



航空学报
Acta Aeronautica et Astronautica Sinica
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

《航空学报》网络首发论文

题目: 微波增强滑移电弧等离子体辅助超声速燃烧
作者: 孟宇, 顾洪斌, 孙文明, 张新宇
收稿日期: 2019-08-06
网络首发日期: 2019-10-21
引用格式: 孟宇, 顾洪斌, 孙文明, 张新宇. 微波增强滑移电弧等离子体辅助超声速燃烧. 航空学报. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20191021.1105.005.html>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：孟宇，顾洪斌，孙文明，张新宇. 微波增强滑移电弧等离子体辅助超声速燃烧 [J]. 航空学报, 2019, 40: 123345. MENG Y, GU H B, SUN W M, ZHANG X Y. Microwave Enhanced Gliding Arc Plasma Assisted Supersonic Combustion [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40: 123345 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23345

微波增强滑移电弧等离子体辅助超声速燃烧

孟宇^{1 2}，顾洪斌^{2 *}，孙文明^{1 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：为了研究微波增强滑移电弧等离子体对超声速燃烧火焰结构的影响，采用在超燃冲压发动机直连式实验台发动机模型加装微波和滑移电弧结构的方法，进行了超声速稳定燃烧实验。单级凹腔作为火焰稳定器，燃烧室来流马赫数 2.5，常温乙烯壁面横向射流，燃料射流之前放置滑移电弧电极，凹腔对侧馈入 2.45 GHz 的微波。研究表明，在超燃冲压发动机燃烧室滑移电弧同样遵循放电和扩展的周期特性，由于气流流速极高，滑移电弧周期约达 125 kHz。等离子体的加入使燃烧室预燃激波前移，火焰的起始和稳定位置从凹腔剪切层向燃料射流前部转移，超声速火焰燃烧速率提高。与单一的微波或滑移电弧等离子体增强燃烧方法比较，微波与滑移电弧的结合具有在较低的能耗下，实现与高功率微波等效的效果。得到了微波增强滑移电弧等离子体能够对超声速燃烧起到稳定作用的结论。

关键词：超燃冲压发动机；超声速燃烧；等离子体助燃；滑移电弧；微波

中图分类号：V434+.3

文献标识码：A

文章编号：1000-6893 (2017) XX-XXXXXX-XX

收稿日期：2019-08-06；退修日期：2019-08-27；录用日期：2019-10-10；网络出版时间：

网络出版地址：

基金项目：国家自然科学基金(11772342)

*通讯作者. E-mail: guh@imech.ac.cn

<http://hkxb.buaa.edu.cn> hkxb@buaa.edu.cn

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, 空气在燃烧室停留时间 ($t_{\text{flow}} \approx 0.5$ ms) 甚至比典型的燃料射流自点火时间 ($t_{\text{ig}} \approx 1 \sim 2$ 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。而正是由于这种由燃烧室超声速来流主导的、被动形成的稳焰模式, 在来流状态发生转换时不稳定与燃烧不稳定相互作用, 从而影响了火焰结构^[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。

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四种路径^[9], 一是加热作用, 是由电子传递给分子动能整体加温, 直接提高化学反应速率; 二是动力学路径, 主要是电子与分子作用产生激发态离子或原子, 例如 O_2^+ , N_2^* , $\text{O}_2(^1\Delta_2)$ 等等, 这部分直接参与反应, 使得反应路径发生变化, 加快关键中间产物的反应速率, 最终使总体反应加速; 第三种是通过电子碰撞直接离解燃料, 使燃料大分子被分解转化成小分子, 从而改变燃料化学性质, 增加混合燃料扩散率; 第四种途径是等离子体产生离子风、动态不稳定性, 通过库仑力和洛伦兹力的流动运动、改变局部流动速度和增加湍流度和混合而导致的输运增强。

对于等离子体增强超声速燃烧国内已经有大量研究。中国科学院力学研究所的余西龙等^[10]在 2013 年利用 1.5 kW 电弧放电火炬等离子体成功进行了液体煤油超燃点火, 在马赫数 1.8、总温 950 K、液体煤油喷射压力范围 1.5~2.5 MPa、当量比 0.2~0.3 的实验条件下, 利用 N_2 为燃料的的等离子炬点火成功。国防科技大学的孙明波等^[11]进行了多种等离子体点火实验, 利用火花放电、滑移电弧和激光等进行了乙烯凹腔稳焰研究。李俊等^[12]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 2.52, 电弧功率 1199 W, 实验发现滑移电弧将贫燃点火极限扩展了 17%。2016 年李晓辉等^[13]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的点火试验。2017 年国防科技大学的安斌等^[14]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 2.92, 总温 1650 K, 总压 2.6 MPa, 乙烯燃料当量比 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, 提高激光脉冲点燃燃烧室的可能性。

在超燃的应用中, 无论是等离子炬还是在燃烧室直接产生等离子体, 研究多为单一放电方式, 而这些方法仅能够在单一位置产生等离子体, 不能形成全场助燃或多点点火的效果。俄罗斯的 Khodataev 等人的研究认为, 微波可以在空间、物体表面或通过天线进行放电。而亚临界微波放电由于其能在高压气体中产生的特征而有希望作为燃烧应用的最有前途的放电类型。亚临界微波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, 这能够作为容积燃烧的点火火源引燃整个燃烧区域, 这对于超燃或者高速亚燃都是最具有应用前途。另外, 微波放电区可以作为火焰稳定器, 不使用凹腔或其他几何稳焰结构, 避免高热流问题^[15-19]。然而微波产生等离子体需要利用天线集中能量, 在燃烧室放置尖锐的凸起物不够现实, 若单靠微波电场助燃, 效果不够理想。所以我们需要一种新的能够大面积产生等离子体且容易实现的助燃方式。

双脉冲激光是产生等离子体的一种方式, 第一次激光脉冲产生等离子体, 第二次脉冲增强。但这种方式, 激光束几何形状起到了关键作用, 且需要较高的能量密度和控制精度^[20], 造价非常高, 并且产生的等离子体扩展区域非常有限。Michael 等^[21]利用微波增强激光等离子体并给出了动力学特征, 表明微波对等离子体具有扩展作用, 能够产生大面积的等离子体。Ikeda 等^[22, 23]开发了一种微波增强火花放电的等离子体产生方法, 微波对火花等离子体产生了大范围的扩展。Mansour ElSabbagh 等^[24]研究认为, 微波对等离子体中激发的 N_2 转动温度具有增强作用, 并且显著增大等离子体中离子基数量。目前微波增强火花放电等离子体点火方式在内燃机已经有大量研究, 包括增强点火和多点点火等^[2]。而在超燃中, 微波增强等离子体点火或助燃的研究较少, 尤其在国内少有研究。

微波增强等离子体需要两部分结构, 一是产生等离子体的源, 二是微波。滑移电弧等离子体

是由电弧经气流等作用扩展拉长, 电弧起始位置热效应明显, 随电弧拉长出现非平衡反应区域, 因此滑移电弧的助燃作用同时具有平衡和非平衡特点^[25], 相对于火花放电和激光等离子体具有范围更大的优势, 且容易实现。因此本文将利用微波增强滑移电弧等离子体辅助燃烧的方法, 采用火焰观测等测量手段, 期望验证一种较单一等离子体助燃更为有效的助燃方式。

1 实验设计

1.1 实验与测量方法

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。实验台由气源、加热器、发动机模型和控制系统等组成。加热器通过气源供气, 由烧氢补氧的方法产生高温高压气体, 经喷管加速达到实验要求马赫数。

实验发动机模型采用矩形横截面结构, 单面扩张, 扩张角 2 度, 隔离段入口高度 40 mm, 宽度 80 mm。稳焰模式采用单级凹腔。在凹腔对面利用 W430 波导和角锥喇叭天线馈入 2.45 GHz 微波, 模型结构如图 1 所示。燃烧室内共布置两套电极, 位于凹腔前部, 如图 2 所示。电极由高压电源供电, 电源最大电压 10 kV, 电流 1 A, 电源与电极之间分别加装保护电阻 15 k Ω 。微波由安装于凹腔正对侧的喇叭天天馈入燃烧室内, 如图 1。微波场强在凹腔中的分布计算结果在之前的研究中已有介绍^[26]。

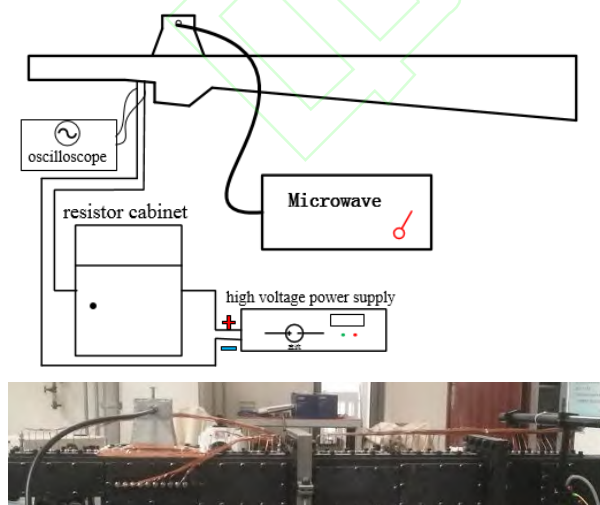


图1 微波和滑移电弧设备配置示意图和发动机模型实物

Fig. 1 Microwave and gliding arc facility diagram and scramjet model

壁面静压测点布置在发动机模型上壁面, 间距 30 mm。通过内径 1 mm 的测压导管连接到 ESP 压力模块上。压力模块的测压量程为 0~690 kPa。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。在图 2 压力测点 CH02 和 CH03 位置布置高频压力测点, 采用 KULITE XTEL 传感器, 采样频率 100 kHz。

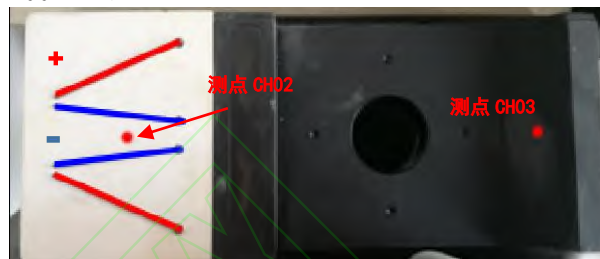


图2 电极和凹腔模型实物图

Fig. 2 Electrode and cavity model

在碳氢燃料火焰的测量中, CH* 自发光主要生成位置是处于火焰锋面区域。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, 即可捕捉到 431 nm 波段的图像, 即 CH* 在燃烧区域的发光强度。滤光片的通过波长为 430 ± 15 nm, 峰值透过率 0.882。实验中使用的高速相机为 PHANTOM 公司生产, 型号 v1612, 分辨率最大可用 1280×800 。实验拍摄曝光时间 10 μ s, 帧率 20~60 kHz, 实际使用像素 512×256 。

燃烧室入口来流马赫数 2.5, 总温 1249 K, 总压 1.55 MPa, 总流量 1.77 kg/s。

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。微波功率和滑移电弧参数如表 1 中所示, 本文实验分为实验组 B 组和对照组 A 组。

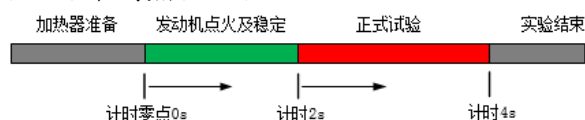


图3 实验时间顺序

Fig. 3 Experimental time scale

表1 实验参数

Table 1 Experimental parameters

Case	Number	Φ	Microwave			Gliding Arc
			Peak	Frequency	Duty Cycle	
A1	12121722	0.15		Off		Off
A3	12121928	0.15	700W	Off	100%	Off
A4	12171732	0.15	1kW	10kHz	10%	Off
A5	01022048	0.15		Off		8kV
B1	01041606	0.15	1kW	10kHz	10%	8kV
B2	01022233	0.18		Off		Off
B3	01041534	0.18	1kW	10kHz	10%	8kV

2 结果与讨论

2.1 滑移电弧在超声速气流中的放电特征

当电压作用于电极上, 首先在两电极最近的位置击穿, 接着由于气流的作用, 电弧会沿着电极滑移并拉长, 形成滑移电弧。当电流不能够支持电弧的长度时, 电弧断裂, 并同时在起始位置重新形成电弧, 如此周期往复。并且由于电弧的长度变化改变了电弧电阻, 也因此电极两端表现出电压的周期规律。在超声速气流中, 如图2中所示, 流动方向自左向右, 滑移电弧起始位置在左侧, 随气流扩展, 当电流不能支持电弧长度的时候断裂, 同时在电极左侧重新形成电弧。图4给出了电极两端电压和电流周期特征, 电压的高点和低点分别代表电弧生成和扩展, 电流则与电压趋势相反。电压周期约 $8\ \mu\text{s}$, 频率约 $125\ \text{kHz}$ 。经计算电弧平均功率约 $102.8\ \text{W}$, 最大瞬时功率 $3934.9\ \text{W}$, 最小 $0\ \text{W}$ 。

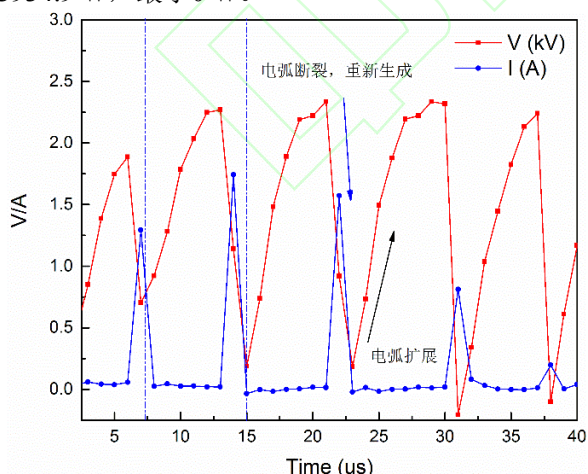


图4 滑移电弧电压和电流周期特征

Fig. 4 Gliding arc voltage and current period characteristics

2.2 等离子体影响的超燃发动机燃烧室压力特征

为进一步节约能量, 实验采用脉冲微波, 因此实验首先在已有研究的基础上研究了脉冲微波对火焰的影响, 并研究了单纯的滑移电弧对火焰的影响, 进行了对照组A组实验, 分别是Case A1、Case A3、Case A4、Case A5。

实验首先研究了凹腔后缘测点CH03位置的压强, 如图5。可以发现脉冲微波峰值功率 $1\ \text{kW}$ 、占空比 10% 、平均功率 $100\ \text{W}$ 工况的压强抬升点较 $700\ \text{W}$ 时刻靠后, 而只加入电弧的火焰并没有引起压强抬升, 压强曲线与没有等离子体的曲线重合。从火焰稳定结构的变化^[26]分析可知, 是在微波加入后才使得燃烧室火焰分布发生改变, 即火焰由凹腔剪切层位置转换为射流和剪切层同时存在位置, 转换时刻即压强迅速抬升处。在当量比 0.15 条件下, CH03处压强没有变化也就是没有引起火焰燃烧结构的变化。因此通过实验给出了单独使用滑移电弧或微波对火焰的影响结果: 滑移电弧由于功率相对燃烧功率过小, 没有对火焰起到有效作用, 而脉冲微波对火焰分布及其转换有作用; 且相对于连续微波, 脉冲微波条件下压强抬升位置靠后, 由于压强抬升位置与微波功率相关^[26], 因此脉冲微波的作用较弱。

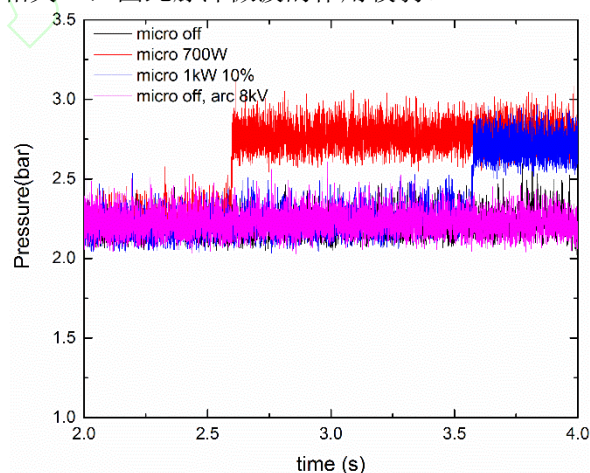


图5 当量比 0.15 不同功率下CH03位置压强,

Fig. 5 History of pressure at CH03 while $\Phi 0.15$

Case B1同时开启微波(峰值功率 $1\ \text{kW}$, 平均功率 $100\ \text{W}$, 以下图中标记功率皆为平均功率)和滑移电弧($8\ \text{kV}$), 得到图6所示压强。在同时开启平均功率 $100\ \text{W}$ 微波和滑移电弧之后, 与单纯的加入足够功率的微波相似, 只是压强在初始稳定时刻就已经稳定在较高位置。压强的抬升与火焰和释热息息相关, 在仅微波条件下, 压力

抬升位置与微波功率相关，功率大则压力抬升靠前，但仅滑移电弧不能使压力抬升。而微波和滑移电弧的共同作用使压力在初始稳定时刻就达到了高位，说明二者的共同作用起到了更显著的助燃效果。

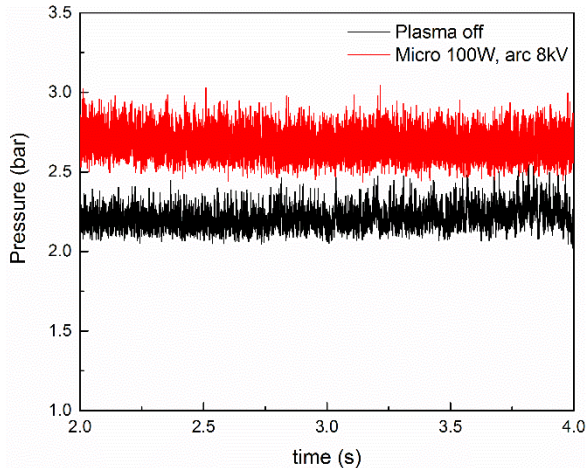


图6 当量比0.15凹腔压力测点CH03位置压力

Fig. 6 History of cavity pressure point CH03 while Φ 0.15

将当量比提高至0.18进行Case B2和B3实验，关注测点CH02位置的壓力，得到图7。在加入等离子体之后，燃烧预燃激波串前移，跨过压力测点，从而使该位置压力上升。图中可以看到在没有等离子体的工况压力也能够跨过测点，但不能够稳定；加了等离子体的工况也会出现压力在测点下游的情况。总体上压力在测点前后来回振荡，等离子体的加入使火焰更容易稳定在测点上游。

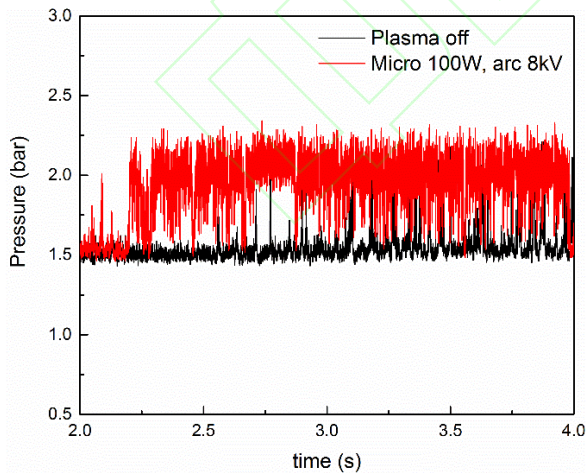


图7 当量比0.18凹腔压力测点CH02位置压力

Fig. 7 History of cavity pressure point CH02 while Φ 0.18

同样，考察测点CH03处压力，发现此时在有和无等离子体的凹腔后缘压力并没有差别，如图8。在较高当量比条件下，结合沿程压力图9分

析，等离子体造成的压力变化表现在射流位置和凹腔中部位置，在凹腔后缘并没有明显的差异，测点CH03恰好处于压力表现相近的位置。

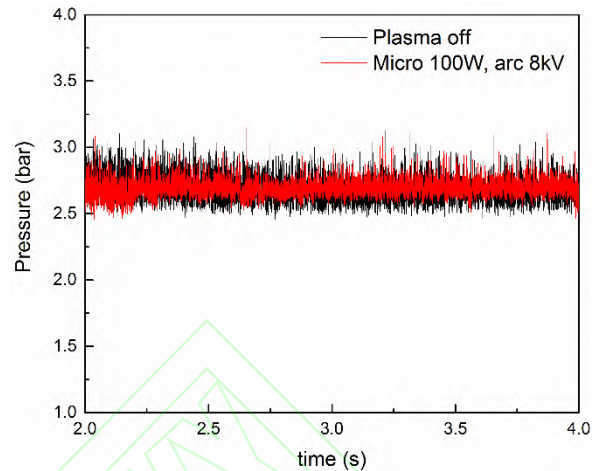


图8 当量比0.18凹腔压力测点CH03位置压力

Fig. 8 History of cavity pressure point CH03 while Φ 0.18

局部压力升高的原因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9和图10分别给出了当量比0.15和0.18发动机沿程压力与加入等离子体之后的沿程压力实验时段平均值对比。当量比0.15时，在加入微波电弧之后压力升高，燃烧室起始压升点更靠前。同样，在当量比0.18工况下，发动机压力更为均匀，燃烧室压升点提前。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，所以等离子体的加入改变了燃料的燃烧特性。在射流前端加入滑移电弧等离子体产生的自由基诱导火焰更容易在射流前的回流区形成稳焰，从而使燃烧室预燃激波串前移。

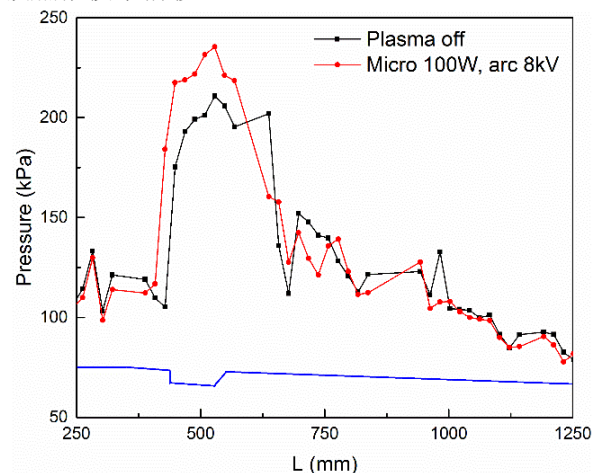


图9 Φ 0.15发动机沿程压力

Fig. 9 Pressure along combustor path while $\Phi 0.15$

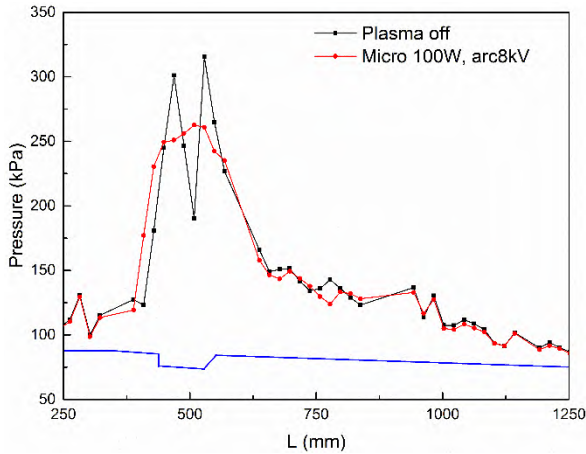


图10 当量比0.18发动机沿程压力

Fig. 10 Pressure along combustor path while $\Phi 0.18$

2.3 等离子体影响的平均火焰结构特征

压力的变化的直接原因之一是火焰结构的改变。通过火焰CH*发光灰度图像分析。每个工况提取100幅图像进行灰度平均，得到图11和图12左侧灰度图像，经过伪彩处理得到右侧伪彩图。CH*发光与燃烧释热的关系，是通过发光强度的归一化以及压力分布和热流损失共同决定的，而发光强度与释热呈正比例关系^[27]。

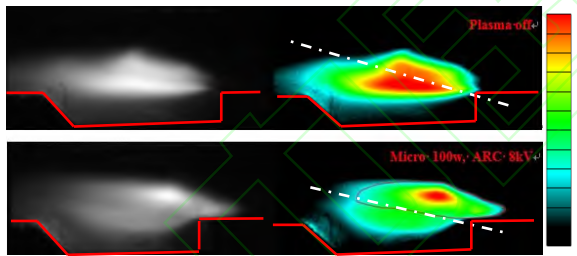


图11 当量比0.15火焰CH*平均图像

Fig. 11 Average flame of CH* picture while $\Phi 0.15$

图11给出了当量比0.15两种火焰结构的平均图像。火焰区域可以根据凹腔剪切层大致区域分布分为两个燃烧区域，2个实验采用几何一致的划分，凹腔剪切层主燃区（白色点画线下侧）和剪切层上侧射流稳焰区（白色点画线上侧）。从CH*的发光强度对比可以看到，无等离子体条件下，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。在加入等离子体之后，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。

同样，在当量比0.18工况，等离子体的加入使火焰结构发生巨大变化，如图12所示。在加入等离子体之前火焰稳定在两个区域，如图中黄色和红色椭圆标记。黄色标记可以认为是射流形成的稳焰区域，红色标记认为是由凹腔稳定火焰形成的稳焰区域。在加入等离子体之后，两个区域重组，黄色区域向前收缩，射流稳焰区几乎全部转移到射流前的回流区，凹腔剪切层火焰上移。

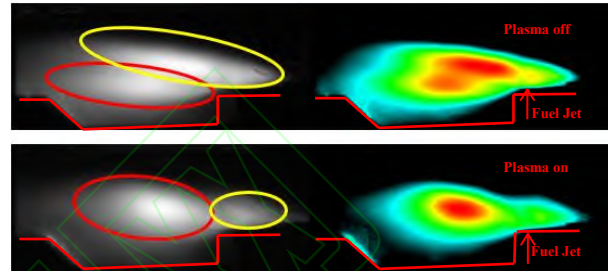


图12 当量比0.18火焰CH*平均图像

Fig. 12 Average of flame CH* picture while $\Phi 0.18$

在超声速气流中，滑移电弧产生等离子体，并由微波的作用而扩展，随超声速气流向下游流动并遇到燃料射流，从而产生作用。图13给出了等离子体在超燃中对火焰的相互作用示意图。首先微波的加入使滑移电弧产生的等离子体扩展，使离子基转动温度和密度增加。然后等离子体中的自由基或激发态的分子，如N₂、CN、O等，作用于燃料分子，又由于火焰也是一种等离子体，电弧等离子体与火焰相互作用，加快反应速率，从而使火焰能够存在于射流前的回流区，燃烧室反压前推。而在剪切层火焰位置，该区域是微波谐振的位置，电磁场能量最高，微波电磁场能够有效增强火焰内自由基（OH、CO）活性和数量^[28]，因此对化学反应速率具有有效作用，增强火焰稳定性。

正因为如此，在加入等离子体之后，在凹腔位置微波稳定了该区域的火焰，将该处压力前推，从而射流稳焰区域向前发展，又由于自由基的作用，化学反应速率加快，从而形成了图12所示的火焰结构。

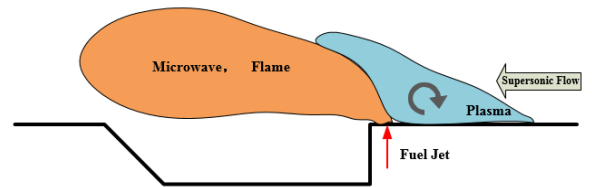


图13 等离子体与火焰相互作用示意图

Fig. 13 Schematic diagram of plasma and flame interaction

3 结论

等离子体辅助超声速燃烧中是一种高效的助燃方式,加入微波能量后的滑移电弧等离子体对于火焰的增强效果更好。本文提出了一种结合非平衡等离子体与微波的新型增强燃烧方法。并在超燃冲压发动机直连实验台开展了实验研究。

与单一的微波或滑移电弧等离子体增强燃烧方法比较,微波与滑移电弧的结合具有在较低的能耗下,实现与高功率微波等效的效果。

从加入与未加入微波与滑移电弧的火焰结构变化结果可以认为,由于火焰在射流位置更容易稳定,火焰在燃烧室整体位置前移,表明火焰的燃烧速率提高了。

微波与等离子体的相互作用及其对火焰的增强机理更加复杂,既包括等离子体的作用,又包括微波的作用,但从机理上主要还是活性离子及其在微波场中运动、增能以及化学反应过程构成,只是因为微波的加入使得运动和能量变化更为复杂,同时微波对离子能量的提升过程机理目前还不明确。

目前的研究仅仅是探索开始,本研究结果也只是表明了新型助燃方式的前景和研究价值。

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 & Power*, 1993, 9(4): 499-514.
- [2] JU Y, SUN W. 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, XU X, JI P. Flame stabilization and propagation in dual-mode scramjet with staged-strut injectors [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(1): 171-179.
- [5] YAN Z, SHAOHUA Z, BING C, et al. Hysteresis of mode transition in a dual-struts based scramjet [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 128(147-159).
- [6] ZHU S, XU X, YANG Q, 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, CHANG J, MA J, 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: Progress, challenges, and opportunities [J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(3): 529-532.
- [10] 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.
- [11] CAI Z, ZHU J, SUN M, 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(306-313.7)
- [12] 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).
- [13] LI X, YANG L, PENG J, et al. Cavity ignition of liquid kerosene in supersonic flow with a laser-induced plasma [J]. *Optics Express*, 2016, 24(22): 25362.
- [14] AN B, WANG Z, YANG L, 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).
- [15] KHODATAEV K V. Microwave discharges and possible applications in aerospace technologies [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 962-972.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] BABUSHOK V I, DELUCIA F C, GOTTFRIED J L, et al. Double pulse laser ablation and plasma: Laser induced breakdown spectroscopy signal enhancement [J]. *Spectrochimica Acta Part B: Atomic Spectroscopy*, 2006, 61(9): 999-1014.
- [21] MICHAEL J B, DOGARIU A, SHNEIDER M N, et al. Subcritical microwave coupling to femtosecond and picosecond laser ionization for localized, multipoint ignition of methane/air mixtures [J]. *Journal of Applied Physics*, 2010, 108(9): 093308.
- [22] WOLK B, DEFILIPPO A, CHEN J-Y, et al. Enhancement of flame development by microwave-assisted spark ignition in constant volume combustion chamber [J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160(7): 1225-1234.
- [23] IKEDA Y, NISHIYAMA A, KANEKO M. Microwave enhanced ignition process for fuel mixture at elevated pressure of 1MPa [J]. 2009,
- [24] ELSABBAGH M, KADO S, IKEDA Y, et al. Measurements of rotational temperature and density of molecular nitrogen in spark-plug assisted atmospheric-pressure microwave discharges by rotational raman scattering [J]. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2011, 50(7): 076101.
- [25] FRIDMAN A, NESTER S, KENNEDY L A, et al. Gliding arc gas discharge [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 1999, 25(2): 211-231.
- [26] 孟宇 顾洪斌, 张新宇. 微波对超声速燃烧火焰结构特征的影响[J]. *航空学报*, 2019, 40(12): 123224.
- MENG Y, GU H B, ZHANG X Y. E Influence of microwave on the structural characteristics of supersonic combustion flame [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(12):

- 123224 123224 (in Chinese).
- [27] 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.
- [28] 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.



Microwave Enhanced Gliding Arc Plasma Assisted Supersonic Combustion

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

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

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

Abstract: To study the effect of microwave enhanced gliding arc plasma on supersonic combustion. The experiment was carried out on a direct-connected scramjet facility, which was installing microwave and gliding arc structure. A single-stage cavity was used as flame stabilizer, inlet Ma of combustor was 2.5, room temperature ethylene was jet in as fuel, gliding arc electrode was set in front of fuel jet point, while 2.45 GHz microwave was fed into scramjet in the opposite side of the cavity. The gliding arc in the scramjet combustor also follows the periodic characteristics of discharge and expansion. The gliding arc period was approximately 125 kHz due to the extremely high airflow rate. The plasma caused the pre-combustion shock train of the combustor to move forward, and the initial and stable position of the flame was transferred from the cavity shear layer to the front of the fuel jet, and the supersonic flame rate was increased. Compared with a single microwave or gliding arc plasma method, the combination of microwave and gliding arc has the effect of achieving high power microwave equivalent at a lower energy consumption. The conclusion that the microwave-enhanced gliding arc plasma can stabilize the supersonic combustion was obtained.

Keywords: Scramjet; Supersonic combustion; Plasma assistant combustion; Gliding arc; Microwave

Received: 2019-08-06; Revised: 2019-08-27; Accepted: 2019-10-10; Published online:

URL:

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

*Corresponding author. guhb@imech.ac.cn