

点火器冷却气流对点火过程影响的实验研究^{*}

李佳豪¹, 张志波^{1,2}, 吴 云^{1,2}, 陈 一², 苗慧丰²

(1. 西安交通大学 机械工程学院, 陕西 西安 710049;

2. 空军工程大学 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038)

摘 要: 为提高多通道等离子体点火器的工作可靠性和使用寿命, 解决放电引起的瞬时高温和工作环境长时间高温引发的点火器端部烧蚀问题, 本文基于嵌入式多通道等离子体点火器和强制对流换热的冷却方式, 设计研制了冷却型多通道等离子体点火器, 并建立了单头部旋流喷雾基础燃烧室实验系统, 开展了冷却型多通道等离子体点火器点火特性实验研究。利用CH*自发光信号诊断系统结合数值图像处理分析方法分析了放电通道数、冷却气流流量和来流流量对点火过程的影响, 并比较了不同条件下的贫油点火边界。结果表明: 冷却气流增大了贫油点火极限当量比和点火延迟时间。在400SLM来流、50SLM冷却气流条件下, 多通道等离子体点火器的点火极限当量比为0.304, 点火延迟时间为37.4ms, 均大于无冷却气流工况。相较于单通道点火器, 多通道等离子体点火器能显著拓宽贫油点火边界, 且受冷却气流影响较小。在400SLM来流且无冷却气流条件下, 多通道等离子体点火器可以拓展点火边界3.2%, 而在50SLM冷却气流下拓宽效果达到3.7%。

关键词: 多通道等离子体点火器; 冷却气流; 基础燃烧室; 点火过程; 点火边界

中图分类号: V231.2⁺⁴ **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 11-2205086-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2205086

Experimental Study on Effects of Cooling Airflow of Igniter on Ignition Process

LI Jia-hao¹, ZHANG Zhi-bo^{1,2}, WU Yun^{1,2}, CHEN Yi², MIAO Hui-feng²

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to improve the operational reliability and service life of the multi-channel plasma igniter, and solve the problem of ablation failure of igniter end face caused by the instantaneous high temperature triggered by the large discharge energy and the long-term high temperature of the working environment, a cooled multi-channel plasma igniter is designed and developed based on the embedded multi-channel plasma ignition gun and forced convection heat transfer in this paper. A single-head swirl spray basic combustion chamber experimental system is established, and an experimental study on the ignition characteristics of the cooled multi-channel plasma igniter was carried out. Using the CH* self-luminous signal diagnosis system combined with the numerical image processing method, the effects of the number of discharge channels, cooling airflow and incoming flow on the ignition process were analyzed, and the lean ignition boundary under different conditions was com-

^{*} 收稿日期: 2022-05-24; 修订日期: 2023-02-10。

基金项目: “两机”重大科技专项基础研究项目 (J2019-III-0013-0056); 博士后科学基金 (2019M663719)。

作者简介: 李佳豪, 硕士生, 研究领域为等离子体点火助燃。

通讯作者: 张志波, 博士, 副教授, 研究领域为等离子体点火助燃。E-mail: xianzzb@126.com

引用格式: 李佳豪, 张志波, 吴 云, 等. 点火器冷却气流对点火过程影响的实验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(11): 2205086. (LI Jia-hao, ZHANG Zhi-bo, WU Yun, et al. Experimental Study on Effects of Cooling Airflow of Igniter on Ignition Process[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(11): 2205086.)

pared. The results show that the cooling airflow increases the lean ignition limit equivalence ratio and ignition delay time. Under the condition of 400SLM incoming flow and 50SLM cooling airflow, the ignition limit equivalence ratio of the multi-channel plasma igniter is 0.304, and the ignition delay time is 37.4ms, which are both larger than those without cooling airflow. Compared with the single-channel igniter, the multi-channel plasma igniter can significantly broaden the lean ignition boundary and is less affected by the cooling airflow. Under the condition of 400SLM incoming flow and no cooling airflow, the multi-channel plasma igniter can expand the ignition boundary by 3.2%, while the broadening effect reaches 3.7% with 50SLM cooling airflow.

Key words: Multi-channel plasma igniter; Cooling airflow; Basic combustion chamber; Ignition process; Ignition boundary

1 引言

点火器是燃烧室的核心部件之一,其功能是利用点火装置产生的高压电能形成电火花,进而点燃燃烧室内的可燃油气混合物。高效可靠的点火性能是航空发动机工作可靠性和安全性的重要保证^[1]。高空飞行过程中,低温、低压、吸雨、吸雹、加减速过渡态和进气畸变等恶劣工况使得发动机工作点偏移稳定工作包线,易诱发熄火故障。一旦发动机高空熄火,发动机进入风车状态,燃烧室压力、温度显著降低,使得成功点火所需能量增大,造成高空二次点火困难,高空点火起动包线远小于飞行包线^[2]。因此,拓宽航空发动机点火边界、增强燃烧室的再起动力,已成为提高航空发动机工作可靠性、降低飞行风险的重要研究方向。

基础研究表明,增加火花穿透深度、增大初始火核尺寸有利于提高点火系统的点火性能,拓展点火边界^[3-6]。空军工程大学吴云教授团队提出了多通道等离子体点火的创新思路,并开展了系列研究工作。2017年,林冰轩等^[7-8]提出基于顺序击穿、同步放电原理的多通道放电等离子体点火方法,并在基础燃烧室和模型燃烧室开展了点火特性实验。研究发现,多通道等离子体点火器能够在微秒尺度上产生高能量、强穿透的电火花等离子体团,毫秒尺度上等离子体团形成高能量、大体积初始火核,火核周围的预热蒸发区显著增大、油气掺混明显增强,火核释热量更大,进而更快地形成稳定火焰。在此基础上,黄胜方等^[9]在超燃冲压发动机模型燃烧室中对多通道等离子体点火器点火能力进行了验证。结果表明,多通道等离子体点火器可以在较低的混气当量比下实现燃烧室的成功点火并保持稳定燃烧,以乙烯为燃料的超燃冲压发动机燃烧室的贫燃点火边界拓宽了20%~26%。蔡帮煌等^[10-12]基于多通道放电技术和等离子体合成射流技术,设计研制了一种嵌入式多通

道等离子体点火器,并传统半导体点火器进行了放电特性和点火特性比较研究,在基础燃烧室和部件燃烧室进行了点火实验并开展机理分析。结果表明,低压常温条件下火花能量集中度更小,火焰传播速度减缓,嵌入式多通道等离子体点火器可以产生穿透深度更深的火花,显著缩短点火时间和拓宽低压点火边界。低温常压的点火环境下能量耗散加剧,进而使得点火变得困难,火焰强度减弱,嵌入式多通道等离子体点火器的强穿透能力可以弥补低温冷却带来的不利影响,具有更宽的低温点火边界。

这些研究均验证了多通道等离子体点火技术的优势,但是已有研究主要集中于提高点火器的点火性能,未考虑较大的放电能量引起的点火器端面瞬时高温带来的烧蚀问题,导致点火器的工作可靠性并不能满足要求。并且,随着航空发动机的发展,燃烧室温度不断升高,高温燃气的热辐射强度日益增强,使得点火器等燃烧室热端部件的工作温度持续升高^[13]。中国燃气涡轮研究院的李奕新等^[14]指出点火电嘴的工作最高温度已经从原来的800~900℃提高到1000~1100℃,在研产品的最高温度甚至提升到1200℃左右,将来点火电嘴的最高工作温度甚至会超过1300℃。目前,高温合金的耐温性能已经很难再有大幅度提升,采用先进的冷却技术降低点火器端面温度成为必然的技术选择。

为加快多通道等离子体点火器的工程应用,突破其在高温条件下耐久性不足的技术瓶颈,本文在原有多通道等离子体点火器的基础上引入气冷结构,设计了冷却型多通道等离子体点火器并实验研究了冷却气流对点火的影响和冷却气流条件下多通道点火器是否仍具有优势。为研究其点火特性,建立了单头部旋流喷雾矩形基础燃烧室,利用高速相机结合像增强器和带通滤波片拍摄了点火过程中火核CH*的自发光信号,探究了不同放电通道数、来流流量和冷却气流量下冷却型多通道等离子体点火

器的贫油点火边界,分析了冷却气流对点火性能的影响规律,揭示了冷却气流对点火过程的作用机理。研究结果表明冷却气流对点火有不利影响,但也证明了相较于单通道点火器,多通道点火器在冷却气流条件下对点火边界依旧具有良好的拓宽效果。

2 实验方法

2.1 点火器设计

本文参考现役某型航空发动机主燃烧室点火器结构,设计研制了冷却型多通道等离子体点火器。基本设计思想为:通过将燃烧室中火焰筒与机匣间的两股气流引入点火器冷却流道的方式实现对点火器端部的冷却。该冷却方式无需外部气源或激励来驱动,而是利用两股通道和火焰筒内主燃区之间的压力差来驱动气流进入点火器气冷流道实现冷却。

冷却型多通道等离子体点火器由嵌入式多通道等离子体点火器和冷却外壳两部分组成。嵌入式多通道等离子体点火器的端部结构如图 1 所示,主要由金属外壳、绝缘陶瓷管和多根中心电极组成。绝缘陶瓷管主要成分为氧化铝,与外径 12mm 的金属外壳装配连接。陶瓷端面上存在一直径 6mm,深度 5mm 的圆形凹腔,腔内装有 4 根直径为 2mm 的圆柱形中心电极。电极露出腔体底面 2mm,并嵌入腔体内壁,呈周向布局在凹腔内,间距为 1mm。电极间涂覆一层薄薄的半导体釉以降低击穿电压。所有电极全部用导线接出,并选择任意两根与电源连接,可形成不同数量的放电通道。本文研究对象为形成一个和三个放电通道时的点火器,并在后文中将两者分别称为单通道点火器和多通道点火器。

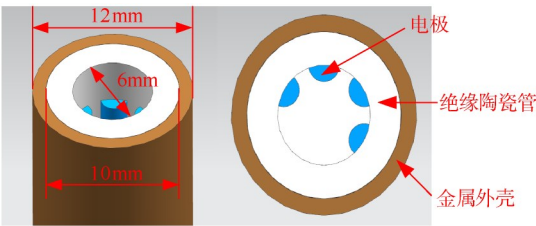


图1 嵌入式多通道等离子体点火器

冷却外壳通过螺纹结构与嵌入式多通道等离子体点火器连接,装配后的冷却型多通道等离子体点火器端部结构如图 2 所示。该外壳采用增材制造技术加工成型,端部直径 19.5mm。冷却气流从壳体壁面距离端面 25mm 的键型孔流入冷却流道,从端面两圈周向均匀分布的出口小孔流出。内圈 10 个小孔直径

0.8mm,外圈 20 个小孔直径 0.5mm。内部冷却流道分为两层,中间通过 6 个直径 1mm 的周向排列流通孔连接。外层流道由冷却壳体两层壁面形成,厚度 1mm。内层流道由冷却壳体的内壁面和点火器外壁面形成,厚度 1mm。这样的冷却结构阻隔了外部高温燃气向点火器端部的热传导,并且通过对流换热加快了腔内的热量耗散,实现了对点火器端部的冷却。

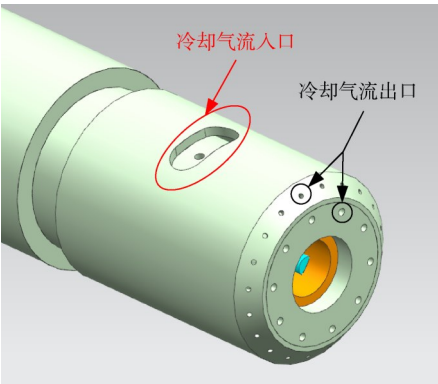


图2 冷却型多通道等离子体点火器

2.2 实验系统

研究搭建了如图 3 所示的单头部旋流喷雾基础燃烧室实验系统,其主要由油路、主气路、冷却气路、基础燃烧室四部分组成。基础燃烧室将压力雾化喷嘴内置在旋流器中,由高压氮气驱动形成燃油喷雾。实验中采用航空煤油(RP-3)作为燃料,燃油温度保持为室温,流量由 Promass 80E 型流量计测量。采用压缩空气瓶分别为基础燃烧室和点火器提供空气来流和冷却气流,主气路流量由 MF 5219-Y-800-A 型流量计测量,而冷却气路流量则由 MF 5712-N-200-B-A 型流量计测量。油路、主气路和冷却气路的流量均通过手动阀调节。为获得较好的点火效果,采用的点火装置为单次储能 20J,放电频率 20Hz 的高压脉

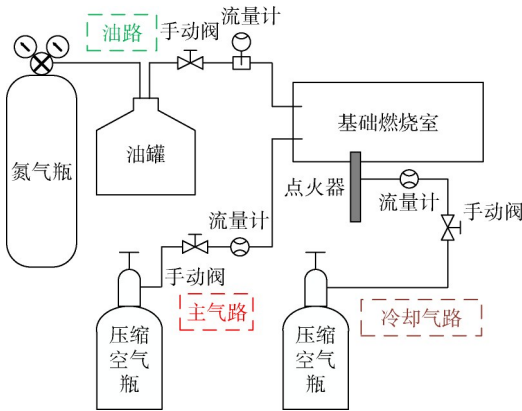


图3 基础燃烧室实验系统

冲电源。

基础燃烧室实物及截面结构如图4所示。基础燃烧室的方形截面尺寸为120mm×120mm,长度为240mm,四周壁面为三面钢板和一面用于光学观察测量的石英玻璃。供气管道外径80mm,管壁厚度4mm。供油管路外径8mm,管壁厚度1mm。旋流器出口平面高出燃烧室底面8mm。

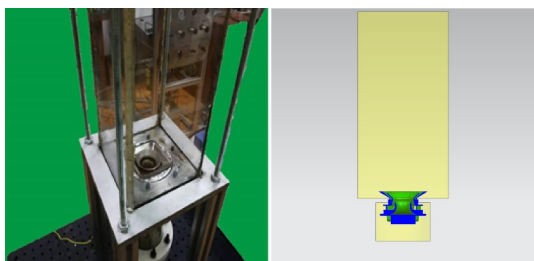


图4 基础燃烧室实物和截面结构

2.3 测试方法

在燃烧反应过程中会产生大量不稳定且寿命极短的CH自由基。当高能级的CH基向低能级跃迁时会释放出特定波长的光子(427~439nm的CH*化学自发光信号),通常被用于判断火焰结构形态和锋面位置,表征热释放速率和燃烧温度^[15]。研究采用高速相机(Phantom-v2512)结合像增强器和CH*带通滤波片(427~439nm)记录瞬态点火过程,系统如图5所示。高速相机设置为分辨率720×1080,帧频5000fps,曝光时间199μs。点火过程中,火焰的自发光强度较弱,很难根据高速相机拍摄得到的原始图像来界定区分火核传播进度以及火焰形态结构和区域范围。因此,利用Matlab对原始灰度图进行伪彩色处理以增强有效信息。对于基础燃烧室,实验采用全局当量比来衡量点火极限。测量贫油点火边界时,实验采用一系列逐步递减的油气比进行点火尝试。成功点火定义为点火器连续工作8s后,能够形成自持燃烧的火焰,否则视为点火失败。相同混气当量比

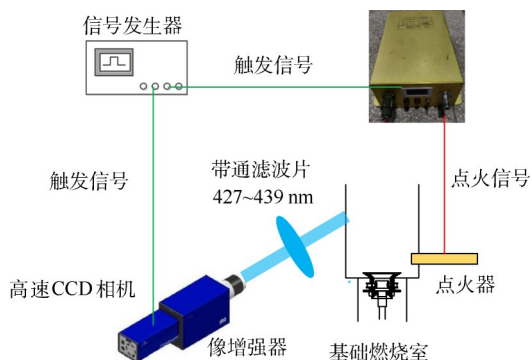


图5 基础燃烧室CH*自发光信号诊断系统

条件下进行5次点火尝试,若混气当量比降低至某一值时能够成功点火,而进一步降低时5次点火均失败,则将此混气当量比记为该工况下的点火极限。

3 结果与讨论

3.1 冷却气流流量的影响

放电能量是点火器性能优劣的重要衡量指标之一。本文首先根据航空工业标准HB20274-2016研究了冷却气流对点火器自身放电能量的影响,采用示波法对冷却型多通道等离子体点火器放电能量进行测试,得到不同放电通道数下点火器单次放电能量随冷却气流流量的变化规律,如图6所示。结果表明,冷却气流对于不同通道数的点火器单次放电能量没有明显影响,点火器放电能量在某一稳定值附近轻微上下波动,可以认为是由于实验误差及点火系统自身不稳定性引起的。在一个放电周期内,多通道点火器的放电能量明显大于单通道。无冷却气流时,单通道点火器的放电能量为5.16J,放电效率为43.0%;而多通道点火器的放电能量达到6.43J,放电效率高达53.6%。由此可见,放电能量受外部气流扰动的影响不大,而主要取决于负载。

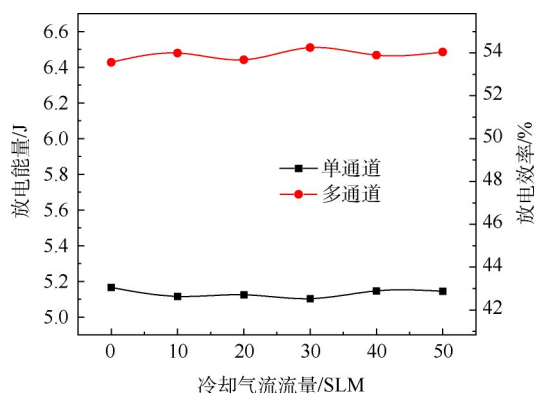


图6 放电能量随冷却气流流量变化规律

为研究冷却气流流量对点火性能的影响,在来流流量400SLM条件下,改变冷却气流流量,进行多次点火实验,得到不同冷却气流流量下单通道和多通道点火器的贫油点火边界,如图7所示。结果表明,单通道和多通道点火器的贫油点火边界曲线随冷却气流增大均呈上升趋势,且增长速率在冷却气流流量大于20SLM时略有增大。50SLM冷却气流使得多通道点火器的点火极限当量比提高了3.7%,单通道则提高了4.2%。冷却气流增大了火核在传播过程中的热损耗,造成点火边界变窄,对初始火核提出更高要求。单通道点火器释放的能量较小,初始火

核尺寸和强度也远小于多通道,其受冷却气流的影响更大。因此,在任意冷却气流流量下,多通道点火器的贫油点火边界比单通道更宽。无冷却气流时,单通道点火器的贫油点火极限当量比为 0.302,而多通道为 0.293,拓宽效果达到 3.2%。而在 50SLM 冷却气流时,单通道点火器点火极限当量比为 0.315,多通道为 0.304,拓宽了 3.7%,较无冷却气流时拓宽效果略有增加。

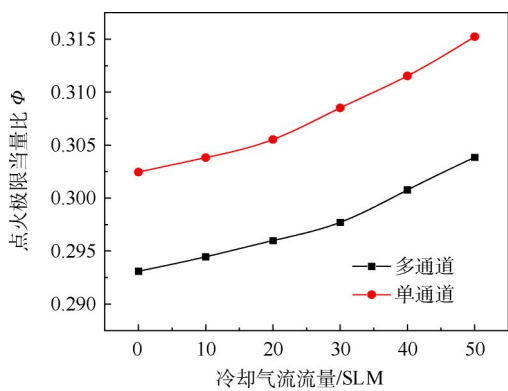


图 7 不同冷却气流流量下的贫油点火边界

图 8 和图 9 分别展示了来流流量 400SLM, 混气当量比 0.6 时, 多通道和单通道点火器在无冷却气流和 50SLM 冷却气流下的点火过程。从中可以看出, 无冷却气流时, 火核穿过壁面顺流区来到回流区并向上游发展, 在 30ms 左右点燃燃烧室头部, 40ms 时火焰占据了半个燃烧室, 整个过程火核保持较高的强度。冷却气流改变了流场和喷雾场分布, 推动火核以更快的速度向中心区传播, 但火核发展至燃烧室中轴线后并未向燃烧室头部传播, 而是继续在冷却气流的推动下越过中轴线继续发展, 在 30ms 左右从另一侧点燃燃烧室头部。虽然, 这一时间与无冷却气流工况基本相同, 但冷却气流使得传播过程中火核的热损失加剧, 强度迅速下降, 明显小于无冷却气流时。对比图 8 和图 9 可以发现, 多通道点火器的初始火核尺寸明显大于单通道, 传播过程中火焰始终维持在一个较高的强度, 能更快地点燃燃烧室头部。在通入 50SLM 冷却气流时, 多通道点火器形成的大尺寸、高强度的初始火核更能抵抗冷却气流带来额外能量损失的影响, 传播过程中火焰强度和投影面积均大于单通道, 而单通道点火器形成的火核在 10~20ms 时出现明显强度衰减, 整体也发生分裂。

为更直观地比较火核传播速度, 对拍摄所得的点火过程 CH* 自发光图像进行后处理, 通过像素数量计算火焰投影面积并进行归一化处理, 得到来流流

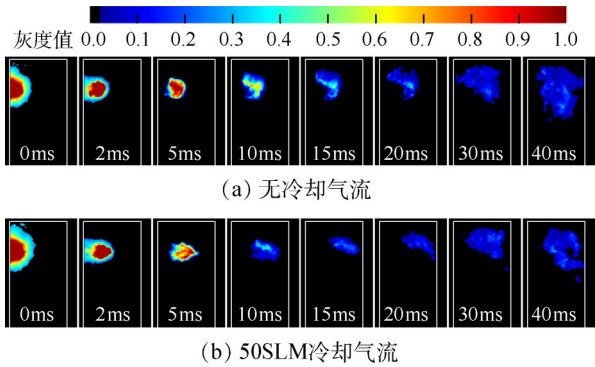


图 8 多通道点火器点火过程

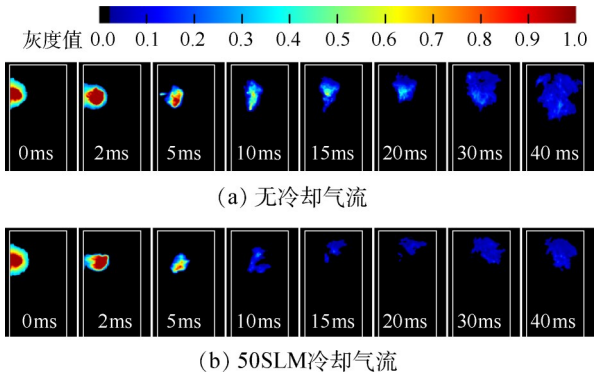


图 9 单通道点火器点火过程

量 400SLM, 混气当量比 0.6 时, 单通道和多通道点火器在无冷却气流和 50SLM 冷却气流下火焰投影面积变化, 如图 10 所示。结果表明, 50SLM 冷却气流使得单通道和多通道点火器的火焰投影面积变化曲线均出现明显的滞后现象。相较于无冷却气流时, 火核需要更长时间才能传播扩散到整个燃烧室。无冷却气流时, 单通道点火器在 55ms 左右形成稳定火焰, 而在 50SLM 冷却气流作用下, 这一时间达到了 75ms 左右。相同冷却气流条件下, 多通道点火器在几乎整个点火过程中的火焰投影面积都要比单通道更大, 能更快形成全燃烧室稳定火焰。其形成的大尺寸初始火核能有效缓解冷却气流造成的热损失加剧问题, 使得火核传播速度受冷却气流影响较小, 而单通道点火器产生的初始火核较小, 火焰传播速度较慢, 在冷却气流的影响下火焰传播过程的滞后现象更为明显。四个工况下的火焰投影面积均在 10~20ms 内出现不同程度的衰减。这是因为火核通过燃烧反应释放热量的速率小于因辐射和湍流导致的热损耗速率, 因此其强度和投影面积随时间衰减。在 50SLM 冷却气流下, 单通道点火器火核出现的衰减现象尤为显著, 直到 25ms 时才开始继续生长。

在此基础上, 定义归一化火焰投影面积达到 0.5 所需时间为点火延迟时间。对 400SLM 来流, 0~

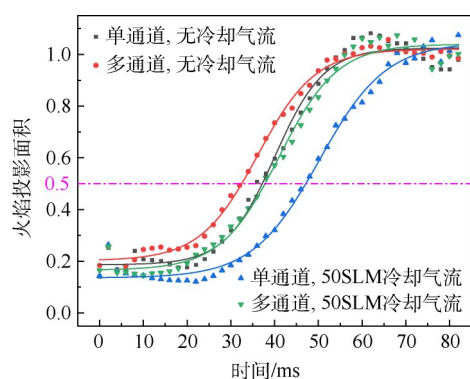


图10 不同通道数和冷却气流流量条件下火焰投影面积变化

50SLM冷却气流条件下的单通道和多通道点火器的点火延迟时间进行统计,得到如图11所示的变化规律曲线。随着冷却气流流量的增大,单通道和多通道点火器的点火延迟时间均呈上升趋势。相较于无冷却气流条件下32.4ms的点火延迟时间,50SLM的冷却气流使得多通道点火器的点火延迟时间达到37.4ms,延迟了15.4%。在冷却气流流量较小时,火核在发展过程中强度略有下降,火核传播轨迹变化不大,但冷却气流加速了火核到达中心回流区的过程,因此只使得点火延迟时间略有增长。在大冷却气流流量时,火核强度迅速下降,火核传播轨迹被显著改变,点火延迟时间呈加速增长趋势。在相同冷却气流流量下,多通道点火器的点火延迟时间比单通道短6.1%~16.9%。单通道产生的初始火核强度小,受冷却气流影响更为显著。相较于无冷却气流时36.2ms的点火延迟时间,50SLM的冷却气流使得单通道点火延迟时间延长到45.0ms,延迟了24.3%。

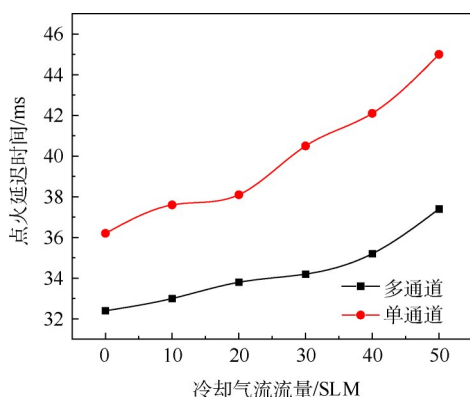


图11 点火延迟时间随冷却气流流量变化规律

研究火核发展轨迹有利于进一步比较分析点火过程的差异。通过灰度值大于0.1的判断提取点火过程中CH*自发光图像的主体火焰部分后,再计算其重心坐标并连接成线来表征火核的发展轨迹。火焰

图像的重心计算公式为

$$\begin{cases} x_c = \frac{\sum_{i=1}^X \sum_{j=1}^Y (I_{ij} \cdot j)}{\sum_{i=1}^X \sum_{j=1}^Y I_{ij}} \\ y_c = \frac{\sum_{i=1}^X \sum_{j=1}^Y (I_{ij} \cdot i)}{\sum_{i=1}^X \sum_{j=1}^Y I_{ij}} \end{cases} \quad (1)$$

式中 x_c 为火核重心横坐标; y_c 为火核重心纵坐标; I 为灰度值。图12展示了单通道和多通道点火器在无冷却气流和50SLM冷却气流下40ms内的火核发展轨迹。结果表明,冷却气流显著改变了火核传播轨迹。在无冷却气流时,初始火核形成后沿着回流区迅速向燃烧室头部发展,点燃燃烧室头部后再向下游传播形成稳定火焰。而50SLM冷却气流加快了火核在初始阶段的发展速度,也改变了燃烧室流场分布。初始火核形成后,火核在冷却气流的推动下迅速来到燃烧室中部并继续向另一侧传播,直至点燃燃烧室头部。尽管冷却气流改变了火核的传播路径,使得传播距离变长,但也推动了火核从壁面离开,加快了火核运动速度,所以在40ms时,50SLM冷却气流条件下的火焰投影重心到达的位置只是稍落后于无冷却气流时。通道数对火核传播路径基本没有影响,但多通道点火器产生的初始火核体积和强度比单通道更大,火核通过燃烧反应释放热量的速率更快,因此火焰传播速度较快,在相同条件下能更快点燃燃烧室头部,40ms后火焰投影的重心能到达更前的位置。

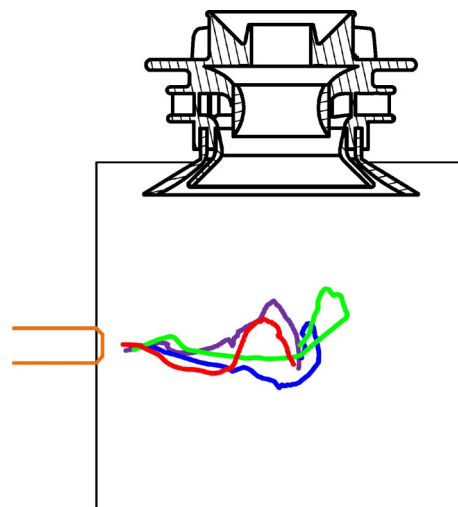


图12 不同通道数和冷却气流流量条件下点火器火核发展轨迹(红色:单通道,无冷却气流;紫色:多通道,无冷却气流;蓝色:单通道,50SLM冷却气流;绿色:多通道,50SLM冷却气流)

通过上述分析,可以总结获得冷却气流主要通过两种作用方式对点火过程产生影响:一是冷却气

流提高了火核附近的局部气流速度,加快火核运动速度的同时也造成了传播过程中的热损失加剧;二是冷却气流改变了燃烧室流场和喷雾场的分布,进而改变了火核传播路径。第二种作用方式产生的影响因为冷却气流对火核的推动作用而降低,最终火焰传播至燃烧室头部的时间相差不大。但冷却气流带来的热损失加剧问题是不可逆的,且局部流场变化引起的强脉动会诱导火焰面褶皱、断裂、脱落,造成火焰传播不稳定甚至终止。即使火核能顺利到达燃烧室头部,火核强度也比无冷却气流时小得多,尤其是对体积和强度较小的初始火核作用更为明显,进而影响了火焰向燃烧室下游传播并形成稳定火焰的进程,造成点火性能下降。

3.2 燃烧室进口流量的影响

为研究燃烧室进口流量对点火性能的影响,在无冷却气流和 25SLM 冷却气流条件下,改变来流流量,进行多次点火实验,得到不同来流流量下单通道和多通道点火器的贫油点火边界曲线,如图 13 所示。随着来流流量的增大,点火器的贫油点火极限当量比均显著降低。无冷却气流时,200SLM 来流下多通道点火器的点火极限当量比为 0.52,而在 600SLM 来流时,降低为 0.22。来流流量的增大提高了气流对燃油液滴的破碎作用,缩小了液滴尺寸,进而使得最小点火能量(MIE)减小,更容易被点燃。相同工况下,多通道点火器能产生更大的初始火核,更容易点燃油气混合物并形成稳定火焰,因而具有更宽的贫油点火边界。在 200SLM 来流且无冷却气流时,多通道点火器将单通道的点火边界拓宽了 2.6%,而在 600SLM 来流时,拓宽效果达到 6.6%。在大来流流量下,多通道点火器的初始火核更大,能有效抵抗由于流速加快造成的热耗散加剧问题,拓宽效果更加明显。25SLM 冷却气流使得贫油点火边界略有变窄,单通道点火器产生的火核强度较弱,冷却气流加剧了

能量耗散,使得贫油点火边界变窄较为显著。在 200~600SLM 来流流量范围内,冷却气流使得多通道点火器的贫油点火极限当量比提高 1.2%~1.9%,而使得单通道提高 1.5%~3.2%。但总体而言,在此来流流量范围内,冷却气流对点火边界的影响较小,燃烧室进口气流起主导作用。

图 14 和图 15 分别显示了来流流量 200SLM 和 600SLM,混气当量比 0.6 时,多通道点火器在无冷却气流和 25SLM 冷却气流下的点火过程。由图可知,25SLM 冷却气流带来了更大的能量损耗,使得火核强度迅速下降。在 200SLM 来流流量时,25SLM 冷却气流为来流流量的 1/8,对燃烧室的流场分布有着较大影响,火核穿过燃烧室中轴线后又继续向另一侧发展了一段距离,传播路径变长。但由于冷却气流对火核的推动作用,火核在 30ms 左右到达燃烧室头部,与无冷却气流工况基本相同,只是火焰强度和面积都更小。对比图 14 和图 15 可以发现,在相同混气当量比下,600SLM 来流工况下的燃油流量和供油压力更大,雾化质量和燃油浓度更高,火核通过燃烧反应释放热量速率更大,在有冷却气流时,能有效弥补额外热损失,在整个传播过程中都保持更高的强度和传播速度,能更快地点燃燃烧室头部并形成稳定火焰。同时,600SLM 来流流量下,燃烧室流场分布由来流主导,25SLM 冷却气流仅为来流流量的 1/24,对燃烧室流场的改变有限。因此,火核传播路径未发生较大改变,火核也只在初始阶段被加速一小段距离后向燃烧室头部传播,与无冷却气流时一样在 15ms 时点燃燃烧室头部并向下游发展。

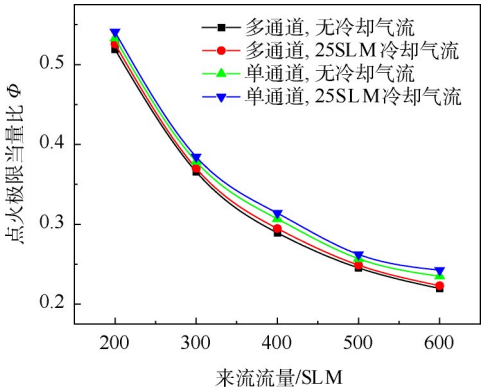


图 13 不同来流流量下的贫油点火边界

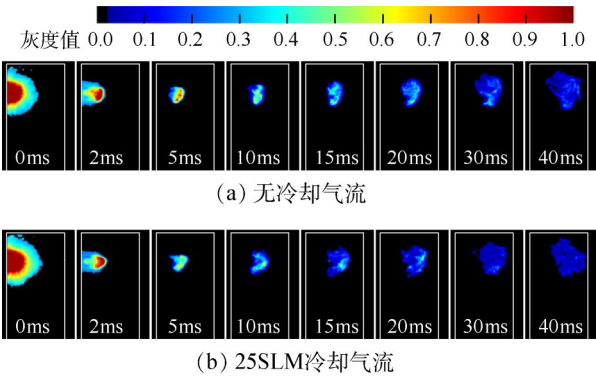


图 14 来流流量 200SLM 时点火过程

通过数字图像处理技术,获得图 14 和图 15 条件下火焰投影面积变化如图 16 所示。结果表明,在 600SLM 来流、相同混气当量比条件下,燃烧室内具有

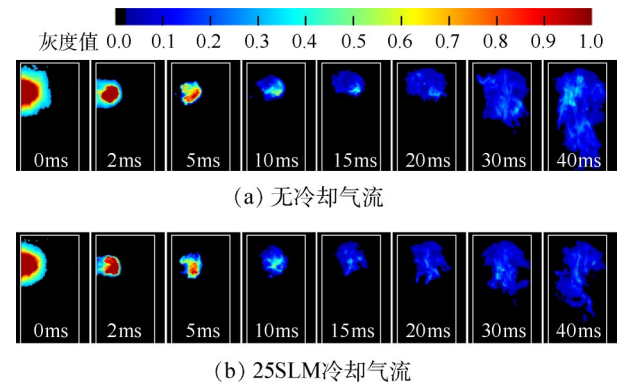


图 15 来流流量 600SLM 时点火过程

更好的燃油雾化效果和燃油液滴浓度,更有利于火核的维持和发展。火核在经历了 15ms 的短暂生长停滞阶段后迅速传播,至 30ms 左右形成稳定火焰。而在 200SLM 来流时,由于燃油雾化效果较差导致火焰传播速度缓慢,火焰投影面积变化斜率更小。在 20~30ms 期间,火核燃烧反应的放热速率与热损耗速率勉强达到平衡,火核的生长出现了较为明显的停滞,在有冷却气流时尤为明显。火核的热损速率主要由局部气流速度和湍流状况决定,在确定的燃烧室工作条件下,高温火核能否维持,取决于火核的尺寸和温度以及点火电嘴附近的有效油气比。冷却气流增大了火核传播过程中的能量损耗,降低了火核周围的局部油气比,进而使得任意来流流量下的火焰传播速率均出现一定程度的减缓。但大来流流量下,较好的燃油雾化效果使得火焰传播速度更快,火核通过燃烧反应释放更多的热量,且冷却气流流量相对较小,来流主导了燃烧室的流场和喷雾场分布,进而使得冷却气流的影响减弱。

图 17 显示了 200~600SLM 来流、无冷却气流和 25SLM 冷却气流条件下单通道和多通道点火器的点火延迟时间变化规律。由于来流流量的增大,燃油

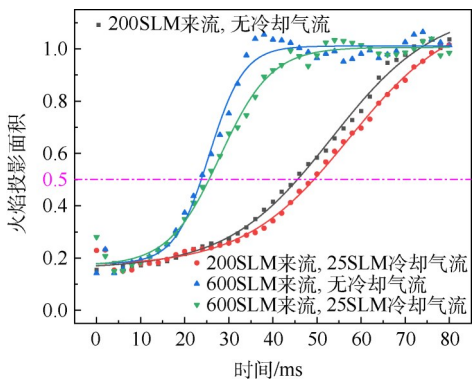


图 16 不同来流流量和冷却气流流量条件下多通道点火器火焰投影面积变化

雾化质量得到显著改善,火焰传播速度加快,点火延迟时间明显缩短。多通道点火器在 200SLM 来流下点火延迟时间为 46.9ms,而在 600SLM 来流下缩短 48% 至 24.2ms。火核在传播过程中受到冷却气流的影响强度有所下降,使得点火延迟时间变长。小来流流量时,燃油雾化质量较差,且冷却气流对燃烧室流场和喷雾场分布影响较大,故而点火延迟时间受冷却气流影响更明显。25SLM 冷却气流使得 200SLM 来流下的多通道点火延迟时间延长了 9.0%,而在 600SLM 来流时,这一值只有 5.0%。相较于多通道点火器,单通道的初始火核尺寸和强度更小,点火延迟时间受冷却气流的影响更显著。在 600SLM 来流下,冷却气流使点火延迟时间延长了 10.1%,明显大于多通道点火器。

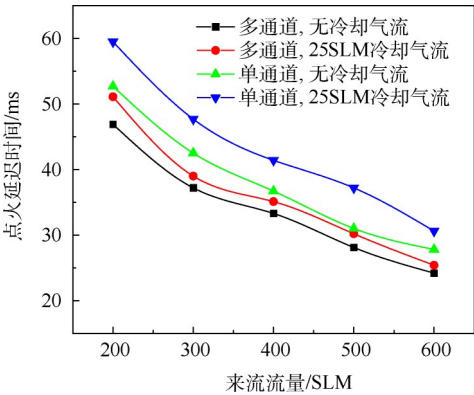


图 17 点火延迟时间随来流流量变化规律

200SLM 和 600SLM 来流时,多通道点火器在无冷却气流和 25SLM 冷却气流下 40ms 内火核发展轨迹如图 18 所示。200SLM 来流下,冷却气流对火核传播路径有明显影响。无冷却气流时,火核缓慢穿透顺流区来到中心回流区,在 40ms 左右有向燃烧室头部发展趋势。在 25SLM 冷却气流作用下,火核被加速吹出并较快穿过燃烧室中轴线,向另一侧传播,也在 40ms 左右有向上游传播的趋势。两者的火焰传播路径有较为明显的差异,但进度相差不大。而在 600SLM 来流条件下,火核与周围细小的燃油液滴反应,迅速向上游发展,点燃燃烧室头部后向下游传播,在 40ms 左右扩散传播至整个燃烧室。此时,燃烧室的流场分布主要取决于来流,冷却气流对火核传播路径影响不大,只是因为其带来的额外热损失使得传播速度略有下降。

在研究燃油雾化过程时,通常引入无量纲参数韦伯数 (We) 来判定液体是否破碎或确定破碎形态,其代表惯性力和表面张力效应之比,计算公式为

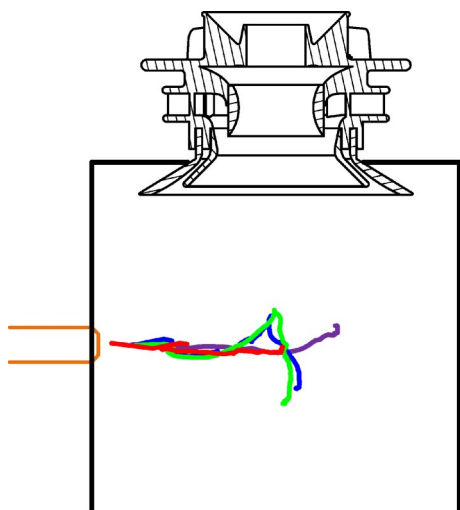


图18 不同来流流量和冷却气流流量条件下多通道点火器火核发展轨迹(红色:200SLM来流,无冷却气流;紫色:200SLM来流,25SLM冷却气流;蓝色:600SLM来流,无冷却气流;绿色:600SLM来流,25SLM冷却气流)

$$We = \frac{\rho_A u_R^2}{\sigma/D} \quad (2)$$

式中 ρ_A 为空气密度; u_R 为气液相对速度; σ 为液滴表面张力; D 为液滴直径。在燃烧室中,燃料从喷嘴喷出后立即跟随旋流空气运动,因而液滴与周围空气相对速度不再是其从喷嘴射出的初始速度。此时,假设最大液滴稳定尺寸 $D_{\max}$ 取决于气流动态压力,则有

$$We_{\text{crit}} = \frac{\rho_A \bar{u}^2 D_{\max}}{\sigma} \quad (3)$$

式中 We_{crit} 为临界韦伯数; $\bar{u}$ 为脉动速度变化的均方根^[16-17]。 $\bar{u}$ 与动能有关,Batchelor^[18]的研究表明

$$\bar{u} = 2(ED_{\max})^{2/3} \quad (4)$$

式中 E 为单位时间单位质量的动能。根据Sevik等^[19]的研究,湍流状态下的 We_{crit} 为1.04。此时,稳定的最大液滴尺寸则为

$$D_{\max} = \left(\frac{0.52\sigma}{\rho_A} \right)^{3/5} E^{-2/5} \quad (5)$$

由此可见,随着来流流量的增加,单位时间单位质量的动能 E 增大,湍流流动的动态压力上升,促使较大燃油液滴进一步破碎,改善燃油雾化质量,减小MIE并加快火焰传播速度进而影响点火过程。同时,大流量来流对燃烧室的流场和喷雾场分布起主导作用,使得冷却气流对火核传播路径、火核运动速度和火核强度的影响减小,火核能保持更为合理的传播路径快速发展。

4 结 论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)冷却气流对点火器自身的放电能量没有影响。其主要通过两种方式对点火过程产生作用:其一,冷却气流增加火核周围气流速度,造成额外热损失,减小火核强度;其二,冷却气流改变了燃烧室流场和喷雾场分布,延长了火核传播路径。因为冷却气流在初期对火核的推动作用,第二种方式对火焰传播进程的影响减弱。但第一种方式仍使得点火性能变差。在400SLM来流、50SLM冷却气流条件下,多通道等离子体点火器的点火极限当量比为0.304,而点火延迟时间为37.4ms,两者均大于无冷却气流工况。

(2)增大来流流量可以改善燃油雾化质量,进而减小了MIE且加快了火焰传播速度,因此点火边界更宽。同时,大流量来流主导了燃烧室流场分布,火核通过燃烧化学反应能释放更多热量,进而削弱了冷却气流对点火过程的影响。25SLM冷却气流使得200SLM来流下多通道点火器的点火延迟时间延长了9.0%,而在600SLM来流时,这一值只有5.0%。

(3)多通道点火器能产生大尺寸、高强度的初始火核,相较于单通道能显著拓宽点火边界,且有效缓解冷却气流造成的热损失加剧问题,在大冷却气流流量时拓宽效果更为明显。400SLM来流且无冷却气流时,单通道点火器的贫油点火极限当量比为0.302,而多通道为0.293,拓宽了3.2%。而在50SLM冷却气流时,单通道点火器点火极限当量比为0.315,多通道为0.304,拓宽效果达到3.7%。

致 谢:感谢“两机”重大科技专项基础研究项目和博士后科学基金的资助。

参考文献

- [1] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [2] 金如山,索建秦. 先进燃气轮机燃烧室[M]. 北京:航空工业出版社,2016.
- [3] Chen Z, Ju Y. Theoretical Analysis of the Evolution from Ignition Kernel to Flame Ball and Planar Flame[J]. *Combustion Theory and Modeling*, 2007, 11(3): 427-453.
- [4] Chen Z, Burke M P, Ju Y G. Effects of Lewis Number and Ignition Energy on the Determination of Laminar Flame Speed Using Propagating Spherical Flames [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32: 1253-1260.

- [5] Chen Z, Burke M P, Ju Y G. On the Critical Flame Radius and Minimum Ignition Energy for Spherical Flame Initiation [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33: 1219–1226.
- [6] Williams F A. Combustion Theory [M]. Boca Raton: CRC Press, 2018.
- [7] Lin B X, Wu Y, Zhang Z B, et al. Multi-Channel Nano-second Discharge Plasma Ignition of Premixed Propane/Air under Normal and Sub-Atmospheric Pressures [J]. *Combustion and Flame*, 2017, 182: 102–113.
- [8] Lin B X, Wu Y, Zhang Z B, et al. Ignition Enhancement of Lean Propane/Air Mixture by Multi-Channel Discharge Plasma under Low Pressure [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 148: 1171–1182.
- [9] Huang S F, Wu Y, Song H M, et al. Experimental Investigation of Multichannel Plasma Igniter in a Supersonic Model Combustor [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2018, 99: 315–323.
- [10] Cai B H, Song H M, Jia M, et al. Experimental Study on Energy Characteristics and Ignition Performance of Recessed Multichannel Plasma Igniter [J]. *Chinese Physics B*, 2020, 29(6): 065207.
- [11] Cai B H, Song H M, Wu Y, et al. Experimental Investigation on Swirling Spray Forced Ignition of Embedded Multi-Channel Plasma Igniter [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 179: 670–679.
- [12] Cai B H, Song H M, Zhang Z B, et al. Experimental Investigation of C-Shape Embedded Multi-Channel Plasma Igniter in a Single-Head Swirl Combustor [J]. *Journal of Physics D-Applied Physics*, 2021, 54(13): 135201.
- [13] 何小民, 张净玉, 李建中. 航空发动机燃烧室原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [14] 李奕新, 谭航, 杨水银. 航空发机电点火系统现状与发展趋势 [J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2015, 28(6): 49–54.
- [15] 周莹, 白永辉, 宋旭东, 等. 自由基的化学发光特性在火焰光谱诊断的应用综述 [J]. *光谱学与光谱分析*, 2020, 40(11): 3358–3364.
- [16] Lefebvre A H. Atomization and Sprays [M]. Boca Raton: CRC Press, 1988.
- [17] 许世海, 熊云, 刘晓. 液体燃料的性质及应用 [M]. 北京: 中国石化出版社, 2010.
- [18] Batchelor G K. The Theory of Homogeneous Turbulence [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1953.
- [19] Sevik M, Park S H. The Splitting of Drops and Bubbles by Turbulent Fluid Flow [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1973, 95(1): 53–60.

(编辑:白鹭)