

文章编号: 1672-9897(2005)02-0071-04

# 扫描式总压耙在高超声速推进风洞 流场测量中的应用

常 远, 顾洪斌, 陈立红, 张新宇

(中国科学院力学研究所, 高温气体动力学开放实验室, 北京 100080)

**摘要:**在风洞实验中,为了保证实验结果的可靠性,首先需要了解流场的品质。笔者自行设计研制了用于高超声速推进风洞流场测量的带有水冷装置的可移动式扫描总压耙。对于出口截面为300mm×187mm的风洞喷管,通过计算机程序控制,可在3s时间内实现全截面间歇式或连续式扫描,最大移动速度可达250mm/s,而且定位准确。通过扫描结果,分析了流场压力均匀性、稳定性以及实验结果的可重复性,同时还给出了风洞喷管出口截面的总压与马赫数等值线图。从而为超燃冲压模型发动机实验提供参考数据。

**关键词:**扫描式总压耙;超声速喷管流场;总压分布;马赫数分布

\* 中图分类号:V43 文献标识码:A

## Application of scan pitot-pressure rake in hypersonic propulsion wind tunnel flow field measurement

CHANG Yuan, GU Hong-bin, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

**Abstract:** During wind tunnel experiment, flowfield characteristics is always necessary in order to ensure the exactly results. A kind of scan pitot-pressure rake with water cooler was designed in IMCAS for the hypersonic propulsion wind tunnel flow measurement. Being controlled by computer, the rake can intermittently or continuously scan the whole nozzle flowfield (300mm×187mm) in only 3s, with the maximal velocity of 250mm/s. This report presents the test data, analyses some main characteristics of flowfield, and also presents the pressure isoline distribution and Mach number isoline distribution in the nozzle exit cross section, which is the useful reference for farther model scramjet testing.

**Key words:** scan pitot-pressure rake; hypersonic nozzle flow; pressure distribution; Mach number distribution

## 0 引 言

高超声速推进风洞是用于高超声速飞行器动力系统模拟实验的设备。由于技术要求高、难度大,此类实验设备仅为少数几个航空航天大国所拥有<sup>[1~3]</sup>。

在中国科学院的支持下,用于超燃冲压模型发动机地面实验的风洞高超声速推进实验装置已建成。该实验设备可模拟飞行高度25~30km,飞行马赫数7的高超声速飞行器发动机入口的实验条件。设备采用二维型面喷管,出口面积300mm×187mm<sup>[4,5]</sup>。作为

\* 收稿日期: 2004-09-20; 修订日期: 2004-01-29

基金项目: 国家自然科学基金项目(90305022)。

作者简介: 常 远(1980-),男,辽宁人,硕士,研究方向:高超声速推进技术。

主要实验对象,超燃冲压模型发动机设置在模拟高空环境的实验舱内,发动机入口面向喷管。为保证实验气流品质符合发动机实验要求,通常在进行发动机实验之前需要对流场进行测量。而常用的手段为皮托压力以及温度测量。由于高超声速推进风洞的实验气流总温较高,所以测压排架通常需要强制冷却。目前大多数喷管流场压力测量采用固定排架方式,单排架只能测量喷管出口一列的压力,而多排架结构复杂,容易造成喷管气流堵塞。而且即使是多排架,测量点数也有较大的局限性。为实现增加测点又不加大堵塞比,笔者研制了一种可快速移动的扫描式总压耙。在设备稳定工作的时间内,完成对整个喷管出口截面的扫描。其全过程由计算机程序控制,可以连续扫描,也可以间歇式扫描,最大扫描速度为  $250\text{mm/s}$ 。通过对测量结果的分析,可以得到流场压力的均匀程度、稳定性以及喷管出口截面的总压与马赫数等值线图。

## 1 实验装置

### 1.1 扫描式总压耙

#### 1.1.1 总压耙结构

总压耙在测量上运用皮托管原理,在耙体前缘打有 16 个测压孔,每个孔后面接有外径  $3\text{mm}$  的测压管。由于实验时耙体处于高温气流中,故需要水冷降温。总压耙的壳体由不锈钢薄板构成,中间位置处被一隔板分为前后两段。前段两端分别连有进水和出水管用于通冷却水,后段用于引出 16 根测压管并连接到压力传感器。

由于总压耙的前缘是钝体形状,在超声速气流中会产生一道脱体激波,故实际测得的压力是波后的压力,在已知来流总压和总温的情况下通过一维等熵正激波关系式可以求得来流速度。

#### 1.1.2 移动机构与控制

为了扫描整个流场,总压耙被安装在一套位移机构上,如图 1 所示。位移机构的机械部分包括丝杠、导轨、滑块和用于保证导轨平行、共面的底座。控制部分则主要由电机、控制器组成。在实验过程中,为了保证位移机构的时序与整个实验的总时序一致,必须由主控机发出起始信号。主控机根据预先设计的起始时间发出一个脉冲信号给控制器,随后控制器向电机发出移动指令,使电机按照预先在控制器中设定

的程序移动。同时,电机又通过位置触发,每隔  $0.025\text{mm}$  记录一次移动过程中真实的位置信号,并反馈给控制器。这些反馈回来的位置信号将用于对流场内实验测点的定位,其精度在微米量级。

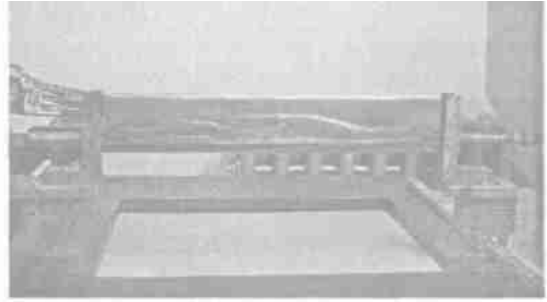


图 1 总压耙及位移机构实物图

Fig. 1 Photograph of the pitot-pressure rake

#### 1.1.3 安装

整套位移机构的机械部分连同电机和总压耙被安装在实验舱内喷管出口位置的法兰上。图 2 是安装的结构图。通过喷管的伸缩可以调节测点与喷管出口间的距离。总压耙的测点编排序号从走向右依次是 1~16。其中,第 1、16 号测点与喷管两侧以及 1、2 测点,15、16 测点之间均相距  $10\text{mm}$ ,其它各点之间的间距均为  $20\text{mm}$ 。

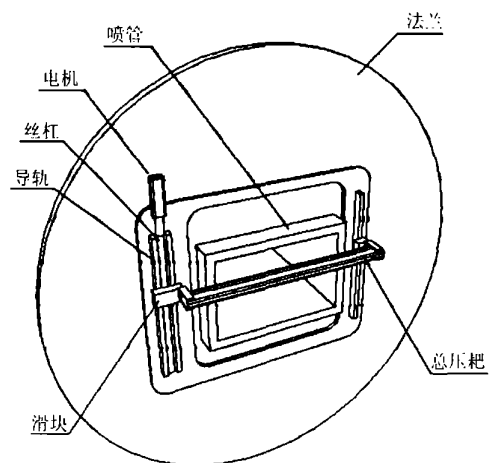


图 2 装置安装图

Fig. 2 Sketch of the facility setting

## 2 实验结果与分析

### 2.1 总压随时间变化分析

图 3 给出了一次典型实验的实验结果:黑线表示的是移动的实际曲线,对应于右侧的  $Y(\text{mm})$  坐标,刻度  $0 \sim 187$  表示的是总压耙向下离开喷管上沿的距

离。从位移曲线可以看到,这次实验总压耙最初停留在距离喷管上沿 75mm 处进行测量,一直到约 6.5s,流场已经完全建立后才开始向下移动,最后在约 8s 时移出流场范围。图中 16 条线分别代表 16 个测点测得的压力值随时间的变化关系,压力对应于左侧的  $p_i$  (kPa) 坐标。最初 0 ~ 4s 总压耙测得的是实验舱内的环境压力,随着引射器的引射作用逐渐加大,环境压力从大气压下降到约 5kPa 真空。随后,热气流喷出喷管,到约 5s 时流场基本稳定下来。第 5 ~ 8s 是流场的稳定阶段,从图中可以看到这段时间内所测得的压力值除边界上的个别点外,核心区域基本保持稳定。

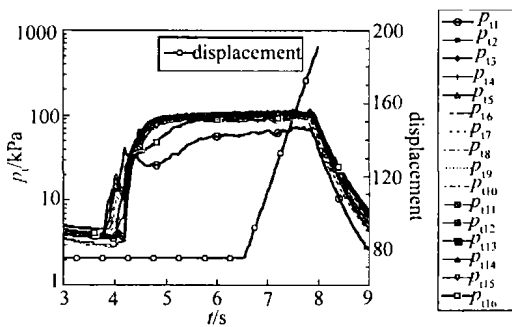


图 3  $p-t$  曲线

Fig.3  $p-t$  curve

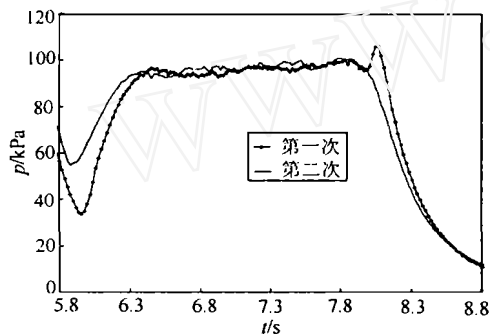


图 4 第 8 测点比较

Fig.4 Comparison of the 8th point

本文对同一移动方式下的两次实验进行了比较。图 4 给出了两次实验第 8 测点的压力曲线,两条曲线基本吻合,计算得在稳定时间的第 6.3 ~ 7.9s,两次结果的最大偏差为 5.12kPa,平均值为 98.9552kPa,相对误差为 5.17%。核心区域的其它测点比较也有相似的结果。这验证了喷管流场的可重复性。

### 2.2 扫描系统性能分析

实验过程中,位移机构的移动方式主要有两种:间歇式和移动式。最初设计的目的是为了考察总压

耙移动对流场以及压力测量的影响。图 5 给出的是间歇运动的稳定时间段内中心各测点的压力-时间曲线图。可以看到总压耙在喷管流场区域内间歇停留了 5 次,每次 200ms。同样可以看到,在静止时间段和移动时间段总压耙测得的压力值无明显差别。由于在测压系统处于稳定状态后,压力以声速传播,故不存在响应时间慢的问题。因此移动和静止时测压结果基本相同可以说明移动对测压影响很小,可以忽略。

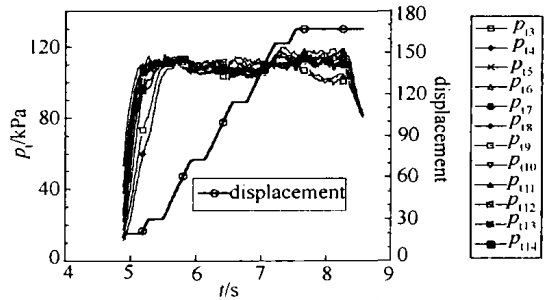


图 5 间歇移动  $p-t$  曲线

Fig.5 Intermittently scan  $p-t$  curve

### 2.3 总压分布与马赫数分布

流场的均匀性可用所得到的流场压力分布图来表示。图 6 中横纵坐标内显示的区域即是喷管出口截面核心区域的尺寸,这里的压力是用测得的压力除以喷管进口处的总压得到的无量纲化的压力。通过计算可以得到核心区域内无量纲压力的算术平均值  $\bar{p} = 0.0197$ ,表示离散程度的方差等于  $s^2(p) = \frac{1}{n \times m} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m (p_{i,j} - \bar{p})^2$  等于  $4.4 \times 10^{-7}$ 。可以看到核心区域内流场均匀性良好。

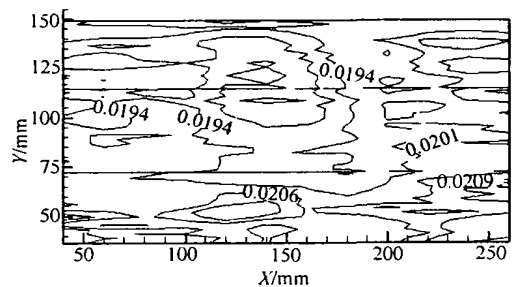


图 6 总压等值线图

Fig.6 Pressure isoline distribution

根据一维等熵正激波关系式:

(下转第 83 页)

Technology, 2000, 5(30): 600 ~ 606.

- [3] LIU Y Z, LUO C S, CHEN H P. Error analysis of the whole field velocity measurement results via LDV/PIV [J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2002, 36(10): 1044 ~ 1047.

- [4] RAFFEL M, WILLERT C E, KOMPENHANS J. Particle image velocimetry [M]. Springer 1998.
- [5] ZHAO H, NICOS L. Engine combustion instrumentation and diagnostics [M]. ISBN 0-7680-0665-1, 298 ~ 333.

(上接第 73 页)

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left[ 1 + \frac{2}{\gamma + 1} (M_1^2 - 1) \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \left[ \frac{(\gamma + 1) M_1^2}{(\gamma - 1) M_1^2 + 2} \right]^{-\frac{1}{\gamma - 1}}$$

其中,  $p_{01}$ ,  $p_{02}$  分别为加热器总压和设备喷管出口总压靶的实测值, 为根据实测温度和平衡计算的质量分数求出的实验气体比热比。由此可以得到喷管流场核心区域的马赫数分布, 如图 7 所示, 马赫数同样具有良好的均匀性, 经计算  $\frac{M_{\max}}{M} = 0.0329$ 。测得的实际马赫数在 5.7 ~ 5.8 范围内。

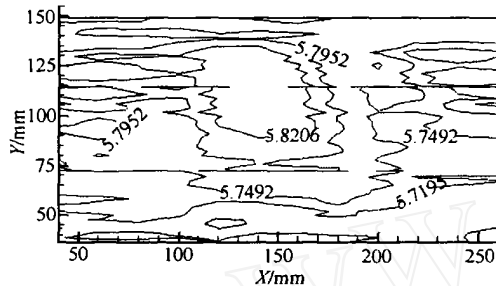


图 7 马赫数等值线图

Fig. 7 Mach number isoline distribution

### 3 结 论

高超声速试验的稳定时间一般不过几秒, 在这

么短的时间内要做到对整个流场的测量并不容易。在利用这套扫描式测量装置试验中, 位移机构的移动性能良好, 移动快速并且定位准确, 能够满足测量整个流场的需要。通过对静止和移动测量条件下的结果比较发现靶子移动对压力测量无明显影响, 通过扫描方法测量这个流场方法可行。以测量装置可行为前提对测得的流场进行分析, 分析结果中得出喷管流场的核心区域内压力的均匀性、重复性以及流场的稳定性都良好。可以用于进行发动机模型的试验研究。

#### 参考文献:

- [1] RAUSCH V L, MCCINTON C R, SITZ J R. Hyper-X program overview [R]. ISABE 99-7213, 1999.
- [2] GUY R W, ROGERS R L, Rock K E, et al. The NASA langley scramjet test complex [R]. AIAA Paper No. 96-3243, 1996.
- [3] SABELNIKOV V, Walther R. Progress in the joint German-Russian scramjet technology program [R]. ISABE 95-7121, 1995.
- [4] CHANG X, YU G. Development of a facility for model scramjet testing [R]. AIAA 2001-1857.
- [5] 张新宇, 俞刚, 陈立红. 超燃冲压发动机模型实验装置的研制 [A]. 2001 年弹用吸气式发动机技术交流会议论文集 [C]. 北京: 2001, 167 ~ 170.