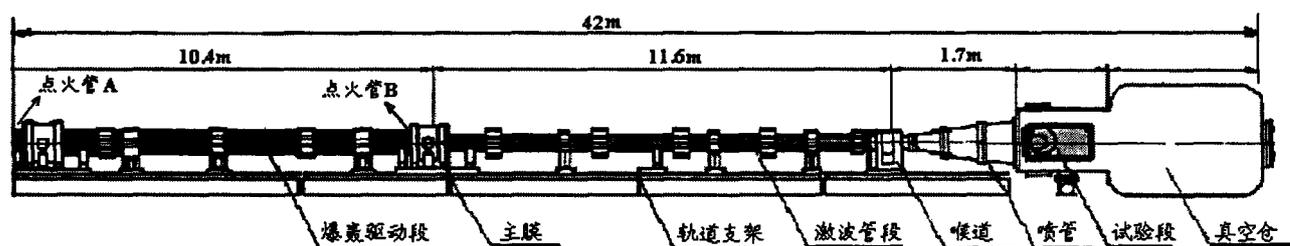


图1 JF10高焓激波风洞结构示意图

Fig.1 Sketch of the JF10 high enthalpy shock tunnel

## 2 试验结果及分析

### 2.1 压力测量

压力传感器频响快、量程范围宽,在动态压力

JF-10爆轰驱动高焓激波风洞示意图如图1所示,风洞主体结构长约40 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组成。实验喷管为出口直径 $\Phi 500$  mm,锥度为 $7^\circ 7'$ 的锥形喷管,喉道直径 $\Phi 11$  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,具有模拟高温真实气体效应的能力。

目前调试较为稳定的试验状态参数如表1所示,其中 $P_i$ 为被驱动段初始压力,  $H_0$ 为驻室总焓,  $T_0$ 为驻室总温。驱动段中保持总压2.5 MPa,氢氧混合比为4:1,采用延迟点火方法大大提高了风洞气源的稳定性和重复性,为高焓试验下的测试环境提供了有力的支撑。

表1 风洞运行参数

Table 1 Parameter of the shock tunnel

参数	单位	数值
驱动段氢氧比		4:1
驱动段初压 $P_{4i}$	MPa	2.5
低压段初压 $P_i$	kPa	7.5
驻室总温 $T_0$	K	7700
驻室总焓 $H_0$	MJ/kg	16

测量中已广泛使用,它也是高焓风洞的常规测量手段。K. Hannemann等在HEG高焓风洞中开展了皮托压力、驻室压力、静压的对比测量,而对于JF-10高焓风洞,由于风洞膨胀比较大,上述状态下喷管

出口静压低, 约为100Pa, 静压的测量误差较大, 因此本文只开展了皮托压力以及驻室压力的测量。

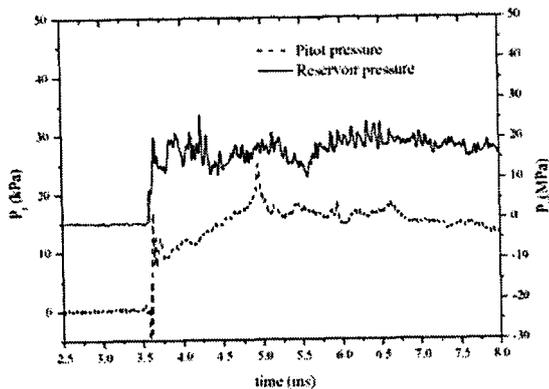


图2 驻室压力及皮托压力

Fig.2 Reservoir and Pitot pressure histories

图2给出了同一实验中的驻室压力及皮托压力曲线, 驻室压力传感器安装在激波管末端, 皮托压力传感器安装在喷管出口。其中为了方便作图, 驻室压力曲线向右平移了0.7ms, 这表明气流从驻室流向喷管出口的时间为0.7ms, 同时皮托压力传感器信号跳跃, 经过约1.3ms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2ms的稳定阶段, 由于驱动的到来, 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的反应喷管流场建立所需的时间~1.3ms, 但是驱动气体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准确确定有效试验时间段。

## 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, 且具有结构简单和良好空间分辨率等特点。本文使用的探针直径为 $\phi 0.3\text{mm}$ , 长度为8mm, 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(-18V)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等参考文献[9]。电子密度与探针所接触气体的种类及温度密切相关, 由电子密度曲线信号即可初步推算试验气体与驱动气体的分界。

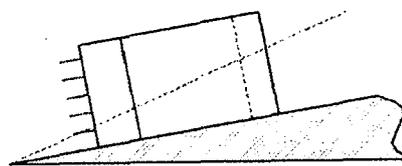


图3 试验模型及探针布置

Fig.3 Sketch of the test model and probes distribution

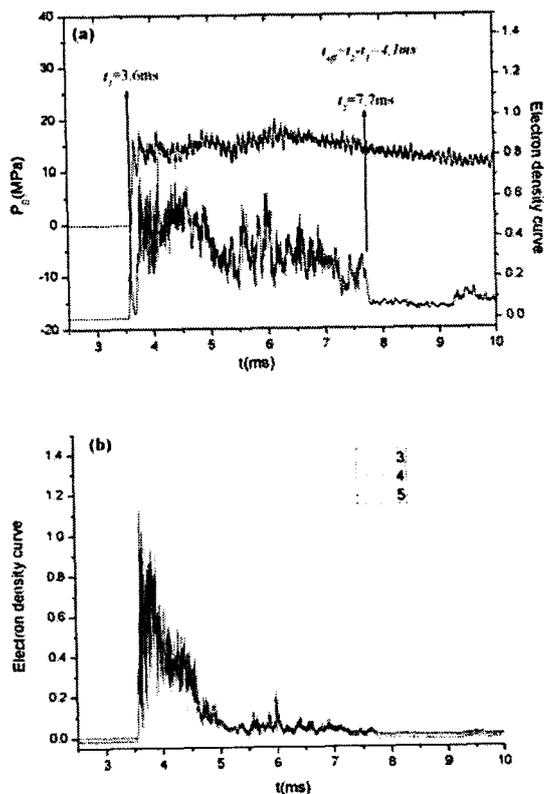


图4 驻室压力及探针电压信号曲线

Fig.4 Test curve of reservoir pressure and probe signal

图3给出的是探针在 $10^\circ$ 尖劈的分布示意图, 沿纵向方向布置了5个测点, 图4给出了靠近壁面测点(图4(a))及最外侧三个测点(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0.7ms。和压力测量曲线基本一致, 从3.6~5.0ms为喷管起动时间, 起动激波的作用使得探针信号有较

大输出,四条探针信号在此阶段内的幅值基本相当。曲线从5~7.5ms期间,模型形成均匀外流场,图4(a)中电子密度数值远高于3、4、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它探针增强。3、4、5号探针则处于自由流中,三条信号曲线趋于一致,从另一方面也反应了自由流场的均匀性。从7.7ms往后,探针信号急剧下降,主要源于驱动气体的到达。同压力信号输出一致,从5~7ms阶段内可认为是当前状态下的有效试验时间。

### 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,具体测量理论及实验安排见文献[10]。和静电探针测量结果类似,气流到达喷管出口后,起动激波导致NO浓度的急剧增加,起动时间后,喷管形成均匀自由流流场,NO浓度趋于稳定,自由流NO压力为2~3Pa,NO的浓度随驱动气体的到来略有下降,但是降幅并不明显,当前NO浓度测量量本身就是一个小量。

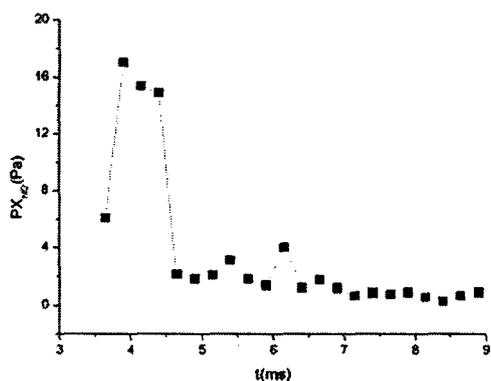


图5 NO 浓度曲线

Fig.5 Test curve of NO concentration

### 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面

面临的一个严峻的问题,须得对飞行器表面热流率进行准确预测,这使得高焓风洞中的气动热准确测量变得十分有价值。

图6给出的是半锥角为7°的尖锥模型在距离前端266mm处测点的热流曲线,传感器为同轴热电偶。由图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。热流曲线能明显的分辨起动激波的干扰,喷管起动时间和其它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。

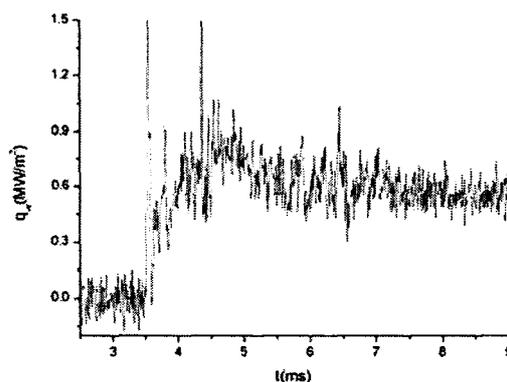


图6 热流曲线

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、热流测量等实验工作,对比研究了风洞喷管的起动时间以及有效试验时间。实验结果表明:

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

(2) 爆轰驱动气体对试验气体的污染对压力、NO浓度、热流的测量影响不显著,对电子密度测量影响较大。

当然,本文研究的结果主要针对当前状态而言,对于其它状态有效试验时间则不同,尤其是反向爆轰驱动状态下的试验时间会明显增长,但是本文的研究方法对于其它状态仍然有效。

## 参考文献

- [1] Schmitter J, Knight D, Longo J, Hollis BR, Borrelli S, Schneider SP, and et al. Assessment of aerothermodynamic flight prediction tools through ground and flight experimentation. RTO Technical Report, RTO-TR-AVT-136, 2011.
- [2] Yu HR, B. Esser, M. Lenartz, H. Grönig. Gaseous detonation driver for a shock tunnel[J]. Shock Waves, 1992, 2(4): 245-254.
- [3] 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.
- [4] Petersen EL, Hanson RK. Nonideal effects behind reflected shock waves in a high pressure shock tube[J]. Shock Waves, 2001, 10:405-420.
- [5] K. Hannemann, M. Schnieder, B. Reimann, J. Martinez Schramm. The influence and the delay of driver gas contamination in HEG[J].

AIAA 2000-2593.

- [6] Paul A, King M D. A driver gas detection device for shock tunnels[J]. Shock Waves, 1995, 4(5):289-291.
- [7] Sudani N, Hornung H G. Gasdynamical detectors of driver gas contamination in a high enthalpy shock tunnel. AIAA Journal, 1998, 36(3):313-319.
- [8] R. S. M. Chue, C. Y. Tsai, R. J. Bakos. Driver gas contamination in a detonation driven reflected shock tunnel. Shock Waves, 2004, 13:367-380.
- [9] 汪球. 高焓流动气动热和电子密度特性实验研究. 2013, 中国科学院力学研究所博士学位论文.
- [10] 曾徽, 余西龙, 李飞, 林鑫, 张少华, 张新宇. 中红外吸收光谱测量激波风洞自由流中NO浓度和温度. LHD 2013年度夏季学术研讨会, 2013.

# The effective test time measurement research for the high enthalpy shock tunnel

Wang Qiu, Zhao Wei, Yu Xi-long, Jiang Zong-lin

( 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. In such a short time, the experimental test curve is mixed with starting shock wave and driver gas contamination signals, which makes it difficult to identify the effective signal part. Then the reliability and accuracy of the experiment result will be affected. Therefore, determination of the effective time for a high enthalpy shock tunnel is necessary. 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 16MJ/kg and stagnation temperature of 7700K 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 is then studied through them. Results show that, under above test condition, the nozzle starting time of the JF-10 high enthalpy shock tunnel is about 1.3ms and effective test time is about 1.5ms.

**Key words:** high enthalpy shock tunnel; effective test time; electrostatic probe; gas contamination