

二维超音速激波风洞及其应用

王世芬 王宇 唐贵明 李振华 刘鹏

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

TWO DIMENSIONAL SUPERSONIC SHOCK TUNNEL AND ITS APPLICATION

Wang Shifen, Wang Yu, Tang Guiming, Li Zhenhua, Liu Peng

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100080)

摘要 简述了二维超音速激波风洞的设计要点和性能, 并给出在该风洞中低凸台诱导激波和湍流边界层相互作用的实验结果。实践表明: 在被驱动段和喷管之间安装一个前缘光滑的矩形剖面短管道; 并将二维喷管精加工成型, 就能获得实验所需的均匀超音速气流。

关键词 激波风洞, 激波干扰, 分离流, 压力测量, 热流

中图分类号 V211.751, O357.42

Abstract A brief description is given of design and performance of a two dimensional supersonic shock tunnel. The experimental results of three dimensional interaction between shock wave and trubulent boundary layer induced by low protuberance are presented. Current experience indicates that the use of a rectangular tunnel with round leading edge from driven tube end to two dimensional nozzle entrance, when coupled with precisely manufactured contoured nozzle, can generate a uniform supersonic flow which is generally adequate for aerodynamics testing.

Key words shock tubes, shock wave interaction, separated flow, pressure measurement, heat flow

激波风洞是一种能较好地模拟高超音速飞行环境的地面实验设备。由于这种设备受热时间短, 不需要冷却系统; 能源功率也不需很大, 因此在高超音速实验研究中占有重要地位。

当前, 需探索应用电弧加热器做烧蚀模拟实验时流场的非定常性和激波干扰; 并需了解实验段尺寸对实验结果的影响。为此将原有的 JF₈ 激波风洞改建成实验段截面可改变两种不同尺寸的二维超音速风洞。其名义来流 Mach 数为 2.3, 单位长度 Re 数为 $8 \times 10^7 / m$ 。通过低 Mach 数下低凸台诱导激波和湍流边界层相互作用区表面压力和热流率测量, 进一步说明激波风洞用于超音速气动实验是可行的。

1 二维超音速激波风洞

二维超音速激波风洞由力学所原 JF₈ 高超音速激波风洞改装而成。其主体包括激波管、过渡段、成型喷管、实验段和真空罐等(图 1)。

1.1 激波管

激波管是获取实验所需高温高压气源的装置, 由驱动段和被驱动段组成。其长度分别为 6.5m 和 13.5m, 内径均为 150mm。为保证激波管运行状态的重复性, 驱动段和被驱动段之间采用双隔膜结构, 并用快速泄压法破膜。

1.2 过渡段

过渡段是连接激波管和喷管的部件。根据激波管末端气流平直、均匀性好的特

1993年8月2日收到, 1994年1月19日收到修改稿

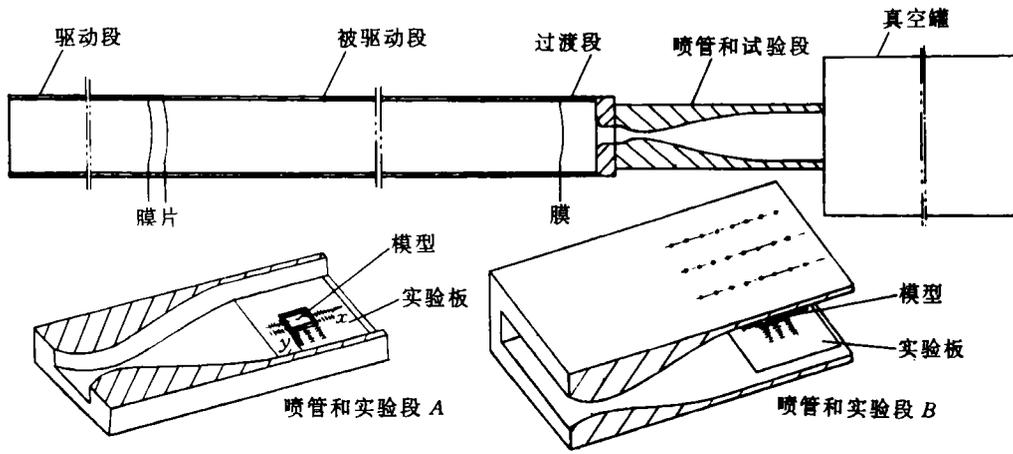


图1 二维超音速激波风洞

点, 以及喷管截面为矩形的要求, 将其设计成两段(图2)。前段用已有的内径150mm、长350mm圆管, 以固定二道膜, 并使膜片破裂后紧靠管壁, 减少对气流的扰动。后段为外径170mm、长40mm柱体, 柱中有一矩形通道, 通道表面与来流平行, 入口处以圆弧光滑过渡(图2)。这样入射激波在柱段前端面反射, 实验气流经两次压缩形成实验所需的高温高压气源。

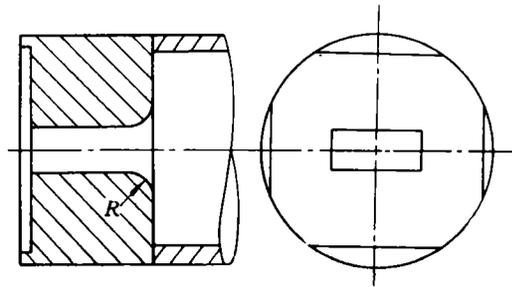


图2 过渡段

实践证明, 用这种简捷方法进行主体截面形状变换十分令人满意。设计中, 选用了 $50 \times 14\text{mm}^2$ 和 $120 \times 40\text{mm}^2$ 两种通道截面。

1.3 二维成型喷管

二维成型喷管由两个对称型面和两个与之垂直的平面构成。根据实验要求, 选用了两条不同尺寸的喷管型线。其收缩段和初始膨胀段位流曲线分别用维托辛斯基和富尔士经验式计算, 矫正段用解析法计算; 边界层修正用位移厚度沿轴向线性增长经验式。有关详情参见文献[1], 设计参数由表1给出。

表1 型面喷管设计参数(除最大膨胀角和实验段 Ma 数外, 其它参数单位均为 mm)

喷管	收缩段入口半高	收缩段长度	喉道半高	最大膨胀角	超音速段全长	型面喷管总长	型面喷管宽度	喷管出口半高	实验段 Ma 数
A	25	50	15.3	8°	238	288	14	35	2.3
B	20	40	13	6.5°	240	280	120	30	2.3

1.4 实验段

两个实验段截面分别为 $70 \times 14\text{mm}^2$ 和 $120 \times 60\text{mm}^2$, 长210mm。洞壁上有一个长150mm、宽70(或120)mm便于装卸的实验板, 板前缘距喷管出口30mm, 板面与洞壁齐平。实验板上洞壁上有三排静压孔(图1)。

1.5 真空罐

真空罐原为 JF₈ 风洞部件, 体积为 20m³。现作为实验气体泄漏缓冲器以减少噪声。

2 状态调试和流场品质

2.1 状态调试

实验中用空气驱动空气, 实验段入口总温与总压由驱动段与被驱动段压力比控制。实验时测出被驱动段末端激波 Mach 数、反射激波后的压力和实验段壁面静压。由这些测量值和流体力学公式即可算出实验气流的总温、总压和 Mach 数等状态参数(表 2)。

表 2 实验状态参数(δ 为实验板前缘处边界层厚度)

实验段	Ma	p_0 / MPa	T_0 / K	Re / m^{-1}	δ / mm
A	2.27	1.96	584	8.34×10^7	3.9
B	2.33	1.82	557	8.23×10^7	3.93

2.2 流场品质

从 A、B 两个实验段实测的壁面静压分布可知: 流场均匀, 无明显压力梯度。气流准定常时间约 8ms, Mach 数分别为 2.27 ± 0.03 和 2.33 ± 0.02 。

3 二维超音速激波风洞的应用

在上述 A、B 两个实验段中完成了低凸台诱导激波和湍流边界层相互作用区表面压力和热流率测量, 现分述如下。

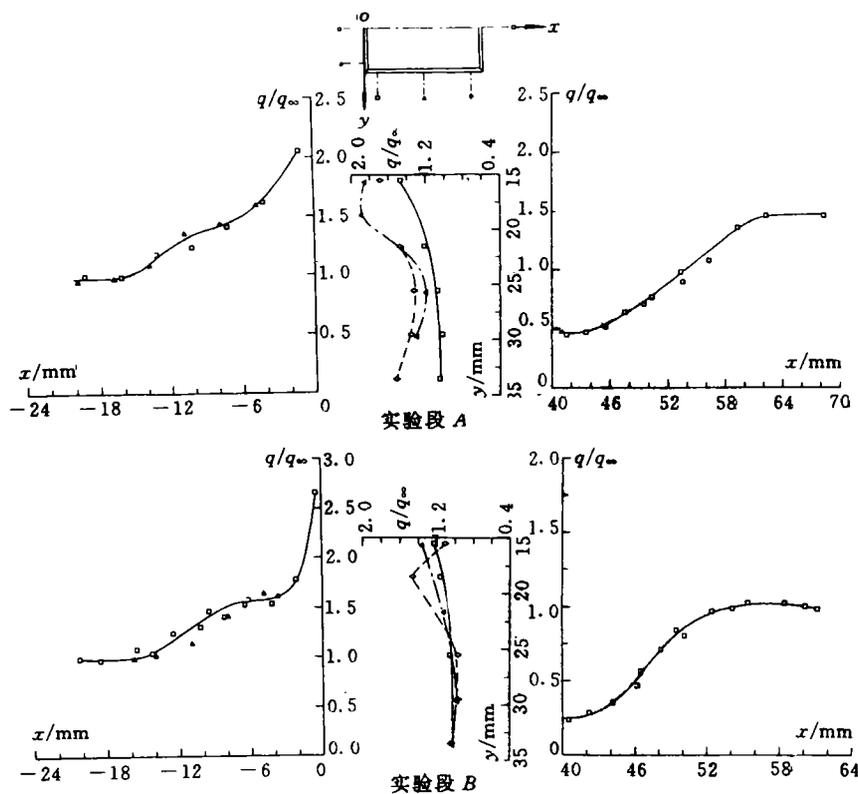


图 3 凸台周围热流率分布

3.1 实验模型

模型为长40mm、宽30mm、高3mm的低凸台，四侧面倒角 76° ，用螺钉固定在实验板上。模型前缘距实验板前缘55mm，热流率测量元件——铂膜电阻温度计沿模型周围分布。

3.2 实验段尺寸对模型周围热环境影响

图3为模型周围热流率分布。模型前方热流率分布符合前向台阶的规律，其结果受实验段尺寸影响不大。受分离激波影响的上游距离约为15mm，热流率平台值与经验公式 $(q_p/q_\infty = (1 - Ma/2)^{5/8})$ 预计值相符，最大热流率高于文献[2]预计值。在模型侧边最大热流率发生在模型侧缘及其邻近区。在实验段A中，因流动受洞壁制约热流率高于实验段B，并在洞壁附近有上升趋势。在模型后方，后缘热流率低，随着流向距离增大热流率加大最后趋于一稳定值。在实验段A中模型后方中心线上，热流率达稳定值所需行程比实验段B长，稳定值也高。由此可见，小实验段洞壁干扰使模型侧边和后方热流率加大。

3.3 实验段尺寸对模型周围流场的影响

图4给出模型上方洞壁静压分布。在实验段B中，观测区内洞壁静压几乎不受模型影响；在实验段A中，静压在 $x=5\text{mm}$ 处突然上升，最大值达无模型时静压值的1.8倍。假设模型前方分离激波呈直线(小距离范围内误差不大)，根据热流率分布测得的分离激波上游影响距离和气流偏转角经验值，可估算出分离激波与模型上方洞壁的交点在 $x=4\text{mm}$ 处；压力上升1.93倍，与实验结果大致相符。这表明模型上方洞壁静压上升是模型前分离激波与洞壁边界层相互作用的结果。

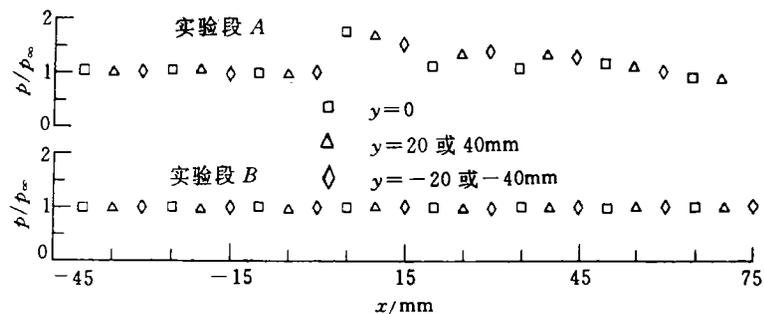


图4 凸台上方洞壁静压分布

将激波风洞用于超音速实验尚属首次。在工作中俞鸿儒研究员给予了有益的建议；并得到航天工业总公司一院十四所同志的大力支持和帮助，在此表示衷心感谢。

参 考 文 献

- 1 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理. 北京: 北京航空学院出版社, 1985
- 2 Nestler D E, Saydeh A R, Auxer W L. Heat transfer to steps and cavities in hypersonic turbulent flow. AIAA 68-673, 1968