

脉冲纹影技术及其在超声速燃烧室流场显示中的应用*

袁越明, 杨 猛, 张泰昌, 范学军

(中国科学院力学研究所/高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘要: 超声速燃烧室内流场具有流速快、温度高、背景光辐射强等特点, 其流场显示较为困难。为此设计了一套脉冲纹影系统, 该系统通过缩短曝光时间来冻结流场; 另一方面, 利用脉冲火花光源在短曝光时间内脉冲放电能量远高于燃烧室背景辐射能量的特点, 有效消除了燃烧室背景辐射的影响。利用该系统对马赫数 3.0 的超临界煤油燃烧流场结构进行研究, 得到了超临界煤油燃烧过程的清晰流场结构图像及其演化过程。

关键词: 脉冲纹影; 超声速燃烧; 超临界煤油; 流场显示

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 01-0042-05

Pulsed Schlieren System and Its Application to Visualization of Flow-Field in a Supersonic Combustor

YUAN Yue-ming, YANG Meng, ZHANG Tai-chang, FAN Xue-jun

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics/Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The flow-field in the supersonic combustor has the characteristics of high speed, high temperature, high background radiation, and so on. Thus, the visualization of flow-field in a supersonic combustor is difficult. According to above characteristics, a pulsed schlieren system was developed, and a short exposure time was chosen to freeze the flow-field. On the other hand, compared to the electric flash energy, the background radiation could be ignorable during the exposure time. Thereby, the effect of background radiation is eliminated effectively. The pulsed schlieren system is used to study the flow-field structures during the combustion process of supercritical kerosene in a Mach number 3.0 supersonic flow. Schlieren images clearly show flow-field structures and their evolutionary process.

Key words: Schlieren; Supersonic combustion; Supercritical kerosene; Flow-Field visualization

1 引言

超声速燃烧室内流场具有流速快、温度高、可见光波段背景辐射强的特点, 其流场显示较为困难, 纹影技术是一种常用的流场显示方法, 已经广泛应用于燃料喷射^[1-5]、燃料空气混合^[6-8]、燃料点火^[9,10]、火焰稳定性^[11-13], 以及激波与边界层相互作用^[14-17]

等过程的机理研究, 而其拍摄对象大多为非反应流的流场结构。日本的 Tsuyoshi Kumasaka 等^[16] 利用纹影技术拍摄氢气和甲烷的点火过程时, 长时间曝光导致瞬态流场结构信息被平均, 同时其所用光源能量较低, 无法抑制燃烧产生的背景光。潘余等^[18,19] 利用高速纹影系统拍摄氢气煤油燃烧过程的流场结构时, 采用激光纹影光源结合滤光的方法消除了燃烧室背

* 收稿日期: 2012-01-17; 修订日期: 2012-06-28。

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划重点支持项目 (91016005); 国家自然科学基金创新群体项目 (10621202)。

作者简介: 袁越明 (1983—), 男, 助理研究员, 研究领域为超声速燃烧实验与测量技术。

E-mail: yuanyym@imech.ac.cn

景光的影响,但激光的单色性和空间相干性使得在纹影照片上呈现出干涉条纹,导致流场结构清晰度下降。

本文设计了一套脉冲纹影系统,该系统采用高速脉冲火花光源作为纹影光源,由于脉冲火花光源在微秒量级的曝光时间内放电强度远大于燃烧室背景光的强度,从而有效抑制燃烧室背景光的影响。同时,利用脉冲发生器将其与高速相机进行同步控制,通过短时间曝光有效冻结流场瞬态结构。在此基础上,本文利用该脉冲纹影系统对马赫数 3.0 的超临界煤油燃烧流场结构进行了研究。

2 脉冲纹影系统设计

纹影技术利用流场的密度梯度场来表征流场结构。光源经准直后的平行光束穿过扰动流场区域时发生偏折,在光源的像平面处设置刀口,受扰动流场沿刀口方向不同的密度梯度变化导致光源的像被刀口不同程度地切割,从而在记录平面上产生明暗变化,亮度增加或减弱正比于扰动流场沿刀口方向的密度梯度变化^[20]。脉冲纹影系统的光路图如图 1 所示。

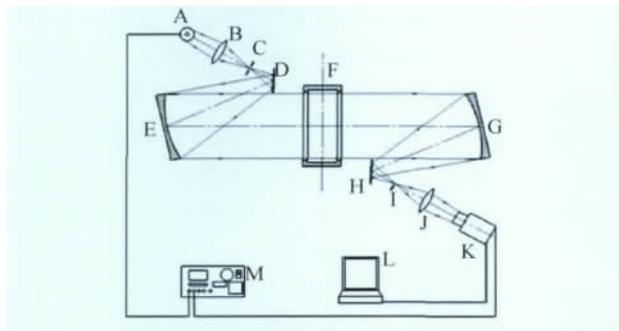


Fig. 1 Pulsed schlieren system optical arrangement

- A) Spark flash lamp B) Lens C) Slit D) Reflector 1 E) Parabolic mirror 1
F) Test section G) Parabolic mirror 2 H) Reflector 2 I) Knife edge J) Lens
K) High speed digital camera L) Computer M) Pulse generator

脉冲纹影系统采用 Z 字形双反射镜纹影光路,口径为 150mm、焦距为 1500mm 的抛物面镜可保证平行光束覆盖整个测试段。系统中的纹影光源采用德国 HSPS 公司生产的 Nanolite 脉冲火花光源,由脉冲火花发生器 Ministrobokin 20 对其进行控制。该光源在 25ns 的放电脉宽内可提供 25mJ 的电火花能量,脉冲放电频率高达 20kHz。采用 PCO 公司生产的 pco1200hs 高速相机进行纹影拍摄,其最短曝光时间为 1 μ s,最高帧速率为 31250fps。脉冲火花光源与高

速相机之间通过 Quantum Composers Inc. 生产的 9514 型脉冲发生器进行同步控制。

图 2 为脉冲火花光源电极的示意图。出厂时的高压电极同接地电极一样,为圆柱状平头电极。而测试中发现此构造的电极在放电时脉冲火花相对于电极中心线左右漂移,导致脉冲光源发出的光无法通过光路聚焦在刀口上。因此本研究中,将高压电极改为圆锥状的尖头电极,从而有效地解决了脉冲火花漂移的问题。此外,电极间的空气在连续高压放电的作用下发生电离,空气电离层在上下电极间淤积会导致电极放电不稳定,因此实验中利用氮气将上下电极间的空气电离层吹散,从而获得稳定的连续脉冲放电。

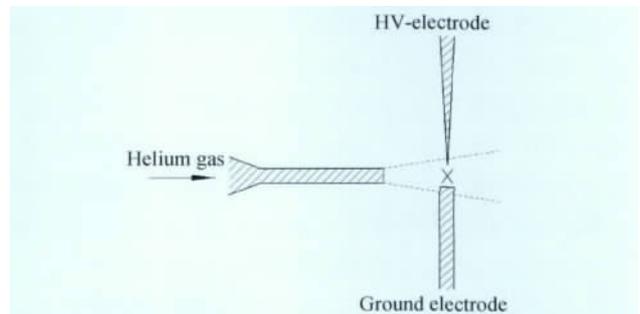


Fig. 2 Schematic of the electrodes of spark flash lamp

实验中脉冲纹影系统的曝光时间设定为 30 μ s,采集速率为 100fps。图 3 为抑制燃烧室背景光影响的原理图,其中脉冲火花光源单次脉冲信号由光电二极管配合示波器测得,燃烧室背景光的强度信号为示意图,结合高速相机 30 μ s 曝光时间分析可知:30 μ s 的相机曝光时间可以完整捕捉到脉冲火花光源 25ns 的单次脉冲放电过程;在 30 μ s 的曝光时间内,燃烧室背景光的辐射强度相对于脉冲光源的单次脉冲放电

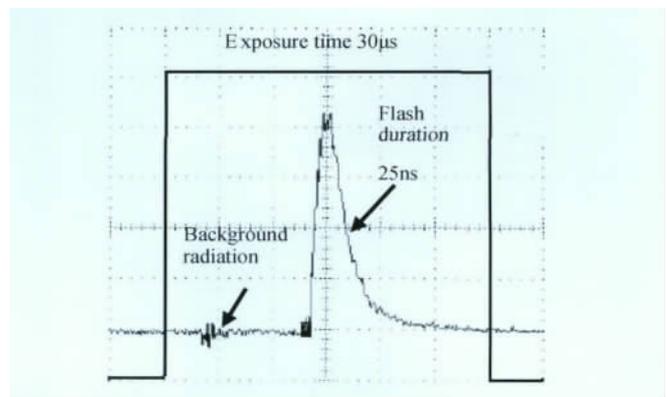


Fig. 3 Theoretic diagram for eliminating the effect of background radiation resulted from the combustion

强度可以忽略不计,因此采用脉冲火花光源对燃烧过程进行纹影照相可以有效抑制燃烧室背景光的影响。脉冲发生器输出两路同步脉冲信号,保证在相机曝光时间内脉冲火花光源同步放电,由于 $30\mu\text{s}$ 的曝光时间远大于高速流场的振荡周期,因此可以有效捕捉到燃烧流场的瞬态结构。

3 实验设备

超临界煤油燃烧实验在马赫数3.0的直联式超声速燃烧实验台上进行^[21]。实验台由烧氢补氧空气加热系统、超声速燃烧室和燃料运输与加热系统组成。通过一个“烧氢补氧”加热器来产生高温、高压气流,其中的氧含量与正常空气氧含量相当。气流最高总温可达2100K,最高总压可达2.5MPa。煤油通过两级加热运输系统达到超临界态^[22],出口油温为 $760\pm 20\text{K}$,出口油压为4.0~6.0MPa。如图4所示,超声速燃烧室总长1365mm,主要由一个等截面的进口隔离段和三个扩张角分别为 1.3° 、 2.9° 和 4.0° 的扩张段组成,进口横截面为 $50\text{mm}\times 70\text{mm}$ 。煤油、引导氢喷嘴以及凹腔火焰稳定装置采用可拆换的一体化模块设计。凹腔深度为12mm,斜坡倾角为 45° ,总体长高比为7。煤油与引导氢采用垂直喷入主流方式,引导氢通过2个直径2.5mm的小孔喷射,超临界煤油通过1个直径4mm的小孔喷射。火花塞安装于凹腔顶部壁面用于点火。燃烧室两个侧壁对称安装 $125\text{mm}\times 45\text{mm}$ 的石英观察窗用于纹影拍摄。

实验过程中,空气主流的驻点温度与压力测量分别采用B型热电偶与CYB-10S型压力传感器(精度 $\pm 0.1\%$,北京中航机电科技有限公司生产)测量。燃烧室壁面静压采用Motorola MPX22000压力传感

器测量。这些压力与温度的测量误差均不超过3%。

4 实验结果与讨论

超临界煤油燃烧可视化实验的主要实验参数如下:来流马赫数3.0,总温为1350K,总压为2.42MPa,超临界煤油的油温为780K,压力为4.2MPa,实验过程中煤油喷嘴处压力如图4所示,煤油当量比为0.3,引导氢当量比为0.11。

由图5中超临界煤油、引导氢的喷射压力以及空气主流的滞止压力随时间变化曲线可知,主流压力基本恒定,3.58s时引导氢开始喷射,5.6s时完全关闭,超临界煤油在4.16s时开始喷射,7.90s时完全关闭。图6为距燃烧室入口400mm处壁面静压随时间变化的曲线。由图6可知,从5.6s引导氢完全关闭到7.1s煤油喷射压力降低之前,该处壁面静压几乎恒定不变,故可说明在此过程中超临界煤油处于稳定燃烧状态。

限于观察窗的安装位置及视场区域大小,实验中只能拍摄燃烧室靠近装有凹腔的一侧,凹腔壁面距燃烧室中心线40mm。图7为3.46s时超声速燃烧室的纹影图像。由图4可知,此时引导氢和煤油均没有喷射,燃烧室中马赫数3.0的超声速来流方向为从左往右。从图中可以明显看到:区域①为来自上游隔离段的斜激波,②为膨胀波系,③为剪切层。

图8为4.10s时引导氢燃烧的纹影图像,此时只有引导氢在喷射并被点燃,在引导氢喷嘴处可以看到马赫盘,喷嘴上游出现一道弓形激波(如图中②所示),燃烧室下游处为引导氢的火焰区域,可以明显看到斜激波(如图中①所示)穿透火焰区,说明引导氢的燃烧区域为超声速燃烧(如图中区域③所示)。

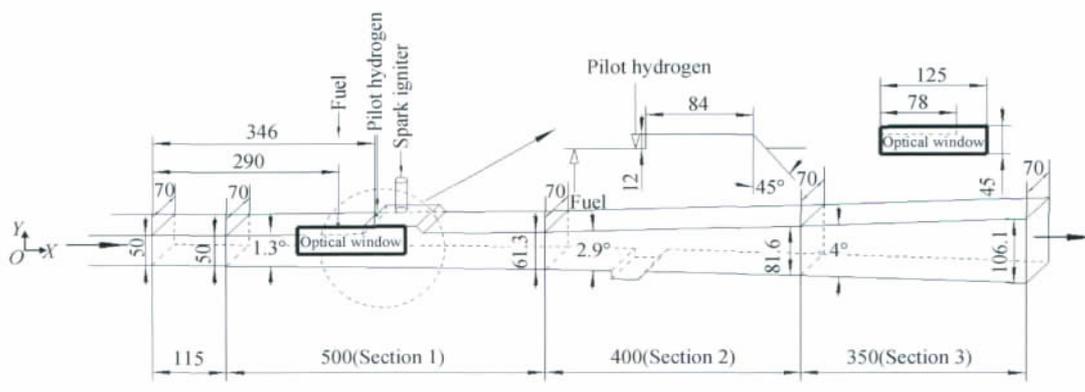


Fig. 4 Schematic of supersonic model combustor (mm)

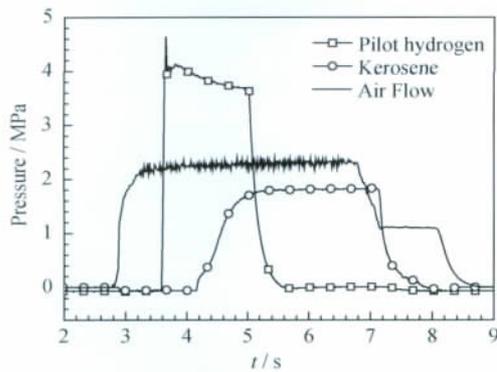


Fig. 5 Time histories of pilot hydrogen injection pressure, supercritical kerosene injection pressure and stagnation pressure of the vitiated air during an experiment

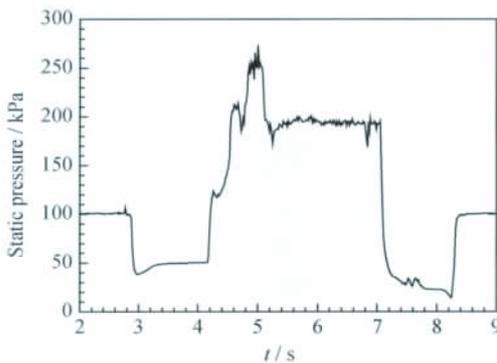


Fig. 6 Time histories of wall static pressure at the position with 400mm to the combustor entrance



Fig. 7 Schlieren image of cold flow-field at 3.46s

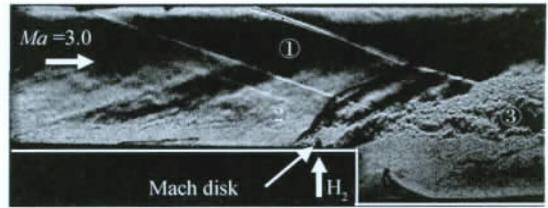


Fig. 8 Schlieren image of pilot hydrogen combustion at 4.10s

4.16s 时超临界煤油开始喷射。从图 9 中可以观察到,煤油喷嘴上游处出现弓形激波②,弓形激波与空气主流之间相互作用形成回流区③。随着超临界煤油喷射压力升高,煤油穿透深度增加,弓形激波与边界层之间的夹角增大。从图 9(a) 中可以看到,煤油喷出后即在燃烧室下游被引导氢点燃,斜激波①依然穿透火焰区域,故此时煤油与引导氢的混合燃烧区域仍为超声速燃烧。然而随着超临界煤油喷射压力升高,煤油和引导氢混合燃烧区域中的斜激波消失,如图 9(b) 和(c) 所示,超声速燃烧区域转变为亚声速燃烧,并从燃烧室下游向上游传播,最终充满整个视场区域,如图 9(d) 所示。

5.6s 时引导氢完全关闭,压力为 4.2MPa,温度为 780K,当量比为 0.3 的超临界煤油在马赫数为 3.0 的空气来流中处于稳定燃烧状态。图 10 为 5.66s 和 5.85s 两个时刻超临界煤油燃烧的纹影图像。从中可以看到:煤油喷嘴处存在马赫盘,喷嘴上游处存在弓形激波;煤油燃烧区域没有激波穿透现象,故为亚声速燃烧;非燃烧区域可以看到斜激波串(如图中区域①所示),故主流区域仍保持超声速。

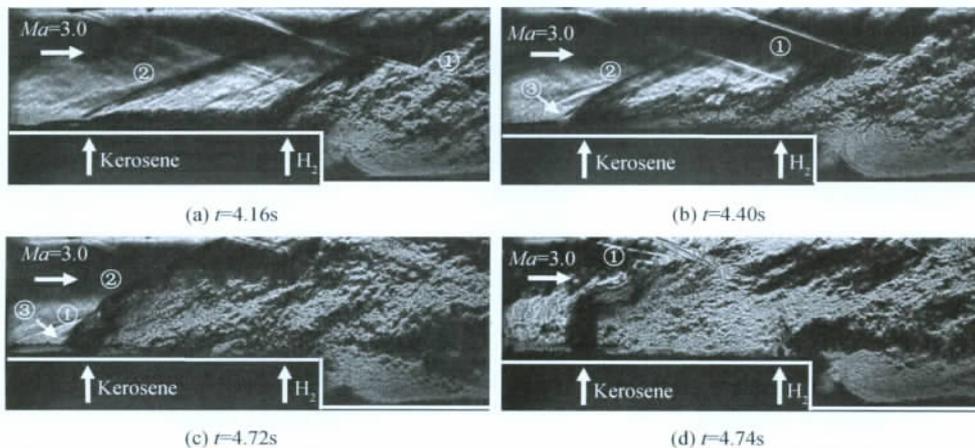


Fig. 9 Schlieren images of the process about the injected supercritical kerosene being ignited

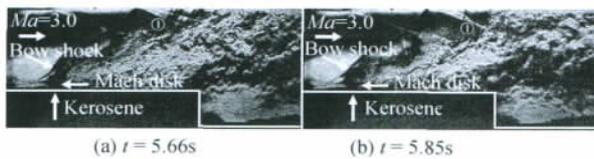


Fig. 10 Schlieren images of the steady-state combustion of the supercritical kerosene

5 结论

本研究开发了一套脉冲纹影系统,利用其短曝光时间内脉冲光源放电能量远大于燃烧室背景光强度的特点,在保证冻结高速流场瞬态结构的同时,可以有效消除燃烧室背景光的影响。在马赫数 3.0 的超临界煤油燃烧流场显示实验中,利用该系统首次得到了超声速燃烧室内煤油燃烧的清晰流场结构图像及其演化过程。

参考文献:

- [1] Aguilera C , Pang B , Yu K H. Fin-Guided Liquid-Fuel injection into Mach 2.1 Airflow [R]. *AIAA* 2011-5763.
- [2] Chae-Hyoung Kim , In-Seuck Jeung. Effect of Fuel Injection Locations with Hyper Mixer in Supersonic Combustion [R]. *AIAA* 2011-5830.
- [3] Jan Martinze Schramm , Sebastian Karl , Klaus Henne-mann. Ground Testing of the HyShot II Scramjet Configuration in HEG [R]. *AIAA* 2008-2547.
- [4] Fan Xuejun , Yu Gong , Li Jianguo , et al. Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Super-sonic Model Combustion [J]. *Journal of Propulsion and Power* , 2006 22(1) .
- [5] Lavante E Von Zeitz D , Kallenberg M. Numerical Simula-tion of Supersonic Airflow with Transverse Hydrogen Injec-tion [J]. *Journal of Propulsion and Power* 2001 17(6) .
- [6] Kondo A , Sakaue S , Arai T. Fluctuation of Mass Flux and Concentration on Supersonic Mixing using Streamwise Vortices [R]. *AIAA* 2008-2535.
- [7] Chae Hyoung Kim , Eunju Jeong , Jeong-Woo Kim , et al. Mixing and Penetration Studies of Transverse Jet into a Supersonic Crossflow [R]. *AIAA* 2007-5420.
- [8] Bonanos Aristides M , Berghorson Jeffrey M , Dimotakis Paul E. Molecular Mixing and Flowfield Measurements in an Expansion-Ramp Combustion: Supersonic Flow [R]. *AIAA* 2007-5417.
- [9] Tomoaki Kitagawa Ignition , Atsushi Moriwaki , Kenichi Takita , et al. Characteristics of Methane and Hydrogen Using a Plasma Torch in Supersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power* , 2003 , 19(5) .
- [10] Koichi Murakami , Aya Nishikawa , Kenichi Takita , et al. Ignition Characteristics of Hydrocarbon Fuels by Plasma Torch in Supersonic Flow [R]. *AIAA* 2003-6939.
- [11] Jinkwan Song , Chanyeon Jung , Jeongjae Hwang , et al. An Experimental Study on the Flame Dynamics with V-Gutter Typer Flameholder in the Model Combustor [R]. *AIAA* 2011-6126.
- [12] Sergey Leonov , Dmitry Yeaentsev. Experiments on Elec-trically Controlled Flameholding on a Plane Wall in Super-sonic Airflow [J]. *Journal of Propulsion and Power* , 2009 25(2) .
- [13] Rasmussen Chadwick C , Driscoll James F. Characteristics of Cavity-Stabilized Flames in a Supersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion and Power* 2005 21(4) .
- [14] Estruch D , Lawson N J , MacManus D G , et al. Measure-ment of Shock Wave Unsteadiness using a High-Speed Schlieren System and Digital Image Processing [J]. *Re-view of Scientific Instruments* 2008 79 , 126108.
- [15] Sugiyama H , Tsujiguchi Y , Honma T. Structure and Oscil-lation Phenomena of Pseudo-Shock Wave in a Straight Square Duct at Mach 2 and 4 [R]. *AIAA* 2008-2646.
- [16] Tsuyoshi Kumasaka , Noritaka Ichikawa , Goro Masuya , et al. Influence of Combustion on Behavior of Pseudo-Shock Wave [R]. *AIAA* 2003-6912.
- [17] Ferry F J Schrijer , Fulvio Scarano , Bas W van Oudheusden. Experiments on Hypersonic Boundary Layer Separation and Reattachment on a Blunted Cone-Flare using Quantitative In-fraRed Thermography [R]. *AIAA* 2003-6967.
- [18] Pan Yu , Tan Jian-Guo , Liang Jian-Han , et al. Exper-imental Investigation of Combustion Mechanisms of Kero-sene-Fueled Scramjet Engines with Double-Cavity Flame-holders [J]. *Acta Mechanica Sinica* , 2011 , 27(6) .
- [19] Pan Yu , Lei Jing , Tan Jianguo , et al. Experimental In-vestigation on the Combustion Oscillation in a Model Scramjet Engine [R]. *ISABE* 2011-4528.
- [20] Liepmann H W. Elements of Gasdynamics [M]. *New York: John Wiley & Sons. Inc* , 1957.
- [21] Fan X J , Zhong F Q , Yu G , et al. Catalytic Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene under Supercrit-ical Conditions [J]. *Journal of Propulsion and Power* , 2009 , 25(6) .
- [22] 范学军,俞刚.超临界煤油超声速燃烧特性实验 [J]. *推进技术* , 2006 , 27 (1) . (FAN Xue-jun , YU Gang. Experiments on Supersonic Combustion of Super-critical Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology* , 2006 27(1) .)

(编辑:朱立影)