

激波风洞中超声速燃烧现象的初步实验研究*

袁生学, 赵 伟, 黄志澄

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学开放研究实验室, 北京 100080)

摘 要: 激波风洞可以提供超声速燃烧现象研究需要的高速和高温实验模拟条件, 而且在实验时间上优于膨胀管和重活塞风洞, 但是由于其技术难度, 很少用于超声速燃烧现象研究。文章介绍了启用激波风洞进行超燃研究所作的改造和得到的初步实验结果。实验除测量常规流场参数和模型表面的动态参数外, 主要使用二维实验模型, 利用高温气体的自发光和燃烧伴随的发光现象, 采用高速摄影技术来观测燃烧现象, 记录到高焓流场中叠加燃料喷射和燃烧的流场, 观察到自由边界条件下扩散控制的超声速燃烧现象。结果表明激波风洞用于超声速燃烧研究的一些必要的技术问题已基本解决。

关键词: 超声速燃烧; 扩散燃烧; 激波风洞; 高焓; 流动显示

中图分类号: TQ 038.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1006-8740(2001)02-0149-04

Preliminary Experimental Investigation on Supersonic Combustion Phenomena with Shocktunnel

YUAN Sheng-xue, ZHAO Wei, HUANG Zhi-cheng

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

Abstract A combustion or detonation-driven shock tunnel may provide hypervelocity and high temperature for the investigation of supersonic combustion phenomena in a several millisecond period, but few of them have been employed in the world for some technical reasons. This paper introduces the method of investigation on supersonic combustion with a shock tunnel, the experimental setup and preliminary results. In addition to measurements of conventional dynamic parameters on a model surface, an optical observation method was employed, which directly recorded self-luminescence of high temperature gas induced by a two-dimensional model in high enthalpy flow and combustion radiation. Hypersonic flow fields passing over a sharp strut including fuel injection were displayed and recorded with a high-speed CCD camera. A phenomenon of supersonic diffusive combustion under free boundary condition was observed. The results show that some of technological problems for experimental investigation on supersonic combustion with shock tunnels have been solved basically.

Keywords: supersonic combustion; diffusive combustion; shock tunnel; high enthalpy; flow visualization

超声速燃烧是极端条件下特殊的燃烧现象, 包含复杂的、有待认识的物理和化学过程^[1]。超燃技术的发展需要通过大量的实验研究, 揭示超燃机理, 建立与其它学科相容的理论, 建立模型, 扩展CFD工具, 进行地

面和飞行实验验证。只有掌握真实飞行条件下超燃的规律, 才能形成超燃发动机合理的设计思想。

使用激波管技术及脉冲设备实验研究的主要优点是具有常规风洞无法比拟的模拟能力。世界上利用脉

* 收稿日期: 1999-11-22; 修回日期: 2000-04-28。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19482010, 59686005)。

作者简介: 袁生学(1941-), 男, 研究员。

冲风洞已进行了有关超声速燃烧发动机的研究。比较早的有澳大利亚的 T3, T4 重活塞驱动的激波风洞 (Stalker 管)。他们研究了燃烧室的点火 (激波诱导燃烧) 和添加剂硅烷的效用, 以及气膜冷却等^[2], 并研究了 $0.047\text{ m} \times 0.1\text{ m} \times 1.32\text{ m}$ 的燃烧室模型不同工况时的压力分布^[3], 还用 T4 风洞测量了一个小型超燃发动机的推力^[4]。美国通用科学实验室用膨胀管研究了圆形燃烧室内的混合燃烧性能, 测量了燃烧室内的皮托和壁面压力分布以及壁面传热^[5]。其试验时间比传统的反射型激波风洞短得多。燃烧或反向爆轰驱动的激波风洞实验时间长, 运行参数的选取也较灵活。当喷管够长时, 实验段的流动可进入平衡态, 离解污染的问题也不太严重。其模拟能力是地面其他模拟设备难以达到的, 因此应当启用激波风洞开展有关超燃的研究工作。

本实验所用设备有燃烧驱动的 JF8 激波风洞和爆轰驱动的 JF4A 激波风洞。除测常规流场参数和模型表面的动态参数外, 主要利用高温气体的自发光和燃烧发光, 使用二维观察模型及高速摄影动态观测流场。

1 实验设备和测量系统

1.1 实验设备

本实验使用了燃烧驱动的 JF-8 激波风洞和爆轰驱动的 JF-4 激波风洞及其动态测量系统, 增加了动态燃料注入装置, 如图 1 所示。燃烧驱动在高压段中, 采用轴向热丝点火, 氢氧燃烧加热氢的方法。爆轰驱动增加卸爆段, 采用氢氧在主膜处启爆, 形成的爆轰波与低压段中激波的传播相反, 即反向爆轰驱动方式。

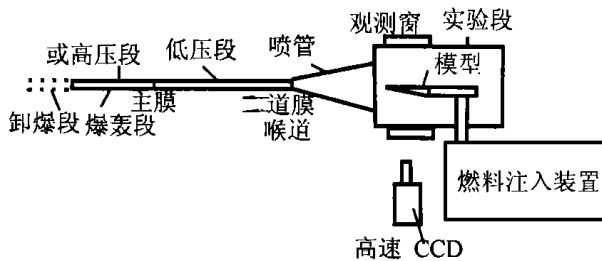


图 1 实验装置简图

JF-8 的参数: 高压段长 9 m , 内径 150 mm ; 低压段长 19 m , 内径 155 mm ; 喉管直径 52 mm ; 喷管长 5 m , 出口直径 0.8 m (M8 成型喷管)。驱动方式为冷氢和氢氧燃烧加热氢。

JF-4 的参数: 高压段长 10.15 m , 内径 150 mm ; 低压段长 12.26 m , 内径 100 mm ; 卸爆段长 4.23 m , 内

径 425 mm 。喉道直径 17.8 mm ; 喷管长 1.95 m , 出口直径 0.5 m (锥型喷管)。驱动方式为反向氢氧爆轰。

高速 CCD 的参数: 光谱段 $400\sim 650\text{ nm}$; 灵敏度 $24\ 000\ 1x$ (0 dB); 速率与图像尺寸: $1\ 000\ \text{s}^{-1}$, $400 \times 282\ \text{Pixels}$; $2\ 000\ \text{s}^{-1}$: $252 \times 188\ \text{Pixels}$ 。

1.2 实验条件

高压段氧体积含量分别为 0% (冷氢), 6.5% (燃烧), 或 20% (爆轰);

低压段氧氮体积比例分别为 $0.1, 1.1, 1.3, 76$ 或 2.1 ;

高焓实验气体流尽时间: 长于 $3\sim 5.8\text{ ms}$;

总温 $4\ 000\sim 6\ 000\text{ K}$ 。总压 $3.05\sim 5.12\text{ MPa}$ 。

运行参数确定: 根据 1 区每次初始的气体成分和压力, 测定的末点激波速度, 考虑喉道的非完全反射效应, 得到 5 区的压力, 与实测压力比较, 再由喉管几何参数, 按真实气体状态方程, 边界层修正和平衡流动计算喷管出口流场参数。实验时间按高焓气体耗尽时间计算, 以实验段模型头激波后气体发光时间验证。有关参数见表 1, 按 5 区参数计算, 5 区后的平衡区总压总温会爬升, 但热损失也会增加。

表 1 与本文有关的运行参数

实验序号	气体	压力 /kPa	激波 /M s	p_5 /MPa	T_5 /K	静温 /K	静压 /kPa	马赫数
3032	空气	5.0	8.28	3.85	6400	790	0.19	6.68
3042	空气	5.0	7.34	2.77	5490	580	0.15	7.10
3052	空气	5.2	7.30	2.83	5440	570	0.15	7.12
3081	氮气	5.0	7.73	3.23	6040	690	0.17	6.85

1.3 实验模型

实验中使用的模型如图 2 所示, 为双二维模型。在尖角平板模型上安装一个菱形燃料注入支柱, 后接两个尖劈形平行整流板。不注燃料时, 顶视菱形支柱形成二维超声速外绕流。在平行板间透明窗处设一个与来流成 14° 的斜劈, 侧视形成二维斜劈流场, 斜劈激波用以点火, 如同燃烧室。在此平板模型下部装有控制燃料注入的电磁阀。两排燃料注入孔在菱形支柱的后向两侧斜面上, 直径为 1 mm , 间距各 5 mm , 前后孔在同一流线上。注燃料时所用之孔可任选。

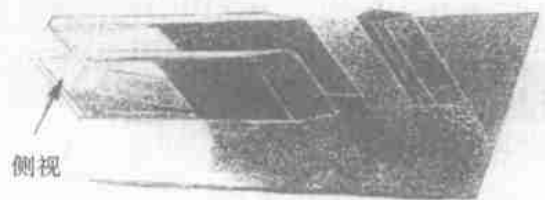


图 2 实验模型

2 实验同步运行过程及记录的典型曲线

2.1 燃料喷入过程

由于燃料采用临界注入, 因此燃料流率主要决定于喷射的总压和面积。本实验使用普通快开阀。喷射总压的建立过程包括阀门的动作过程和注室内流进与流出的平衡过程。实验记录的注室压力的变化过程如图3所示。因为注室内流速不是零, 因此此压力并不是总压, 但与总压相关。稳态时, 由于阀门口径足够大, 喷射喉道上游的流速低, 总压损失可忽略。因此总压可取稳定燃料气源的压力, 总温取室温。

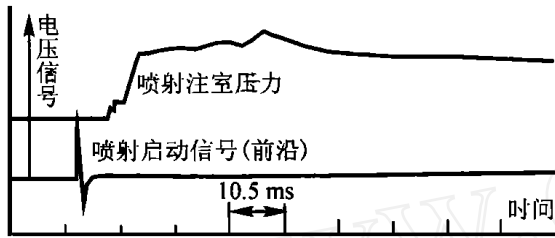


图3 实测的柱室压力变化过程

由实际测量得到, 从启动命令到阀门开始动作延迟时间6 ms, 阀门动作时间4 ms, 注室压力的建立另需要6 ms, 压力维持可长于100 ms。

2.2 实验同步运行过程

喷射过程的建立时间设为16 ms, 需要先启动燃料喷射, 后启动风洞, 以达到同步运行。运行的同步控制过程如图4所示。发出启动命令后各过程自动执行。

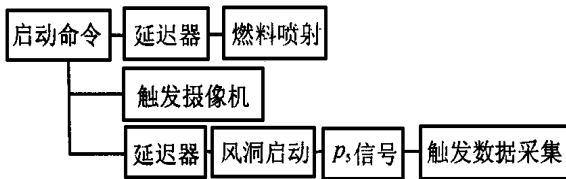


图4 同步控制过程框图

各信号之间的相对时间关系如图5所示。实际记录到的信号的相对时间关系及变化曲线如图6所示。

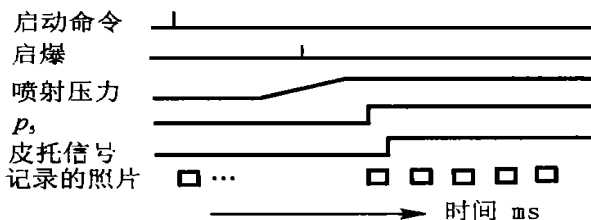


图5 相对时间关系示意

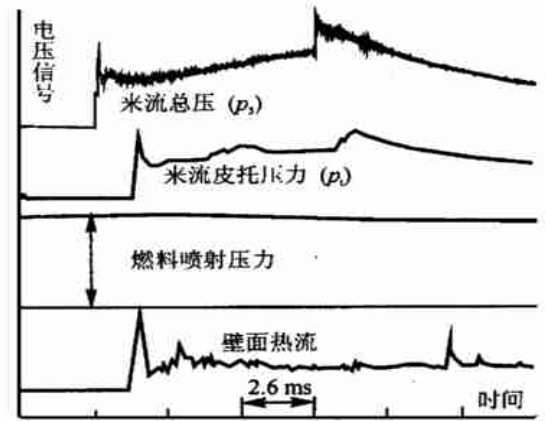


图6 实际记录信号的相对时间关系

3 结果与讨论

1) 本方案经多次实验表明, 对于爆轰驱动, 各环节同步正常, 可满足要求。从激波风洞启动到流场建立, 包括启爆、第一道膜破、第二道膜破, 其时间不重复性, 除个别例外, 一般小于±1 ms, 风洞启动与燃料喷射实现同步, 偶有风洞自启动现象, 已采取了防干扰措施。动态数据采集由 p_s 信号控制, 同步精确足够。对于燃烧驱动, 9 m的驱动段有些过长, 燃烧时间的重复性较差, 应当减少到6 m, 可以改善重复性。

2) 燃料注入高超声速流场的局部观察结果如图7所示。图中标出了菱形支柱的轮廓, 虚线标出支柱轮廓和喷射孔的位置, 局部照片是将钻头插入喷射孔所得。氢燃料采用圆形声速喷射, 压力和温度足够时形成超声速扩散燃烧。图中发现燃料在膨胀区前移。这是因为燃料处于欠膨胀状态, 出口后进一步膨胀产生前移。激波和燃烧发光的全流场照片见图8。燃料喷射的轨迹明显可见, 表明此时的喷射总压过高, 喷射的燃料大部分并未进入两平板间的燃烧室。下一步需减少喷

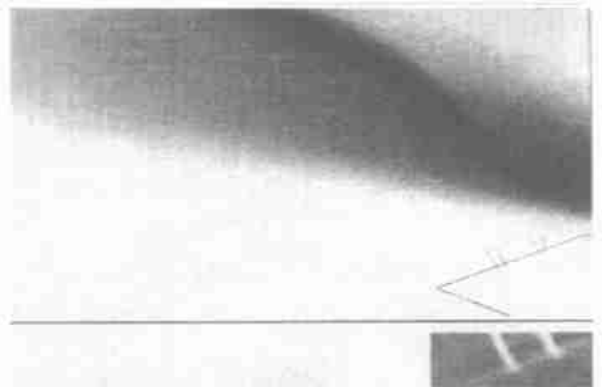


图7 高焓高超声速条件下, 燃料喷入高焓高超声速流场的发光照片(负像)

射总压。

3) 用氮气取代空气对比实验的结果见图 8。可明显看出使用空气的发光强度要大于氮气的, 表明燃烧的存在。但波的形状和视觉颜色没有不同。还需用光谱技术鉴别发光特性。表明此条件下, 未发现扩散控制的超燃在短距离内对超声速流场的明显影响。

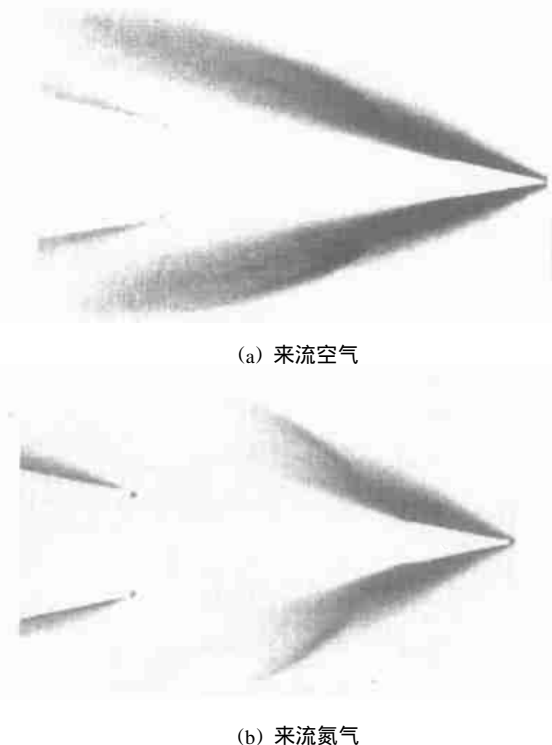


图 8 氢燃料在空气与氮气高超声速流场中喷射的对比实验结果

4) 斜劈壁面上的热流测量信号见图 6。主流经过菱形支柱绕流后, 受燃料喷射的影响呈如下规律: 随着燃料喷射量的增加(喷射孔增加), 热流减小。这是由于燃料的总温低, 使混合物的总温降低; 当喷射总压高于绝对压力 0.2 MPa 后, 热流随喷射总压的增加而增加。因总压愈高, 燃料喷射愈远, 进入燃烧室的燃料愈少, 混合物的等效总温较高所致。

此结果表明, 大部分燃料未进入燃烧室。因为目前的实验主要在观察超声速流动中的燃烧现象和燃料的去向。下一步工作是提高来流总压或降低喷射总压, 使燃料进入燃烧室, 重点研究燃烧室中的燃烧。

5) 采用双排喷射, 后边燃料喷射孔位于前孔的正后方, 位置沿流向前后排列进行喷射实验, 观察到的喷射和燃烧现象如图 9 所示。图中标出了支柱的轮廓

和喷射方向, 燃料顺垂直物面的方向向后喷出。图中显示双排燃料喷射轨迹的仰角明显大于单排的(见图 8a)。由图还能判断出总发光燃烧应有的贡献。因为如果此燃料喷射发光主要是激波引起的话, 那么其位于斜激波外的根部的仰角更大, 激波更强, 更应发亮, 不应变暗。



图 9 燃料双排喷射燃烧的流场照片(实验序号 3042, # 5)

4 结 论

(1) 激波风洞用于超声速燃烧研究的实验技术问题已基本解决。

(2) 采用摄像方法获得了高超声速、高焓流场中燃料喷射的发光流场。直观表明燃料已定常注入超声速流场中, 可追踪喷射燃料的去向。

(3) 激波风洞为已成熟的动态测量技术能用于超声速燃烧流场的测量。

(4) 在激波风洞中, 观察到自由边界条件下扩散控制的超声速燃烧现象。

(5) 争取引入光谱和荧光技术。

(6) 膜片污染和运行重复性有待进一步改善。

参 考 文 献:

- [1] Yuan Shengxue On Supersonic Combustion (论超声速燃烧)[J]. 中国科学 A 辑, 1998, 28(8): 721-726
- [2] Stalker R J, et al Further Shock Tunnel Studies of Scram jet Phenomena[R]. NASA contract NA GW -674
- [3] Morgan R G, et al Preliminary Calibration of a Generic Scram jet Combustor[R]. NASA, 1991, 91-21139
- [4] Stalker R, et al Thrust Measurements of a Complete Axisymmetric Scram jet in an Impulse Facility[R]. AIAA 93-5168
- [5] Bakos R J, et al Hypersonic Mixing and Combustion Studies in the GASL Hypulse Facility[R]. AIAA 90-2095