

文章编号: 0258-1825(2009)03-0358-05

高焓激波风洞自由流参数测量的数值重建

曾明¹, 林贞彬², 郭大华², 柳军¹, 瞿章华¹

(1. 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073;

2. 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)

摘要:高焓风洞中参数测量本身受到高温非平衡效应影响, 单纯依靠实验测量不足以确定详细的风洞自由流参数。本文以 JF-10 高焓激波风洞为背景, 通过喷管—试验段—测量仪模型非平衡流场的连贯计算, 开展自由流参数测量的数值重建。在比较分析测量仪模型绕流场的计算结果和实验测量值的基础上, 结合喷管流场的数值模拟结果, 共同确定高焓风洞的详细自由流参数。

关键词:高焓激波风洞; 高超声速喷管; 数值重建; 非平衡流

中图分类号: O242 **文献标识码:** A

0 引言

高焓激波风洞是产生高焓(同时具有高滞止压力)试验气流最有前景的一种设备。十几年来, 国际上出现了高焓激波风洞建设的热潮^[1]。如澳大利亚的 T3、T4, 美国的 T5、德国的 HEG(High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen), 最大的是日本 1997 年建立的 HIEST(High Enthalpy Shock Tunnel in Kakuda)。这些都是自由活塞式激波风洞。中国科学院力学研究所建成了世界上首座正式运行的爆轰驱动高焓激波风洞 JF-10^[2], 近年来在氢氧爆轰驱动激波管的工作机理、驱动性能、实现这一驱动方式的关键技术方面, 和改善气流品质、增长压力平坦时间等方面, 都进行了大量的理论和实验研究^[3-4], 还开展了爆轰驱动激波管的数值模拟^[5]。

应用高焓风洞开展非平衡流实验研究时, 要求详细确定风洞自由流参数。高焓风洞自由流存在一定程度的热化学非平衡, 但自由流热化学状态的确定——特别是某些组分含量的实验测量目前还非常困难。并且高焓风洞中流场测量本身也受到高温非平衡效应的影响。例如, 皮托压力测量值与皮托管的直径有关, 用平板测压仪测得的静压值除了受高超声速粘性相互作用影响外, 还与测压孔位置流动的热化学状态有关。实验直接测得的某些参数值可能并非

真实的自由流值。所以说, 就目前的测试能力而言, 单纯依靠实验测量不足以确定高焓风洞的模拟参数。

文献[6]提出了“数值重建”的思想, 本文通过对参数测量本身进行“数值重建”来确定风洞的自由流参数。方法是: 先进行实验测量, 然后应用经过事先校验的计算程序, 开展喷管—试验段—测量仪模型流场的连贯计算, 得到测量仪上测点物理量的计算结果, 即用数值方法“重建”测量仪测点的物理量。再将数值重建结果与实验测量结果比较分析, 如果二者一致, 则某些无法直接由实验测得的自由流参数可采用数值结果, 即结合实验测量和数值计算, 共同确定风洞的模拟参数。

“数值重建”与通常意义上的“实验验证”在形式上是相同的, 都需要将理论或计算值与实验值做比较。但二者的主体不同。“实验验证”的主体是理论或计算, 它以验证理论或计算为目的, 所以按理论或计算的条件设计实验, 通过比较实验测量值和理论或计算值来验证理论的正确性或校验计算程序。而“数值重建”的主体是“实验”, 目的是为确定新建风洞的性能参数。当然这要求计算程序的可靠, 它事先必须经过别的成熟风洞和飞行实验数据的校验。

各高焓风洞具体的运行状态不同, 也有适合各自特点的参数测量办法。本文以中科院力学所的 JF-10 爆轰驱动激波风洞为背景。首先数值模拟风洞喷管非平衡流场, 得到自由流参数的计算值。然后以此为

* 收稿日期: 2008-02-25; 修订日期: 2008-07-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10672170, 10502056)

作者简介: 曾明(1971-), 女, 副教授, 主要从事高超声速与高温气体动力学数值研究. E-mail: zengming@nudt.edu.cn

来流条件,数值模拟试验段中自由流测量仪模型的绕流场,得到测量仪测点物理量的“数值重建”值。最后,比较、分析数值重建结果与实验测量结果,并结合喷管流场的计算结果,共同确定风洞的自由流参数。

作为校验,应用本文编制的计算程序对德国 HEG^[6]、法国 TCM2 (Free-pistom Shock Tunnel at Marseille University)^[7] 的喷管流场和钝锥标模 Electre^[8] 在飞行与风洞实验条件下的流场进行计算,所得结果与文献给出的实验数据和数值结果基本一致,验证了本文的计算程序。

1 自由流参数测量结果

JF-10 爆轰驱动激波风洞采用半锥角 7°7' 的锥形喷管,喉道直径 11mm,出口直径 500mm。某一典型运行状态的驻室总温 7920K,总压 19.6MPa。这里直接给出参数测量结果,有关风洞结构和实验测量的细节详见文献[3,9]。

皮托压力测量在皮托耙上进行,皮托压力传感器安装在半径 $R=9.5\text{mm}$ 的球头圆柱体顶点上。试验段核心区的皮托压力测量值为 $p_{\text{测量}}=14400\text{Pa}$ 。

平板静压测量模型见图 1。平板长 350mm,宽 240mm,前缘距喷管出口 200mm,测压传感器安装在平板上距前缘 140mm 的位置。测量值为 $p_{\text{平板测量}}=211\text{Pa}$ 。

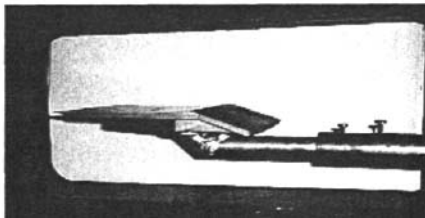


图 1 自由流平板静压测量仪
Fig. 1 Free stream pressure measurement plate

采用圆平静电探针诊断电子数密度。探针安装在平板上距前缘 50mm 处(见图 2),测得的电子数密度为 $N_{e\text{测量}}=(4.0\pm 1.2)\times 10^9$ 个/cm³。

2 喷管流场计算

2.1 热化学模型与控制方程

在分析多种热化学模型适用范围^[9-10]的基础上,对 JF-10 风洞现有典型运行条件(总温约为 8000K、总压约为 20MPa),选用 7 组元双温度的热化学非平

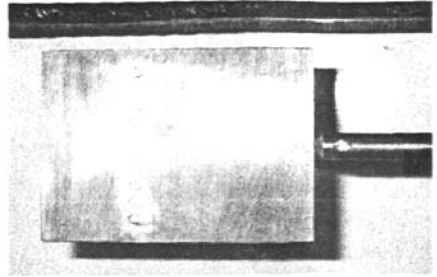


图 2 自由流电子密度测量平板

Fig. 2 Free stream electron number density measurement plate

衡模型。高温空气含 7 组元 (N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO 、 NO^+ 、 e^-),采用 Gupta 的化学反应动力学模型^[11]。系统具有平动温度 T 和一个振动温度 T_v ,双温度近似下不同反应采用不同控制温度。设定等壁温 $T_w=T_w=600\text{K}$ 、全催化壁条件。

控制方程为轴对称热化学非平衡流 NS 方程:

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

其中:

$$U = (\rho C_1, \rho C_2, \dots, \rho C_m, \rho u, \rho v, E, E_v)^T \quad (2)$$

$$W = (\dot{w}_1, \dot{w}_2, \dots, \dot{w}_m, 0, 0, 0, S_v)^T \quad (3)$$

C_i 为 i 组元的质量分数, \dot{w}_i 为化学反应源项, E_v 为总振动能, S_v 为振动源项。 F 、 G 为对流量矢量, F_v 、 G_v 为粘性项矢量, H 、 H_v 分别为无粘和有粘部分在柱坐标系下的源项矢量。

无粘通量项采用 NND 格式^[12]离散,粘性项采用中心差分离散。流体力学方程和热化学动力学方程耦合求解,采用全耦合隐式处理无粘通量项和源项,隐式处理方法为 LU-SGS 方法^[13]。

2.2 喷管流场计算结果

实验运行状态为:驻室总压 $p_0=19.6\text{MPa}$,总温 $T_0=7920\text{K}$ 。实际计算的喷管膨胀比为 $A/A^*=2838$,计算得到的喷管出口截面核心区气流参数作为风洞试验段的自由来流参数。

计算网格流向 118 个网格点,在喉道附近加密;径向 101 个网格点,在壁面和中轴线附近加密。边界条件确定详见文献[14]。图 3 给出了出口截面上平动与振动温度的径向分布。表 1 给出了试验段核心区气流参数。

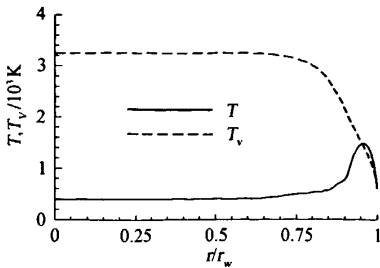


图 3 喷管出口截面温度分布

Fig. 3 Radial distribution of temperature at the nozzle exit

表 1 试验段自由流参数计算值
Table 1 Numerical free stream properties

参数	计算值	参数	计算值
静压 p/Pa	95	C_{N_2}	0.745
平动温度 T/K	436	C_{N}	8.4×10^{-9}
振动温度 T_v/K	3210	C_{O_2}	0.065
密度 $\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	6.73×10^{-4}	C_{O}	0.146
速度 $U/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	4990	C_{NO}	0.044
冻结马赫数 M	11.0	C_{NO^+}	5.4×10^{-7}

3 自由流参数测量的数值重建

3.1 测量仪模型绕流场的数值模拟

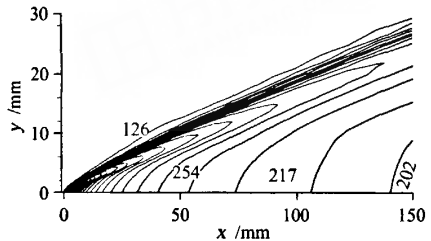
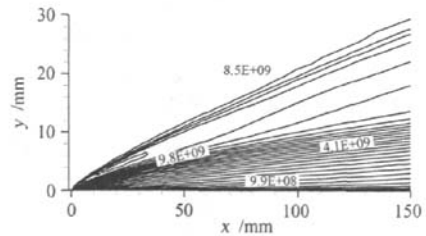
对 JF-10 高焓激波风洞中进行的自由流皮托压力、静压和电子数密度测量开展数值重建。以上述自由流参数计算值(表 1)为来流条件,数值模拟测量仪模型的绕流场。热化学模型为 7 组元或 11 组元双温度模型,控制方程为非平衡流的 NS 方程,采用 AUSMPW+ 格式^[15]离散无粘通量项。

皮托压力测量的数值重建通过计算球头圆柱的热化学非平衡流场来进行。球头半径 $R=9.5\text{mm}$,球柱总长为 4 倍头部半径。计算得到的球柱驻点压力即为数值重建的皮托压力: $p_{\text{计}}=15360\text{Pa}$,与实验给出的测量结果 $p_{\text{测}}=14400\text{Pa}$ 比较接近。

进行静压测量的数值重建时,计算了长 0.6m 的 0° 迎角平板的热化学非平衡流场。图 4 为平板前部流场的压力等值线。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。计算得到静压测量点($x=140\text{mm}$)的压力为 $p_{\text{计}}=202\text{Pa}$,与平板静压探测仪测得的压力值 $p_{\text{测}}=211\text{Pa}$ 非常接近。

电子数密度测量的数值重建同样是通过数值模

拟平板流场进行的。计算中采用等离子体准中性假设,即流场中的电子数密度等于正离子数密度。图 5 为平板前部流场的电子数密度等值线。在探针安装位置($x=50\text{mm}$),平板边界层外缘电子数密度的计算结果为 $N_{\text{e计}}=1.0 \times 10^{10}$ 个/ cm^3 ,实验测得的电子数密度为 $N_{\text{e测}}=(4.0 \pm 1.2) \times 10^9$ 个/ cm^3 ,二者量级一致。

图 4 静压平板前部流场压力 p/Pa 等值线Fig. 4 Pressure $p(\text{Pa})$ contour of the flow field around the plate图 5 电离探测平板前部流场电子数密度 N_e (个/ cm^3)等值线Fig. 5 Electron number density N_e (个/ cm^3) contour of the flow field around the plate

与平板静压测量类似,电子数密度测量得到的也是干扰流场中的值。前面喷管流场计算得到的自由流电子数密度 $N_{\text{e}\infty}=7.3 \times 10^9$ 个/ cm^3 ,这里算得的干扰流场中 $N_{\text{e计}}=1.0 \times 10^{10}$ 个/ cm^3 ,约为自由流的 1.4 倍。干扰给电子数密度带来的增量不像静压那么大。这是因为粘性边界层存在而形成的激波毕竟较弱,虽然能导致压力明显升高,但还不足以引起激波层中明显的化学反应,尤其是在平板前缘附近,流动接近热化学冻结态;激波层中电子数密度比自由流有所升高主要是因为激波后密度的升高。而相对于电子数密度的计算或测量的精度来说,干扰带来的增量可以说在计算或测量的不确定范围之内。例如本文探针测量电子数密度给出的误差范围是 30%,而 $N_{\text{e计}}$ 为 $N_{\text{e测}}$ 的 1.9 倍~3.6 倍。

3.2 数值重建结果分析

表2列出了自由流参数的测量值和数值重建值。皮托压力、平板表面压力的数值重建值和实验测量值比较一致(皮托压力差别7%,平板压力差别5%),电子数密度的数值重建值为实验测量值的1.9倍~3.6倍。考虑到高焓流动中电子数密度测量和计算的不确定性,可以说数值重建值和实验测量值符合较好。

表2 JF-10风洞自由流参数测量值和数值重建值

Table 2 Measured and numerical rebuilding values of the free stream properties in JF-10 tunnel

物理量	实验测量值	数值重建值
皮托压力/Pa	14400	15360
平板表面压力/Pa	211	202
平板壁面附近		
电子数密度/(个·cm ⁻³)	(4.0±1.2)×10 ⁹	1.0×10 ¹⁰

根据测量仪模型绕流场数值模拟得到的测点物理量计算值与实验测量值的一致性,可认为测量仪模型流场的数值解反映了真实的测量仪模型流场,从而可进一步认为测量仪模型流场计算中采用的自由流条件也反映了真实的风洞试验段自由流条件。也就是说,根据自由流参数测量的数值重建结果与实验测量结果的一致性,可以认为本文的喷管数值计算结果(表1)反映了真实的风洞自由流条件。这样,某些目前无法直接由实验测量得到的参数可暂时应用数值结果,即通过实验测量、理论分析、数值计算三者结合起来共同确定风洞自由流参数。

4 结论

(1) 高焓风洞中自由流测量受到高温非平衡效应的影响,单纯依靠实验测量不足以确定风洞的全部模拟参数。对参数测量本身进行数值重建是解决问题的一条有效途径。

(2) 本文以JF-10高焓激波风洞某典型运行状态(总温约为8000K、总压约为20MPa)为例,对风洞中进行的自由流皮托压力、静压、电子数密度测量开展数值重建,综合参数测量、数值计算和理论分析的结果,利用与测量值、理论分析一致的喷管流场数值计算结果(p, ρ, T, T_e, C_i 等)来确定风洞试验段的自由流参数。该方法同样适用于高焓风洞的其它运行状态,数值重建中,可针对具体总温总压条件选用合适的热化学模型和数值方法。

(3) 随着以后测量与重建的项目不断增多,譬如

进行自由流NO组分、辐射特性的测量与重建,并进一步扩展到对模型实验参数测量进行数值重建,则由此确定的风洞自由流参数将更加可靠。

参 考 文 献:

- [1] ITOH K, UEDA S, TANNO H, KOMURO T, SATO K. Hypersonic aerothermodynamic and scramjet research using high enthalpy shock tunnel[J]. *Shock Waves*, 2002, (12):93-98.
- [2] 俞鸿儒. 氢氧燃烧及爆轰驱动激波管[J]. *力学学报*, 1999, 31(4):389-396.
- [3] 林贞彬,郭大华,竺乃宜,葛学真,余西龙,杨乾锁. JF-10氢氧爆轰驱动激波风洞自由流的测量和诊断技术[J]. *流体力学实验与测量*, 2000, 14(3):12-17.
- [4] JIANG Z L, ZHAO W, WANG C. Forward-running detonation drivers for high-enthalpy shock tunnels[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(10):2009-2016.
- [5] 刘长礼,张德良,胡宗民,姜宗林. 正向爆轰驱动高焓激波风洞的数值模拟[J]. *计算力学学报*, 2005, 22(4):425-430.
- [6] HANNEMANN K. High enthalpy flows in the HEG shock tunnel: experiment and numerical rebuilding[R]. AIAA 2003-0978.
- [7] ZEITOUN D, BOCCACIO E, DRUGUET M C, IMBERT M. Reactive and viscous flow in hypersonic nozzles[J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(2):333-340.
- [8] SAGNIER P, DEVEZEAX D, PAPIRNYK O, LOURME D. Standard model testing in the European high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight[R]. AIAA 1992-3905.
- [9] 曾明. 高焓风洞流场测量的数值重建和非平衡效应的数值分析[D]. 北京:中国科学院力学研究所博士学位论文, 2006.
- [10] 曾明,杭建,林贞彬,翟章华. 不同热化学非平衡模型对高超声速喷管流场影响的数值分析[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(3):346-349.
- [11] GUPTA R N, YOS J M, THOMPSON R A, et al. 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.
- [12] ZHANG H X, ZHUANG F G. NND schemes and their applications to numerical simulation of two- and three-dimensional flows[J]. *Advances in Applied Mechanics*, 1992, 29:193-256.
- [13] STOLL P, GERLINGER P, BRÜGGEMANN D. Do-

- main decomposition for an implicit LU-SGS scheme using overlapping grids[R]. AIAA 97-0770, 1997.
- [14] 曾明,林贞彬,冯海涛,瞿章华. 高超声速喷管非平衡尺度效应的数值分析[J]. 推进技术,2005,26(1):38-41.
- [15] KIM K H, KIM C, RHO O H. Accurate computations of hypersonic flows using AUSMPW+ scheme and shock-aligned grid technique [R]. AIAA 98-2442, 1998.

Numerical rebuilding of free stream measurement in the high enthalpy shock tunnel

ZENG Ming¹, LIN Zhen-bin², GUO Da-hua², LIU Jun¹, QU Zhang-hua¹

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha 410073, China;

2. Key Laboratory of High-Temperature Gas Dynamics, Inst. of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: It is difficult to determine the simulative parameters of a new high enthalpy tunnel merely by measurements because the measurements themselves are affected by the high temperature nonequilibrium effects. Taking the high enthalpy shock tunnel JF-10 as an example, the free-stream measurements taken in the test section are numerically rebuilt through calculating the nozzle flow field and the flow fields around the measurement probes sequentially. The detail free-stream properties in JF-10 tunnel are determined by integrating the numerical solution of the nozzle flow field with the free-stream measurement values and the results of the numerical rebuilding of the measurements.

Key words: high enthalpy shock tunnel; hypersonic nozzle; numerical rebuilding; nonequilibrium flow