

低气压条件下滑动弧等离子体 对燃烧室点熄火特性的影响

王珏¹, 陈一², 屈美娇^{1,3}, 吴云³, 侯豪豪¹, 胡长淮^{2,4}, 郭炯辰⁵, 李天慈²

- 1.西安工程大学 机电工程学院, 陕西 西安 710600;
2.西安交通大学 机械工程学院 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 陕西 西安 710049;
3.空军工程大学 航空工程学院 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 陕西 西安 710038;
4.西安交通大学 航天航空学院, 陕西 西安 710049; 5.沈阳航空航天大学 航空发动机学院, 辽宁 沈阳 110136

摘要:针对高空低气压环境下,小型涡扇发动机燃烧室面临的点火及熄火等问题,基于一款小型涡扇发动机滑动弧等离子体点火助燃头部,依托低压基础燃烧实验平台,开展了低气压放电、点火和熄火实验。着重对比分析了不同空气压力下点火助燃头部放电特性、燃烧室点火、熄火火焰演化过程及边界等影响规律。结果表明:在80 kPa、300 L/min条件下,相较于常压点火助燃头部电压峰-峰值、最大峰-峰值电压与周期分别减小至2 kV,5 kV和2.2 ms,平均放电功率先增大至137 W(90 kPa)而后减小至111.6 W(75 kPa);施加等离子体激励可以显著拓宽点熄火边界,缩短点火延迟时间。相较于常规电火花点火,点火边界拓宽13.5%,点火延迟时间缩短40.4%。在90 kPa条件下其熄火边界相较于常规熄火拓宽16.4%。

关键词:滑动弧等离子体;等离子体点火助燃;低气压放电;低气压点火与熄火;点熄火边界
中图分类号:V233.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2026)01-0036-10

随着无人机的任务范围由传统的短航时任务向高空长航时领域的快速拓展,其搭载的小型涡扇发动机燃烧室低气压环境下点火难度大^[1-2]、稳定燃烧范围变小^[3-4]等问题变得更加突出,亟需通过技术创新提升燃烧室的点火能力和燃烧稳定性^[5-7]。非平衡态等离子体点火助燃技术作为一种新型的主动燃烧调控技术,其在工程应用研究方面取得了显著进展^[8-10]。尤其是在低气压环境下,该技术能够显著改善燃烧室点火和火焰稳定性。这些潜在优势^[11-12]使得此技术受到燃烧领域的高度关注。

Lin等^[13]对丙烷-空气混合气开展了电火花点火器和多通道等离子体点火器在低气压下的点火实验研究,实验表明滑动弧等离子体点火能够促进初

始火核形成并明显提高点火成功率。Jia等^[14-15]研制了等离子体射流点火器及多通道等离子体点火器,并在模型燃烧室的基础上模拟低气压实验,结果表明,施加等离子体激励后,在不同空气压力工况下均可显著拓宽燃烧室点火及贫燃边界。

等离子体点火助燃技术能够改善燃油雾化效果,增强火焰稳定性,拓宽点熄火边界,进而使燃料在更极端条件下实现稳定燃烧和可靠点火^[16]。目前现有研究主要集中在常压条件下的等离子体激励特性、点火助燃机理以及开发新型等离子体激励器等方向^[1]。但在极端环境下,尤其是低气压条件下,滑动弧等离子体头部结构的设计、放电激励特性以及燃烧室点火、熄火火焰演化的研究较少。因此本文基于一种面向小型涡扇发动机燃烧室的滑动弧等离子体点火助燃头部^[17],搭建了低气压基础燃烧室实验平台,探究不同空气压力对点火助燃头部放电特性、燃烧室点火、熄火火焰演化过程及边界等影响规律。

收稿日期:2025-05-07

基金项目:国家自然科学基金(52406153)与陕西省博士后基金(2023BSHEDZZ56)资助

作者简介:王珏(1998—),硕士研究生

通信作者:陈一(1989—),博士后 e-mail:chenyikgd@163.com

1 实验装置及测量方法

1.1 低气压放电及燃烧实验平台

低气压放电及燃烧实验平台结构示意图如图 1a) 所示,实验平台主要包括气源系统、总控制系统、基础燃烧室、测量系统、排气系统等。利用 1 台空气压缩机 (BK15-8, 2 400 L/min, 0.8 MPa) 供气,经稳压罐、冷干机处理后,流入实验段。控制系统控制电动流量调节阀 (ZDLP-16) 和内锥流量计 (DYNC, 流量量程 0~2 000 L/min, 工作压差范围 0.25~0.5 MPa) 以调节入口气流参数。采用压力式供油系统,配合高精度燃油流量计 (PROMASS A, 精度 0.15 级) 进行燃油流量参数的调节。

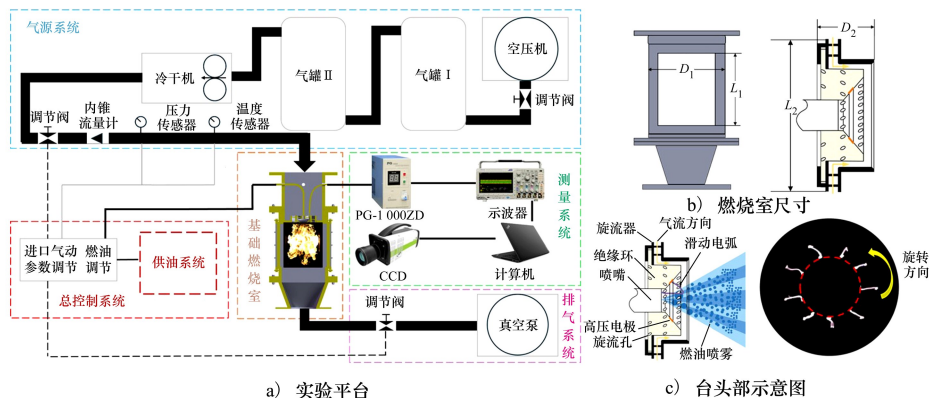


图 1 低气压放电及燃烧实验平台结构示意图

1.2 等离子体点火助燃头部

滑动弧等离子体是一种典型的非平衡等离子体,在燃烧过程中产生大量化学活性物质,降低反应活化能,提高燃烧反应速率并拓宽燃烧稳定范围^[7]。基础燃烧室及滑动弧等离子体点火助燃头部结构尺寸如图 1b) 所示, L_1 和 D_1 分别代表燃烧室内部长度与高度,其中 $L_1 = 160$ mm, $D_1 = 120$ mm。 L_2 和 D_2 分别代表点火助燃头部的直径与厚度,其中 $L_2 = 47$ mm, $D_2 = 17$ mm,旋流器叶片数量为 8,叶片角度为 45° 。本文对比所使用的常规电火花点火器额定放电能量为 3 J,额定工作电压范围为 100 ~ 250 V 交流电压,额定放电频率为 3 Hz。点火助燃头部的核心结构及滑动弧运动图像如图 1c) 所示,包括燃油喷嘴、陶瓷绝缘环、高压电极环以及旋流器等。

气流经冷干机进入基础实验平台后,与实验平台出口相连的真空泵为实验平台提供负压条件,控制系统调节压力参数。等离子体电源 (南京苏曼, PG-1000ZD, 最大峰值电压为 30 kV) 驱动等离子体点火助燃头部的放电工作,数字示波器 (Tektronix, 带宽为 1 GHz, 采样率最大为 5 G/s) 记录放电过程中的电压电流波形,同时触发 CCD (charge coupled devices) 高速相机 (拍摄速度为 1 000 frame/s) 搭配像增强器 (IIM-C225) 及 CH^* ($430 \text{ nm} \pm 10 \text{ nm}$) 窄带滤波片对火焰辐射信号进行采集。该系统可有效捕捉 CH^* 信号。由控制系统调节入口气流各项参数,配合压力式燃油供给系统调节实验所需的燃料流量参数,本文采用的燃料为 RP-3 航空煤油。

1.3 数据处理方法

1.3.1 等离子体放电功率

将示波器采集到的离散电压电流信号进行积分处理得到滑动弧等离子体放电的平均功率,由 (1) 式计算^[18]。

$$P_{\text{ave}} = \frac{1}{T} \int_0^T u(t) i(t) dt = \frac{\sum_{j=0}^n u_j i_j}{n} \quad (1)$$

式中: u_j 是数字示波器采集的电压信号,单位为 V; i_j 是数字示波器采集的电流信号,单位为 A; n 是采样点,本文每个工况采集的放电时间长度为 100 ms,采样频率 10 M/s,采样点为 1 M 点。

1.3.2 点熄火油气比

油气比公式如 (2) 式和 (3) 式所示,考虑到气体压力对空气物性参数的影响,将 (2) 式和 (3) 式整理后,得到的油气比计算公式如 (4) 式所示。

$$\rho_a = 1.293 \times \left(\frac{p}{p_{\text{std}}} \right) \times \left(\frac{T_{\text{std}}}{T} \right) \quad (2)$$

$$R_{\text{FA}} = \frac{m_f}{\rho_a \times Q_a} \quad (3)$$

$$R_{\text{FA}} = \frac{60m_f}{1.293Q_a \times \left(\frac{p}{p_{\text{std}}} \right) \times \left(\frac{T_{\text{std}}}{T} \right)} \quad (4)$$

式中： m_f 为燃油质量流量，单位为g/s； Q_a 为空气体积流量，单位为L/min； p, p_{std} 分别是进气压力和标准压力，单位为kPa； T, T_{std} 分别为进气温度和标准温度，单位为K。

1.3.3 火焰图像处理方法

CH^* 作为燃烧反应中的重要中间产物，通常以其分布变化表征火焰演化过程。本文对燃烧室点火（包括下文的熄火）的火焰 CH^* 自发光信号进行采集。而后对采集到的 CH^* 分布图像进行上色处理，如图2所示。

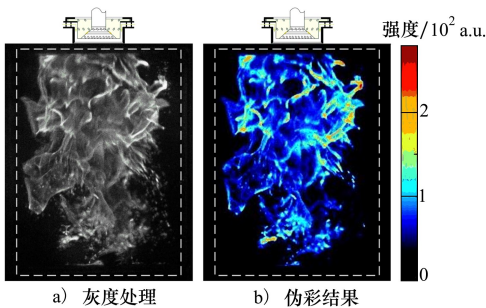


图2 火焰图像处理方法

1.4 实验工况介绍

为探究不同空气压力对点火助燃头部放电特性、点火、熄火火焰演化过程及边界等影响规律。在进气温度为 10°C ，燃油流量为 0.44 g/s 条件下，参

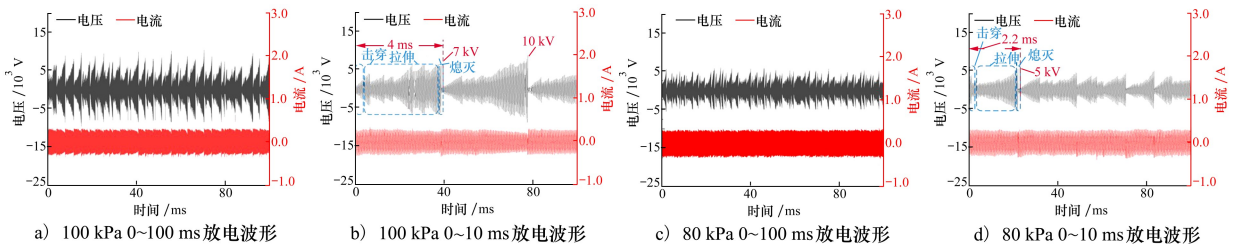


图3 不同空气压力下电压电流波形(工况4-6,4-2)

对比分析工况4-6和4-2的放电特征可以发现，首先，“电弧击穿-拉伸-熄灭”过程的持续时间由4 ms左右（见图3b）缩短至2.2 ms左右（见图

考燃烧室头部的实际使用工况，分别设置了不同的空气压力和流量，具体工况如表1所示。

表1 实验工况表

空气流量/ (L · min ⁻¹)	空气压力/kPa					
	75	80	85	90	95	100
150	1-1	1-2	1-3	1-4	1-5	1-6
200	2-1	2-2	2-3	2-4	2-5	2-6
250	3-1	3-2	3-3	3-4	3-5	3-6
300	4-1	4-2	4-3	4-4	4-5	4-6
350	5-1	5-2	5-3	5-4	5-5	5-6

2 实验结果分析

2.1 低压对放电特性的影响分析

在工况4-6和4-2下滑动弧等离子体放电波形对比如图3所示。图3a)表明，常压条件下滑动弧等离子体放电过程中电压具有明显的周期性，即重复出现电压的逐渐增大和骤减过程。在宏观层面上，与之对应的是电弧周期性地产生“电弧击穿-拉伸-熄灭”的过程。图3b)为图3a)在0~10 ms区间的放大波形。初始击穿时刻产生电弧(0~0.5 ms)电压峰-峰值($U_{\text{p-p}}$)约为2.5 kV，放电电流约为0.2 A。随即电弧进入拉伸阶段(0.5~3.8 ms)，电弧发展需要更多的能量维持。因此， $U_{\text{p-p}}$ 在这一过程中不断增加至7 kV左右，少数 $U_{\text{p-p}}$ 达到10 kV，放电电流增加至0.25 A左右。在电弧发展的最终阶段(3.8~4 ms)，由于等离子体电源输出功率无法继续维持电弧发展，电弧熄灭，电压和电流迅速减小。最后，在最短间隙处重新击穿并重复上述过程，形成周期性放电特征。

3d)，缩短约45%。其次，初始击穿时刻的 $U_{\text{p-p}}$ 由2.5 kV减小至2 kV左右，减小约25%，电弧拉伸阶段， $U_{\text{p-p}}$ 虽在不断增大，但其最大值由10 kV缩减至

5 kV,减小约 50%。此外图 4 为高速相机拍摄的原
始电弧运动图像及其后处理过程。

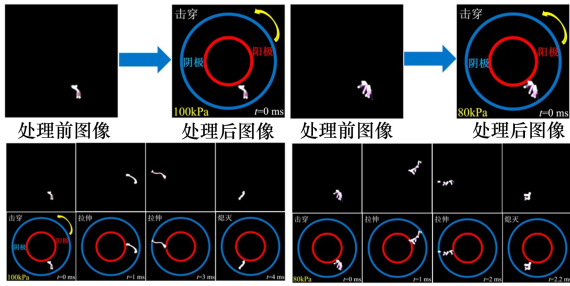


图 4 不同空气压力下电弧运动图像

产生上述变化的原因在于,空气压力的降低使得
气体密度降低,空气分子平均自由程增加而更易
引发击穿,击穿时间缩短以及电弧通道变宽。低压
环境也使得电弧稳定性降低,更容易失稳并更快达
到拉伸极限^[7]。

$$U_{p-p} = \frac{B(pd)}{\ln \left[\frac{A(pd)}{\ln \left(\frac{1}{\gamma} + 1 \right)} \right]} \quad (5)$$

由帕邢定律分析(5)式可知,在气体种类、阴阳
极材料和放电间距确定的情况下, A, B, γ, d 均为常
数, U_{p-p} 即为空气压力 p 的函数,当空气压力由常压
降低至 80 kPa 时, U_{p-p} 降低。

随着空气压力的变化,滑动弧等离子体放电平
均功率曲线如图 5 所示。从整体上看,随着空气压
力从常压逐渐降低至 75 kPa,滑动弧等离子体平均
放电功率均呈先增大后减小的趋势。这是由于当空
气压力由常压降低至 90 kPa 时,气体分子数密度下
降,电子平均自由程显著增加,电子在电场中加速时
间延长使得动能提升,电离效率提高,此时电弧的
“击穿-拉伸-熄灭”过程更加频繁,使得等离子体电

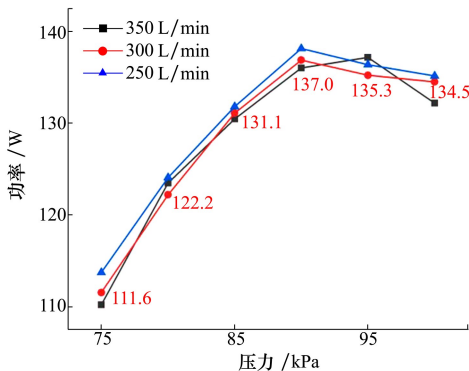


图 5 滑动弧等离子体平均放电功率曲线

源要输入更多的能量来维持电弧运动,导致平均放
电功率不断增大。但随着空气压力进一步减小至
75 kPa,气体密度持续降低,击穿后产生的放电通道
内电子和离子的数量和密度随之下降,电弧更易受
到气流紊乱等外界因素的干扰,从而导致放电稳定
性变差。

2.2 低气压下燃烧室点火过程分析

点火边界是影响燃烧室点火性能的一个重要因
素,它关系到飞行器飞行安全,因此研究燃烧室点
火过程中火焰演化过程,对于发动机的稳定工作具
有重要意义。

2.2.1 低气压下不同点火方式的点火边界

不同空气压力对电火花和滑动弧点火的点火边
界影响如图 6 所示。由图 6 可知,随着空气压力不
断减小(常压减小至 75 kPa),同一流量下电火花点
火与滑动弧点火的点火油气比明显呈上升趋势,例
如 300 L/min 条件下,电火花点火油气比由 0.075 增
大至 0.11,滑动弧点火油气比由 0.047 增大至 0.091。
同一流量下,空气压力下降,空气密度随之减小,使
得滑动弧和电火花放电与油气混合气相互作用的时间
缩短导致点火性能下降。进一步对于滑动弧放电而
言,因低气压会降低平均放电功率,使得在放电过

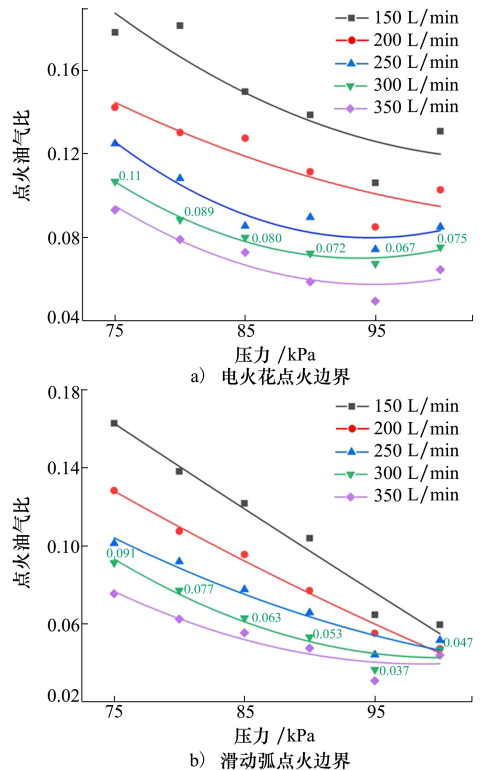


图 6 不同空气压力对点火边界的影响

程中产生的活性粒子减少,削弱了滑动弧等离子体对于燃烧反应的促进作用,与此同时,低气压条件下滑动弧放电过程中产生的自由基与焦耳热相较于常压下也大幅减少,推测其对于燃烧室初始点火过程的强化效应会有所减弱。

2.2.2 低气压下不同点火方式的火焰演化过程

工况 4-6 和 4-2 下电火花和滑动弧点火火焰演化过程如图 7~8 所示。如图 7a)~7b) 所示,在电火花点火过程中,尽管燃烧室所处的空气压力环境不同,但两者点火过程中的火焰演化过程基本一致,以图 7a) 为例, $t=1\sim 5$ ms 燃烧室左侧产生初始火核并沿横向发展,随后向燃烧室入口处回传,初始火核点燃附近区域油气混合气并持续发展。在 $t=17.5$ ms 时形成了具有一定强度的温度火焰,随后该火焰持续点燃燃烧室内新鲜的油气混合气并不断向下游发展。到 $t=42.5$ ms 时,火焰基本充满燃烧室。 $t=81.5$ ms 时,火焰强度达到最大值。

由图 8a)~8b) 可知,滑动弧在不同空气压力条

件下(常压和 80 kPa)火焰演化过程也基本相似。以图 8a) 为例, $t=1\sim 5$ ms,火焰强度未发生明显变化,滑动弧放电电弧接触油气混合气却尚未形成有效的初始火核并不断发展。 $t=7.5\sim 17.5$ ms,燃烧室入口处形成了较为稳定的初始火核并不断发展。 $t=22.5$ ms 时,初始火核形成具有一定强度的稳定火焰,并在 $t=72.5$ ms 时刻充满整个燃烧室。

2 种点火方式的火焰演化呈现“初始火核产生-回传-扩散发展-充满燃烧室”的过程。但低气压条件下,火焰发展到上述不同阶段所需时间有所差异。例如 80 kPa 条件下,电火花点火初始火核在 2.5 ms 时刻出现,7.5 ms 实现火焰回传,52.5 ms 火焰开始稳定燃烧并向下游发展(此处时间需考虑电火花 2 次释放脉冲能量的时间间隔),并且由于电火花是脉冲放电,其火花能量释放集中在极小的区域内,且持续时间短,在低气压条件下,火核更容易扩散,能量密度降低,难以形成足够高温的火核,热效应减弱使得实现成功点火的点火次数增多。

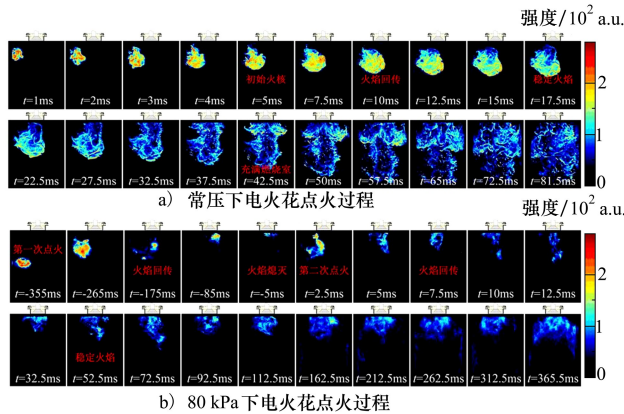


图 7 电火花点火火焰演化过程(工况 4-6,4-2)

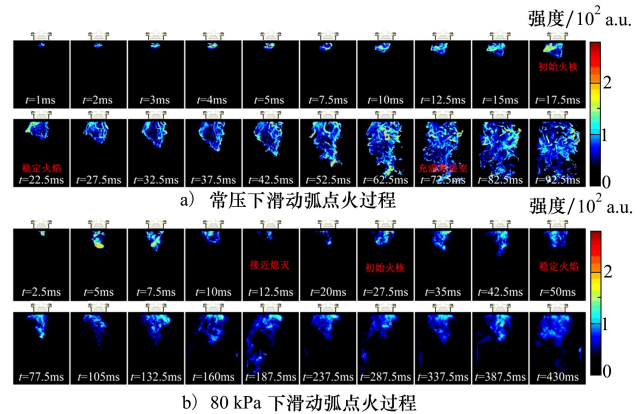


图 8 滑动弧点火火焰演化过程(工况 4-6,4-2)

对比图 7a) 和图 8a) 可知,常压条件下,初始火核产生时刻,电火花点火所产生的火焰强度一直保持在 150 a.u. 左右,而对应的滑动弧点火初始火核产生时其火焰强度只有 100 a.u. 左右。并且火焰达到最大强度所用时间电火花点火也是略短于滑动弧点火(81.5 ms 与 92.5 ms)。出现这种现象的原因可能在于电火花点火通过高温等离子体直接引发局部混合气反应,使得点火过程反应更加迅速。但滑动弧点火主要依赖于电弧产生的活性自由基逐步引发混合气的燃烧反应,这就需要一定的时间来积累活性物质,因此滑动弧点火火焰达到最大强度所用时间略长于电火花点火。

当空气压力下降到 80 kPa 时,对比图 7b) 和图 8b) 可知,电火花点火过程中,除释放脉冲能量时火焰强度达到 150 a.u. 左右,其余阶段其火焰强度均在 100 a.u. 以下。对于滑动弧等离子体点火,靠近点火助燃头部处的火焰强度始终维持在 150 a.u., 其余部分强度也在 100 a.u. 左右,并且火焰达到最大强度时,所用时间也明显短于电火花点火所用时间(430 ms 与 720.5 ms)。一方面由电火花点火最小能量与空气压力的关系式 $E_{\min} \propto p^{-\alpha}$, ($\alpha = 0.5 \sim 2.0$),随着空气压力的减小,需要的最小点火能量增大,电火花点火性能减弱。另一方面,施加滑动弧等离子体激励时,因其所在的点火位置处油气比合适,

且滑动弧可以连续激励并产生大量的高能电子、亚稳态粒子与活性粒子促进燃料裂解为低碳链的烃类化合物,同时滑动弧放电能够为燃烧提供大量的自由基与焦耳热,可以强化燃烧室初始点火过程,使其在低气压下仍能保持可靠的点火性能。

2.2.3 低气压下不同点火方式的点火延迟时间

为进一步分析低气压条件下滑动弧点火和电火花点火的瞬态过程,通过采集火焰的 CH^* 信号,得到归一化火焰强度随时间变化的曲线。将点火延迟时间定义为从放电开始到 CH^* 强度值首次达到峰值的时间(图 10 中 A~D 点所对应的时间)。

由于电火花点火需要初始火核回传且释热积累,其点火过程有一定的随机性,通常需要多次点火才能点燃燃烧室。图 9 为电火花点火曲线,相邻 2 次放电的时间间隔为 355 ms,对应的放电频率为 3 Hz。表 2 为不同空气压力下电火花成功点火所用的放电次数。

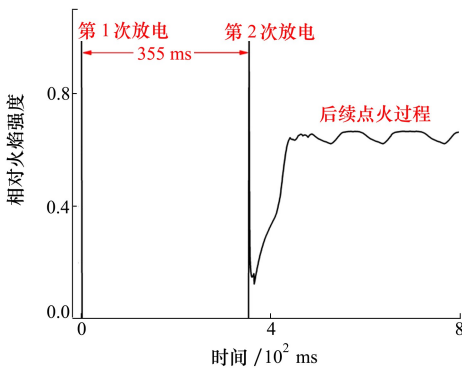


图 9 电火花点火曲线

表 2 电火花成功点火所用的放电次数

空气压力/kPa	电火花放电次数
100(常压)	1
80	2

工况 4-6 和 4-2 下,2 种点火方式的火焰强度变化曲线如图 10 所示。可以看出,电火花点火在放电瞬间火焰强度瞬间增大,随后迅速收缩,火焰强度减小,随着火焰不断回传、发展,最终火焰强度趋向于稳定,即实现火焰的自持燃烧,此时视为点火成功。从图 10 中还可以看出,曲线 A 点、C 点分别对应时间为 81.5 ms 及 365.5 ms。考虑到表 2 中电火花放电次数为 2 次,C 点实际对应的点火延迟时间应为 720.5 ms。如图 10 中滑动弧(100 kPa)、滑动弧

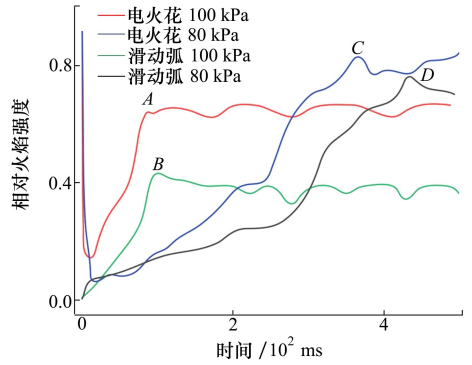


图 10 2 种点火方式的火焰强度变化曲线(工况 4-6,4-2)

(80 kPa) 曲线所示,火焰强度变化曲线到达 B 点、D 点分别对应时间为 93 ms 及 429.5 ms。由此可以表明,空气压力的减小及 2 种点火方式的点火延迟时间都有不同程度延长,但相较于电火花点火,滑动弧等离子体点火延迟时间的延长幅度更小,反映其点火更加迅速。

2.3 低气压下燃烧室熄火过程分析

2.3.1 低气压下不同熄火方式的火焰演化过程

当燃烧室内新鲜的油气混合气不足以被燃烧室内正在进行的化学反应所释放的热量继续加热到反应所需要的温度时发生熄火。

工况 4-6 和 4-2 条件下常规和施加滑动弧等离子体的熄火过程如图 11~12 所示。将熄火时刻记为 $t=0$ ms,熄火前的时刻为负。分别在 $t=-3\ 000 \sim -900$ ms(间隔 150 ms,共 15 幅图像)、 $t=-800 \sim 0$ ms(间隔 100 ms,9 幅图像)的时间段内分析火焰的动态熄火过程。

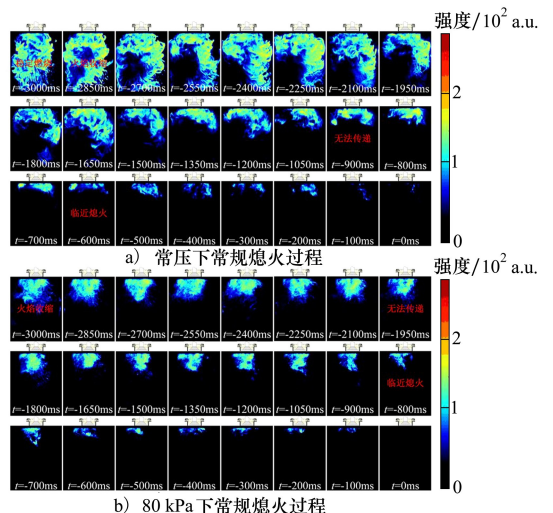


图 11 不同气压下常规熄火过程(工况 4-6,4-2)

工况 4-6 下常规熄火过程如图 11a) 所示。稳定燃烧(-3 000 ms)时,火焰布满燃烧室,火焰强度普遍维持在 100 a.u.左右,局部区域可达 120 a.u.。随着油气混合气快速消耗,燃烧室左侧火焰无法维持,火焰表面开始出现整体断裂,并逐渐向燃烧室右侧及入口收缩,熄火范围扩大(-2850 ~ -1 050 ms)。当 $t = -900$ ms 时,下游油气混合气逐渐耗尽,火焰向下游传递受阻,火焰仅残存于燃烧室上游区域,强度维持在 100 a.u.左右,熄火现象进一步加剧。随后火焰面积急剧缩小,强度降至 100 a.u.以下。当燃烧释放的热量不足以点燃剩余油气混合物时,火焰完全熄灭(0 ms)。

由图 11a) ~ 11b) 对比可知,当空气压力由常压下降至 80 kPa 时,火焰演化过程的主要差异在于火焰分布范围、各阶段所对应的时刻以及火焰强度。首先,火焰分布范围较常压明显缩小。其次,火焰收缩(-2 850 ms 提前至-3 000 ms)、无法向下游传递(-900 ms 提前至-1 950 ms)和临近熄火阶段(-600 ms 提前至-800 ms)所对应时刻都有提前。此外,从火焰收缩到临近熄火阶段,火焰强度由 120 a.u.左右(100 kPa)降至 100 a.u.左右(80 kPa),下降约 16.7%。最终 $t = 0$ ms 时,因燃烧释放热量不足,火焰完全熄灭。即在低气压条件下熄火过程更快,空气密度降低,单位体积内的氧分子减少,导致燃烧反应速率降低,火焰稳定性减弱,更容易引发熄火。

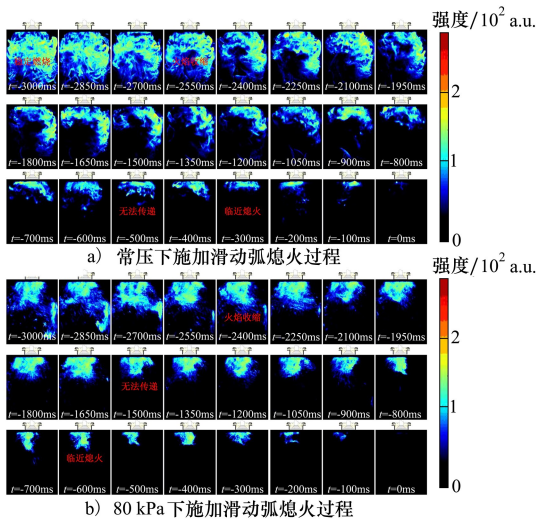


图 12 不同气压下施加滑动弧的熄火过程(工况 4-6,4-2)

从图 12a) 可看出,施加滑动弧等离子体后,火焰演化呈现明显的“防熄”效应(相较于常压下常规

熄火)。火焰收缩(-2 850 ms 延迟至-2 550 ms)、无法向下游传递(-900 ms 延迟至-500 ms)以及临近熄火(-600 ms 延迟至-300 ms)均有延迟。从火焰强度看,在临近熄火之前燃烧室的中上游区域火焰强度提升至 150 a.u.,较常规熄火(120 a.u.)增强约 25%。

低气压(80 kPa)条件下滑动弧等离子体对熄火过程的影响更为明显。首先,火焰收缩从-3 000 ms(80 kPa 常规熄火)推迟到-2 400 ms,随后火焰无法向燃烧室下游传递到临近熄火,对应时间分别推迟至 $t = -1 500$ ms 和 $t = -600$ ms。从火焰分布和强度来看,火焰开始收缩时,火焰强度接近 150 a.u.,占燃烧室面积的一半。而后直到临近熄火,除燃烧室入口火焰强度在 150 a.u.之外,剩余区域火焰强度都在 100 a.u.以上。而对于常规熄火,在整个熄火过程中,火焰面积明显小于燃烧室面积的三分之一,火焰强度最大仅在 120 a.u.左右。

2.3.2 临近熄火火焰瞬态特征分析

工况 4-6 和工况 4-2 下常规和施加滑动弧等离子体激励的熄火过程中火焰强度变化曲线,归一化处理后用以表征该过程中火焰变化趋势,如图 13 所示。

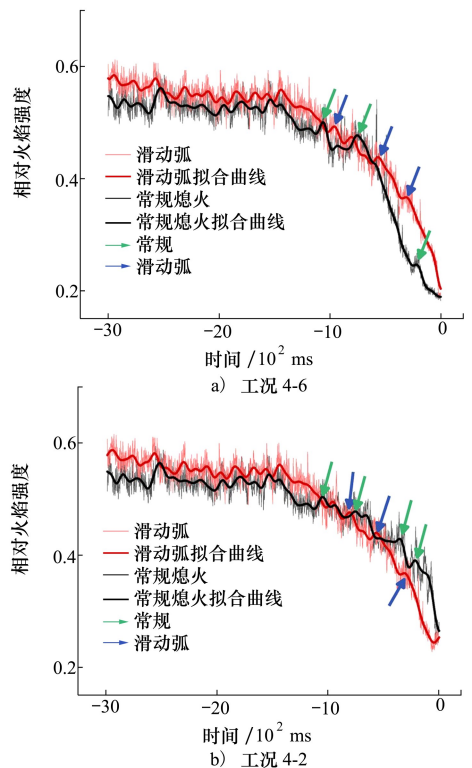


图 13 不同气压下火焰强度变化曲线(工况 4-6,4-2)

从整体上看在熄火过程中, CH^* 强度值呈减弱趋势,且气压越低, CH^* 强度越弱。施加滑动弧等离子体激励后,首先,曲线的整体波动幅度较常规熄火有明显减小,如图 13a) 中箭头所示 (-1 100 ~ 0 ms)。尤其要注意的是,当空气压力降低至 80 kPa 时,如图 13b) 中箭头所示 (-1 100 ~ 0 ms), 常规熄火的火焰强度曲线波动幅度明显增大,相比之下施加滑动弧等离子体激励的曲线波动幅度较小。其次,施加激励的曲线下降趋势变得更为平缓,尤其在熄火前 500 ms, 常规熄火火焰强度曲线下下降幅度更为明显,曲线斜率显著大于施加滑动弧等离子体火焰强度曲线斜率,其在宏观层面上对应为在临近熄火时,火焰熄灭更为迅速。

随着空气压力的变化,2 种熄火方式的熄火油气比变化曲线如图 14 所示。常规熄火油气比由 0.043 上升到 0.082, 增大 47.6%, 施加激励后的熄火油气比由 0.041 上升到 0.079, 增大 48.1%。施加滑动弧等离子体激励后其熄火油气比都有不同程度降低。如空气压力为 90 kPa 时, 熄火油气比由 0.055 (常规熄火) 降至 0.046 (施加滑动弧), 熄火边界拓宽 16.4%。

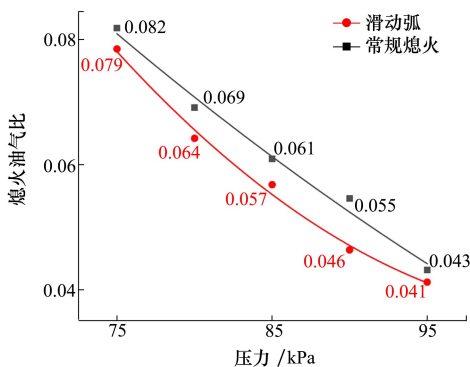


图 14 2 种熄火方式熄火油气比变化曲线 (300 L/min)

这是由于在熄火过程中, 油气混合气经过滑动弧等离子体持续稳定的放电区域被点燃形成值班火焰, 在相同的空气压力条件下, 火焰更加稳定地附着于等离子体放电头部并维持在主燃区, 表现出“稳焰”作用。此外, 滑动弧等离子体的裂解作用可以

使燃料反应活化能降低, 使得反应速率大幅提升^[19]。由此在相同的空气压力下, 施加滑动弧等离子体时熄火边界得到大幅拓宽。

3 结 论

本文基于一种航空发动机滑动弧等离子体点火助燃头部, 搭建了低气压基础燃烧室实验平台, 初步探究了不同空气压力对点火助燃头部放电特性、燃烧室点火、熄火火焰演化过程及边界等影响规律, 得到如下结论:

1) 相比于常压下滑动弧等离子体放电, 低气压条件下滑动弧等离子体放电过程与规律明显不同, 以 300 L/min 为例 (常压减小至 80 kPa), 初始击穿时刻, U_{p-p} 由 2.5 kV 降低至 2 kV, 电弧拉伸发展阶段, U_{p-p} 由 10 kV 降低至 5 kV。电弧的“击穿-拉伸与发展-熄灭”周期由 4 ms 降低至 2.2 ms。电弧平均放电功率由 134.5 W (常压) 增大至 137 W (90 kPa), 增大 1.8%。但随着压力进一步减小, 功率降低至 111.6 W (75 kPa), 降低 18.5%。

2) 随着空气压力不断减小, 2 种点火方式的点火油气比不断增大。例如 300 L/min 条件下, 电火花点火与滑动弧等离子体点火油气比分别增大 29.9% (0.075 增大至 0.107) 和 48.4% (0.047 增大至 0.091)。以 90 kPa 为例, 其点火边界拓宽 26.4% (0.072 减小至 0.053)。

3) 点火延迟时间随空气压力的下降而延长, 电火花点火延迟时间由 81.5 ms (100 kPa) 延长至 720.5 ms (80 kPa), 滑动弧点火延迟时间由 93 ms (常压) 延长至 429.5 ms (80 kPa)。而在同一空气压力条件下, 相较于电火花点火, 滑动弧等离子体点火延迟时间大幅缩短, 如压力为 80 kPa 时, 滑动弧等离子体点火延迟时间较电火花缩短约 40.4% (720.5 ms 缩短至 429.5 ms)。

4) 施加滑动弧等离子体激励熄火边界相较于常规都有不同程度拓宽。在 90 kPa 时, 熄火油气比由常规熄火条件下的 0.055 下降到施加激励下的 0.04, 拓宽比例为 16.4%。

参考文献:

[1] 吴云, 张志波, 朱益飞, 等. 等离子体燃烧调控研究进展与展望[J]. 航空学报, 2025, 46(5): 531879.

Wu Yun, Zhang Zhibo, Zhu Yifei, et al. Research progress and outlook of plasma combustion control[J]. Acta Aeronautica et

- Astronautica Sinica*, 2025, 46(5): 531879. (in Chinese)
- [2] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
He Liming. Principles of aircraft propulsion systems[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [3] Cai Z, Wang T Y, Sun M. Review of cavity ignition in supersonic flows[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 165: 268-286.
- [4] 张曼, 尹俊杰. 美国海军无人机发展情况综述[C]//2022年无人系统高峰论坛论文集, 2022.
Zhang Man, Yin Junjie. Overview of USN UAV development[C]//Proceedings of the 2022 Unmanned Systems Summit, 2022. (in Chinese)
- [5] 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]. *Aero-engine*, 2018, 44(3): 12-20. (in Chinese)
- [6] Li M Z, Wang Z K, Xu R G, et al. Advances in plasma-assisted ignition and combustion for combustors of aerospace engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 117: 106952.
- [7] Ju Y, Sun W. Plasma assisted combustion: dynamics and chemistry[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2015, 48: 21-83.
- [8] Miao H F, Zhang Z B, Jia M, et al. Ignition enhancement of lean kerosene air mixture by multichannel jet enhanced plasma igniter[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 117: 106954.
- [9] 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.
- [10] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. *高电压技术*, 2014, 40(7): 2024-2038.
Wu Yun, Li Yinghong. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion[J]. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(7): 2024-2038. (in Chinese)
- [11] Ju Y, Lefkowitz J K, Reuter C B, et al. Plasma assisted low temperature combustion[J]. *Plasma Chemistry and Plasma Processing*, 2016, 36: 85-105.
- [12] Yu J L, He L M, Hu Z, et al. Experimental investigation on ignition limits of plasma-assisted ignition in the propane-air mixture [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(9): 1685-1691.
- [13] Lin B X, Wu Y, Zhang Z B, et al. Multi-channel nanosecond discharge plasma ignition of premixed propane/air under normal and sub-atmospheric pressures[J]. *Combustion and Flame*, 2017, 182: 102-113.
- [14] Jia M, Zhang Z B, Cui W, et al. Experimental investigation of a gliding discharge plasma jet igniter[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(6): 116-124.
- [15] 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.
- [16] 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 prospects of plasma actuation for flow and combustion control[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2020, 50(10): 1252-1273. (in Chinese)
- [17] 陈一, 王宇, 吴云, 等. 一种小型航空发动机滑动弧等离子体点火助燃头: CN116906933A[P]. 2023-10-20.
Chen Yi, Wang Yu, Wu Yun, et al. A sliding arc plasma ignition and combustion enhancement device for small aircraft engines: CN116906933A[P]. 2023-10-20. (in Chinese)
- [18] Hu C H, He L M, Chen Y, 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.
- [19] 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. (in Chinese)

Effects of gliding arc plasma on ignition and extinction flame evolution in combustors under low pressure conditions

Wang Jue¹, Chen Yi², Qu Meijiao^{1,3}, Wu Yun³, Hou Haohao¹, Hu Changhuai^{2,4},
Guo Jiongchen⁵, Li Tianci²

- 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, School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
- 3.National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology, School of Aviation Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
- 4.School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
- 5.School of Aero-Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China

Abstract: To address the issues of ignition and flame extinction in the combustion chamber of a small turbine engine under high-altitude and low-pressure conditions, a gliding arc plasma-assisted ignition and combustion dome was integrated into the combustor. Based on a low-pressure combustion test platform, experiments were conducted to characterize low-pressure discharge dynamics, ignition performance, and flame extinction performance. Systematic comparisons were performed on discharge characteristics, flame evolution processes, and lean-blowout boundaries across varying pressures. Results show that at 80 kPa and 300 L/min, the plasma-assisted ignition and combustion dome exhibited reduced electrical parameters: peak-to-peak voltage decreased to 2 kV, maximum peak voltage to 5 kV, and discharge cycle to 2.2 ms, average discharge power increases to 137 W (90 kPa) and then decreases to 111.6 W (75 kPa) comparing with that via atmospheric operation. Gliding arc plasma significantly broadened the ignition and flameout limits, achieving a 13.5% expansion in ignition limits and a 40.4% reduction in ignition delay time relative to conventional spark ignition. Furthermore, at 90 kPa, the flameout limit was extended by 16.4%. The present study provides the critical insights into plasma-assisted ignition and combustion mechanisms under low-pressure conditions, advancing the design of reliable combustion systems for high-altitude aerospace applications.

Keywords: gliding arc plasma; plasma-assisted ignition and combustion; low-pressure discharge; low-pressure ignition and flameout; ignition and flameout limits

引用格式: 王珏, 陈一, 屈美娇, 等. 低气压条件下滑动弧等离子体对燃烧室点熄火特性的影响[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(1): 36-45.

Wang Jue, Chen Yi, Qu Meijiao, et al. Effects of gliding arc plasma on ignition and extinction flame evolution in combustors under low pressure conditions[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(1): 36-45. (in Chinese)