

碳氢燃料超声速燃烧研究的新方法^{*}

孙英英¹, 司徒明², 韩肇元¹, 罗喜胜¹, 董绍彤¹, 徐胜利¹

(1. 中国科学技术大学 力学和机械工程系, 安徽 合肥 230027; 2. 航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘要: 提出了一种采用激波风洞、激波管组合设备开展碳氢燃料超声速燃烧研究的实验方法。初步实验结果证实该方法切实可行。利用激波预热燃料并采用高温燃气作为引导火焰可以将碳氢燃料的点火延迟缩短, 火焰传播速度加快, 有效解决了碳氢燃料点火延迟过长的问题。

关键词: 激波管风洞; 激波管; 碳氢燃料; 超声速燃烧

中图分类号: V231. 26 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 01-0069-03

New method for the investigation of hydrocarbon-fueled supersonic combustion

SUN Ying-ying¹, SITU Ming², HAN Zhao-yuan¹, LUO Xi-sheng¹, DONG Shao-tong¹, XU Sheng-li¹

(1. Dept. of Modern Mechanics, China Univ. of Science and Technology, Hefei 230027, China;

2. The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: A new experimental method using shock tunnel-shock tube combination facility for investigation on hydrocarbon fuel supersonic combustion was presented. This method was proved to be feasible by the preliminary results. The problem of longer ignition delay for hydrocarbon fuel can be effectively solved by means of preheating fuel by shock waves and using hot gas as pilot.

Key words: Shock tube wind tunnel; Shock tube; Hydrocarbon fuel; Supersonic combustion

1 引言

碳氢燃料超燃冲压发动机存在的主要问题之一是碳氢燃料较长的点火延迟。对于飞行马赫数为6的高超声速导弹, 燃烧室长度通常小于1.5 m, 超声速气流在燃烧室中典型的驻留时间小于1.5 ms^[1]。在如此短的时间内, 采用简单的燃料喷射方式不可能实现碳氢燃料的点火与充分燃烧。例如, 在超燃冲压燃烧室典型工作条件下, 即静压 $p = 50 \text{ kPa} \sim 100 \text{ kPa}$, 静温 $T = 600 \text{ K} \sim 1000 \text{ K}$, 已蒸发煤油的点火延迟时间约为5 ms~10 ms^[2,3]。

1977年, 美国约翰霍普金斯大学应用物理实验室(JHU/APL)首次提出双燃烧室冲压发动机方案, 来解决碳氢燃料在超声速气流中的点火与稳定燃烧问题^[4]。目前国内外已进行过大量的碳氢燃料超燃试验^[4~8], 得出了高温富油燃气在超声速气流中补燃以

及采用高温燃气作为引导火焰时超燃室中的静压分布、总压恢复系数和燃烧效率等。

本文将提出一种新的实验方法, 用于在激波风洞、激波管组合设备上, 采用燃烧驱动激波管产生高温燃气流作为引导火焰; 采用反射型激波风洞加热空气和燃料并产生超声速预混可燃气流; 采用光学流场显示方法——纹影照相, 研究超声速燃烧流场结构以及点火、火焰传播特性。

2 实验设备

如图1所示, 实验设备由一个反射型激波风洞与一个小激波管组合而成。激波风洞以平衡接触面方式运行, 由高压段、低压段、试验段和真空罐组成。在高、低压段之间与低压段、试验段之间分别装有铝膜和涤纶膜。高、低压段为圆形截面, 内径均为106 mm, 长度分别为3.8 m和1.9 m。试验段为方形截

* 收稿日期: 2000-07-15; 修订日期: 2000-08-24。基金项目: 国家自然科学基金(19882005)和“八六三”基金(863-2-99.9)。

作者简介: 孙英英(1970—), 女, 博士生, 研究领域为流体力学。

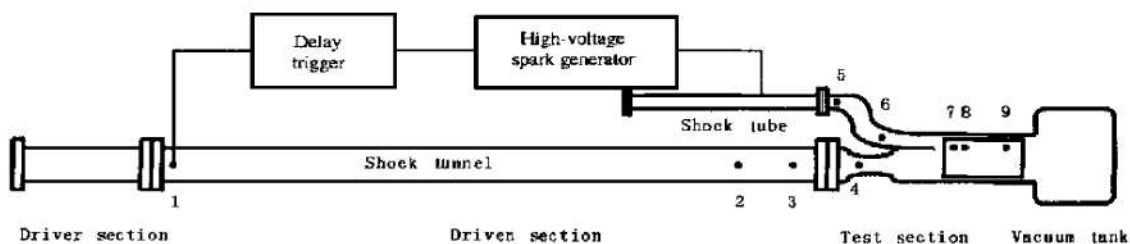


Fig. 1 Schematic of experimental facility

面,宽度为 45 mm,由二维超声速型面喷管、等截面隔离段与超声速燃烧室三部分组成。如图 2 所示,二维型面喷管的设计马赫数为 2.2,长度为 166 mm,喷管出口尺寸为 36 mm × 45 mm。等截面隔离段长 124 mm,利用一隔板将高温燃气流与喷管出口的超声速预混可燃气流分隔开。超声速燃烧室长 500 mm,入口高度 55 mm,出口高度 70 mm,图 2 中的阴影部分表示纹影照相光路通过的流场范围。

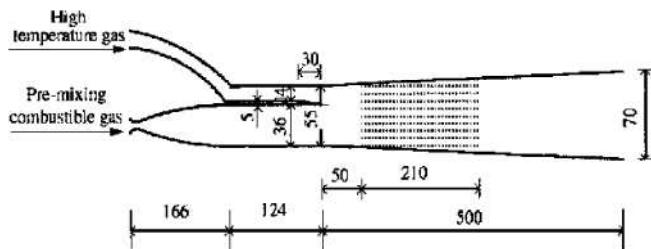


Fig. 2 Schematic of test section

激波管采用燃烧驱动方式,圆形截面,内径 30 mm,高压段长 3.8 m,低压段经 300 mm 长的弯管与激波风洞的试验段相连,在高、低压段之间装有涤纶膜。测试系统包括压力测量、光电信号测量、以及纹影照相装置。在测点 1~6 处设置压电式压力传感器,其中 1 号传感器用于触发激波管的点火高压火花以及 10 通道瞬态波形存储器;2 号、3 号用于测量激波风洞低压段入射激波速度;4 号用于监测喷管启动过程;5 号、6 号用于测量激波管的激波速度。测点 7~9 是布设于试验段光学玻璃观察窗上的光电传感器,其中 7 号用于触发纹影装置的火花光源;8 号、9 号用于测量高温燃气射流的速度。此外,在纹影装置的火花光源附近设置 10 号光电传感器(参见图 3),用来监测照相时刻。所有测点的信号均由 10 通道瞬态波形存储器记录。纹影照相装置光路图见图 3。

3 实验方法

试验开始前,先在激波风洞低压段以及激波管高压段内充入燃料与空气的混合物。试验开始时,向激波风洞高压段内充入氮气,当压力达到一定值时,夹

在高、低压段之间的铝膜破裂,产生的激波经过 1 号压力传感器使其产生一阶跃信号,该信号经过一定延时后触发高压火花发生器,使安装于激波管高压段上的火花隙放电并点燃其中的可燃气混合物。同时,该阶跃信号触发 10 通道波形存储器,使之开始记录各传感器的信号波形。

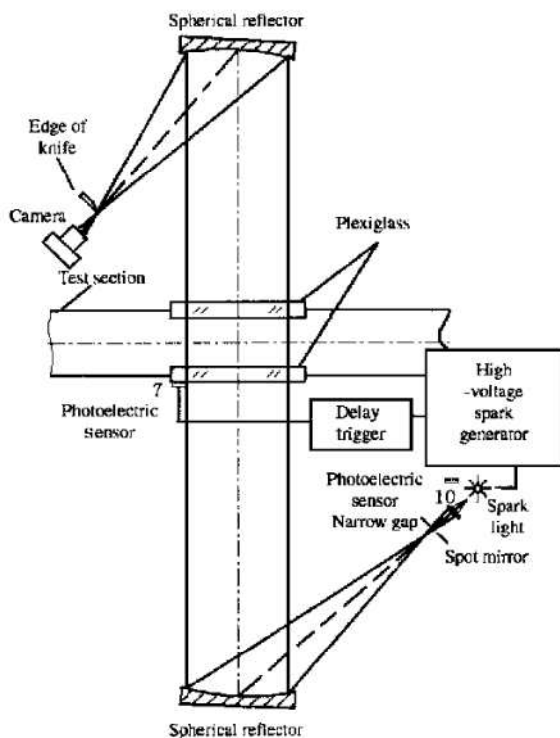


Fig. 3 Optical layout of schlieren photography

激波风洞高压段破膜后所形成的激波运动到低压段末端时将发生反射,使端面处压力上升,夹在低压段与试验段之间的涤纶膜破裂,喷管开始启动。由于喷管喉部面积较小,激波将在接触面与低压段端面之间来回反射,使预混可燃气体的压力和温度逐渐升高,直至接近平衡状态。经过一段时间之后,试验段内即可建立稳定的超声速流场。

激波管高压段上的火花隙放电所形成的电火花点燃周围的预混可燃气,形成火焰中心并向未燃区传播。火焰传播中在火焰峰面前方诱导出压力波,压力波在端部的膜片上反射,当膜片处压力大于破膜压力

时,膜片破裂。破膜后形成的稀疏波进入高压段并加速高温燃气,使之快速进入试验段。在超声速燃烧室内,高温燃气与超声速预混可燃气体这两股平行射流之间形成剪切层和混合层。混合层内的高温燃气点燃超声速预混可燃气体。当高温燃气流经过试验段观察窗时,7号光电传感器产生突跃信号,经延时触发器使高压火花发生器产生高压火花放电,形成火花光源,从而得到超声速燃烧室内流场纹影照片。

高温燃气射流与超声速预混可燃气体流的同步是实验需要解决的首要问题。可通过掌握激波风洞、激波管运行规律,并且合理设置激波管点火延时来解决。实验设备的有效试验时间为6 ms~8 ms。

4 实验结果

图4给出了纹影照相所得到的以90号无铅汽油



Fig. 4 Supersonic flowfield in the combustor

图4对应的试验条件为:超声速燃烧室入口处高温燃气流静温1 100 K,马赫数1.2;超声速预混可燃气流静温580 K,马赫数2.0,当量比1.2。由纹影照片测出着火点位置距超声速燃烧室入口约150 mm,相应的着火延迟时间约为0.15 ms;火焰扩展角 θ ,对应火焰在超声速预混气流中的传播速度约为130 m/s。

5 结论

(1) 采用激波风洞、激波管组合设备和纹影照相方法开展碳氢燃料超声速燃烧研究的方法可行。

(2) 利用激波预热燃料并采用高温燃气流作为引导火焰,可以有效缩短碳氢燃料的点火延迟和加快火焰传播速度。

(3) 试验首次得到预热的(汽油)可燃混气的超燃流场结构、点火延迟时间和火焰传播速度。

致谢:本实验得到了尹协振、杨基明教授,姚久成、李光华高工,以及葛家斌、杨磊、阎升虎、周晓俊、耿欣等同学的支持和帮助,在此表示感谢。

为燃料的超声速燃烧室内流场照片。照片中气流方向由左至右,靠近上壁面的气流为高温燃气流,靠近下壁面的为超声速预混可燃气流。由于二者的压力不完全匹配,所以在超声速燃烧室流场中存在压缩、膨胀波系。在这两股平行射流之间形成的剪切混合层中,预混可燃气体被高温燃气加热,在温度、当量比适宜的区域达到着火条件开始着火,形成初始火焰并向温度较低的预混可燃气体流传播。

图4中剪切层下边界角度突然增大的位置可认为是着火点,从高温燃气流与超声速预混可燃气体流的汇合点至此的距离为着火距离,对应的时间即为着火延迟时间。在着火点之后,剪切层下边界可认为是火焰锋面。通过测量纹影照片上的着火点位置、火焰扩展角度,可以推算出着火延迟以及火焰在超声速预混气流中的传播速度。

参考文献:

- [1] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future direction of supersonic combustion research: Air Force/NASA workshop on supersonic combustion[R]. AIAA 97-1017.
- [2] Schetz J A, Cannon S C, Baranovsky S. Ignition of liquid fuel jets in a supersonic airstream[R]. AIAA 79-1238.
- [3] Segal C, Owens M G, Tehranian S, et al. Flameholding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 airflow[R]. AIAA 97-2888.
- [4] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets; a new propulsion concept[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5):416~424.
- [5] Situ M, Sun Y Y, Zhang S D, et al. Investigation of supersonic combustion of hydrocarbon fuel-rich hot gas in scramjet combustor[R]. AIAA 99-2245.
- [6] 孙英英, 司徒明, 王春, 等. 双燃烧室中煤油超燃试验研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1):51~56.
- [7] Situ M, Sun Y Y, Lu H P, et al. Investigation on fuel-rich hot gas as piloted energy for kerosene supersonic combustion[R]. AIAA 2000-3587.

(编辑:王居信)