

文章编号: 1672-9897(2006)01-0001-04

粘性相互作用对高焓激波风洞实验段 自由流静压测量影响的分析

曾明^{1,2}, 冯海涛², 林贞彬¹, 瞿章华²

(1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080; 2. 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要:通过理论分析、实验测量和数值模拟, 研究高超声速粘性相互作用对实验段自由流静压测量的影响。研究表明: 由于粘性相互作用, 高焓激波风洞实验段平板静压测量值远高于实际自由流静压。在热化学非平衡流情况下, 经典的粘性相互作用参数和经验公式具有局限性。

关键词:高超声速流; 粘性相互作用; 高焓激波风洞; 实验测量

中图分类号: V211.1⁺8; V211.751 文献标识码: A

Analysis of viscous effects on measurement of free stream pressure in high enthalpy shock tunnel test section

ZENG Ming^{1,2}, FENG Hai-tao², LIN Zhen-bin¹, QU Zhang-hua²

(1. LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China; 2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Hypersonic viscous interaction effects on measurement of free stream pressure in test section are studied through theoretical analysis, experiment measurement and numerical simulation. The results show that the pressure value measured at plate probe is much higher than that of free stream in high enthalpy shock tunnel test section. The classical viscous interaction parameter and experiential formulae are limitative in thermochemical nonequilibrium flow.

Key words: hypersonic flow; viscous interaction; high enthalpy shock tunnel; experiment measurement

0 引言

高焓激波风洞是模拟高超声速飞行环境的重要地面设备, 它是一种部分模拟设备。实验段自由流静压是风洞模拟的重要参数, 而平板静压测量仪是测量流动静压的基本手段^[1]。

文献[2]在完全气体假设下研究了高超声速粘流与尖前缘平板的粘性相互作用, 得到了相互作用参数和干扰压力的估算公式。指出了粘性相互作用与自

由流马赫数、雷诺数、气体比热比的定量关系。

高焓激波风洞的实验段流场处于热化学非平衡状态^[3], 比热比 γ 不是常数, 更不是常温空气的 γ 值 ($=1.4$)。非平衡流的声速和马赫数没有简单的定义, 即使对于冻结马赫数, 也不能像完全气体那样用简单方法求得。这给分析高超声速粘性相互作用带来了新的困难。笔者以中科院力学所高温气体动力学实验室的爆轰驱动高焓激波风洞为研究对象, 通过理论分析、实验测量和数值模拟相结合的途径, 分析

• 收稿日期: 2005-03-04; 修订日期: 2005-07-27

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(90205027, 10472125)

作者简介: 曾明(1971—), 女, 湖南娄底人, 博士生, 副教授。研究方向: 高超声速与高温气体动力学。

粘性相互作用对高焓风洞实验段自由流静压测量的影响。

1 高焓激波风洞自由流静压测量

中科院力学所高温气体动力学实验室的高焓激波风洞 JF-10^[4]是世界上首座正式运行的爆轰驱动激波风洞。它由爆轰驱动段、卸爆段、被驱动段、喷管、实验段和真空室等组成,能产生高焓气流,模拟再入时的复杂物理化学现象。风洞采用半锥角 7°7' 的锥形喷管,喉道直径 11mm,出口直径 500mm。某一典型实验运行状态为:总压 $p_0 = 19.6\text{MPa}$,总温 $T_0 = 7920\text{K}$ 。

图 1 为实验段中测压照片。前方带有平板的测压模型长 350mm,宽 240mm,下侧支撑。平板前缘距喷管出口 200mm,测压传感器安装在距平板前缘 140mm 的位置上,同一截面上共布置了三个传感器。测量结果平均值为 $p_{\text{测量}} = 211\text{Pa}$ 。

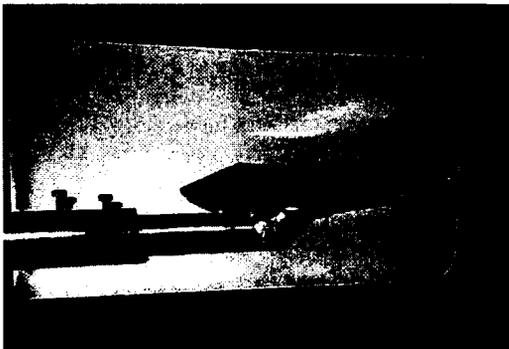


图 1 实验段中测压模型

Fig.1 Pressure measurement model in test section

2 粘性相互作用分析

文献[2]讨论了粘性相互作用的机理和主要公式,笔者将它应用于平板静压测量仪。

考虑二维高超声速气流流经沿轴向放置的测量气流静压的尖前缘平板。尽管平板测压仪器对实验段流场整体影响不大,但是在高 M_∞ 数,低 Re 数时测压孔附近的局部流场受到的扰动仍很严重,必须予以考虑。根据边界层位移厚度的概念,物体和边界层可用无粘流中有效物形来代替。气流流经有效物形的倾角 θ 等于原始物形的倾角和位移厚度分布 $\delta^*(x)$ 构成的倾角增量 $\frac{d\delta^*}{dx}$ 之和。对零迎角平板

$$\theta = \frac{d\delta^*}{dx} \quad (1)$$

按照高超声速切劈法思想,当地压力取决于当地斜率,压力与倾斜角的关系由斜激波前后压力比 $\frac{p}{p_\infty}$ 的关系式得到。对于完全气体

$$\frac{p}{p_\infty} = 1 + \frac{\gamma(\gamma+1)}{4} K^2 + \gamma K \sqrt{\left(\frac{\gamma+1}{4} K\right)^2 + 1} \quad (2)$$

式中 γ 为比热比, $K = M_\infty \frac{d\delta^*}{dx}$, 位移厚度 δ^* 可在平板不可压缩层流边界层位移厚度公式的基础上进行压缩性修正得到。

文献[2]给出了考虑粘性相互作用时的压力公式。在本文条件下

$$\frac{p}{p_\infty} = 1 + 0.15\chi \quad (3)$$

其中 χ 称为粘性相互作用参数:

$$\chi = \frac{M_\infty^3}{\sqrt{Re_x}} \sqrt{C} \quad (4)$$

而

$$C = \frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \quad (5)$$

式中 ρ 为密度, μ 为粘性系数,下标“w”代表壁面值,“e”为边界层外缘值。

由此可知,平板静压测量仪测得的压力是经激波扰动后的压力 p ,而不是激波前的实验段自由流静压 p_∞ 。对于典型的高焓激波风洞,取 $M_\infty = 10$, $\frac{Re_\infty}{L} = 150000/\text{m}$ 。考虑到本文测量位置离前缘 0.14m,则 $Re_x = 21000$ 。又设粘温关系近似为线性,可取 $C = 1$ 。从而粘性相互作用参数为

$$\chi = \frac{M_\infty^3}{\sqrt{Re_x}} \sqrt{C} = \frac{10^3}{\sqrt{21000}} \sqrt{1} = 6.9 \quad (6)$$

$$\frac{p}{p_\infty} = 1 + 0.15\chi = 1 + 0.15 \times 6.9 = 2.035 \quad (7)$$

可见实验段静压 p_∞ 远低于测量的平板压力 p 。

对于特定的风洞,由于实验段 M_∞ 、测量点的 Re_x 的真实值事先是未知的,仅通过平板测压仪测量的压力 p 不能直接反映 p_∞ 值。

3 静压测量的数值模拟

为了得到真实的自由流静压 p_∞ ,笔者应用经过

其他途径校验的高超声速热化学非平衡计算程序^[4]对实验段自由流静压测量进行数值模拟。先用轴对称非平衡粘流程序计算风洞喷管流场,直接得到实验段自由流静压 p_{∞} 计算。再用二维非平衡流程序计算尖前缘平板的绕流流场,得到测压点的压力 $p_{\text{计算}}$,与平板静压测量的结果 p 进行对比。如果二者一致,则认为 p_{∞} 计算反映了真实的自由流静压。

3.1 物理模型和控制方程

采用热力与化学都是非平衡的 7 组元双温度模型。高温空气的化学组分为^[5]: N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 NO^+ 、 e^- 。双温度近似下,不同的化学反应采用不同的控制温度。振动松弛时间采用 Park 修正的 Millikan 和 White 振动松弛模型^[6]。

轴对称热化学非平衡流的 N-S 方程为^[4]

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + H = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + H_v \right) + W \quad (8)$$

式中

$$U = (\rho C_1, \rho C_2, \dots, \rho C_m, \rho u, \rho v, E, E_v)^T$$

$$W = (w_1, w_2, \dots, w_m, 0, 0, 0, S_v)^T$$

其中 C_i 是组元质量分数, w_i 是化学反应源项, E_v 为总振动能, S_v 为振动能生成率。

采用 NND 格式数值求解控制方程。

3.2 喷管流场计算

计算实验运行状态总压 $p_0 = 19.6 \text{ MPa}$ 、总温 $T_0 = 7920 \text{ K}$ 下喷管流场。采用等壁温 $T_w = 600 \text{ K}$ 、壁面全催化条件。

网格节点数为 194×72 。流向 194 网格点,在喉道附近加密,喉道处 $\Delta x_{\min} = 3.9 \times 10^{-4} \text{ m}$ 。径向 72 网格点,在壁面和中轴线附近适当加密。喉道壁面处 $\Delta y_{\min} = 3.2 \times 10^{-6} \text{ m}$, 出口壁面处 $\Delta y_{\min} = 1.5 \times 10^{-4} \text{ m}$ 。

边界条件:中轴线上应用镜像反射法则;壁面上满足速度无滑移条件,等壁温全催化壁条件,近似给出零压力梯度条件;入口给出总焓总压条件,轴向流速由内点外插得到,组元组成按照热化学平衡条件计算;出口外边界上所有物理量由内点外插得到。

3.3 静压测量的数值模拟

以喷管出口核心气流为自由来流,计算实验段中

长度为 0.6 m 的零迎角尖前缘平板的热化学非平衡流场。

图 2 是平板流场的压力等值线,图 3 是平板壁面压力与来流压力的比值分布。可见由于高超声速粘性边界层存在而在平板流场中形成激波,导致平板壁面压力明显高于来流压力。计算得到测压孔处压力为来流压力的 1.96 倍。

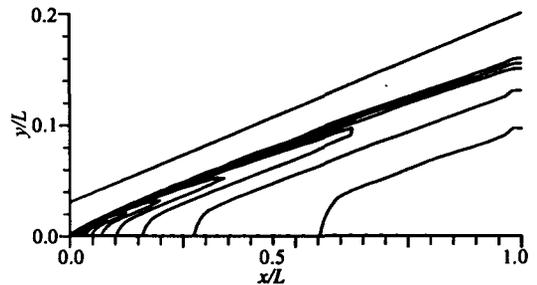


图 2 平板流场压力等值线

Fig.2 Pressure contour of plate flow field

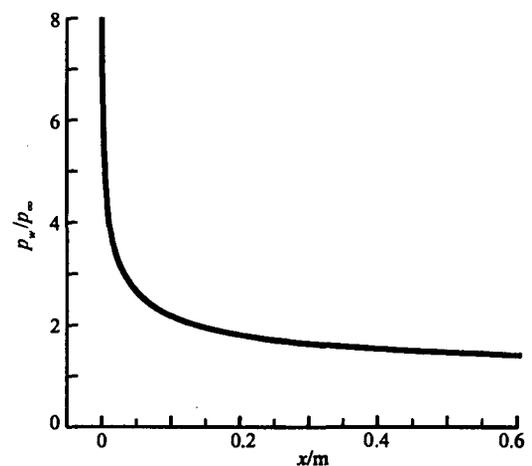


图 3 测压平板表面压力分布

Fig.3 Pressure distribution on plate surface

计算得到的自由流静压 p_{∞} 计算 = 103 Pa , 平板测压孔处静压 $p_{\text{计算}} = 202 \text{ Pa}$ 。 $p_{\text{计算}}$ 与平板静压测量仪测得的压力 $p_{\text{测量}} = 211 \text{ Pa}$ 非常接近。

3.4 算例条件下粘性相互作用分析

数值计算得到 $M_{\infty} = 10.4$, $Re_{\infty}/L = 1.31 \times 10^5/\text{m}$ 。则测压孔位置 $Re_x = 18340$ 。根据(4)式,并近似取 $C = 1$,得到粘性相互作用参数为

$$\chi = \frac{M_{\infty}^3}{\sqrt{Re_x}} \sqrt{C} = \frac{10.4^3}{\sqrt{18340}} \sqrt{1} = 8.3 \quad (9)$$

从而

$$\frac{p}{p_{\infty}} = 1 + 0.15\chi = 1 + 0.15 \times 8.3 = 2.25 \quad (10)$$

这个值要高于数值模拟得到的值 1.96。

4 讨论

(1) 与常规超声速风洞不同,高焓高超声速风洞实验段平板探测仪直接测量得到的压力不是自由流静压,而是因平板存在的干扰流场的压力。在高 M_∞ 和低 Re 时,干扰流场引起的压力增量是很大的;

(2) 由完全气体及高超声速切劈法近似得到的粘性相互作用公式在热化学非平衡流情况下的应用可能有一定局限;

(3) 地面实验测量和数值模拟相结合是一种有希望的途径。

参考文献:

[1] DEAN R C Jr. Aerodynamic measurement[R]. Gas Turbine

Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, 1953.

[2] ANDERSON J D Jr. Hypersonic and high temperature gas dynamics[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1989.

[3] ZEITOUN D, BOCCACIO E, etc. Reactive and viscous flow in hypersonic nozzles[J]. AIAA Journal. 1994, 32(2): 333 ~ 340.

[4] 曾明,柳军,瞿章华. 载人飞船等离子体鞘电子密度分布的数值计算[J]. 国防科技大学学报,2001,23(1):19 ~ 22.

[5] GUPTA R N, YOS J M, etc. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal non-equilibrium calculations to 30000K[R]. NASA RP 1232,1990.

[6] PARK C. Problems of rate chemistry in flight regime of aerossisted orbital transfer vehicles[J]. Progress in Aeronautics and Astronautics,1985, Vol.96:511 ~ 537.

中国科技论文统计源期刊

(中国科技核心期刊)

收录证书

流体力学实验与测量

经过多项学术指标综合评定及同行多位专家评议推荐,贵刊被收录为国家科技部“中国科技论文统计源期刊”(中国科技核心期刊)。特颁发此证书。

有效期至二〇〇六年三月

中国科学技术信息研究所
二〇〇四年三月

