

文章编号:1000-8055(2012)04-0824-08

# 超声速气流中煤油射流的等离子体点火实验

李 飞, 余西龙, 顾洪斌, 陈立红, 张新宇

(中国科学院 力学研究所 温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

**摘 要:** 在直连式超燃实验台上开展来流马赫数为 2.5, 总温为 1650 K 的液态煤油燃料点火实验. 在未使用引导氢气的情况下, 利用输入能量为 1.5 kW 的电弧等离子体炬实现煤油可靠点火和稳定燃烧. 研究了煤油的不同喷注位置、喷射压力对点火性能的影响. 实验表明: 燃料喷口距离点火凹腔为 550 mm, 喷射压力为 1.5~2.3 MPa 时, 可成功点火, 更近的喷射位置和更高的喷射压力无法点火, 分析认为点火凹腔的局部混合特征是影响点火的关键因素. 根据点火和火焰前传的高速摄影图, 发现下游凹腔在点火初期的作用不大, 但是对于稳定燃烧和火焰前传有重要作用.

**关键词:** 超燃冲压发动机; 煤油; 等离子体火炬; 点火; 火焰传播

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

## Experiment on kerosene fueled scramjet ignition by using plasma torch

LI Fei, YU Xi-long, GU Hong-bin, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics,  
Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** Liquid kerosene ignition was explored in a direct-connected scramjet test facility, that the entrance flow Mach number of the combustor was 2.5, and the total temperature was 1650 K. Using a plasma torch with 1.5 kW input power, kerosene ignition and sustain combustion realized without any pilot hydrogen. Fuel injection pressure and injector location were investigated as factors affecting the ignition performance. The test results indicate that successful ignition can be achieved when the injectors are located 550 mm, upstream the ignition cavity and the fuel injection pressure is between 1.5–2.3 MPa. It is also found that higher injection pressure and shorter distance between injection location and the cavity brings negative effects to ignition. Therefore, local fuel-air-ratio is considered as one of the main factors of ignition. Based on the high-speed images of ignition and combustion, it is indicated that the downstream cavity does not advance ignition at the beginning period of the ignition but is very important for sustain combustion and flame propagation.

**Key words:** scramjet; kerosene; plasma torch; ignition; flame propagation

超燃冲压发动机在  $Ma=6.0$  附近巡航飞行时, 对应的气流总温约为 1650 K. 在此总温条件下, 液体煤油燃料的较长点火延时决定了其无法

实现稳定可靠的自点火. 在地面模拟实验中, 往往加入引导燃料(如氢气), 利用其先导火焰引燃煤油燃料<sup>[1-3]</sup>. 然而在实际飞行中,  $H_2$  等燃料的存

收稿日期: 2010-07-28; 修订日期: 2011-10-08

基金项目: 国家自然科学基金(10772188, 90816015)

作者简介: 李飞(1982-), 男, 江苏徐州人, 助理研究员, 博士, 主要从事超声速燃烧与光谱诊断技术研究.

通讯作者: 余西龙(1971-), 男, 陕西西安人, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事燃烧与光谱诊断技术研究.

储、控制和输送会增加系统质量和复杂性,因此有必要针对不添加引导气的液体煤油进行直接点火研究.热等离子体炬可以产生一定尺度的高温区域,且含有丰富的自由基,因此成为一种有潜力的超燃点火器.对于采用氢气和低碳碳氢燃料的超燃冲压发动机,等离子体点火在地面模拟实验中获得了成功<sup>[4-8]</sup>.但在以液态煤油作为燃料的模拟实验中,等离子体炬点火研究尚不多见<sup>[9-10]</sup>.

在分析点火性能之前,有必先明确超燃成功点火的定义.由于热等离子体周围总会有一定程度的燃料燃烧,因此为了定义成功点火,需要引入总体点火的概念<sup>[4]</sup>.它定义为火焰传遍燃烧室整个长度范围或预期的区域,产生足够的释热并在燃烧室轴向长度维持激波串.这可以通过测量壁面静压来确定.按照这个定义,点火成功并不需要大量释热以引起燃烧室热壅塞,而是要引起边界层分离并维持一个激波串,使火焰传遍大部分燃烧室区域<sup>[4]</sup>.

实际上,点火器引燃部分燃料之后,燃烧反压促成一系列激波串,在燃烧室结构固定的情况下,如果燃烧释放的热量能够维持激波串,则可以去除点火源,这时点火成功,燃料实现稳定燃烧.由于液态煤油燃料需要雾化和蒸发才能与主流混合,因此在点火初期燃烧区域必然远离燃料喷孔,出现在燃烧室的中后部.若燃烧室结构合理,随着燃烧效率提高、释放热量的增加,燃烧反压会改变激波串的位置和形状,燃烧会逐渐前传至燃烧室的前部,最终可实现整个燃烧室的稳定燃烧.这个火焰传播和稳定的过程往往伴随振荡现象,且与点火密不可分,因此应作为点火的一部分来研究.

本文在固定燃烧室结构和热等离子体炬位置(点火凹腔内部),不改变主流参数( $Ma=2.5$ ,气流总温为1650 K)和液态煤油喷注方式(多孔壁面垂直喷射)的条件下,开展煤油燃料的热等离子体辅助点火研究,并利用高速摄影捕获了点火和火焰前传的过程.前人的文献<sup>[4-6]</sup>中常常将燃料喷注位置作为影响等离子体点火的关键因素.本

文通过研究煤油喷注位置、喷射压力对点火性能的影响,认为点火凹腔内的油气局部混合特征是影响点火的关键因素.

## 1 实验设备简介

直连式超声速燃烧实验台(以下简称直连台)是研究超声速混合和燃烧的重要设备.其在模拟飞行 $Ma=6.0$ 时的运行状态参数如表1所示.加热器采用烧氢补氧技术产生高焓实验气流,高温高压的均匀气体经过喷管被加速至设计马赫数,流经隔离段后进入燃烧室,与燃料混合、燃烧后由尾喷管排出.燃烧室的入口截面为 $40\text{ mm}\times 80\text{ mm}$ ,其下底板平直,上顶板有扩张角为 $1.5^\circ$ .上顶板上安装3个凹腔,间距为230 mm,深度为18 mm.每个凹腔两侧装有光学窗口,下底板沿程安装有30个壁面压力传感器,详细的设备信息请参见文献<sup>[11]</sup>.

表1 直连台运行状态参数

Table 1 Running parameters of direct connected supersonic combustion test facility

模拟飞行 $Ma$	燃烧室 来流 $Ma$	总温/ K	总压/ MPa	流量/ (kg/s)
6.0	2.5	1650	1.0	1.1

等离子体炬安装于凹腔2底板中部,出口平面与凹腔底面齐平(见图1).实验采用的燃料为大庆RP-3煤油,煤油通过直径为 $\phi 0.5\text{ mm}$ 的等间距分布的7个喷孔垂直喷入超声速来流.喷孔、等离子体炬与凹腔2的相对位置示意图见图2. $L_1$ 为煤油喷口距离凹腔2前缘的距离,是一个设计变量; $L_2$ 为等离子体炬距离凹腔2前缘的距离,本文中固定为45 mm.

本文所用的等离子体炬为自行设计的直流等离子体炬,由一台逆变直流电源供电,放电起弧之后的稳定电压为100 V,额定输入功率为1.5 kW,详细参数及图纸参见文献<sup>[12]</sup>.实验中使用的等

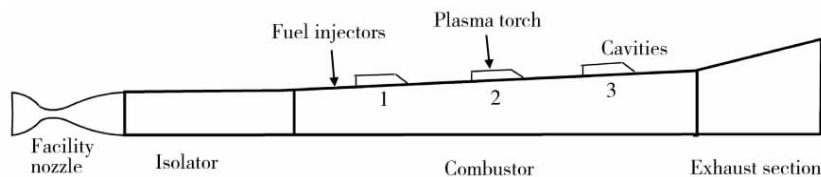


图1 超燃直连台结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of direct connected supersonic combustion test facility

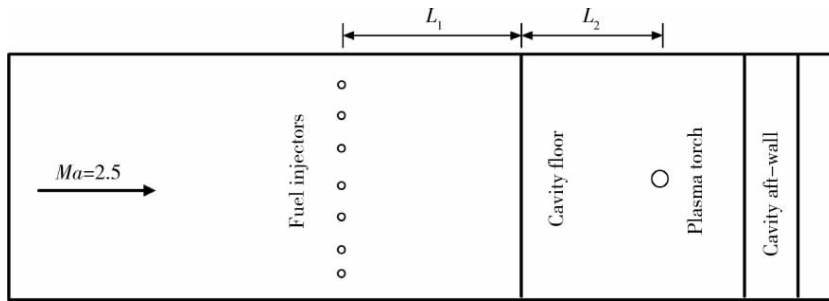


图 2 喷口/凹腔 2 与等离子体炬的位置示意图

Fig. 2 Injector/cavity-2 configuration with simulated plasma torch

离子体炬阳极是用紫铜制成的收缩喷嘴, 炬的出口直径为 1.5 mm; 阴极用钨制成, 直径为 4 mm, 尖端锥角为  $45^\circ$ . 电极间距通过顶部的微分头测定, 实验中为 0.35 mm. 为防止电极烧蚀, 对等离子体炬的阳极进行循环水冷却. 实验中等离子体炬使用的原料气为纯  $N_2$ , 流量为 1.18 g/s, 等离子体炬工作时的炬内压力约为 0.6 MPa.

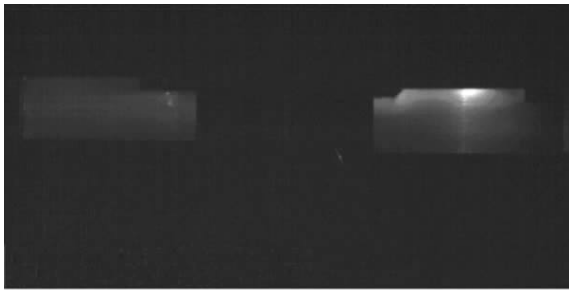
## 2 点火及火焰传播过程

给出一次典型实验的高速摄影结果, 用以明确前文提及的总体点火的概念. 使用的高速像机为 CamRecord 5000 (Optronis 公司), 拍摄帧率为 3000 frames per second (fps), 曝光时间  $1/3003$  s.

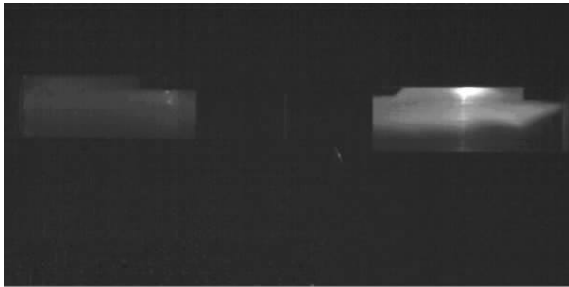
等离子体炬电源开启时间为  $t=0$  ms 时刻, 约 169 ms 后等离子体炬稳定图 3(a); 经过约 11 ms, 凹腔内部火焰从凹腔前部逐渐充满整个凹腔, 在凹腔 2 内形成稳定的火源图 3(b); 再经过约 1.5 ms 凹腔火源引燃下游的煤油, 在窗口 3 处形成较稳定的燃烧图 3(c); 下游燃烧经过多次振荡, 逐渐将火焰前锋向前推, 再经过数十毫秒抵达凹腔 2 后缘图 3(d); 反压引起的激波串移动会影响凹腔 2 附近的燃烧; 引起燃烧波在凹腔 2 处大范围振荡, 常持续上百毫秒图 3(e); 如果燃烧室扩张角度较小, 则火焰前锋会跨越点火凹腔 2, 前推至燃料喷射位置, 清晰的前推火焰呈现斜激波形状, 与纹影拍摄对比可发现火焰前锋紧贴斜激波串图 3(f); 再经数百毫秒的振荡燃烧, 火焰稳定在整个流道, 偶尔会有大范围振荡燃烧现象, 但总体保持稳定(图 3(g)). 图 3(h) 为拍摄视场(窗口 2、窗口 3).

参见图 3 中的直接摄影结果, 由于等离子体炬喷射出的是高温等离子体且含有自由基, 因此总能点燃炬出口处或者凹腔内部的少量燃料, 如图 3(a) 和图 3(b) 所示, 但这并不是点火成功. 只有凹腔 3 附近出现较强燃烧发光, 并且能够维持

(a)  $t=169.3$  ms(b)  $t=180.3$  ms(c)  $t=181.7$  ms(d)  $t=267.7$  ms



(e)  $t=572.3$  ms



(f)  $t=584.0$  ms



(g)  $t=1058.0$  ms



(h) 拍摄视场(窗口2、窗口3)

图 3 高速摄影记录的典型的点火及火焰传播过程  
(射流压力  $p_{jet} = 1.7$  MPa, 当量比  $\Phi = 0.38$ ,  
主流方向由右至左)

Fig. 3 High-speed images of ignition and flame propagation ( $p_{jet} = 1.7$  MPa,  $\Phi = 0.38$ , flow direction: from right to left)

住才能算总体点火成功,如图 3(c)和图 3(d). 当下游的燃烧释热增加,将激波波系前推,如图 3(b)和图 3(e),火焰前锋前传,火焰前锋向燃料喷口靠近.

### 3 实验结果及分析

针对来流  $Ma = 2.5$  的气流,在固定等离子体炬位置和输入能量的前提下,有多种因素会影响点火性能. 在实验设计时,除了考虑燃料喷射位置 ( $L_1$ ) 外,还应改变喷射压力. 实验结果证明,只有合适的煤油喷射位置和喷射压力才能成功点火. 表 2 为几种典型实验工况下的点火结果.

表 2 典型的实验工况参数及点火结果

Table 2 Typical experimental results

$L_1$ /mm	$p_{jet}$ /MPa	当量比 $\Phi$	结果
550	1.5	0.30	成功
	1.7	0.38	成功
	1.9	0.44	成功
	2.2	0.46	成功
	2.3	0.51	成功
550	2.6	0.64	失败
	280	1.5	0.30
		2.1	0.48
110	1.5	0.30	失败
	1.9	0.43	失败
60	1.5	0.30	失败
	3.0	0.70	失败

#### 3.1 不同喷射位置对点火的影响

采用  $N_2$  作为等离子体炬原料气,放电功率为 1.5 kW,在同样的喷射压力为 1.5 MPa(当量比约 0.30)条件下,对 4 种不同的喷射位置 ( $L_1 = 550, 280, 110, 60$  mm) 的点火性能进行对比,图 4

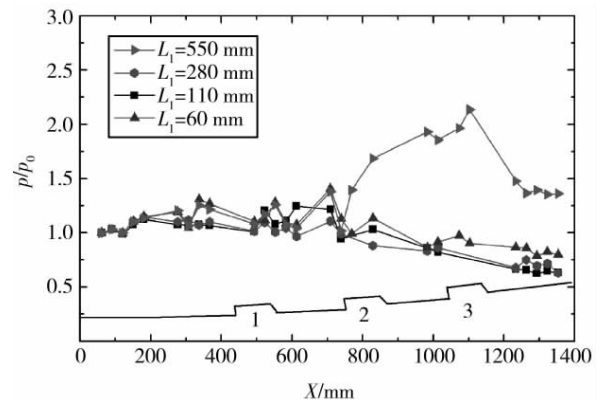


图 4 不同喷射位置的壁面压力对比

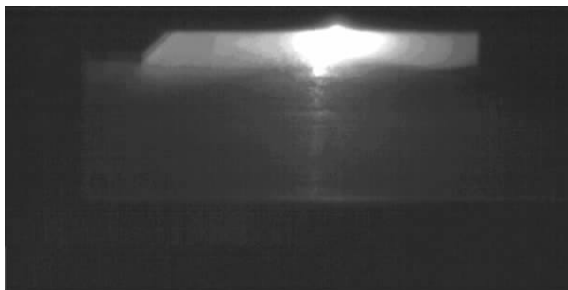
Fig. 4 Wall pressure distributions for different fuel injector location

为几种喷射位置下的沿程壁面静压分布。

由压力数据可以看出,只有  $L_1 = 550 \text{ mm}$  处喷射总体点火成功,即在凹腔 2 和凹腔 3 处的形成较大范围燃烧.结合高速摄影(见图 5),可见在  $L_1 = 110, 60 \text{ mm}$  处燃料喷射时,即使在点火凹腔



(a)  $L_1 = 550 \text{ mm}$ , 视场窗口 1+2+3



(b)  $L_1 = 280 \text{ mm}$ , 视场窗口 2



(c)  $L_1 = 110 \text{ mm}$ , 视场窗口 2



(d)  $L_1 = 60 \text{ mm}$ , 视场窗口 1+2+3

图 5 不同喷射位置的高速摄影结果对比  
(主流方向由右至左)

Fig. 5 Flame images of different fuel injector location  
(flow direction: from right to left)

的内部都未形成稳定火焰.而  $L_1 = 280 \text{ mm}$  喷射时,点燃并在凹腔 2 内形成稳定火焰,但是并未引燃下游的大量燃料,因此也算不上点火成功.

由以上分析可见,随着燃料喷口距离点火凹腔的长度增加,点火更加容易,且容易形成较大范围的燃烧.这可能是由于  $Ma = 2.5$  时的主流速度快,不适于液体煤油的横向扩散,因此较长的距离能够形成较好的混合气体,对于点火和燃烧都是有利的.由于模型尺寸限制,未进行更远喷射距离的实验,相信更远的喷射距离会使的燃料混合的更充分,但由于当量比很小,点火凹腔内的燃料局部当量比过低,应对于点火也是不利的.

此外,如果喷射位置距离凹腔 2 更近,即使改变当量比点火也很困难.这是由于在无燃烧区域,液体煤油射流的雾化、蒸发距离一般在  $150 \text{ mm}$  以上,过短的扩散距离,燃料未充分混合,因此点火困难.当然在燃烧稳定后,气流静温大幅增加,会大大缩短液态煤油的蒸发距离,这也是火焰前传的原因之一.

### 3.2 不同喷射压力(不同当量比)对点火的影响

分析不同喷射压力(不同当量比)对点火性能的影响.以 3 组不同喷射压力实验为例:第 1 组喷射压力为  $1.5 \text{ MPa}$ ,对应当量比  $\phi = 0.30$ ;第 2 组喷射压力为  $2.2 \text{ MPa}$ ,当量比  $\phi = 0.48$ ;第 3 组喷射压力为  $2.6 \text{ MPa}$ ,当量比  $\phi = 0.64$ ,3 组实验的喷射位置都在  $L_1 = 550 \text{ mm}$  处.由燃烧后的壁面静压对比数据(图 6)可以看出,喷射压力为  $2.2 \text{ MPa}$  的时候能够有效点火,并且压力前推明显,到达凹腔 2 处,但喷射压力为  $2.6 \text{ MPa}$  的时候,不能成功点火.

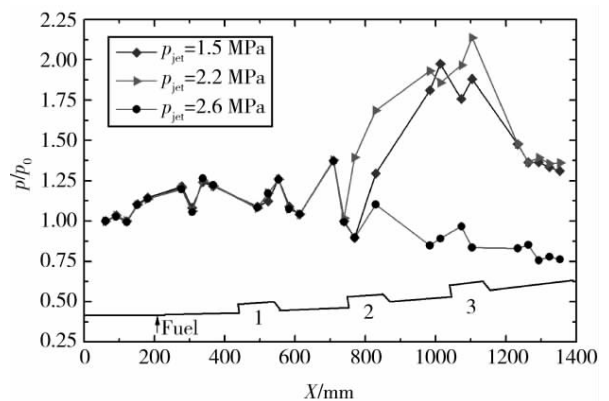


图 6 不同喷射压力(当量比)的燃烧后壁面压力对比  
Fig. 6 Wall pressure for different fuel injection pressures

壁面压力数据只能反映宏观的燃烧状态. 结合图 7 的高速摄影图片可以看出, 在小当量比点火实验中, 火焰主要集中于凹腔 2 内和凹腔 3 的边界层附近. 增加当量比, 火焰前锋前移, 向点火凹腔 2 靠拢, 引起凹腔 2 的剪切层燃烧. 若继续增加当量比, 火焰可继续前移, 可到达燃料喷口位置并引起热雍塞. 值得关注的是, 喷射压力为 2.6 MPa 时, 即使在凹腔 2 内也未形成稳定的火焰. 提高喷射压力时, 虽然总体当量比增加, 但射流穿透深度较大, 在凹腔附近的局部当量比并未改善, 因此点火更加困难. 总的来说, 较小的当量比较易点火, 对于本文的工况, 若需提高当量比, 应先使用少量

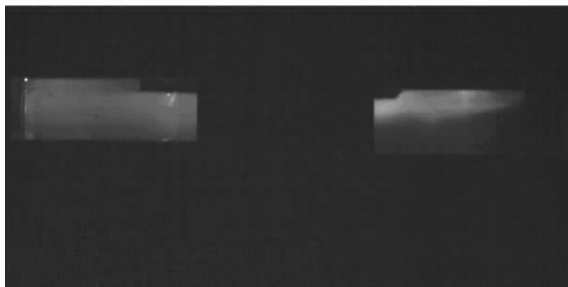
煤油点火, 待燃烧稳定后再喷入更多燃料.

### 3.3 凹腔 3 对点火和火焰传播的影响

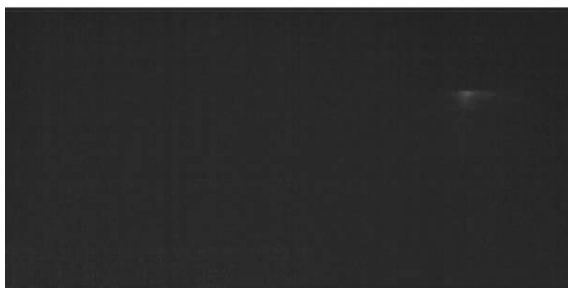
实验结果表明, 在  $L_1 = 550 \text{ mm}$  处喷射液态煤油燃料, 凹腔 2 中放入等离子体炬点火可实现当量比范围(0.30~0.51)的可靠点火. 点火首先发生在凹腔 2 内, 火焰传至窗口 3, 若当量比合适, 燃烧释热引起的反压可以将激波串前推至窗口 2 甚至更前位置. 为弄清凹腔 3 在点火过程中的作用, 进行了一组对比实验. 结果表明: 在相近的实验工况下, 不安装凹腔 3 时的沿程壁面压力明显低于安装凹腔 3(如图 8), 有凹腔 3 时的燃烧效率明显较高.



(a)  $p_{\text{jet}} = 1.5 \text{ MPa}$ ,  $\phi = 0.30$ , 视场窗口 1+2+3



(b)  $p_{\text{jet}} = 2.2 \text{ MPa}$ ,  $\phi = 0.48$ , 视场窗口 2+3



(c)  $p_{\text{jet}} = 2.6 \text{ MPa}$ ,  $\phi = 0.64$ , 视场窗口 2+3

图 7 不同喷射压力的高速摄影结果  
(主流方向由右至左)

Fig. 7 Captured flame images for different fuel injection pressures (flow direction: from right to left)

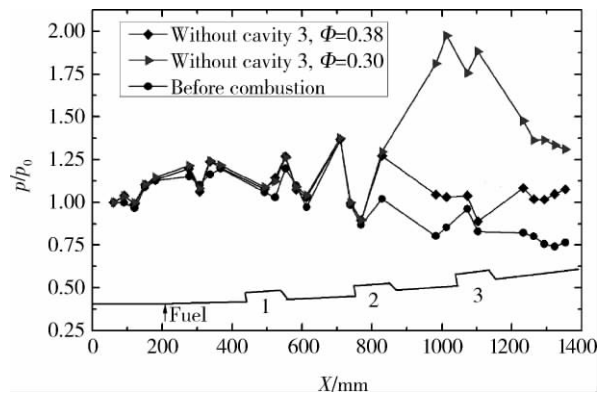


图 8 有无凹腔 3 对燃烧压力的影响  
Fig. 8 Effects of cavity No. 3 on wall pressure distribution

图 9 和图 10 为有无凹腔 3 时的高速摄影图. 在  $t = 289 \text{ ms}$  时刻, 凹腔 2 内的火焰刚刚点燃下游的窗口 3 处的煤油, 可见有无凹腔并未有太大区别, 即使安装了窗口 3, 该处的火焰仍仅出现在凹腔 3 外的剪切层区域, 随着窗口 3 处的燃烧振荡, 燃烧才进入凹腔 3. 到  $t = 939 \text{ ms}$  时, 燃烧已稳定. 有凹腔 3 的工况, 虽然当量比稍低, 燃烧充满整个流道(图 9), 而未安装凹腔 3 的工况, 燃烧只集中于上顶板附近, 燃烧效率较低(图 10).

总的来说, 凹腔 3 对于点火初期的作用不大, 但是有助于后期的火焰稳定和传播. 有凹腔 3 时, 窗口 3 附近的燃烧容易实现在凹腔 3 内形成第 2 个稳定火源, 有利于克服振荡燃烧的不稳定性. 并且凹腔 3 的前后缘的激波波系会增加主流气流静压和静温, 正反馈于燃烧, 促进了燃烧效率提高和火焰前传.

(a)  $t=289$  ms(b)  $t=939$  ms

图 9 有凹腔 3 时对火焰传播的影响(视场窗口 1+2+3, 主流方向由右至左,  $p_{\text{jet}}=1.5$  MPa)

Fig. 9 Effect of cavity No. 3 on flame propagation (with cavity 3; view field: 1+2+3 windows, flow direction: from right to left;  $p_{\text{jet}}=1.5$  MPa)

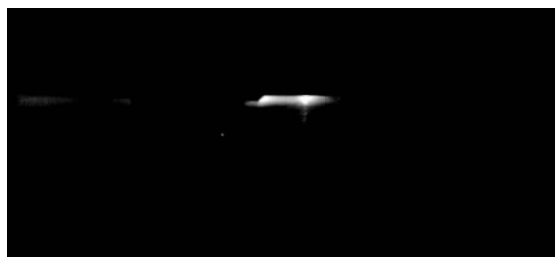
(a)  $t=289$  ms(b)  $t=939$  ms

图 10 无凹腔 3 时对火焰传播的影响(视场窗口 1+2+3, 主流方向由右至左,  $p_{\text{jet}}=1.7$  MPa)

Fig. 10 Effect of cavity No. 3 on flame propagation (without cavity 3; view field: 1+2+3 windows, flow direction: from right to left;  $p_{\text{jet}}=1.7$  MPa)

## 4 结 论

利用安装于凹腔 2 中部的 1.5 kW 电弧等离子体炬,在超燃直连台上开展来流  $Ma=2.5$ ,总温为 1650 K 的超声速气流中液态煤油燃料的点火实验研究.利用高速摄影得到点火和火焰前传的典型过程.再结合壁面静压数据可以得到如下结论:

1) 在  $L_1=550$  mm 时,在当量比范围(0.30~0.51)内,实现无引导  $H_2$  的液体煤油可靠点火.  $L_1=280$  mm 时,可在凹腔 2 内形成稳定火源,但无法引燃下游燃料.更近的喷射位置受限于液态煤油雾化和蒸发的特征长度,无法在凹腔 2 内形成稳定火源.

2) 固定喷射位置  $L_1=550$  mm,喷射压力为 1.5~2.3 MPa 时,可实现成功点火.更大的喷射压力( $p=2.6$  MPa),无法成功点火.

3) 凹腔 3 在点火初期时作用不大,但是有助于后期的火焰稳定和燃烧前传.

4) 分析认为在小当量比情况下,点火凹腔内的局部燃料当量比是影响点火成败的关键因素.高的喷射压力射流的穿透深度较大,在点火凹腔内的局部油气当量比并未改善,点火更加困难.相反,过小的局部当量比,即使在凹腔内可以形成稳定燃烧,但其燃烧释放热太少,仍不足以引燃主流中的煤油.进一步研究应以燃料的局部混合特性为主要考虑因素,通过合理安排喷孔位置、喷射压力和喷油时序来平衡点火和燃烧组织的关系,达到既满足可靠点火,又能实现较高燃烧效率的目的.

## 参考文献:

- [1] 李大鹏,潘余,吴继平,等.几何可调喉道双模态冲压发动机点火过程实验研究[J].弹箭与制导学报,2006,26(4):210-214.  
LI Dapeng, PAN Yu, WU Jiping, et al. Ignition experimental study of a variable geometrical throat dual-model ramjet [J]. Journal of Projectiles; Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(4): 210-214. (in Chinese)
- [2] 潘余,李大鹏,刘卫东,等.变几何喉道对超燃冲压发动机点火与燃烧性能的影响[J].推进技术,2006,27(3):225-229.  
PAN Yu, LI Dapeng, LIU Weidong, et al. Variable geometry effects on the scramjet ignition and combustion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 225-229. (in Chinese)
- [3] 丁猛,余勇,梁剑寒,等.碳氢燃料超燃冲压发动机点火技

- 术实验[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 566-569.
- DING Meng, YU Yong, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 566-569. (in Chinese)
- [4] Jacobsen L S, Caeter C D, Jackson T A, et al. Plasma-assisted ignition in scramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(4): 641-654.
- [5] Jacobsen L S, Gallimore S D, Schetz J A, et al. Integrated aeroramp injector/plasma-igniter for hydrocarbon fuels in a supersonic flow Part A: experimental studies of the geometrical configuration[R]. AIAA Paper 2001-1766, 2001.
- [6] Gallimore S D, Jacobsen L S, O'Brien W F, et al. Integrated aeroramp injector/plasma-igniter for hydrocarbon fuels in a supersonic flow Part B: experimental studies of the operating conditions[R]. AIAA Paper 2001-1767, 2001.
- [7] Wagner T C, O'Brien W F, Northam G B, et al. Plasma torch igniter for scramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(5): 548-554.
- [8] Leonov S B, Yarantsev D A. Plasma-induced ignition and plasma-assisted combustion[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2007, 16(1): 132-138.
- [9] Billingsley M C, O'Brien W F, Schetz J A, et al. Plasma torch atomizer-igniter for supersonic combustion of liquid hydrocarbon fuels[R]. AIAA 2006-7970, 2006.
- [10] 宋文艳, 刘伟雄, 贺伟, 等. 超声速燃烧室等离子体点火实验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(4): 20-24.
- SONG Wenyan, LIU Weixiong, HE Wei, et al. Experimental investigation of plasma ignition in supersonic combustor[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(4): 20-24. (in Chinese)
- [11] GU Hongbin, CHEN Lihong, CHANG Xinyu. Experimental investigation on the cavity-based scramjet model[J]. Chinese Science Bulletin, 2009, 54(16): 2794.
- [12] 全颖刚. 等离子体增强超声速燃烧的实验研究[D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2010.
- TONG Yinggang. Experimental research on plasma-assisted combustion in supersonic flow[D]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2010. (in Chinese)