

文章编号: 1001- 2486(2009) 06- 0057- 05

Φ200 高超声速风洞调试和流场校测*

周勇为, 易仕和, 程忠宇

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:介绍了新近建成的马赫数为 2.5~7.0 的 Φ200mm 高超声速风洞(Φ200 Hypersonic Wind Tunnel, HWT-200)调试情况及空风洞流场校测结果。调试校测结果表明,风洞的总温、总压、运行时间等参数完全达到了设计要求,顺利实现了宽马赫数范围下的超声速/高超声速运行;本风洞有较大的实验段流场均匀区,各流场的马赫数均方根偏差全部达到 GJB(1179-91)的合格指标,一部分达到了先进指标。风洞运行时间不少于 20s,是一座参数范围较宽、运行成本较低、维护方便、可用于空气动力学教学试验和基础性科学研究的设备。

关键词:高超声速;风洞;风洞调试;流场校测

中图分类号:V411.7 文献标识码:A

The Test and Calibration of Φ200 Hypersonic Wind Tunnel

ZHOU Yong-wei, YI Shi-he, CHENG Zhong-yu

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The newly finished Φ200 hypersonic wind tunnel(Mach numbers 2.5 to 7) has been tested and calibrated. The results of calibration indicating total temperature, total pressure, operating time of HWT-200 have accorded with the purpose of design. HWT-200 can run within large Mach number span at supersonic/hypersonic flow. The rms of Mach numbers (σ_M) at all test sections Mach numbers from 2.5 to 7.0 reaches the requirement of GJB1179-91. A large, uniform region of flow was documented. Operational time of HWT-200 is no less than 20s. So, HWT-200 is a facility which can be used for teaching of aerodynamic experiments and elementary scientific researches.

Key words: hypersonic; wind tunnels; test of wind tunnel; calibration of flow field

新近建成的 Φ200 高超声速风洞是一座马赫数范围较宽、参数灵活可调、运行和维护成本较低的空气动力学实验教学 and 基础研究设备。它主要包括以下几个分系统:气源系统、阀门管路系统、加热器系统、测控系统、风洞洞体、真空罐和抽吸系统等。

Φ200 高超声速风洞基本参数指标如下:马赫数范围为 2.5, 3, 4, 5, 6, 7, 轴对称喷管, 喷管口径 Φ200mm 时, 对应喷管马赫数为 4, 5, 6, 7, 对应总温范围为 300~700K, 对应总压范围为 0.1~6.8MPa; 喷管口径 Φ180mm 时对应喷管马赫数 2.5, 3, 总温为常温, 总压 1 个大气压。风洞运行时间大于 20s, 有效实验时间不少于 15s。

该风洞运行可采用吸气式或压吸式两种方式。高马赫数运行时, 采用蓄热式电加热器加热气体, 提高来流总温(最高加热温度可达 700K), 以防止实验气体在试验段冷凝; 低马赫数运行时($Ma=2.5, 3$), 气体无需加热。

由于喷管马赫数范围较宽, 为了协调和统一布局, 将马赫数 4, 5, 6, 7 共一套喷管, 喷管基准型面按马赫数 7 设计, 马赫数 4, 5, 6 共用喷管扩张段, 采用自主创新的换喉道技术, 实现马赫数的序列化; 而马赫数 2.5, 3 则共一套喷管, 喷管型面按马赫数 3 设计, 更换喉道实现马赫数 2.5 的气流流动。采用此种技术一方面可节约成本和经费, 另一方面可减少由于改变马赫数更换喷管带来的工作量。

* 收稿日期: 2009-09-07

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 周勇为(1974-), 男, 讲师, 硕士。

风洞建设完成后,对HWT-200进行了调试实验和流场校测。考察该风洞的调试运行情况,测量风洞各运行状态下的总温、总压、实验时间、喷管出口流场均匀性等指标是否达到设计要求。

调试实验内容主要包括^[1]:风洞各分系统的运行情况,各设备运行过程中的问题和故障处理,各分系统的实验指标,总系统运行程序,风洞运行参数等。具体来说有:压缩机的运行,考察压力、流量是否达到设计要求;真空抽吸系统的调试实验,抽吸时间,抽吸极限真空度;加热器最高加热温度,加热时间;管路系统的气密性,各连接处是否漏气;各类阀门的运行情况,如减压阀减压性能是否达标,快速阀的开启时间;风洞洞体的运行情况等;在风洞调试成功后,对风洞进行流场校测和纹影试验,每个马赫数的喷管出口均进行了流场校测。图1是HWT-200的气动外形图^[2]。

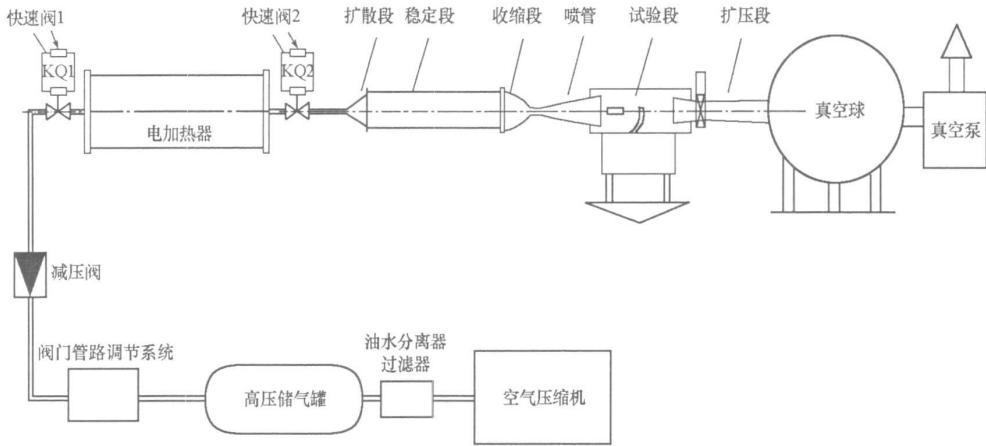


图1 HWT-200高超声速风洞气动外形

Fig. 1 Schematic of hypersonic wind tunnel HWT-200

1 测试设备和仪器

1.1 总温传感器

由于风洞的来流总温最高为700K,最低为室温(300K),经过比较选用热电偶温度计。热电偶的结构由自行设计,外壳由不锈钢材料加工,内部填充耐高温绝缘材料,为防止高压状态下绝缘材料被吹出,在热电偶尾部焊设有一不锈钢挡片。根据测量温度范围的要求,选用镍铬作为热电偶的电极材料,此类电极具有热电势大、中低温稳定性好、耐腐蚀、价格便宜等特点,温度测量范围为870K(长期)和1000K(短期)。其实物如图2所示。

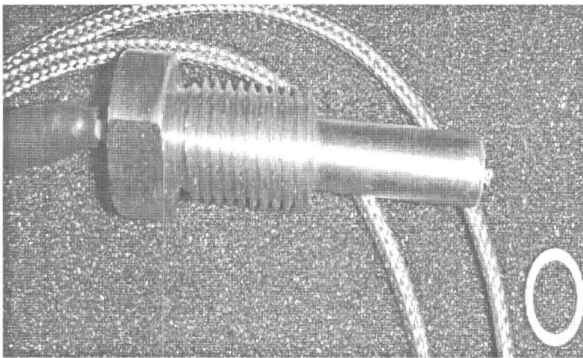


图2 总温传感器外形图
Fig. 2 Total temperature sensor

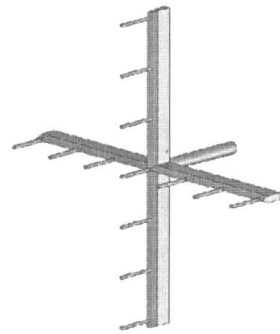


图3 十字形总压耙三维图
Fig. 3 Rake of total pressure

1.2 压力传感器

为实现对风洞实验系统各关键部位的压力测量,需要合理选择压力传感器。目前使用较多的压力传感器按测量原理可分为应变式、压阻式、压电式和谐振式 4 种。相比之下,压阻式压力传感器更适于作为总压的测量元件,其补偿电桥一般都与传感器融为一体,具有安装方便、引线简单的优点。由于风洞系统不同部位压力测量值不一样,分别选择了 25MPa、10MPa 两种不同量程的压力传感器。压力传感器的精度为 0.25%。

1.3 压力扫描阀

喷管出口总压靶压力测量采用美国 PSI 公司生产的多通道电子压力扫描阀作为测量仪器,该产品压力测量误差小于 $1/10\,000$ 。该系统有多个通道,每个通道最高采样频率达到 500Hz,具有吹尘和检漏功能,以太网连接,带温度补偿功能,是当前国内外较先进的压力测量设备。

1.4 总压靶

总压靶是进行流场校测的设备。本校测实验采用十字形总压靶,其示意图如图 3 所示。总压靶前端伸出 13 根外径 2mm/内径 1mm 的不锈钢管,用于测量波后总压,根据正激波关系式和来流总压计算流场马赫数。

1.5 纹影仪

采用 WWY-200 纹影仪系统,视场口径为 200mm,焦距为 1.2m。

2 分系统调试

风洞系统的调试前应进行单项检查调试和分系统检查调试。

单项检查调试主要是对分系统设备进行静态的检查测试。重点放在供电系统的能源分配是否科学合理,有无完备的安全保护设施,所有电缆的连接是否正确规范;与气源相连的高压管道及阀门系统的连接是否牢固可靠;各设备(特别是风洞洞身)的安装是否达到设计精度以及各设备是否存在明显的表面损伤或缺陷。对于阀门及电机之类的活动部件,需要在无负荷条件下先手动检查其有无卡死现象。通过检查没有发现明显的异常现象,对安装精度要求最高的风洞洞身,其实验舱中心轴线与稳定段的中心轴线安装误差在 1.5mm 以内,轴线与水平线的角度偏差在 0.04° 以内。系统设备没有明显的表面缺陷,符合单项检查的要求。

分系统检查调试主要是对组成风洞实验系统的各分系统进行动态检查调试。目的是检查各分系统能否正常运转,并根据实际运行情况判断该分系统是否达到了设计指标^[3]。

2.1 气源系统

气源分系统为风洞实验系统提供保证风洞正常运行所需的高压气源。其主要技术参数是空压机的分钟排量和排气压力。排量的大小直接影响到实验的准备时间;排气压力则直接影响气源所能达到的极限压力。如果排气压力低于设计压力,将使气源无法提供风洞正常运行所需的压力比条件,或者使风洞的有效运行时间缩短。

气源分系统配备 2V-1/250 型空气压缩机,排气量为 $1\text{m}^3/\text{min}$,排气压力为 25MPa,储气罐容积为 1.2m^3 ,最高工作压力为 21MPa。理想情况下,将气源压力从一个大气压提高到风洞运行所需的 18MPa,所需的充气时间为 203min。在调试过程中通过实时记录气源压力和空压机运行时间,得到气源压力时间曲线。空压机运行时间 188min,气源压力 17.09MPa,除去充气过程中气源温度升高对压力的影响,实际运行结果与设计参数相符,达到了设计指标。

2.2 加热器

加热器的作用是提供防止空气冷凝和调整风洞流量所需的驻点温度,主要技术指标是加热温度和预热时间。根据设计指标,加热器最高温度为 700K,承压为 7MPa,首次预热时间约为 3~4h,连续工作预热时间约为 0.5h。调试时,通过安装在加热器两端的热电偶测量腔体内的温度。由于热电偶与蓄热

块之间通过非接触的热辐射传热,热辐射的沿程温度衰减使测量值与实际值之间存在一定的差值,为减小这一差值,预热过程中在加热器腔体内保存一定压力的空气作为导热介质。经过调试和记录,加热器预热 3.5h 左右能达到 700K。实际试验时最高温度可在 750K 左右,预热时间每缩短 0.5h,稳定段温度将降低 100K 左右。在有余热的情况下,加热器再次预热 0.5h 左右,便能恢复到实验状态。加热器实际运行状态达到设计指标。

2.3 真空抽吸系统

真空抽吸系统负责提供风洞正常运行所需的低压条件,和气源分系统一起提供风洞运行所需的压力比。真空分系统主要由真空泵组和真空罐组成。其中真空泵组采用三级泵结构,各级泵体之间采用串联方式连接。一级为 2 台滑阀真空泵,型号 H150,极限压力 1.3Pa,抽气速率 150L/s;二、三级泵为罗茨真空泵,型号分别为:ZJPC600B,抽气速率 600L/s,极限压力 5×10^{-2} Pa;ZJPC1200C,抽气速率 1200L/s,极限压力 0.3Pa。

粗抽时用 2 个 H150 滑阀泵,精抽时用罗茨泵 ZJPC1200B/ZJPC600B 进行,抽吸到所需的真空度。从 1 个大气压抽吸到 100Pa,设计耗时约 2.3h。通过实时记录真空泵运行时的真空罐压力,得到真空系统压力时间曲线。可以看出,真空泵组首次抽气时间约为 3h 左右,比理论值略高。经分析,一方面,当压力较低时,真空泵的抽气效率会逐渐降低,设计值和理论值略有偏差;另一方面,真空系统可能存在一定的漏气现象,少量漏气在压力较高时对时间的影响可能忽略,但在高真空度时,将使真空泵的抽气影响较大。同时 H150 抽吸时会发生回油较慢的情况,导致油泵零件发热,影响了抽吸能力。以上问题经过处理,并采取相应措施得到解决:一是对气密性进行进一步检查,采取办法确保严格密封;二是给滑阀泵增加了一个回油泵,改善了其在抽吸低真空时的性能。

2.4 阀门管路系统

重点考察减压阀的性能。在减压阀的实际运行中得到了如图 4 所示的典型压力曲线。图中纵坐标为压力,单位为 MPa,横坐标为采样点,采样频率为 150Hz。减压阀设定压力为 3.4MPa;快速阀 KQ1 开启后,减压阀下游压力出现下降;平衡后,阀后压力降低至 3.3MPa 左右;快速阀 KQ2 开启后,减压阀下游的压力降低至 2.3MPa 左右。同时稳定段压力上升到 0.6MPa 左右,加热器上游快速阀关闭,风洞停止运行时,减压阀下游压力回到 3.4MPa 左右。

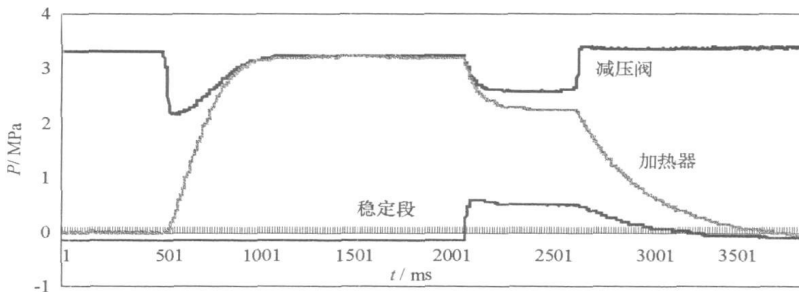


图 4 $Ma = 4.0$ 压力实验曲线

Fig. 4 Curve of pressure ($Ma = 4.0$)

3 流场校测结果

对 HWT-200 高超声速风洞所有马赫数喷管出口流场进行了校测。在喷管出口模型安装座内安置了十字形总压耙,共有 13 根测压管,总压耙中心位于喷管对称轴上、喷管出口 50mm 的位置。压力测量数据通过压力扫描阀传递到计算机采集。实际测量时,位于边缘的 4 个点由于在试验段菱形区外,已去除。详细校测结果如表 1 所示。其中第 5 点为总压耙中心测量点。同时对各马赫数下 30° 尖劈进行了纹影实验,图 5 为安装图,图 6 为 $Ma = 4$ 的尖劈纹影图片。

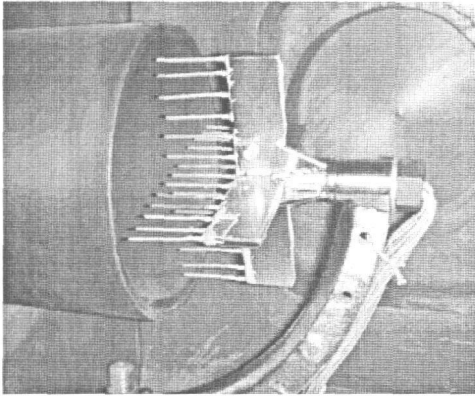


图5 总压靶在风洞中的安装图

Fig. 5 Survey rake of total pressure in wind tunnel

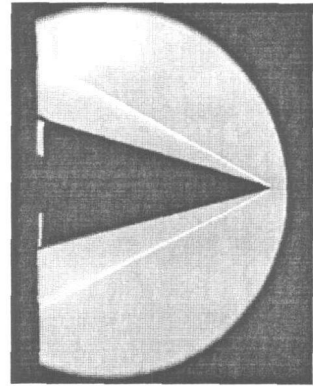
图6 尖劈纹影照片 ($Ma=4$)

Fig. 6 Schlieren Photograph of sharp taper

表1 各马赫数流场校测结果

Fig. 5 Results of flow field calibration at all Mach numbers

测点 \ Ma	2.5	3	4	5	6	7
1	2.502	3.006	4.032	5.026	5.966	6.883
2	2.508	2.974	4.027	5.015	5.971	6.834
3	2.501	2.966	4.029	4.999	5.980	6.824
4	2.512	2.983	4.038	5.031	5.966	6.873
5	2.501	3.002	4.041	5.039	5.957	6.900
6	2.499	3.005	4.034	5.037	5.959	6.890
7	2.510	2.958	4.021	4.994	5.971	6.882
8	2.510	2.964	4.035	5.023	6.011	6.890
9	2.505	2.988	4.043	5.075	5.987	6.884
平均马赫数 \bar{Ma}	2.505	2.983	4.033	5.026	5.974	6.873
均方根偏差 σ_M	0.005	0.018	0.007	0.024	0.017	0.026
GJB1179-91 合格指标	0.016	0.018	0.022	0.026	/	/
GJB1179-91 先进指标	0.008	0.009	0.011	0.013	/	/

4 结论

(1) 风洞各系统调试正常, 设计指标达到。(2) 风洞的总温、总压、运行时间等完全达到设计要求, 顺利实现了宽马赫数范围的超声速/高超声速运行。(3) 流场校测结果表明, 各流场的马赫数均方根偏差全部达到 GJB(1179-91) 的合格指标, 一部分达到了 GJB(1179-91) 的先进指标。

参考文献:

- [1] 中国人民解放军总装备部军事训练教材编辑工作委员会. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [2] 周勇为, 常熹钰. 超声速静风洞的气动设计[J]. 流体力学实验与测量, 2002, 16(1): 61-66.
- [3] Lafferty J F, et al. Measurements of Fluctuating Pitot Pressure, "Tunnel Noise", in the AEDC Hypervelocity Wind Tunnel No. 9[R]. AIAA Paper, 2007-1678, 2007.