

引用格式: 孟宇, 顾洪斌, 张新宇. 微波对超声速燃烧火焰结构的影响[J]. 航空学报, 2019, 40(12): 123224. MENG Y, GU H B, ZHANG X Y. Influence of microwave on structure of supersonic combustion flame[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(12): 123224 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23224

微波对超声速燃烧火焰结构的影响

孟宇^{1,2}, 顾洪斌^{2,*}, 张新宇^{1,2}

1. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049
2. 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: 超声速中等离子辅助燃烧是一种具有潜力的助燃方式。通过将低功率微波馈入超燃冲压发动机燃烧室的方式,研究了微波对火焰结构的影响。实验来流马赫数为 2.5,常温乙炔燃料从壁面横向射流,以单级凹腔作为火焰稳定器,分别加入 500 W 和 700 W 连续 2.45 GHz 的微波,利用高速相机拍摄火焰 CH* 发光图像。研究表明微波的加入使超声速火焰稳定结构发生改变,火焰的起始和稳定位置从凹腔剪切层向射流出口转移,表明微波对火焰传播速度或者燃烧反应速率有增强作用。同时利用火焰边界提取和分形几何的方法,发现微波能够增大火焰边界分形维度,分析认为火焰传播速度由于微波的加入而增加,证明小功率的微波对超声速燃烧有促进作用。

关键词: 超燃冲压发动机; 超声速燃烧; 火焰结构; 微波; 火焰边界; 分形几何

中图分类号: V434⁺.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2019)12-123224-09

高超声速冲压发动机技术中,燃料空气混合、点火、火焰稳定和冷却^[1-2]是具有挑战性的工作。在高马赫数下,空气在燃烧室停留的时间($t_{\text{flow}} \approx 0.5 \text{ ms}$)甚至比典型的燃料射流自点火的时间($t_{\text{ig}} \approx 1 \sim 2 \text{ ms}$)还要短^[3]。传统的被动稳焰方式(如凹腔稳焰和支板稳焰)将火焰稳定在涡结构中达到稳定燃烧目的。而这种由燃烧室超声速来流主导的、被动形成的稳焰模式,来流状态的不稳定与燃烧不稳定相互作用影响了火焰结构^[4-8]。因此需要更为有效的稳焰方式,在来流状态发生改变的时候主动稳定火焰,使火焰结构能够准确控制。

等离子体助燃一直是燃烧研究的重要方向。近年来的研究认为等离子增强燃烧主要有 4 种路径^[9-10]: ① 加热作用,等离子体的整体加温作用提高了化学反应速率; ② 动力学路径,主要是电

子与分子作用产生的激发态离子或原子,例如 O_2^+ 、 $\text{N}_2(^*)$ 、 $\text{O}_2(^1\Delta_2)$ 等,这部分直接参与反应,使得反应路径发生变化,加快了关键中间产物的反应速率,最终使得总体反应加速; ③ 通过电子碰撞离解燃料,使其中燃料大分子被分解成小分子,从而改变燃料化学性质,增加混合物的燃料扩散率; ④ 等离子体产生的离子风、动态不稳定性 and 通过库仑力与洛伦兹力的流动运动改变局部流动速度、增加流动的湍流与混合而导致的输运增强。

产生等离子体的方法有很多,如流光放电、纳秒脉冲放电、阻挡介质放电、射频放电、辉光放电等,不同放电方式下的约化场强、电子数密度以及能量分布特性不同。Starikovskiy 和 Aleksandrov^[11]比较了非平衡等离子体在链式点火和热点点火效率方面的差异,并建议对放电中产生的不

收稿日期: 2019-06-18; 退修日期: 2019-06-27; 录用日期: 2019-07-12; 网络出版时间: 2019-07-24 10:01
网络出版地址: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20191208.html>
基金项目: 国家自然科学基金(11772342)
* 通信作者. E-mail: guhb@imech.ac.cn

同粒子进行分类,分析其在随后发生化学反应中的作用。

国内关于等离子体助燃已经有大量研究,中国科学院力学研究所的余西龙等^[12]利用 1.5 kW 电弧放电火炬等离子体在超燃中成功进行了液体煤油点火,实验马赫数为 1.8,总温为 950 K,液体煤油喷射压力范围为 1.5~2.5 MPa,当量比为 0.2~0.3。国防科技大学的孙明波等^[13]进行了多种等离子体点火实验,利用火花放电进行了乙烯凹腔稳焰研究。李俊等^[14]利用滑移电弧结合凹腔结构进行了超燃冲压发动机点火和稳焰实验,燃烧室来流马赫数为 2.52,电弧功率为 1199 W,实验发现滑移电弧将贫燃点火极限扩展了 17%。李晓辉等^[15]成功利用激光诱导的等离子体进行了超燃冲压发动机凹腔稳焰结构液态煤油燃料的点火实验。国防科技大学的安斌等^[16]进行了超燃冲压发动机激光等离子体点火实验,实验来流马赫数为 2.92,总温为 1650 K,总压为 2.6 MPa,乙烯燃料当量比为 0.152,成功进行了激光点火,证实了通过增加点火能量,可以缩短点火时间、提高激光脉冲点火成功的概率。

相对于高压放电形成的等离子体,微波形成等离子体过程更为复杂,微波的电场和磁场对电子有加速作用,同时微波对分子化学键振动能的增加也有作用。超声速燃烧中,标量传输受到气体压缩的抑制,输运过程并不顺畅,而且相对驻留时间短。微波的影响是区域性的,因此利用微波对燃烧的动力学增强作用辅助燃烧可能更为高效。

Jagers 和 von Engel^[17]于 1971 年研究了电场对不同燃料燃烧速度的影响。在这项研究中,将甲烷、乙烯和煤气预混火焰置于直流电场或 50 Hz 和 5 MHz 交流电场,且电场电压低于击穿电压。在甲烷和乙烯的预混火焰中观察到最大火焰速度提高了 20%。其作用机理被解释为电场作用于火焰内部的自由电子,引起燃烧反应速率增大。

日本名古屋大学的 Shinohara 等^[18]将中心频率为 2.45 GHz、功率分别 150 W 和 300 W 的微波直接作用于甲烷预混火焰,观察其助燃效果和对燃烧速度的影响。实验研究表明,向预混燃烧火焰发射微波,火焰长度缩短,燃烧速度加快。同

时利用光谱仪探测火焰中 CH 和 OH 基温度与未射入微波时相同。燃烧速度的提高并不是由于混合气温度升高导致,而是由于微波对电子加热引起的,即微波电磁场增强了非平衡等离子体浓度。

俄罗斯的 Khodataev^[19]研究认为,微波可以在空间、物体表面或通过天线进行放电。由于亚临界微波放电能在高压气体中产生,所以有希望作为燃烧应用中最有前途的放电类型。亚临界放电可以有效地耦合到电离初始区域,存在一个体积分布的飘带式电离区,这一特点能够作为容积燃烧的点火火源引燃整个燃烧区域,对于超燃或者高速亚燃都具有应用前途。另外,微波放电区可以作为火焰稳定器,从而可不使用凹腔或其他几何稳焰结构,避免高热流问题^[20-23]。

Stockman 等^[24]采用 2.45 GHz 微波谐振腔,利用定量滤波瑞利散射(FRS)、平面激光诱导荧光(PLIF)和粒子图像测速(PIV)测量了微波对层流火焰速度的影响,观察到预混甲烷-空气混合物的层流火焰速度增加高达 20%,OH 基浓度的增加主要是由焦耳加热通过微波耦合到火焰锋面后高温反应区引起的,这种额外的加热有加速燃烧的效果。

Michael 等^[25]研究表明频率 3 GHz、重频 1 kHz 的微波在谐振腔内可以大幅度提高火焰速度,且耦合效率高,在大大降低平均功率的同时达到相似的火焰速度提高效果。等离子体或微波对气体的激发都需要大量的能量,对于飞行器来讲,不太可能提供大功率的电力,因此采用脉冲方式是较佳的选择。普林斯顿大学的据诒光研究组设计了微波谐振腔,研究了微波对层流预混甲烷空气混合气火焰速度的促进作用^[26]。

国内方面,清华大学的张贵新^[27]、兰光^[28-30]等开展了微波等离子体车用发动机的研究,该项技术的工作原理主要是使微波场在谐振腔内实现共振增强,当油气混合物的放电阈值一旦达到,就可点燃气缸混合气。另外,大连理工大学王冬雪^[31]将微波等离子体点火与助燃应用于航空航天发动机领域。在石英管内恰当放置铜丝,应用在铜丝与石英管壁附近生成的表面波等离子体激发,谐振激发微波放电能够产生相对稳定的等离子体射流。研究发现位于加热层附近的等离子体,主要呈双麦克斯韦分布,原因是受到表面波等

离子体激元的高频振荡影响。

综上所述,等离子体助燃研究中的等离子体产生方式多种多样。对于微波的研究多是应用微波在最大场强点放电或临界放电产生等离子体辅助燃烧,很少有微波场强对超声速燃烧的影响研究。因此本文针对微波电磁场对超声速燃烧火焰结构的影响开展实验研究。利用高速相机采集火焰锋面 CH^* 的强度与位置,以研究微波对超燃火焰结构的改变,希望获得微波增强超声速燃烧的有效方式。

1 实验设计

1.1 实验模型与测量方法

本实验在中国科学院力学研究所直连式变马赫数超声速燃烧实验台进行。直连式超声速燃烧实验台是研究超声速流动和燃烧的重要设备,主要由加热器、喷管、实验段及气路供应系统、控制台、测量系统组成,可以模拟超燃冲压发动机燃烧室的工作过程。其中,加热器采用烧氢补氧的加热方式产生高焓实验气流,来满足实验气体的总温总压要求。燃烧加热后的气体氧气摩尔分数为 21%,与空气相同。

实验模型采用矩形横截面结构,单面扩张,扩张角为 2° ,隔离段入口高度为 40 mm,宽度为 80 mm,采用单级凹腔稳焰。在凹腔对面利用波导和角锥喇叭天线馈入 2.45 GHz 微波,模型结构如图 1、图 2 所示。图 2 中红色点划线内为喇叭天线及凹腔位置。从微波源出口开始,采用 N 型微波接头,同轴线传输。



图 1 超燃冲压发动机结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of scramjet structure



图 2 超燃冲压发动机模型实物和天线安装位置

Fig. 2 Scramjet model and installation position of antenna

壁面静压测点布置在发动机模型上壁面,间距为 30 mm。通过内径为 1 mm 的测压导管连接到测压量程为 0~690 kPa 的压力模块上。压力信号通过 PSI 公司的 DTC Initium 数据采集系统进行采集,采样频率约为 637 Hz。动态压力采用 KULITE XTEL-190LM-7BARA 传感器,采样频率为 100 kHz。

在碳氢燃料火焰的测量中, CH^* 自发光主要生成位置处于火焰锋面区域。在碳氢燃料燃烧过程中会产生如 OH 、 CH^* 、 CN 等中间自由基团,而 CH^* 是一种能够代表燃烧火焰的基团。 CH^* 由激发态跃迁到基态时会发射 431 nm 波长的光线, CH^* 自发光强度代表该基团的浓度。通过加了滤光片的高速相机直接对火焰进行拍摄,可捕捉到 431 nm 波段的图像,即 CH^* 在燃烧区域的发光强度,也就是基团相对浓度。滤光片的通过波长为 (430 ± 15) nm,峰值透过率为 0.882。实验中使用的高速相机为 PHANTOM 公司生产,型号为 v1612,最大可用分辨率为 $1280 \text{ pixel} \times 800 \text{ pixel}$ 。实验拍摄曝光时间为 $10 \mu\text{s}$,帧率为 20~60 kHz,实际使用像素为 $512 \text{ pixel} \times 256 \text{ pixel}$ 。

燃烧室入口来流马赫数为 2.5,总温为 1249 K,总压为 1.55 MPa,总流量为 1.77 kg/s。微波功率参数如表 1 中所示。

实验时序如图 3 所示,文中所提及时序以此为参照标准。在 2 s 之前所有实验及采集设备趋于稳定,2~4 s 为正式实验时间段。

表 1 实验参数

Table 1 Experimental parameters

工况	序号	当量比	微波功率/W
Case A1	12121722	0.15	0
Case A2	12121803	0.15	500
Case A3	12121928	0.15	700

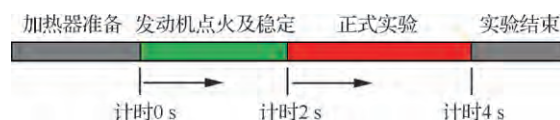


图 3 实验时间顺序

Fig. 3 Experimental time order

1.2 微波馈入设计与强度计算

为了表征在加入微波后燃烧室内电磁场的分布,以及电磁场在模型内部的传播特性,并排除微波对上游电子设备的影响。本节用 HFSS 仿真软件对模型内部电磁场进行了计算模拟。

图 4 给出的是微波计算域结构图,图中绿色的部分是石英玻璃。玻璃上侧的是喇叭天线,下侧是燃烧室流场。四周壁面采用理想导体边界条件,入口和出口两端采用辐射边界条件,微波馈入位置为凹腔上方,计算采用频域有限元分析方法,激励功率为 1 W,激励主频也是 2.45 GHz。

计算结果如图 5 所示,图中给出了主频为 2.45 GHz 的电场强度分布结果。可以看到电场主要分布在燃烧室凹腔区域,就是说在馈入 2.45 GHz 的微波之后,功率并没有向两端传递,而是聚集在燃烧室区域,这对提高局部区域的电场能量有利。从电场的分布看到在流道中心区域形成较为集中的高电场区域,最高强度没有超过 1 000 V/m,远低于击穿电压,场强是有偏振方向的,垂直于气流方向指向侧壁。由于计算时未考虑燃烧状态下空间内存在电子和离子,实际燃烧场强分布非常复杂。

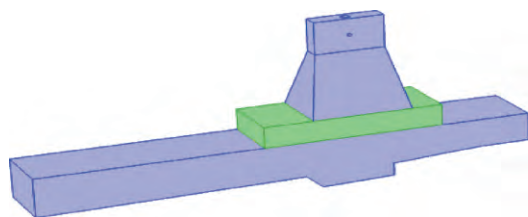


图 4 HFSS 计算模型域结构

Fig. 4 Structure of HFSS simulation model

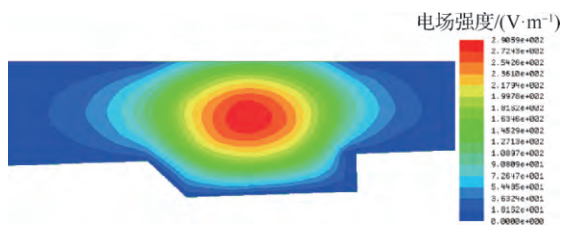


图 5 凹腔位置电场强度计算结果

Fig. 5 Simulation result of cavity electric field intensity

2 结果与讨论

2.1 微波对超燃冲压发动机压力特征的影响

图 6 给出了是凹腔后缘的动态压力传感器测

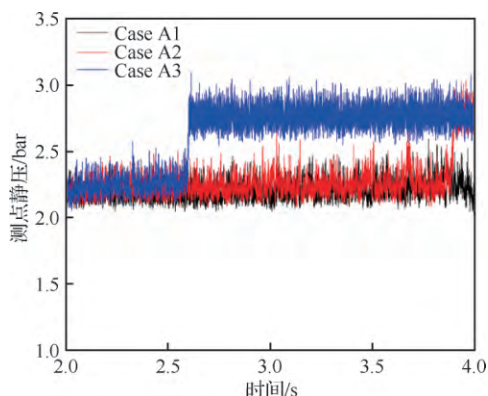


图 6 不同功率下的凹腔压力随时间的变化

Fig. 6 Variation of cavity pressure with time at different powers

到的压力随时间变化图像(图中 1 bar=100 kPa)。图中的压力测点位于凹腔后缘的斜坡处,压力的变化不仅代表燃烧强度的提高,也反映出火焰结构和位置。

从图 6 中可以看出,在火焰稳定时刻压力几乎没有差别。而随着时间的推移,有微波注入的工况压力陡然上升,并且随微波功率的增大,压力上升点的位置前移。从红色曲线微波功率为 500 W 工况来看,在压力没有抬升之前,曾出现几次压力波动超过平均振幅的现象,这说明火焰发生了转变但没有稳定住。当微波功率从 500 W 升高到 700 W 之后,压力上升时间点提前。

压力抬升的时刻与微波功率相关。压力的抬升与火焰和释热形态息息相关,将无微波的燃烧模态定义为模态 A,有微波而且压力升高后的模态定义为模态 B。

局部压力升高是燃烧释热区域变化引起的,而释热变化必然会引起燃烧室压力分布的变化。图 7 给出了燃烧室压力发生转换之后,发动机沿

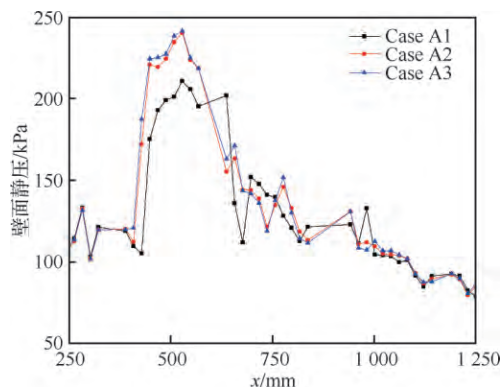


图 7 不同功率下的燃烧室沿程压力

Fig. 7 Pressure along combustor path at different powers

程压力在不同微波功率下的对比。可以发现,在加入微波之后,沿程压力隔离段升高点提前,并且压力峰值区域相对集中。而压力分布与来流状态、燃料喷射压力、燃烧室结构以及燃料特性有关,在本实验中以上所述条件均没有改变,所以是微波的加入改变了燃料的燃烧特性。

2.2 微波对平均火焰结构特征的影响

从模态 A 和模态 B 分别提取 100 幅图像进行灰度平均,得到图 8 左侧灰度图像,经过伪彩处理得到右侧伪彩图。归一化的 CH^* 发光强度、压力分布和热流损失共同决定燃烧释热分布,且释热强度与 CH^* 强度成正比^[32]。

图 8 给出了燃烧模态 A 与 B 的平均火焰结构。火焰区域可以根据凹腔剪切层大致区域分布分为 2 个燃烧区域,3 个实验采用几何一致的划分,白色点划线下侧代表凹腔剪切层主燃区,上侧代表射流稳焰区,这样划分的意义主要是分析微波带来的火焰结构的变化。从 CH^* 的发光强度对比可以看到,模态 A 凹腔稳焰区域燃烧强度大于射流稳焰区域,两部分相互交叉融合。射流稳焰的形成是由射流动量比、掺混和燃料化学反应速率决定的。

如图 8 模态 B 火焰结构所示,在加入了微波之后,火焰高强度区完全由凹腔稳焰区域转移到了射流稳焰区域。并且火焰前锋面向前端延伸。火焰整体释热区域变大,强释热区核心变小并集中在射流稳焰区域,造成该区域壁面压力上升。

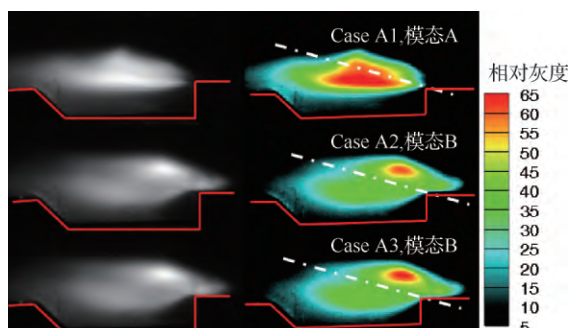


图 8 火焰 CH^* 平均图像

Fig. 8 Average of CH^* picture of flame mode

将 CH^* 图像灰度沿图片高度积分,得到 CH^* 相对强度沿凹腔位置的变化曲线,如图 9 所示。加入微波之后发现火焰结构明显变化。火焰

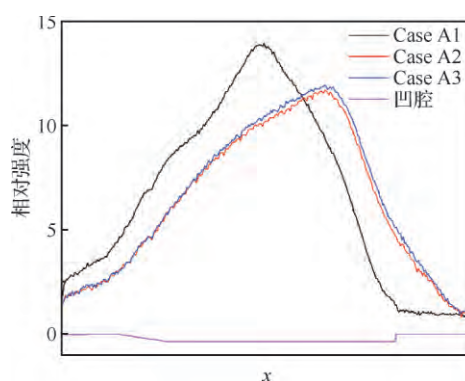


图 9 相对释热强度沿凹腔位置分布

Fig. 9 Distribution of relative intensity of heat release along cavity

起始位置前移至射流区域,从伪彩图上可以看到火焰高强度释热区向射流位置偏移。在没有添加微波的工况下,火焰全部集中在凹腔位置。而加入微波之后,火焰核心前移,悬于剪切层上方。可以认为微波的加入使得燃料在射流之后迅速开始燃烧,其本质是燃烧反应速率的提升使得稳定区间发生变化。燃烧反应速率受反应物化学性质、掺混和反应路径等影响。

在超燃中,射流稳焰的形成需要具备一定的条件,比如足够的燃烧反压、足够的火焰传播速度等。根据文献[33]中微波对碳氢燃料火焰作用的研究结果,微波电磁场能够有效增强火焰内自由基(OH 、 CO)活性和数量,因此对化学反应速率具有有效作用,从而使火焰能够稳定在射流出口区域。另一方面,本实验中选取的当量比是略低于模态转换的当量比,由微波实现的稳焰模式的转换实际上是双模态发动机由超燃模态向亚燃模态转换时典型的稳焰模式的转换^[34-35],微波起到的是一个促进作用,因此利用微波辅助超声速燃烧对发动机控制具有一定的作用。

更进一步地,对 3 种火焰 CH^* 发光灰度图像像素值进行积分,可以得到火焰的 CH^* 相对强度,并进行比较,如图 10 所示。图中可以看到在不同微波功率条件下,火焰 CH^* 发光强度并没有明显变化。这是由于在合适的当量比状态下燃烧充分,微波加入后的功能,仅是改变了燃料的燃烧掺混和燃烧路径。

2.3 火焰边界的分形几何自相似性

火焰边界的分形几何自相似性是研究湍流火

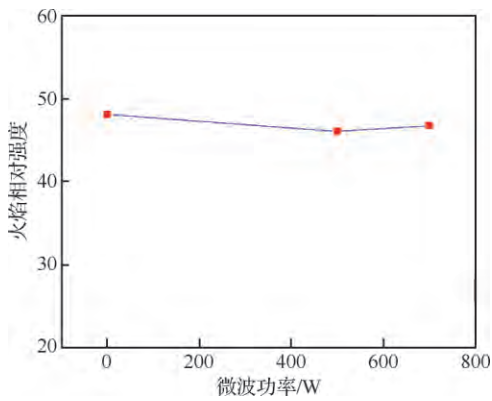


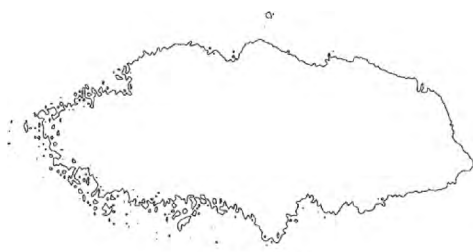
图 10 不同微波功率下 CH* 相对强度
Fig. 10 Relative intensity of CH* at different microwave powers

焰的有效手段,可以对湍流火焰速度进行分析。图 11(a)为 CH* 自发光灰度图形,图 11(b)为经边界提取之后的火焰边界图像。边界图像为 8 位图灰度图像,火焰边界线为经过处理的单一像素值,边界线宽度为 2 pixel^[36]。

计数盒子边长的选取以像素为单位,应用 MATLAB 软件编写计算程序,给定盒子边长,计算得到能够覆盖火焰边界需要的盒子数量。由于边界宽度为 2 个像素,所以盒子边长最小取 2 个像素,步长按 2^{n-1} 以此取值,最大边长为 64 pixel,计算结果如表 2 所示。



(a) CH* 自发光灰度图形



(b) 火焰边界

图 11 火焰 CH* 灰度图像和边界提取
Fig. 11 Flame CH* gray picture and boundary extraction

表 2 图 11 分形维度计算结果

Table 2 Calculation results of fractal dimension of Fig. 11

盒子边长/pixel	64	32	16	8	4	2
盒子数量	64	161	386	935	2116	4527

将表 2 中的计算结果按分形维度公式取对数进行线性拟合,结果如图 12 所示,拟合曲线的斜率取相反数,得到火焰边界的分形几何维度。图中拟合曲线的斜率为 -1.2328,所以火焰边界的分形维度为 1.2328,拟合优度 $R^2=0.9989$,说明拟合程度相当好,火焰边界具有自相似性。

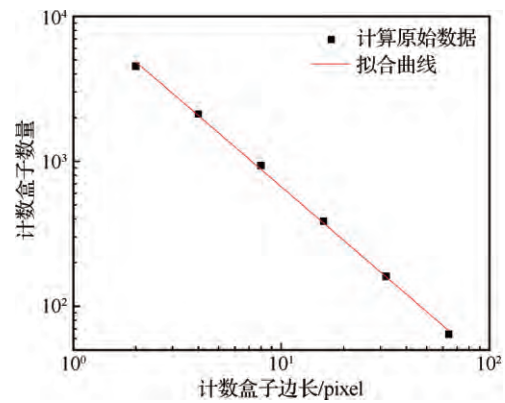


图 12 分形维度计算结果与拟合曲线

Fig. 12 Calculation results and fitting curve of fractal dimension

利用上述方法计算不同微波影响下的火焰边界分形维度。每组实验随机选取若干图片利用自动化程序计算分形维度,计算结果如表 3 所示。

由表 3 可以看出,每个工况的火焰边界分形维度波动不大。为了研究微波功率对火焰边界分形维度的影响,对各工况分形维度分别取平均值,并绘制得到图 13。从图中可以看出,随着微波功率的加入,火焰边界的分形维度与微波功率成正比相关。

火焰边界的分形几何维度与湍流火焰速度呈正相关关系,具体表达式为

$$\frac{S_T}{S_L} = \frac{A_T}{A_L} = \left(\frac{l}{\eta}\right)^{D_2-1} = \left(\frac{l}{\eta}\right)^{D_1-1}$$

式中: S_T 和 S_L 分别为湍流火焰速度和层流火焰速度; A_T 和 A_L 分别为湍流和层流的火焰锋面面积; D_2 和 D_1 分别为火焰锋面面积和火焰锋面边界的分形维度; l 和 η 分别为湍流尺度和柯尔莫哥

表3 实验火焰边界图像分形维度计算结果
Table 3 Calculation results of fractal dimension of experimental flame boundary image

图片序号	分形维度		
	Case A1	Case A2	Case A3
120000	1.232 762	1.298 255	1.327 407
130000	1.191 611	1.256 778	1.364 188
140000	1.234 812	1.294 71	1.330 473
150000	1.224 332	1.235 208	1.357 763
160000	1.199 538	1.273 982	1.350 057
170000	1.212 426	1.294 134	1.376 17
180000	1.221 03	1.314 872	1.276 479
190000	1.174 277	1.312 942	1.265 276
200000	1.178 31	1.293 473	1.328 107
210000	1.214 214	1.279 373	1.322 807
220000	1.199 253	1.264 113	1.332 76
230000	1.260 738	1.251 003	1.364 397
240000	1.180 264	1.287 954	1.360 534
平均值	1.209 505	1.281 292	1.335 109

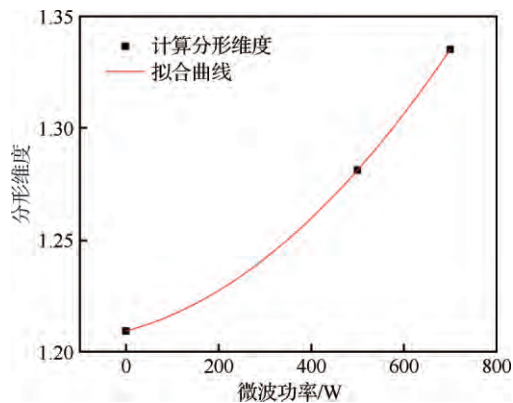


图13 火焰边界分形维度与微波功率关系

Fig. 13 Relationship between fractal dimension of flame boundary and microwave power

洛夫尺度。因此,微波的加入能够使超声速燃烧的湍流火焰速度增大。

3 结论

本文通过微波功率参数对超燃火焰结构特征的影响研究,得到以下结论:

1) 微波的加入使超燃火焰稳定结构发生改变,由凹腔剪切层稳焰转向射流稳焰。由分形几

何分析结果,微波的加入提高了湍流火焰速度,从而提高了整体火焰传播速度。微波功率小于火焰功率的1%,其能够在燃料滞留的短时间产生作用,说明其对化学反应关键进程的改变机理值得深入研究。

2) 超声速湍流火焰边界具有分形几何自相似性,微波的加入使分形维度增大,从而对燃烧反应起到了积极的作用。因此可以说微波可能对火焰边界和湍流涡团起到作用,但需要进一步的研究探索。

3) 微波的有效利用与发射和接收介质关系较大,电场分布也与燃烧室结构以及流动参数密切相关,合理利用微波能量需要深入研究电磁波能量传递与火焰耦合的过程,是一个多物理场的复杂问题,本次研究证明了微波对超燃的影响可以利用。

致谢

感谢实验过程中各实验人员的合作与支持。

参考文献

- [1] BILLIG F S. Research on supersonic combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 499-514.
- [2] JU Y G, SUN W T. Plasma assisted combustion: Dynamics and chemistry [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 48: 21-83.
- [3] DOOLEY S, WON S H, HEYNE J, et al. The experimental evaluation of a methodology for surrogate fuel formulation to emulate gas phase combustion kinetic phenomena [J]. Combustion and Flame, 2012, 159 (4): 1444-1466.
- [4] ZHU S H, XU X, JI P F. Flame stabilization and propagation in dual-mode scramjet with staged-strut injectors [J]. AIAA Journal, 2017, 55(1): 171-179.
- [5] ZHANG Y, ZHU S H, CHEN B, et al. Hysteresis of mode transition in a dual-struts based scramjet [J]. Acta Astronautica, 2016, 128: 147-159.
- [6] ZHU S H, XU X, YANG Q C, et al. Intermittent back-flash phenomenon of supersonic combustion in the staged-strut scramjet engine [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 70-74.
- [7] ZHANG J L, CHANG J T, MA J C, et al. Investigation of flame establishment and stabilization mechanism in a kerosene fueled supersonic combustor equipped with a thin strut [J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 70: 152-160.

- [8] MASUMOTO R, TOMIOKA S, KUDO K, et al. Experimental study on combustion modes in a supersonic combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(2): 346-355.
- [9] JU Y G, SUN W T. Plasma assisted combustion; Dynamics and chemistry [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2015, 48: 21-83.
- [10] JU Y G, SUN W T. Plasma assisted combustion; Progress, challenges, and opportunities [J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(3): 529-532.
- [11] STARIKOVSKIY A, ALEKSANDROV N. Plasma-assisted ignition and combustion [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2013, 39(1): 61-110.
- [12] LI F, YU X L, TONG Y G, et al. Plasma-assisted ignition for a kerosene fueled scramjet at Mach 1.8 [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 72-78.
- [13] CAI Z, ZHU J J, SUN M B, et al. Spark-enhanced ignition and flame stabilization in an ethylene-fueled scramjet combustor with a rear-wall-expansion geometry [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 92: 306-313.
- [14] FENG R, LI J, WU Y, et al. Experimental investigation on gliding arc discharge plasma ignition and flame stabilization in scramjet combustor [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 79: 145-153.
- [15] LI X H, YANG L C, PENG J B, et al. Cavity ignition of liquid kerosene in supersonic flow with a laser-induced plasma [J]. *Optics Express*, 2016, 24(22): 25362.
- [16] AN B, WANG Z G, YANG L C, et al. Experimental investigation on the impacts of ignition energy and position on ignition processes in supersonic flows by laser induced plasma [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 137: 444-449.
- [17] JAGGERS H C, VON ENGEL A. The effect of electric fields on the burning velocity of various flame [J]. *Combustion and Flame*, 1971, 16(3): 275-285.
- [18] SHINOHARA K, TAKADA N, SASAKI K. Enhancement of burning velocity in premixed burner flame by irradiating microwave power [J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2009, 42(18): 182008.
- [19] KHODATAEV K V. Microwave discharges and possible applications in aerospace technologies [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 962-972.
- [20] BAUROV A Y, SHIBKOVA L V, SHIBKOV V M, et al. External combustion of high-speed multicomponent hydrocarbon-air flow under conditions of low-temperature plasma [J]. *Moscow University Physics Bulletin*, 2013, 68(4): 293-298.
- [21] SHIBKOV V M, SHIBKOVA L V, KARACHEV A A, et al. The spatial-temporal evolution of combustion under conditions of low temperature discharge plasma of liquid alcohol injected into an air stream [J]. *Moscow University Physics Bulletin*, 2012, 67(1): 138-142.
- [22] SHIBKOV V M, SHIBKOVA L V, GROMOV V G, et al. Influence of surface microwave discharge on ignition of high-speed propane-air flows [J]. *High Temperature*, 2011, 49(2): 155-167.
- [23] SHIBKOV V M, SHIBKOVA L V. Parameters of the flame due to surface-microwave discharge-initiated inflammation of thin alcohol films [J]. *Technical Physics*, 2010, 55(1): 58-65.
- [24] STOCKMAN E S, ZAIDI S H, MILES R B, et al. Measurements of combustion properties in a microwave enhanced flame [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(7): 1453-1461.
- [25] MICHAEL J B, CHNG T L, MILES R B. Sustained propagation of ultra-lean methane/air flames with pulsed microwave energy deposition [J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160(4): 796-807.
- [26] OMBRELLO T, WON S H, JU Y G, et al. Flame propagation enhancement by plasma excitation of oxygen. Part II: Effects of $O_2(a^1\Delta_g)$ [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(10): 1916-1928.
- [27] 张贵新, 侯凌云, 刘永喜, 等. 基于圆柱形谐振腔的微波点火方法 [J]. *高电压技术*, 2016, 42(6): 1914-1920.
- ZHANG G X, HOU L Y, LIU Y X, et al. Microwave ignition method based on cylindrical resonant cavity [J]. *High Voltage Engineering*, 2016, 42(6): 1914-1920 (in Chinese).
- [28] 黄健, 王志, 兰光, 等. 微波等离子体点火的试验研究 [J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(3): 665-667.
- HUANG J, WANG Z, LAN G, et al. Experimental investigation of microwave plasma ignition [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(3): 665-667 (in Chinese).
- [29] 兰光, 王志. 内燃机微波点火研究进展综述 [J]. *车用发动机*, 2012(3): 1-6, 11.
- LAN G, WANG Z. Research progress of ICE microwave ignition [J]. *Vehicle Engines*, 2012(3): 1-6, 11 (in Chinese).
- [30] 兰光. 内燃机新型点火方式——微波点火的试验研究与机理模拟 [D]. 北京: 清华大学, 2012: 37-44.
- LAN G. Experimental study and mechanism simulation of new ignition mode of internal combustion engine—Microwave ignition [D]. Beijing: Tsinghua University, 2012: 37-44 (in Chinese).
- [31] 王冬雪. 微波等离子体点火与助燃放电装置的理论模拟与实验研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2014: 10-11.
- WANG D X. Theoretical simulation and experimental study of the discharge device of microwave plasma ignition and assisted combustion [D]. Dalian: Dalian University of

- Technology, 2014; 10-11 (in Chinese).
- [32] WANG Z P, GU H B, CHENG L W, et al. CH* luminance distribution application and a one-dimensional model of the supersonic combustor heat release quantization[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2019, 36(1): 45-50.
- [33] RAO X, HEMAWAN K, WICHMAN I, et al. Combustion dynamics for energetically enhanced flames using direct microwave energy coupling[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 3233-3240.
- [34] 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.
- [35] TIAN Y, YANG S H, LE J L, et al. Investigation of combustion and flame stabilization modes in a hydrogen fueled scramjet combustor[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(42): 19218-19230.
- [36] 程柳维, 仲峰泉, 杜蒙蒙, 等. 基于分形几何的超声速燃烧火焰形态表征方法研究[J]. 实验流体力学, 2019, 33(1): 97-102.
- CHENG L W, ZHONG F Q, DU M M, et al. Study of characterization methods of supersonic combustion flame based on fractal geometry[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(1): 97-102 (in Chinese).

(责任编辑: 王娇)

Influence of microwave on structure of supersonic combustion flame

MENG Yu^{1,2}, GU Hongbin^{2,*}, ZHANG Xinyu^{1,2}

1. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

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

Abstract: Plasma assisted combustion in supersonic flow is a promising method. The effect of microwave on the flame structure is studied by feeding low-power microwave into the combustor of the scramjet. The combustor inlet flow Mach number is 2.5. Room temperature ethylene is injected perpendicular to the combustor wall. Single stage cavity is used as flame stabilizer, and 500 W and 700 W continuous 2.45 GHz microwave are added into the combustor. A high-speed camera is used to capture flame CH* illuminating images. After the addition of microwave, the stable position of the flame changes from cavity shear layer flame to jet flame, which indicates that the microwave has an effect on the flame propagation speed or the combustion reaction rate. Using the method of flame boundary extraction and fractal geometry, this paper finds that microwave can increase the fractal dimension of flame boundary, indicating that the propagation rate of flame increases due to the addition of microwave. The paper concludes that a low power of microwave can assist supersonic combustion.

Keywords: scramjet; supersonic combustion; flame structure; microwave; flame boundary; fractal geometry

Received: 2019-06-18; Revised: 2019-06-27; Accepted: 2019-07-12; Published online: 2019-07-24 10:01

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20191208.html>

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11772342)

* Corresponding author. E-mail: guhb@imech.ac.cn