

基于 500 Hz OH-PLIF 技术的超声速 燃烧室火焰结构

叶家伟^{1,2}, 张顺平³, 于欣⁴, 陈爽², 任虹宇³, 赵延辉³, 彭江波³, 杨顺华³

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073;

2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计与测试技术研究所, 四川 绵阳 621000;

3. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000;

4. 哈尔滨工业大学 航天学院 可调谐激光技术重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对超声速燃烧室火焰驻留时间短和高湍流度的特点, 利用 500 Hz 高频 OH-PLIF(planar laser induced fluorescence)技术, 研究了氢燃料超声速燃烧室火焰结构, 结合壁面压力, 获得了点火、稳焰以及熄火过程的规律。结果表明: 隔离段入口来流马赫数为 2 的情况下, 氢气当量比 0.1 和 0.3, 在火花塞点火下, 2 ms 均能点燃并获得 PLIF 火焰图像, 其中当量比为 0.1 凹槽内存在爆燃现象, 火焰达到稳定燃烧状态较慢(约 65 ms)。稳焰过程中, 当量比为 0.3 燃烧相对不充分, 燃烧区域更靠近下壁面, 燃烧位置和火核位置变化较大。当量比为 0.1 和 0.3, 熄火时间均在 6 ms 内, 其中当量比为 0.1 熄火时火焰是从凹腔中部传播到凹腔前缘位置熄灭并伴随有一个短暂火焰增强的过程, 并且在传播至凹腔前缘时已接近熄灭, 当量比为 0.3 在熄灭前则是慢慢变弱, 最终在凹腔前缘至喷口位置间熄灭。

关 键 词: 超声速燃烧; 当量比; 火焰结构; 凹腔; 高频 OH-PLIF(planar laser induced fluorescence)

中图分类号: V435

文献标志码: A

Flame structure in supersonic combustion chamber based on 500 Hz OH-PLIF technology

YE Jiawei^{1,2}, ZHANG Shunping³, YU Xin⁴, CHEN Shuang², REN Hongyu³,
ZHAO Yanhui³, PENG Jiangbo³, YANG Shunhua³

(1. College of Aerospace Science and Engine,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Facility Design and Instrumentation Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

3. Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

4. National Key Laboratory of Science and Technology on Tunable Laser,

School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: 500 Hz high-speed OH-PLIF technology was used for the research of the flame structure in supersonic combustion chamber, which was characterized by short time-lag and

收稿日期: 2020-04-25

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(11904396)

作者简介: 叶家伟(1992—), 男, 硕士生, 主要从事燃烧诊断方向研究。

通信作者: 杨顺华(1976—), 男, 研究员, 博士, 主要从事高超超声速推进方向研究。E-mail: ysh_cardc@126.com

引用格式: 叶家伟, 张顺平, 于欣, 等. 基于 500 Hz OH-PLIF 技术的超声速燃烧室火焰结构[J]. 航空动力学报, 2020, 35(12): 2593-2601. YE Jiawei, ZHANG Shunping, YU Xin, et al. Flame structure in supersonic combustion chamber based on 500 Hz OH-PLIF technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12): 2593-2601.

high turbulence in cavity chamber. Combining the pressure of the wall surface, the ignition, stabilization and extinguishing of the flame were studied. The results showed that ignition occurred when the hydrogen equivalents were 0.1 and 0.3. PLIF camera got the image in 2 ms under the spark. A detonation combustion existed in the cavity of the equivalent ratio of 0.1, and the flame was slower to reach stable state in the cavity (about 65 ms). In the process of stabilization of the flame, the equivalent 0.3 was in an incomplete combustion state, the burning area was closer to the wall, the burning position and nuclear position of the fire were greatly changed at the equivalent 0.3. At the equivalent of 0.1, the flame was transmitted from the middle of the cavity to the front edge of the cavity with a process of a briefly increased flame. Flame extinguished at the front edge of the cavity. However the equivalent 0.3 was slightly weaker, which was eventually extinguished between the front edge of the cavity and the position of hydrogen injection.

Key words: supersonic combustion; equivalent ratio; flame structure; cavity; high-speed OH-PLIF (planar laser induced fluorescence)

超燃冲压发动机是实现高超声速飞行的重要动力系统,超燃冲压发动机的研制过程中依然有诸多关键技术亟待突破,比如实现快速点火、燃料高效掺混、火焰稳定燃烧等。发展先进的流场测量技术,实现对燃烧室内的细致流场结构的观测和诊断相当重要。由于燃烧室高速气流,约 1000 m/s,流经燃烧室时间极短(ms 量级),受混合过程限制,发动机点火和火焰稳定困难。因此,通过研究火焰结构,了解超声速燃烧室火焰发展规律,提高燃料喷注和混合的效率、提高初始火焰的传播和扩散能力、提高火焰稳定燃烧能力是研制超燃冲压发动机的关键问题。

平面激光诱导荧光(planar laser induced fluorescence, PLIF)诊断技术是利用整形为平面的可调谐激光选择性地激发燃烧场中的活性基团,诱导产生荧光辐射,利用面阵探测器对荧光进行探测获得燃烧场的反应锋面、结构、活性基团分布和温度分布等信息的一种技术手段,具有探测空间范围大、时空分辨率高等优点,而且 OH 自由基作为燃烧过程的主要中间产物,被视作燃烧的反应区,所以 OH-PLIF 在表征超声速燃烧反应区应用很广。虽然 PLIF 诊断技术已经成为国内外各主流研究单位研究超声速燃烧过程普遍采用的技术手段^[1-4],但是目前商用 PLIF 系统工作频率都较低,一般在 10~30 Hz,因此现有的 PLIF 诊断技术绝大多数只能获得稳态燃烧的流场图像。在超燃冲压发动机燃烧室中,燃料的驻留时间只有毫秒量级,点火延迟时间 5~10ms,要想准确获得发动机点火过程的瞬时图像,现有的低频 PLIF 技术难以做到。近年来,随着高频泵浦源激

光器技术的发展^[5-6],百赫兹至千赫兹的高频 PLIF 技术逐渐在燃烧流场的诊断中得到应用,为研究超声速湍流燃烧非稳态过程提供了一种新的手段,国外已开展相关研究。公开报道有 2017 年美国空军实验室的 Miller 等^[7]在马赫数为 2 的设备上分别同步开展了 50 kHz 和 100 kHz CH₂O 自发光和 CH₂O-PLIF 点火测试(燃料为乙烯)。该试验采用火花塞点火和脉冲雷管点火,研究了不同的当量比,不同的点火方式的点火特性,结果发现不同的点火方式获得的结果明显不同,但均可以反应点火以及火核传播的过程。2013 年,密歇根州立大学的 Hammack 等^[8]在赖特-帕特森空军基地的直连式超声速燃烧试验平台首次对超声速燃烧过程开展了高频 PLIF 测量试验研究,应用 10 kHz 高频 OH-PLIF 系统研究了马赫数为 2 的来流条件下凹腔稳燃火焰结构和火焰动力学(燃料为乙烯),获得了燃烧室流向凹腔稳燃的高速 OH-PLIF 火焰结构序列,针对超燃湍流火焰直接获得了高采样频率燃烧序列图像,可以更好地描述火焰分布,还可以研究与时间有关的现象,比如火焰表面的发热和燃烧声学耦合的影响。

本文主要通过搭建 500 Hz OH-PLIF 测量系统,开展燃烧室流场高频 PLIF 测量试验,获取 OH-PLIF 图像,完成对凹腔火焰分布进行可视化成像,并主要研究燃料喷注不同当量比条件下的火焰结构。

1 试验系统与测试方法

1.1 试验设备

本试验在中国空气动力研究与发展中心

(CARDIC)的 3 kg/s 脉冲燃烧直连式风洞上开展,如图 1 所示。该脉冲燃烧风洞可提供 500 ms 试验时间,采用氢富氧燃烧来获得高焓来流,用于模拟实际发动机工作状态,其具体工作和试验能力可参考文献[9-13]。

本试验选用的发动机燃烧室构型如图 1 所示,包含隔离段、单凹腔段和扩张段。

隔离段入口横截面为 30 mm×150 mm,隔离段长度为 0.3 m,包括两部分:即为 0.22 m 长的等直段和 0.08 m 长带有上壁面 1.4°扩张角的扩张段。燃烧段长度范围为 0.30~1.07 m,包括长深比为 11 的凹槽和四段扩张的扩张段。凹槽深为

11 mm,凹槽底部扩张角为 1.4°。四段扩张分别为 105 mm 长带有 1.4°扩张角的第一扩张段、155 mm 长带有 2°扩张角的第二扩张段、142 mm 长带有 8°扩张角的第三扩张段和长度为 103 mm 带有 15°扩张角的第四扩张段。

凹腔内部采用氢气燃料喷注,模型点火采用火花塞,火花塞频率为 12.5 Hz、能量为 6~7 J,火花塞位于凹腔内距离凹腔前台阶 75 mm,展向距离 64 mm,对称分布两个,试验模拟飞行马赫数 4.0,对应的隔离段入口马赫数为 2,入口总压和总温分别为 0.8 MPa 和 950 K。

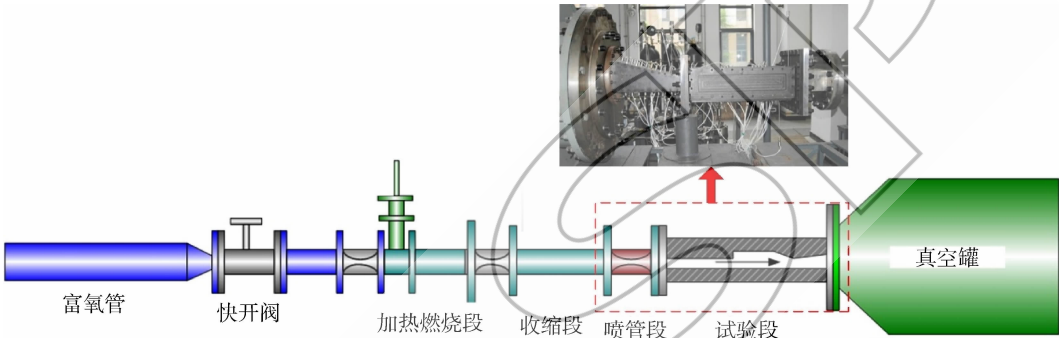


图 1 脉冲燃烧风洞示意图
Fig. 1 Schematic diagram of pulse combustion wind tunnel

1.2 高频 PLIF 测试系统

高频 PLIF 系统实物光路图如图 2 所示,其中高频 PLIF 测试系统,主要包括激光器系统、光束整形系统、数据采集系统等,激光器系统主要包括激光器、探测器、时序控制和片光传输系统。Nd:YAG 激光器输出波长为 532 nm,平均脉冲能量为 30 mJ,重频为 500 Hz。可调谐燃料激光器输出紫外激光波长为 283.553 nm。为提高系统的稳定性,片光整形系统由电动旋转台、电动位移台和手动升降台完成整形系统光学镜片的精确调节,系统调节精度为百微米。系统中光学镜片包含扩束负透镜(焦距 $f=-15$ mm)、准直柱透镜($f=350$

mm)和聚焦透镜($f=275$ mm)。通过调节透镜组,试验激光片光宽为 100 mm、厚为 500 μ m,从底部入射进入燃烧室,覆盖整个凹腔区域。探测器相机采用 ICMOS 采集系统,门宽为 100 ns,工作频率为 500 Hz。

试验凹腔模型及高频 PLIF 测量试验布局如图 2。定义凹腔所在壁面为上壁面,试验中激光片光距离凹腔中轴线约为 9 mm,激光波长 283.553 nm,能量约为 1.7 mJ,探测系统门宽为 100 ns,帧频为 500 Hz。试验中壁面压力传感器安装于侧板中间,主要记录燃烧室及隔离段靠近燃烧室位置压力变化。压力测量精度为 0.02%,

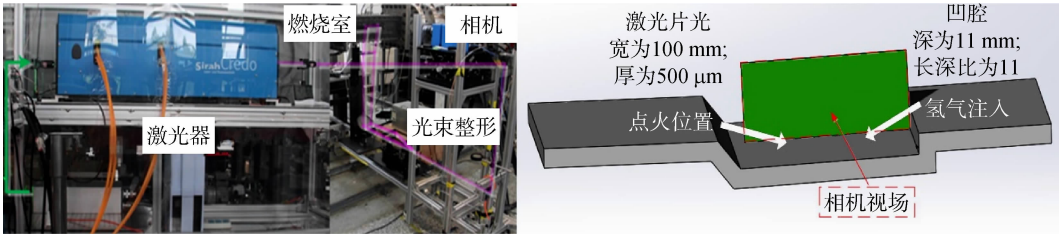


图 2 高频 PLIF 系统和凹腔内结构图
Fig. 2 High frequency PLIF system and cavity structure

采样频率为 1 kHz。

2 结果与讨论

本次试验研究的条件如表 1,通过选取两不同工况燃烧室壁面压力,分析从点火成功到火焰熄灭燃烧室的壁面压力变化。结合实际试验结果,选取燃烧室壁面两个测点, (I_1 和 I_2 , 距离凹

腔前缘 29 mm 和 69 mm)在火焰点燃、燃烧室压力建立后约 330 ms 内压力曲线,共计 3 300 个压力值。为便于分析和比较,压力零时刻设置为每次试验燃烧室喷注氢气的时刻,将每次试验点火时刻对应 PLIF 图像首次出现氢气火焰的那一帧 (t_1),这样的定义由于压力测量的响应和滞后问题可能存在一定的误差,如图 3。

表 1 试验研究条件
Table 1 Experimental research conditions

当量比	喷注压力/MPa	喷注位置(距前缘/mm)	入口马赫数	喷孔直径/mm
0.1	1.5	25	2	1
0.3	4	25	2	1

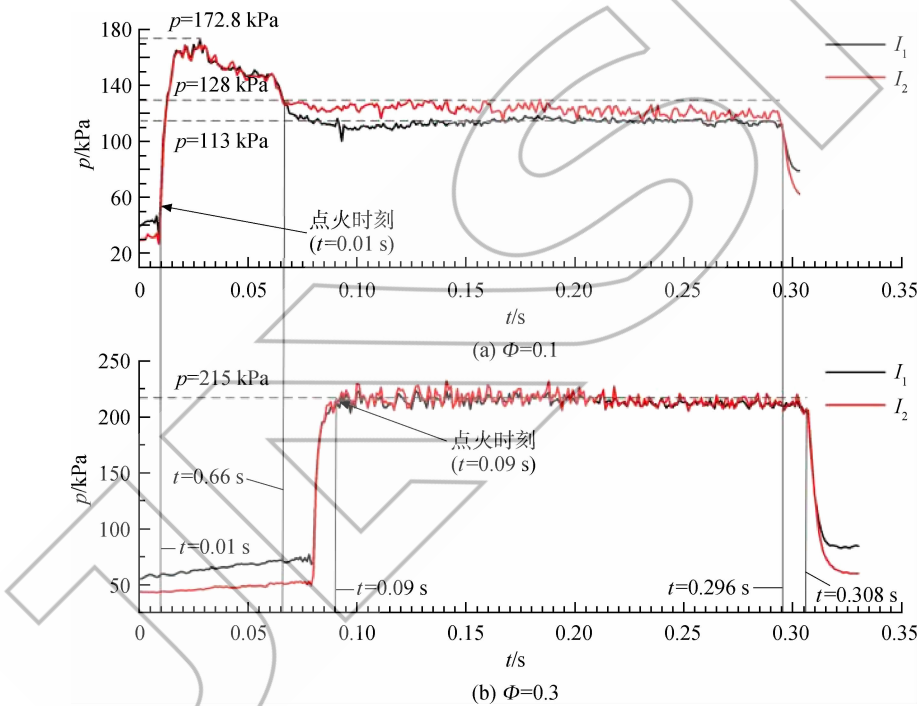


图 3 当量比为 0.1 和 0.3 时壁面压力曲线
Fig. 3 Equivalent ratio 0.1 and 0.3 pressure curve

通过对压力值的研究发现,氢气当量比(Φ)为 0.1 工况燃烧室点火成功到持续稳定总时间约 286 ms,这与 PLIF 获得的 145 幅火焰图像时间基本对应,相差 6 ms 的可能原因是燃烧室压力已经下降,但是火焰还没有完全熄灭,PLIF 也获得了图像。对照获得的 PLIF 图像所以基本确定 0.01~0.66 s 为点火阶段,0.066~0.296 s 为稳定燃烧阶段,0.296~0.302 s 为熄火阶段。氢气当量比 0.3 工况燃烧室点火成功前燃烧室压力已经明显上升,点火成功到持续稳定总时间约为 218 ms,这与 PLIF 获得的 118 幅火焰图像时间相差

18 ms,说明熄火前的 9 幅 PLIF 图像对应的燃烧室压力已经下降,属于不稳定燃烧。对照获得的 PLIF 图像所以基本确定 0.09 s 为点火阶段,迅速达到稳定状态,0.09~0.320 s 为稳定燃烧阶段,0.320~0.326 s 为熄火阶段。总体上看,当量比为 0.3 时,在点火成功后约 4 ms 燃烧室压力达到稳定,在 215 kPa 上下波动,而当量比为 0.1 时,在点火成功后有一个明显升高的过程,压力达到 172.8 kPa(0.028 ms),约 56 ms(此时对应 t_{28})后压力开始稳定。并且当量比为 0.3 情况下,两个测点压力值比较接近,说明凹腔壁面压力值沿流

向区别较小,而当量比为 0.1 两测点压力值有明显的差异,说明壁面压力沿流向区别较大。

2.1 不同当量比下燃烧室点火过程

研究不同当量比下,高频 PLIF 试验获取到的火焰图像,其中色标中 0~1 反映 PLIF 信号强度由弱至强,下文中所有 PLIF 图像均采用同一颜色标尺。第一幅图像定义其为 t_1 ,这也是压力曲线对应的点火时刻为 0.01 s 和 0.09 s, $t_1 \sim t_2$ 每幅图间隔时间 2 ms,燃烧室来流方向、点火及喷注位置如图 4,下文中讨论均依据此定义。

氢气当量比为 0.1 的 t_1 时刻图像显示发生了爆燃现象。可燃气体燃烧主要有定压燃烧、爆燃、爆轰和定容爆炸 4 种形式^[14-15],爆燃是一种带有压力波的燃烧。从壁面压力曲线看,在点火成功后有一个明显升高的过程,压力达到 172.8 kPa ($t=0.028$ ms),PLIF 图像更是覆盖了整个凹腔,相比后面时刻的 PLIF 图像火焰处于一个极值。说明低当量比下氢气喷注压力低,氢燃料穿透深度小。影响射流穿透深度的主要因素包括喷注物的性质、喷注压力、气流的马赫数、韦伯数等^[16-17],所以此工况下燃料穿透深度可能未超过凹腔深度为 11 mm,导致凹腔内氢气聚集,火花塞点火瞬间发生了爆燃现象(t_1),火焰区域基本覆盖整个凹腔,点燃后随着氢气的不断燃烧,凹腔内氧气浓度降低,火焰强度减弱(t_2),燃烧室内压力下降,随着凹腔内空气与外部的新鲜空气进行交换,氧气浓度增加,火焰强度又得到增强(t_3)。这种燃烧强度的变化与凹腔内外质量交换特征时间 t_m 和氢点火延迟时间 t_i 有关。质量交换时间涉及到不同温度、压力、组分、燃烧室构型、燃料喷注等因

素,目前还处在研究阶段,没有合适的结论。点火延迟时间也引起许多科研人员的关注^[18-23],到目前为止,获得的可用信息也比较少,一个相关点火延迟时间公式如下^[24]:

$$t_i = t_0 \left(\frac{p}{p_{atm}} \right)^{-0.39} \phi^{-0.57} e^{\left(\frac{T_0}{T} \right)}$$

式中 $t_0=10^{-3}$ μ s, $T_0=14\,700$ K, p_{atm} 为标准大气压, p 和 T 分别为研究条件的压力和温度, ϕ 为当量比。鉴于研究的水平,本次讨论质量交换特征时间 t_m 和氢点火延迟时间 t_i 不进行定量分析,仅仅基于理论上进行定性分析。当 $t_m > t_i$,凹腔内的氧气得不到及时补充,火焰的强度就会降低。从 $t_1 \sim t_9$ 看,火焰的强度在周期性的增强和减弱,当 $t_m \approx t_i$ 时,火焰达到稳定。对照压力曲线,从火焰点燃至压力稳定至少需要 56 ms,也就是 $t_1 \sim t_9$ 显示的均是当量比为 0.1 火焰稳定前的火焰结构。通过对应氢气喷注位置和点火器的位置可以看到, t_2 时刻火焰存在区域较小,仅存在于喷氢位置和点火位置之间,说明燃烧还在受上一时刻的爆燃影响。 t_3 时刻火焰便开始存在于凹腔前缘至点火位置,并且在喷氢位置火焰连续但是较弱,使得火核出现两个,一个在喷氢位置至凹腔前缘间,另一个在喷氢位置至点火位置间,这是火焰主要分布位置。为结合壁面压力更全面研究点火过程选取 $t_{26} \sim t_{31}$ 时刻的 PLIF 图像,如图 4,此时壁面压力接近稳定,PLIF 图像火焰区域基本覆盖凹腔前缘至点火位置,变化较小,除了 t_{30} 时刻图像出现周期性的减弱。观察 $t_1 \sim t_9$ 和 $t_{26} \sim t_{31}$ 时刻的火焰位置分布,可以看出火焰靠近上壁面,说明当量比为 0.1 情况下剪切层靠近壁面,覆盖主流区域较少。

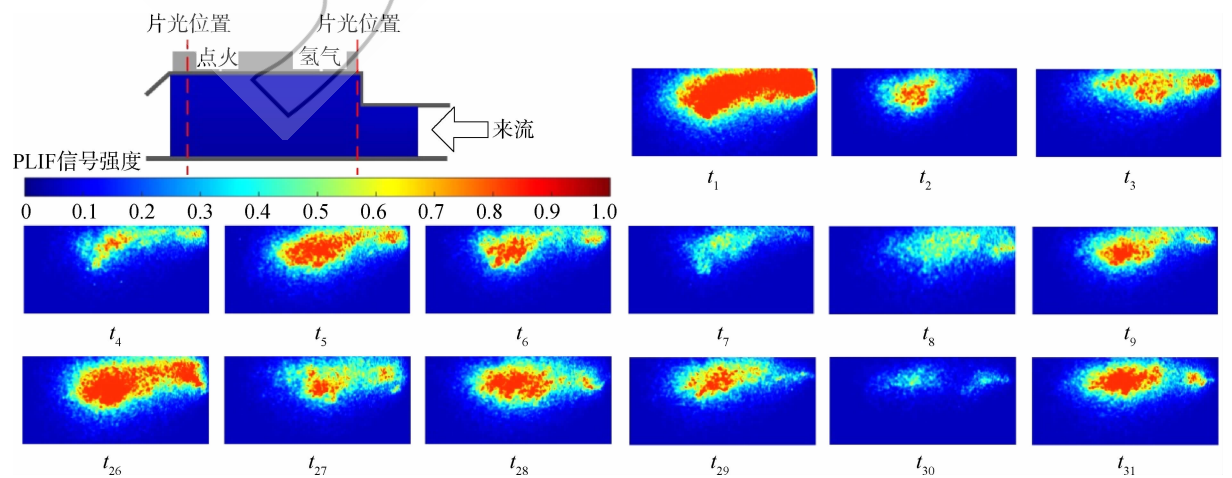


图 4 当量比为 0.1 时点火过程 OH-PLIF 图像
Fig. 4 Equivalence ratio 0.1 ignition OH-PLIF image

如图 5 氢气当量比为 0.3 时,通过压力曲线分析,燃烧室压力在点火成功后迅速就开始稳定在 215 kPa 左右波动,说明当量比为 0.3 时火焰在点火成功后便已达到稳定燃烧状态,此时氢燃料喷注压力大,穿透深度大,直接进入主流,没有在凹腔内部大量聚集。从 t_1 时刻图像可以看出,由于燃料流量较大,速度快,氢气驻留时间短,点火没有出现爆燃现象,火焰最初在点火位置下方出现,强度很弱。分析 t_2 时刻图像,可以发现火焰明显增强并且火焰回传至凹腔前缘,但是火焰的核心区域分布在喷氢位置至点火位置。从 t_2 时刻开始,火核开始并一直存在于喷氢位置至点火位置,但是除了 t_7 时刻,喷氢位置至凹腔前缘之间也存在与一个小的火核,并且在 t_4 和 t_9 时刻,火焰在喷氢位置至凹腔前缘之间燃烧更强。同样, $t_1 \sim t_9$ 在喷氢位置火焰均较弱,而且由于氢气喷注压力大,在 t_7 和 t_8 时刻直接冲断了火焰,得到两团火焰。对比当量比为 0.1,整体火焰位置分布靠近主流,与上壁面间隔增大,说明当量比为 0.3 情况下剪切层下移至主流区域。此外,通过多张图像的对比,可以发现在当量比为 0.3 的情况下,火焰燃烧强度低于当量比为 0.1,说明在超声速来流下,随着当量比增加,凹腔内的燃料当量比变高,凹腔内的氢气不能够完全燃烧充分。

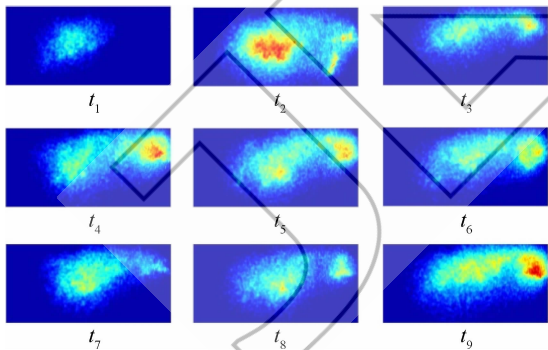


图 5 当量比为 0.3 时点火过程 OH-PLIF 图像
Fig. 5 Equivalence ratio 0.3 ignition OH PLIF image

2.2 不同当量比下火焰稳定特性

通过对高频 PLIF 图像灰度化后进行燃烧轮廓提取,计算轮廓面积来反映火焰燃烧区域的面积,一定程度可以反映燃烧强度变化,如图 6,横坐标表示帧数,纵坐标表示面积。研究面积变化曲线可以看出当量比为 0.1 和 0.3 燃烧室燃烧区域面积均波动较大。

氢气当量比为 0.1 情况下,燃烧最大区域出现在 t_1 时刻,此时火焰还没达到稳定燃烧,在 t_{27}

时刻,参考压力曲线火焰也还未进入稳定燃烧阶段。火焰燃烧区域最小在 t_{72} 时刻,如图 6 所示,火焰很弱分布在凹腔内部,喷氢位置也出现间断,接近熄灭。整体上在第 60 帧后火焰区域面积波动较稳定,选取三个时刻的图像如图 7,火焰稳定在喷氢位置和点火位置之间的剪切层内,强度上有较小的变化,位置上基本没变化,并且在凹腔前缘至喷氢位置存在一个形状细长的预混燃烧区。

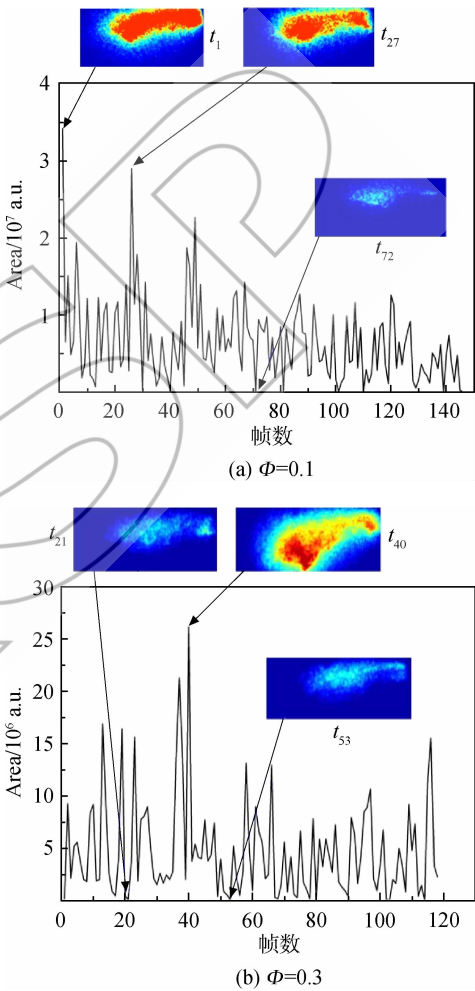


图 6 不同当量比火焰区域面积变化曲线
Fig. 6 Area change curve of flame area with different equivalence ratio

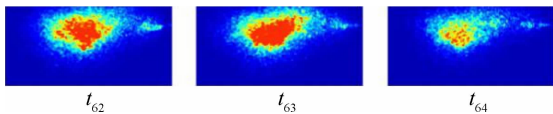


图 7 火焰稳定燃烧图像($\Phi=0.1$)
Fig. 7 Flame stable combustion image ($\Phi=0.1$)

在研究点火时已经得出氢气当量比为 0.3 情况下,火焰从点燃便处于压力稳定状态燃烧,但是伴随着很大的不稳定性。对比当量比为 0.1 可以

明显发现燃烧区域面积出现较大值如 t_{40} , 较小值如 t_{21} 、 t_{53} 的帧数明显增多, 说明当量比为 0.3 燃烧更不稳定。在燃烧面积最大的 t_{40} 时刻, 火焰燃烧基本到达下壁面, 说明火焰燃烧位置不仅仅只在剪切层内, 受喷注压力影响较大, 有极不确定性。在火焰燃烧区域面积小的比如 t_{21} 、 t_{53} 时刻, 火焰虽然也很弱, 但是强于当量比为 0.1 情况下, 并且火焰始终明显的存在于剪切层。

研究火焰区域在凹腔内位置变化时, 通过提取每幅火焰图片垂直于来流方向最下端纵坐标, 绘制位置变化(x)曲线, 如图 8。两个当量比由于火焰实际拍摄上可能存在不一致, 所以两者绝对位置不进行比较, 只进行各自火焰位置变化的讨论, 并展示变化特征。氢气当量比为 0.1 时 t_{13} 时刻火焰位置最靠近上壁面, 燃烧不充分, 按照之前的分析, 火焰还没达到稳定燃烧状态。 t_{49} 时刻火焰位置最靠近下壁面, 燃烧充分, 火焰也已经进入

稳定燃烧阶段。氢气当量比为 0.3 时 t_{103} 时刻火焰位置最靠近上壁面, 燃烧极不充分, 火焰很弱, 并且在喷氢位置出现间断。 t_{40} 时刻火焰位置最靠近下壁面, 燃烧充分, 基本覆盖整个凹腔。整体上看, 当量比为 0.1 火焰下端位置基本在 526~590 mm 之间, 64 mm 范围内波动。当量比为 0.3 火焰下端位置基本在 540~655 mm 之间, 115 mm 范围内波动。当量比为 0.3 位置变化比当量比为 0.1 要剧烈。

2.3 不同当量比下燃烧室熄火过程

在分析不同当量比熄火过程 PLIF 图像时发现两个当量比火焰熄灭均在 6 ms, 因为此时通过获得的 PLIF 图像可以看出从图像中火焰完全消失往前推开始火焰减弱图像, 发现符合特征的有 3 张 PLIF 图像, 而且此时对照压力曲线, 燃烧室壁面压力已经开始下降, 所以判断两个当量比火焰熄灭均在 6 ms, 对应具体时刻在结果与讨论开始的篇幅中已有说明, 当量比为 0.1 对应时刻 0.296~0.302 s, 当量比为 0.3 对应时刻 0.320~0.326 s。所以选取熄火前 4 个时刻的图像进行研究, 如图 9。

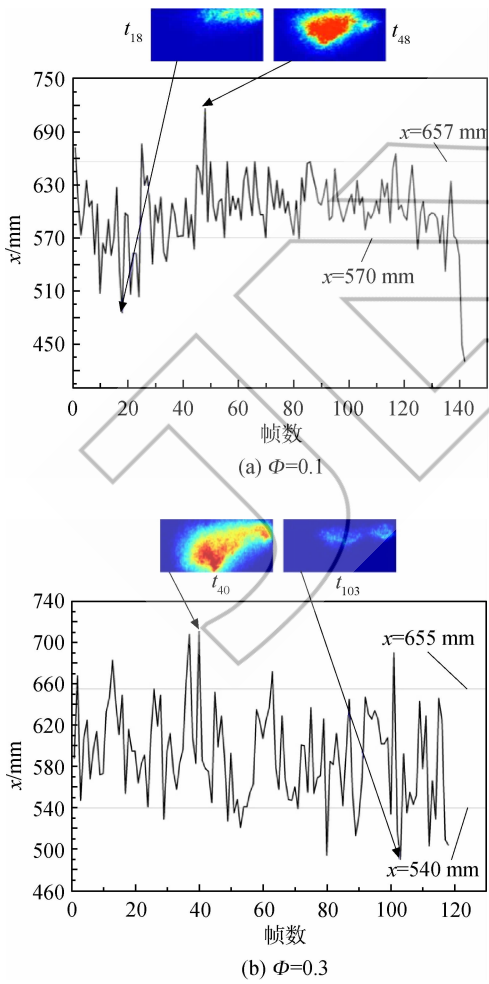


图 8 不同当量比火焰区域下端位置变化曲线
Fig. 8 Change curve of the lower end position of the flame area with different equivalence ratios

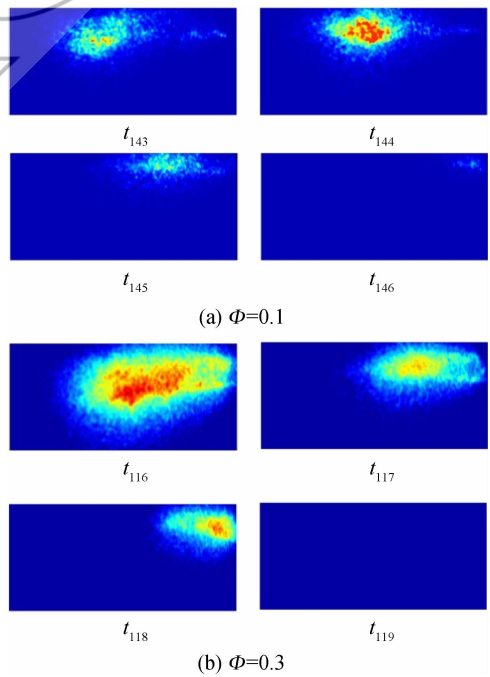


图 9 不同当量比熄火过程 OH-PLIF 图像
Fig. 9 OH-PLIF image of flameout process with different equivalence ratios

氢气当量比为 0.1 时, 可以发现在火焰熄灭前壁面压力已经下降, 火焰燃烧区域面积也在减小, 但是分析 PLIF 图像发现 $t_{143} \sim t_{144}$ 时刻火焰有

一个明显的增强,到 t_{145} 时刻火焰在喷氢位置和点火位置间靠近凹腔上壁面,变得很弱,接近熄灭, t_{146} 时刻火焰基本熄灭,还有微弱残留在凹腔前缘位置。氢气当量比为 0.3 时,火焰熄灭前压力下降明显,火焰区域面积变化不大,从 PLIF 图像可以发现从 $t_{116} \sim t_{118}$ 时刻火焰由主流向凹腔收缩,并由凹腔中段向前缘收缩,火核位置也是由凹腔中部向前缘移动, t_{119} 完全熄灭前依然有明显的火焰,火焰存在于氢气喷孔与凹腔前缘之间,所以完全熄灭应该在 t_{118} 时刻与 t_{119} 时刻之间。

3 结 论

利用高频 OH-PLIF 技术,针对不同当量比对超声速燃烧室火焰燃烧与稳定进行了研究。具体通过 PLIF 图像并结合壁面压力,仔细分析图像信息。高频 PLIF 能够准确描述不同时刻燃烧反应的位置和强度变化,对于超声速燃烧室点火与稳焰研究提供大量试验参考。结果表明:

1) 当量比为 0.1 和 0.3,在 2 ms 均能捕捉到 PLIF 火焰图像,其中当量比 0.1 存在爆燃现象,火焰进入稳定燃烧状态较慢。

2) 稳焰过程中,当量比为 0.3 燃烧相对不充分,燃烧区域更靠近下壁面,燃烧位置和火核位置变化较大。

3) 当量比为 0.1 和 0.3,熄火时间均在 6 ms 内,其中当量比为 0.1 熄火时火焰是从凹腔中部传播到凹腔前缘位置熄灭并伴随有一个短暂火焰增强的过程,并且在传播至凹腔前缘时已接近熄灭,当量比为 0.3 在熄灭前则是慢慢变弱,最终在凹腔前缘至喷氢位置间熄灭。

以上研究均针对于此燃烧室,获得的结论也是建立在此燃烧室构型和此种点火和喷注方式基础上。为获得更多更全面的数据,可针对不同燃烧室、不同工况开展深入研究。同时由于燃烧室高速气流,流经燃烧室时间极短(ms 量级),并且湍流燃烧不稳定性很大,为进一步研究超声速燃烧室点火与稳焰过程,下一步研究需进一步提高 PLIF 工作频率,获得更多超声速燃烧过程图像。

参考文献:

[1] BOECK L R, KELLENBERGER M, RAINSFORD G, et al. Simultaneous OH-PLIF and schlieren imaging of flame acceleration in an obstacle-laden channel[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2807-2814.

[2] MOIZ A A, CUNG K D, LEE S Y. Simultaneous schlieren-PLIF studies for ignition and soot luminosity visualization

with close-coupled high pressure double injections of n-dodecane[J]. Journal of Energy Resources Technology, 2016, 139(1): 012207. 1-012207. 12.

- [3] SKEEN S A, MANIN J, PICKETT L M. Simultaneous formaldehyde PLIF and high-speed schlieren imaging for ignition visualization in high-pressure spray flames[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3): 3167-3174.
- [4] 李麦亮,周进,耿辉,等.平面激光诱导荧光技术在超声速燃烧中的应用[J].推进技术,2004,25(4):381-384.
- LI Mailiang, ZHOU Jin, GENG Hui, et al. Application of planar laser-induced fluorescence in supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 381-384. (in Chinese)
- [5] ROBERTS M J, LAI W W, GROSHENS T J, et al. Nano-fiber waveguides and photophysics of an organic dye[J]. Journal of Nanophotonics, 2015, 9(1): 1934-2608.
- [6] 姜玉刚.高性能固体染料激光介质研制及可调谐激光输出特性研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
- JIANG Yugang. Preparation of high performance solid dye laser medium and study on tunable laser output characteristics[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [7] MILLER J D, PELTIER S J, SLIPCHENKO M N, et al. Investigation of transient ignition processes in a model scramjet pilot cavity using simultaneous 100 kHz formaldehyde planar laser-induced fluorescence and CH^* chemiluminescence imaging[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(2): 2865-2872.
- [8] HAMMACK S D, LEE T, HSU K Y, et al. High-repetition-rate OH planar laser-induced fluorescence of a cavity flameholder[J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29(5): 1248-1251.
- [9] 田野.空气节流技术在超声速燃烧点火与稳焰中的应用研究[D].四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2016.
- TIAN Ye. Application of air throttling technology in supersonic combustion ignition and flame stabilization[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016. (in Chinese)
- [10] 乐嘉陵,刘伟雄,贺伟,等.脉冲燃烧风洞及其在火箭和超燃发动机研究中的应用[J].实验流体力学,2005,19(1): 1-10.
- LE Jialing, LIU Weixiong, HE Wei, et al. Pulse combustion wind tunnel and its application in rocket and scramjet research[J]. Experimental Fluid Dynamics, 2005, 19(1): 1-10. (in Chinese)
- [11] 邓维鑫,乐嘉陵,杨顺华,等. M3 条件下乙烷燃料超燃冲压发动机空气节流点火试验[J].推进技术,2013,34(9): 1240-1247.
- DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Air throttling ignition test of ethylene fueled scramjet under M3 condition[J]. Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1240-1247. (in Chinese)
- [12] DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Ethylene

fueled scramjet combustion experiments[J]. Modern Applied Science, 2013, 7(5): 51-59. (in Chinese)

[13] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1449-1457.

DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Effect of oil injection mode on combustion performance of scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1449-1457. (in Chinese)

[14] 赵衡阳. 气体和粉尘爆炸原理[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1996.

[15] 白丽荣. 内置障碍物受限空间易燃气体爆燃过程数值仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.

BAI Lirong. Numerical simulation of flammable gas deflagration process in confined space with built-in obstacles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)

[16] 李晨阳, 吴里银, 李春, 等. 超声速气流中凹腔对液体射流穿透深度的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1): 232-238.

LI Chenyang, WU Liyin, LI Chun, et al. Influence of cavity on penetration depth of liquid jet in supersonic flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(1): 232-238. (in Chinese)

[17] 林宇震, 李林, 张弛, 等. 液体射流喷入横向气流混合特性研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 46-57.

LIN Yuzhen, LI Lin, ZHANG Chi, et al. Research progress on mixing characteristics of liquid jet injection cross flow[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2014, 35(1): 46-57. (in Chinese)

nese)

[18] DAGAUT P, CATHONNET M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and modeling[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2006, 32(1): 48-92.

[19] VASU S S, DAVIDSON D F, HANSON R K. Jet fuel ignition delay times: shock tube experiments over wide conditions and surrogate model predictions[J]. Combustion and Flame, 2008, 152(1/2): 125-143.

[20] DEAN A J, PENYAZKOV O G, SEVRUK K L, et al. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(2): 2481-2488.

[21] DOWDY D R, SMITH D B, TAYLOR S C, et al. The use of expanding spherical flames to determine burning velocities and stretch effects in hydrogen/air mixtures[J]. Symposium on Combustion, 1991, 23(1): 325-332.

[22] AUNG K T, HASSAN M I, FAETH G M. Effects of pressure and nitrogen dilution on flame/stretch interactions of laminar premixed $H_2/O_2/N_2$ flames[J]. 1998, 112(1/2): 1-15.

[23] BRADLEY D, LAWES M, LIU K, et al. Laminar burning velocities of lean hydrogen-air mixtures at pressures up to 1.0 MPa[J]. Combustion and Flame, 2007, 149(1/2): 162-172.

[24] FRANZELLI B, RIBER E, SANJOSÉ M, et al. A two-step chemical scheme for kerosene-air premixed flames[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(7): 1364-1373.

(编辑: 张 雪)