

驻定斜爆轰波的初步实验观察

袁生学,赵伟,黄志澄

(中国科学院,力学研究所LHD 北京 10080)

摘要:本文介绍了使用激波风洞观察相对实验室驻定的斜爆轰波的方法、实验装置和初步实验结果。实验主要利用高分子可燃固体主膜片与高焓气体在加速、减速和膨胀降温过程中的混合作用,采用高速摄影技术对高超声速流场中尖劈所形成的高温和燃烧发光区进行动态观测,得到波角明显大于斜激波的结果,认为初步观察到相对实验室驻定的斜爆轰波。

关键词:斜爆轰;爆轰驱动;激波风洞;高焓;流动显示

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 0258-1825(2000)04-0473-05

0 引言

斜爆轰波的形态学研究得到理想斜爆轰波角与斜劈角的关系如图1的实线所示^[1]。图中的水平虚线表示实际可能实现的C-J斜爆轰波^[2,3]。从图1可知,斜爆轰波的特点是其波角明显大于对应的斜激波角(弱解)。此特点正好用于判别斜激波或斜爆轰波。

人们一直想观察驻定的爆轰波,使用了很多观察方法,但是除膨胀管方法外,还未真正观察到相对实验室驻定的斜爆轰波^[4]。利用非定常膨胀法将预混的可燃气加速到超过其爆轰波速的膨胀管方法,其主要问题是易爆的物质通常也易燃,预混气在加速过程中已燃烧完,限制了总焓和速度的提高,很难在斜劈上直接形成斜爆轰波。不过最近斯坦福大学在国际互联网上发布,应用在斜劈上添加台阶的方法在膨胀管中已观察到了自持斜爆轰波^[5],并非单纯斜劈形成的斜爆轰波。本文介绍的是直接观察尖劈所形成的斜爆轰波的方法和初步结果。此种方法可以获得比膨胀管长的实验时间和大得多的流场。

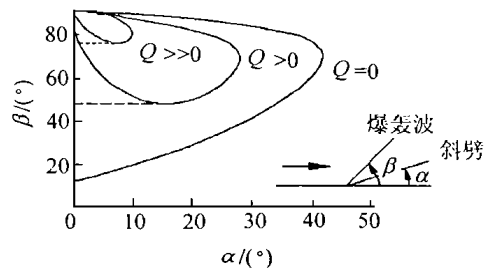


图1 平面斜爆轰波极线图

Fig. 1 Plane oblique detonation wave angle

1 高速可燃混合气体获得的原理

收稿日期:1999-10-26;修订日期:2000-01-24.

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

1.1 激波风洞简介

实验使用反向爆轰驱动的反向激波风洞和其配套的动力学测量系统,配置如图2所示。

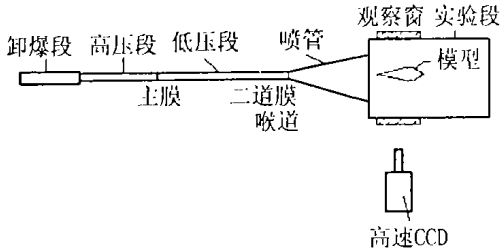


图2 JF-4实验装置简图

Fig.2 JF-4 shock tunnel setup

这里的主膜采用涤纶膜,二道膜采用金属膜。爆轰驱动的工作原理请参考文献[6]。破膜后,低压段中的实验气体(空气或氮气)即被驱动气体经过入射激波加速,遇反射激波系不断减速,且压力爬升^[7],然后通过喷管再加速降温形成高超声速气流。

1.2 固体膜片燃料混合的机理——接触面的不稳定性分析

激波风洞中,驱动气体与被驱动气体(实验气体)的界面称为接触面。开始时此两种气体由主膜分开。当使用金属膜片时,破膜后膜片不跟随气体运动。当使用涤纶膜作为主膜时,膜片通常被剪切掉并跟随气体运动,膜片将两种气体分开。接触面前后气体具有相同的速度和压力。高分子膜片材料在高温作用下会熔化、雾化以至气化,在被驱动气体后形成高密度区。减速时,会产生沿运动方向的惯性力。我们知道,在重力作用下,不同密度的两层介质,当密度大的在上时,是不稳定的。可想而知这种接触面在不断减速滞止时也是不稳定的,高密度物质会进一步运动至前方。同理,在喷管加速降温过程中又会移向后方,形成掺混,加上扩散作用而达到混合。

在高温条件下,高分子材料将裂解并可能伴随燃烧。但这种燃烧仍是扩散控制的化学反应,会在随后的膨胀、降温和加速过程中熄火。经过混合后,一旦再被压缩升温到合适的条件时,又会燃烧放出热量,在斜劈前形成斜爆轰波。如果爆轰未形成或事先燃烧完成形成的就是激波。

2 观测原理

高温气体的自发光与成分、密度和厚度有关,其宽带辐射强度类似于固体,同样与温度的4次方有关,因此在无外光源散射和反射的情况下,根据辐射强度即可辨别温度的高低。此种发光通常会影响到其他光学诊断,例如使等待式闪光纹影仪的底片曝光。然而利用此种发光与温度的关系,无须使用外光源,就能显示高焓流动中的激波。脉冲式的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。

本文就是应用高温气体自发光和燃烧伴随的发光现象来显示流场,并采用高速摄影技术,直接观察由尖劈形成的斜激波和斜爆轰波。对于杂散干扰光可采用减少曝光量,增加对比度来消除。

高速数字彩色摄影机,以每秒1000幅,快门:1/3000S的速度拍摄。参数如下

镜头:f 28~150,光谱段:400mm-650mm,灵敏度:24000 lx (0dB),图像尺寸:400×282 Pixels。

3 实验模型

实验中使用的模型如照片图3所示。在尖角平板模型上安装一个半劈角12.5°的菱形支

柱,高 130mm,后接两个尖斜劈形(11.5°)平行整流板,高 120mm。实验主要观察附着于菱形支柱前的激波和爆轰波。

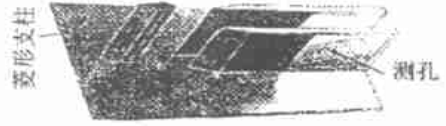


图 3 尖菱形支柱模型照片

Fig.3 Rhombic strut model photo

4 菱形支柱前的斜激波角计算

为了分辨激波和爆轰波,需要预计斜激波角的值。

(1) 喷管出口流动计算

计算中考虑到高焓真实气体效应,采用贝德近似

状态方程和文献[8]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,其中还考虑到喉道引起的非完全反射效应。由初始状态和入射激波马赫数计算

喷管出口的流动参数。计算中未考虑喷管中的热损失,入射激波速度取末段激波速度,本方法在计算空气流动时精度较高。

(2) 斜激波角计算

根据上面计算的喷管出口流动参数,即可计算已知斜劈角对应的斜激波角。由于出口静温和静压都不高,可按不同比热比的理想气体处理,其值应当小于 1.4。于是对于固定 1 区状态、喉道和喷管,可以得到斜激波角与激波管入射激波马赫数的关系。图 4 为本次实验所使用的喷管(500mm)和喉道(17.8mm),在 1 区压力为 5kPa 条件下,入射激波马赫数与喷管出口温度和 12.5°斜劈所形成的斜激波角的关系曲线。由图可以看出入射激波马赫数对静温影响较大,但对斜激波角影响并不剧烈,比热比的影响亦不大。表 1 列出本实验中,几个典型运行状态下喷管出口

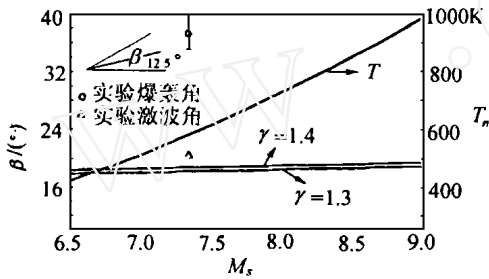


图 4 喷管出口温度 T_n 和斜激波角 与入射激波马赫数 M_s 的关系

Fig.4 Temperature at the nozzle exit and wave angle vs. M_s

状态参数。

表 1 典型的喷管出口参数(流场 Re 数: $\sim 3.9 \times 10^5/m$)

Table 1 Typical states at the nozzle exit($Re \sim 3.9 \times 10^5/m$)

实验序号	气体	压力/kPa	M_s	P_5/MPa	T_5/K	静温/K	静压/kPa	马赫数
1292	空气	5.0	6.73	2.17	4800	460	0.12	7.39
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

5 结果与讨论

实验中观察到的波角比斜激波角大许多,很难用斜激波解释,却与激波伴有热释放的爆轰波结果一致,初步认定是驻定斜爆轰波,其理由如下

(1) 由理论分析可知^[11],由于放热的作用,对于同一斜劈和相同来流马赫数,斜爆轰波角明显大于斜激波角,而且放热量愈大,马赫数愈低其差别愈大。图 5 为实验中观察到的波角明显大于无热释放的斜激波角的照片。这里头部斜率无明显变化。

(2) 3042 号实验正好捕捉到一边形成了, 而另一边没有形成爆轰波的现象, 如图 6 所示(第

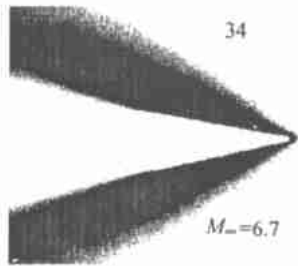


图 5 实验观察到的驻定斜爆轰波

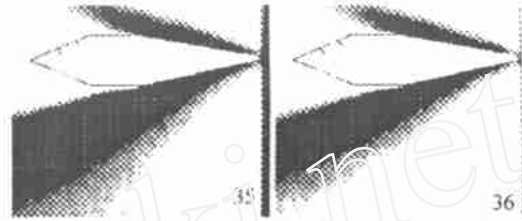


图 6 同时观察到斜爆轰波和斜激波(3042-3#, -4#), $M_\infty = 7.1$

Fig. 5 The standing oblique detonation wave observed

Fig. 6 The detonation & shock waves observed simultaneously

一幅对应 $P5$ 后第 3ms, 每幅相差 1ms, 人为加上尖劈的轮廓), 说明来流马赫数不低。对比爆轰形成和未形成的波角, 可看出明显的差异, 其波角的大小标注在图 4 中, 其斜激波角略大于按 $\alpha = 1.4$ 计算的结果。该次实验的总焓和静温比上面对称时的低, 流动马赫数略高。

(3) 波斜率逐渐增加应当排除斜激波的可能。

由于放热反应存在诱导距离, 当诱导距离很短时, 斜率变化不明显, 如前图 5 所示。当诱导时间增加时, 波的起端为激波, 因此斜爆轰波的起端具有变斜率的特征。

6 结 论

本方法利用高分子固体燃料与空气的密度差在滞止和膨胀过程中的混合作用, 经过高温熔化裂解急速膨胀到低温, 可以获得高焓高超声速可燃混合气流, 成功地观察到了驻定斜爆轰波的形态。但是, 由于破膜、雾化和混合过程有一定的随机性, 加上在高温条件下有可能部分燃烧, 因此目前还只是在定性观察、实验方法和现象研究阶段, 需要进一步量化。

参 考 文 献:

- [1] Pratt D T, et al. Morphology of a Standing Oblique Detonation Wave[R]. AIAA 87 - 1785.
- [2] 袁生学等. 高超声速发动机不同燃烧模式的性能比较[J]. 空气动力学学报, 13(1), 1995:48 ~ 56.
- [3] Yuan S. On Supersonic Combustion[J], Science In China (Series A), 1999, 42 (2).
- [4] Rubins P M. A Review of Supersonic Combustion Research at AEDC with Hypersonic Application[R]. AIAA 93 - 2326.
- [5] Morris C I et al. Development of an Expansion Tube for Investigation of Combustion in Supersonic Projectile Flowfields[J]. <http://navier.stanford.edu/hanson/super/exptube/ram2.pdf>, 1995.
- [6] 袁生学等. 爆轰驱动研究初步[C]. 第三届全国实验流体力学学术会议文集:1990, 140 ~ 145, 天津.
- [7] Yuan S, Gong H. Some Topic about Shock Tunnel Operation on High Enthalpy and High $P5$ States[R]. IAF - 96 - S. 5. 07, 1996.
- [8] 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[C]. 第 1 届全国激波管会议文集, 1978, 合肥.

Primary Experimental Observation of Standing Oblique Detonation Waves

YUAN Sheng-xue ZHAO Wei HUNANG Zhi-cheng

(LHD Institute of mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Abstract : This paper introduces the experimental method of observing an oblique detonation wave standing in a laboratory reference frame with a shock tunnel, the experimental setup and primary results. This method makes mainly use of the mixing in deceleration and acceleration processes between solid macromolecule diaphragm and high enthalpy air in a shock tunnel and the radiating of high temperature gas and combustion, and takes directly pictures of waves on a sharp wedge in hypersonic flow fields employing a digital high speed camera. Comparing the results with the relative oblique shock waves, a standing oblique detonation wave has considerably observed.

Key words : oblique detonation wave ; detonation driving ; shock tunnel ; high enthalpy ; flow visualization