

DOI:10.13296/j.1001-1609.hva.2022.06.025

低气压下多通道等离子体点火器性能研究

何羊羊¹, 王健², 陈鑫¹, 张志波¹, 苗慧丰¹

(1. 空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 西安 710038; 2. 北京系统工程研究所, 北京 100020)

摘要: 为提升现有航空发动机点火电嘴的点火性能,解决高空极端条件下发动机点火边界窄的问题,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(multi-channel plasma igniter, MCPI)。在不同气压条件下开展了多通道等离子体点火器与传统半导体火花点火器(spark igniter, SI)的放电特性实验,基于高速图像摄像系统,利用数值图像处理分析方法获得的点火器放电图像,分析了两种点火器的火花射流穿透深度、平均射流速度和最大影响区域。结果表明:在不同气压下 MCPI 的放电能量和效率均优于 SI。在 100 kPa 气压下,相比于 SI, MCPI 产生的射流穿透深度增加幅度达 69.45%。SI 和 MCPI 的射流火花最大影响区域均随气压的减小而减小,但是在相同压力下, MCPI 的射流火花最大影响区域均大于 SI。在气压为 20 kPa 的低气压下, MCPI 的射流火花最大影响区域是 SI 的 3 倍。

关键词: 多通道等离子点火器; 火花点火器; 等离子体; 平均灰度差; 射流平均速度

Study on Performance of Multi-channel Plasma Igniter Under Low Pressure

HE Yangyang¹, WANG Jian², CHEN Xin¹, ZHANG Zhibo¹, MIAO Huifeng¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Beijing System Engineering Institute, Beijing 100020, China)

Abstract: In order to promote the ignition performance of the existing aero-engine ignition plug and solve the problem of narrow engine ignition boundary under extreme conditions at high-altitude, a kind of embedded multi-channel plasma igniter multi-channel plasma igniter (MCPI) is designed and developed based on multi-channel discharge technology and plasma synthetic jet technology in this paper. The discharge characteristic experiment of multi-channel plasma igniter and traditional semiconductor spark igniter (SI) under different pressure is developed. The spark jet penetration depth, average jet velocity and maximum affected area of two types of igniters are analyzed by the discharge image, which is obtained on the basis of high-speed image acquisition system and by the use of numerical image processing method. The results show that the discharge energy and efficiency of MCPI are better than that of SI at different air pressures. The penetration depth of the jet generated by MCPI is increased by 69.45% compared with that of SI at 100 kPa. The maximum affected area of jet spark of SI and MCPI decreases with the decrease of air pressure. However, the maximum affected area of jet spark of MCPI is larger than that of SI under the same pressure. At low pressure of 20 kPa, the maximum affected area of MCPI is three times that of SI.

Key words: multi-channel plasma igniter; spark igniter; plasma; average grayscale difference; jet average velocity

0 引言

高空点火与再起动是航空发动机燃烧室普遍

的要求。战斗机由于大机动、导弹发射等原因,高空熄火风险增加,实现发动机在高空极端条件下的可靠二次点火对于军用航空发动机更为重要^[1]。然

收稿日期:2022-01-15; 修回日期:2022-03-18

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51807204)。

Project Supported by National Natural Science Foundation of China(51807204).

而在高空、高速条件下,受低温低压环境影响,发动机内部燃料雾化不足、化学反应速度减缓。同时点火器点火面积减少、火花穿透能力减弱,使得点火系统的点火成功概率降低。航空发动机点火边界变窄,一旦发生熄火,想要再次点火将变得异常困难。因此提高航空发动机的高空点火能力对于航空发动机的安全稳定具有至关重要的作用^[2-3]。近年来,研究人员提出了多种改进型的火花点火方法^[4-6]。其中,等离子点火方式是研究热点之一,被广大研究人员寄予厚望^[7]。

等离子体是指部分或完全电离的离子化气态物质。它是由带电的正离子、负离子、自由基和各种活性基团组成的集合体,属物质的第四态。在航空领域中等离子体除了具有隐身、增强气流、流动控制的作用外^[8],在点火方面也具有显著优势^[9-11]。国内外研究人员利用高能量的热平衡等离子体和分子活化能的非平衡等离子体新技术来开发可替代的新型点火器^[12]。热平衡等离子体主要由等离子体火炬产生,非平衡等离子体主要由DBD、射频放电、微波辅助放电、激光诱导等离子体放电等途径产生。研究表明:热射流火炬可以独立于发动机设计,并且能够实现重复点火,对解决超燃冲压发动机点火问题具有显著的优势^[13-14]。介质阻挡放电产生等离子体在爆震点火过程中,不仅能拓宽油气当量比,还能增强爆震的压力^[15]。

射频放电等离子体能提高稀薄燃烧状态下的点火可能性^[16]。微波辅助产生等离子体用于点火被证明可以提高燃烧稳定性,延长贫油极限,提高燃料效率^[17]。激光诱导等离子体具有定向可调,功率大等优势,在超燃冲压发动机的可靠重复点火方面具有广泛的应用前景^[18-20]。众多的学者对离子体点火已经进行了广泛的研究,但是对于实现军用发动机高空可靠二次点火仍然需要很长的路要走。因此一种更实用的、具有优异二次点火性能的航空发动机点火系统仍是未来一段时间内研究的重要方向^[21]。

在等离子体流动控制方面,等离子体合成射流激励器的研究表明:内部电极之间的强脉冲火花可以快速加热射流腔内气体,气体受热压力增加。在内外压差作用下,气体会以非常高的速度(排出后100 μ s内可达30~120 m/s)从孔中排出^[22-24]。因此,将同样的气动结构引入点火电嘴设计,可以产生与等离子体炬点火器^[25]相似的作用效果,利用高温高速射流推动火花/电弧,从而增加火花/电弧穿透深度。

结合上述研究成果,文中将等离子体合成射流技术与多通道放电技术相结合,设计了一种将6根

电极嵌入陶瓷腔体的嵌入式多通道等离子体点火器(multi-channel plasma igniter, MCPI)。通过此设计,可以通过头部腔体的内外压差作用形成高速等离子体射流,增大火花的点火能力。

为量化与传统半导体点火器(spark igniter, SI)的性能差异,文中基于高速摄像、高频响电测仪器等测试设备搭建了点火系统性能表征系统,利用数字图像技术精细化比较不同气压情况下传统半导体火花点火器和多通道等离子体点火器的射流演化过程,在宽范围的压力范围(20~100 kPa)内,分析了两种点火器的性能差异和压力对两个点火器性能的影响。首先,通过放电波形分析了SI和MCPI的放电特性;在此基础上,通过高速相机分别拍摄了不同压力下火花的演化过程;之后,通过计算不同图片的平均灰度差,来确定射流持续时间以及射流穿透深度。在不同气压下,比较了SI和MCPI火花射流穿透深度和持续时间的差异。同时对降噪后的图像进行二值化处理,分析比较不同气压下两种点火器的最大影响区域变化。

1 实验方法

1.1 点火器

SI的结构见图1(a)。中间的圆形电极为放电的高压电极,最外层的不锈钢金属为放电的接地电极,高压电极和接地电极通过陶瓷绝缘体隔开。高压电极的直径为6 mm。接地电极的外径为18 mm,与高压电极顶端距离1.5 mm,凹腔深度为5 mm。

MCPI的结构见图1(b)。点火器外壳为外径18 mm,内径12 mm的不锈钢金属壳体,内部装有外径为12 mm的陶瓷绝缘体,陶瓷上设计了一个内径6 mm,深度5 mm的凹腔。内部插有6根直径1.5 mm的电极,电极间距为1.5 mm。为了避免高压电极与接地电极之间直接击穿,增加放电通道长度,提高放电效率与能量,电极呈“C”型排列。其中“C”型两端分别为高压电极和接地电极,中间4根为中间悬浮电极,从而形成5个放电通道。

1.2 实验系统

实验系统见图2,实验系统由高压脉冲点火电源、真空室、真空泵、电流电压测试系统、高速摄像系统组成。高压脉冲点火电源的工作频率约为2~3 Hz,单次放电脉冲的额定储能为12 J,为点火器提供脉冲能量。在实验中,MCPI和SI被放置在一个真空室中。真空室为内腔直径为0.6 m,高0.6 m的圆柱腔体,腔体容积为0.17 m³。真空室侧壁有两个光学玻璃窗口,使高速相机能够清楚地探测到喷射

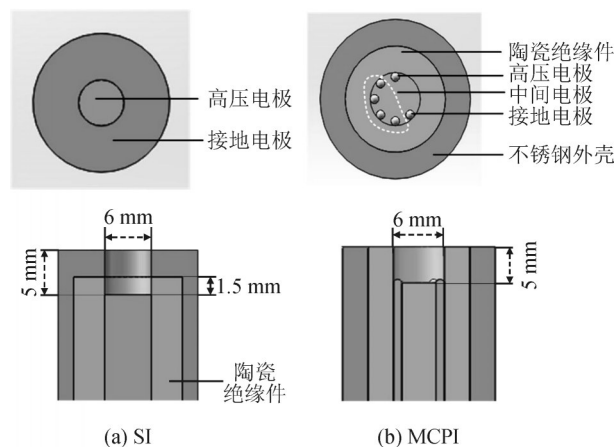


图1 SI和MCPI结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of SI and MCPI structures

过程。由于腔内体积较大,点火器在腔体内多次放电对腔体内温度和气压几乎无影响。真空室与真空泵相连,真空泵可以在 300 Pa~100 kPa 范围对真空室压力进行调节。在本研究中,真空室的空气压力由 20 kPa 调整到 100 kPa。

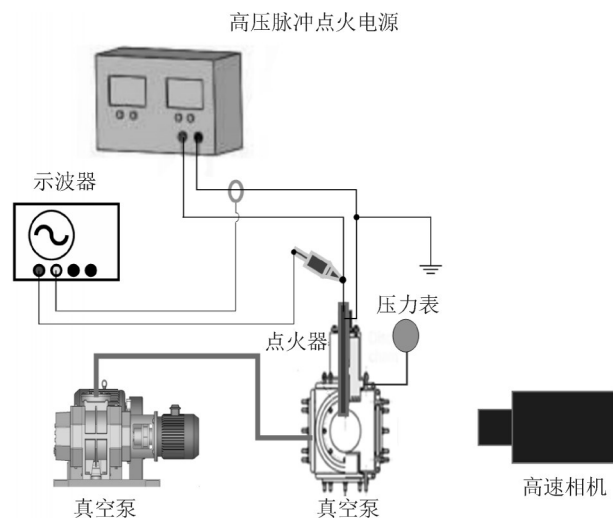


图2 实验系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of experimental system

1.3 测量设备

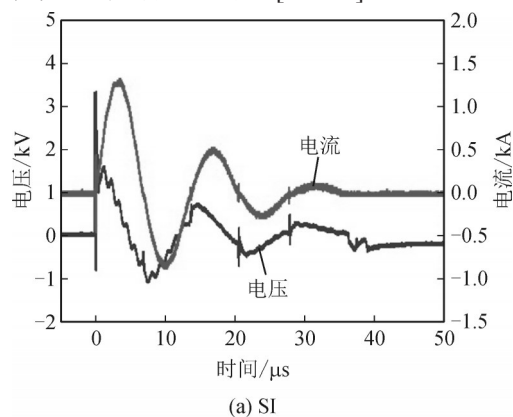
实验测量设备主要包括电能测量设备和高速摄像机。其中电能测量设备包括记录电压电流波形的数字示波器(Tektronix DPO4104,具有4个采样通道,最大采样频率为5 GHz/s)、高压探头(Tektronix P6015A,可测量20 kV直流电压以及40 kV的脉冲电压,带宽75 MHz)和电流环(Pearson 6600,灵敏度为0.1 V/A,最大峰值电流为2 kA)。为了探索MCPI和SI的射流演化过程,采用高速摄像机(Phantom-v2512)捕捉火花射流瞬时图像,帧率为39 017 Hz,曝光时间为0.98 μs ,图像分辨率为786×786 pixels。

2 结果和分析

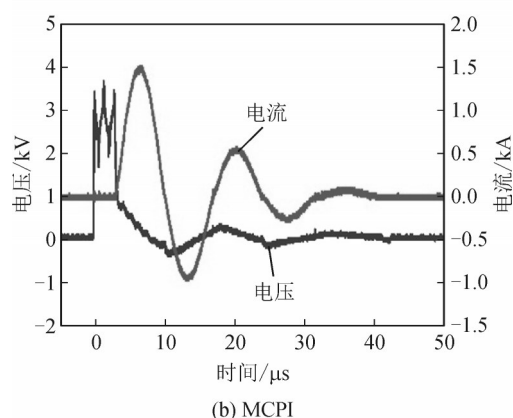
2.1 SI和MCPI的放电特性

2.1.1 放电电压与电流

在100 kPa气压下,SI和MCPI放电过程中电压、电流的变化关系曲线,见图3。从电压波形可以看出,在放电过程中MCPI与SI相比存在两个不同:①MCPI的峰值电压要大于SI的峰值电压。在气压为100 kPa下,MCPI的峰值电压为3 895 V,SI的峰值电压为3 500 V,MCPI的峰值电压要比SI提高了9.2%。这是因为SI的放电是击穿中心高压电极和外侧金属内壁之间的空气,放电通道长度较短,而MCPI的放电电极沿“C”形呈周向分布。其放电通道更长,所需击穿电压更大。②在 $T=0 \mu\text{s}$ 时刻SI被击穿,之后电压迅速达到峰值,然后开始衰减;而MCPI被击穿后,在0~5 μs 时间段,电压仍然处于峰值电压附近,并出现反复振荡多次,之后才进入迅速衰减状态。这是因为SI一旦电极间空气被击穿,阻抗下降,电流就会迅速增加,电压减小;而MCPI由于采用了多个放电间隙,单一的空气间隙击穿后,系统阻抗仍然较高,电流不会迅速增加,电压也不会下降。这一段振荡过程正是多个间隙的击穿过程,详细的分析可参考文献[26-28]。



(a) SI



(b) MCPI

图3 SI和MCPI放电过程中电压和电流的变化曲线

Fig. 3 Voltage and current change curves of SI and MCPI discharge processes

2.1.2 放电能量和放电效率

根据航标 HB 20274—2016《航空燃气涡轮发动机点火系统电嘴火花能量试验方法》推荐方法,文中通过对测得电压和电流的乘积进行时间积分来计算单次放电周期消耗在两种点火器放电间隙中的电能,计算公式为

$$W_1 = \int_0^T U(t)I(t)dt \quad (1)$$

放电效率计算公式为

$$\eta = W_1/W_0 \quad (2)$$

式(1)、(2)中: W_1 为单次放电能量, J; $U(t)$ 为放电电压, V; $I(t)$ 为放电电流, A; T 为一个放电周期持续时间, s; W_0 为外加电源的单次储能。本实验中用的是单次脉冲放电额定能量为 12 J 的高压点火电源。

SI 和 MCPI 两种点火器的放电能量随气压的变化曲线见图 4。可以看出 MCPI 的放电能量要明显大于 SI。两种点火器的放电能量对气压的曲线表明: SI 的放电能量随气压下降而缓慢下降(气压 100 kPa 时, 放电能量为 2.03 J, 对应的放电效率为 16.94%; 压力降到 20 kPa 时, 放电能量为 1.96 J, 对应的放电效率为 16.31%)。与此不同, MCPI 的放电能量随气压降低而下降的较快(气压 100 kPa 时, 放电能量为 2.66 J, 对应的放电效率为 22.17%; 压力降到 20 kPa 时, 放电能量为 2.25 J, 对应的放电效率为 18.75%)。该结果表明, 当放电间距一定时, 随着气压降低, 放电效率同步减小。由于 MCPI 的放电通道数多, 放电距离长, 因此放电效率减小幅度也会增加。

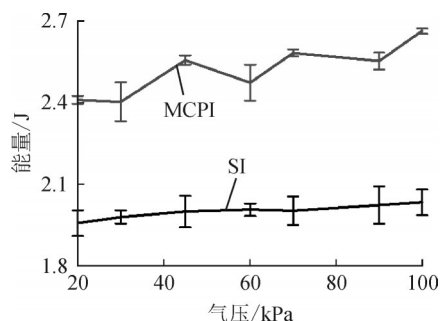


图4 不同气压下SI和MCPI的放电能量

Fig. 4 Discharge energies of SI and MCPI at different air pressures

多通道电路的放电特性与RLC电路中的典型放电相似。在简化的计算中, 等离子体区域可以模拟为一个常数电阻。放电效率为等离子体电阻 R_{Plasma} 与电路总电阻 R_{total} 的比值为

$$\eta = \frac{R_{\text{Plasma}}}{R_{\text{total}}} \quad (3)$$

MCPI的电极呈“C”形分布。放电通道数多, 电极的间距大, 进而使得总的击穿阻抗更大, 因此放

电能量更大, 放电效率也更高。

由于SI是单通道放电, 气压变化对放电能量和放电效率的影响较小。与以往不同, MCPI是多通道放电, 气压不仅对第一通道的放电能量产生影响, 还会对MCPI其余4个通道的放电能量产生影响。因此气压变化, MCPI的放电能量和放电效率受影响也更大。

2.2 火花射流演化过程

2.2.1 火花发展过程分析

基于高速摄像系统, 获得了对不同气压下的射流演化过程。两种典型气压条件(100、20 kPa)下, SI和MCPI的火花演化过程见图5。

从图5中可以看出, 当电极间隙发生击穿时, 电源通过火花放电迅速释放能量。点火器腔内的气体被电离同时被加热膨胀, 腔内压力增加, 迅速将流体喷射出去。在气压 100 kPa 下, SI 和 MCPI 在 25.6 μs 时开始点火并喷出射流, 射流火花亮度最强。在 153.8 μs 时 SI 已经很微弱, 火花快要消散。与之相比, MCPI 到 205.4 μs 时才将要消散完毕。可以看出 MCPI 的火花更大, 火花从生长、扩散到消散持续时间更长, 比 SI 的持续时间要长约 50 μs 。综上所述原因是 SI 只通过单通道释放能量, 放电给腔内空气注入能量少。而 MCPI 通过多个放电通道连续输出能量, 给火花注入的能量多, 腔内气体获得的热能多, 在转化效率相近的条件下, 热能转化为机械能更多。因此火花变得更大更亮, 有助于提升极端条件下发动机的可靠点火。与 100 kPa 时的火花演化相比, 当气压下降到 20 kPa 时, 两个点火器的初始火花变小, 火花持续时间也更短。

2.2.2 火花持续时间和火花穿透深度

从火花的演变过程可以看出: 随着喷射量的减少, 放电火花的亮度下降。当气体排出即将终止时, 出口附近的火花射流比火花刚喷出时要弱得多, 其亮度也非常低。因此可通过特定时间图片的平均灰度差来判断火花射流的状态, 从而确定火花熄灭的时刻以及火花射流的持续时间。平均灰度差 G 可计算为

$$G = \frac{1}{768 \times 768} \sum_{j=1}^{768} \sum_{i=1}^{768} |B_{ij} - A_{ij}| \quad (4)$$

文中所获图像的像素为 768×768 pixels, 式(4)中矩阵 A_{ij} 和 B_{ij} 分别表示射流不存在和存在时的灰度矩阵。平均灰度差 G 是一个综合指标, 既能反映喷出火花的强度, 也能通过其变化特性获得火花的持续时间。在 100 kPa 下 SI 和 MCPI 一个工作周期内平均灰度差 G 的变化情况见图6。

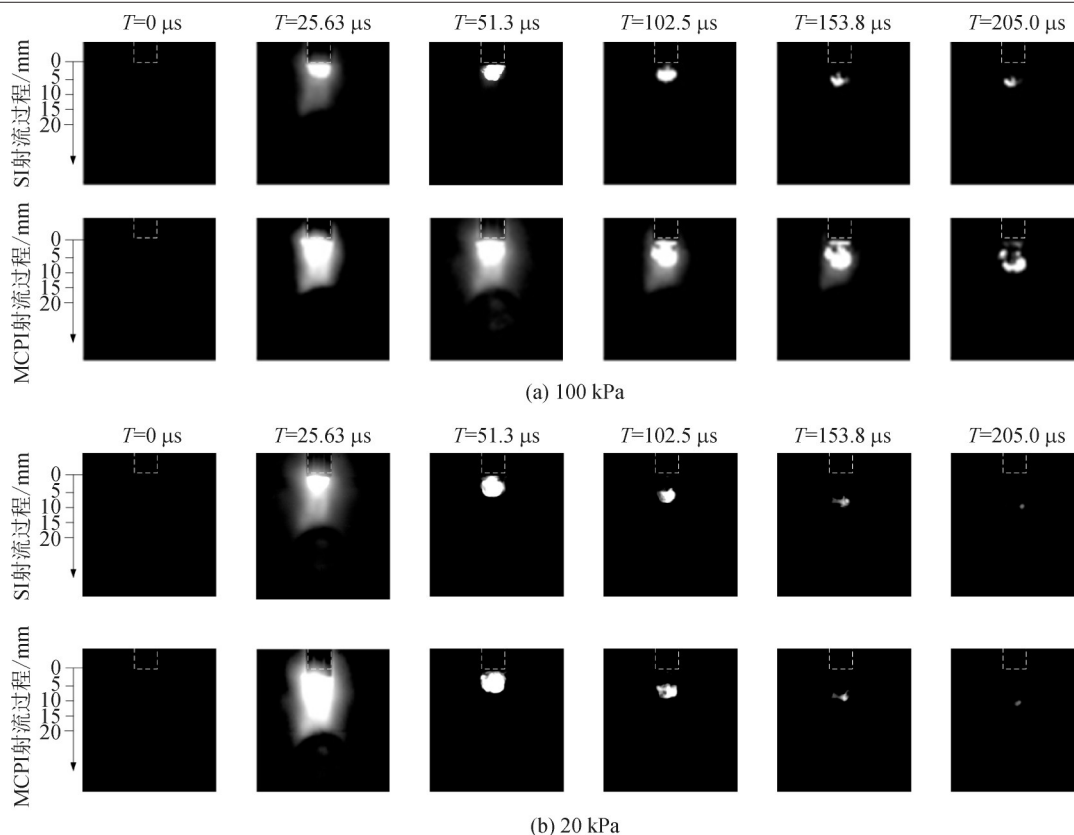


图5 不同压力下SI和MCPI的火花演化过程

Fig. 5 Spark evolution of SI and MCPI under different pressures

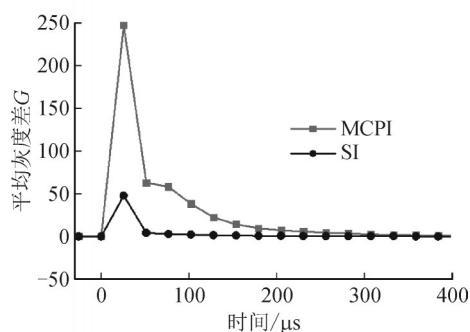


图6 平均灰度差随时间的变化曲线

Fig. 6 Curve of average gray difference changing with time

从平均灰度差 G 的变化趋势可以看出; $t_0=0$ 时刻, 平均灰度差 $G=0$ 。之后平均灰度差 G 逐渐增大, 在 $25.63 \mu\text{s}$ 时刻, 多通道等离子体点火器和常规火花点火器的平均灰度差达到最大值 $G_{\max}$ 。此时, 放电火花强度最亮, 之后平均灰度差先迅速下降然后缓慢下降, 直至为0。根据以上分析可知: 当平均灰度差 G 降至某一临界值以下时, 即表示火花射流喷射终止。在文中的研究中, 通过对射流演化图片进行分析, 作者将临界值设置为最大平均灰度差 $G_{\max}$ 的10%, 此时已经没有明显的喷射现象。记录此时时刻时间为 t_1 , 即为射流停止时刻。同时可计算火花持续时间为: $T=t_1-t_0$ 。通过平均灰度差 G 值确定射

流停止时刻 t_1 , 通过像素点转换, 可计算出射流停止时刻火花的射流长度, 即火花射流穿透深度 L 。SI 和 MCPI 在 100 kPa 压力下的火花射流穿透深度见图7。可以看出: SI 火花射流穿透深度 $L=10.89 \text{ mm}$, MCPI 火花射流穿透深度 $L=14.51 \text{ mm}$ 。

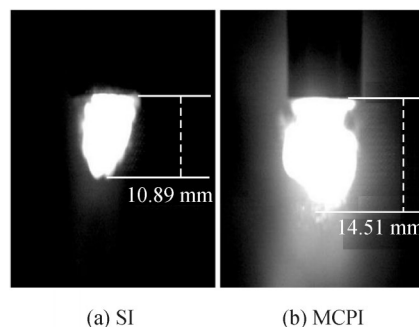


图7 100 kPa 下SI和MCPI射流穿透长度比较

Fig. 7 Comparison of jet penetration lengths of SI and MCPI at 100 kPa

SI 和 MCPI 的火花持续时间和射流穿透深度随气压的变化曲线见图8。从图8可以看出, MCPI 的火花持续时间要大于SI的火花持续时间; 随着气压的降低, 火花持续时间均发生减小(100 kPa 下, SI 和 MCPI 火花持续时间分别是 $128.25 \mu\text{s}$ 和 $136.60 \mu\text{s}$; 压力降到 20 kPa 时, SI 和 MCPI 火花持续时间分别是 $85 \mu\text{s}$ 和 $110 \mu\text{s}$, 火花持续时间分别下降了 33.72% 和 19.47%)。

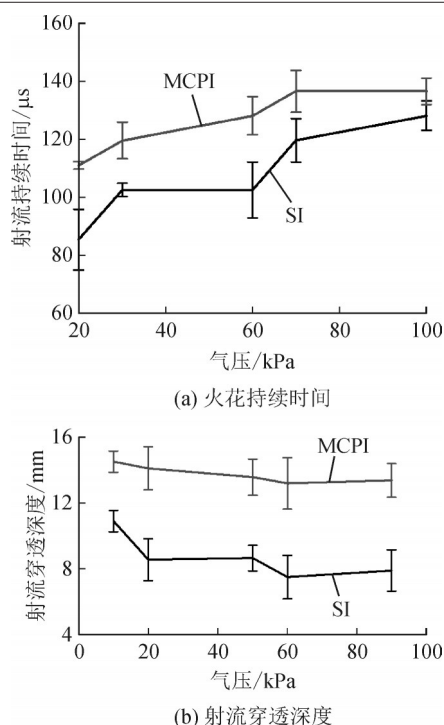


图8 射流持续时间和火花穿透深度随气压变化

Fig. 8 Jet duration time and spark penetration depth vary with air pressure

点火器工作过程中, 电源通过火花放电迅速释放能量。腔内气体被加热, 电离, 然后火花喷出。其中放电能量是火花的源动力, 因此火花的持续时间受放电能量的影响。因为MCPI的放电能量要大于SI的放电能量。所以在同样的气压下, MCPI腔内空气被电离的更多, 腔体压力更高, 与外界形成更大的压差, 从而导致更强的火花射流从孔口喷出, 火花从喷出、生长、扩散所持续的时间更长; 随着压力的减小, 腔体内空气质量减少, 从而被电离的空气质量减少, 火花亮度将会减弱, 且会更快的进行扩散消失, 火花持续时间也会变得更短。

点火器的火花射流穿透深度决定了火花所能传播的最远距离和对可燃油气混合物的作用范围。火花射流穿透深度越大, 点火成功的概率越大。火花在燃烧室中更容易穿透到合适的当量比位置, 从而更容易实现点火。从图8(b)可以看出: 气压增大, 两个点火器的火花射流穿透深度均减小。气压从20 kPa增加到100 kPa, MCPI火花射流深度从14.51 mm下降到13.37 mm, SI火花射流穿透深度从10.89 mm下降到7.89 mm。在20 kPa气压下MCPI的射流穿透深度比SI的要长33.24%, 在100 kPa气压下MCPI的射流穿透深度比SI的要长69.45%。两个点火器在高气压下的射流长度差异会更大。低气压情况下, 两个点火器腔体内的空气密度下降, 气压对放电能量的影响要小于对密度的影响。

因此腔体空气吸收的比能量增大。所以气压下降, 两个点火器的火花射流穿透深度增强。同时在高气压下, 见图4, MCPI的放电能量比SI的更大, 因此两个点火器火花射流穿透深度之间的差异会更大。

通过SI和MCPI对比可知, MCPI火花射流的传播时间更长, 火花具有更长的穿透深度。根据这一特性, 若将MCPI应用于实际发动机的点火, MCPI不仅有助于增加与可燃碳氢混合气体的接触概率, 从而实现高效快速的点火。同时, 利用MCPI具有更长的射流穿透深度这一特点, 在实际设计中可将MCPI的头部距离火焰燃烧区更远, 从而使MCPI所承受的高温低于SI, 这将有益于延长点火器的使用寿命。

2.2.3 射流最大影响区域

射流影响区域在一定程度上可以代表累计射流量。点火器喷出的流体越多, 射流影响的区域就越大。为了识别射流影响区域, 采用MATLAB图像取噪和图像二值化处理方法。具体图像处理过程见图9, 包括3个步骤: 首先对高速相机拍摄的所有图片进行相同比例的裁剪, 再从射流演化图片B的灰度矩阵中减去背景图片A的灰度矩阵, 得到差值图C, 该步骤旨在消除点火器边缘和背景噪声的干扰。然后采用图像二值化法对差值图C进行处理, 得到二值化后的图像D。由于射流边缘梯度较大, 采用图像二值化可以将射流影响区域与边缘噪点区分开来。最后计算图像D中非零像素点的个数, 即为每帧图像的影响。在此基础上比较射流演化过程中每帧图片的影响区域, 可得出射流最大影响区域E的值。

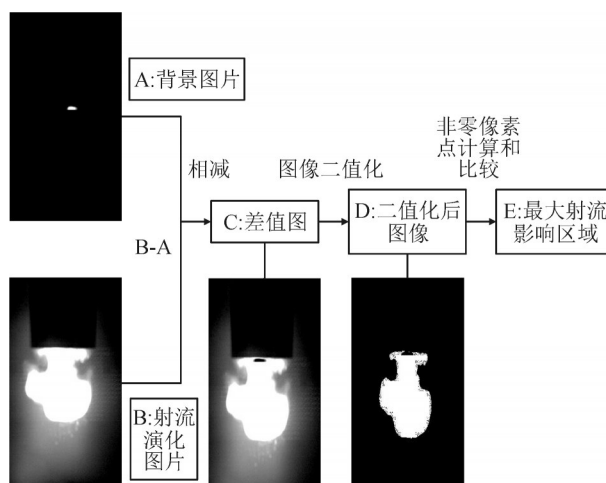


图9 图像的最大影响区域计算过程

Fig. 9 The calculation process of the maximum affected area of the image

两种点火器的火花射流最大影响区域随气压的变化规律见图10。从图10可以看出,在气压为100 kPa时,SI的最大影响区域为10 323 pixels。MCPI的最大影响区域为31 814 pixels,其为SI最大影响区域的3.08倍。随着气压的降低,两个点火器的最大影响区域均减小。

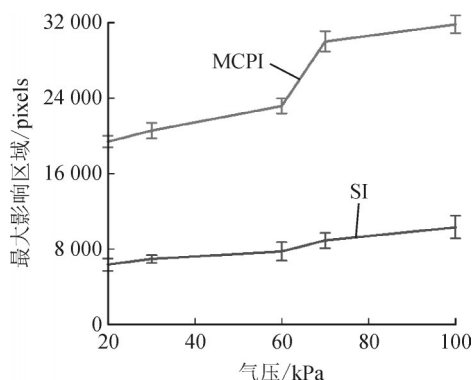


图10 SI和MCPI的最大影响区域随气压变化

Fig. 10 The maximum affected area of SI and MCPI varies with air pressure

与SI相比,MCPI的放电能量更大,可以使更多的腔内气体被电离,从射流孔喷射出的等离子体更多,火花射流亮度会更亮,且射流的喷射距离更远。因此MCPI的影响区域会更大。同时随着气压的降低,一方面相同体积腔体内的气体质量减小,使可电离的气体较少;另一方面放电能量以及放电效率的降低,也使气体的电离率下降。从而共同导致点火器累计射流量随气压的下降而下降,射流火花最大影响区域自然也减少。但在20 kPa低气压下,MCPI的最大影响区域为18 903 pixels,仍然高于SI最大影响区域63 520 pixels,且是SI的3倍。这意味着与传统SI相比,即使在低气压高海拔的恶劣环境,MCPI依然能产生更多的等离子体,且有较大的点火面积。从而增大火花与可燃油气比的接触概率,对扩展高海拔发动机贫油点火边界和发动机高空二次点火能力具有重要的意义。

3 结论

为了提升现有航空发动机点火器在高空极端条件下不容易点火的难题。设计了一种嵌入式多通道等离子点火器。实验通过对比SI和MCPI在20~100 kPa气压范围内放电过程电流电压特性、放电能量和放电效率和射流最大影响区域,分析了气压对于两种点火器各项参数的影响规律。充分认识到MCPI的放电性能要优于SI。主要表现在:

1)放电过程中SI是单通道放电,而MCPI是多通道放电过程。MCPI的放电能量和放电效率均比SI

要高;气压变化对MCPI的放电能量影响要大于SI。

2)MCPI的火花射流持续时间要大于SI的火花持续时间,且随着气压的降低,火花持续时间均发生减小,在20 kPa气压下MCPI的火花射流穿透深度比SI的要长33.24%,当气压为100 kPa时,MCPI的火花射流穿透深度比SI的要长69.45%。两个点火器射流长度在高气压时差别会更明显。

3)MCPI射流火花最大影响区域是SI的3倍,同时随着气压的降低,两个点火器的平均射流速度增大,火花最大影响区域也减小。

综上所述,MCPI在不同气压下可以产生更高的放电能量、更长的射流持续时间和更长的火花穿透深度,可以显著提高点火能量和活化区域,同时在低气压下也能表现的很好。因此对于高空低压情况,MCPI扩展贫油点火边界和提高航空发动机的二次点火能力具有巨大应用前景。

参考文献:

- [1] 杜鹤龄. 航空发动机高空模拟[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
DU Heling. Aero-engine altitude simulating[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.
- [2] 林冰轩, 吴云, 张志波, 等. 常压和亚大气压下预混合丙烷/空气多通道纳秒放电等离子体点火[J]. 燃烧和火焰, 2017, 182(8):102-113.
LIN Bingxuan, WU Yun, ZHANG Zhibo, et al. Multi-channel nanosecond discharge plasma ignition of premixed propane/air under normal and sub-atmospheric pressures [J]. Combustion and Flame, 2017, 182(8):102-113.
- [3] 黄胜方, 吴云, 宋慧敏, 等. 超声速模型燃烧室多通道等离子体点火器实验研究[J]. 实验热和流体科学, 2018, 39(12):1532-1536.
HUANG Shengfang, WU Yun, SONG Huimin, et al. Experimental investigation of multichannel plasma igniter in a supersonic model combustor[J]. Experimental Heat and Fluid Sciences, 2018, 39(12):1532-1536.
- [4] 水瑜, 谢凯文, 谭清远, 等. 分布式火花放电改善甲烷-空气预混气体的点火性能[C]//JSAE/SAE国际动力系统、燃料和润滑油会议, 京都, 日本: JSAE/SAE, 2015: 0148-7191.
SHUI Yu, XIE Kaiwen, TAN Qingyuan, et al. Ignition improvement of premixed methane-air mixtures by distributed spark discharge[C]//JSAE/SAE International Powertrains, Fuels and Lubricants Meeting, Kyoto, Japan: JSAE/SAE, 2015: 0148-7191.
- [5] 侯凌云, 张桂新. 一种利用微波等离子体实现多点点火的方法[C]//第42届IEEE等离子体科学国际会议. 贝莱克, 安塔利亚, 土耳其: IEEE, 2015: 7179724.

- HOU Lingyun, ZHANG Guixin. A method to realize multi-point ignition with microwave plasma[C]//42nd IEEE International Conference on Plasma Sciences. Antalya, Turkey: IEEE, 2015: 7179724.
- [6] HNATICU B, PELLER S. Experimental analysis of a double-spark ignition system[J]. *Slovak Journal of Physics*, 2006(56):851-867.
- [7] 洪延姬, 席文雄, 李 兰, 等. 等离子体辅助燃烧机理及其在高速气流燃烧中的应用综述[J]. *推进技术*, 2018, 10(39):2274-2278.
- HONG Yanji, XI Wenxiong, LI Lan, et al. Review on plasma assisted combustion mechanism and its application in high-speed gas flow combustion[J]. *Propulsion Technology*, 2018, 10(39):2274-2278.
- [8] 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.
- [9] KUO S, BIVOLARU D, CARTER C, et al. Operational characteristics of a plasma torch in a supersonic cross flow[C]//41st Aerospace Science Meeting and Exhibit. Nevada, USA: [s.n.], 2013:2003-1190.
- [10] 李 飞, 于希龙, 童英刚, 等. 1.8 马赫煤油超燃冲压发动机等离子体辅助点火[J]. *航天科学与技术*, 2013(28):72-78.
- LI Fei, YU Xilong, TONG Yinggang, et al. Plasma-assisted Ignition for a kerosene fueled scramjet at mach 1.8[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013(28):72-78.
- [11] TAKTIA K, ABE N, MASUYA G, et al. Ignition enhancement by addition of NO and NO₂ from a N₂/O₂ plasma torch in a supersonic flow[J]. *Journal of Combustion Research*, 2007(31):2489-2496.
- [12] STARIKOVSKAIA S. Plasma assisted ignition and combustion[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2006(39):265-299.
- [13] 李大鹏, 潘 余, 梁剑寒, 等. 喷注方式对双模态冲压发动机燃烧稳定性的影响[J]. *国防科学技术大学学报*, 2006, 28(3):10-14.
- LI Dapeng, PAN Yu, LIANG Jianhan, et al. influence of injection mode on flame stability of dual-mode scramjet combustor[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2006, 28(3):10-14.
- [14] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气/煤油火炬点火器设计及试验[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(7):1554-1560.
- DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Design and experiment of air/kerosene torch igniter[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(7):1554-1560.
- [15] 郑殿峰. 非热等离子体起爆与火花塞相比的优势[J]. *等离子体科学与技术*, 2016, 18(2):162-167.
- ZHENG Dianfeng. The advantages of non-thermal plasma for detonation initiation compared with spark plug[J]. *Plasma Science and Technology*, 2016, 18(2):162-167.
- [16] NAVEEN C, AINAN B, GUOFENG L, et al. Measurements of combustion efficiency in nonequilibrium RF plasma-ignited flows[J]. *Combust and Flame*, 2016(144):744-756.
- [17] HUANG Jinxi, JIN Y, BAE C, et al. Application of a novel microwave-assisted plasma ignition system in a direct injection gasoline engine[J]. *Application of Energy*, 2017(205):562-576.
- [18] 李晓晖, 于 欣. 激光等离子体点火在航空航天动力系统的 应用[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(11):1-7.
- LI Xiaohui, YU Xin. Application of laser plasma ignition in aerospace power system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(11):1-7.
- [19] BRIESCHENK S, O'BYRNE S, KLEINE H. Laser-induced plasma ignition studies in a model scramjet engine[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160(1):145-148.
- [20] 杨雷超, 李晓晖, 梁剑寒, 等. 激光诱导等离子体点火技术研究进展[C]//第20届AIAA国际空间飞机和高超音速系统与技术会议, 格拉斯哥, 苏格兰: AIAA, 2017:2015-3544.
- YANG Leichao, LI Xiaohui, LIANG Jianhan, et al. Laser-induced plasma ignition of hydrocarbon fuel in supersonic flows[C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, Scotland: AIAA, 2017:2015-3544.
- [21] ROBERT W. Experimental investigations into high altitude relight of a gas turbine[D]. Cambridge, England: University of Cambridge, 2008.
- [22] ZONG Haohua, MARIOS K. Characterisation of plasma synthetic jet actuators in quiescent flow[J]. *Applied Physics*, 2016(49):33-36.
- [23] 张志波, 吴 云, 孙正中, 等. 多通道放电电路及多电极等离子体合成射流激励器的实验研究[J]. *应用物理学*, 2017(50):16-20.
- ZHANG Zhibo, WU Yun, SUN Zhengzhong, et al. Experimental research on multichannel discharge circuit and multi-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. *Applied Physics*, 2017(50):16-20.
- [24] ZONG Haohua, MARIOS K. Formation, evolution and scaling of plasma synthetic jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2018(837):147-181.
- [25] HENRIQUES J, TATAROVE E, DIAS F M, et al. Microwave N₂-Ar plasma torch(II). Experiment and comparison with theory[J]. *Applied Physics*, 2011(109):23-30.
- [26] 张志波, 吴 云, 贾 敏, 等. 多通道火花放电建模与优化[J]. *中国物理:B*, 2017, 27(6):9-12.
- ZHANG ZhiBo, WU Yun, JIA Min, et al. Modeling and

- ZHANG Xizi, JI Hongxin, LI Chengrong, et al. Size estimation of linear metal particle based on the collision frequency and discharge amplitude[J]. High Voltage Apparatus, 2017, 53(4): 107-115.
- [17] 孙继星, 戴琪, 边凯, 等. 自由导电微粒受迫运动过程与振动特性[J]. 电工技术学报, 2018, 33(22): 5224-5232.
- SUN Jixing, DAI Qi, BIAN Kai, et al. Forced movement process and vibration characteristics of free conductive particle[J]. Proceedings of the CSEE, 2018, 33(22): 5224-5232.
- [18] 孙继星, 陈维江, 李志兵, 等. 直流电场下金属微粒的带电估算与碰撞分析[J]. 高电压技术, 2018, 44(3): 779-786.
- SUN Jixing, CHEN Weijiang, LI Zhibing, et al. Charge estimating and impact analysis of moving metal particle under DC electric field[J]. High Voltage Engineering, 2018, 44(3): 779-786.
- [19] 韩洪刚, 李爽, 鲁旭臣, 等. 操作次数对超特高压罐式断路器主断口绝缘性能的影响[J]. 高压电器, 2021, 57(1): 150-156.
- HAN Honggang, LI Shuang, LU Xuchen, et al. Influence of operation times on the insulation performance of main contacts in ultra and extra-high voltage circuit breaker[J]. High Voltage Apparatus, 2021, 57(1): 150-156.
- [20] 黎卫国, 张长虹, 夏谷林, 等. 500 kV 交流滤波器用断路器灭弧室爆炸故障分析与防范措施[J]. 高压电器, 2017, 53(5): 186-192.
- LI Weiguo, ZHANG Changhong, XIA Gulin, et al. Research and protecting measures on explosive accident of circuit breaker arc-extinguishing chamber used in 500 kV AC filter[J]. High Voltage Apparatus, 2017, 53(5): 186-192.
- [21] 赵云学, 李彧, 李科军, 等. 1100 kV SF₆ 断路器合闸电阻研究[J]. 电气时代, 2018(7): 104-105.
- ZHAO Yunxue, LI Yu, LI Kejun, et al. Research on closing resistors for 1100 kV SF₆ circuit breakers[J]. Electric Age, 2018(7): 104-105.
- [22] 常文治, 毕建刚, 刘姝嫔, 等. GIS 盆式绝缘子典型缺陷的电场仿真[J]. 高压电器, 2018, 54(5): 138-143.
- CHANG Wenzhi, BI Jiangang, LIU Shupin, et al. Electric field simulation of GIS insulators typical defects[J]. High Voltage Apparatus, 2018, 54(5): 138-143.
- 马飞越(1986—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要从事高电压试验及状态检测技术研究(E-mail: fyma.1986@163.com)。

(上接第185页)

- optimization of the multichannel spark discharge[J]. China Physics: B, 2017, 27(6): 9-12.
- [27] 张志波, 吴云, 贾敏, 等. 多通道放电等离子体合成射流激励器[J]. 传感器与激励器 A: 物理, 2017(253): 112-117.
- ZHANG ZhiBo, WU Yun, JIA Min, et al. The multichannel discharge plasma synthetic jet actuator[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2017(253): 112-117.
- [28] 李洋, 贾敏, 吴云, 等. 气压对等离子体合成射流激励器性能的影响[J]. 中国物理: B, 2016, 25(9): 095205.
- LI Yang, JIA Min, WU Yun, et al. Influence of air pressure on the performance of plasma synthetic jet actuator[J]. China Physics: B, 2016, 25(9): 095205.
- 何羊羊(1993—), 男, 硕士研究生, 目前从事等离子体辅助点火方面的研究工作(E-mail: 1106445153@163.com)。
- 王健(1985—), 男, 博士, 高级工程师, 从事航空宇航推进理论方面的研究工作。
- 陈鑫(1976—), 男, 副教授, 从事发动机燃烧室设计和点火燃烧领域方面的研究工作。
- 张志波(1988—), 男, 副教授, 博士, 目前从事的领域是高速流动控制和等离子体辅助燃烧(通信作者)(E-mail: xianzzb@126.com)。
- 苗慧丰(1997—), 男, 博士, 目前从事的领域是等离子体的点火和辅助燃烧。