

基于内窥火焰传感器技术的超声速 燃烧感知实验研究

李忠朋^{1, 2}, 周芮旭^{1, 2}, 孟凡钊^{1, 2}, 陈池^{1, 2}, 李拓^{1, 2}, 连欢^{1, *}

1. 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

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100190

摘要: 高动态频响传感器及作动机构是高性能控制系统 FADEC 的关键技术之一。开发了一种基于被动火焰自发光谱的内窥式光纤火焰传感器进行光学诊断, 初步验证了光纤火焰传感器数据的燃烧过程感知价值。基于中国科学院力学研究所的直连式超声速燃烧实验台, 模拟了来流总温 1475 K、总压 1.68 MPa、马赫数 5.6 的发动机工作状态。在不同当量比和动量通量比条件下, 使用新开发的内窥式光纤火焰传感器, 测量了以 CH* 表征的燃烧释热率和以 C₂*/CH* 表征的局部当量比。结果表明: 内窥式光纤传感器可感知燃烧室释热率的时空演变特性; 内窥式光纤传感器可感知频域燃烧振荡特性, 实验表明燃烧过程可能存在展向的热声振荡现象; 内窥式光纤传感器 C₂*/CH* 光信号可感知局部当量比的时空演变特性, 结合 CH* 光信号可应用于混合场与燃烧场关联性的研究; 局部火焰质心位置的统计特征表征了剪切层稳焰模式和射流尾迹稳焰模式。

关键词: 内窥火焰传感器; 燃烧感知; 超声速燃烧; 释热率; 局部当量比

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

Supersonic combustion sensing by the passive endoscopic flame sensor

LI Zhongpeng^{1, 2}, ZHOU Ruixu^{1, 2}, MENG Fanzhao^{1, 2}, CHEN Chi^{1, 2},
LI Tuo^{1, 2}, LIAN Huan^{1, *}

1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract: The improvement of ramjet performance in the future wide-area flight envelope requires advanced combustion organization strategies and engine system control technology. Among them, high-dynamic frequency response sensors and actuators are one of the key technologies of the high-performance control system FADEC. Stable and reliable, simple structure, non-intrusive, low energy consumption, and light weight are the basic requirements of the ramjet online sensors. This paper develops an optical fiber flame sensor based on passive flame chemiluminescence for optical diagnosis, and preliminarily verifies the value of the optical fiber flame sensor's data for sensing the combustion process. Based on the direct-connected supersonic combustion test bed of the Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, the flight conditions with a total incoming flow temperature of 1475 K, a total incoming pressure of 1.68 MPa and an incoming Mach number of 5.6 are simulated. Using a newly developed endoscopic fiber optic flame sensor, the combustion heat release rate characterized by CH* and the local equivalence ratio characterized by C₂*/CH* were measured under different equivalence

收稿日期: 2022-01-11; 修回日期: 2022-03-17; 录用日期: 2022-03-17

基金项目: 国家自然科学基金(91941104, 11872366)

* 通信作者 E-mail: hlian@imech.ac.cn

引用格式: 李忠朋, 周芮旭, 孟凡钊, 等. 基于内窥火焰传感器技术的超声速燃烧感知实验研究 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(2): 102-114.

LI Z P, ZHOU R X, MENG F Z, et al. Supersonic combustion sensing by the passive endoscopic flame sensor[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(2): 102-114.

ratios and momentum-to-flux ratios. The analysis results show that the endoscopic optical fiber sensor can sense the temporal and spatial evolution characteristics of the heat release rate of the combustion chamber; The endoscopic fiber optic sensor can sense the combustion oscillation characteristics in the frequency domain, and experiments show that there may be spanwise thermoacoustic oscillations in the combustion process; The C_2^*/CH^* optical signal of the endoscope optical fiber sensor can perceive the temporal and spatial evolution characteristics of the local equivalence ratio, and can be combined with the CH^* optical signal to study the correlation between the mixed field and the combustion field; The statistical characteristics of the local flame centroid position characterized the shear-layer flame stabilization mode and jet wake flame stabilization mode.

Keywords: endoscopic flame sensor; combustion sensing; supersonic combustion; heat release rate; local equivalence ratio

0 引 言

未来宽域飞行包线内提升冲压发动机性能需要依靠先进的燃烧组织策略及发动机系统控制技术,其中高动态频响传感器及作动机构是高性能控制系统(Full Authority Digital Engine Controller, FADEC)的关键技术之一^[1]。稳定可靠、结构简单、非侵入、能耗低、重量轻是冲压发动机在线传感器的基本要求。

压力是表征超燃冲压发动机内流道流动特性及燃烧释热的重要物理量,且高速来流环境下压力传感器测量数据稳定可靠,被广泛应用于冲压发动机实验^[2-3]。压力传感器通常装配在发动机壁面,激波运动和燃烧释热引起的压力变化反馈至发动机壁面具有一定延迟,因此压力传感器用于燃烧过程感知存在时间滞后效应。

可调谐半导体激光吸收光谱技术(Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy, TDLAS)通过电流和温度调谐半导体激光器的输出波长,对被测物质进行扫描。由于被测气体具有选择性吸收的特性,基于 Beer-Lambert 定律,通过检测吸收光谱的吸收强度, TDLAS 可直接获得燃烧产物的组分浓度、温度等物理量,测量信息丰富,在冲压发动机燃烧过程感知方面有独特优势^[4-8]。然而该技术需要同时安装发射端和接收端,增加了发动机燃烧室在线感知系统应用的复杂程度。目前工业动力装备的应用主要包括:通过测量燃气温度和水蒸气浓度调节空气的流量优化燃料的混合程度以提高燃烧效率^[9];在基于甲烷的燃气发电装置中,通过监测火炉内的湿度和未燃燃气浓度维持系统的安全运转^[10];监测燃气轮机中氧气的流量等^[11-13]。

超燃冲压发动机内的释热分布特征是十分重要

的,它直接决定了内流道的压力分布、马赫数分布等,与不启动现象以及模态转换密切相关^[14]。直接测量释热率需要同时测量大量不同组分的浓度和温度,目前还难以实现^[15]。碳氢燃料燃烧时发生化学反应,高能态自由基从高能级向低能级跃迁过程自发辐射特定波长的化学自发光。4种主要的自由基为 OH^* , CH^* , C_2^* , CO_2^* , 其中 OH^* 表征 $A^2 \sum^+ - X^2(A-X)$ 跃迁系统的 309 nm 波段的自发紫外光;碳氢燃料蓝光 CH^* 来自于 2 个不同的跃迁系统,表征 $A^2 - X^2$ 转换系统的 431 nm 波段的可见蓝光 $CH(A)^*$, 以及 $B^2 \sum^- - X^2$ 跃迁系统的 390 nm 波段蓝光 $CH(B)^*$;碳氢燃料 C_2^* 为最强的被动自发光波段,又称天鹅波段,发出主要峰值为 471、516、563 nm 的绿光; CO_2^* 自由基存在于 240~800 nm 的广谱自发光。431 nm 峰值波段的可见蓝光 $CH(A)^*$ 光强与释热率有较好的线性正相关关系,因此通常使用 431 nm 峰值波段的可见蓝光 $CH(A)^*$ 表征释热率 q ^[16-21]。基于自发光的测量数据通过深度学习算法可较为精确地描述燃烧释热的分布情况^[22]。在实际应用中,可通过监测 CH^* 实现最大释热率的锅炉燃烧状态^[23]。在超燃领域,广泛使用高速相机对火焰自发光进行拍摄,从而实现火焰形态的可视化。Yuan 等^[24]借助 CH^* 火焰自发光图像研究了不同实验条件下超燃冲压发动机的稳焰模式变化规律。在此基础上, Cao 等^[25]通过数值模拟与实验结合的方法,采用不同燃料喷射方式研究了稳焰模式与燃烧模态的关联性。为了定量地研究超燃冲压发动机的燃烧释热分布, Micka 等^[14]对 CH^* 自发光相片进行了积分处理,得到燃烧室内的一维释热分布特征,为一维燃烧模型的发展做出了贡献。除了开设玻璃窗口的拍摄方式,还可通过光纤传导拍摄多角度的二

维火焰平面,通过反演获得火焰的三维结构以及 CH^* 等自由基的三维浓度分布,以获得释热率等信息^[26]。

此外,309 nm 峰值紫外波段 OH^* 与 431 nm 峰值蓝光波段 $\text{CH}(\text{A})^*$ 的比值 $\text{OH}^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 以及天鹅波段 C_2^* 与 431 nm 峰值蓝光波段 $\text{CH}(\text{A})^*$ 的比值 $\text{C}_2^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 均与碳氢燃料当量比 ϕ 有较好的线性正相关关系,且受湍流火焰应力拉伸的影响不大,因此通常使用 $\text{OH}^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 以及 $\text{C}_2^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 表征碳氢燃料当量比^[21,27]。对于甲烷或天然气火焰,使用 $\text{OH}^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 表征当量比较为普遍;对于较大的碳氢燃料的火焰,选择 $\text{C}_2^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 则更为合适^[27]。此外,由于紫外波段被动自发光强度较弱,且紫外波段光电传感器的性能通常低于天鹅波段光电传感器,因此本文在基于乙烯的超燃环境下选择 $\text{C}_2^*/\text{CH}(\text{A})^*$ 表征碳氢燃料当量比。

光纤火焰传感器技术基于火焰自发光原理,直接测量燃烧过程火焰自发光强度。被动燃烧化学自发光信号蕴含了丰富的燃烧特性,通过建立特定波长化学发光强度与燃烧特性及发动机总体性能的关联来感知冲压发动机燃烧过程。该技术仅具有接收端,结构简单、恶劣环境适应性强是该技术在发动机燃烧过程感知中的主要优势。

光纤火焰传感器广泛应用于内燃机及航空发动机燃烧过程的在线监测,高温光纤火焰传感器设计技术主要由美国圣地亚国家实验室、奥地利 AVL 公司掌握。在超声速燃烧领域,光纤传感器的使用较为少见,需研究人员根据冲压发动机工作特性进行针对性开发。

2014年由美国空军企业创新 SBIR (Small Business Innovation Research)项目“Passive Optical Combustion Sensors for Scramjet Engine Control”支持,对冲压发动机稳焰模式研究做出了突出贡献的 Micka 博士作为项目负责人,进行了被动光谱光纤火焰传感器在冲压发动机燃烧室的首次应用尝试^[21]。项目初步验证了光纤火焰传感器在冲压发动机燃烧室感知方面的应用前景。Micka 通过在发动机壁面多点布设光纤传感器测点,研究了先锋燃料关闭前后局部当量比的变化,并基于局部当量比预测了闪回现象的发生,并分析了超声速燃烧的振荡特性。

针对发动机的主动控制和燃烧感知需求,本文根据冲压发动机工作特性,提出一种创新的光纤火焰传感器与冲压发动机点火器一体集成化的传感器设计方法,不需要单独开设测量孔及光学窗口,可广泛应用于圆形燃烧室。下面将开展该传感器感知冲压发动机超声速燃烧的实验研究,讨论发动机超燃和亚燃工作模态的释热分布、局部当量比特征和燃烧振荡特性,基于火焰质心的感知方法,验证内窥火焰传感器技术的超声速燃烧感知价值。

1 实验设备与实验参数

1.1 直连实验设备及参数

中国科学院力学研究所研制的连续变马赫数直连实验台主体由流量动态调节气源、可调加热器、可调喷管以及实验段组成^[28],如图 1 所示。通过压力调节阀实现空气、氢气、氧气流量的动态调节;采用环形多孔喷注中心燃烧的烧氢补氧方式对来流进行加

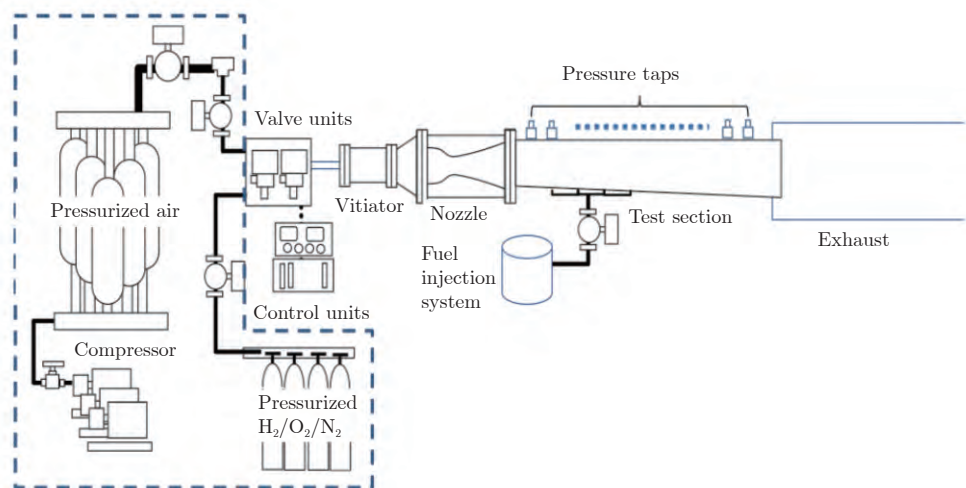


图 1 超燃冲压发动机直连式实验台示意图^[28]

Fig. 1 Schematic diagram of direct-connected experimental bench for scramjet^[28]

热；通过气源流量动态调节实现加热器内模拟总温总压实时可调；可调喷管型面按照高低马赫数双设计点非对称方法设计，由机电伺服机构驱动改变喉道面积实现模拟飞行马赫数实时调节。可调加热器和可调喷管均采用水冷热防护。流量动态调节气源、可调加热器、可调喷管通过 PLC 工业控制系统进行精确时序控制，接收实验控制台操作指令，并根据指令执行流量调节、伺服机构运动等相应动作，同时具有实验台主体气源压力、直连台双螺柱安装型推力传感器数据采集和处理能力。实验台可模拟最大气体流量 2.5 kg/s，最高总温 1900 K，最高总压 4 Mpa，最长工作时间 30 s，飞行马赫数范围 4.5~6.5^[29]。

实验模拟燃烧室入口马赫数 2.8、飞行马赫数 5.6、总温 1475 K、总压 1678 kPa、加热气体总流量 1379 g/s、实验有效时间 2 s。实验段为 80 mm×40 mm 的等截面隔离段和单边扩张双凹腔燃烧室模型。隔离段长度为 337 mm，燃烧室模型下壁面扩张角为 2°；凹腔位于隔离段入口下游 447 mm 处，长度为 65 mm，深度为 17 mm，倾角为 22.5°，凹腔上游 60.5 mm 处安装乙烯喷块。凹腔底部安装光纤火焰传感器与冲压发动机点火器一体集成火花塞辅助点火和燃烧状态感知。

实验工况如表 1 所示，乙烯从 6 个直径 1.5 mm 的孔中喷出，通过改变乙烯喷注压力来实现当量比的变化，进而使发动机实现不同的工作状态，实验时间均为 2 s。

表 1 工况 1、2 的实验参数

Table 1 Experimental parameters for condition 1 and 2

工况	喷注压力/MPa	动量通量比	当量比	燃烧模态
1	1.5	2.94	0.10	超燃
2	2.0	3.82	0.13	亚燃

1.2 内窥光纤传感器系统

使用光纤传感器系统捕捉凹腔燃烧室内的 CH* 光信号与 C₂* 光信号，下文按照测点 P1、P2、P3、P4 进行标注和说明，安装位置如图 2 所示。

光纤传感器系统由光纤准直器、光纤和 labview 采集系统组成，如图 3 所示。光纤准直器经过温度跨度范围 20~1600 K 的系统热容差分析设计，考虑了光学元件曲率半径和厚度变化以及介质折射率受热膨胀的影响，光学窗口直径为 2.5 mm，位于整个光路的最前端，与点火器集成在一起。为了使光纤准直蓝宝石晶体与不锈钢壳体的气密性、

耐高温结合，在一体化成型方面采用了高温钎焊技术。在钎焊工艺方面，基于蓝宝石晶体表面加工难度大、应力敏感度高的物理特性，采取了焊接表面金属化改性和真空钎焊两步工艺措施。蓝宝石晶体表面金属化镀镍，通过镀镍层实现对蓝宝石的致密包裹，起到应力缓冲层的作用；真空钎焊工艺利用缓慢冷却过程中焊接界面的应力释放和缓冲来进行质量控制。经特殊设计的高温光纤传感器在五十余车超声速燃烧实验热考核中未见明显损伤。

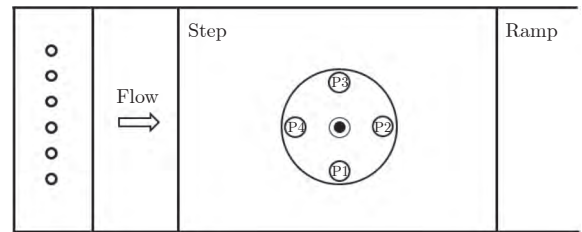
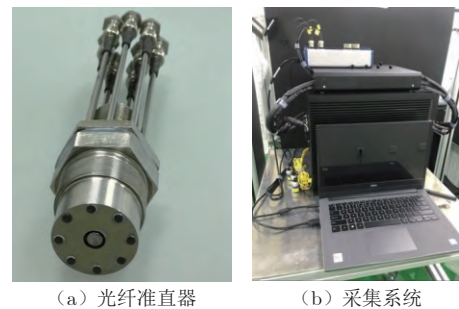


图 2 光纤传感器的安装位置

Fig. 2 Installation position of the optical fiber sensor



(a) 光纤准直器

(b) 采集系统

图 3 光纤传感器系统:

Fig. 3 Fiber optic sensor system

用 430±10 nm 的 CH* 带通滤光片和 514.5±10.0 nm 的 C₂* 带通滤光片对捕获的光信号进行滤波处理，然后通过光电倍增管对光信号进行光电转换。光电倍增管可以对入射的光电子进行指数级别的放大，因此其比高速相机的 CMOS 传感器具有更高的频率响应。本实验所选用光电倍增管具有 300 kHz 的动态频率响应。光电转换后的光电压信号通过模电转换获得实验需要的数字信号，最终实现 1 MHz 的采样频率，光路原理如图 4 所示。

2 工作模态与稳焰模式分析

2.1 工作模态分析

双模态超燃冲压发动机既能工作在超燃模态也能工作在亚燃模态，这取决于燃烧室入口的马赫数大小^[30]。由于燃烧室入口的马赫数无法直接进行测量，且亚燃模态与超燃模态的流场有较大差异，因此

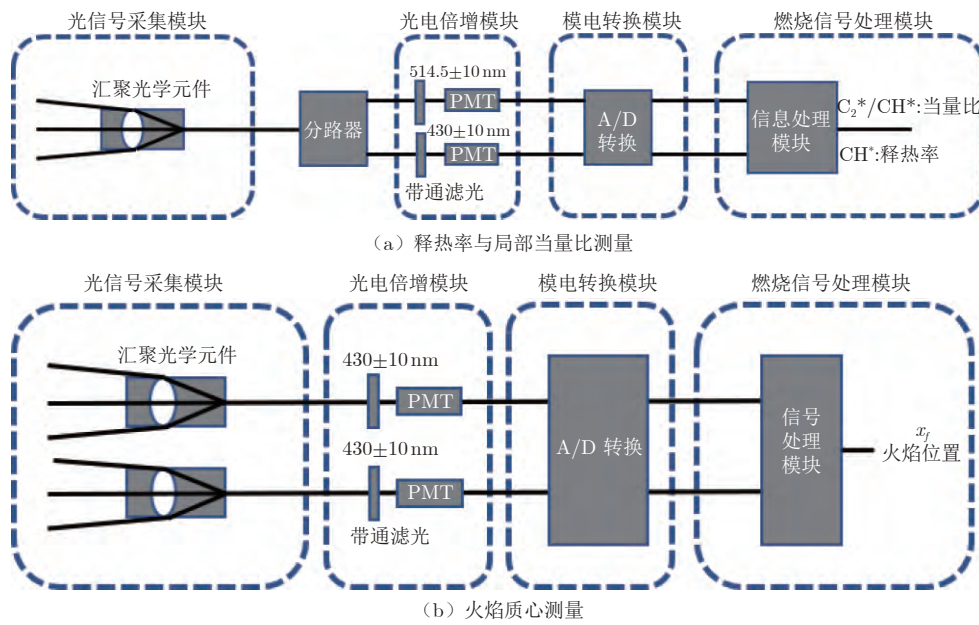


图4 光路原理图

Fig. 4 Optical path schematic

有学者通过激波串特征对2种模态做出判断^[31]。此外,流场差异也会导致压力场的不同,通过沿程布设压力传感器也能实现流场状态的间接判断,从而实现燃烧模态的识别^[32]。基于沿程压力分布,一维马赫数分析方法可大致对流场的马赫数分布进行计算^[33]。

本文基于纹影法、沿程压力和一维马赫数分析方法,对燃烧模态进行判断。对应的纹影图像如图5所示;2组固定当量比状态实验的沿程压力如图6所示,压力曲线为实验时间内的平均值;一维马赫数分析如图7所示。

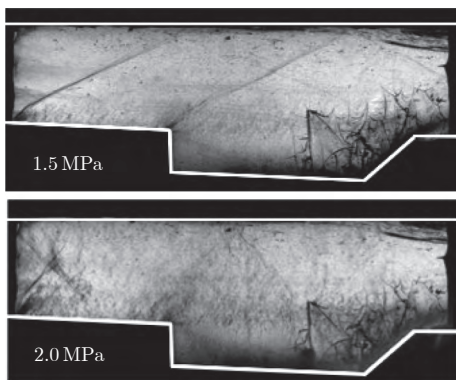


图5 工况1、2的纹影图像

Fig. 5 Schlieren images of condition 1 and 2

当乙烯的喷注压力为1.5 MPa时,从对应的纹影图像可以观察到,乙烯横向射流导致在超声速来流中产生了一道略微弯曲的斜激波。在整个隔离段区间内,压力曲线较为稳定,但是在隔离段出口处压力曲线出现一个较为尖锐的波动,幅值大约为

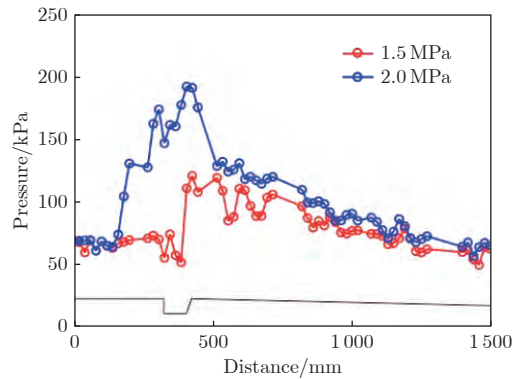


图6 工况1、2的沿程压力分布

Fig. 6 Pressure distribution along the model of condition 1 and 2

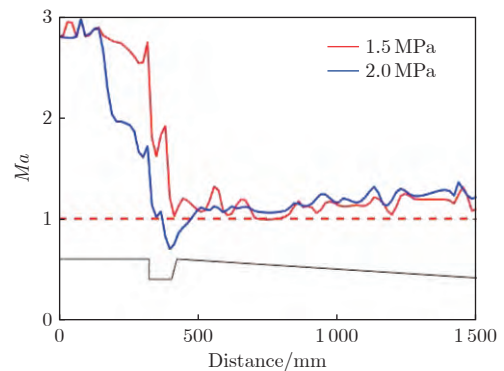


图7 工况1、2的沿程马赫数分布

Fig. 7 Mach number distribution along the model of condition 1 and 2

25 kPa。由于压力传感器装配在上壁面,而射流所导致的斜激波正好在隔离段出口的上壁面形成反射,因此这个尖锐的波动很有可能是这个激波所导致的。在燃烧室区域,燃烧释热所引起的压力抬升

对来流形成反压，导致了第二条斜激波的产生。压力曲线发生 75 kPa 的幅值抬升的位置，也与第二道斜激波的反射位置一致。

与之对应的一维马赫数分析也说明了在整个燃烧室内，气流依旧保持为超声速，这是一个非常典型的双模态超燃冲压发动机的超燃工作模式。

随着乙烯喷注压力增加到 2.0 MPa，燃烧释热开始增强，释热形成的反压引起的边界层分离导致了预燃激波串的产生，此时压力曲线大幅抬升，达到 200 kPa。当量比的继续升高使得压力开始抬升的位置向上游移动，这是由于预燃激波串不断向上游移动导致的，且压力抬升的幅值比工况 1 更高。

对比工况 2 与工况 1 的一维马赫数曲线，可以看到，工况 2 气流在燃烧室中为亚声速状态。结合纹影图像、压力曲线和一维马赫数分析，可知工况 2 为亚燃工作模式。

2.2 稳焰模式分析

在 2.1 小节的分析中已经确定，工况 1 条件下，发动机的工作模式为超燃模式；工况 2 条件下，发动机为亚燃模式。在 2 s 的实验时间内，计算帧率为 2000 帧/s 的 CH* 自发光图片的均值与标准差，将图片进行伪彩化处理，得到的伪彩图像如图 8 所示。

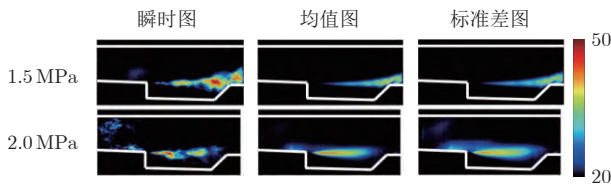


图 8 工况 1、2 的 CH* 瞬时图、均值图与标准差图

Fig. 8 The transient, mean and standard deviation of CH* images from condition 1 and 2

从 CH* 自发光的均值图片中可以观察到，工况 1 与 2 条件下火焰状态最大的区别在于：工况 1 中，隔离段中基本没有火焰，而工况 2 由于当量比的增大，隔离段火焰的强度增加；前者为剪切层稳焰模式，后者为射流尾迹稳焰模式。值得一提的是，高速来流中的凹腔结构会使流体在其内部产生一个相对低速的回流区，起到驻留火焰和维持燃烧的作用。而回流区与主流的边界区域为剪切层，剪切层内存在大量的涡结构，十分有利于燃料的混合。从流动过程上来讲，高速来流压制着喷出的乙烯，使之紧贴着壁面向下游运动，并进入剪切层中，其中一部分卷吸进入凹腔中被点火器点燃，凹腔火焰同时引燃剪切层中的预混燃料。当量比较低时，燃烧释热所引起的

压力抬升不足以引起边界层分离，导致隔离段中无法产生预燃激波串对来流进行增压减速，因此火焰无法自由传播，由于上方的高速来流压制，以及凹腔内较低的局部当量比导致火焰无法发展到凹腔中，最终稳定为剪切层稳焰模式；这是流动与燃烧共同作用的结果。工况 2 条件下，由于当量比较高，燃烧释热更强，巨大的反压导致了隔离段中产生了一系列的预燃激波串，在激波串的作用下，燃烧室中的气流速度降低为亚声速。这时主流的压制效应瞬间消失，火焰迅速在亚声速气流中传播，甚至上传到隔离段中，最终形成在射流附近燃烧的尾迹稳焰模式。这 2 种火焰状态是超燃和亚燃工作模式所对应的火焰稳定模式，有利于科研人员从火焰状态的角度对发动机工作模式进行判断。

3 内窥光纤传感器的燃烧诊断

3.1 释热分布测量

从图 2 中可知，P1 和 P3 测点为展向测点，P2 和 P4 测点为流向测点，其中 P4 测点位于上游。图 9、10 分别为工况 1、2 归一化的释热分布，可以观察到，工况 2 的光信号在 0.6 s 左右发生了一个突变，这是由于工况 2 为处在模态转换边界附近的亚燃工作模式。实验中展向测点的释热分布始终是不均匀的，P3 测点的释热更强，释热不均匀会导致发动机壁面受力与受热不均匀，不利于发动机的长久运行。展向燃烧释热的不均匀特征有可能是乙烯的喷注不对称造成的。对于流向的测点，可以看到下游测点的光强度始终高于上游测点的光强度，这是因为下游测点比上游测点处的燃料混合程度更高，燃烧更加剧烈，释热也更高。图 8 中剪切层火焰的亮度也是从上游到下游逐渐增强。在工况 2 的射流尾迹稳焰中，上游测点的光强度一直在衰减，而工况 1 剪切层稳焰模式的光强度比较稳定，这种现象可能与燃料的动态混合有关，需要进一步的研究和探索。

3.2 振荡特性分析

超燃冲压发动机在正常工作时，需避免因结构设计问题或燃烧规律所带来的剧烈压力振荡，这可能会对发动机的性能及结构产生不利影响，包括引起熄火、降低燃烧效率、增大局部热载荷、引起结构的振动及破坏等^[34]。因此需要研究发动机工作时的压力振荡特性，以避免可能产生的危害。压力振荡一般由燃烧释热振荡引起，因此，基于光纤传感器信号的振荡特性分析，是从本质上去发现问题的创新

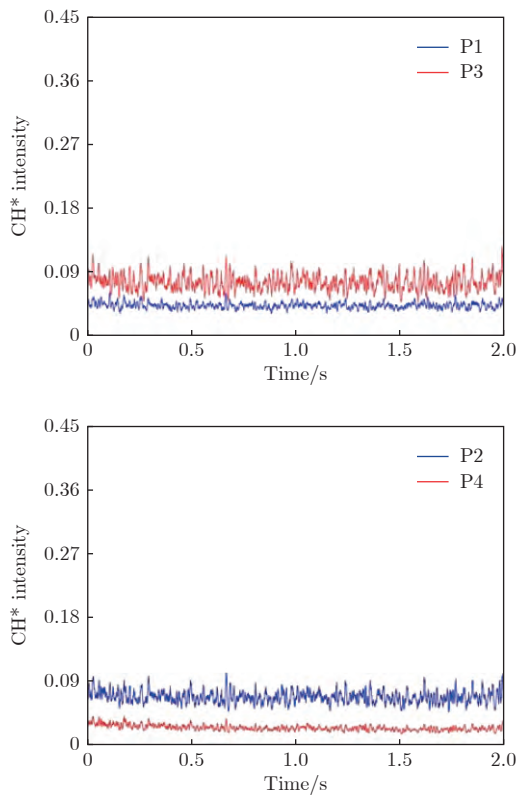


图9 工况1条件下4个测点的CH*光信号

Fig. 9 CH* chemiluminescence of four measuring points under condition 1

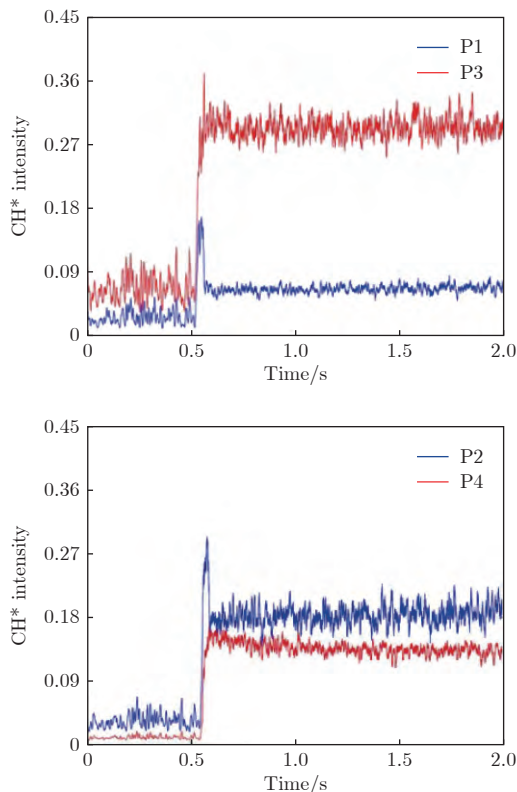


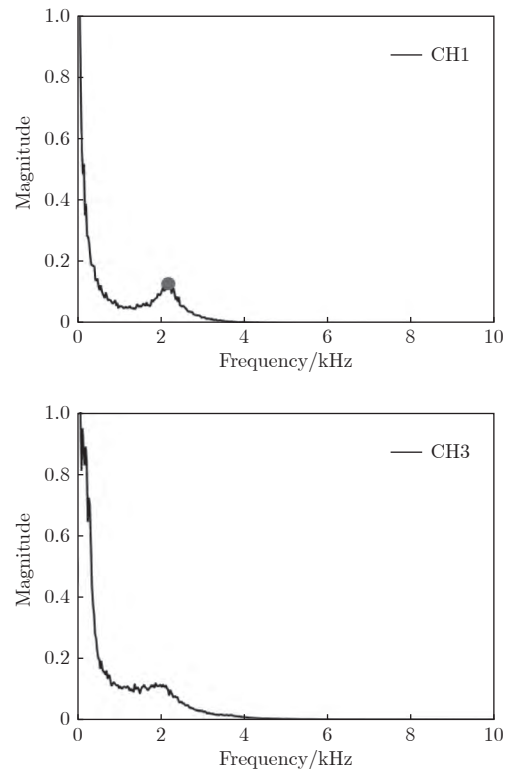
图10 工况2条件下4个测点的CH*光信号

Fig. 10 CH* chemiluminescence of four measuring points under condition 2

性方法。本小节在定当量比实验条件下,对燃烧振荡特性进行了测量与分析。

3.2.1 压力信号的FFT分析

在乙烯喷注压力分别为1.5、2.0 MPa的实验中,对隔离段压力测点CH1和凹腔内的压力测点CH3的高频压力信号进行了快速傅里叶变换(FFT),其振荡特性曲线如图11、12所示。

图11 工况1高频压力信号的频域曲线
Fig. 11 FFT of pressure under condition 1

可以观察到,2个工况的隔离段测点CH1和凹腔测点CH3均存在2300 Hz左右的振荡主频。也就是说,在不同的实验工况下,当量比的变化与稳焰模式的变化并不对2300 Hz左右的压力振荡主频产生影响,说明该主频的产生与燃烧状态无关。考虑到无燃烧因素的高频振荡机理,凹腔自激振荡或许可以解释这种现象,Rossiter^[35]综合了声波传播和涡耗散的特点,提出了计算凹腔自激振荡的经验公式:

$$f_m = \frac{m - \alpha}{M_\infty + \frac{1}{k}} \cdot \frac{U_\infty}{L} \quad (1)$$

式中: L 为凹腔的长度, M_∞ 、 U_∞ 分别为自由来流的马赫数与速度, m 为对应耦合的模式数, f_m 为在此模式下的频率, α 和 k 为经验常数。Heller和Bliss^[36]考虑流体的可压缩效应对上式进行了修正,

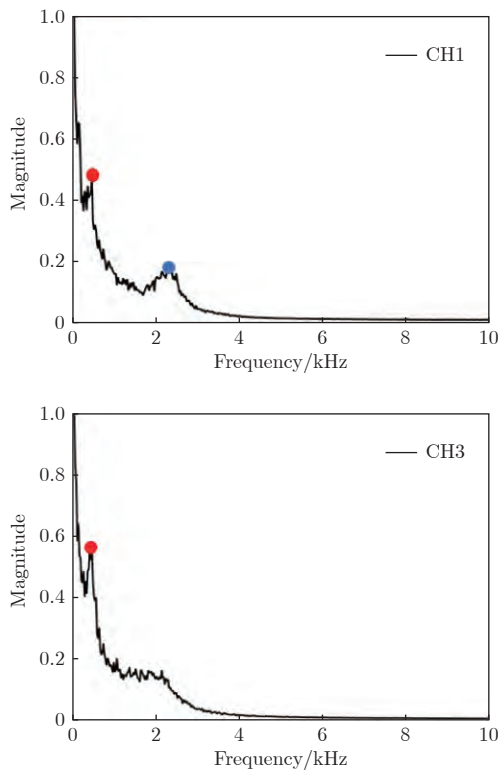


图 12 工况 2 高频压力信号的频域曲线
Fig. 12 FFT of pressure under condition 2

修正后的公式为：

$$f_m = \frac{m - a}{\frac{M_\infty}{\sqrt{1 + \frac{\gamma_\infty - 1}{2} M_\infty^2}} + \frac{1}{k}} \cdot \frac{U_\infty}{L} \quad (2)$$

γ_∞ 为气体的比热比，基于这 2 个计算凹腔自激振荡的公式，在 $L = 0.1 \text{ m}$ 、 $m = 1$ 、 $a = 0.25$ 、 $k = 0.57$ 、 $M_\infty = 2.8$ 条件下，计算得到基于公式(1)的 2414 Hz 和基于公式(2)的 3077 Hz。与前面的 FFT 分析结果进行对比，发现 Rossiter 的公式更加符合当前实际。在 Heller 和 Bliss 的实验研究中，发现凹腔的长深比 L/D 对 f_m 的预测结果影响较大，公式(2)的计算结果偏差较大可能是长深比导致的。值得注意的是，隔离段内的压力测点为什么会测量到凹腔自激振荡带来的压力变化，或者说隔离段内的高频振荡是否源于其他的振荡机制，目前并没有明确的解释，有待学者进一步的研究。

除了 2300 Hz 的高频振荡频率，在工况 2 条件下，还发现了 500 Hz 的低频振荡。一般燃烧室中这种百赫兹量级的振荡主频有可能是由热声耦合振荡导致，具体表现为声波在燃烧区和射流区之间或燃烧区与激波区之间来回振荡所致。此外，也有可能

是火焰低频周期振荡导致的，但在工况 1 条件下并没有发现这种低频振荡，这是因为工况 2 为亚燃模态，而工况 1 为超燃模态，可能在超燃模态下压力振荡无法传导到压力测点处，从而造成了这种差异。

3.2.2 CH*自发光信号的 FFT 分析

基于从释热角度研究振荡特性的考虑，同样对实验中的火焰 CH*自发光信号进行了 FFT 变换，如图 13、14 所示。从图中可见，在乙烯喷注压力为 1.5 MPa 的工况 1 条件下，光信号的 FFT 分析也发现了 500 Hz 左右的振荡主频，与高频压力的 FFT 分析结果一致。在 3.2.1 小节中，对低频振荡的产生做出了 2 种解释，即流向热声振荡和火焰周期振荡，在超燃模态下，由于燃烧室内为超声速流场，因此流向的热声振荡是不存在的。但从目前光信号的 FFT 分析结果来看，在超燃模态下依旧出现了 500 Hz 的振荡主频。

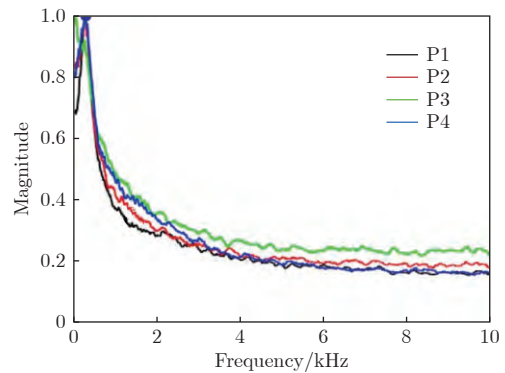


图 13 工况 1 CH*光信号的频域曲线
Fig. 13 FFT of CH* chemiluminescence under condition 1

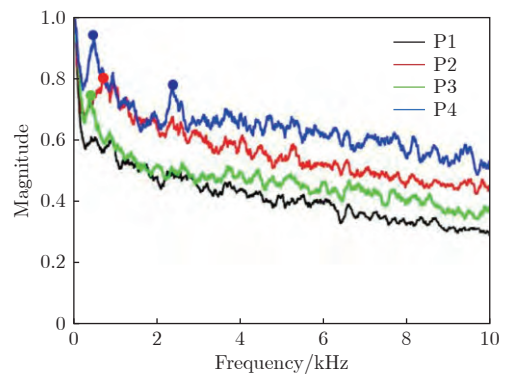


图 14 工况 2 CH*光信号的频域曲线
Fig. 14 FFT of CH* chemiluminescence under condition 2

对于 500 Hz 的振荡主频，同样也有 2 种解释。一是展向的热声振荡，即燃烧区的释热振荡引起的压力扰动在凹腔底部和燃烧区之间来回传播所导致的。二是火焰周期振荡，随着当量比的增加，这种 500 Hz 的低频振荡在工况 2 中慢慢发展为 800 Hz

左右的振荡主频,从展向的热声振荡角度来说,这是因为当量比的增加伴随着燃烧区的扩大,同时凹腔底部与燃烧区的距离减小,于是展向的热声振荡主频逐渐增大。但基于高频压力的FFT分析,并没有明显观察到低频逐渐增大的现象。由于从释热振荡到压力传感器的探测,需要以流体作为介质传导压力反馈,从而涉及到跟随性的问题,这可能是光信号和压力信号的振荡主频不一致的原因。此外值得注意的是,在光信号的FFT分析中,并没有观察到2300 Hz左右的高频振荡,这可能是凹腔自激振荡并未与燃烧振荡耦合导致的。

3.3 C_2^*/CH^* 表征局部当量比

3.3.1 局部当量比与释热的时空关联性

L型内燃机在工作过程中,普遍存在燃料混合不均匀的问题,而局部过度富燃或贫燃都会使燃烧不充分,导致有害气体排放和燃料浪费。燃油与空气混合特征取决于气缸内的涡流和湍流,并与进气歧管的结构、供油系统的设计和燃烧室的形状直接相关,了解燃料混合特性有助于L型内燃机的设计。Chou等^[37]在L型内燃机气缸内燃料分布的研究中提出基于不同燃料的条件下 C_2^*/CH^* 与当量比的定量关系,不过这种定量关系并非普适的,而取决于发动机的工况。 C_2^*/CH^* 与当量比的正相关关系在后续的层流预混火焰的研究中也得到了证实^[17]。类比于L型内燃机的科研需要,超燃冲压发动机也需要考虑燃料混合的均匀性问题,此外,考虑到压力信号作为燃烧主动控制的反馈信号存在一定延迟,因此需要深入了解火焰自发光与燃烧状态的相关性。

通过光纤传感器,在凹腔内同时测量了 C_2^* 和 CH^* 光信号,以 C_2^*/CH^* 表征当量比,工况1、2条件下以自发光表征的释热和当量比的关系分别如图15、16所示。可以观察到,2次实验的任何一个时间段, C_2^*/CH^* 表征的当量比始终是测点 $P1>P2>P4>P3$,这可能是乙烯的喷注不对称或者是一些未知的发动机模型结构设计导致的。

3.3.2 局部窗口的 CH^* 滞后时间计算

在任意毫秒级局部尺度内,对2组实验P3测点的 CH^* 信号与 C_2^*/CH^* 进行对比观察,结果如图17、18所示, CH^* 和 C_2^*/CH^* 都表现出了类周期性的振荡,对比二者的振荡峰值和波形的相似度,可以发现 C_2^*/CH^* 基本上是先于 CH^* 发生变化的。为了计算 CH^* 的延迟时间,对 $C_2^*/CH^*(t, t+T)$ 的时间序列和 $CH^*(t+\tau, t+T+\tau)$ 的时间序列做相关性分析,其

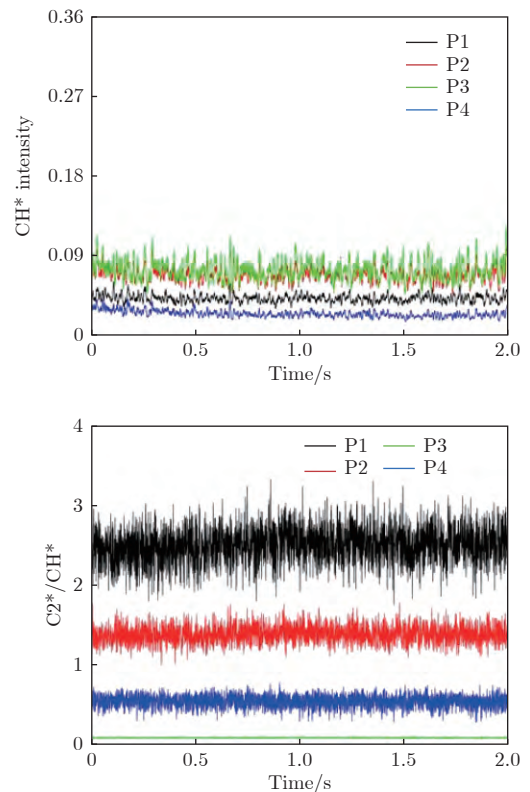


图15 工况1条件下 CH^* 、 C_2^*/CH^* 与时间的关系

Fig. 15 CH^* and C_2^*/CH^* versus time under condition 1

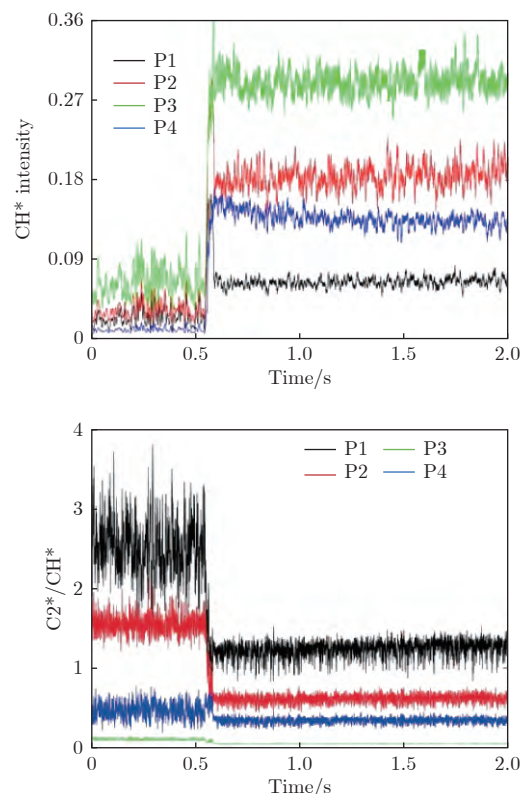


图16 工况2条件下 CH^* 、 C_2^*/CH^* 与时间的关系

Fig. 16 CH^* and C_2^*/CH^* versus time under condition 2

中 T 为窗口长度, t 为时刻零点, τ 为延迟时间。

固定 C_2^*/CH^* 的时间序列, 移动 CH^* 时间序列, 如工况 1 的窗口长度 $T=6$ ms, 时刻零点 $t=711$ ms, 工况 2 的窗口长度 $T=4$ ms, 时刻零点 $t=269$ ms, 依次对应。 τ 为延迟时间 ($0\sim 10$ ms), 每一个延迟时间 τ 对应一个相关系数。在微秒量级分辨率下做 10 000 次相关性分析, 其结果如图 17、18 所示。可以看到 2 组工况的相关系数大小也呈现出类周期性的变化。理论上, 由于 CH^* 相对于 C_2^*/CH^* 存在延迟, 因此, 相关系数曲线在初始零点随着延迟时间的增大, 其相关系数也会随之增大。

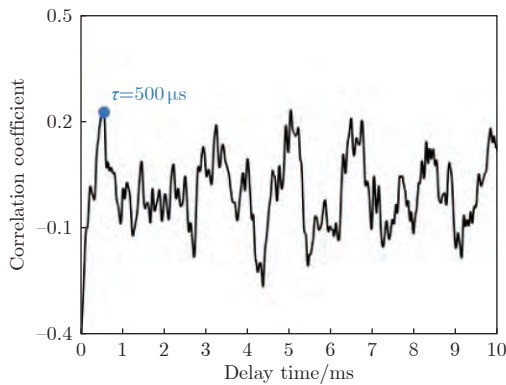
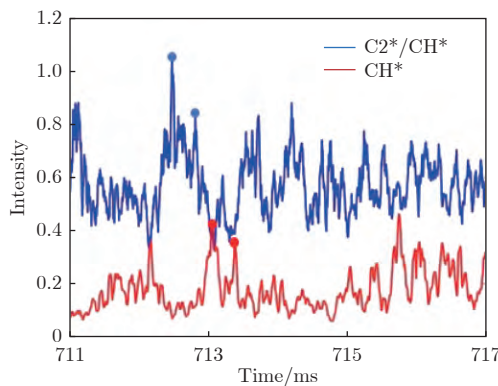


图 17 工况 1 CH^* 和 C_2^*/CH^* 的局部相关性

Fig. 17 Local correlation between CH^* and C_2^*/CH^* under condition 1

3.3.3 全局 CH^* 滞后时间的统计特征

在不同测点选择不同的窗口, CH^* 的延迟时间并不一致。为了在全球上估计延迟时间, 在 2 s 的时间尺度内对延迟时间进行了统计分析, 与单个窗口的延迟时间计算方法相同, 划分 2 s 的实验时间为 500 个窗口, 每个窗口长度 T 为 4 ms。考虑到 CH^* 延迟时间为微秒级, 因此选择 τ 为 $0\sim 1$ ms。每个窗口计算 1 000 个相关系数, 取相关系数最大值对应的延迟时间为 CH^* 延迟时间。对 500 个窗口的 CH^* 延迟时间做分布统计, 每一组实验不同测点延迟时间的统计特性结果如图 19、20 所示。在这 2 个实验工

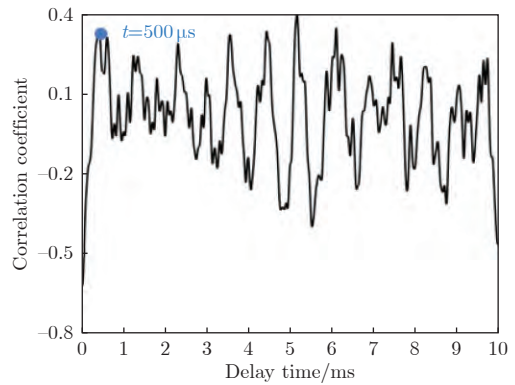
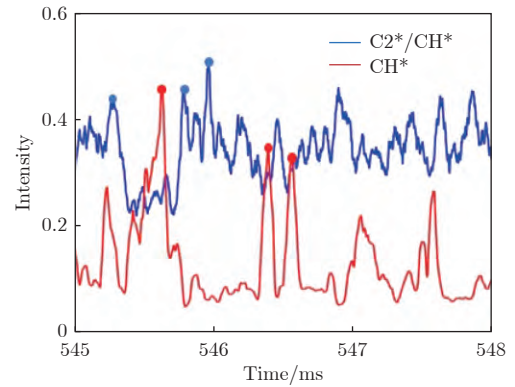


图 18 工况 2 CH^* 和 C_2^*/CH^* 的局部相关性

Fig. 18 Local correlation between CH^* and C_2^*/CH^* under condition 2

况中, 可以观察到, 绝大部分的窗口中, C_2^*/CH^* 与 CH^* 的同步性较强, CH^* 延迟时间集中在 $0\sim 200$ μ s。

3.4 局部火焰质心位置的测量

通过 2 个通道的光纤测点布置方式求解局部火焰质心, 可得到一维火焰位置的离散时间序列。基于光纤测点的布置方式, 沿流向的火焰位置计算公式如下所示:

$$x_f = x_{p2} \cdot I_{p2} - x_{p4} \cdot I_{p4} \quad (3)$$

式中: P_1 、 P_2 、 P_3 和 P_4 测点的相对位置关系如图 2 所示, $x_{p2} = x_{p4} = 11$ mm, I 为归一化的 CH^* 光强度。对于基于 CH^* 平面自发光成像的一维火焰质心位置, 可由相片的像素矩阵计算得到, 计算表达式为:

$$x_f = \frac{\sum_i q_i r_i}{Q} \quad (4)$$

式中: r_i 和 q_i 分别为空间每个像素点的矩阵坐标与像素值大小, Q 为所有像素点值的总和。定当量比条件下火焰质心位置的概率分布如图 21 所示。基于平面成像计算的全局火焰质心位置的概率分布显示: 在 2 个实验条件下, 火焰质心存在 2 个主要的稳定位置, 分别在点火器上游 15 mm 的 A 处和点火器

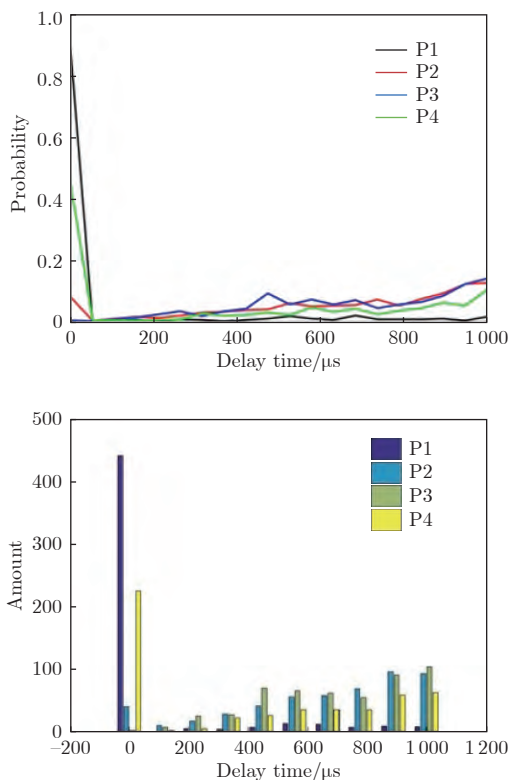


图 19 工况 1 CH*延迟时间的统计特征

Fig. 19 Statistical characteristics of CH* delay time under condition 1

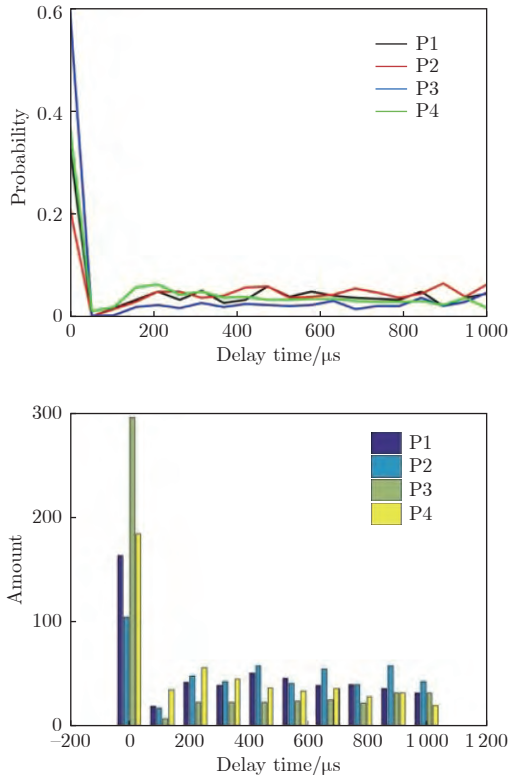


图 20 工况 2 CH*延迟时间的统计特征

Fig. 20 Statistical characteristics of CH* delay time under condition 2

下游 25 mm 的 B 处。当量比的增加会导致 B 处概率峰值的降低和 A 处概率峰值的升高,这是因为释

热的抬升增强了预燃激波串,使火焰更易于稳定在上游区域。对火焰质心的 FFT 分析未发现主频的存在,因此火焰质心在 A 和 B 之间的运动没有确定的周期,为不规则脉动。基于光纤传感器计算的局部火焰质心为单峰形态,相比于射流尾迹火焰,剪切层稳焰模式的局部火焰质心位置位于上游,因此光纤传感器也可以通过质心位置的概率分布辨别这 2 种稳焰模式。

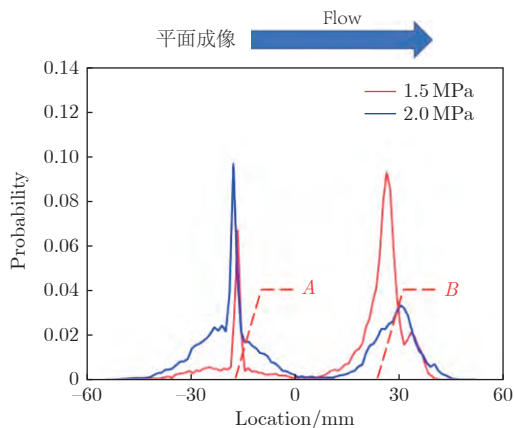


图 21 火焰质心位置的概率分布曲线

Fig. 21 Probability distribution curve of flame centroid position

4 总结

本文介绍了一种基于被动火焰自发光光谱的内窥式光纤火焰传感器,通过发展特种高温热密封工艺解决了传感器发动机恶劣环境适应性问题,并验证了光纤火焰传感器数据的燃烧过程感知价值。

1)内窥式光纤传感器可感知燃烧室释热率的时空演变特性。在当前的实验条件和测点位置上,超燃状态相比于亚燃状态,其燃烧释热率明显更弱。

2)内窥式光纤传感器可感知频域燃烧振荡特性。CH*自发光信号和压力信号的 FFT 分析表明在燃烧过程中可能存在凹腔自激振荡和展向的热声振

荡现象。燃烧释热振荡引起压力的振荡, 压力的 FFT 分析证实燃烧时存在 2300 Hz 的高频振荡, 同时在亚燃条件下存在 500 Hz 的低频振荡。CH* 自发光的 FFT 结果表明, 在所有条件下均存在 500~1000 Hz 的低频振荡, 但不存在千赫兹量级的振荡主频, 2300 Hz 的高频振荡可能是凹腔自激振荡导致的, 500 Hz 的低频振荡则可能源于展向的热声振荡。

3) 内窥式光纤传感器 C_2^*/CH^* 光信号可感知局部当量比的时空演变特性, 结合 CH* 光信号可应用于混合场与燃烧场关联性的研究。 C_2^*/CH^* 表征的局部当量比与 CH* 自发光信号在局部存在明显的时间相关性, CH* 普遍滞后于 $C_2^*/CH^*10^0 \sim 10^3$ 微秒。同时由于内窥式光纤传感器具有流向及展向二维空间分辨能力, 实验表明, 局部当量比与释热率之间不具有绝对的空间相关性, 这说明混合场与燃烧场关联具有很强的时间及空间尺度非线性特征, 需系统进行非线性量化以获得更丰富的燃烧场认知。

4) 流向全局和局部的火焰质心位置统计特征表征了剪切层稳焰模式和射流尾迹稳焰模式。全局的火焰质心位置概率分布曲线以双峰的形式描述了不同当量比实验中火焰质心在不同位置的稳定性变化。

参考文献:

- [1] GARCÍA-ARMINGOL T, HARDALUPAS Y, TAYLOR A M K P, et al. Effect of local flame properties on chemiluminescence-based stoichiometry measurement[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 53: 93-103. doi: 10.1016/j.exptthermfluidsci.2013.11.009
- [2] MASHIO S, KURASHINA K, BAMBA T, et al. Unstart phenomenon due to thermal choke in scramjet module[C]//Proc of the 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2001: 1887. doi: 10.2514/6.2001-1887
- [3] SULLINS G A. Demonstration of mode transition in a scramjet combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(4): 515-520. doi: 10.2514/3.23653
- [4] SCHULTZ I A, GOLDENSTEIN C S, STRAND C L, et al. Hypersonic scramjet testing via TDLAS measurements of temperature and column density in a reflected shock tunnel[C]//Proc of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014. doi: 10.2514/6.2014-0389
- [5] SCHULTZ I A, GOLDENSTEIN C S, JEFFRIES J B, et al. Spatially-resolved TDLAS measurements of temperature, H_2O column density, and velocity in a direct-connect scramjet combustor[C]//Proc of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. 2014: 1241. doi: 10.2514/6.2014-1241
- [6] AIZENGENDLER M, KRISHNA Y, KURTZ J, et al. A rugged, high-sensitivity, TDLAS-based oxygen sensor for a scramjet inlet[C]// Proc of Busan, KOREA. 2013.
- [7] 姚路, 刘文清, 阚瑞峰, 等. 小型化TDLAS发动机测温系统的研究及进展[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(1): 71-76. YAO L, LIU W Q, KAN R F, et al. Research and development of a compact TDLAS system to measure scramjet combustion temperature[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(1): 71-76. doi: 10.11729/sytlx20140025
- [8] GUO J, GUO J, LIAO W, et al. TDLAS-based measurements of temperature and velocity in the combustor of scramjet[C]// 中国工程热物理学会会议论文集. 2012.
- [9] FURLONG E R, BAER D S, HANSON R K. Real-time adaptive combustion control using diode-laser absorption sensors[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27(1): 103-111. doi: 10.1016/S0082-0784(98)80395-0
- [10] EBERT V, FERNHOLZ T, GIESEMANN C, et al. Simultaneous diode-laser-based in situ detection of multiple species and temperature in a gas-fired power plant[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2000, 28(1): 423-430. doi: 10.1016/S0082-0784(00)80239-8
- [11] MILLER M F, KESSLER W J, ALLEN M G. Diode laser-based air mass flux sensor for subsonic aer propulsion inlets[J]. *Applied Optics*, 1996, 35(24): 4905. doi: 10.1364/ao.35.004905
- [12] LEE D, ANDERSON T. Measurements of fuel/air-acoustic coupling in lean premixed combustion systems[C]//Proc of the 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1999. doi: 10.2514/6.1999-450
- [13] LEE J G, KIM K, SANTAVICCA D A. Measurement of equivalence ratio fluctuation and its effect on heat release during unstable combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2000, 28(1): 415-421. doi: 10.1016/S0082-0784(00)80238-6
- [14] MICKA D, TORREZ S, DRISCOLL J. Heat release distribution in a dual-mode scramjet combustor-measurements and modeling[C]//Proc of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2009: 7362. doi: 10.2514/6.2009-7362
- [15] MULLA I A, DOWLUT A, HUSSAIN T, et al. Heat release rate estimation in laminar premixed flames using laser-induced fluorescence of CH_2O and H-atom[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 165: 373-383. doi: 10.1016/j.combustflame.2015.12.023
- [16] DANDY D S, VOSEN S R. Numerical and experimental studies of hydroxyl radical chemiluminescence in methane-air flames[J]. *Combustion Science and Technology*, 1992, 82(1-6): 131-150. doi: 10.1080/00102209208951816
- [17] KOJIMA J, IKEDA Y, NAKAJIMA T. Spatially resolved measurement of OH*, CH*, and C_2^* chemiluminescence in the reaction zone of laminar methane/air premixed flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2000, 28(2): 1757-1764.

- doi:10.1016/S0082-0784(00)80577-9
- [18] HIGGINS B, MCQUAY M Q, LACAS F, et al. An experimental study on the effect of pressure and strain rate on CH chemiluminescence of premixed fuel-lean methane/air flames[J]. *Fuel*, 2001, 80(11):1583-1591. doi:10.1016/S0016-2361(01)00040-0
- [19] NORI V N, SEITZMAN J M. CH chemiluminescence modeling for combustion diagnostics[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(1):895-903. doi:10.1016/j.proci.2008.05.050
- [20] IKEDA Y, HASHIMOTO H, NAKAJIMA T, et al. Detailed local spectra measurement in high-pressure premixed laminar flame[C]//*Proc of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. 2002. doi:10.2514/6.2002-191
- [21] HARDALUPAS Y, ORAIN M. Local measurements of the time-dependent heat release rate and equivalence ratio using chemiluminescent emission from a flame[J]. *Combustion and Flame*, 2004, 139(3):188-207. doi:10.1016/j.combustflame.2004.08.003
- [22] LIU Y, TAN J G, WANG H, et al. Characterization of heat release rate by OH* and CH* chemiluminescence[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 154:44-51. doi:10.1016/j.actaastro.2018.10.022
- [23] SOLTANIAN H, TARGHI M Z, PASDARSHAHRI H. Chemiluminescence usage in finding optimum operating range of multi-hole burners[J]. *Energy*, 2019, 180:398-404. doi:10.1016/j.energy.2019.05.104
- [24] YUAN Y M, ZHANG T C, YAO W, et al. Characterization of flame stabilization modes in an ethylene-fueled supersonic combustor using time-resolved CH* chemiluminescence[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2):2919-2925. doi:10.1016/j.proci.2016.07.040
- [25] CAO D G, BROD H E, YOKEV N, et al. Flame stabilization and local combustion modes in a cavity-based scramjet using different fuel injection schemes[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 233:111562. doi:10.1016/j.combustflame.2021.111562
- [26] 王宽亮, 李飞, 曾徽, 等. 三维火焰层析重构技术探究[C]//*高温气体动力学国家重点实验室2016年度夏季学术研讨会论文集*. 2016.
- [27] MICKA D J, KNAUS D A, TEMME J, et al. Passive optical combustion sensors for scramjet engine control[C]//*Proc of the 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. 2015:3947. doi:10.2514/6.2015-3947
- [28] 孟宇. 超燃冲压发动机加速过程及等离子体对超声速火焰结构的影响[D]. 北京: 中国科学院大学, 2019.
- [29] 连欢, 顾洪斌, 周芮旭, 等. 超燃冲压发动机模态转换及推力突变实验研究[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(1):97-108.
- LIAN H, GU H B, ZHOU R X, et al. Investigation of mode transition and thrust performance in transient acceleration and deceleration experiments[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(1):97-108. doi:10.11729/syltlx20200069
- [30] 唐鑫, 严聪. 双模态超燃冲压发动机研究概述[J]. *飞航导弹*, 2012(3):86-92. doi:10.11729/syltlx20200069
- [31] FOTIA M L, DRISCOLL J F. Ram-scam transition and flame/shock-train interactions in a model scramjet experiment[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 29(1):261-273. doi:10.2514/1.B34486
- [32] 肖保国, 晏至辉, 田野, 等. 超燃发动机燃烧模态判别准则初步研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(8):1121-1126.
- XIAO B G, YAN Z H, TIAN Y, et al. Preliminary study on criterion of indentifying combustion mode for scramjet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8):1121-1126. doi:10.3969/j.issn.1672-9897.2003.01.022
- [33] 张鹏, 俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究[J]. *流体力学实验与测量*, 2003, 17(1):88-92. doi:10.3969/j.issn.1672-9897.2003.01.022
- [34] 王振国. 超声速气流中的火焰稳定与传播[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- [35] ROSSITER J. Wind tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds[C]. *Proc of Aeronautical Research Council Reports and Memo*. 1964. doi:10.2514/3.9334
- [36] HELLER H, BLISS D. The physical mechanism of flow-induced pressure fluctuations in cavities and concepts for their suppression[C]//*Proc of the 2nd Aeroacoustics Conference*. 1975:491. doi:10.2514/6.1975-491
- [37] CHOU T, PATTERSON D J. Hydrocarbon emission sequence related to cylinder mal-distribution in a L-head engine [C]//*Proc of the SAE Technical Paper Series*. 1994. doi:10.4271/940305

作者简介:



李忠朋(1994—), 男, 安徽安庆人, 硕士研究生。研究方向: 超声速湍流燃烧。通信地址: 北京市怀柔区雁栖南四街 26 号中国科学院力学研究所(100190)。E-mail: 1627706517@qq.com

(编辑: 宋嘉慧)