

文章编号: 1000-8055(2023)09-2062-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210681

滑动弧等离子体点火助燃头部激励对燃烧室点熄火特性的影响

屈美娇^{1,2}, 王 宇¹, 陈 一³, 吴 云², 胡长淮⁴, 许书英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 机械工程学院, 西安 710049;

4. 西安交通大学 航天航空学院, 西安 710049)

摘 要: 基于旋转滑动弧等离子体技术, 研制了与某型航空发动机适配的点火助燃头部, 并在三头部燃烧室实验平台的基础上开展了点熄火特性实验研究, 通过分析旋转滑动弧等离子体点火助燃头部激励对燃烧室着火过程、点火边界以及熄火边界的影响规律, 初步验证了该技术拓展燃烧室点熄火性能的可行性。结果表明: 旋转滑动弧等离子体激励可以显著拓宽点熄火边界, 缩短着火延迟时间。相比于常规点火器, 在余气系数为 2, 输入电压为 200 V 时, 着火延迟时间缩短 49.2%; 输入电压为 200 V 时, 贫油点火边界拓宽 18.2%; 输入电压为 240 V 时, 熄火边界拓宽 7.41%。

关 键 词: 航空发动机燃烧室; 滑动弧等离子体; 点火助燃; 着火过程; 点熄火边界

中图分类号: V233.3

文献标志码: A

Effect of gliding arc plasma ignition and assisted combustion dome actuation on ignition and blowout characteristics of combustor chamber

QU Meijiao^{1,2}, WANG Yu¹, CHEN Yi³, WU Yun², HU Changhuai⁴, XU Shuying¹

(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 Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

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

Abstract: The ignition and assisted combustion dome was developed based on rotating gliding arc discharge plasma, and it was preliminarily validated that the ignition and assisted combustion dome can widen the ignition and flameout performance of combustor. Experiments were carried out on the combustion experiment platform with three combustion domes to analyze the effect law of rotating gliding arc plasma actuation on the combustion of aero-engine, including igniting fire process, lean ignition limit and lean blowout limit. Results showed that rotating gliding arc plasma actuation can significantly broaden ignition and lean blowout limit and shorten the delay time of ignition. Compared with conventional electric

收稿日期: 2021-11-29

基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究(2017-III-0007-0033)

作者简介: 屈美娇(1990—), 女, 副教授、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧研究。

通信作者: 陈一(1989—), 男, 助理教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧室等离子体点火与助燃技术方面的研究。E-mail: cheniykgd@163.com

引用格式: 屈美娇, 王宇, 陈一, 等. 滑动弧等离子体点火助燃头部激励对燃烧室点熄火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2062-2072.

QU Meijiao, WANG Yu, CHEN Yi, et al. Effect of gliding arc plasma ignition and assisted combustion dome actuation on ignition and blowout characteristics of combustor chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2062-2072.

spark igniter, the delay time was reduced by 49.2% when the input voltage was 200 V and excess air coefficient was 2. The ignition limit under lean oil condition was widened by 18.2% when the input voltage was 200 V, and lean flameout limit was widened by 7.41% when the input voltage was 240 V.

Keywords: aero-engine combustion chamber; gliding arc plasma;
ignition and assisted combustion; igniting fire process; ignition and flameout limit

随着航空飞行器的不断发展,其工作包线不断拓展,在临近包线甚至跨越边界工作时,发动机工作大幅偏离设计点状态,极易发生空中熄火或者熄火后二次点火困难。目前分级燃烧^[1]、多旋流^[2]等先进燃烧方案都已经开展了大量的研究,而等离子体点火助燃作为一种新型主动调控燃烧技术,可以有效缩短点火延迟时间,拓宽点熄火边界,也得到航空航天燃烧领域高度关注^[3]。

等离子体中携带有大量的高能电子,可以使原子和分子被激发、离解和电离,产生许多活性反应组分,并产生有利于燃烧的中间产物,引入新的反应链改变燃烧反应路径,从而提高燃烧化学反应速率,增大火焰传播速度,使火焰更加稳定^[4]。研究表明,等离子体的辅助燃烧作用具有广阔的发展前景。在贫油、低温、低压和高速燃烧条件下,等离子体对提高燃烧性能具有显著的效果,可以实现拓宽点熄火边界的作用^[5]。文献[6]研究表明,瞬态等离子体点火产生的平衡态等离子体可以将乙烯—空气/丙烷—空气混合物的点火延迟时间缩短约1/5。文献[7]通过大量实验研究等离子体的热效应与等离子体助燃作用之间的关系,研究表明纳秒脉冲等离子体放电中产生的自由基对点火特性具有显著影响,可以使点火温度降低,点火延迟时间明显缩短。文献[8]以二甲醚和正庚烷为燃料,对等离子体辅助低温点火进行了实验验证,结果表明非平衡等离子体是加速低温点火和燃料氧化的有效途径。文献[9]和文献[10]研究结果表明,等离子体辅助燃料燃烧时可以实现极贫条件下的燃烧,有效拓宽熄火边界。

国内针对等离子体点火助燃技术也开展了大量的研究,文献[11]和文献[12]首次在型号发动机燃烧室上进行滑动弧放电和介质阻挡放电等离子体助燃实验探究,验证等离子体助燃激励器对航空发动机燃烧室性能提高的可行性。为了验证等离子体助燃改善航空煤油贫油燃烧性能的可行性,文献[13]进行了大量的验证性实验,结果表明施加等离子体激励后,多项燃烧性能均有一定程度的提高,且随着等离子体激励器输入电压的

增加,贫燃熄火边界扩大。文献[14]进行了模拟高空环境下的点火实验,实验结果表明施加等离子体激励后,可有效拓宽点火和贫燃边界。文献[15]开展了低温等离子体对汽油机贫燃作用的研究,结果表明等离子体使其贫燃极限显著增大。文献[16]通过使用正癸烷骨架机理作为航空煤油替代燃料,用零维均质完全混合模型和零维完全预混模型对等离子体点火和燃烧过程进行计算分析,研究等离子体中OH自由基对航煤着火特性的影响,结果表明添加OH自由基后,燃料的着火延迟时间得到显著缩短。文献[17]设计了基于激波管实验系统的等离子体放电单元,用于研究等离子体对甲烷点火特性的影响,结果表明较小的放电能量即可使甲烷的点火延迟时间显著减少。文献[18-19]对旋转滑动弧的放电模式、放电特性及光谱特性进行了实验研究,得到了电弧的放电模式和放电特性与激励电压及气体流量的关系,为滑动弧等离子体激励器研制时的参数设计提供了理论支撑。

等离子体激励能够改善燃油雾化质量,增强火焰稳定性,拓宽熄火边界,提高点火能力,进而实现燃料在更宽广的条件下(低火焰温度、贫油等)实现稳定燃烧和可靠点火^[20]。目前已有研究主要集中在等离子体激励特性、点火助燃机理以及开发新型等离子体激励器等方向^[3]。但在技术研究方面,尤其是在航空发动机燃烧室中的应用还十分欠缺,比如等离子体点火助燃方式的选择与优化、激励器与航空发动机燃烧室的一体化设计以及不同环境条件下的点火助燃特性等。因此,本文基于三维滑动弧等离子体激励研制了与某型航空发动机燃烧室适配的点火助燃头部,并以三头部燃烧室实验平台为基础,开展了在滑动弧等离子体激励条件下,航空发动机燃烧室在不同工况下的燃烧性能实验。对比研究其着火过程及着火延迟时间、分析在输入电压分别为0(常规点火器)、160、200、240 V时,施加等离子体助燃时对点熄火边界的影响,初步验证了等离子体点火助燃头部激励改善航空发动机燃烧室点火和稳焰特

性的可行性。

1 实验装置及测量方法

1.1 航空发动机燃烧室实验平台

航空发动机燃烧室实验平台由气源系统、三头部燃烧室实验件、供油系统等组成,图1为航空发动机燃烧室等离子体点火助燃实验平台结构

示意图。利用螺杆式空压机(42.8 m³/min, 0.8 MPa)提供气源,经稳压罐、冷干机处理后,进入实验段,通过电动调节阀(ZDLP-16)控制入口参数。实验段前安装有内锥流量计(DYNC),以获得气体流量参数。采用压力式供油系统,配合高精度流量计(PROMASS A)以获得燃油流量参数。图中 CCD (charge coupled device)。

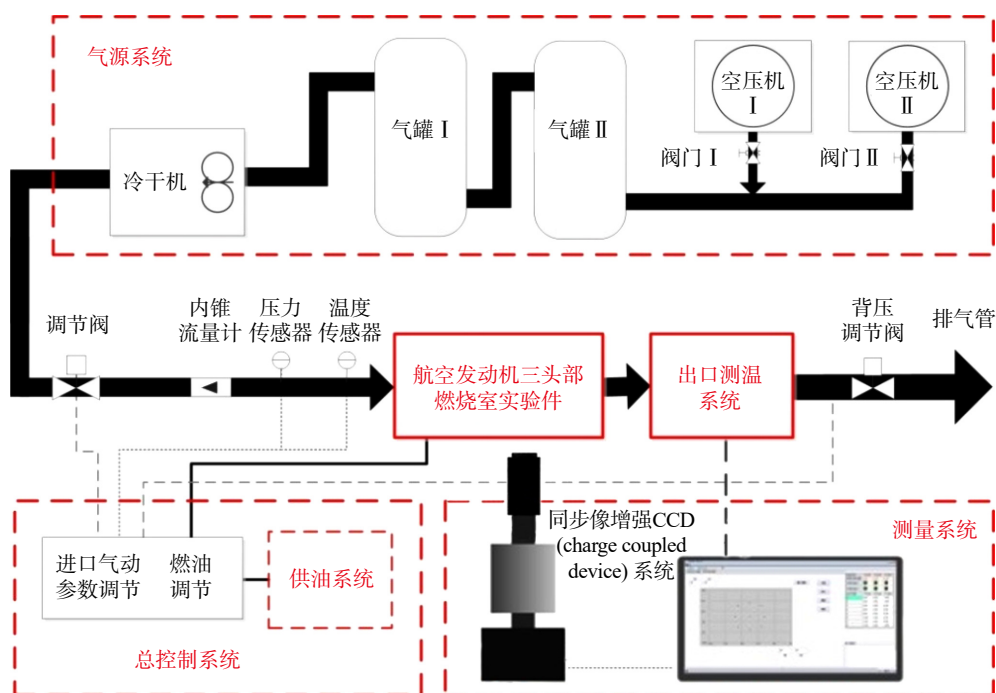


图1 航空发动机燃烧室实验平台结构示意图

Fig. 1 Schematic of aero-engine combustion chamber experimental platform

燃烧室实验段的核心为某型航空发动机燃烧室三头部矩形实验件,为保证实验得到的主要性能参数与真实情况更加接近,该燃烧室实验段与真实燃烧室的结构和尺寸保持一致。如图2为航空发动机三头部燃烧室实验段实物图。该燃烧室

为双旋流高温升短环型,配有3个双油路压力式燃油雾化喷嘴,本文中考虑到实际供油量较小,且主要开展点熄火特性实验,所以只使用其中副油路。

1.2 实验条件

本文在等离子体点火助燃头部输入电压 U_0 为0(常规点火器)、160、200、240 V的条件下,进行了余气系数 α 为0.4~2.0(进口气流速度 C_3 为30 m/s)的点熄火实验、进口气流速度 C_3 为40~80 m/s的点熄火实验和进口气流速度 C_3 为50~130 m/s范围内的熄火实验,分别用来对比研究施加等离子体点火助燃头部激励后的点火延迟、点火边界和贫燃熄火边界问题,具体情况见表1。需要说明的是,受实验条件所限本文中的点熄火特性实验主要在入口常温常压的条件下开展;实验段进气口截面尺寸为240 mm×19.4 mm,计算得进行着火延迟、点火边界和熄火边界实验的进气流量分

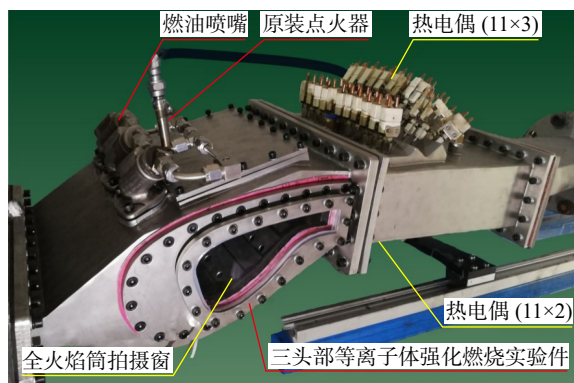


图2 航空发动机三头部燃烧室实验装置照片

Fig. 2 Photograph of aero-engine three dome combustion chamber experimental apparatus

表 1 实验条件表			
Table 1 Table of experimental conditions			
研究内容	进口速度 C_3 /(m/s)	余气系数 α	输入电压 U_0 /V
点火延迟	30	0.4~2.0	0(常规) 160~240
点火边界	40~80		
熄火边界	50~130		

别为 0.140、0.186~0.372 m³/s 和 0.233~0.605 m³/s。

1.3 等离子体点火助燃头部的研制

本文对已有的滑动弧等离子体燃油裂解头部^[21]结构参数和放电参数进行了优化^[22], 提出基于滑动弧等离子体激励的航空发动机点火助燃头部, 并开展点熄火特性的实验研究。该头部适配于某型号航空发动机燃烧室, 其主要结构如图 3 所示, 安装照片如图 4 所示。滑动弧等离子体点火助燃头部主要由一级旋流器、阳极文氏管、二级旋流器和阴极喇叭口等组成。其中阳极文氏管接入高压交流电, 阴极喇叭口接地, 配备独立实

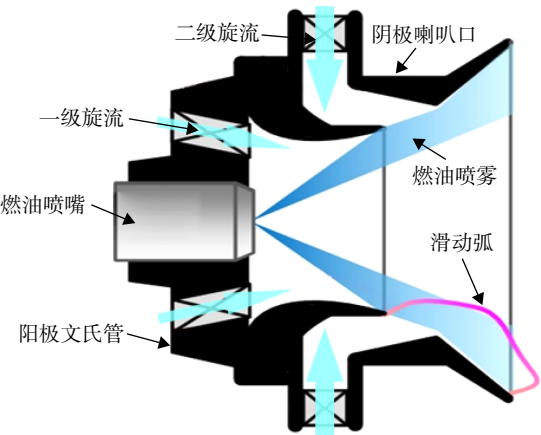


图 3 点火助燃头部原理图

Fig. 3 Schematic of ignition and assisted combustion dome



图 4 点火助燃头部安装照片

Fig. 4 Photograph of ignition and assisted combustion dome

验电源(CTP-2 000 K, 0~30 kV), 使两者之间击穿空气放电, 在旋流作用下形成稳定的滑动弧等离子体放电区域。研究表明, 燃油初次雾化后形成的雾锥大部分都经过该滑动弧放电区域, 在等离子体的裂解, 电离等作用下, 燃油的黏性力降低, 雾化性能增强、反应活化能减小, 达到强化点火、辅助燃烧的作用^[23]。

1.4 助燃方案的设计

本文针对某型航空发动机, 其燃烧室为高温升短环型, 20 个头部均配备两级离心式旋流器, 每个头部配有一个双油路压力雾化喷嘴, 配合扩压器将雾化后的燃油喷入燃烧室。本文研制的点火助燃头部可与该型燃烧室原装燃油喷嘴匹配, 并可直接替换原有的头部安装在燃烧室内。

旋转滑动弧等离子体放电可以产生大量的活性粒子, 如 OH、O₂、O₂(V)、O₂(a¹Δg)、O(¹D)、O₃^[24] 等, 研究表明, 这些活性粒子在改善燃烧性能中起着至关重要的作用^[24-25]。如图 5 所示为等离子体点火助燃头部放电时活性粒子的流动轨迹设想图^[26]。

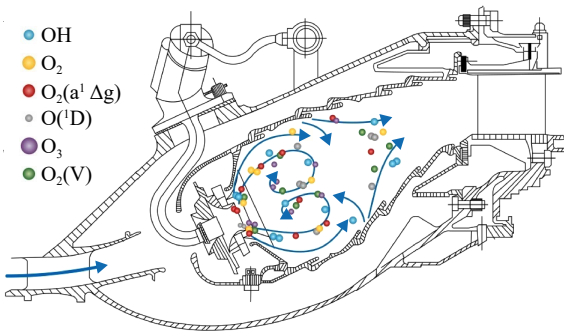


图 5 点火助燃头部放电时活性粒子的流动轨迹设想图

Fig. 5 Flow trajectory diagram of active particles under ignition and assisted combustion dome within electric discharge

本文燃烧室实验段中 3 个燃油喷嘴均配合安装有滑动弧等离子体点火助燃头部, 接通电源后可见点火助燃头部放电均匀、稳定, 放电效果如图 6 所示。

等离子体点火助燃头部相比于传统点火器, 其点火位置也具有很大优势。该头部的放电位置尽可能更靠近主燃区, 产生的活性粒子可以第一时间参与燃烧反应, 提高其利用率; 更重要的是, 该位置的油气比远远高于燃烧室内其他位置, 更有利于燃烧室的点火与着火。图 7 为点火方式与燃烧效果对比照片, 其中图 7(a)为点火方式对比照片, 图 7(b)为燃烧效果对比照片。

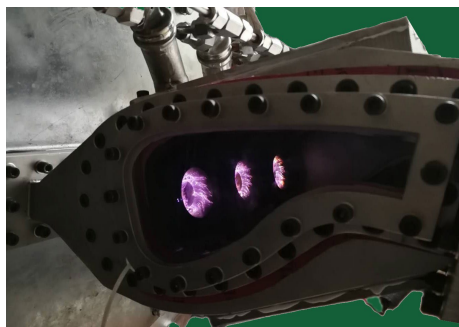
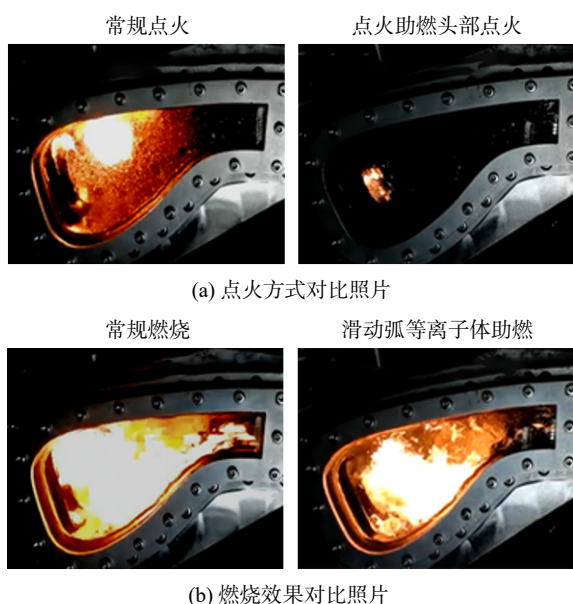


图 6 三头部燃烧室点火助燃头部放电照片

Fig. 6 Photograph of ignition and assisted combustion dome three dome combustion chamber within electric discharge



(b) 燃烧效果对比照片

图 7 点火方式与燃烧效果对比照片

Fig. 7 Comparison of ignition methods and combustion effect

2 实验结果分析

2.1 燃烧室着火延迟时间

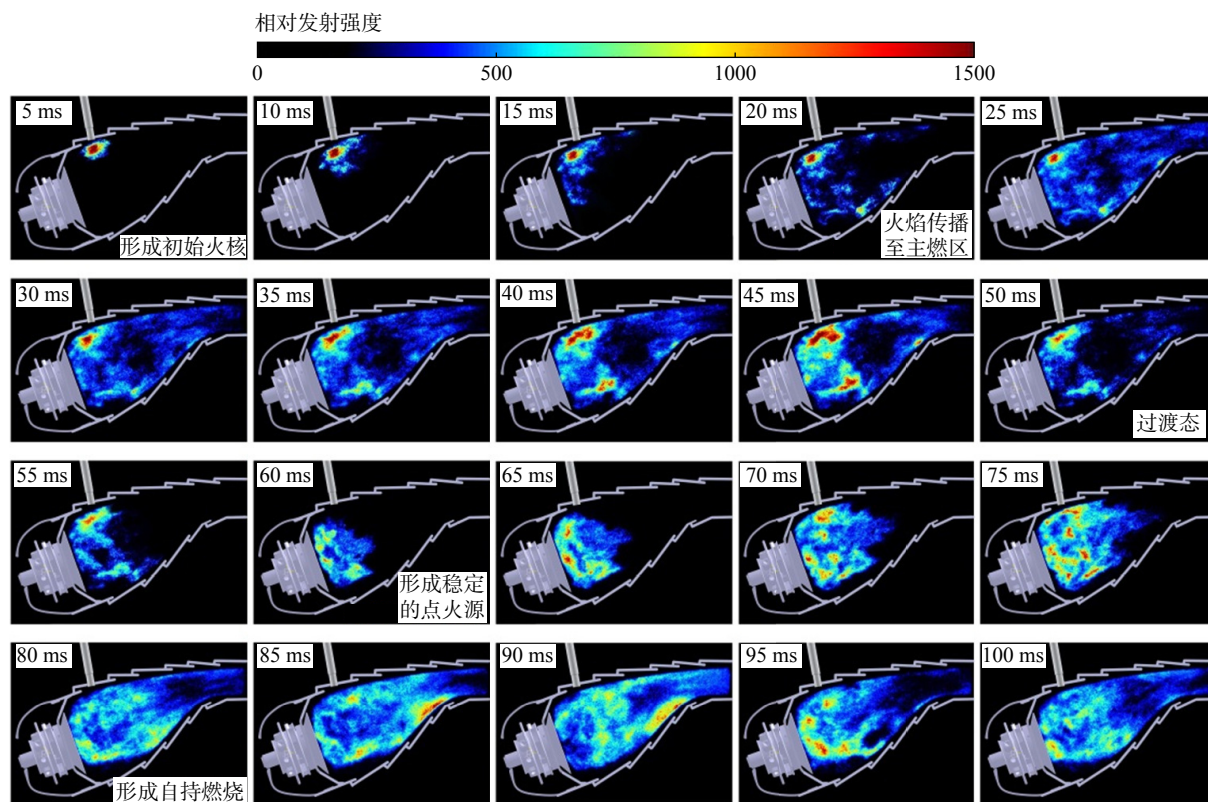
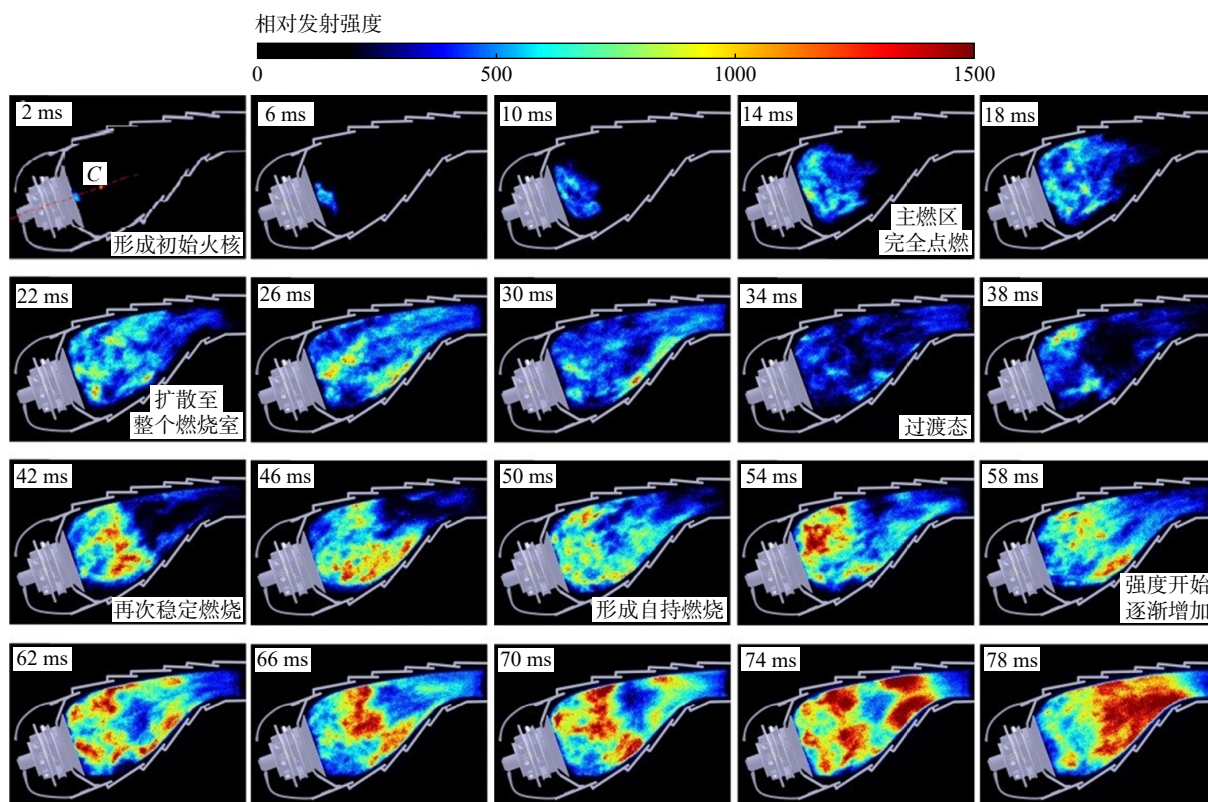
航空发动机燃烧室的点火是一个包含多种物理和化学反应的复杂过程,受到多种因素的相互作用影响。燃烧室的进口温度、压力、流速和余气系数等参数随飞行条件及工作状态的变化而发生变化,进而影响燃烧室内的流场结构和雾化性能,一旦发生空中熄火,便会造成二次点火困难。为研究滑动弧等离子体点火助燃头部对燃烧室点火过程的影响,本文在燃烧室进口气流速度为 30 m/s 的工况下,开展了常规电火花点火与点火助燃头部点火的特性实验研究,利用高速 CCD 相机及 OH(滤片波长(310±5) nm)像增强以 1 000 帧的频率采集燃烧室火焰筒内的点火过程,并计算出着火延迟时间。

在余气系数 α 为 0.4 的工况下,燃烧室头部在常规电火花点火下的着火过程如图 8 所示,图中第 5 ms 到第 100 ms 的 20 张图片展示了点火过程中 OH 信号的动态过程。

点火器工作后电火花形成局部高温点,5 ms 时,在电火花点火的位置附近观测到初始火核,其 OH 强度值最大,随后火核扩散,点燃其周围的油气混合气,火焰从点火器出口位置向整个燃烧室传播;20 ms 左右时,火焰传播至燃烧室的主燃区,将从燃烧室头部喷出的油气混合气点燃并快速向下游扩散燃烧。50 ms 左右时,着火前燃烧室内的未燃气基本被点燃;随着燃料与空气混合气的快速消耗,燃烧区内出现短暂的低压贫氧贫油的过渡态,火焰快速熄灭并随流从燃烧室排出,只有主燃区得到头部的燃料和空气持续供给,维持燃烧,其间可能伴有多次震荡;60 ms 左右时,由于燃烧室头部两级旋流器的作用,在主燃区形成较强的回流区,部分已燃高温燃气回流加热从火焰筒头部进入的空气和燃油混合气直至着火燃烧,并形成稳定的点火源,火焰再次向下游传播,此次燃烧相较初次点燃瞬间比较稳定;80 ms 左右时,燃烧室火焰筒内被全部点燃,并形成稳定的自持燃烧;100 ms 时,主燃区、补燃区以及掺混区的分区燃烧作用逐渐形成,自此燃烧室完成了一个完整的点火过程。

不难看出,常规的电火花点火时,首先在点火器附近产生初始火核,然后再向燃烧区扩散传播。但是,由于传统的电火花点火器本身的结构特点以及其安装的位置在外环火焰筒的壁面位置,必然限制了其产生的初始火核的位置在壁面附近,该位置油气配比不是最佳工况,而且该位置点火后形成的初始火核需要首先向主燃区扩散燃烧,当主燃区达到自持稳定燃烧后才能逐渐使得整个火焰筒内稳定燃烧。更为严重的是,在该位置点火受流场条件和使用条件的影响较强,点火时常常处在非最佳设计点工况,特别是在一些极端条件下,点火边界变窄不利于再次点火。

相比于常规的电火花点火,滑动弧等离子体点火助燃头部的点火过程和点火机制则明显不同。在余气系数 α 为 0.4,点火助燃头部的输入电压为 200 V 的工况下,着火过程如图 9 所示。图中 20 张从第 2 ms 到第 78 ms 的图片展示了点火过程中 OH 信号的动态过程。当点火助燃头部工作后,预先雾化后的燃油经过滑动弧等离子体放电

图8 常规点火器点火的着火过程($\alpha=0.4$)Fig. 8 Igniting fire process of conventional electric spark ignition ($\alpha=0.4$)图9 滑动弧等离子体点火的着火过程($\alpha=0.4$, $U_0=200$ V)Fig. 9 Igniting fire process of gliding arc plasma ignition ($\alpha=0.4$, $U_0=200$ V)

区域,与活性粒子碰撞形成小碳链的燃料,既改善了燃料的雾化质量并使得其与空气良好掺混,又使能电子碰撞油气混合气直接接触燃烧化学反应,开始燃烧。在第 2 ms 时,在等离子体点火助燃头部的出口位置观测到初始火核,但其 OH 强度值较小且没有突增,随后火核扩散,点燃其周围的油气混合气;14 ms 左右时,主燃区基本被完全点燃,火焰继续扩散。22 ms 左右时,燃烧快速扩散至整个燃烧室,之后出现短暂的低压贫氧贫油的过渡态,造成短暂的震荡;42 ms 左右时,主燃区重新进入稳定燃烧,火焰再次向下游传播;50 ms 左右时,燃烧室火焰筒内被全部点燃,并形成稳定的自持燃烧且烧强度逐渐增加。

滑动弧等离子体点火助燃头部形成初始火核的机理与常规的电火花点火明显不同的是,电火花采用高温触发燃烧化学反应;而滑动弧点火助燃头部在放电过程中产生非平衡的低温等离子体,其对空气的加热效应也不过几十度,其主要是利用高能电子碰撞油气混合气直接接触燃烧化学反应。同时两者产生初始火核的位置也不相同,电火花点火时,初始火核在外环火焰筒壁面附近,而点火助燃头部形成初始火核的位置在主燃区核心位置,所以其点火与着火的性能明显优于常规的电火花点火。

本文以燃烧室内某点的 OH 亮度值随时间的变化作为评价着火延迟时间的依据,选取点为燃烧室火焰筒内,燃烧头部的中轴延长线上,主燃区中的核心点,如图 9 中点 C 所示。由此可得到着火过程中 OH 亮度值的散点图,进而二次拟合出 OH 随时间的变化曲线,如图 10 为进口气流速度 C_3 为 30 m/s、余气系数 α 为 0.4 时常规点火与点火助燃头部点火的 OH 信号值变化曲线。实验采用时序控制系统,控制点火、相机与供油同步触发,以开始捕捉到 OH 信号作为着火的起始点,并标记为 0 ms 时刻位置。由图可知,随着时间的增加,OH 信号值逐渐增大,伴有一定震荡且逐渐趋于稳定,期间当经历第一个 OH 信号峰值时,由图可见,整个主燃区已经被点燃并扩散至整个火焰筒,认为此时初步完成着火过程,待几次震荡以后逐渐进入稳定燃烧状态,判定点火成功,文中将图 10 的 0 ms 时刻位置与 OH 信号的峰值位置之间的时间差即定义为着火延迟时间。如图 11 表示的是不同余气系数条件下,着火延迟时间 t 及其缩减量 Δt 与输入电压 U_0 之间的关系(进口

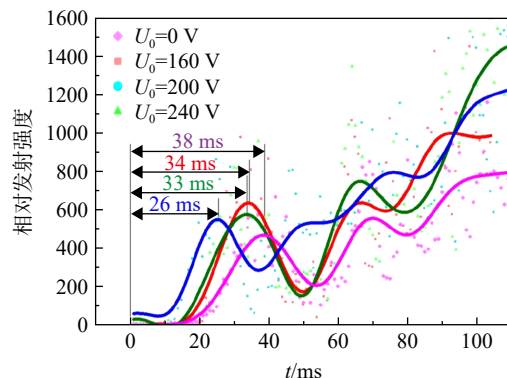


图 10 常规点火与滑动弧等离子体点火的 OH 发射强度随时间的变化曲线($\alpha=0.4$)

Fig. 10 The curve of OH emission intensity of conventional ignition and gliding arc plasma ignition ($\alpha=0.4$)

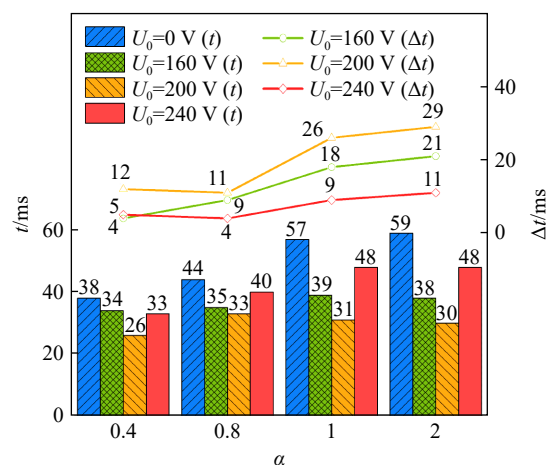


图 11 着火延迟时间及时间缩减量

Fig. 11 Ignition delay time and reduction

气流速度 C_3 为 30 m/s)。

由图 10 可见,在余气系数 α 为 0.4 的工况下,常规电火花点火的着火延迟时间为 38 ms;当使用滑动弧等离子体点火助燃头部点火,输入电压 U_0 为 160、200 V 和 240 V 时,着火延迟时间分别为 34、26 ms 和 33 ms。不同输入电压条件下滑动弧等离子体点火助燃头部点火的着火延迟时间相较于常规电火花点火器均有明显缩短,这是由于滑动弧点火助燃头部的点火位置具有较好的油气比环境,且滑动弧放电时间远小于点火时间,可以产生大量的高能电子、亚稳态粒子与活性粒子,还可以促进燃料裂解为低碳链的烃类化合物^[27],同时滑动弧放电能够为燃烧提供大量的自由基与焦耳热,可以强化燃烧室的初始点火过程。当 U_0 从 160 V 增加到 200 V 时,着火延迟时间进一步缩短,相较于常规电火花点火器缩短 31.6%; U_0 继续增大至 240 V 时,效果减弱。这是因为增

大 U_0 能够提高滑动弧单位时间的能量输入, 在一定范围内增加 U_0 可以促进等离子体放电时各种活性粒子的产生, 提高点火助燃头部的点火能力; 但 U_0 持续增加直至超出界限, 实际放电的击穿模式会有显著的变化, 其中伴随击穿滑动模式会持续降低^[22], 更多的能量用于热耗散中^[4], 反而降低了用于非平衡态等离子体激发的能量, 使得在较高输入电压下辅助点火效果有所减弱。

由图 11 可知, 进口气流速度 C_3 依然为 30 m/s, 随着余气系数 α 由 0.4 依次增加到 0.8、1 和 2, 常规电火花点火的着火延迟时间也分别增至 44、57、59 ms; 使用滑动弧等离子体点火助燃头部点火, 不同余气系数条件下的着火延迟时间相比常规电火花点火均有明显缩短; 在实验工况内, 输入电压 U_0 为 200 V 时的点火效果最佳, 且在 α 为 2 时效果最显著, 着火延迟时间为 30 ms, 较常规电火花点火缩短约 49.2%; U_0 由 200 V 增大至 240 V, 由于分配给用于激发非平衡等离子体的能量减少, 导致辅助点火效果有所减弱。

2.2 燃烧室点火边界

本文研究了燃烧室在贫油条件下的点火性能, 得到了常规电火花点火与滑动弧等离子体点火助燃头部的点火特性曲线, 如图 12 所示。实验发现, 在进口气流速度 C_3 为 40~80 m/s 的范围内, 点火边界随着 C_3 的增加而明显减小。采用常规电火花点火时, 当 C_3 为 40 m/s 左右时, 点火边界最宽, 熄火时的余气系数 α 达到 6.5, 之后点火边界随着 C_3 的增大而减小。在 80 m/s 左右时, 点火边界最窄, 着火时 α 仅有 5.5, 受实验条件限制, 本实验中的最大进口气流速度在 80 m/s 左右。而在相同的实验条件下, 滑动弧等离子体点火助燃头部的点火边界明显大于电火花点火。

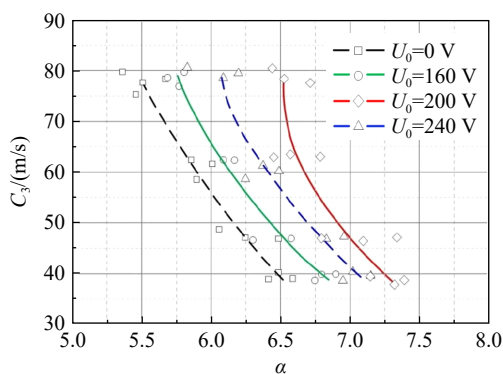


图 12 常规点火器与等离子体点火助燃头部的点火特性

Fig. 12 Ignition characteristics of conventional igniter and plasma ignition and assisted combustion dome

热自燃理论认为, 着火是否能够成功主要由反应生热速率 q_r 和散热速率 q_l 谁强谁弱来决定, 活化能 E_a 和燃料浓度 ρ_f 等因素均对 q_r 有较强影响, 具体关系如下式:

$$q_r = \rho_f^a \rho_o^b A e^{(-E_a/RT)} \Delta h_c$$

式中 ρ_o 为氧化物浓度; A 为指前因子; R 为通用气体常数; T 为温度; Δh_c 为单位质量燃料的热值; a 、 b 为相应的反应级数。

谢苗诺夫热自燃理论表明减小反应活化能、增大可燃物浓度能有效提高生热速率, 降低着火温度, 将着火提前^[28]。

由点火位置分析, 滑动弧等离子体点火助燃头部的点火位置在燃烧室主燃区靠近头部的位置, 此处的可燃物浓度 ρ_f 比火焰筒壁面处要高得多, 且非平衡等离子体的裂解作用可以将大碳链的液态燃料裂解成小碳链的气态燃料, 从而降低反应的活化能 E_a 。因此在贫油条件下, 使用等离子体点火助燃头部点火时反应生热速率更大, 更容易点火成功。等离子体点火助燃头部点火位置还有较强的回流区, 创造了良好的点火稳焰的条件, 使其更有利于点火。

从点火机制来看, 电火花点火利用局部高温热源触发燃烧化学反应, 而滑动弧等离子体点火助燃头部主要是利用高能电子碰撞油气混合气直接触发燃烧化学反应。由此不难发现, 等离子体点火助燃头部的点火与着火的性能明显优于常规的电火花点火。

图 12 表明, 在滑动弧等离子体点火助燃头部的输入电压 U_0 为 160 V 条件下, 进口气流速度 C_3 为 40 m/s 左右时, 成功点火的余气系数 α 达到 6.8, 而在 C_3 为 80 m/s 左右时, 成功点火的 α 为 5.75; 在 U_0 为 200 V 条件下, 其效果最为明显, C_3 为 40 m/s 左右时, 成功点火的 α 达到 7.3, 相较常规点火扩宽 12.3%, 而在 C_3 为 80 m/s 左右时, 成功点火时 α 为 6.5, 扩宽约 18.2%; 在 U_0 为 240 V 条件下, C_3 为 40 m/s 左右时, 成功点火的 α 达到 7.1, 而在 C_3 为 80 m/s 左右时, 成功点火时的 α 为 6.1。

2.3 燃烧室熄火边界

贫油和富油超出一定限度后都会导致发动机熄火, 熄火边界是常用来表征燃烧室稳定燃烧范围的特性参数。考虑到富油条件下对测试平台和测试设备要求较高以及安全性等问题, 因此本文

仅研究了发动机燃烧的贫油熄火边界。如图 13 为输入电压 $U_0=240\text{ V}$ 时, 临近熄火状态下 OH 信号强度分布, 其中图 13(a) 为常规燃烧, 图 13(b) 为等离子体助燃。由图 13 可见, 在临近熄火条件下, 常规燃烧的火焰较为分散, OH 相对强度较低; 而当施加等离子体激励后, 火焰更为集中, 且 OH 相对强度更高。

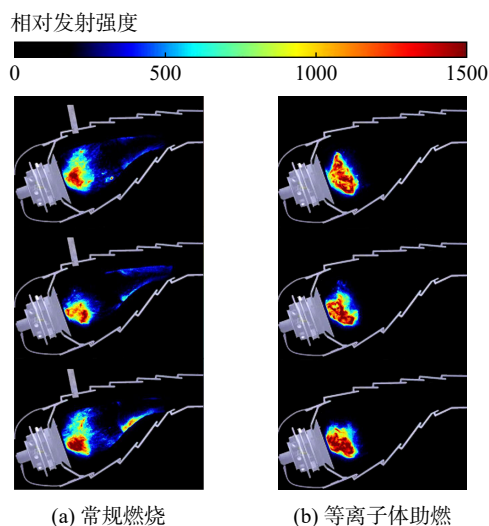


图 13 临近熄火状态下 OH 强度分布 ($U_0=240\text{ V}$)

Fig. 13 Intensity distribution of OH approaching flameout ($U_0=240\text{ V}$)

如图 14 为在等离子体点火助燃头部输入电压 U_0 分别为 0、160、200、240 V 时, 进口空气流速 C_3 对燃烧室熄火边界的影响。在 $U_0=0\text{ V}$, 即未施加等离子体激励时, 熄火边界在一定的进口空气流速的范围内 (40~108 m/s) 随 C_3 的增加而得到拓宽, 且在 C_3 为 108 m/s 时达到最大, 此时余气系数 α 为 24.3, 随后继续增大 C_3 , 熄火边界反而减小。当 $U_0=240\text{ V}$, 熄火边界有明显地增大, 当 C_3 为 118 m/s 时, 此时余气系数达到最大值, 为 26.1, 相比于不施加等离子体激励, 熄火边界拓宽 7.41%。而 $U_0=160\text{ V}$ 和 200 V 时, 在 C_3 较小条件下, 对熄火边界有显著的拓宽作用, 随着进口空气流速的增大效果减弱。这是由于在低输入电压、较低进口空气流速时, 滑动弧放电模式主要为 A~G 模态, 空气流速增大, 放电模态发生变化, 导致助燃效果减弱^[22]。

若不考虑燃烧系统的机械特性, 燃料的理论燃烧反应速率是由其化学动力学速率决定的, 活化能 E_a 、反应温度 T 等因素对化学反应速率有显著影响。有研究表明减小总包反应的活化能是提高化学反应速率的有效手段之一^[28]。

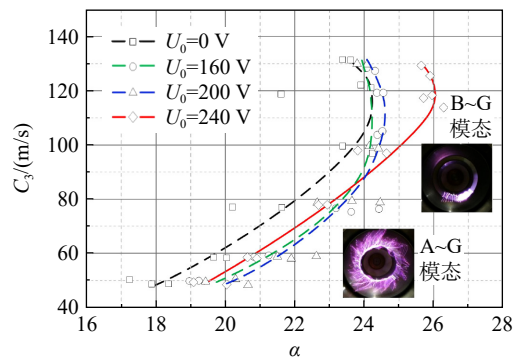


图 14 常规燃烧与等离子体助燃的贫油熄火边界

Fig. 14 Lean flameout limit of conventional combustion and plasma-assisted combustion

非平衡等离子体的裂解作用可以使燃料活化能降低, 从而提高反应速率。非平衡等离子体还可以直接增大控制链锁反应过程的关键化学反应的反应速率, 来提高总包反应速率, 例如: $\text{O}_2(\text{a}^1\Delta\text{g}) + \text{H} \rightarrow \text{OH} + \text{O}$ 等反应速率都远远大于基态粒子参与反应的反应速率^[25]。因此施加等离子体激励时, 燃料的燃烧反应更快, 单位时间内产生的热量更多, 在相同的外部条件下 (散热速率相同), 施加等离子体激励时系统温度下降更慢, 熄火边界得到拓宽。

实验研究表明, 熄火边界的拓展效果和火焰的稳定性随着输入电压的增加均有显著提升, 同时, 燃油的雾化质量也随着流场速度、供油量和压力的增加而大幅提高, 所以进气速度越大, 拓宽熄火边界的效果越明显。

3 结 论

本文基于旋转滑动弧等离子体技术, 研制了与某型航空发动机燃烧室适配的点火助燃头部, 并在三头部燃烧室实验平台的基础上开展了点熄火特性实验研究, 初步验证了该技术拓展燃烧室点熄火性能的可行性, 分析了滑动弧等离子体点火助燃头部对燃烧室点火延迟、着火过程以及点熄火边界的影响规律。得到以下结论:

1) 实验表明, 相比于常规的电火花点火, 滑动弧等离子体点火助燃头部的点火过程和点火机制明显不同, 着火延迟时间大幅缩短, 当余气系数 α 为 2, 输入电压 U_0 为 200 V 时, 点火助燃头部的着火延迟时间较常规点火器缩短约 49.2%; 输入电压 U_0 为 200 V 时, 滑动弧等离子体点火助燃头部的贫油点火边界比常规点火器点火边界拓宽约 18.2%。

2) 熄火边界的拓展效果随着点火助燃头部输入电压的增加有显著提升, 相比于不施加等离子体助燃, 在输入电压 U_0 为 240 V 时, 等离子体助燃激励的熄火边界拓宽约 7.41%。

参考文献:

- [1] 赵传亮, 郭舒. 分级燃烧技术及其在同心分级燃烧室中的应用[J]. 航空发动机, 2020, 46(6): 22-28.
ZHAO Chuanliang, GUO Shu. Staging combustion technology and its application in concentrically staged combustor[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 22-28. (in Chinese)
- [2] 莫姐, 万斌, 王新竹, 等. 三旋流燃烧室点火阶段燃烧性能[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8): 1594-1600.
MO Da, WAN Bin, WANG Xinzh, et al. Combustion performance of triple swirler combustor in ignition stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1594-1600. (in Chinese)
- [3] 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 Sib, et al. Application of plasma ignition and assisted combustion of aeroengine[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 12-20. (in Chinese)
- [4] 陈一. 航空发动机燃烧室滑动弧等离子体强化燃烧头部的探索研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2020.
CHEN Yi. Research of aero engine combustors gliding arc plasma enhancing combustion dome[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2020. (in Chinese)
- [5] CRINER K, CESSOU A, LOUCHE J, et al. Stabilization of turbulent lifted jet flames assisted by pulsed high voltage discharge[J]. Combustion and Flame, 2005, 144(1/2): 422-425.
- [6] STARIKOVSKII A Y. Plasma supported combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2405-2417.
- [7] ADAMOVICH I V. Plasma dynamics and flow control applications[M]. Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, 2010.
- [8] JU Yiguang, LEFKOWITZ J K, REUTER C B, et al. Plasma assisted low temperature combustion[J]. *Plasma Chemistry and Plasma Processing*, 2016, 36(1): 85-105.
- [9] SUN Wenting, 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.
- [10] YIN Z, ADAMOVICH I, LEMPET W. Absolute OH number density measurements in lean fuel-air mixtures excited by a repetitively pulsed nanosecond discharge[R]. AIAA 2013-0432, 2013.
- [11] 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)
- [12] 兰宇丹, 何立明, 郭向阳. 不同初始温度下等离子体对 H_2 /Air 混合物燃烧影响[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 651-655.
LAN Yudan, HE Liming, GUO Xiangyang. Effects of plasma on the combustion of H_2 /Air mixture under different initial temperatures[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 651-655. (in Chinese)
- [13] 刘兴建, 何立明, 杨涛, 等. 等离子体助燃对航空煤油贫油燃烧的影响研究[J]. 推进技术, 2016, 37(9): 1727-1734.
LIU Xingjian, HE Liming, YANG Tao, et al. Investigation of effects of plasma-assisted combustion on lean-fuel combustion of aviation kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(9): 1727-1734. (in Chinese)
- [14] CAI Banghuang, SONG Huimin, JIA Min, et al. Experimental study on energy characteristics and ignition performance of recessed multichannel plasma igniter[J]. Chinese Physics B, 2020, 29(6): 065207.1-065207.10.
- [15] 于吉超. 低温等离子体汽油重整及对汽油机稀薄燃烧影响的研究[D]. 天津: 天津大学, 2007.
YU Jichao. Research on cold plasma gasoline reforming and the influence on lean burn engine[D]. Tianjin: Tianjin University, 2007. (in Chinese)
- [16] 王美琪, 陈雷, 曾文, 等. 活性粒子对航空煤油着火特性影响机理分析[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 375-381.
WANG Meiqi, CHEN Lei, ZENG Wen, et al. Analysis of mechanism of active particles on ignition characteristics of aviation kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 375-381. (in Chinese)
- [17] 沈双晏, 金星, 邓同晔, 等. 基于激波管的等离子体辅助甲烷点火[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 572-580.
SHEN Shuangyan, JIN Xing, DENG Tongye, et al. Plasma assisted methane ignition based on shock tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 572-580. (in Chinese)
- [18] 陈朝, 于锦禄, 张磊, 等. 基于等离子体的新型燃烧室头部工作特性实验研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2766-2773.
CHEN Zhao, YU Jinlu, ZHANG Lei, et al. Experimental study on working characteristics of new combustion chamber head based on plasma[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(12): 2766-2773. (in Chinese)
- [19] 雷健平, 何立明, 陈一, 等. 旋转滑动弧放电等离子体滑动放电模式的实验研究[J]. 物理学报, 2020, 69(19): 195203.1-195203.12.
LEI Jianping, HE Liming, CHEN Yi, et al. Experimental study on gliding discharge mode of rotating gliding arc discharge plasma[J]. Acta Physica Sinica, 2020, 69(19): 195203.1-195203.12. (in Chinese)
- [20] 李应红, 吴云. 等离子体激励调控流动与燃烧的研究进展与展望[J]. 中国科学: 技术科学, 2020, 50(10): 1252-1273.
LI Yinghong, WU Yun. Research progress and outlook of flow control and combustion control using plasma actuation[J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2020, 50(10): 1252-1273. (in Chinese)
- [21] 何立明, 陈一, 费力. 航空发动机燃烧室的旋转滑动弧等离子体燃油裂解头部: CN108180075A[P]. 2019-07-05.
- [22] HU Changhuai, HE Liming, CHEN Yi, et al. Electrical and optical characterizations of a rotating gliding arc plasma-enhanced combustion dome in an aero-engine combustor[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2021, 54(20): 205202.
- [23] 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): 124308.1-124308.15.
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): 124308.1-124308.15. (in Chinese)

- [24] OMBRELLO T, WON S H, JU Yiguang, et al. Flame propagation enhancement by plasma excitation of oxygen: Part I effects of O_3 [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(10): 1906-1915.
- [25] OMBRELLO T, WON S H, JU Yiguang, 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.
- [26] 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 characteristics of plasma-enhanced combustion excited by combustor dome[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(12): 2762-2771. (in Chinese)
- [27] 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[J]. 推进技术, 2022, 43(7): 419-427.
- ZHANG Kai, JIN Di, SONG Feilong, et al. Experimental research on nanosecond pulsed gliding arc discharge plasma cracking kerosene[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(7): 419-427. (in Chinese)
- [28] 张群, 黄希桥. 航空发动机燃烧学[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2020.

(编辑: 张 雪)