

凹腔底壁喷注煤油燃料的超燃点火试验

李西鹏¹, 刘卫东¹, 潘余¹, 刘世杰¹, 苏义²

(1. 国防科学技术大学 航天科学与工程学院

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073;

2. 中国人民解放军总装备部驻常德地区军代室, 湖南 常德 415000)

摘 要: 在来流总温为 1486 K、总压为 1.6 MPa、马赫数为 2.52 的条件下, 采用两级串联凹腔构型燃烧室, 开展了凹腔底壁喷注煤油燃料的超燃点火试验, 研究了喷嘴孔径、喷注位置对点火性能的影响。结果表明: 上游凹腔底壁大孔径喷嘴喷注燃料, 下游凹腔点火的方案点火性能高, 在煤油总体当量比为 0.102~0.206 范围内均可实现成功点火与稳定燃烧; 燃烧反压向上游的传播过程具有明显的滞后性且与分离区的形成过程紧密耦合; 燃料喷注方案决定了煤油雾化燃料场的分布, 燃料的分布特征又决定了点火特征。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 点火; 凹腔底壁; 煤油; 火焰传播

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Experiment on ignition of kerosene in supersonic flow based on cavity floor injection

LI Xi-peng¹, LIU Wei-dong¹, PAN Yu¹, LIU Shi-jie¹, SU Yi²

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

College of Space Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. The Military Representative Office of the General Armament Department in Changde, the Chinese People's Liberation Army, Changde Hunan 415000, China)

Abstract: Experiment on ignition of kerosene injected from cavity floor in scramjet combustor with two-staged cavities were conducted at the inflow conditions of Mach number of 2.52, total temperature of 1486 K, total pressure of 1.6 MPa. The influences of injector diameter and injection position on ignition ability were analyzed. Results showed that when kerosene was injected from the upstream cavity floor using large diameter injector and ignited by the spark in the downstream cavity, it led to a reliable ignition with large margin of flame stability (kerosene overall equivalent ratio range of 0.102—0.206). The upstream propagation of pressure disturbance had an obvious hysteresis phenomenon and interacted with the formation of separating zone. The kerosene spray distribution was governed by the fuel injection scheme, and influenced the ignition characteristics on the other hand.

Key words: scramjet; ignition; cavity floor; kerosene; flame propagation

超燃冲压发动机燃烧室进口气流为超声速, 由于气流速度高, 燃料在燃烧室内驻留时间短, 发

动机的点火和火焰稳定面临极大挑战^[1]. 相对于氢燃料, 液态煤油反应速率慢; 另外, 煤油在点火

前需要经过射流破碎、雾化、蒸发、混合等复杂的物理过程^[2],导致点火延迟时间进一步增大,液态煤油的点火技术一直是发动机研制需要解决的关键问题^[3].

超燃冲压发动机成功点火过程为:火花塞放电后形成一定尺寸的初始火核,初始火核在凹腔低速回流区内发展传播形成凹腔火焰,并向凹腔下游对流传播,随着燃烧强度的增大,燃烧反压形成的逆压梯度使上游边界层分离,形成分离激波以及亚声速分离区,预燃激波串开始形成.气流经过预燃激波串后,温度、压力升高,速度下降,更有利于燃料的稳定燃烧.亚声速分离区形成后,凹腔火焰往主流方向横向发展,形成稳定的凹腔剪切层火焰,若燃烧强度进一步增大,燃烧释热增强并推动预燃激波串往燃烧室上游移动,同时燃烧区往燃烧室上游发展. YU Gang 等^[4]在模拟马赫数为 6 飞行状态下对氢气引导火焰点火进行了系统研究,燃烧室进口气流总温为 1 650~1 980 K,马赫数为 2.5,试验发现实现煤油燃料成功点火、稳定燃烧的最小氢气当量比与燃料喷注方案、凹腔火焰稳定器构型以及燃烧室尺度有关,最小氢气当量比可达到 0.02. PAN Yu 等^[5]研究了燃烧室内凹腔火焰稳定器组合方式对点火以及火焰稳定能力的影响,试验发现燃烧室小扩张角更有利于点火,组合凹腔可以增强煤油点火以及火焰稳定能力. Yu 等^[6]、王辽等^[7]采用气泡雾化技术提高了煤油燃料的雾化性能,成功实现了煤油的点火和稳定燃烧. HU Jichao 等^[8]通过支板往燃烧室内喷注纯氧,氧气质量分数的增加提高了绝热火焰温度,促进了液雾蒸发和反应过程,实现了煤油燃料的成功点火. Situ 等^[9-10]、席文雄等^[11-13]采用燃烧热射流方式强化点火,分析了热射流与煤油液雾的相互作用,发现远场的火焰逆流传播形成凹腔驻留火焰是热射流实现成功点火的主要机制. 宋文艳等^[14]、Timothy 等^[15]利用等离子体射流开展了低总温条件下常温煤油的点火试验,在不使用引导氢的情况下,采用大功率等离子体点火器可以直接点燃煤油. 然而,这些点火方式需要点火剂的供应系统或者辅助系统,增加了系统的复杂性.

利用火花塞直接点火,点火系统简单,可多次重复点火,但火花塞点火能量小,在超声速气流中点火能量很容易耗散,点火难度很大. 本文在模拟飞行马赫数为 5.5 来流状态下,采用串联凹腔燃烧室构型,进行了常温煤油燃料的火花塞直接点

火试验研究.

1 试验系统与方案设计

本文研究采用的直连式试验台主要由空气加热器、超声速喷管和超燃冲压模型发动机构成(如图 1). 空气加热器采用氧气/空气/酒精 3 组元燃烧加热的方式模拟燃烧室入口的高焓来流,加热空气质量流量(下文简称流量)为 1 kg/s,总温为 1 486 K,总压为 1.6 MPa,氧气质量分数为 23%,保持与真实飞行时来流的氧气质量分数相同. 超声速喷管将高焓燃气加速至马赫数为 2.52.



图 1 直连式试验台

Fig. 1 Direct-connected experiment facility

本文试验采用的发动机构型由隔离段、燃烧室观测段和扩张段组成,如图 2 所示. 矩形等截面隔离段的高度为 40 mm、宽度为 50 mm. 燃烧室由两段构成,第 1 段为等直燃烧室试验段,第 2 段为扩张段,采用双边扩张构型,扩张角为 10° . 在燃烧室等直段上壁面布置两个串联凹腔,上、下游凹腔分别简记为 T1 和 T2. 凹腔深度 $D=11$ mm,长深比为 7,后壁倾角 $\theta=45^\circ$.

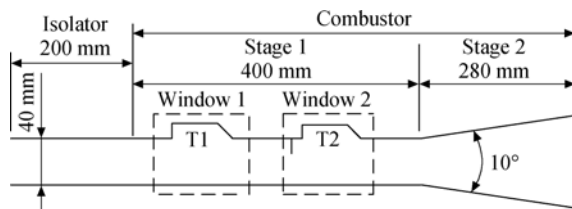


图 2 超声速燃烧室示意图

Fig. 2 Schematic of supersonic combustor

本文利用常温煤油作为燃料进行点火试验,通过氮气增压可提供不同喷注压降的煤油. 煤油喷注方案和点火方案如图 3 所示,煤油喷注利用安装在 T1 凹腔底壁可自由拆卸的喷嘴完成,喷嘴头部利用激光钻孔,喷孔直径 D 为 0.1~0.5 mm,每个喷嘴上喷孔数目为 1~3 个. 为方便行

文, $n \times \phi D$ 喷嘴表示喷嘴上有 2 个直径为 D 的喷孔, 每个喷孔的直径均为 0.3 mm , 其余喷嘴命名照此进行. 喷嘴安装位置有两处, 分别记为位置 A、位置 B, 距凹腔前壁面分别为 $4, 30 \text{ mm}$, 每个位置在展向上可并排安装两个喷嘴.

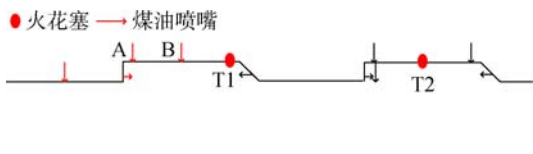


图 3 燃料喷注、点火方案示意图

Fig. 3 Schematic of injection and ignition

试验中安装两处巨能火花塞, T1 凹腔火花塞位于凹腔后缘, T2 凹腔火花塞位于凹腔中部. 火花塞为脉冲放电装置, 放电能量为 5 J , 相邻两次放电间隔 20 ms , 每次火花持续时间约为 0.7 ms , 总点火时间设置为 400 ms . 试验中两个巨能火花塞同时工作时, 两处火花塞交替放电, 彼此之间没有相互影响. 两处点火仅相当于增加点火位置, 目的是研究煤油燃料直接点火的最优点火位置. 试验中也可使用一个巨能火花塞单独点火. 下文为叙述方便, 火花塞同时工作时记为 S1, S2 点火, 只使用一个火花塞时, 使用火花塞所在凹腔描述, 如 T2 凹腔点火记为 S2 点火.

在两个凹腔处均安装石英玻璃观察窗口, 通过高速摄影相机对试验段内的点火、火焰传播过程以及煤油射流在背景强光下的成像进行观测. 拍摄帧频为 10000 帧/s , 曝光时间为 $1/25000 \text{ s}$, 分辨率为 $1024 \times 256 \text{ pixels}$.

2 试验结果分析

试验中通过改变煤油喷前压力控制煤油流量和煤油混合气总体当量比(下文简称煤油总体当量比). 试验前标定了喷嘴的流量系数, 采用流量公式计算试验中煤油的质量流量.

文献[16]将煤油燃料火花塞直接点火失效模式分为 3 种, 模式一为火花塞放电后无法形成初始火核; 模式二为可以形成初始火核, 初始火焰在凹腔内对流传播时熄灭, 无法形成凹腔火焰; 模式三为可以形成凹腔火焰, 但受凹腔稳焰能力影响, 凹腔火焰不能自持. 下文中心火失败工况则直接引用上述 3 种点火失效模式描述, 点火成功工况则详细阐述点火机理, 展示由初始火核最终发展成为燃烧室全局火焰的过程, 以及点火过程中燃

烧室特征点的压力随时间变化关系和稳态燃烧时燃烧室平均压力的沿程分布.

2.1 喷嘴孔径对点火性能的影响

本节固定煤油喷注位置, 在位置 B 处并排安装两个喷嘴, 通过更换不同喷嘴直径的喷嘴, 研究喷嘴孔径对煤油点火性能的影响.

2.1.1 喷嘴直径为 0.1 mm (喷嘴均为 $3 \times \phi 0.1 \text{ mm}$)

此种工况下点火试验结果如表 1 所示, 由试验结果看, 当喷嘴直径为 0.1 mm 时, 点火性能较差, 凹腔内无法生成初始火核或者初始火焰在传播过程中熄灭. 分析认为, 当喷嘴直径较小时, 在试验采用的喷注压力下, 凹腔内煤油混合气局部当量比(下文简称煤油局部当量比)小于成功点火所需的当量比, T1 凹腔由于贫燃点火失败.

表 1 喷嘴直径为 0.1 mm 时点火试验结果

Table 1 Ignition experiment results of 0.1 mm injector diameter

喷注 压力/MPa	点火 方式	点火失效模式 (点火效果)	煤油总体 当量比
0.98	S1, S2	模式一	0.014
2.03	S1, S2	模式一	0.019
2.91	S1, S2	模式二	0.023
3.49	S1, S2	模式二	0.026
4.01	S1, S2	模式一	0.027

2.1.2 喷嘴直径为 0.2 mm (喷嘴均为 $2 \times \phi 0.2 \text{ mm}$)

此种工况下点火试验结果如表 2 所示, 由试验结果看, 喷嘴直径为 0.2 mm 时点火性能优于喷嘴直径为 0.1 mm 的情况, 此时在多种喷注压力下均能形成不能自持的凹腔火焰, 当喷注压力约为 3.0 MPa 时, 煤油总体当量比为 0.063 , 点火成功, T1 凹腔形成了稳定的凹腔火焰. 如图 4 所示(为避免火花塞放电辉光过强对高速相机造成损坏, 火花塞位置处贴有黑色胶带), 煤油可以自持燃烧, 火焰主要分布于凹腔回流区内, 并不能穿透剪切层进入主流.

值得注意的是, 虽然 T1 凹腔形成稳定的凹腔火焰, 但燃烧室压力未发生明显变化, 这也说明凹腔火焰燃烧强度低, 放热量少, 燃烧反压不足以使上游边界层分离, 燃烧室内未形成预燃激波串. 当喷注压力进一步提高时, T1 凹腔由于富燃导致点火失败.

表 2 喷孔直径为 0.2 mm 时点火试验结果
Table 2 Ignition experiment results of 0.2 mm injector diameter

喷注 压力/MPa	点火 方式	点火失效模式 (点火效果)	煤油总体 当量比
0.52	S1,S2	模式二	0.026
1.55	S1,S2	模式三	0.045
1.97	S1,S2	模式三	0.051
2.45	S1,S2	模式三	0.057
3.02	S1,S2	成功点火	0.063
3.41	S1,S2	模式三	0.067
4.02	S1,S2	模式二	0.073

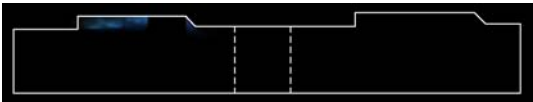


图 4 喷孔直径为 0.2 mm、压力为 3.0 MPa 喷注时稳态火焰分布
Fig. 4 Stable flame distribution at 0.2 mm injector diameter and injection pressure of 3.0 MPa

2.1.3 喷孔直径为 0.3 mm(喷嘴均为 $2 \times \phi 0.3$ mm)

此种工况下点火试验结果如表 3 所示,由试验结果看,当喷孔为 0.3 mm 时,发动机点火可靠性高,点火边界宽,在煤油总体当量比在 0.102~0.143 范围内均可实现成功点火与稳定燃烧。

成功点火时着火机理为初始火核首先在 T2 凹腔角回流区生成,初始火焰向凹腔下游对流传播的同时往主流方向横向传播,凹腔回流区往主

流扩展,剪切层上抬,在 T2 凹腔形成稳定的凹腔剪切层火焰,预燃激波串开始形成,气流经过预燃激波串后,温度、压力升高,速度下降,更有利于燃料的稳定燃烧。随着燃烧放热的加剧,燃烧反压形成的逆压梯度使上游边界层分离,形成亚声速的分离区,同时推动预燃激波串往燃烧室上游移动,火焰逆流传播至 T1 凹腔,形成稳定的凹腔剪切层火焰,随后 T2 凹腔由于贫燃熄火。

表 3 喷孔直径为 0.3 mm 时点火试验结果
Table 3 Ignition experiment results of 0.3 mm injector diameter

喷注 压力/MPa	点火 方式	点火失效模式 (点火效果)	煤油总体 当量比
0.95	S1,S2	模式二	0.080
1.53	S1,S2	成功点火	0.102
1.97	S1,S2	成功点火	0.115
2.05	S2	成功点火	0.118
2.47	S1,S2	成功点火	0.129
3.03	S1,S2	成功点火	0.143

以喷注压力为 3.03 MPa 试验结果为例说明成功点火时初始火焰传播过程,如图 5 所示,点火时刻 $t=0.7$ ms,火花塞放电结束,在 T2 凹腔角回流区形成驻留火焰,火焰向凹腔下游对流传播, $t=1.2$ ms,已经形成 T2 凹腔剪切层火焰, $t=6.1$ ms,火焰开始往上游逆流传播, $t=0.5$ ms 后火焰传播至 T1 凹腔后缘,当 $t=17$ ms 时,形成稳定的 T1 凹腔剪切层火焰,T2 凹腔由于贫燃熄火。由图像分析得到,火焰逆流传播的速度约为 96 m/s(相

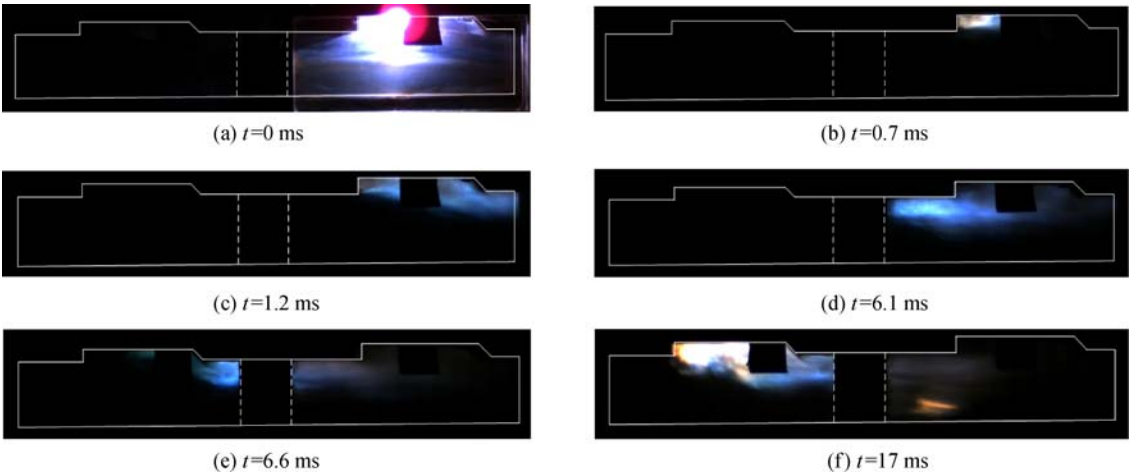


图 5 喷孔直径为 0.3 mm 成功点火时火焰传播过程
Fig. 5 Flame propagation process with 0.3 mm injector diameter when successful ignition

对于壁面的速度)。

值得说明的是,火焰的逆流传播过程并不是一蹴而就的,存在着火焰逆流传播与被来流吹熄的竞争过程,随着燃烧放热的增加,气流速度降低,火焰最终逆流传播至 T1 凹腔,形成稳定 T1 凹腔剪切层火焰。

几种喷注压力下稳定燃烧时燃烧室上壁面平均压力沿程分布如图 6 所示,图中 x 表示轴向位置坐标。隔离段内自入口依次均匀布置有 7 个压力测点,分别命名为 1~7, T1 凹腔内于凹腔前部、中部布置有两个压力测点,分别命名为 a, b 。T2 凹腔内于凹腔前部、后部布置有两个压力测点,分别命名为 c, d 。燃烧室扩张段布置有 8 个压力测点。当喷注压力 p_i 由 2.0 MPa 增加到 3.0 MPa 时,燃烧室压力逐渐上升,压力差异主要在隔离段与 T1 凹腔段,这也说明了燃烧主要发生在 T1 凹腔。随着煤油总体当量比的增加,燃烧强度增大,隔离段入口开始受到扰动,燃烧模态逐渐由过渡模态转变为亚声速燃烧模态。

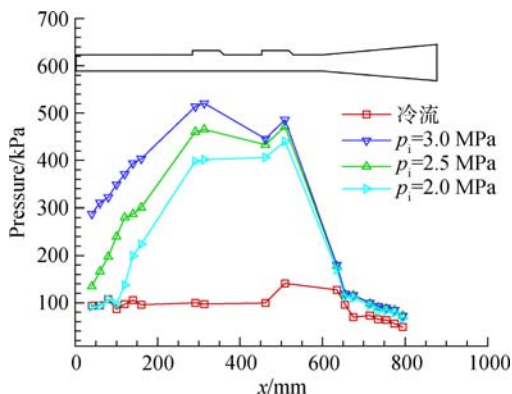


图 6 喷孔直径为 0.3 mm 燃烧室上壁面平均压力沿程分布

Fig. 6 Average pressure distribution along the upper wall of combustor with 0.3 mm injector diameter

为了研究燃烧反压向燃烧室上游传播过程,针对隔离段入口未受扰动的 2.0 MPa 喷注工况,试验提取了隔离段测点 1,3,5,7 与凹腔内压力测点 a, b, c, d 的压力时间历程,如图 7 所示。

未点火时,燃烧室来流状态较为平稳,受 T2 凹腔后缘撞击激波的影响, d 点处压力高于凹腔内其余压力测点。发动机着火后,凹腔内压力迅速上升至 400 kPa 左右,燃烧过程中压力波动较明显,这是由超燃燃烧室内强湍流状态导致的。由图 7 中看出,燃烧反压的前传具有明显的滞后性,图

中 ΔT 代表 T1 凹腔内压力测点 a, b 压力上升时刻与隔离段测点 7 压力上升时刻的时间间隔,约为 210.4 ms,由于压力测点的位置是已知的,由此推算出压力扰动向上游传播的速度约为 0.67 m/s (相当于壁面速度),由文献[17]可知,燃烧反压形成的扰动在边界层内以声速向上游传播,因此压力扰动的前传具有滞后性。

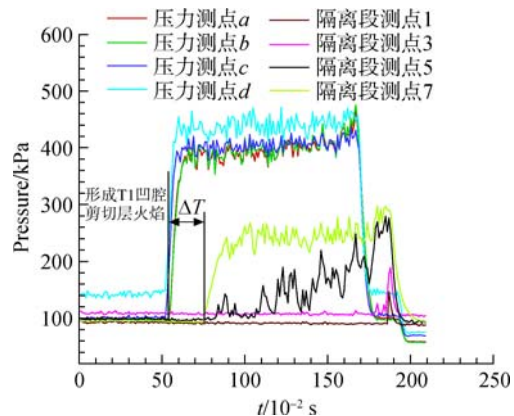


图 7 喷注压力为 2.0 MPa 时特征测点的压力时间历程

Fig. 7 Time history of characteristic points pressure with injection pressure of 2.0 MPa

由图 7 中还可以得出,燃烧反压在向上游传播的过程中幅值不断衰减,距离隔离段入口越近,受扰动影响的程度越低,隔离段测点 1 仅在燃烧最后阶段受到扰动。这可由形成分离区的位置解释,当燃烧反压较高时,燃烧室壁面的逆压梯度较大,由此产生分离区的区域较大,分离区起始位置越靠近隔离段入口。分离区上游的压力测点不受下游燃烧反压的影响,只与来流有关,而分离区内测点均受到燃烧反压的影响。隔离段测点 5 压力波动剧烈,处于是否受燃烧反压影响的临界状态,由此可以看出,在燃烧过程中分离区的位置是变化的,当燃烧反压较高时,分离区被推向更上游位置,燃烧反压下降后,分离区又向下游移动,分离区的位置处于一种动态的平衡中。由此,可以得到,为解决燃烧反压过高导致的进气道不启动问题,适当增加隔离段长度是较为有效的手段。

2.1.4 喷孔直径为 0.4 mm (喷嘴均为 $2 \times \phi 0.4$ mm)

此种工况下点火试验结果如表 4 所示,喷注压力约为 0.5, 1.0, 2.0 MPa 时均能实现成功点火,煤油总体当量比为 0.101~0.206,点火性能较高。

成功点火时着火机理与 0.3 mm 喷孔喷注时相同,初始火核首先在 T2 凹腔角回流区生成,初始

火焰向凹腔下游对流传播的同时往主流方向横向扩展,在 T2 凹腔形成稳定的凹腔剪切层火焰,随着燃烧放热的加剧,火焰逆流传播至 T1 凹腔,形成稳定的凹腔剪切层火焰,T2 凹腔由于贫燃熄火.火焰传播过程与文中第 2.1.3 节相似,此处不再赘述.

表 4 喷孔直径为 0.4 mm 时点火试验结果

Table 4 Ignition experiment results of 0.4 mm injector diameter

喷注压力/MPa	点火方式	点火失效模式 (点火效果)	煤油总体当量比
0.48	S1,S2	成功点火	0.101
0.97	S1,S2	成功点火	0.144
2.0	S1,S2	成功点火	0.206

几种喷注压力下稳定燃烧时燃烧室上壁面平均压力沿程分布如图 8 所示,与文中第 2.1.3 节结论相同,当喷注压力较高时,煤油总体当量比增大,燃烧释热增强,壁面压力高,由此形成分离区的起始位置更靠近隔离段上游,燃烧反压形成的扰动能传播到隔离段更上游位置.

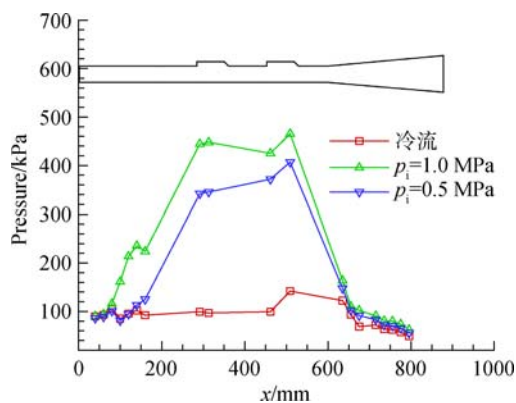


图 8 喷孔直径为 0.4 mm 燃烧室上壁面平均压力沿程分布

Fig. 8 Average pressure distribution along the upper wall of combustor with 0.4 mm injector diameter

当煤油喷注压力为 1.0 MPa 时,隔离段测点 1,3,5,7 与凹腔内压力测点 a,b,c,d 的压力时间历程如图 9 所示.

燃烧室点火成功后,凹腔内压力迅速升高至 440 kPa 左右,图中 ΔT 约为 421.1 ms,由此得出压力扰动向上游传播的速度约为 0.33 m/s(相当于壁面速度),此时压力扰动的传播速度约为文中第 2.1.3 节速度的一半.值得注意的是,此时隔离段测点 5,7 几乎同时受到扰动,且两者相关性较

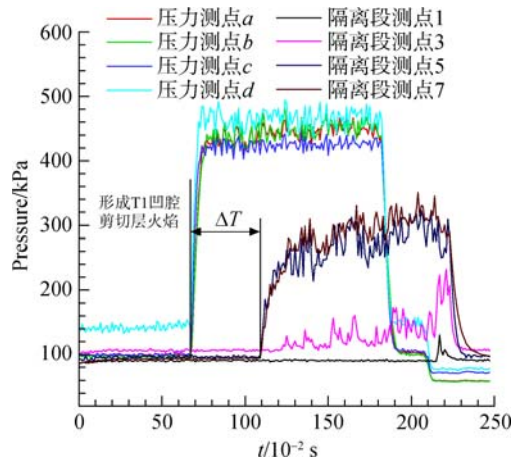


图 9 喷注压力为 1.0 MPa 时特征测点的压力时间历程
Fig. 9 Time history of characteristic points pressure with injection pressure of 1.0 MPa

好.这是由于压力扰动向上游的传播速度(相对壁面速度)并不是固定的,随着燃烧强度的增强,热雍塞程度增加,来流速度降低,因此压力扰动相对于壁面的传播速度增加.

2.1.5 喷孔直径为 0.5 mm(喷嘴均为 $1 \times \phi 0.5$ mm)

此种工况下点火试验结果如表 5 所示,喷注压力约为 0.5,1.0,2.0 MPa 时均能实现成功点火,煤油总体当量比为 0.080~0.161,点火性能较高.

表 5 喷孔直径为 0.5 mm 时点火试验结果

Table 5 Ignition experiment results of 0.5 mm injector diameter

喷注压力/MPa	点火方式	点火失效模式 (点火效果)	煤油总体当量比
0.49	S1,S2	成功点火	0.080
0.97	S1,S2	成功点火	0.112
2.0	S1,S2	成功点火	0.161

火核生成、火焰传播机理与 0.3,0.4 mm 孔径喷注时相同,此处不再赘述.值得注意的是,当喷注压力为 0.49 MPa 时,T2 凹腔火焰始终没有逆流传播至 T1 凹腔,稳定燃烧时火焰形态如图 10 所示.



图 10 喷注压力为 0.5 MPa 时稳定火焰形态
Fig. 10 Stable flame shape with injection pressure of 0.5 MPa

当煤油总体当量比较小时,燃烧释热不足,燃烧反压并未使 T2 凹腔上游边界层分离,预燃激波串前推距离不足,导致 T2 凹腔形成的凹腔剪切层火焰始终不能传播至 T1 凹腔.各喷注压力下稳定燃烧时燃烧室上壁面平均压力沿程分布如图 11 所示,当喷注压力为 0.5 MPa 时,燃烧室上壁面仅有 T2 凹腔内压力测点 c, d 处压力高于冷流状态,其余测点处压力与冷流时相同.燃烧反压并未影响到 T1 凹腔处,这也说明,稳定燃烧时火焰集中于 T2 凹腔,并未逆流传播至 T1 凹腔.此时燃烧模态为单纯超燃模态^[18].当喷注压力升高时,隔离段入口受到扰动,燃烧模态逐渐过渡为亚燃模态.

当煤油喷注压力为 2.0 MPa 时,隔离段测点 1, 3, 5, 7 与 T1 凹腔内压力测点 a, b 的压力时间历程如图 12 所示.

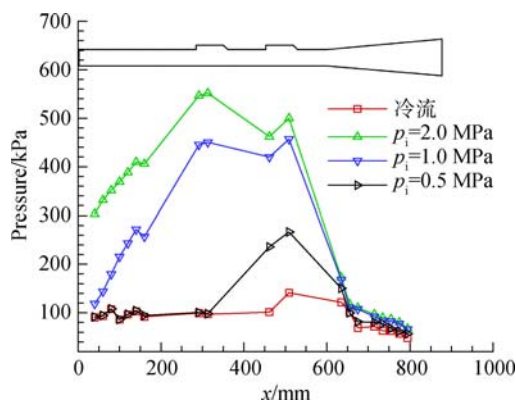


图 11 喷孔直径为 0.5 mm 燃烧室上壁面平均压力沿程分布

Fig. 11 Average pressure distribution along the upper wall of combustor with 0.5 mm injector diameter

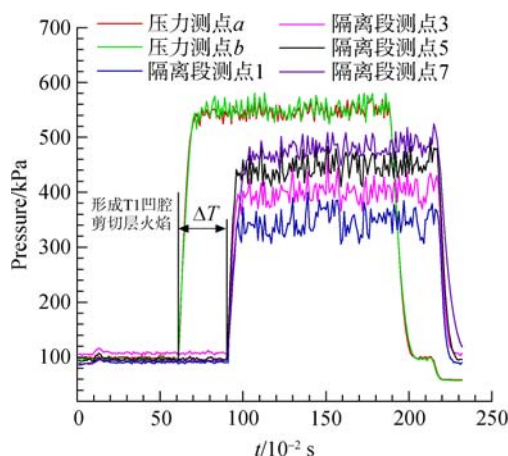


图 12 喷注压力为 2.0 MPa 时特征测点 a, b 的压力时间历程

Fig. 12 Time history of characteristic points a and point b pressure with injection pressure of 2.0 MPa

燃烧室点火成功后,凹腔内压力迅速升高至 560 kPa 左右,图中 ΔT 约为 290 ms,由此得出压力扰动向上游传播的速度约为 0.48 m/s(相当于壁面速度),此时压力扰动的传播速度介于以上两节扰动传播速度之间.图中隔离段测点 1, 3, 5, 7 几乎同时受到扰动,距离隔离段入口越近,受压力扰动的程度减小.压力扰动的前传过程与在壁面逆压梯度作用下形成分离区过程是紧密耦合的.燃烧反压形成后,壁面逆压梯度使上游边界层发生分离,形成亚声速的分离区,与此同时压力扰动向上游传播.分离区形成后,压力扰动相对壁面的传播速度则迅速增大,因此隔离段内各测点同时受到扰动.

2.2 煤油射流的散布特性

为了解释不同孔径喷嘴喷注时不同的点火机理,本节在均匀背景强光下拍摄了煤油的液雾分布,利用煤油液雾分布图像,分析了不同孔径喷注煤油射流的散布特征,对于理解点火过程具有重要的意义.

2.2.1 喷孔直径为 0.1 mm

在凹腔底壁位置 A 处安装孔径为 0.1 mm 喷嘴,由于喷孔较小,试验中喷注压力为 3.3 MPa,煤油直观分布如图 13 所示,由图可得到,即使采用直径为 0.1 mm 微孔喷注,煤油喷出后依然保持液柱形态,并未立即雾化,液状撞击在凹腔剪切层后立即转向,在剪切层处的液雾厚度很薄且与凹腔上沿平行分布,说明煤油液柱无法穿透剪切层进入主流,煤油在剪切层内向下游运动,通过剪切层内大尺度涡结构的卷吸以及剪切层撞击凹腔后壁进入凹腔.



图 13 0.1 mm 孔径喷嘴喷注压力为 3.3 MPa 时煤油液雾直观分布

Fig. 13 Kerosene spray distribution for 0.1 mm injector diameter injector and injection pressure of 3.3 MPa

2.2.2 喷孔直径为 0.2 mm

在位置 A 安装喷嘴直径为 0.2 mm,喷注压力分别为 1.0, 0.44 MPa,煤油在燃烧室内直观分

布如图 14 所示. 与 0.1 mm 孔径喷注时相似, 液柱撞击至剪切层后立即转向, 剪切层处的液雾厚度很薄且平行凹腔上沿分布, 煤油液柱同样无法穿透剪切层进入主流, 煤油在剪切层内向下游运动, 通过剪切层内大尺度涡结构的卷吸以及剪切层撞击凹腔后壁进入凹腔.

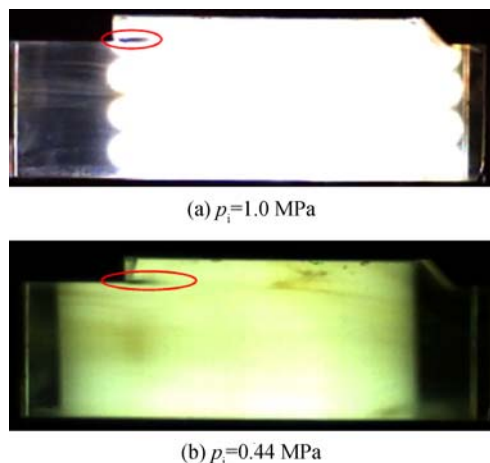


图 14 0.2 mm 孔径喷注煤油直观分布

Fig. 14 Kerosene spray distribution for 0.2 mm injector diameter

2.2.3 喷孔直径为 0.3 mm

在位置 A 安装喷嘴直径为 0.3 mm, 喷注压力分别为 0.55, 1.1, 2.0 MPa, 煤油在燃烧室内直观分布如图 15 所示. 由图像得到, 当喷注压力为 0.55, 1.1 MPa 时, 剪切层处的液雾厚度依然很薄且平行凹腔上沿分布, 说明煤油液柱同样无法穿透剪切层进入主流. 当喷注压力为 2.0 MPa 时, 剪切层处煤油液柱厚度变大且穿透凹腔上沿, 煤油液雾偏向主流, 说明此时煤油液柱可以穿透剪切层进入主流, 随主流往下游运动.

这说明煤油液柱是否可以穿透剪切层进入主流是由两个因素决定的, 喷孔直径与喷注压力, 这与超声速气流中平板壁面喷注结论是相同的, 即燃料穿透度是由喷孔直径与喷注压力共同决定的.

2.2.4 喷孔直径为 0.5 mm

在位置 A 安装喷嘴直径为 0.5 mm, 喷注压力分别为 0.6, 1.1 MPa, 煤油在燃烧室内直观分布如图 16 所示. 由图可得到, 当喷孔直径为 0.5 mm 时, 煤油液柱在以上两种喷注压力下均可以穿透剪切层进入主流, 剪切层处煤油厚度较大, 且偏向于主流. 一部分煤油通过凹腔剪切层进入凹

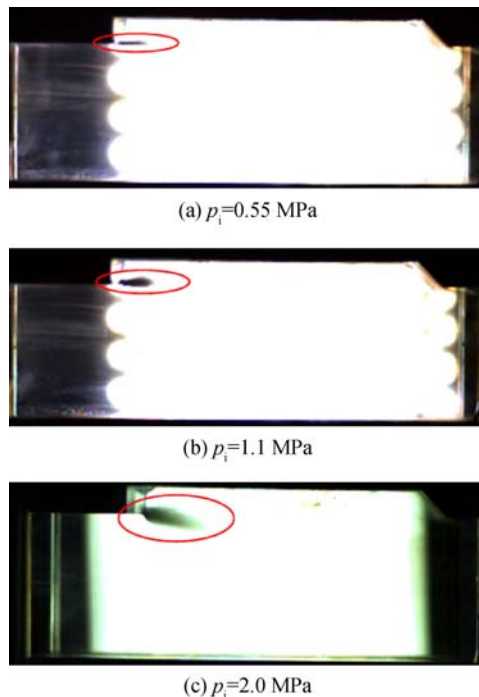


图 15 0.3 mm 孔径喷注煤油直观分布

Fig. 15 Kerosene spray distribution for 0.3 mm injector diameter

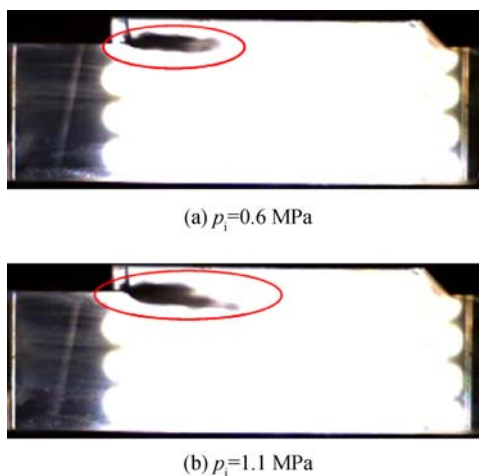


图 16 0.5 mm 孔径喷注煤油液雾直观分布

Fig. 16 Kerosene spray distribution for 0.5 mm injector diameter

腔, 大部分煤油穿透剪切层随主流往下游运动.

燃料喷注方案决定了煤油雾化燃料场的分布, 燃料的分布特征又决定了点火特征. 因此, 当 T1 凹腔底壁喷注的煤油燃料无法穿透剪切层进入主流时, 煤油在剪切层内向下游运动, 通过剪切层内大尺度涡结构的卷吸以及剪切层撞击凹腔后壁进入 T1 凹腔, 故只有 T1 凹腔内气态煤油局部当量比处于最佳时, 才可实现成功点火, 由于煤油燃料雾化蒸发距离短, 导致着火后燃烧强度较弱,

火焰局限于凹腔回流区内,无法形成凹腔剪切层火焰.当煤油液柱可以穿透剪切层进入主流时,在超声速气流中发生二次雾化过程,煤油雾化成细小的液滴,液雾随主流往下游对流输运时通过 T2 凹腔剪切层大尺度涡结构的卷吸进入 T2 凹腔,在 T2 凹腔内形成合适的当量比、温度、压力环境,点火成功.由于煤油燃料雾化蒸发距离长,与空气混合效果好,因此点火边界宽,可靠性高,着火后燃烧强度大,形成凹腔剪切层火焰甚至可以逆流传播至 T1 凹腔.

2.3 喷注位置对点火性能的影响

本节在凹腔底壁位置 A、B 处安装相同喷嘴,同时使喷注压力相同以保证煤油总体当量比相同.选择具有代表特征的两种喷嘴直径,即煤油液柱无法穿透剪切层情况($D=0.2\text{ mm}$)和煤油液柱穿透剪切层进入主流情况($D=0.3\text{ mm}$),研究凹腔底壁不同位置喷注对煤油燃料点火性能的影响.

2.3.1 喷嘴直径为 0.2 mm(喷嘴均为 $2\times\phi 0.2\text{ mm}$)

点火试验结果如表 6 所示.由试验结果得出,位置 A 喷注成功点火时所要求的喷注压力较低,即成功点火所需要的煤油总体当量比较位置 B 喷注时低,两种情况下煤油总体当量比分别为 0.057、0.063.两种位置喷注时成功点火的机理相同,火核首先在 T1 凹腔形成,初始火焰在凹腔内对流传播形成稳定的凹腔火焰,火焰不能穿透剪切层,燃烧室内无压力响应.

表 6 喷嘴直径为 0.2 mm 时,不同喷注位置点火试验结果对比

Table 6 Comparison of ignition experiment results of 0.2 mm injector diameter with different injection positions

喷注位置	喷注压力/MPa	点火方式	点火失效模式(点火效果)	煤油总体当量比
位置 A	1.49	S1, S2	模式三	0.045
	1.98	S1, S2	模式三	0.051
	2.47	S1, S2	成功点火	0.057
	2.98	S1, S2	模式二	0.063
位置 B	1.55	S1, S2	模式三	0.045
	1.97	S1, S2	模式三	0.051
	2.45	S1, S2	模式三	0.057
	3.02	S1, S2	成功点火	0.063

当煤油液柱无法穿透剪切层进入主流时,若喷注位置距离凹腔前缘较近,煤油的雾化、蒸发距离长,与空气混合效果较好,因此点火源附近煤油局部当量比较高.喷注位置距离凹腔前缘较远,雾化、蒸发距离短,雾化以及与空气混合效果均较差,点火源附近煤油局部当量比较低.因此形成稳定的凹腔火焰时,凹腔前部喷注所要求的煤油喷注压力较低,煤油总体当量比较小.

2.3.2 喷嘴直径为 0.3 mm(喷嘴均为 $2\times\phi 0.3\text{ mm}$)

点火试验结果如表 7 所示.由试验结果得出,当喷嘴孔径为 0.3 mm 时,凹腔底壁不同喷注位置对煤油燃料点火性能影响不大.

表 7 喷嘴直径为 0.3 mm 时,不同喷注位置点火试验结果对比

Table 7 Comparison of ignition experiment results of 0.3 mm injector diameter with different injection positions

喷注位置	喷注压力/MPa	点火方式	点火失效模式(点火效果)	煤油总体当量比
位置 A	0.95	S1, S2	模式二	0.080
	1.46	S1, S2	成功点火	0.099
	1.97	S1, S2	成功点火	0.115
	2.96	S1, S2	成功点火	0.141
位置 B	0.95	S1, S2	模式二	0.080
	1.53	S1, S2	成功点火	0.102
	1.97	S1, S2	成功点火	0.115
	3.03	S1, S2	成功点火	0.143

当喷嘴直径较大时,煤油液柱可以穿透剪切层进入主流,在 T2 凹腔形成合适的点火环境.火核首先在 T2 凹腔形成,初始火焰在凹腔内对流传播最终形成稳定的 T2 凹腔剪切层火焰,随着燃烧放热的增强,火焰逆流传播至 T1 凹腔,在 T1 凹腔形成稳定凹腔剪切层火焰.因此, T1 凹腔底壁不同喷注位置对点火性能影响不大.

3 结 论

开展了凹腔底壁喷注煤油燃料的超燃点火试验,研究了喷嘴孔径、喷注位置对点火性能的影响,得到结论如下:

1) 采用串联凹腔燃烧室构型,上游凹腔底壁大孔径喷注燃料,下游凹腔点火的方案点火性能高,在煤油总体当量比为 0.102~0.206 范围内均

可实现成功点火与稳定燃烧,火焰的逆流传播速度可达 96 m/s.

2) 压力扰动的前传具有明显的滞后性,燃烧反压越高,形成分离区的起始位置越靠近隔离段入口,压力扰动影响的范围也更大;压力扰动的前传过程与分离区的形成过程是紧密耦合的,分离区形成后,压力扰动的传播速度迅速加大.

3) 凹腔底壁喷注时,喷孔直径与喷注压力共同决定了煤油液柱能否穿透剪切层进入主流,燃料喷注方案决定了煤油雾化燃料场的分布,燃料的分布特征又决定了点火特征.

4) 当喷孔直径较小时,喷注位置靠近凹腔前缘,成功点火时所要求的煤油总体当量比低. 喷孔直径较大时,喷注位置对于煤油燃料的点火特性影响不大.

参考文献:

- [1] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: review and experimental study[R]. AIAA 98-3122, 1998.
- [2] 李大鹏, 丁猛, 梁剑寒, 等. $Ma=4$ 液体碳氢燃料超燃冲压发动机点火试验[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 385-390.
LI Dapeng, DI Meng, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation for liquid hydrocarbon fueled scramjet with simulated flight Mach 4[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 385-390. (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试验[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] YU Gang, LI Jianguo, ZHANG Xinyu, et al. Investigation on combustion characteristics of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA-2000-3620, 2000.
- [5] PAN Yu, LIU Weidong, WANG Zhenguo. Cavities installation schemes affect on the scramjet ignition[R]. AIAA-2007-5400, 2007.
- [6] Yu G, Li J G, Zhao J R, et al. An experimental study of kerosene combustion in a supersonic model combustor using effervescent atomization[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2859-2866.
- [7] 王辽, 章成亮, 韦宝禧, 等. 应用气泡雾化喷嘴的煤油超声速燃烧试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 353-359.
WANG Liao, ZHANG Chengliang, WEI Baoxi, et al. Experimental investigation of kerosene supersonic combustion test using aerated-liquid injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 353-359. (in Chinese)
- [8] HU Jichao, BAO Wen, CHANG Juntao. Flame transition in dual-mode scramjet combustor with oxygen piloted ignition[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(4): 1103-1107.
- [9] Situ M, Wang C, Lu H P, et al. Hot gas piloted energy for supersonic combustion of kerosene with dual-cavity[R]. AIAA-2001-0523, 2001.
- [10] Situ M, Wang C, Zhuang F G, et al. Investigation of supersonic combustion of kerosene jets with hot gas piloted energy and dual-cavity[R]. AIAA-2002-0804, 2002.
- [11] 席文雄, 王振国, 李庆, 等. 超声速气流中煤油喷雾的热射流强迫点火[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2436-2441.
XI Wenxiong, WANG Zhenguo, LI Qing, et al. Forced ignition of kerosene spray in supersonic airflow with hot gas injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2436-2441. (in Chinese)
- [12] XI Wenxiong, WANG Zhenguo, SUN Mingbo, et al. Experimental investigation of ignition transient phase in model supersonic combustor[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 27(4): 1-9.
- [13] LI Qing, XI Wenxiong, LAI Lin, et al. Research on hot gas jet ignition process of scramjet combustor fueled with kerosene[R]. AIAA-2012-5947, 2012.
- [14] 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)
- [15] Timothy C W, Walter F O B, Northam G B. Plasma torch igniter for scramjets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(5): 548-554.
- [16] 李西鹏. 超声速气流中煤油燃料火花塞直接点火过程研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
LI Xipeng. Investigation on spark ignition process of kerosene in supersonic flow[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [17] Lin K C, Jackson K, Behdadnia R, et al. Acoustic characterization of an ethylene-fueled scramjet combustor with a cavity flameholder[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(6): 1161-1169.
- [18] Kouchi T, Masuya G, Mitani T, et al. Mechanism and control of combustion-mode transition in a scramjet engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 106-112.

(编辑: 王碧琚)