

基于滑动弧的燃烧室头部强化燃烧特性

程伟达¹, 于锦禄^{1,2,3}, 陈朝¹, 张磊¹, 赵兵兵¹

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

3. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了研究基于滑动弧的燃烧室头部强化燃烧效果, 探究了燃烧室头部的点火过程以及不同等离子体电源输入功率下的点/熄火边界, 利用像增强系统获得了 CH* 基团的分布云图。实验结果表明: 输入功率的增大使得燃烧室的点/熄火边界均得到拓展, 与 160 W 工况相比, 输入功率为 320 W 时, 点火边界平均拓宽约 17.6%, 与未放电相比, 输入功率为 320 W 时, 熄火边界平均拓宽约 45.3%, 滑动弧放电对熄火边界拓宽效果明显; 当滑动弧能够点燃来流新鲜混合气时, 输入功率的增加使得 CH* 基团分布向上游移动, 当输入功率为 320 W 时, 燃烧火焰驻留在燃烧室头部, 当滑动弧激励器仅具有助燃作用时, 输入功率的增加使得局部 CH* 基团辐射强度增强, 热释放速率增加。

关 键 词: 滑动弧; 等离子体; 点火边界; 熄火边界; 燃烧火焰

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Enhanced combustion characteristics of combustor head based on gliding arc

CHENG Weida¹, YU Jinlu^{1,2,3}, CHEN Zhao¹,

ZHANG Lei¹, ZHAO Bingbing¹

(1. Aviation Engineering School,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

3. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to study the combustion enhancement effect of combustor head based on gliding arc, the ignition process of combustor head and the ignition/flameout boundary under different plasma power inputs were explored, and the cloud images of CH* group were obtained by image enhancement system. The experimental results showed that with the increase of input power, the ignition/flameout boundary of combustor was expanded. Compared with 160 W, when the input power was 320 W, the ignition boundary was widened by about 17.6% on average.

收稿日期: 2021-12-14

基金项目: 国家自然科学基金(91741112, 51776223)

作者简介: 程伟达(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机等离子体点火助燃研究。

通信作者: 于锦禄(1981—), 男, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机等离子体点火助燃研究。

E-mail: yujinlu1@163.com

引用格式: 程伟达, 于锦禄, 陈朝, 等. 基于滑动弧的燃烧室头部强化燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1392-1402. CHENG Weida, YU Jinlu, CHEN Zhao, et al. Enhanced combustion characteristics of combustor head based on gliding arc[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1392-1402.

Compared with 0 W, when the input power was 320 W, the flameout boundary was widened by about 45.3% on average, and the gliding arc discharge had obvious effect on widening flameout boundary. When the gliding arc successfully ignited the fresh gas mixture flowing through it, the increase of input power made the CH* group distribution move upstream. When the input power was 320 W, the combustion flame was stuck around the head of the combustor. When the gliding arc exciter had only combustion-supporting function, the increase of input power made the local CH* group radiation intensity increase and the heat release rate increase.

Key words: gliding arc; plasma; ignition boundary; flameout boundary; burning flame

燃烧室作为航空发动机的核心,其点火可靠性和燃烧稳定性是影响航空发动机性能的重要因素,但目前航空发动机燃烧室在高空环境下点火和稳定燃烧仍存在亟需解决的问题,一方面在低温低压情况下稳定燃烧范围不足,另一方面燃烧室普遍采用电火花点火,高空点火包线远远小于高空熄火边界,严重制约着航空发动机高空性能的发挥,危及飞行安全^[1]。为了提高航空发动机点火能力和拓展点/熄火边界,各国研究人员都在研究新的点火方式和新型组织燃烧方法,其中利用等离子体进行航空发动机强化燃烧的技术引起各国研究学者的广泛关注^[2-4]。目前产生等离子体技术主要有滑动弧放电^[5]、介质阻挡放电^[6-7]、微波放电^[8]、纳秒脉冲放电^[9]、等离子体射流^[10]等,其中因滑动弧产生装置结构简单,对电极烧蚀小^[11],能产生大量活性基团、激发态粒子^[12],兼具平衡等离子体和非平衡等离子体的部分优点^[13],强化燃烧效果明显,在超声速点火和旋流助燃方面受到各国研究学者的青睐。

Feng等^[14]研究了多通道滑动弧等离子体在凹腔式超燃冲压发动机燃烧室中对乙烯的强化燃烧特性,实验结果表明,多路滑动弧同时放电产生的多个火焰核心可以合并从而增强点火性能,随着当量比的增加,多路滑动弧助燃效果更加显著;Gao等^[15]对滑动弧放电稳定大尺度湍流火焰瞬态结构和动力学进行了可视化研究,实验发现放电柱作为一个可移动的引燃火焰,可以提供活性粒子和维持火焰;Ombrello等^[16-17]研究了有无等离子体对甲烷和氢气的点火温度的影响,实验发现,在空气中滑动弧放电通过催化NO_x反应路径可以将甲烷和氢气的点火温度降低100 K以上;Tang等^[18]研究了交流放电滑动弧对甲烷预混旋流火焰稳定燃烧的影响,实验结果表明,在无限制的旋流火焰中,滑动弧可以稳定无法独立生存的超细火焰碎片,在密闭管道中滑动电弧可以抑制热释放

率的波动,并将熄火极限延长扩展约15%~30%;于锦禄创新性地提出将滑动弧与航空发动机燃烧室头部结合的概念^[19],给出了详细的滑动弧与航空发动机燃烧室头部结合的方案^[1];张磊等^[20]研究了滑动弧对于燃油雾化效果的影响,实验发现,随着滑动弧放电电压的升高,燃油喷雾的雾化锥角增大,索特平均直径平均值减小,不均匀系数减小;何立明团队^[21]在环形燃烧室中对滑动弧的助燃效果进行了探究,实验发现,施加等离子体后燃烧室内燃烧效率有了显著提升,出口温度均匀性得到改善。

目前国内外关于滑动弧等离子体点火和助燃进行了大量理论和实验研究^[4],但对滑动弧点火助燃一体化的研究较少。本文以基于滑动弧放电的燃烧室头部为研究对象,在常温常压环境下,研究了该燃烧室头部的点火过程,探究了不同放电功率下的点火边界和熄火边界,利用像增强采集系统,分析了不同输入功率下滑动弧等离子体对助燃效果的影响,为滑动弧点火助燃一体化的工程化应用提供了实验依据。

1 基于滑动弧的燃烧室头部

1.1 基于滑动弧的燃烧室头部

基于滑动弧的燃烧室头部主要由环形燃烧室头部和滑动弧等离子体激励器组成。燃烧室头部以旋流器和燃油喷嘴为主体,旋流器为两级反向的轴流式旋流器,燃油喷嘴为典型的压力雾化喷嘴,两者共同组成燃烧室头部,在燃烧室内形成回流区并进行油气掺混。根据三维旋转滑动弧放电原理^[1],设计了如图1所示的燃烧室头部,在两级旋流器中间壁面出口处安置金属圆环,如图1中蓝色区域所示,该金属圆环和燃油喷嘴共同作为激励器的电极,为了避免金属圆环和喷嘴直接连通,采用3D陶瓷打印的旋流器代替原有金属旋流器。通过合理引线,将电源的高压端与金属圆环

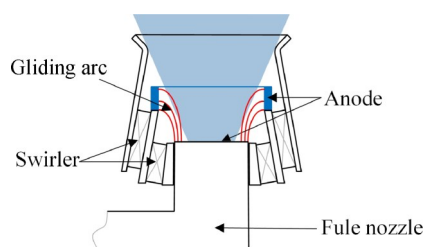


图1 燃烧室头部结构图

Fig.1 Structure diagram of combustor head

相连,燃油喷嘴接地。

基于滑动弧放电的燃烧室头部工作原理为:在外加交流电压的作用下,在电极间隙最短处击穿空气产生电弧,电弧在旋流气体吹动下向下游滑动,并不断拉长,当电弧长度达到临界长度后,电弧熄灭,并重新从间隙最短处击穿。滑动弧在放电过程中产生非平衡等离子体,电子受到激发而带有很高的温度和能量,在电场力的作用下定向移动。当雾化燃油流经滑动弧的放电区域时,高能电子与燃油中的大碳链分子碰撞,打断化学键形成低碳的分子^[22],例如乙炔、乙烯、丙烷等气态产物,气态裂解产物不仅利于燃料与空气的充分掺混,提高油气均匀性,而且易于点火和燃烧,

有助于提高燃烧反应速率。该头部的点火功能主要表现在当燃油经过滑动弧放电区域即可被迅速点燃;其助燃功能主要表现在对燃烧过程的促进作用上,拓宽稳定燃烧范围。

1.2 实验系统

旋流点火助燃实验系统主要包括单头部旋流燃烧室,气源及流量调节系统、供油系统、等离子体电源以及像增强采集系统。实验系统示意图如图2所示。供气系统主要由空气压缩机和冷干机组成,空压机标称排气压力为0.8 MPa,容积流量为3.5 m³/min,冷干机用于过滤压缩空气中的水分,降低空气湿度对放电过程的影响和实验管路的锈蚀;等离子体电源为南京苏曼公司生产的CTP-2 000 K毫秒脉冲等离子体电源,最大输出功率为500 W,输出电压为0~30 kV,脉冲频率为10~1 000 Hz。供油系统由油箱、油泵及配套的电磁阀、流量计等构成,可为燃油喷嘴提供航空煤油。供油系统的输出流量可通过供油控制面板准确调节,精度可达0.001 L/min,满足实验的精度需求。单头部旋流燃烧室尺寸参数长×宽×高分别为15 cm×15 cm×35 cm,为立式燃烧器,排气口与外部大气相连。

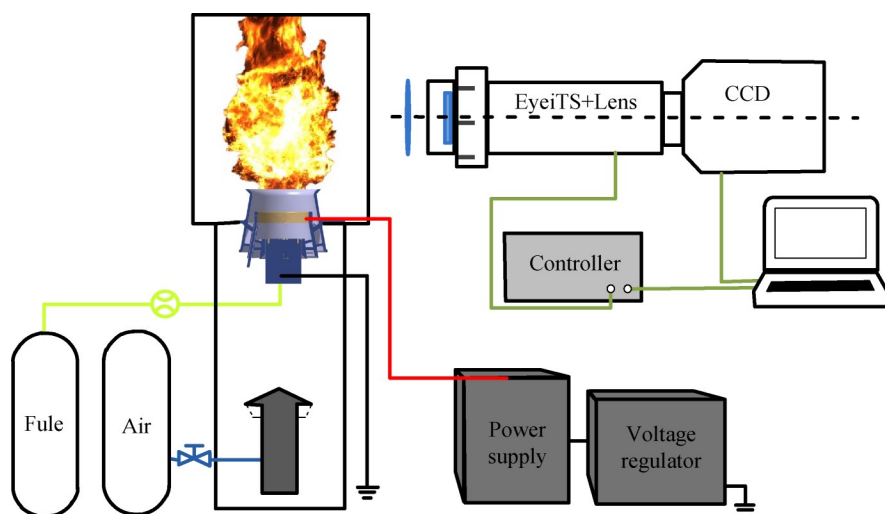


图2 燃烧室头部点火助燃实验系统示意图

Fig.2 Schematic diagram of combustor head ignition and combustion assisted experimental system

像增强采集系统包括高速 charge coupled device(CCD)相机、EyeiTS系列图像增强模块,控制软件以及计算机等组成。通过CH*滤光片(430 nm)采集火焰光谱中对应波长的特征信息。其中高速相机为Photron公司的UX-50 32G高速彩色CCD相机,分辨率为1 280×1 024,帧速率为2 000 Hz,可对燃烧过程中的火焰及CH*信息

进行准确地捕捉和记录。EyeiTS像增强器是一种可以放大光信号的成像仪器,通过光信号—电信号—电信号增强—光信号的方式可以对原始光信号实现千倍到百万倍的放大,解决高速成像信号微弱的问题,大幅提升探测灵敏度获得弱发光的高信噪比高速成像。工作原理示意图如图3所示。

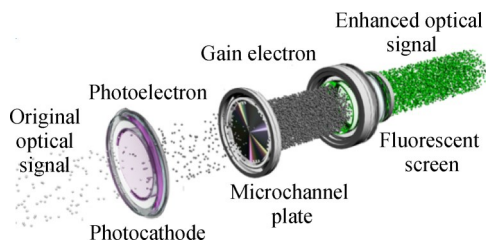


图3 像增强采集系统工作原理

Fig.3 Working principle diagram of image intensifier

通过像增强 CCD 拍摄到的 CH* 图像,可以反映 CH* 基团的发射强度和分布范围,它可以用来表征火焰的反应区域以及火焰的燃烧状态等信息^[23]。由于高速相机拍摄的图片是某一瞬时的 CH* 空间分布云图,不能准确地代表整体分布情况,所以将高速相机所拍摄的连续的 1 000 张 CH* 云图导入 MATLAB 进行时均化处理和伪彩色处理,利用色阶图例表示 CH* 基团的相对发射强度,对其相对发射强度进行归一化处理,取值范围为 0~1,单位用 a.u. 表示,色阶越高表示 CH* 的自发辐射强度越高,因此经过处理后的图片可清晰地显示出 CH* 基团的平均浓度及分布位置。

2 结果与讨论

2.1 燃烧室头部点火过程与点火边界

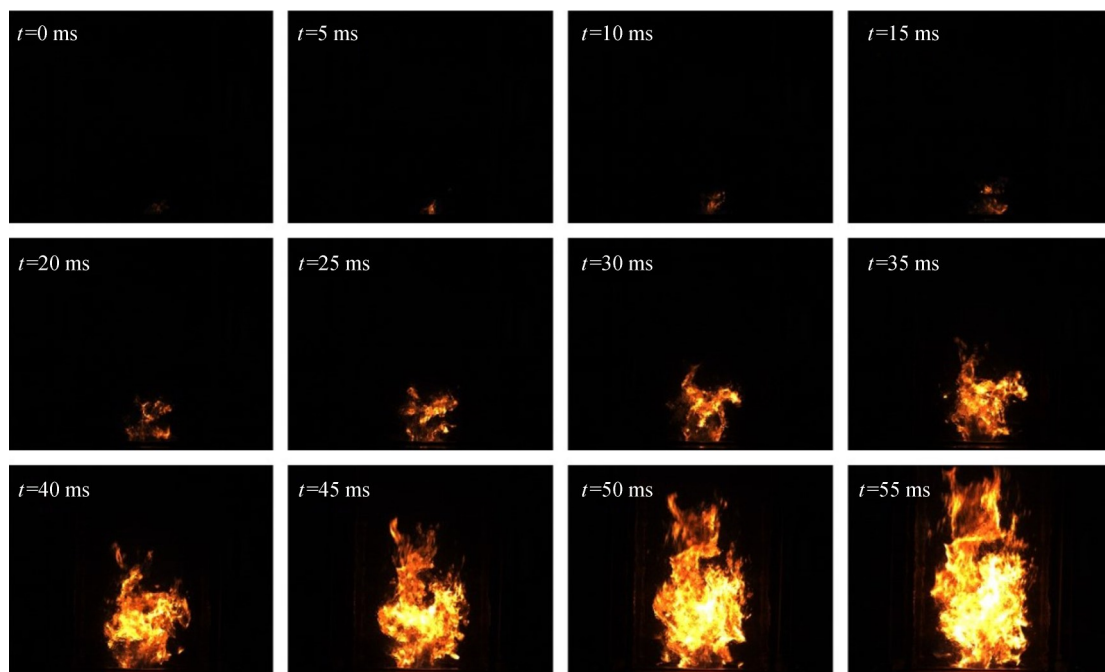
2.1.1 燃烧室头部点火过程

在单头部旋流燃烧室中,空气流量为 25 m³/h,

余气系数 α 为 1.0,等离子体电源输入功率为 320 W 工况下的点火过程如图 4 所示。实验采取先供电后放电的顺序进行点火,滑动弧从时间 $t=0$ ms 开始放电。从图 4 中可以看出,滑动弧迅速点燃喷嘴附近的燃油,形成初始的微弱簇状小火焰,从放电开始,燃烧室头部始终有火焰驻留,从 $t=0$ ms 时微弱的星点火核不断发展,直至 $t=20$ ms 时微弱的火焰充满整个燃烧室头部出口,并且有火焰脱离燃烧室头部的出口旋转着向下游发展,到 $t=35$ ms 时,燃烧室头部出口的火焰与向下发展的火焰连成一片,并始终紧贴在燃烧室头部,从 $t=35$ ms 到 $t=55$ ms,新鲜混合气不断流进燃烧室头部出口的火焰中,燃烧室内的火焰迅速发展,火焰亮度不断增大,并且有火焰从燃烧室头部出口的火焰中脱离出去并不断发展,从点火开始至点火过程结束,整个阶段持续时间约 55 ms。从燃烧室头部点火过程可以发现,相比传统点火器在火焰筒壁面点火^[24],滑动弧点火的火核形成于燃烧室头部,并且产生的火焰能够紧贴燃烧室头部,表明基于滑动弧的燃烧室头部能够实现成功点火,并且能够将组织燃烧提前至燃烧室头部。

2.1.2 燃烧室头部点火边界

实验过程中保持空气流量不变,首先开启滑动弧激励器,使之处于放电工作状态,然后开通油路电磁阀门开始供油,激励器在供油开始后 10 s 关闭,观察燃烧室内火焰能否维持,如果不能成功

图4 空气流量为 25 m³/h 时的点火过程Fig.4 Ignition process with air flow of 25 m³/h

维持,点火失败,继续增大供油流量,如果能成功维持,则单次点火成功,在该点火边界点重复点火3次,如果均能成功,此时得到的便是该工况下的点火边界点,记录此时的燃油流量,如果不能全部成功,调整供油流量,重复上述操作。整个实验过程中,每次点火间隔2 min,间隔期间持续供气对燃烧室进行冷却。改变空气流量和调压器的电压,记录多组数据绘制出如图5所示的燃烧室头部的点火边界图,其中图5中来流速度为旋流器进口截面的速度,进口面积为 1.6131 cm^2 。在功率不变的情况下,随着来流速度的增大,其能够点燃的余气系数先增大后减小,当输入功率 $P=160\text{ W}$ 时,来流速度为 6.34 m/s 时所对应的余气系数为 0.69 ,当速度增大到 25.36 m/s 时,余气系数达到极值,余气系数为 1.44 ,当速度继续增加时,余气系数开始减小,当速度增大到 38.04 m/s 时,所对应的余气系数减小为 1.16 。随着电源的输入功率增加,滑动弧的点火能力进一步提高。与 $P=160\text{ W}$ 工况相比, $P=240\text{ W}$ 时点火边界平均拓宽约 10.7% , $P=320\text{ W}$ 时点火边界平均拓宽约 17.6% 。

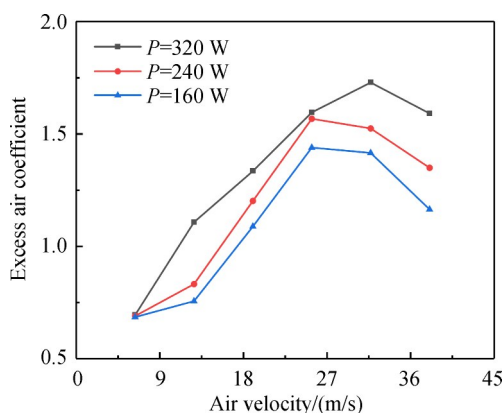


图5 不同输入功率下燃烧室头部的点火边界

Fig.5 Ignition boundary of combustor head under different input power

影响滑动弧点火的因素主要有两个,一个是合适的余气系数,另一个是滑动弧放电电弧的能量。在余气系数相同情况下,当空气流量较小时,相对应的供油流量较小,由于采用压力雾化喷嘴喷油,小供油流量时供油压力较低,雾化质量大大降低,使得经过滑动弧放电区域的混合气不易被点燃,当空气流量增大时,加速了燃油与空气的掺混,因此电弧能够点燃的混合气余气系数增大。但当流过滑动弧放电区域的气流速度增大到一定

程度后,与流动气体对于燃油的雾化促进相比,气流对于电弧的冷却作用占据主导地位,电弧的能量耗散加速,使得电弧的点火能量降低,同时流动气体速度的增大,使得可燃混合气与电弧相互作用时间缩短,从而导致电弧的点火能力降低,电弧能够点燃的混合气余气系数减小。所以随着速度的增大,滑动弧激励器能够点燃的余气系数先增大后减小。当等离子体电源输入功率增大时,电弧整体所具有的能量增大,使得电弧的点火能力增强,电弧能够点燃的可燃混合气余气系数增大。因此随着输入功率的增加,燃烧室头部的点火边界整体向上移动,点火边界得到拓宽。

2.2 不同输入功率下滑动弧等离子体对助燃效果的影响

空气流量为 $25\text{ m}^3/\text{h}$ 不变,余气系数 α 分别为 1.0 、 1.5 、 2.0 、 2.5 的条件下,通过调节等离子体电源的输入功率改变滑动弧的放电功率,得到了如图6所示的 CH^* 自发辐射云图,其中 z 轴代表 CH^* 自发辐射基团到燃烧室底部的距离, x 轴代表 CH^* 自发辐射基团到燃烧室中心线的距离。从图6中可以看出,在余气系数相同的情况下,随着输入功率的增加, CH^* 基团的自发辐射强度增大,高辐射强度区域增大,这表明在空气流量和余气系数一定的情况下,滑动弧放电对于煤油的燃烧有促进作用。在输入功率一定的情况下,余气系数的增加,使得 CH^* 基团的辐射强度降低,高辐射强度区域减小。当输入功率增大时,滑动弧放电能量增加,能够电离空气产生更多的活性粒子如 O 原子、 O_3 分子等参与下游反应,从而促进化学燃烧反应速率的增加,另外,燃烧室头部在设计时将滑动弧出现范围置于燃油喷嘴之后,使得燃油经雾化喷嘴喷出后经过放电区域,滑动弧放电产生的气动效应和化学效应加速了燃油的雾化裂解,进一步增强燃油的燃烧进程。在空气流量一定的情况下,随着余气系数的增加,参与燃烧反应的燃油流量减少,使得燃烧区的燃烧反应由化学恰当比燃烧向贫油燃烧转变,燃烧反应速率降低,进而导致 CH^* 基团的辐射强度降低,文献[25]也出现了类似的现象。但此时如果施加滑动弧激励器,可以使得 CH^* 基团的辐射强度增加,图6(c)中 $P=320\text{ W}$ 和图6(b)中 $P=0\text{ W}$ 所示 CH^* 分布云图明显强于图6(c)中 $P=0\text{ W}$ 所示,说明在贫油情况下,施加滑动弧等离子体和余气系数减小均能够促进 CH^* 基团辐射强度的增加,滑动

弧激励器开启以后,局部燃烧热释放速率增强,这也就解释了为什么随着输入功率的增大,滑动弧激励器可以使得燃烧室熄火边界在贫油一侧得到拓展。

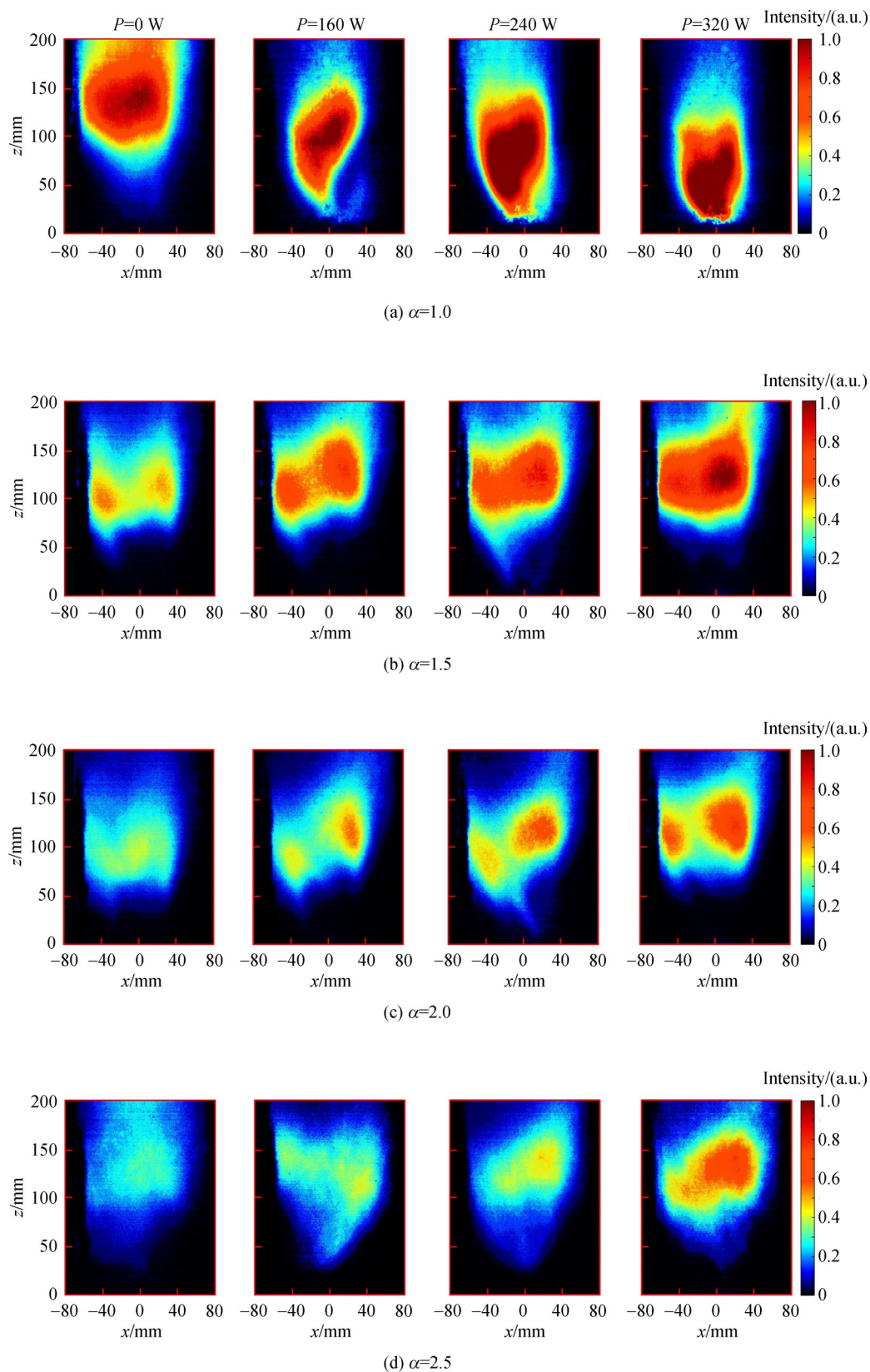


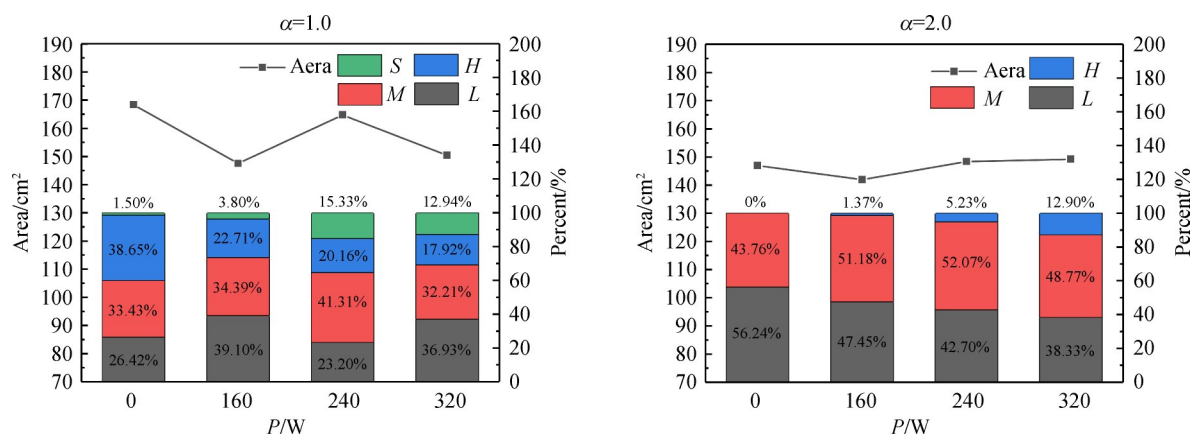
图6 余气系数和输入功率对于CH*基团分布云图的影响
Fig.6 Influence of residual gas coefficient and input power on CH* group distribution cloud map

随着输入功率的增大,CH*基团整体分布范围出现两种不同的变化趋势,当 $\alpha=1.0$ 时,如图6(a)中所示,随着输入功率的增大,CH*基团的自发辐射强度呈增大趋势,并且CH*基团高自发辐射强度的分布位置不断向上游移动,最终在功率为 $P=320\text{ W}$ 时,CH*基团能够稳定地停留在燃烧室头部;在余气系数 α 为1.5、2.0、2.5时,CH*基团的分布范围未发生明显变化,但是火焰核心区面积明显增大。为了分析出现这两种CH*基团分布变化的具体原因,对余气系数 α 为1.0和2.0的两类工况CH*基团分布图像作了进一步的处理,提取了CH*基团自发辐射分布面积,并对不同强度分布面积占总面积百分比情况进行了统计,如图7(a)所示,对CH*基团自发辐射强度沿 z 轴的平均分布情况进行计算并绘图,得到了沿 z 轴的变化趋势及峰值大小和峰值所对应 z 轴位置,如图7(b)、图7(c)所示。

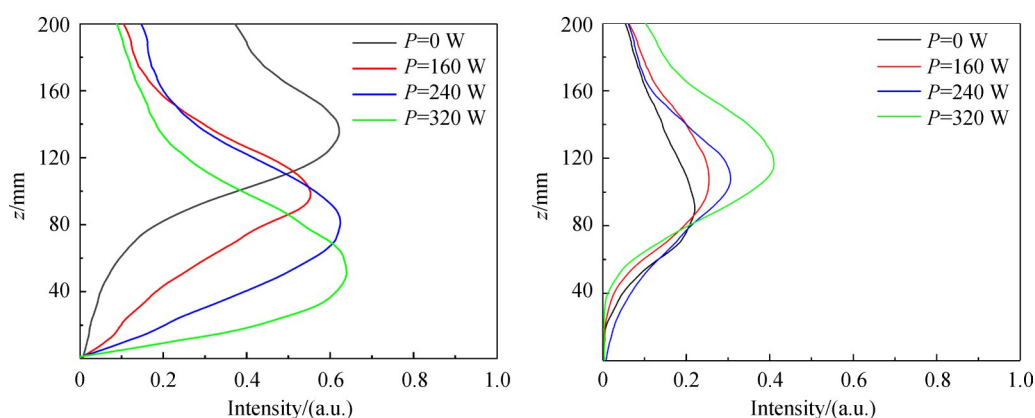
余气系数 α 为1.0和2.0时,不同功率下CH*分布面积及不同强度分布面积占总面积百分比如图7(a)所示,定义CH*辐射强度在0~0.25为低辐射强度区,用 L 表示,辐射强度在0.25~0.45为中等强度辐射区,用 M 表示,辐射强度在0.45~0.90为强辐射区,用 H 表示,辐射强度在0.90~1.00为超强辐射区用 S 表示,不同功率下沿 z 轴的辐射强度的平均分布如图7(b)所示,所对应峰值及位置如图7(c)所示。从图7(a)中可以看出,与未施加等离子体相比,施加等离子体以后CH*分布面积减小,与 $P=0\text{ W}$ 时CH*分布面积 168.38 cm^2 相比, $P=320\text{ W}$ 时CH*分布面积减少为 150.40 cm^2 ,面积减少了10.68%,强辐射区面积同样呈现减小趋势,但是超强辐射区呈现增加趋势, S 区的占比由 $P=0\text{ W}$ 时的1.5%增加为 $P=320\text{ W}$ 时的12.94%,实际面积由 2.53 cm^2 增加为 19.46 cm^2 ,面积扩大了6.69倍。在图7(b)左图中可以发现,CH*基团平均辐射强度沿 Z 轴的分布先增加后减小,从图7(c)中可以发现,随着输入功率的增加,峰值大小未呈现明显变化,但峰值所处位置不断向上游移动,峰值所在位置由 $P=0\text{ W}$ 时的138.60 mm下降为 $P=320\text{ W}$ 时的56.10 mm,峰值位置下降了82.50 mm。出现上述现象,原因在于当 $\alpha=1.0$ 时,未施加等离子体时航空煤油和空气在燃烧室经过一定空间距离充分混合后,被距燃烧室头部一定距离的稳定点火源点燃^[26],且 $\alpha=1.0$ 时,混合气比例较合适,利于组织

燃烧,燃烧主要发生在稳定点火源附近及其下游区域,因此CH*基团辐射强度分布主要位于稳定点火源附近及其下游区域,因此CH*基团的分布离燃烧室头部较远。由于设计的燃烧室头部具有点火能力,在某些工况下,滑动电弧可以直接点燃流过的混合气^[15],从图5中燃烧室头部的点火边界可以发现,当 $\alpha=1.0$ 时,输入功率为160、240、320 W时,均能够成功实现点火,因此在此工况下开启滑动弧激励器以后,能够在燃烧室头部形成一个稳定的点火源,不断点燃从燃烧室头部喷出的油气混合气,初始火焰形成的空间位置提前至燃烧室头部,并不断从燃烧室头部向下游传播,使燃烧进程提前,因此CH*分布范围向上游移动,同时由于燃烧的组织提前至燃烧室头部,使得更多滑动弧电离空气产生的活性粒子能够参与燃烧反应,加速化学燃烧反应速率,热释放速率提高,CH*基团强辐射面积增大, S 区占比增大,但由于过早地组织燃烧,使得能够流进燃烧室下游稳定燃烧区域参与燃烧的燃油流量减小,并且部分燃烧产物随同火焰一同进入下游稳定燃烧区,削弱了下游稳定燃烧区组织燃烧的能力,使得火焰面积呈现减小的趋势,电源输入的功率越大,电弧所具有的能量越强,滑动弧激励器点火能力越强,该现象越明显。这表明具有点火能力的滑动弧能够起到将燃烧火焰强制驻留在燃烧室头部和提前组织燃烧的作用。

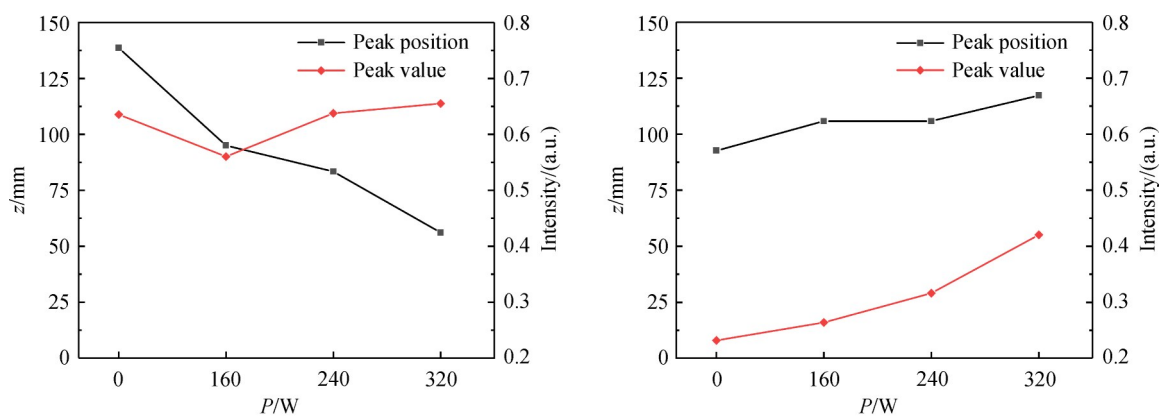
从图7(a)右图可以看出,在 $\alpha=2.0$ 时,滑动弧放电对于CH*基团的分布面积影响不大,0、160、240、320 W四种工况下 S 区占比均为0,随着输入功率的增加, H 区占比逐渐增加, H 区的占比由 $P=0\text{ W}$ 时的0%增加为 $P=320\text{ W}$ 时的12.9%,实际面积由 0 cm^2 增加为 19.25 cm^2 。从图7(b)右图可以发现,CH*基团沿 z 轴的平均分布趋势与 $\alpha=1.0$ 时相同,但是随着输入功率的增大,CH*基团沿 z 轴平均分布的峰值增大,从图7(c)右图可以看出,峰值大小由 $P=0\text{ W}$ 时的0.23增大为 $P=320\text{ W}$ 时的0.42。峰值所在位置呈现向下游移动的趋势,所在位置由 $P=0\text{ W}$ 时的92.62 mm上升为 $P=320\text{ W}$ 时的117.26 mm,出现与 $\alpha=1.0$ 时相反的移动方向,主要与此工况下滑动弧激励器的工作能力有关,滑动弧激励器产生的电弧在此工况下不能够直接点燃流过的可燃混合气,仅表现出对于燃烧的助燃作用,因此没有出现 $\alpha=1.0$ 时CH*基团整体向上游移动甚至能



(a) 不同功率下CH*基团分布面积及不同辐射强度占比



(b) CH*基团辐射强度沿z轴的平均分布



(c) 不同功率下CH*基团辐射强度峰值和峰值位置

图 7 不同功率下CH*基团分布范围及自发辐射强度变化情况

Fig.7 Distribution range of CH* groups and changes of radiation intensity under different power

够驻留在燃烧室头部的现象,燃烧组织主要由燃烧室内稳定的点火源组织,因此CH*基团分布范围距燃烧室头部有一定的距离。在不改变空气流量的情况下,随着余气系数的增大,相当于减小燃烧室内的供油流量,燃烧室内的燃烧向贫油燃烧发展,CH*基团整体的自发辐射强度降低,所以当 $\alpha=2.0$ 时,出现S区占比为0的现象,当滑动弧激

励器开启工作以后,滑动弧放电产生的气动效应促进油气混合气的掺混,滑动弧电离空气产生的长寿命活性粒子流进下游稳定燃烧区域参与燃烧反应的进程,促进燃烧反应速率增加,经过滑动弧放电区域的雾化燃油与高能电子发生碰撞,促使大碳链分子打破化学键,形成小碳链分子,例如乙烯、乙炔、丙烷等气态产物^[22],这都加强了稳定点

火源附近及其下游区域的燃烧强度,因此 CH^* 基团辐射强度增强, H 区占比增加,沿 z 轴的平均分布峰值增大,峰值对应位置向下游移动,因为空气流量和余气系数不变,所以燃烧室内稳定点火源位置及周围流场变化不大,而燃烧反应主要发生于稳定点火源附近及其下游区域,因此 CH^* 基团分布面积变化不大。

2.3 燃烧室头部熄火边界

实验过程中,保持燃烧室进口条件不变,逐渐降低燃烧室内的供油流量,直至燃烧室内火焰熄灭,并记录此时的燃油流量,重复上述操作 3 次,取燃油流量的平均值,此燃油流量所对应的余气系数即为该工况下的贫油熄火边界点。通过对比不同放电功率条件下的熄火边界,得到了如图 8 所示的熄火边界。从图中可以看出,随着来流速度的增大,燃烧室熄火时所对应的余气系数逐渐减小。图中 $P=0\text{ W}$ 即不施加等离子体助燃条件下得到的熄火边界,以此作为对照组。输出功率增加至 200 W 时,熄火边界平均拓宽约 28.8% ,而当功率增大至 320 W 时,熄火边界平均拓宽约 45.3% ,与来流速度较高时相比,在低来流速度情况下滑动弧等离子体拓宽熄火边界更加明显。表明在一定的范围内,熄火边界随着输入功率的增大而拓展,证明了滑动弧的助燃特性。

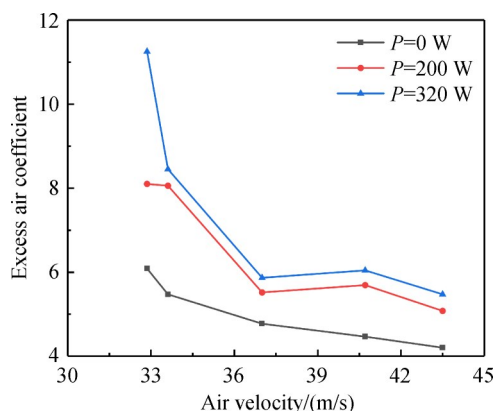


图 8 旋流燃烧室熄火边界

Fig.8 Flameout boundary of gliding arc swirl actuator

在来流速度一定的情况下,供油量越小,燃烧室内的组织燃烧越困难,越容易熄火,一方面采用压力供油,供油量越小,油液的雾化质量越差,燃油蒸发时间增长^[26];另一方面,供油流量的减小,导致了混合器中余气系数的增大,致使燃烧释放速率降低,不能把新鲜的油气混合气加热到燃烧反应所需温度,进而导致燃烧室的熄火的发生。

但是滑动弧放电以后,燃油流经放电区域时不仅不能被裂解成小碳链分子,燃油喷雾雾化锥角也会增大,喷雾的均匀性得到改善^[20],加速油气的掺混,另外放电击穿空气产生大量的活性粒子,能够加速燃烧进程,从图 6 中 CH^* 分布云图也能看出,随着等离子体施加强度的增加, CH^* 的发射强度明显增强,说明开启滑动弧激励器后,燃烧释热速率增加,能够提供更多的热量参与反应,从而降低熄火发生的概率。从图 6(b)、图 6(c)、图 6(d) 中 $P=320\text{ W}$ 所示 CH^* 分布云图和图 6(a)、图 6(b)、图 6(c) 中 $P=0\text{ W}$ 分布云图可以发现,开启滑动弧激励器和余气系数减小均促进了 CH^* 发射强度的增加,所以开启滑动弧激励器能够拓宽熄火边界。随着燃烧室来流速度的增大,火焰前锋不易稳定,不容易形成稳定的点火源,不利于引燃新鲜混合气,需要减小余气系数来提高火焰的传播速度^[27],所以熄火边界对应的余气系数越来越小,从图 8 可以看出,随着来流速度的增大,开启滑动弧激励器同样能使燃烧室的熄火边界得到拓宽,但效果减弱,因为此时滑动弧和燃油混合气的作用时间减小,气流对于电弧的冷却效应增强,相当于减小输入功率,所以与小气流条件下的助燃效果相比,在相同的输入功率下,助燃效果减弱。

3 结 论

在常温常压条件下,本文对该燃烧室头部的点火过程,以及输入功率对点火边界和熄火边界影响进行了研究,探究了余气系数和输入功率对 CH^* 分布云图的影响,得到了以下结论:

1) 利用滑动弧激励器点火可以在燃烧室头部形成稳定的火核,并不断点燃流经的新鲜混合气,使火焰驻留在燃烧室头部,与常规点火器在燃烧室点火相比,滑动弧点火能够将点火过程提前至燃烧室头部,并在燃烧室头部组织燃烧,证明了滑动弧能有效地进行燃烧室的点火,并且随着输入功率的升高,滑动弧的点火能力随之提高,与 $P=160\text{ W}$ 时相比,输入功率 $P=320\text{ W}$ 时其点火边界拓宽约 17.6% 。

2) 滑动弧激励器对 CH^* 基团分布云图的影响不仅与电源输入功率有关,也与燃烧室内的余气系数有关。当滑动弧激励器产生的电弧能够直接点燃流过的油气混合气时,与未施加等离子体相比,施加等离子体以后,使得 CH^* 基团整体分布向上游移动,分布面积减小, S 区面积增大,当

输入功率增大到一定程度后, H 和 S 区的分布下边缘能与燃烧室头部重合。当滑动弧不能直接点燃流过的油气混合气时, 燃烧室头部仅表现助燃作用, 等离子体电源输入功率越大, CH^* 基团辐射强度越强, H 区所占面积越大, 助燃效果越明显。在贫油条件下, 当来流速度一定时, 开启滑动弧激励器和减小余气系数都能促进 CH^* 基团辐射强度的增强。

3) 对比有无施加等离子体前后的燃烧室熄火边界变化情况, 施加滑动弧能有效地进行燃烧室的助燃。与未放电相比, 输入功率 $P=320\text{ W}$ 时, 熄火边界平均拓宽约 45.3%, 熄火边界拓展效果明显。

参考文献:

- [1] 于锦禄, 黄丹青, 王思博, 等. 等离子体点火与助燃技术在航空发动机上的应用[J]. 航空发动机, 2018, 44(3):12-20.
YU Jinlu, HUANG Danqing, WANG Sibao, et al. Application of plasma ignition and assisted combustion of aeroengine[J]. Aeroengine, 2018, 44(3):12-20. (in Chinese)
- [2] 何立明, 刘兴建, 赵兵兵, 等. 等离子体强化燃烧的目前研究进展[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7):1537-1551.
HE Liming, LIU Xingjian, ZHAO Bingbing, et al. Current investigation progress of plasma-assisted ignition and combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7):1537-1551. (in Chinese)
- [3] 李钢, 李华, 杨凌元, 等. 俄罗斯等离子体点火和辅助燃烧研究进展[J]. 科技导报, 2012, 30(17):66-72.
LI Gang, LI Hua, YANG Lingyuan, et al. Review of the plasma ignition and assisted combustion in Russia[J]. Science & Technology Review, 2012, 30(17):66-72. (in Chinese)
- [4] JU Y, SUN W. Plasma assisted combustion: dynamics and chemistry[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 48:21-83.
- [5] 张若兵, 罗刚, 黄昊晨, 等. 电极结构对滑动弧放电等离子体尺寸的影响规律[J]. 高电压技术, 2019, 45(10):3357-3364.
ZHANG Ruobing, LUO Gang, HUANG Haocheng, et al. Influence of electrode structure on the dimension parameters of gliding arc discharge plasma[J]. High Voltage Engineering, 2019, 45(10):3357-3364. (in Chinese)
- [6] 汤洁, 段忆翔, 赵卫, 等. 介质阻挡放电等离子体增强引擎燃烧技术的初步研究[J]. 高电压技术, 2010, 36(3):733-738.
TANG Jie, DUAN Yixiang, ZHAO Wei, et al. Study of dielectric barrier discharge nonequilibrium plasma-assisted combustion for more efficient engine[J]. High Voltage Engineering, 2010, 36(3):733-738. (in Chinese)
- [7] 赵兵兵, 张鹏, 何立明, 等. 等离子体助燃对燃烧产物影响的实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9):1974-1978.
ZHAO Bingbing, ZHANG Peng, HE Liming, et al. Experiments of plasma assisted combustion's effect on combustion products[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9):1974-1978. (in Chinese)
- [8] HWANG J, KIM W, BAE C, et al. Application of a novel microwave-assisted plasma ignition system in a direct injection gasoline engine[J]. Applied Energy, 2017, 205:562-576.
- [9] 聂万胜, 周思引, 车学科. 纳秒脉冲放电等离子体助燃技术研究进展[J]. 高电压技术, 2017, 43(6):1749-1758.
NIE Wansheng, ZHOU Siyin, CHE Xueke. Review of plasma assisted combustion technology by nanosecond pulsed discharge[J]. High Voltage Engineering, 2017, 43(6):1749-1758. (in Chinese)
- [10] ZHAO Bingbing, CHEN Gaocheng, HE Liming, et al. Experimental investigation of plasma jet ignition characteristics in kerosene-air mixtures[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(2):04019113.1-04019113.5.
- [11] CZERNICHOWSKI A. Gliding arc: applications to engineering and environment control[J]. Pure and Applied Chemistry, 1994, 66(6):1301-1310.
- [12] OMBRELLO T, WON S H, JU Y, et al. Flame propagation enhancement by plasma excitation of oxygen: Part II effects of O_2 (a1Δg) [J]. Combustion and Flame, 2010, 157(10):1916-1928.
- [13] 张川宇, 冯戎, 朱家健, 等. 滑动弧等离子体辅助超声速燃烧实验研究[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(2):160-165.
ZHANG Chuanyu, FENG Rong, ZHU Jiajian, et al. Experimental investigation on gliding arc plasma-assisted combustion in the supersonic flow[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(2):160-165. (in Chinese)
- [14] FENG Rong, HUANG Yuhui, ZHU Jiajian, et al. Ignition and combustion enhancement in a cavity-based supersonic combustor by a multi-channel gliding arc plasma[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2021, 120:110248.1-110248.11.
- [15] GAO J, KONG C, ZHU J, et al. Visualization of instantaneous structure and dynamics of large-scale turbulent flames stabilized by a gliding arc discharge[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2019, 37(4):5629-5636.
- [16] OMBRELLO T, JU Y, FRIDMAN A. Kinetic ignition enhancement of diffusion flames by nonequilibrium magnetic gliding arc plasma[J]. AIAA Journal, 2008, 46(10):2424-2433.
- [17] OMBRELLO T, JU Y. Kinetic Ignition enhancement of H_2 versus fuel-blended air diffusion flames using nonequilibrium plasma[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2008, 36(6):2924-2932.
- [18] TANG Yong, SUN Jinguo, SHI Baolu, et al. Extension of flammability and stability limits of swirling premixed flames by AC powered gliding arc discharges[J]. Combustion and Flame, 2021, 231:111483.1-111483.13.
- [19] 于锦禄. 等离子体点火与助燃在航空发动机中的应用研究[R]. 西安: 第三届全国青年燃烧学术会议, 2017.
- [20] 张磊, 于锦禄, 陈一, 等. 基于滑动弧的航空发动机燃烧室

- 头部喷雾特性[J].航空学报,2021,42(3):275-289.
- ZHANG Lei, YU Jinlu, CHEN Yi, et al. Spray characteristics of gliding arc discharge combustion dome of aero-engine combustors[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3):275-289. (in Chinese)
- [21] 胡长淮,何立明,陈一,等.燃烧室头部激励的等离子体强化燃烧特性实验研究[J].推进技术,2021,42(12):2762-2771.
- HU Changhuai, HE Liming, CHEN Yi, et al. Experimental research on the characteristics of plasma-enhanced combustion excited by the combustor dome[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(12):2762-2771. (in Chinese)
- [22] 张凯,金迪,宋飞龙,等.纳秒脉冲滑动弧放电等离子体裂解煤油实验研究[EB/OL].推进技术.[2021-12-14].<https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.200993>.
- ZHANG Kai, JIN Di, SONG Feilong, et al. Experimental research on nanosecond pulsed gliding arc discharge plasma cracking kerosene[EB/OL]. Journal of Propulsion Technology. [2021-12-14]. (in Chinese)
- [23] 王宽亮,李飞,刘德峰,等.基于CH自由基发光的旋流火焰放热率时空特性研究[J].航空动力学报,2019,34(4):920-928.
- WANG Kuanliang, LI Fei, LIU Defeng, et al. Study of the temporal and spatial characteristics for swirling flame heat release rate based on CH chemiluminescence[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4):920-928. (in Chinese)
- [24] 肖为,江立军,陈盛.燃烧室电火花点火模型[J].航空动力学报,2021,36(1):25-33.
- XIAO Wei, JIANG Lijun, CHEN Sheng. Spark ignition model for combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1):25-33. (in Chinese)
- [25] HABER L C, VANDSBURGER U, SAUNDERS W R, et al. An experimental examination of the relationship between chemiluminescent light emissions and heat-release rate under non-adiabatic conditions[R]. ASME Paper 2000-GT-0121, 2000.
- [26] 黄勇,林宇震,樊志军,等.燃烧与燃烧室[M].北京:北京航空航天大学出版社,2009.
- [27] 何立明.飞机推进系统原理[M].北京:国防工业出版社,2009.

(编辑:张 雪)