

气体自发光在高超声速流场显示中的应用*

袁生学 黄志澄

中国科学院力学研究所高温气体开放实验研究室, 北京 100080

摘要 提出了利用高焓气体自发光作为高超声速流场显示的方法, 介绍了在使用高焓运行的激波风洞中, 对二维模型的高超声速绕流流场使用此种方法的初步结果, 可观察到二维棱形柱的尾流和马赫波的相交。结果表明此种方法不需外加光源, 对于结构限制无法设置透明部件的模型, 无疑是简单可行的。

关键词 气体发光; 流场显示; 激波风洞; 超声速燃烧; 高焓气体

分类号 O 354.4

The Application of Gas Self-Luminescence in Hypersonic Flow Field Visualization

Yuan Shengxue Huang Zhicheng

Institute of mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

Abstract This paper proposes the method of hypersonic flow field display with high enthalpy gas self-luminescence and introduces some primary results employing this method in the high enthalpy shock tunnel for the hypersonic flow fields over a 2-dimension model. The results demonstrate that this method is simple and practicable without outside light source, especially for situation of light permeated limitation.

Key words gas luminescence; flow field visualization; shock tunnel; supersonic combustion; high enthalpy gas

0 引言

空气在常温下可认为是透明介质, 不或很少吸收和发射光。但是, 随着温度的升高, 空气的发光会愈来愈明显, 甚至肉眼可见。静止状态下, 高温气体的发光现象已有很多研究。气体辐射除了与成分、密度和厚度有关外, 其宽带辐射强度还类似固体, 同样与温度的4次方有关^[1]。因此根据辐射强度的差异, 即可辨别温度的高低。当然这儿是指在无外光源散射和反射的情况。在研究燃烧现象时, 已直接利用燃烧所伴随的发射光作为燃烧流场的

* 国家自然科学基金资助项目(批准号 19482010, 59686005)

收稿日期: 1998-10-06

显示,用以研究火焰结构和传播。

对于脉冲式高超声速实验模拟设备,壁面的温度在实验中变化不大,维持常温,如同黑色背景。在高焓实验模拟时,高超声速飞行器边界层内和激波后的气体,温度很高,会产生不同程度的辐射。此种辐射发光现象已在很多高焓实验模拟中观察到^[2]。通常,此种辐射发光会影响其他光学诊断,例如使等待式闪光纹影仪的底片曝光,因此需设法避开其辐射发光的谱带。然而利用此种发光与温度和密度的关系来直接显示流场,无须使用外光源,无疑是高焓实验模拟中的一种简便的光学方法,尤其是对于结构限制无法设置透明部件的模型。本文亦是此种方法的初步尝试。下面将介绍实验设备、观察方法和实验结果。

1 实验设备和测量系统

本实验在力学所大激波风洞中进行,图1为实验装置的简图,其参数如下:

- 高压段:长 9m,内径 150mm。
- 低压段:长 19m,内径 155mm。
- 喉道:直径 52mm。
- 喷管:长 5m,出口直径 0.8m。(M 8 成型喷管)。
- 驱动方式:冷氢和氢氧燃烧加热氢。

图中,高速 CCD 的参数如下:

- 光谱段:400~ 650nm
- 灵敏度:24000lx (0dB)
- 速率与图像尺寸:1000pp s: 400 × 282Pixels, 2000pp s: 252 × 188Pixels
- 实验条件高压段氧体积含量分别为:0 和 6.5%

- 低压段氧氮比例分别为:0 1, 1 3.76 和 2.11 1
- 高焓实验气体流尽时间:长于 5.8m s
- 总温:4000~ 4500K
- 总压:3.05 到 5.12M Pa

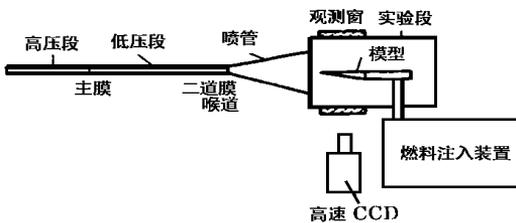


图1 实验装置简图

Fig 1 Schematic diagram of experimental arrangement

实验模型

实验中使用的观察超燃现象的实验模

型,如图2所示。在尖头平板模型上安装一具有燃气注入孔的菱形支柱,后接两个尖劈形平行整流板。在此整流板间,位于透明窗处置一以平板为底,与来流成 14° 角的斜劈,可形成平面斜激波。在此平板模型下部装有控制燃气注入的电磁阀。

图2 实验模型照片

Fig 2 Photographs of the test model

2 流场计算

(1) 喷管出口流场

喷管流动中, 由于焓值的增高而偏离理想气体条件。因此, 高焓喷管流动, 必须根据实际滞止参数, 采用真实气体进行计算。这儿采用贝德近似状态方程和文献[3]给出的高焓喷管流动的计算方法, 并采用半经验边界层位移厚度公式对边界层进行修正, 得到了喷管出口的流场数据。计算中未考虑热损失, 滞止参数由入射激波反射后的气体状态确定, 其中考虑到喉道流动引起的非完全反射效应。本轮实验的出口流场的计算结果如下:

喷管出口自由流速度: 3.0~ 3.3 km/s

静温: 620~ 840K

静压: 0.6~ 1.0 kPa

Re 数: $3.9 \times 10^5 / \text{m}$

采用此种方法计算了文献[4]所计算的喷管流场, 并进行了比较, 相差在 5% 上下(静温相差小于 5%), 该文献使用了准一维非平衡喷管流动解(N EN ZF)。

(2) 绕菱形支柱流场

平板模型上部的菱形支柱绕流, 在无喷流的情况下, 可简化为二维流场, 如图 3 所示。图中所示为数值模拟的等压线, 不包括后部的斜劈流场, 自由来流马赫数为 6, 不考虑真实气体效应。

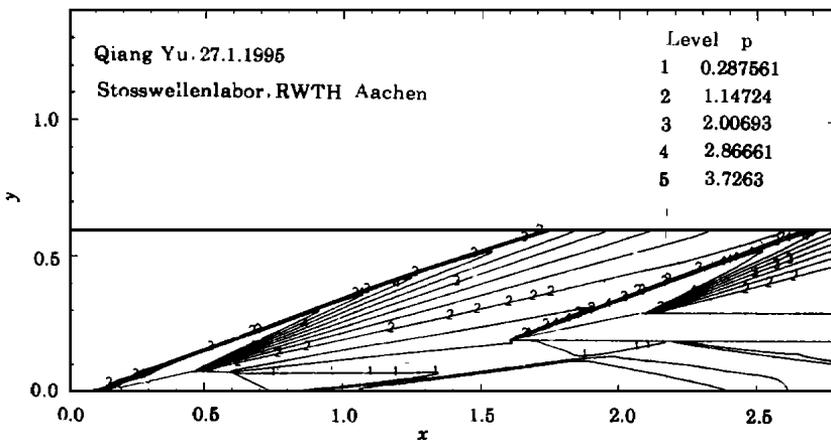


图 3 菱形绕流数值模拟

Fig 3 Numerical simulations of the flow field over the rhombus block model

3 实验结果与讨论

实验中, 采用每秒 1000 和 2000 幅的摄像速率, 以入射激波到达二道膜反射时形成压力阶跃信号 P_5 的上升沿作为同步信号, 对整个实验过程进行了拍摄。

每秒 2000 幅照片的图面小, 空间分辨率低, 但记录过程的时间分辨率高。实验观察到的启动过程如下: 在 P_5 信号到来之前, 由于二道膜的遮掩, 风洞一片漆黑, 当 P_5 信号到来

时,膜片破裂,从模型上的一些5区高温气体的反光面上可看到反光,此时高温气体还未到达实验段,此为第0ms;第1ms可观察到高温气体绕流,有时可观察到启动激波掠过实验段所留下的一层亮光;1ms后即可建立准稳定流场,直到高焓气流尽。高焓气流尽

www.cnki.net

图4 气体自发光二维模型流场显示结果
(P_5 前沿时间为0,已变彩色为黑白亮度信号)

Fig 4 The images of 2-d luminosity flow fields over the rhombus block (convert color to black-white)

后可观察到来自下游的反射光。一段时间后,来自下游的一团亮光返回实验段,形成无流动(或低速)整个图面曝光,随后风洞的发光逐渐消失,有时持续60多ms。整个过程与文献[5]采用光电二极管记录的信号一致。

图4是每秒1000幅采样的一组结果,以 P_5 为时间起点,每张间隔1ms。其对应的运行条件为:总温4500K,总压5.1MPa。

喷管出口参数: $M = 5.74$, $P = 1.01\text{kPa}$, $u = 3.34\text{km/s}$, $T = 840\text{K}$ 。

图中人为加入了菱形支柱的轮廓和头激波。此头激波根据喷管出口参数, 按平衡热完全气体, 简单波理论计算而得。与观察到的激波基本一致。

从图中可以看出边界层中的发光, 菱形尾部流场和马赫波。尾部边界层中的发光比较弱。从图中还可以看出, 流体经过头激波压缩后, 再通过肩部的中心膨胀波膨胀到与来流平行, 然而在接着的尾部拐角处的膨胀却并不完全, 流动可能分离。这表现在(1)射流出口处的激波不见发光, 而是进入主流后才见发光; (2)尾尖部的压缩波不强, 只隐约可见。由于 CCD 的分辨率有限, 不宜放大, 此部分流场的精细结构还有待进一步研究。

从图中深入研究还可以发现, 激波前的气体有可能受到激波后气体的辐射和物面反射的影响。

4 结 论

利用气体发光与温度的关系, 记录高焓气体的发光, 亦可获得高焓流动的温度场。此种方法不需外加光源亦可达到流场显示的目的。无疑是一种简便的流场显示方法, 可以对比判断流场中的高温区。作为定量测量, 还有待作进一步的工作。

参 考 文 献

- 1 Homan J P. Heat Transfer McGraw-Hill Book Company, 1976
- 2 Nagamatsu H T. Hypersonic Gas Dynamics AIAA 85-0999 1985
- 3 中国科大近代力学系. 真实气体平衡流反射型激波风洞性能参数的计算方法. 第 1 届全国激波管会议文集. 合肥: 1978. 8
- 4 Venkatapathy E, et al Hypersonic Combustor Model Inlet CFD Simulations and Experimental Comparisons AIAA 95-6067, 1995
- 5 Minucci M, Nagamatsu H. Experimental investigation of a 2-D Scram jet inlet at Mach No. 8-18 and Stagnation Temperatures of 4100K AIAA 91-0013, 1991

袁生学: 男, 57 岁, 高级工程师。发表的主要论文有:

Yuan Shengxue, Huang Zhicheng Optimality of C-J Oblique Detonation as Supersonic Combustion Modes AIAA 93-5015, 1993

俞鸿儒, 赵炜, 袁生学. 氢氧爆轰驱动激波风洞的性能. 气动实验与测量控制, 1993, 7(3)

袁生学, 黄志澄. 高超声速发动机不同燃烧模式的性能比较. 空气动力学学报, 1995, 13(1): 48 ~ 56

Yuan Shengxue Some Topic about Shock Tunnel Operation on High Enthalpy and High P5 States IA F-96-S. 5 07, 1996

袁生学. 论超声速燃烧. (On Supersonic Combustion) 中国科学 A 辑, 1998, 28(8)

袁生学, 黄志澄. 管内爆燃转爆轰的热力学原理. 燃烧科学与技术, 1998, 4(4)

联系电话: 010- 62545533 转 3050