

滑动弧等离子体激励对旋流燃烧室节油熄火特性的影响

许书英¹, 陈 一^{2*}, 屈美娇^{1,2}, 胡长淮³, 王 宇¹, 侯豪豪¹

(1. 西安工程大学机电工程学院, 西安, 710600;

2. 空军工程大学航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安, 710038;

3. 西安交通大学航天航空学院, 西安, 710049)

摘要 针对航空发动机燃烧室在快速节油条件下扩稳防熄的迫切需求, 为验证等离子体助燃(PAC)技术在拓宽动态熄火边界等方面的显著优势, 建立了快速节油单头部旋流燃烧实验平台, 并开展了滑动弧等离子体基于快速节油条件下的熄火特性研究。实验通过采集快速节油燃烧过程中 OH^* 化学自发光信号, 分析燃烧室熄火演化过程, 对比研究了不同节油速率和流量下滑动弧等离子体激励对熄火特性的影响。研究表明, 在动态节油下熄火边界明显小于准稳态条件下的熄火边界, 随动态节油和进气流量的增大, 熄火边界变窄; 施加 PAC 后, 助燃效果显著, 节油条件下的贫油熄火油气比明显降低, 尤其在较大节油速率和流量下仍能维持稳定燃烧。进气流量为 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率为 $0.09/\text{s}$ 时边界拓宽最大, 由 0.064 拓宽到 0.052 , 拓宽程度达到 23% 。

关键词 旋流燃烧室; 快速节油; 滑动弧等离子体助燃; 滑动弧等离子体放电; 熄火特性

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2023.02.005

中图分类号 V231 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2023)02-0033-09

Influence of Gliding Arc Plasma on Flameout Characteristics in Swirl Combustor under Condition of Fast Fuel Reduction

XU Shuying¹, CHEN Yi^{2*}, QU Meijiao^{1,2}, HU Changhuai³, WANG Yu¹, HOU Haohao¹

(1. Mechanical and Electrical Engineering College, Xi'an Polytechnic University, Xi'an 710600, China;

2. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

3. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract Aimed at the problems that aero-engine combustors need urgently to widen stability and prevent flameout under conditions of fast fuel reduction to verify the effect of plasma-assisted combustion (PAC) technology in widening the dynamic limit and other aspects, a swirl experimental platform is established with single dome under conditions of fast fuel reduction, and the dynamic characteristics study is conducted based on gliding arc plasma. Through collecting OH^* chemical luminescence signals in the combustion process of fast fuel reduction, the combustion chamber flameout evolution process is analyzed, and then the influence of gliding arc plasma excitation on flameout characteristics is studied at different fuel reduc-

收稿日期: 2022-09-28

基金项目: 重大专项基础研究项目(201T-III-007-0033)

作者简介: 许书英(1996—), 男, 河南洛阳人, 硕士生, 研究方向为等离子体点火与助燃技术。E-mail: xushuying7@126.com

通信作者: 陈 一(1989—), 男, 贵州贵阳人, 讲师, 研究方向为等离子体点火与助燃技术。E-mail: chenyl10052531@163.com

引用格式: 许书英, 陈一, 屈美娇, 等. 滑动弧等离子体激励对旋流燃烧室节油熄火特性的影响[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(2): 33-41.
XU Shuying, CHEN Yi, QU Meijiao, et al. Influence of Gliding Arc Plasma on Flameout Characteristics in Swirl Combustor under Condition of Fast Fuel Reduction[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(2): 33-41.

tion rates and flows in comparison. The results show that the lean blowout limit under dynamic fuel reduction is significantly smaller than that under quasi-steady conditions, and the lean blowout limit becomes narrower with the increase of dynamic fuel reduction and inlet airflow. After the application of PAC, the assisted combustion effect is significant, and the lean blowout fuel-air ratio of the fast fuel reduction condition is significantly reduced, especially under larger fuel reduction rate and inlet airflow can still maintain stable combustion. The limit widening is the largest at inlet airflow of $15 \text{ m}^3/\text{h}$ and fuel reduction rate of $0.09/\text{s}$, widening from 0.064 to 0.052 , and the widening degree reaches 23% .

Key words swirl combustor; fast fuel reduction; gliding arc plasma-assisted combustion; gliding arc plasma discharge; flameout characteristic

随着对飞行器机动性能要求的不断提高,特别是对于需要在高空高速状态下进行快速机动的飞行器,往往会存在急减速过渡态下熄火的问题。在高空进行规避动作时,飞行员快速收油门杆,使发动机由加力状态快速收回到正常状态甚至贫油状态。燃烧室由于供油量变化过大,转子的惯性使进气流量来不及与供油量相匹配,从而导致燃烧室的余气系数变化,超出火焰的燃烧范围,极易造成贫油熄火^[1]。为实现航空发动机拓稳防熄,对其燃烧的调控显得尤为重要。航空发动机传统燃烧控制技术主要通过调节供油规律、级间放气以及调节进气道截面积等机械方法,但难以解决入口油气比参数骤变条件下的防熄和稳焰等问题^[2-5]。因此,为了改善航空发动机燃烧室快速节油条件下的熄火特性,需要探索一种新型的燃烧技术来提高燃烧稳定性。

等离子体辅助燃烧技术(plasma-assisted combustion, PAC)通过在气体或气体混合物中放电,产生大量化学活性粒子,以提高燃烧化学反应速率;同时 PAC 其自身放电会产生热量,从而改善燃烧状况。等离子放电激励能够在空间促进气动运输作用,提升掺混效果,提高燃料雾化质量。因此可以在燃烧过程中施加等离子放电激励改善燃烧状态,提高火焰传播速率,增加燃烧的稳态范围,达到拓宽熄火边界效果^[6-7]。文献[8]对 PAC 技术在增强推进系统中的助燃稳定性进行了研究,结果发现由等离子体放电生成的激发态电子、离子等活性物质能够改变化学反应活化能,升高温度,加速反应过程。文献[9]中,对高压脉冲等离子体下贫油预混火焰进行了研究,亚微秒等离子体放电降低了燃烧过程的整体活化能,增加了火焰传播速度,为等离子体辅助燃烧提供了明确证据。文献[10]对甲烷-空气预混气体进行了滑动弧等离子体辅助实验研究。研究发现等离子体放电产生的自由基对稳定火焰起到重要作用,其中羟基的相对数量随着放电功率的增加而上

升。文献[11]研究了 PAC 技术对丙烷气体与空气混合物燃烧的影响与变化规律,并对其可燃物质成分进行了测定。研究表明,运用 PAC 技术使氧气和一氧化碳体积分数转变速度明显加快,在火焰温度稳定后,氧气和一氧化碳体积分数明显小于正常燃烧,同时可燃物量显著增加。而降低释能电压,提高可燃混合气流速,使等离子体助燃的效应降低。文献[12]对 PAC 技术在 $2\,400 \sim 12\,000$ 雷诺数范围内旋流预混燃烧过程进行了研究,验证了位于旋流出口位置的滑动弧等离子体可以抑制火焰释热速率的不稳定性,并可以将火焰贫油熄火极限增加 $15\% \sim 30\%$ 。有研究表明滑动弧等离子体对火焰稳定性提高有明显作用^[13],施加滑动弧等离子激励后,可以提供大量活性自由基,使得振荡、抬高的火焰转变为稳定的柱状火焰,附着在等离子体柱上,显著提高了贫油熄火极限。

对于航空发动机急减速过渡态油气比快速变化状态下的调控和改善,目前一般是通过航空发动机过渡态控制或燃烧室分级燃烧的方法改善过渡态下航空发动机贫油熄火问题,但这两种间接的调控方式都存在调控力度不足和存在其他负面影响的情况。目前对燃烧本身进行调控的报道和研究中,不少学者提出运用滑动弧等离子体改善贫油航发燃烧室火焰燃烧特性,但其中多数还是针对在一定油气比下稳态燃烧而言的。本文旨在利用滑动弧等离子体改善燃烧过程,以此来拓宽快速节油条件下的熄火边界。

1 实验装置及实验方法

1.1 航空发动机燃烧室快速节油实验平台

单头部滑动弧等离子体快速节油实验平台通过模拟动态节油供油过程,在燃油喷嘴处添加等离子体激励,以完成滑动弧等离子体助燃作用。其主要

原理是来流空气与燃油在旋流器作用下进行充分混合,模拟航空发动机燃烧室的工作过程,并通过在燃油喷嘴处施加滑动弧等离子体助燃激励,实现油气混合气与电弧接触,以达到滑动弧等离子体的辅助燃烧效果。

单头部滑动弧等离子体快速节油实验平台主要分为单头部滑动弧等离子体实验段,测量系统,气源系统以及总控制系统。头部旋流器采用了 3D 打印的方式进行设计制造,利用聚乳酸材料巧妙的将等离子体激励与其他金属部件分离,以实现滑动弧在指定位置放电。该等离子助燃头部由交流等离子体电源(CPT-2000K)驱动进行放电。所采用电源的频率为 5~25 kHz,最大峰值电压为 30 kV,最大输出功率为 500 W,实验输入电压为 240 V。测量系统由像增强装置(EyeITS)和高速 CCD 相机(Mini-UX50,分辨率为 1 960×1 080,最高拍摄速率为 20 000 帧/min,实验拍摄 1 000 帧/min)组成。通过安装有 OH* 滤波片(波长为 308.4 nm)的紫外镜头,对火焰燃烧过程中的化学自发光 OH 基信号进行采集,并将其传至计算机进行记录和分析。实验连接实物图如图 1 所示。

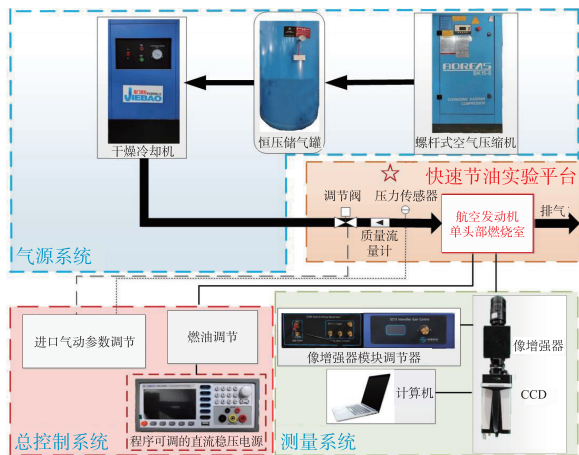


图 1 快速节油实验平台

实验由螺杆式空气压缩机(普瑞阿斯 BK15-8,排气压力为 0.8 MPa,排气量为 2.4 m³/min)作为气源提供空气,并存储到具有一定压力的储气罐中,经储气罐的稳压后进入空气干燥机进行干燥。此外依据实验段入口前所安装的质量流量计(MF3619,准确度:±1 %的读数,±0.5 %满量程)测得空气流量,并通过调节电动调节阀来对进入实验段的气流进行精确调节。

总控制系统中供油控制系统主要包括 2 个部分,一部分是恒定气压的供油控制系统,另一部分是

模拟动态供油系统。恒定气压供油系统利用气压供油的方法将燃料从燃油储备罐送至燃料室,并调节储存罐的气压值来改变所输送燃料的流速大小,其燃油气压范围在 0~0.5 MPa,燃油流量范围为 0~10 g/s。但是单一恒定气压供油方式存在一个明显的弊端,持续定量供油需要维持储油罐一定的压力,而且当需要改变供油量时操作相对繁琐,其供油方式无法满足平台动态节流熄火实验条件,因此需要增加模拟动态供油系统。模拟动态供油系统是在原有供油系统的储油罐与燃油流量计之间加装了一个电动燃油泵,电动泵的转速由输入电压的改变而变化,通过改变输入到电动泵上的电压就可以实现对供油量的动态控制。另外,为了实现对电动燃油泵的精准调控,采用了一台程序可调的直流稳压电源。在电流一定的情况下,通过预先设定不同时刻的输入电压值以及稳定电压所持续的时间,便可以实现供油量的动态调控以及动态和稳态的相互转换,控制其节油速率误差在±0.002 %。

1.2 实验条件

为探究在不同进气和节油速率条件下 PAC 对熄火特性的影响,保证起始状态不熄火情况下,来流流量 W_a 为 15 m³/h(5.25 g/s)、20 m³/h(7 g/s) 2 种工况。根据常规燃烧熄火状况,分别设置起始油气比和节油油气比,通过控制节油时间得到不同节油速率下的燃烧状况。节油速率计算公式见式(1),表 1 为不同进气条件下的节油速率工况。

$$A = \frac{R_i - R_e}{t} \quad (1)$$

式中: A 代表节油速率; R_i 、 R_e 分别为起始油气比和节油油气比; t 为节油时间。

表 1 不同进气条件下的节油速率工况

来流流量 /(m ³ /h)	节油 时间/s	起始 油气比	节油 油气比	节油速率 /s ⁻¹
15	1			0.028
	2	0.092	0.064	0.014
	3			0.009
20	1			0.030
	2	0.100	0.070	0.015
	3			0.010

1.3 助燃方案的设计

本文的滑动弧等离子体助燃头部由燃烧室头部外壳、中心燃油雾化喷嘴、锥型套筒、旋流器等组成。等离子体电源高压端连接锥型套筒作为高压电极,燃烧室头部外壳作为接地电极。放电示意图如图 2 所示。



图2 滑动弧等离子体助燃头部放电图

燃烧室头部锥型套筒与燃烧室头部外壳内的上壁面在同一水平面内,且燃烧室头部与燃烧室头部外壳两者之间的放电距离处处相等。当等离子体电源接通后,锥型套筒与燃烧室头部壳体间形成巨大电势差,之间的空气被击穿,在旋流器作用下,形成旋转滑动弧等离子体放电,以改善燃烧室的燃烧特性。该滑动弧等离子体助燃头部消耗功率为 200~300 W,其采用的独立电源体积为 370 mm×100 mm×180 mm,设备具有功耗和体积小的优势。该助燃头部与原燃烧室头部的尺寸和结构基本一致,可以直接替代原装燃烧室头部并与燃料喷嘴相匹配,更有利于燃油与滑动弧的接触,从而实现在更广泛的条件下保持稳定燃烧。与传统点火器相比,滑动弧等离子体助燃头部助燃效果更好,结构更为简单,放电形式利于与燃烧室结构匹配,可快速响应实时调节。此外,单头部旋流燃烧室横截面为 200 mm×200 mm,高为 400 mm 的方形柱体,四面为高温石英玻璃结构,便于测试设备进行记录和测量,同时防止周围空气卷入,有助于维持旋流火焰的稳定性。四周有 4 个螺杆起连接固定玻璃的作用,并用隔热涂料对各结构件间的缝隙进行密封。单头部燃烧室如图 3 所示。

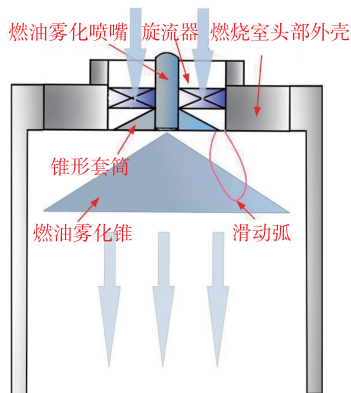


图3 单头部燃烧室

2 结果与讨论

2.1 不同节油速率对火焰熄火特性的影响

为探究不同节油速率常规燃烧和 PAC 情况下火焰熄火特性的演化规律,将进气流量分别设定为 15 m³/h 和 20 m³/h,并在两种情况不同节气时间下,通过高时空分辨的 OH^{*} 信号方法对火焰的熄火过程信息进行采集。其采集的火焰信号图像再进行伪彩处理,分析火焰的发展演化及动态熄灭过程。取供油速率开始改变为起始点,即 $t=0$ ms 时刻开始节油,其中进气量 15 m³/h、速率 0.009 /s 的工况和进气量 20 m³/h、速率 0.01 /s 取熄火前 1 s 进行研究,并每隔 50 ms 向后截取一张,如图 4~7 所示。动态节油过程中,拍摄的均为瞬态的火焰 OH^{*} 自发光信号图像,由于火焰波动以及喷嘴燃料的减小致使主燃区燃料分布不均,导致燃烧不稳定,因此拍摄的瞬态火焰形态在空间上左右分布非对称。在不同的节油速率下进行节油操作,火焰的 OH^{*} 相对强度逐渐变弱,燃烧面积都随着反应的进行而减小。熄火过程先出现局部熄火,随着熄火频率不断增大,局部熄火的比例增加,进而出现火焰面断裂,且火焰随之更为分散直至熄灭^[14]。

图 4 是进气量为 15 m³/h 时熄火演化图。随节油速率的加快,总体 OH^{*} 相对强度值和火焰燃烧面积减小,火焰更加分散,尤其在节油速率为 0.028 /s 时火焰状态差,极易熄火。如图 4(a)所示,将火焰区域分为头部燃烧区和主燃区。节油速率为 0.009 /s(熄火前 1 s)时,相对其他节油速率,熄火过程更为稳定,头部燃烧区和主燃区能维持较稳定燃烧,火焰相对集中。在 0~500 ms,火焰主要分布在主燃区,燃烧处于稳定阶段。550 ms 左右时,由于油气比的降低,火焰从主燃区向头部燃烧区过渡,处于熄火过渡阶段,过渡时间短。在 600 ms 左右,头部主燃区火焰出现大面积熄火现象,进入临近熄火状态。650~700 ms 时,火焰微弱,但由于空气和燃油的补充 750 ms 头部燃烧区恢复较小的旋流锥型火焰,仍维持燃烧并未熄火。直至 950 ms 时,随着油气比的降低,无法维持燃烧随后熄火。如图 4(b)所示,节油速率为 0.028 /s,火焰整体 OH 基相对强度值进一步减弱。0~50 ms 开始燃烧阶段,火焰还未稳定燃烧,油气比就迅速减小,主燃区火焰处于不稳

定燃烧阶段,火焰出现局部熄火,多处火焰面断裂,火焰呈块状分布。由于节油速率的加快,火焰从主燃区到头部燃烧区没有明显过渡阶段,200 ms时, OH^* 相对强度急剧减小,头部燃烧区没有

完整的旋流火焰面,火焰暗淡只剩零星分布,处于临近熄火阶段,不能维持正常旋流火焰。至 450 ms 左右火焰熄灭,节油速率增加,燃烧环境极度恶化,火焰熄火时间缩短,熄火特性显著变差。

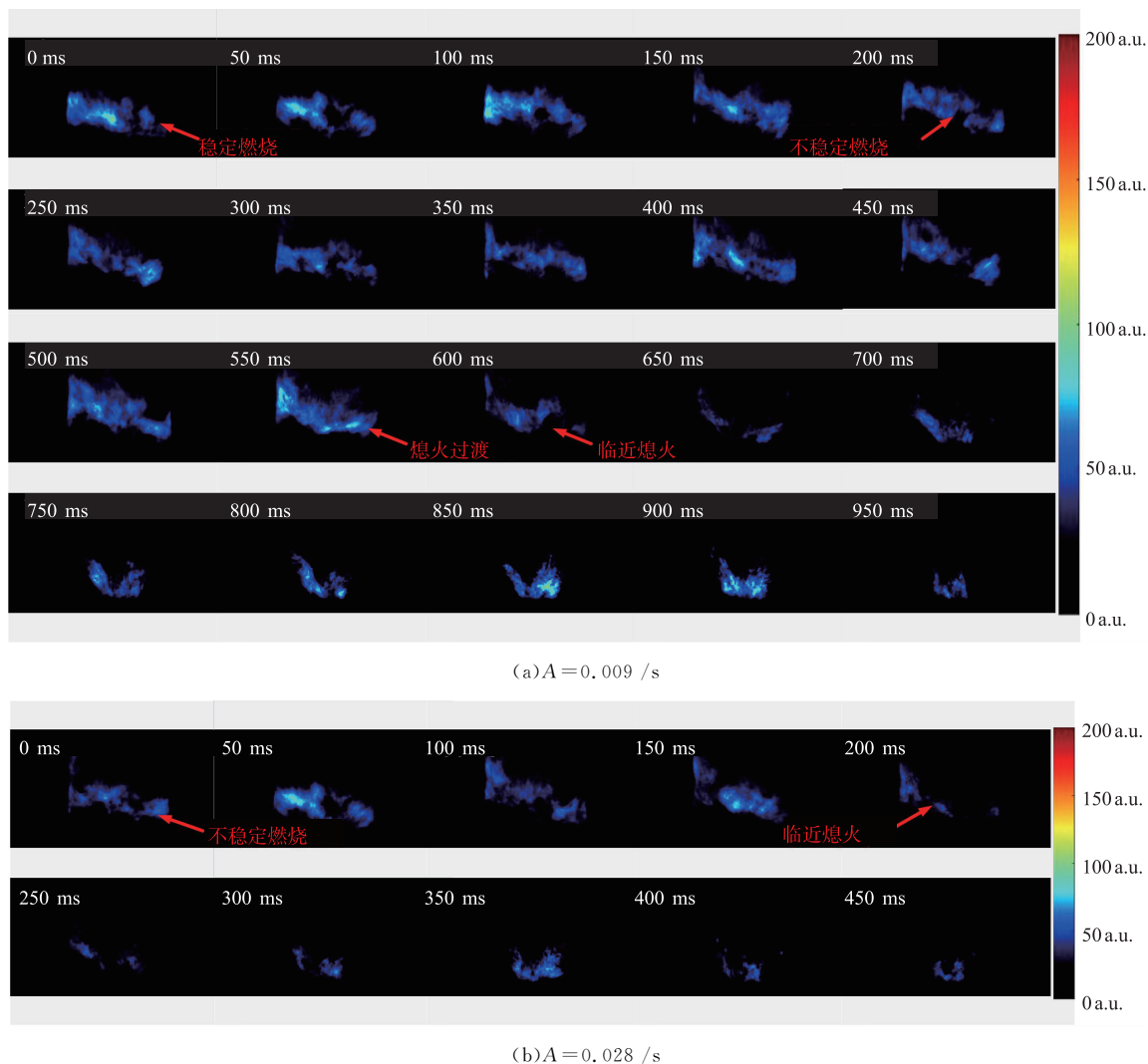


图4 火焰熄火演化图 ($W_a=15 \text{ m}^3/\text{h}$, 常规)

如图5是进气量为 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 时熄火演化图。在大流量下,由于部分燃料未及时燃烧而被吹离燃烧室,因此该情况下着火到熄火过程必须在较恰当油气比大的情况下进行,以保证研究正常进行。与进气量 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 相比,进气量的增加,在相对较富油的情况下, OH^* 相对强度明显增加,火焰更为集中。如图5(a)所示,节油速率为 $0.01 /s$ (熄火前 1 s), 0 ms 时,火焰稳定燃烧,集中在主燃区和头部燃烧区,存在较高相对强度的中心火焰团。50 ms 相对强度值达到局部最大,但中心火焰团出现局部熄火断裂。由于节油的进行,100 ms 时,火焰面减小。到达 150 ms 时,油气比的降低不足以维持大面积火焰燃烧,使火焰由主燃区过渡到头部燃烧区。200 ~ 650 ms 火焰一直在头部燃烧区维持燃烧,处于熄

火过渡阶段,过渡阶段时间相对 $W_a=15 \text{ m}^3/\text{h}$ 工况极大增加,火焰稳定性增强。700 ms,完整旋流火焰面出现整体断裂,火焰处于临近熄火阶段。直至 950 ms,火焰熄灭。如图5(b)所示,节油速率为 $0.03 /s$ 。0 ms 时,节油开始阶段,火焰集中分布在主燃区和头部燃烧区。节油速率的增加使过渡阶段提前。250 ms 时,火焰过渡到头部燃烧区。750 ms 时,火焰处于临近熄火阶段,随油气比的降低,至 950 ms 火焰熄灭。

进气量 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 熄火过程未出现进气量 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 工况下火焰分散现象,火焰在头部燃烧区可以维持较为集中的旋流火焰,尤其在 $W_a=20 \text{ m}^3/\text{h}$, $A=0.03 /s$ 下相对于 $W_a=15 \text{ m}^3/\text{h}$, $A=0.028 /s$ 熄火时间明显增加。

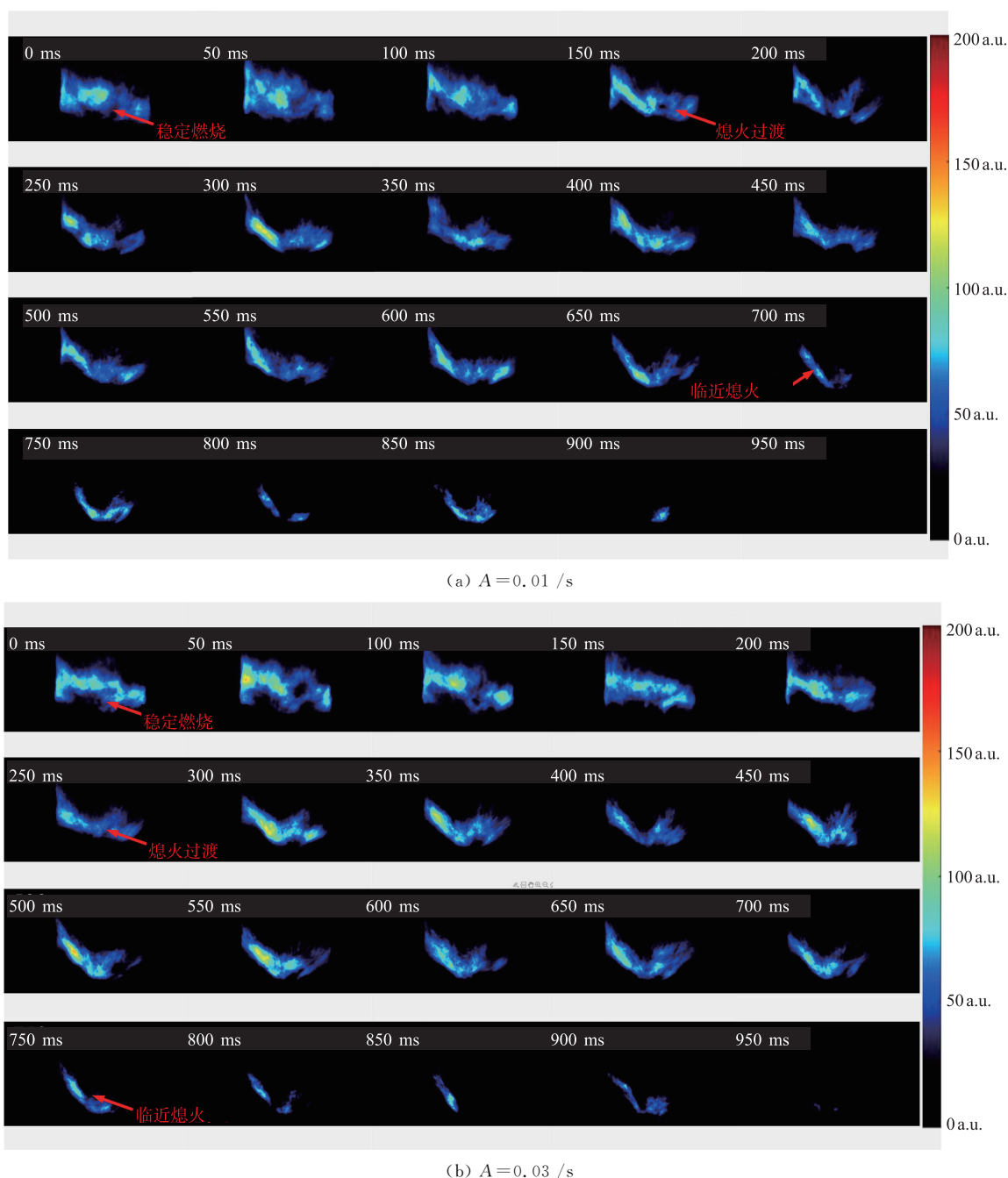


图5 火焰熄火演化图 ($W_a = 20 \text{ m}^3/\text{h}$, 常规)

由图6可清晰见到进气量 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率 $0.028 /s$ 下滑动弧等离子体助燃的过程, 相对常规燃烧, 可见明显放电电弧, 火焰波动明显放缓, 火焰稳定性显著增强, OH基相对强度和火焰面积明显增强, 火焰更加集中, 整个等离子体火焰成锥型。随着节油速率的增加, 熄火状况有不同程度的恶化。与常规相比, 在 0 ms 施加 PAC 状态下, 火焰抬举高度减小, 随着节油的进行, 火焰向头部燃烧区移动, 附着于滑动弧等离子体上^[15]。 500 ms 时火焰呈现熄火过渡阶段, 火焰从主燃区收缩至头部燃烧区, 在较低油气比下维持较完整的值班火焰^[16]。同时此时出现火焰面断裂临近熄火, 但直到 900 ms 才熄火, 极大拓宽熄火边界。等离子体的化学效应在动

态节油过程中起到了关键性的作用, 滑动弧等离子体放电使燃油和空气裂解产生了大量的 H、O 原子以及 OH 基团以及裂解的小碳链燃油分子, 使得化学反应动力学进程增强, 燃烧速率加快, 进一步改善了火焰的熄火特性^[17-20]。

如图7所示, 在进气流量为 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率为 $0.03 /s$ 时, 与进气流量为 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 相比, 由于燃烧室头部处于局部富油状态, 油气比相近情况下燃油和空气流量增大。而 PAC 的施加, 其裂解作用、雾化作用等的存在, 提高了化学反应速率, 火焰更为集中, 火焰波动最小。在 PAC 下, 0 ms 火焰主要集中在主燃区, 和常规燃烧相比, 火焰抬举高度明显降低, 并向头部燃烧区缓慢过渡。

250 ms 之后火焰维持在头部燃烧区,形成稳定的值班火焰,火焰无明显波动。到 950 ms 节油操作

结束仍能维持稳定燃烧不熄火,熄火边界拓宽,熄火特性得到了极大改善。

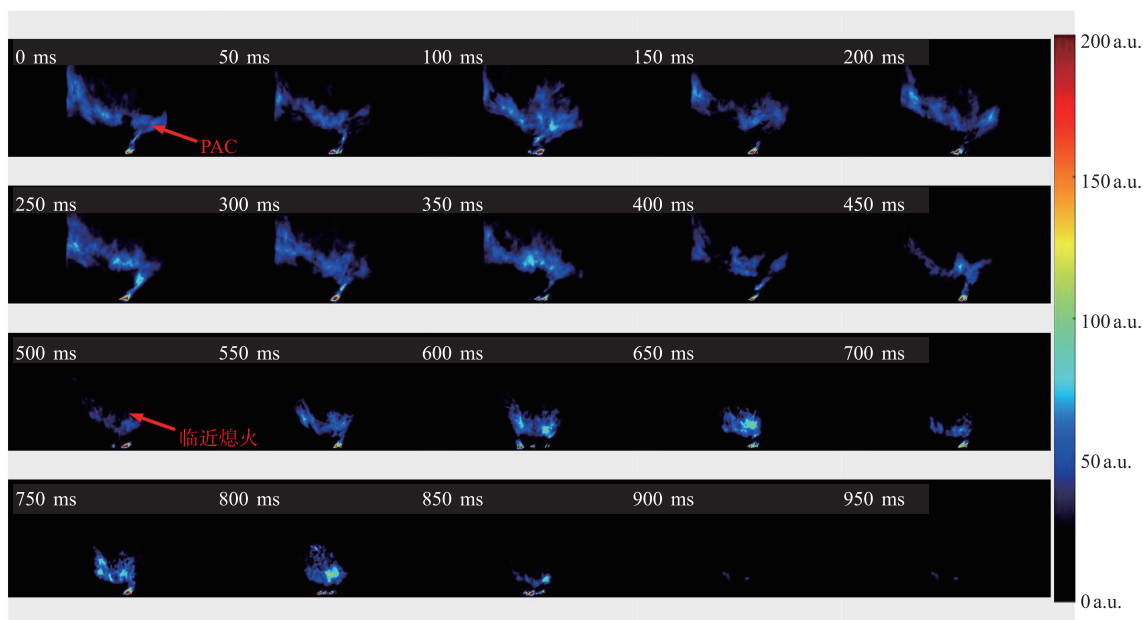


图6 火焰熄火演化图 ($W_a = 15 \text{ m}^3/\text{h}$, $A = 0.028 \text{ /s}$, PAC)

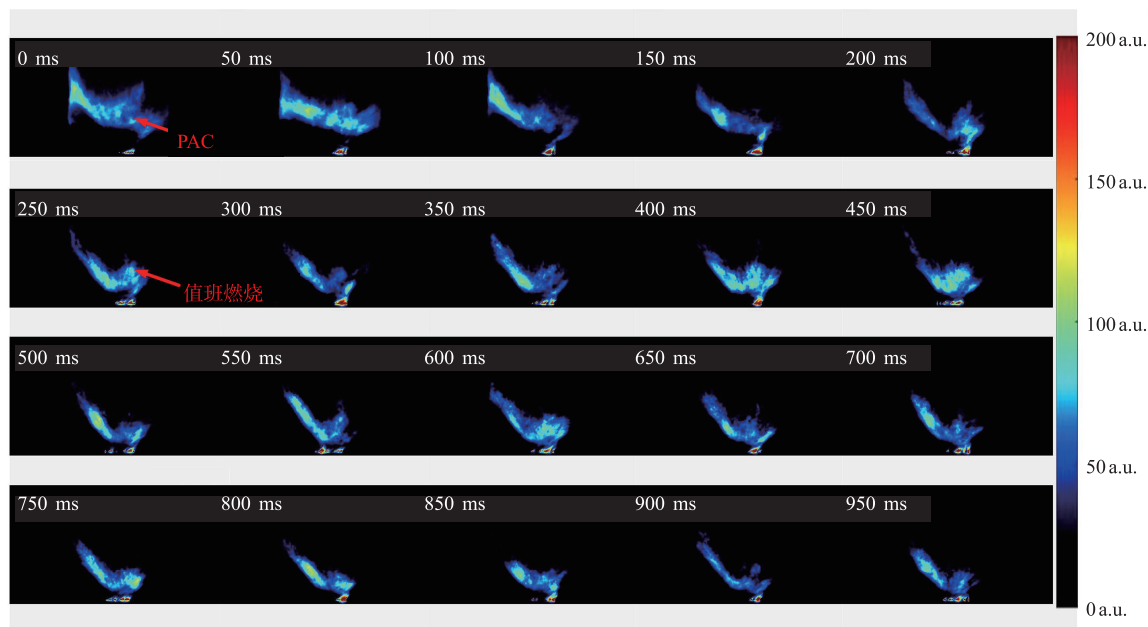


图7 火焰熄火演化图 ($W_a = 20 \text{ m}^3/\text{h}$, $A = 0.03 \text{ /s}$, PAC)

为更加清晰研究滑动弧等离子体助燃的效果,对熄火过程 OH 基发光强度的变化规律进行了分析。在进气量为 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 下,取节油速率为 0.009 /s 、 0.028 /s 熄火过程高速摄像图,将其进行灰度处理,得到每张图像的 OH* 相对强度值,并对得到的 OH 基强度信息进行拟合处理。图 8 和图 9 为节油速率 0.009 /s 、 0.028 /s 下常规和 PAC 熄火过程火焰 OH* 相对强度变化曲线,表征了在该过程中火焰发展分布特征以及燃烧强度的变化趋势。在进行节油动作后,燃油流量逐渐降低,此时燃烧室内的空气流量仍处于较大的水平,因此燃烧室的油气比随之降低,OH* 表征的燃烧强度逐渐减弱。进一步降低燃油流量,燃烧靠近贫油熄火边界,燃烧室逐渐进入燃

烧的不稳定状态。从火焰形态上来看,临近熄火状态前,在节油的初期火焰强度有所降低,锥型火焰面可持续的维持在主燃区,但随着临近熄火边界,火焰面收缩至旋流器出口,伴随火焰摆动以及火焰从主体火焰脱落的现象,最终熄火。可见在节油过程中,火焰中的 OH 基相对强度值都呈减弱趋势,且节油速率越快,燃烧室内的油气比减小的速率越大,导致下降的幅度越明显,拟合曲线下降更加急促。对比常规和施加 PAC 后 OH 基的变化,施加等离子体后,积分拟合曲线的下降斜率明显降低,更为平稳,熄火情况明显得到改善,相对强度也有所提升,尤其节油速率为 0.009 /s 时最为显著。在节油过程中滑动弧的主要作用机理有 2 个方面。一是开启等离子体助燃头部

之后,从燃烧室进入的空气和从喷嘴喷入的燃油在旋流器出口处初步混合,经过滑动弧等离子体放电区域,持续稳定的点燃该区域的混合气体,形成值班火焰。在相同的节油速率下,火焰更加稳定的附着于等离子体放电头部并维持在主燃区,表现出“稳焰”的作用。二是滑动弧等离子体在低于常规熄火边界的油气比下,通过高能电子、燃料活化和热量沉积的作用,进一步点燃贫油气比的混合气,拓宽燃烧室的熄火边界,表现出“防熄”的作用。

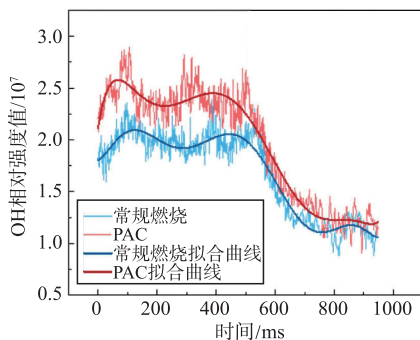


图8 OH基相对强度变化过程曲线
($W_a = 15 \text{ m}^3/\text{h}$, $A = 0.009 \text{ /s}$)

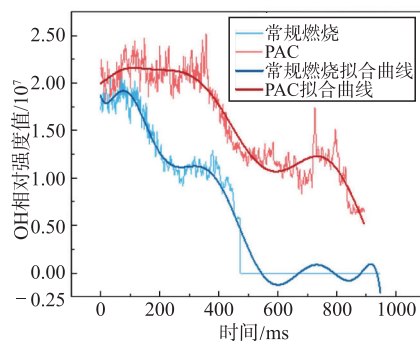


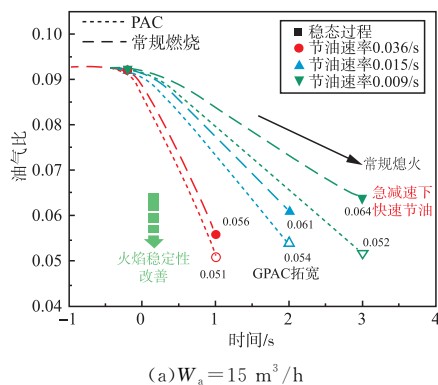
图9 OH基的相对强度变化过程曲线
($W_a = 15 \text{ m}^3/\text{h}$, $A = 0.028 \text{ /s}$)

2.2 不同节油速率下 PAC 对熄火边界的影响

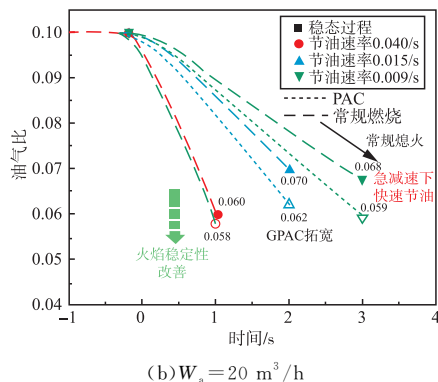
为了更加直观地对比使用滑动弧等离子体助燃前后燃烧效果,在不同的进气压力和节油速率下,得到等离子体拓宽后的熄火边界,对比研究常规燃烧和 PAC 的熄火边界情况。

Semenov 燃烧理论认为,燃烧的维持主要由反应生热 Q_r 和散热 Q_l 来决定。活化能 E_a 和可燃物浓度 n 等因素均对 Q_r 有较强影响^[21]。降低反应活化能可以在更低的燃料浓度条件下产生相等的热量。因此同等散热条件下,施加等离子体激励后,燃料反应活化能减小,便可以在较小油气比条件下产生足以维持燃烧的热量,相应的使贫熄油气比降低。图 10 为滑动弧等离子体拓宽节油熄火边界图。灰色箭头为常规准稳态的熄火边界线,通过缓慢调节供油量,使油气比趋于平衡后得到的稳态贫油熄火油气比。虚线和点画线为常规和 PAC 不同节油速率下的动态熄火边界线。可见,不同节油速率下的

动态熄火边界线都会明显窄于常规准稳态熄火边界。同时,节油速率越高,熄火油气比应该越高,但图 10(a)、(b)的实际结果却有出入,这是由于节油速率过快,火焰还未及时感应油气比的变化而熄火,油气就已近超过理论的极限熄火油气比。两种不同进气流量下,随节油速率的增加,火焰稳定性极度恶化,熄火边界变窄。施加 PAC 后,降低了反应所需的活化能,熄火时的可燃物浓度减少,即熄火油气比明显降低,贫熄边界得到明显拓宽,但随节油速率的增加,PAC 效果有所减弱。如图 11(a)中进气流量 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 下节油速率 0.009 /s 边界拓宽程度最大,由 0.064 拓宽到 0.052 ,相对拓宽 9.8% 。节油速率 0.036 /s 相对拓宽减少至 15% 。随进气量由 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 增加到 $20 \text{ m}^3/\text{h}$,等离子体拓宽贫熄边界程度减小。同时图 11(b)中是 0.01 /s 油气比效果最为明显,边界相对拓宽 13.2% 。进气流量增大,压强减小,电弧滑动模式随气压降低逐渐从稳定电弧滑动模式(A-G)模式发展为击穿伴随滑动模式(B-G)模式。在此状态,击穿电压减小,则电弧滑动范围和周期减小,在快速来流作用下电弧未滑动或者滑动距离很短就造成耗散,新的电弧开始新的周期^[22-24]。对比(a)、(b)两图,在节油速率和进气量的共同影响下,由进气流量 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 节气变化率 0.036 /s 到 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 节气变化率 0.01 /s 拓宽比例下降明显,由 9.8% 减低至 3.3% 。在其他变量相同的情况下,进气流量越小,节油速率越小,边界拓宽越明显。



(a) $W_a = 15 \text{ m}^3/\text{h}$



(b) $W_a = 20 \text{ m}^3/\text{h}$

图10 滑动弧等离子体拓宽节油熄火边界图

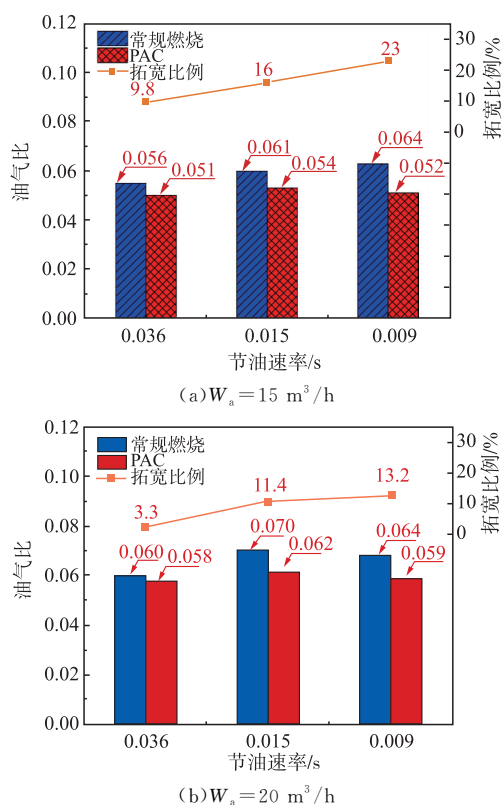


图11 滑动弧等离子体拓宽节油熄火比例图

3 结论

为了探究滑动弧等离子体激励对燃烧室动态节油熄火的影响规律,本文基于单头部滑动弧等离子体快速节油实验平台开展了动态节油熄火实验研究,对比分析常规和施加滑动弧等离子体下,不同的进气流量和节油速率的熄火过程,得到了滑动弧等离子体对燃烧室熄火演化特性以及熄火边界的影响规律,得出以下结论。

1)在常规燃烧情况下, OH^* 相对强度和火焰面积都随节油进行而减小。随着节油速率的加快,火焰波动和熄火过程明显加快,火焰更加分散。由主燃区到头部燃烧区的熄火过渡阶段变短,甚至在进气流量为 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率 0.028 /s 时,直接由主燃区火焰到临近熄火状态,火焰的稳定性变差,熄火边界变窄,熄火过程急剧加快。进气流量增加至 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 时,富油状态下油气比减少,燃烧更加充分,火焰较为集中,出现较明显的熄火过渡阶段,熄火稳定性增强。

2)施加滑动弧等离子体后,相比常规燃烧相同的情况下,火焰的 OH^* 相对强度值明显增强,火焰集中,火焰面积明显加大。可见其熄火过程中火焰中存在等离子体放电所持续产生的电弧,火焰附着于滑动电弧上并形成稳定的值班火焰,其火焰波动周期明显

放缓,熄火时间大大延长,“稳焰”效果显著。进气流量为 $20 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率 0.01 /s 的条件下,效果最为明显在较小油气比下仍能维持燃烧。贫油熄火油气比也明显减小,熄火边界得到拓宽,“防熄”的作用得以体现。进气流量为 $15 \text{ m}^3/\text{h}$ 、节油速率为 0.09 /s 条件下,熄火边界拓宽最大,由 0.064 拓宽到 0.052 ,相对拓宽 23% 。在相同的情况下进气流量越小,节油速率越小,边界拓宽越明显。

参考文献

- [1] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006:94-137.
- [2] JAW L C, GARG S. Propulsion Control Technology Development in the United States a Historical Perspective[Z]. NASA/TM-2005-213978.
- [3] 李刚团. 民用大涵道比涡扇发动机动态性能模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 8-14.
- [4] 施洋, 屠秋野, 蔡元虎, 等. 燃气涡轮发动机加减速控制计划最优设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2567-2571.
- [5] 高杨, 王继强, 陈维建, 等. 基于加减速计划的航空发动机过渡态控制设计[C]//第三十四届中国控制会议论文集(D卷). 杭州:中国控制学会, 2015: 680-685.
- [6] 李应红, 吴云, 宋慧敏. 等离子体流动控制的研究进展与机理探讨[C]//中国航空学会动力专业分会. 中国航空学会第六届动力年会论文集. 北京:中国航空学会动力专业分会, 2006: 790-799.
- [7] JU Y G, SUN W. Plasma Assisted Combustion: Dynamics and Chemistry[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 48: 21-83.
- [8] OMBRELLO T, WON S H, JU Y G, et al. Lifted Flame Speed Enhancement by Plasma Excitation of Oxygen[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009: 689.
- [9] EVANS M D G, VERSAILLES P, SAINCT F P, et al. Increased Flame Reactivity of a Lean Premixed Flame through the Use of a Custom-Built High-Voltage Pulsed Plasma Source[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2014, 42(10): 2844-2845.
- [10] WU W W, NI G H, LIN Q F, et al. Experimental Investigation of Premixed Methane-Air Combustion Assisted by Alternating-Current Rotating Gliding Arc[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2015, 43(12): 3979-3985.
- [11] 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.

(下转第50页)

- [12] TANG Y, SUN J, SHI B, et al. Extension of Flammability and Stability Limits of Swirling Premixed Flames by AC Powered Gliding Arc Discharges [J]. Combustion and Flame, 2021, 231: 111483-111496.
- [13] JU R Y, WANG J H, XIA H, et al. Effect of Rotating Gliding Arc Plasma on Lean Blow-Off Limit and Flame Structure of Bluff Body and Swirl-Stabilized Premixed Flames[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2021, 49(11): 3554-3565.
- [14] SHANBHOGUE S J, HUSAIN S, LIEUWEN T. Lean Blow off of Bluff Body Stabilized Flames: Scaling and Dynamics [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009, 35(1): 98-120.
- [15] 据荣源, 王金华, 穆海宝, 等. 旋转滑动弧放电等离子体对氨气旋流火焰稳定性的影响[J]. 工程热物理学报, 2022, 43(8): 2225-2233.
- [16] 耿华东, 陈一, 崔巍, 等. 滑动弧放电等离子体激励的值班火焰头部放电特性实验[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2022, 23(1): 53-63.
- [17] SUN W, UDDI M, OMBRELLO T, et al. Effects of Non-Equilibrium Plasma Discharge on Counterflow Diffusion Flame Extinction [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 3211-3218.
- [18] SUN W, WON S H, OMBRELLO T, et al. Direct Ignition and S-Curve Transition by in Situ Nano-Second Pulsed Discharge in Methane/Oxygen/Helium Counterflow Flame [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 847-855.
- [19] REUTER C B, WON S H, JU Y. Experimental Study of the Dynamics and Structure of Self-Sustaining Premixed Cool Flames Using a Counterflow Burner [J]. Combustion and Flame, 2016, 166: 125-132.
- [20] REUTER C B, WON S H, JU Y. Flame Structure and Ignition Limit of Partially Premixed Cool Flames in a Counterflow Burner [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2017, 36(1): 1513-1522.
- [21] 张群, 黄希桥. 航空发动机燃烧学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 74-85.
- [22] 何立明, 雷健平, 陈一, 等. 大气压交流旋转滑动弧的放电特性[J]. 高电压技术, 2017, 43(9): 3061-3069.
- [23] 何立明, 陈一, 刘兴建, 等. 大气压交流滑动弧的放电特性[J]. 高电压技术, 2016, 42(6): 1921-1928.
- [24] 费力, 张磊, 何立明, 等. 环境压力对滑动弧放电等离子体助燃激励器特性的影响研究[J]. 高压电器, 2019, 55(7): 127-134.

(编辑: 姚树峰)