

## 超声速静风洞设计和流场校侧\*

周勇为

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

**摘要** :论述了静风洞概念并设计和建立了一座小型静风洞 SQWT - 120。SQWT - 120 的设计马赫数为 4.0, 喷管出口直径为 120mm,  $Re = 0.46 \sim 1.78 \times 10^7$ , 运行时间为 6 ~ 60s。测量结果表明, 喷管出口马赫数为 3.8, 在  $x$  从 160 ~ 438mm 一段轴向距离内,  $\Delta M/\bar{M} \geq \pm 1.2\%$ 。在  $P_0 = 0.4\text{MPa}$ , 喷管出口 6cm 处, 静压脉动值不超出 0.1%, 风洞工作时间 15s, 具备静风洞试验能力。

**关键词** :超声速, 静风洞, 设计, 校侧

中图分类号 :V411.7 文献标识码 :A

## The Aerodynamic and Structural Design of Supersonic Quiet Wind Tunnel

ZHOU Yong-wei

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

**Abstract** :A basic idea of a quiet wind tunnel is described. A supersonic quiet wind tunnel (SQWT - 120) is designed and built. SQWT - 120 designed Mach number is 4.0, the nozzle outlet diameter is 120mm,  $Re$  is  $0.46 \sim 1.78 \times 10^7$  and the operation duration is 6 - 60 seconds. The conclusions of calibrations demonstrate the actual flow Mach number is 3.8,  $\Delta M/\bar{M}$  is  $\geq \pm 1.2\%$  between  $x = 160\text{mm}$  and  $x = 438\text{mm}$ . The unsteady pressure disturbances are not larger than 0.1% before  $x = 450\text{mm}$ , the operation time is 15s. The results show that the wind tunnel can be used to study the steady flow and unsteady flow.

**Key words** :supersonic, quiet tunnel, design, calibrations

边界层转捩是一个复杂的动力学过程。目前风洞试验存在的问题是具有一定量级的噪声, 使边界层的转捩起始点总是比理论靠前。由于喷管壁面湍流边界层的声辐射扰动, 严重地影响平板和尖锥的转捩结果, 平板的转捩雷诺数甚至比静环境小一个量级, 不仅如此, 它还影响其它因素的作用结果<sup>[1, 2]</sup>。因此当前在普通超声速风洞中, 很难进行有效的边界层转捩特性试验研究。为了提高试验数据精度, 特别是边界层转捩结果的可信程度, 必须有相应的低湍流度结果与其对照, 提供修正依据。此外, 广泛开展的噪声对边界层转捩过程影响的数值方法, 其 Codes 的检验也迫切需要低湍流度风洞提供支持。早在 1954 年, Laufer J 就指出, 消除或弄清楚扰动信息是进行转捩现象机理研究的一个基本问题<sup>[3]</sup>。针对超声速流动特点发展静风洞十分必要。

### 1 静风洞基本概念

静风洞的设计与运行有以下要求 (1) 非常干净和干燥的气源 (2) 较短的稳定段和尽可能小的速度、温度和声脉动 (3) 喷管型面必须高度光洁, 严格限制表面波纹和缺陷 (4) 维持喷管壁面边界层为层流。

可见, 静风洞与一般风洞的差别在于: 设置了严密的气源粒子过滤器, 特殊设计的稳定段和维持边界层为层流的喷管。喷管之后的下游部分与一般超声速风洞无异<sup>[4]</sup>。

\* 收稿日期: 2005 - 07 - 01  
基金项目: 国防预研基金资助项目(97J13.1.3KG0145)  
作者简介: 周勇为(1974—), 男, 讲师。

## 2 SQWT-120的气动和结构设计

当前设计的 SQWT-120 有关指标如下：

实验段  $M$  数： $M = 3.8$     喷管出口直径：120mm    总温：300K  
 总压( $P_0$ )：0.1~1MPa(经常运行总压 0.3MPa)    试验时间  $\tau \sim 60s$

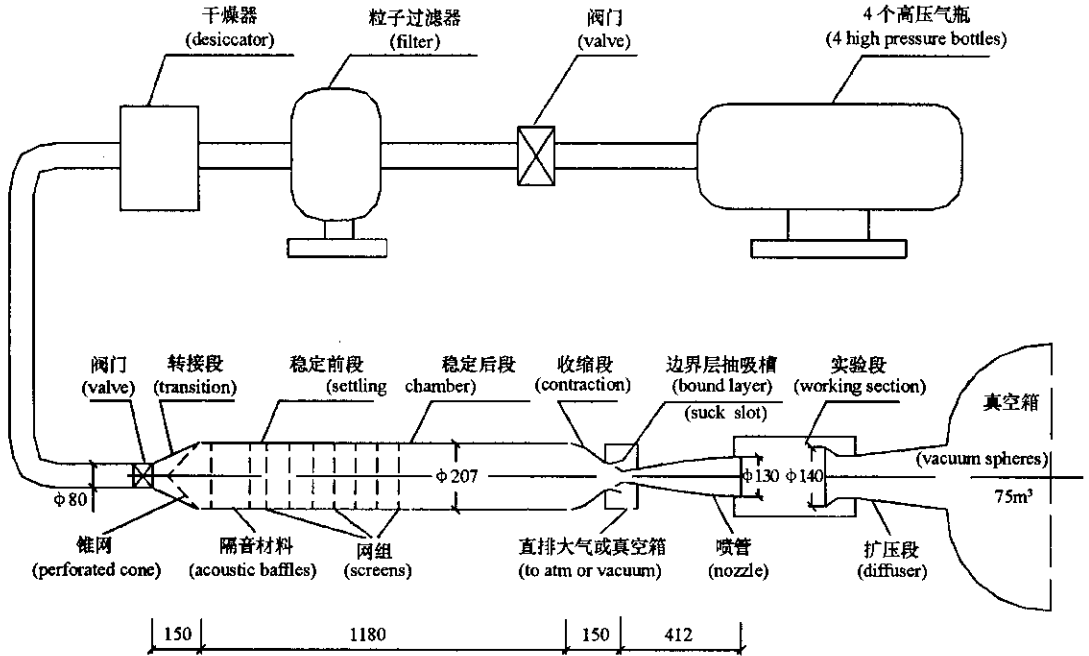


图1 SQWT-120的气动通道和结构简图

Fig.1 The aerodynamic channel and structural sketch of SQWT-120

### 2.1 阀门系统

阀门系统包括粒子过滤器、阀门、高压气瓶组和管道。SQWT-120的运行有多种状态,总压范围拟为0.1~1MPa,经常运行状态 $P_0$ 为0.3MPa,并作为喷管设计的 $P_0$ 值。总压为0.1MPa时,粒子过滤器直接连通大气,允许通过的粒子直径为 $1\mu m$ ,防止气流划伤高度光洁的喷管,同时也降低气流脉动。试验进口总压大于1个大气压时,过滤器通过阀门与高压气瓶组相连。关系见图1。

### 2.2 稳定段

稳定段经精心设计,合理选择和布局消声及减湍组件,达到很高的气源品质。消除前方管道、阀门引起的噪声和扰动是超声速静风洞的基本要求之一。根据静风洞品质的一般要求,稳定段后期望总压脉动 $rms$ 值小于0.1%,速度脉动 $rms$ 值不大于1%。

稳定段由转接段、稳定前段、稳定后段构成。转接段前方连接阀门,内置防分离网锥。稳定前段内置消音室,由钢羊毛或泡沫组成,后跟7层阻尼网。稳定后段侧壁开测量孔,后部与喷管相连。

稳定段全长1330mm,直段部分长1180mm,长径比 $L/D = 5.7$ 。

### 2.3 层流喷管

根据层流喷管气动设计的优化研究及实验室的气源基础和环境条件,喷管采用轴对称慢速膨胀的气动方案, $\omega = 15$ ,在喉道段后设置源流区,出口直径为120mm,试验马赫数 $M = 4.0$ 。

如图2所示,亚收缩段包括FK、KD、DH三部分,FK段采用简明的三次曲线,由约束条件可以求出。抽吸槽KD段的流通面积可以通过收缩段FK段轴向移动而得到调节。通道宽度 $S$ 与轴向移动坐标 $x$ 的关系是：

$$S = \sqrt{7.126^2 + (2 - x)^2} \quad (1)$$

$x = 0$  (零点位置在  $K$  处),抽吸槽临界流通面积为  $238\text{mm}^2$ ,与喷管主流喉道面积之比为  $22.7\%$ ;在  $x$  在  $-2 \sim 2$  的范围内时,上述比值变化的范围是  $17.6\% \sim 34.9\%$ 。

- HG 喉道段型线 (throat lines)
- HH 声速线 (sonic lines)
- DH 亚声速收缩段 1 (subsonic contraction 1)
- FK 亚声速收缩段 2 (subsonic contraction 2)

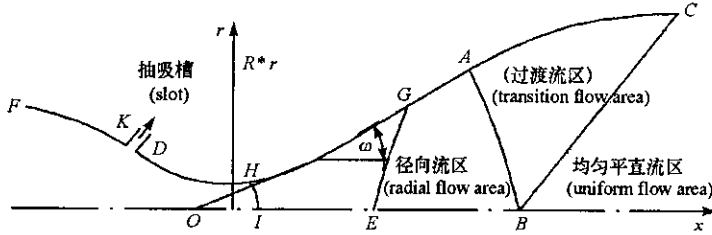


图 2 层流喷管气动结构

Fig.2 The aerodynamic structure of laminarized nozzle

### 3 喷管马赫数的测量

喷管马赫数的测量布置如图 3 所示,用五点皮托管测压排架测量。皮托管长  $30\text{mm}$ ,外径  $2\text{mm}$ ,口径  $1\text{mm}$ ,中间皮托管与喷管轴线重合,管间距  $25\text{mm}$ ,喷管出口截面定义为  $X = 0$  截面,在此进行了水平与垂直共 9 点测量, $X = \pm 30, \pm 60$  只测量了水平 5 点。由皮托压强,经正激波关系换算,得到各测点马赫数。

三次皮托压强测量数据,经换算成马赫数取平均值,示于表 1。根据喷管设计原理和流动分析,喷管均匀流动试验区为前后菱形(锥)构成,上游菱形区由马赫线界定,下游止于喷管出口过膨胀形成的激波。表 1 的数据基本反映这一特征, $A_{-60-1}$ 和  $A_{-60-5}$  两点,马赫数明显偏低,是由于测点处于前菱形区外, $A_{60-1}$ 和  $A_{60-5}$  马赫数小是其测点被出口激波干扰。喷管均匀流试验区间圈定为图 4 所示, $M$  数为  $3.84 \pm 1.2\%$ 。

表 1 3 次测量平均  $M$  数( $P_0 = 0.1013\text{MPa}, T_0 = 291\text{K}$ )

Tab.1 The average Mach measured three times( $P_0 = 0.1013\text{MPa}, T_0 = 291\text{K}$ )

截面 \ 测点	1	2	3	4	5	$\overline{M}_{Line}$	$\overline{M}_{T_0 + al}$	
$A_{-60}$	3.60	3.85	3.88	3.86	3.58	3.86	3.835	
$A_{-30}$	3.80	3.81	3.79	3.84	3.82	3.81		
$A_0$	$y = 0$ (V-0)	3.83	3.85	3.82	3.87	3.82		3.84
		3.83	3.84	3.81	3.85	3.83		
	$z = 0$ (V-0)	3.83	3.86	3.81	3.85	3.84		3.84
		3.83	3.86	3.82	3.87	3.85		
$A_{30}$	3.82	3.84	3.80	3.83	3.84	3.83		
$A_{60}$	3.46	6.54	3.79	3.50	3.51	3.79		

$X = 0$  截面的水平与垂直两个方向的马赫数测量大致反映气流的截面分布特征,中心马赫数稍低,沿径向开始稍有增加,且有轻微锥形流特征,但随后有点下降,不好解释,但总体体现对于  $X$  轴的对称性。

收缩段真空抽吸系统的开启和关闭对定常流动没有可见的影响,表 1 列出了相关的数据,见  $A_0$  截面 V-(Valve-off) 两列,这是真空阀关闭、系统不工作的校测数据,与阀门打开的情况基本一致,这说明,加抽吸槽后收缩段的型线处理是适当的,也有可能收缩的型线对下游定常流动影响并不如预料的那样大。

风洞运行时间与  $P_0$  有关,  $P_0$  为 0.1、0.2、0.3、0.4MPa 时稳定段运行时间分别为 56s、43s、36s、15s。

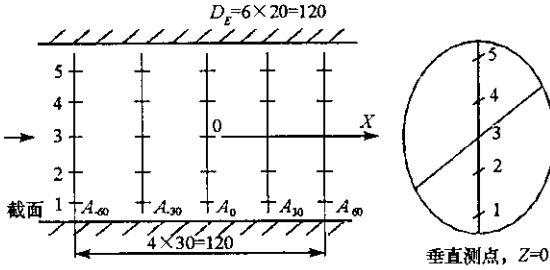


图3 测点位置

Fig.3 The distribution of survey points

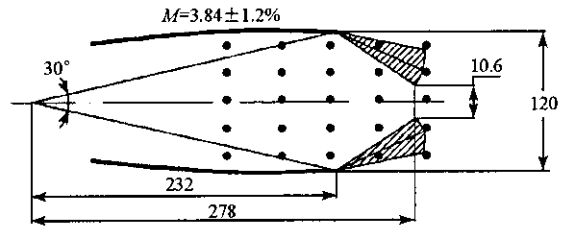


图4 喷管实验区间

Fig.4 The experimental section of nozzle

### 4 非正常流动检测

速度脉动测量用恒温热线方法,沿喷管中心轴线移动的方法与定常流测量相同。高  $P_0$  下热线探头经常被吹断,测量不顺利,数据不够充分,因此也用压电传感器测量了轴向压强脉动。

图5、图6分别是两种方法得到的结果。热线数据和压强数据之间只存在涡扰动的差别,两种方法都可以判断转捩点。本文取脉动值陡然增加的位置作为转捩起始点。这里主要目标是预测脉动量的相对变化,故两种方法的数据均未做仔细的修正。图5表明,在  $P_0 = 0.1$ MPa 的低  $Re$  数状态,轴向移测未出现湍流噪声。随着  $P_0$  增加,测到湍流噪声的位置逐渐前移,  $P_0$  分别为 0.2、0.3、0.4MPa,湍流噪声的轴向测的位置分别为  $x = 50、45、40$ 。根据当地马赫数作马赫线与壁面相交,可以判断喷管壁面边界层转捩点,其对应的轴线  $x$  坐标分别为 307cm、275cm、245cm。

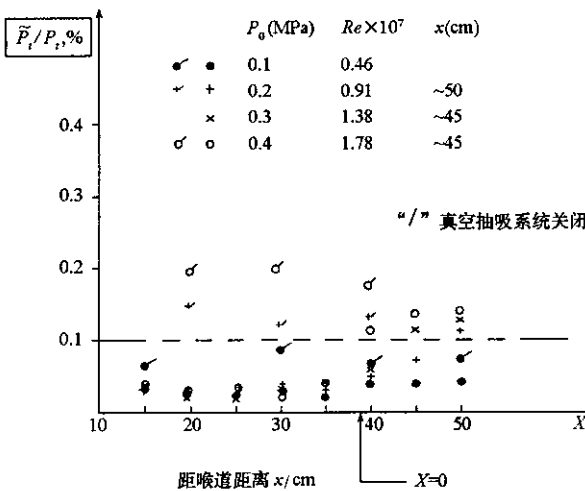


图5 皮托压强随轴向脉动(抽吸系统起动)

Fig.5 The fluctuation of pitot pressure vs x

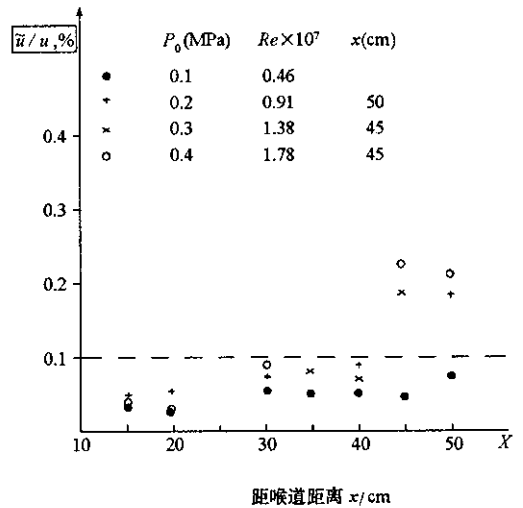


图6 热线 RSM 值沿轴向分布(抽吸系统起动)

Fig.6 The distribution of RSM vs x

以上测量是在抽吸槽全开的情况下进行的。作为对比,图5还给出了三种状态抽吸系统关闭的皮托管测量数据。除了在  $P_0 = 0.1$ MPa 一直没有测到转捩噪声以外,其它几种状态转捩都大为提前,在  $x \approx 20$ cm 处都测到转捩噪声。这一现象说明,在收缩段吸除边界层是层流喷管的一项重要措施。

### 5 结论

(1)MQWT-120 的喷管出口直径为 120mm,试验马赫数为 3.80,从  $x = 160$ mm 到喷管出口 438mm 一段菱形区,马赫数分布均匀,其相对变化  $\Delta M/\bar{M}$  为  $\pm 1.2\%$ ,在这一区间可以进行模型气动力试验。风洞运行时间与总压有关,在  $P_0 = 0.1 \sim 0.4$ MPa 中间,运行时间约为 15s。

- [3] Bourgeois J M, Smith G S. A Fully Three-dimensional Simulation of a Ground-penetrating Radar: FDTD Theory Compared with Experiment[J]. IEEE Trans. Geosci. Remote Sensing, 1996, 34(1): 36-44.
- [4] 周蔚红, 周东明, 刘克成. 二维 FDTD 分析土壤及地下管道的时域散射场[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(6): 53-55.
- [5] Liu Q H. The PSTD Algorithm: A Time-domain Method Requiring only Two Cells Per Wavelength[J]. Microwave Opt. Technol. Lett., 1997, 15(18): 158-165.
- [6] Liu Q H. PML and PSTD Algorithm for Arbitrary Lossy Anisotropic Media[J]. IEEE Microwave and Guided Wave Letters, 1999, 9(2): 48-50.
- [7] Liu Q H, Nguyen N. An Accurate Algorithm for Nonuniform Fast Fourier Transforms[J]. IEEE Microwave Guide Wave Lett., 1998, 8(1): 18-20.
- [8] Liu X, Chen Y. TSNU - PSTD Modeling of a Simplified Indoor Wave Propagation for Wireless Network Communications[A]. Proceedings IEEE Southeast Conference[C], 2002.
- [9] Chew W C, Weedon W H. A 3D Perfectly Matched Medium from Modified Maxwell's Equations with Stretched Coordinates[J]. Microwave Opt. Technol. Lett., 1994, 7(13): 599-604.
- [10] Roden J A, Gedney S D. Convolutional PML (CPML): An Efficient FDTD Implementation of CFS - PML for Arbitrary Media[J]. Microwave Opt. Technol. Lett., 2000, 27(5): 334-339.

(上接第8页)

(2) MQWT-120 具备低噪声能力, 在  $P_0$  为 0.4MPa 的运行条件下, 在喷管出口上游 21.3cm 和下游 5cm 之间的菱形区间, 静压脉动值不超出 0.1%。风洞在 0.1~0.4MPa 范围具备静风洞小模型的基础试验研究能力。

(3) 喷管前方收缩段边界层的抽吸是层流化喷管的重要技术措施, MQWT-120 收缩段抽吸槽的设计与技术处理是适当的。

(4) 轴向移动探头, 测量皮托管压强脉动的变化是诊断喷管壁面边界层转捩是否发生的简明方法, 配合热线信号测量, 则可细致了解噪声特性。但超声速高压下的热线技术, 还要系统探索, 这次研究由于某些条件不具备, 运行总压还不够高, 仅限于  $P_0 \geq 0.4\text{MPa}$ 。

## 参 考 文 献:

- [1] Chen F J, Malik M R. Boundary-layer Transition on a Cone and Flat Plate at Mach 3.5[J]. AIAA Journal, 1994, 27: 687-693.
- [2] Beckwith I E. Aerothermal Dynamics and Transition in High-speed Wind Tunnels at NASA Langley[J]. Annu. Rev. Fluid Mech, 1990, 22(4): 419-439.
- [3] Laufer J. Factor Affecting Transition Reynolds Numbers on Models in Super Sonic Wind Tunnel[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1954, 21(7): 447-498.
- [4] 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(1).

