

超声速气流中液体横向射流组合喷注特性实验*

仝毅恒^{1,2}, 李清廉^{1,2}, 吴里银^{1,2}, 李春^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要:以液态燃料为动力的超燃冲压发动机中,液体横向射流在超声速气流中的喷注、混合和雾化特性直接影响了超燃冲压发动机燃烧室的工作效率。提出一种基于高速摄影的图像处理方法,此方法能消除图像处理过程中的人为因素干扰,得到唯一、定量的射流振荡的边界信息;提出一种基于粒子图像测速法的射流展向扩展边界获取方法,能得到射流破碎后形成液滴所能达到的最远距离;基于以上两种图像处理方法和对比实验研究了单孔喷注、展向组合和沿流向组合的喷注方式对射流穿透深度、展向扩展和激波角的影响,结果表明:相比单孔喷注方式,展向组合和沿流向组合的喷注方式均能增大射流的穿透深度,且能增大射流的展向扩展角和展向扩展范围;随着沿流向布置的喷孔间距的增大,射流的穿透深度增大。

关键词:横向射流;喷注;穿透深度;粒子图像测速法

中图分类号:V231.3 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2014)02-0073-08

Experimental investigation on injection characteristics of assembled transverse injectors in supersonic crossflow

TONG Yiheng^{1,2}, LI Qinglian^{1,2}, WU Liyin^{1,2}, LI Chun^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The injection, mixing and atomization characteristics of transverse liquid jet in liquid-fueled scramjet are the determining factors for the efficiency of the combustion chamber. An origin image analysis method, without any threshold choosing section, was developed in house to get the unique unstable boundary of the transverse jet without any manual effects. The lateral extension boundary capturing method, which is based on PIV technique and the corresponding image analysis method, was developed to illustrate the lateral outer boundary of the jets. Results from targeted and comparative experiments indicate that, compared with the single jet case, the penetration heights and lateral extension become larger in the assemble jets cases. A larger distance between the streamwise assembled double injectors contributes to a higher penetration height of the jet.

Key words: transverse jet; injection; penetration height; particle image velocimetry

超燃冲压发动机(scramjet)作为高超声速推进技术的核心产物,在高飞行马赫数条件下具有优良的性能,成为高超声速飞行器推进系统的首选^[1]。当飞行器的飞行马赫数介于4.5到8之间时,一般采用碳氢燃料(主要是煤油)的超燃冲压发动机更具有吸引力,可作为高机动、小型飞行器的动力推进装置^[2]。

由于在超燃冲压发动机燃烧室中,气流速度很高,且燃烧室长度有限,使得燃料在超声速燃烧室中停留时间很短,液态碳氢燃料超声速燃烧时存在射流破碎和雾化过程,且着火延迟时间较长,实现高效雾化和良好混合是保证燃料稳定充分燃

烧的必要条件,液体燃料良好的喷注特性和雾化质量决定着超燃冲压发动机的燃烧效率^[3-4]。对于液体碳氢燃料发动机,其燃料喷注和超声速燃烧方面急需解决的问题有:(1)增加液体燃料与超声速来流的混合效果;(2)增强雾化效果即减小液滴的雾化粒径以加速液滴的蒸发;(3)适当的火焰稳定机制以利于高效点火和稳定火焰;(4)在燃料混合与燃烧过程中尽量减少总压损失以增加发动机推力^[5]。

目前应用较为广泛的混合增强技术包括支板^[6-7]、物理斜坡^[8-9]、气动斜坡^[10-12]等。其中,支板通过将燃料喷注位置插入到主流中心来实现

* 收稿日期:2013-05-27

基金项目:国家重大专项基金资助项目

作者简介:仝毅恒(1987—)男,河北邢台人,博士研究生,E-mail:xbgytyh_01@126.com;

李清廉(通信作者),男,教授,博士,硕士生导师,E-mail:peakdreamer@163.com

燃料穿透深度的提高,同时在支板的尾流区还会形成流向和展向的涡结构从而使混合得到增强;但支板喷注会增大阻力,使超声速气流产生较大的总压损失并引起热防护的问题^[7]。物理斜坡喷注器能够提供近乎平行于主流的燃料喷流,能有效地减小燃料喷流带来的压力损失,提高推进效率^[10]。Cox-Stouffer^[11]和 Fuller^[12]等提出了气动斜坡喷注方法,即通过合理布置壁面燃料喷孔的组合,依靠喷孔的喷注组合对来流产生阻碍和抬升作用,形成类似物理斜坡的燃料喷注方式。组合喷注方式不包含侵入主流的物理结构,通过研究各喷嘴间的间距、喷注角度以及其内在相互作用,能够尽可能地增大混合效率并减少流动损失。

文章从射流间相互作用机理研究入手,对几种不同的混合喷注方案进行了对比研究,得到了不同喷注组合方式对射流穿透深度、射流展向分布和超声速流场中弓形激波角度的影响规律。

1 实验系统和实验工况介绍

实验系统由供应系统、测控系统、台架系统和超声速风洞系统四部分组成,其中供应系统如图 1 所示。其中,超声速风洞系统由驻室段、喷管段和实验段组成。实验过程中记录超声速风洞中气体流量,结合数值模拟方法获取实验段射流前超声速气流的速度、密度等参数,从而进行研究分析,仿真所得实验段气流的马赫数为 2。

测控系统包括常规的压力、温度等测量元件,以及用于进行射流穿透深度和展向扩展边界进行观测、记录的高速影像和 PIV 系统。其中,高速阴影系统如图 2 所示。图 2 中,纹影光源采用最大电压 250V、最大功率为 0.5kV·A 的碘钨灯产生稳定的连续光;高速摄影相机的曝光时间为 10μs,相机的记录帧速为 4000f/s,实验所得的原始图像为像素大小 1232 × 276 的 JPEG 图像。

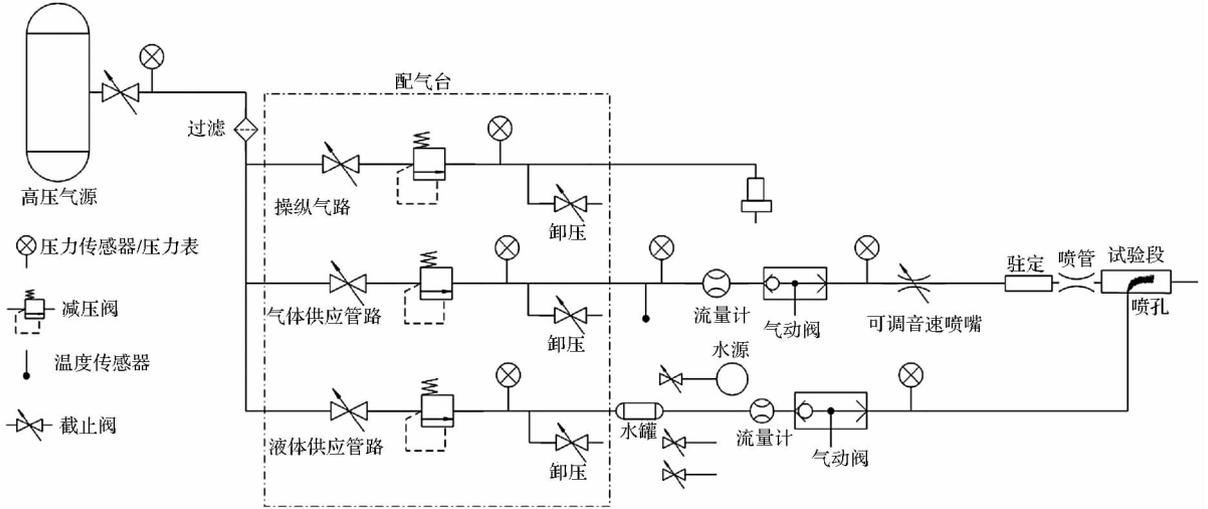


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Liquid jet injection testing system

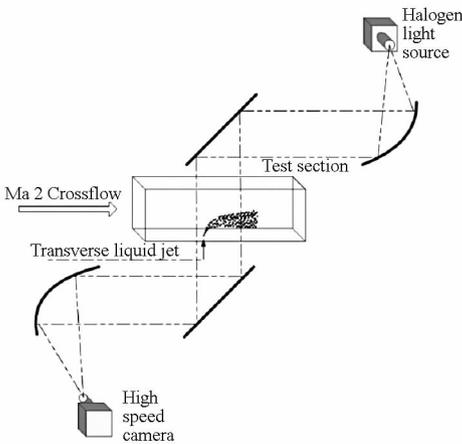


图 2 高速阴影系统及光路布置

Fig. 2 High speed shadowgraph system and light path

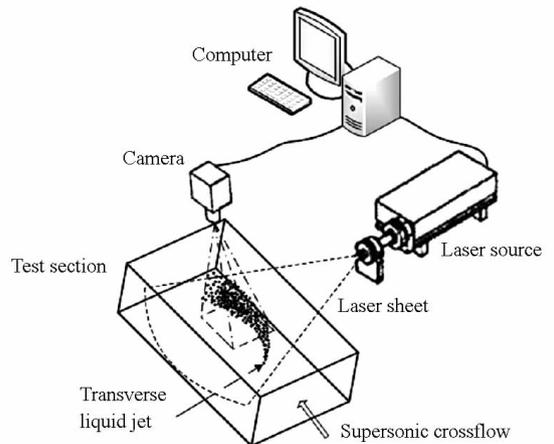


图 3 PIV 系统及光路布置

Fig. 3 PIV system and light path

PIV 系统如图 3 所示,将 PIV 用于进行射流展向扩展边界的获取,PIV 系统的激光片光垂直于液体射流的初始喷注方向,相机的焦平面位于激光片光平面内并位于喷注位置上方 15mm 处,PIV 系统的跨帧时间设定为 10ns。

实验过程中射流经带有孔径为 1mm 的圆孔的喷注面(如图 4 所示)垂直喷注进入实验段,实验工况如表 1 所示。图 4 中喷孔 U1、喷孔 M1 和喷孔 D1 相邻两喷孔之间的距离为 $\Delta z = 10\text{mm}$;喷孔 D1 和喷孔 D2 间距为 $\Delta x = 30\text{mm}$,喷孔 M1、M2、M3 和 M4 相邻两者间距为 $\Delta x = 20\text{mm}$,两喷孔 U1 和 U2 之间的间距为 $\Delta x = 10\text{mm}$,不同间距喷孔组合喷注用于实现对沿气流方向不同间距喷孔的组合喷注特性研究;同时,在研究其中一种组合的射流穿透深度和展向扩展特性时,其他喷孔均保持密封状态,防止从大气中引射气流对实验结果造成影响。进行组合喷注实验时,液体首先

进入一个积液腔,再分流进入表 1 所示工况的各喷孔,在液体汇聚腔测量液体喷注压力,作为组合喷注时的各喷孔的液体喷注压降,认为每个喷孔的喷注压降相同。

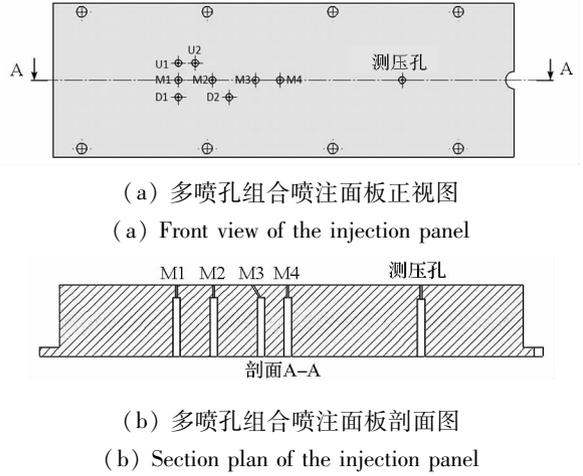


图 4 多喷孔组合喷注面板

表 1 组合喷注实验工况表

Tab. 1 Test conditions of assembled injections

工况编号	喷注方式	$\Delta l/\text{mm}$	$\Delta P_l/\text{MPa}$	$\dot{m}_l/(\text{g/s})$	$u_l/(\text{m/s})$	q
GK-JZ	单孔(M1)	—	2	30.0	63.2	10
GK-Z20	展向组合(D1&U1)	20	2	98.3	63.2	10
GK-X20	双孔组合(M1&M2)	20	2	62.3	63.2	10
GK-X30	双孔组合(D1&D2)	30	2	65.3	63.2	10
GK-X40	双孔组合(M2&M4)	40	2	62.7	63.2	10

注: Δl 为双喷孔间距, ΔP_l 为液体喷注压降, \dot{m}_l 为液体流量, u_l 为液体初始速度, q 为液气动量通量比

2 射流喷注特征获取方法

2.1 射流穿透深度获取方法

在液体射流穿透深度的研究方面, Lin^[14] 和 Wu^[15] 等对于采用 PDDA 方法获得的射流边界的定义未达成一致;结合不同的数字图像处理方法,对采用高速摄影法获取的液体横向射流的图像结果进行研究,所得的射流边界结果也不尽相同^[16]。这是由于在进行边界提取的图像处理过程中,灰度阈值或灰度梯度阈值^[17] 的人为选取的随意性造成的。例如,对于文章实验条件下获得的同一组实验结果,将原始图像转化为灰度图像并叠加平均后采用不同的灰度阈值进行二值化处理,得到的射流穿透深度边界有一定差异,其结果如图 5 所示。

本文针对获取的超声速气流中液体横向射流的高速阴影图像结果,根据射流边界的振荡特性以及高速阴影的成像原理,获取了射流的振荡最剧烈的边界。图像处理过程中采用如图 6 所示的

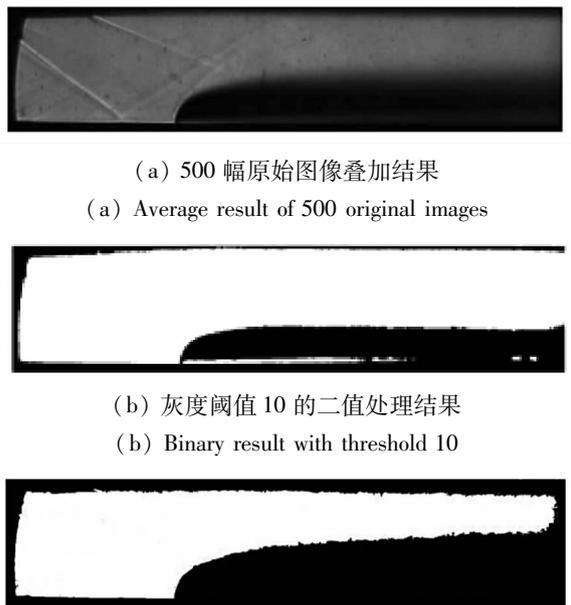


图 5 不同图像处理结果对比
Fig. 5 Comparison of different image analysis process

坐标系,其中坐标原点位于射流喷孔出口位置, x 方向为超声速气流方向, y 方向为射流喷注方向;图像处理过程中按照特征点在图像中的像素位置进行分析,对于图 6 中同一 x 位置处的三个特征点进行分析,其中 U 点位于射流外围无液滴区域, M 点位于射流边界附近, D 点位于射流主流区域内;获取以上三点灰度随时间的变化规律如图 7 所示。

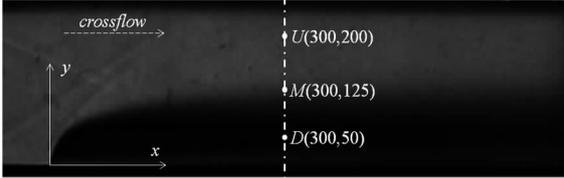
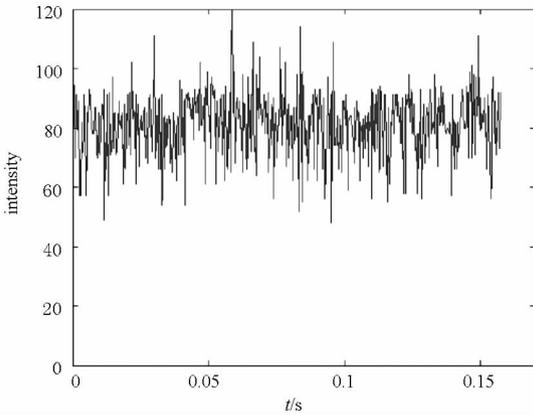


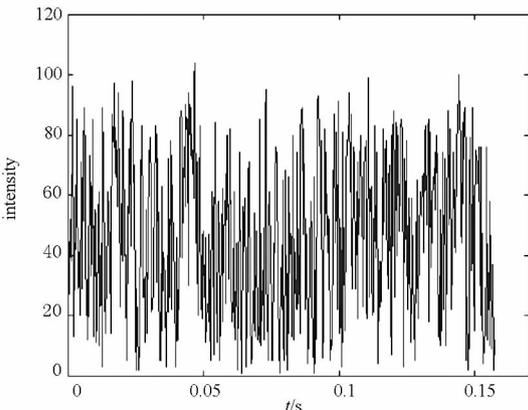
图 6 图像分析坐标系及特征观测点

Fig. 6 The coordinate system and three selected pixels on a certain line

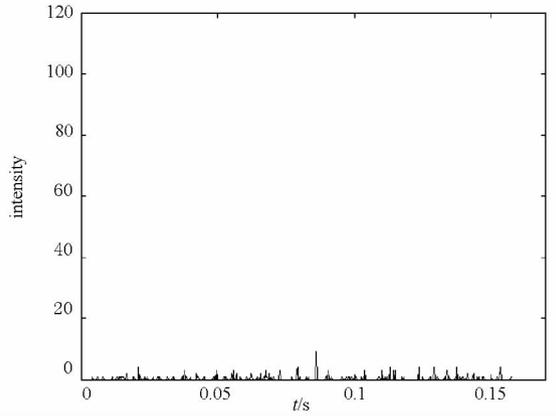
从图 7 的对比分析中可以发现,射流边界附近位置处(点 M)的图像灰度的变化范围较大,约为 $0 \sim 100$,这是由于 M 点处于液体横向射流和超声速气体来流的分界面,气液相互作用最强烈,边界振荡剧烈从而使所得图像的灰度值变化范围较



(a) 观测点 U 的灰度变化
(a) Intensities of pixel U



(b) 观测点 M 的灰度变化
(b) Intensities of pixel M



(c) 观测点 D 的灰度变化
(c) Intensities of pixel D

图 7 不同观测点的灰度变化

Fig. 7 The intensities of different pixels

大,像素点灰度的振荡也最为剧烈;在射流主流区域像素点灰度值和灰度变化范围都很小,这是由于光线经过 D 点后,被浓密的射流几乎全部遮挡而使此处像素灰度值较小;在无射流的区域(U 点)像素点灰度变化范围为 $60 \sim 110$,这是由于此位置处光线未被遮挡,不受液雾场的影响,故灰度值较大;同时由于超声速气流的非定常特性, U 点处图像灰度也存在一定范围的变化,但较 M 点的灰度值变化范围小得多。

根据上述射流边界的振荡特性,提出将图像结果中灰度变化范围最大,即射流振荡最剧烈的位置作为射流的边界,结合此定义方法获得射流边界,并开发了射流边界的查找方法,即沿超声速气流方向从原点位置向下游每隔 20 个像素点获取一次射流振荡最剧烈的边界点,并依次相连获取不同工况下射流的穿透深度边界线。

2.2 射流展向扩展特性获取方法

射流的展向扩展特性通过对 PIV 实验所得的图像结果进行处理而得,实验获得的 PIV 实验原始图像结果如图 8 所示。

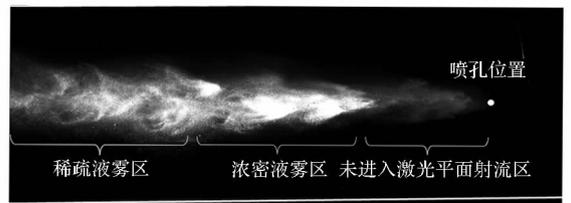


图 8 PIV 实验图像结果

Fig. 8 Original image result of PIV test

由于在进行 PIV 拍摄实验过程中,流场中以液滴作为示踪粒子、实验段涂黑且实验在暗室环境中进行,所得图像结果中像素点灰度值不为 0

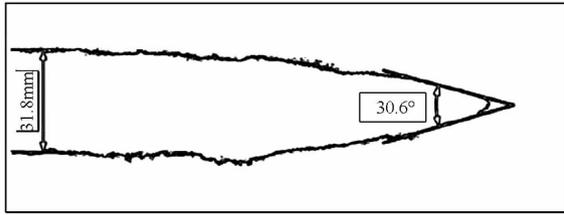


图 9 PIV 图像处理结果

Fig. 9 Image process result of PIV test

的地方即为有液雾存在的位置,故对 PIV 实验所得的图像结果进行阈值为 0 的二值处理后再进行边界查找,所得的结果如图 9 所示。

如图 9 所示,将以射流喷孔为顶点、射流外边界的切线所形成的夹角定义为横向射流在这一平面内的展向扩展角,实验段出口位置射流的展向扩展距离定义为射流的展向扩展范围。图 9 中射流的展向扩展角为 30.6° ,展向扩展范围为 31.8mm。依据以上方法,对不同工况下 PIV 结果进行处理,获取了射流的展向扩展特性。

2.3 流场激波角度获取方法

弓形激波角度的提取方法为:首先将 500 幅原始图像进行叠加并求平均(如图 5(a)),由于射流喷注进入超声速流场时,表现在图像结果上即为射流区域的灰度值变小,同时射流前产生的激波使相应位置像素点灰度值发生变化。根据以上特性,将有射流时的图像叠加平均的结果与无射流喷注时超声速流场图像叠加平均的结果相减,再进行二值和负片处理,取较小的灰度阈值以使激波特性凸显出来。如图 10 中所示为 500 幅图像时均处理后的结果,可见其中激波特征明显,在此基础上获取实验段下壁面与此弓形激波的角度。图中所示弓形激波的角度值为 39.9° 。



图 10 流场激波角度处理结果

Fig. 10 Image process result with legible bow shock wave

3 实验结果及讨论

3.1 展向组合射流喷注特性

3.1.1 展向组合射流穿透深度

按照表 1 的实验工况,对比单孔喷注(GK - JZ)和展向双孔组合喷注(GK - Z20)条件下射流的穿透深度,得到射流穿透深度的结果如图 11 所示。

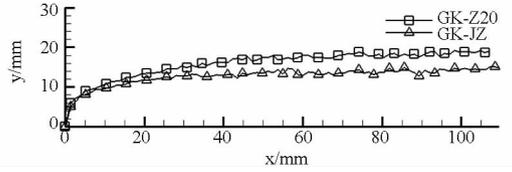


图 11 射流边界线对比

Fig. 11 Comparison of penetrations of spanwise assembled injections

从图 11 中可见,相比于采用单孔喷注而言,展向组合的双孔喷注能在一定程度上增大射流的穿透深度。展向双孔组合的喷注方式在射流的上游位置(约 20mm)处对于射流穿透深度的影响不大,这是由于在射流刚由喷孔喷出时,两股射流之间的相互作用较弱,同时两股液柱未经雾化故所占的空间体积较小,对超声速流场的阻碍作用也较小,故每股射流表现为单股射流的空间分布特性,穿透深度较单股射流差别不大。随着射流雾化过程的进行,流场中液雾分布范围增大,展向分布的两股液雾相互作用增强,其对超声速流场的阻碍作用也增加,从而使液雾随着射流向下游的逐渐发展,与单股射流的穿透深度差别增加。同时,图 11 中可见,单股射流和展向组合喷注的射流在射流下游 60mm 后穿透深度基本保持不变。

3.1.2 展向组合射流展向扩展特性

单孔和展向组合的双孔喷注的射流展向扩展特性对比如图 12 所示。

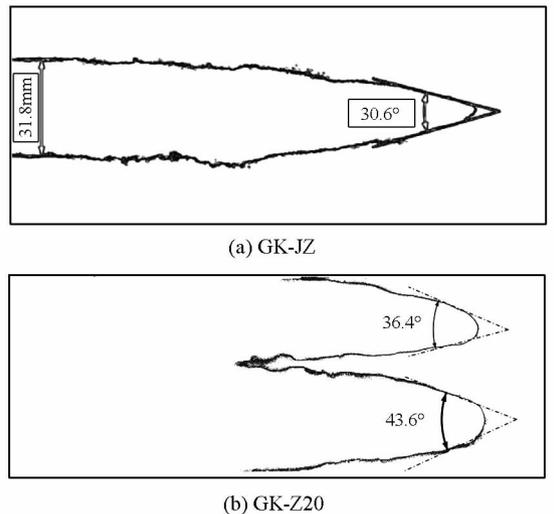


图 12 组合喷注射流展向扩展特性

Fig. 12 External characteristics of spanwise assembled injections

从图 12 中可见,采用双孔组合喷注时射流的展向扩展范围变大,在实验段的出口处射流在观测平面内扩展至整个流道;同时每股射流的展向扩展角相对于单孔喷注时变大,这是由于下游射

流阻塞流道,对射流上游产生了影响,上游的射流通受到下游的阻滞作用,促使每股单独的射流向展向扩展;同时,从图 12 中可见本文实验工况下,展向组合的射流在观测平面内相互混合的位置位于喷孔下游约 55mm 处。

通过对展向组合的射流的穿透深度特性和展向扩展特性的分析可见,横向组合的射流在流场上游约 20mm 的位置两股射流之间的相互作用较弱,随着射流的发展、雾化的进一步深化,两股射流之间作用加强,并最终混合;相对于单股射流而言,组合喷注的方案增强了射流的展向扩展能力,但是其对射流的穿透深度的改善不太明显。

3.1.3 展向组合射流流场激波角度

图 13 中可见展向组合喷注时射流前的弓形激波角度增大,这是由于相比于单孔喷注条件,射流在整个实验段流道所占据的空间增大,超声速气流的有效流通空间减小,对超声速气流的压缩作用增加,故其形成的激波强度增大,激波角度变大。同时从所得结果的原始图像中发现,两股射流前所形成的弓形激波位置基本相同,且存在一定的振荡,这说明双喷孔前超声速气体流场条件和每股射流条件基本相同,实验段中心对称平面外的射流喷注并未受到实验段侧壁面的影响,超声速气体条件在展向喷孔位置同中心对称平面状态一致,分析得出的结果与射流喷注位置无较大关系。

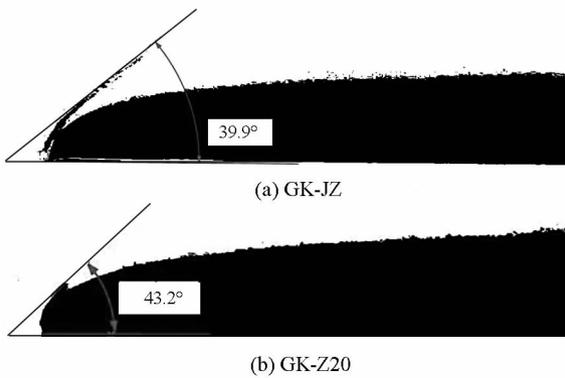


图 13 展向组合射流流场激波角度

Fig. 13 Bow shock waves of spanwise assembled injections

3.2 沿流向组合射流喷注特性

3.2.1 沿流场组合射流穿透深度

图 14 给出了沿流向组合喷注时射流的穿透深度阴影实验结果。采用 2.1 节提出的射流边界的提取方法,获得各工况射流的边界如图 15 所示。

由图 14 和图 15 可以发现,在沿气流方向第

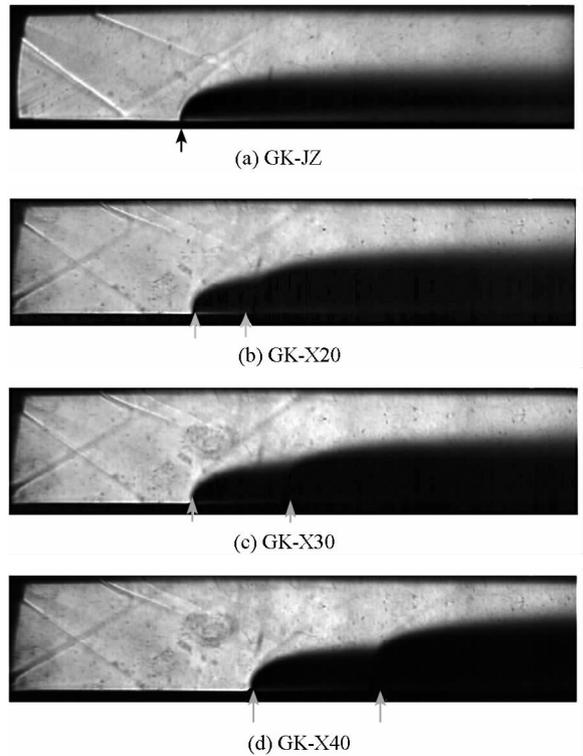


图 14 流向组合射流穿透深度特性实验原始图像

Fig. 14 Image results of streamwise assembled injections

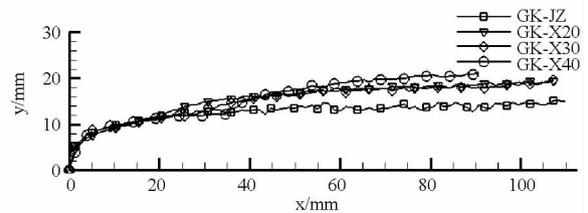


图 15 流向组合射流穿透深度曲线

Fig. 15 Comparison of penetrations of streamwise assembled injections

二股射流的上游,几种喷注工况下射流的穿透深度曲线重合得较好,这说明在下游注入的第二股射流对上游的射流喷注特性无明显影响;同时,可以发现在下游射流喷注的位置,射流穿透深度突然增大,边界上出现一个转折点;这是由于相对于单喷孔射流喷注,下游射流前的流场条件与上游射流前的流场条件有较大区别,上游射流前为超声速气体流场,而下游喷孔位置前为经过一个斜激波后的混合有大量液团或液滴的流场,下游射流前的气流速度降低,使得下游射流喷注的液气动力通量比减小,故下游射流位置处射流穿透度增加;同时可以发现,下游射流突破上游射流液雾后的边界随流向变化的斜率较小,不像上游射流初始进入流场时速度方向与气流方向接近垂直,这是由于下游射流在上游射流形成的液雾区已经发生了偏折,速度方向有所变化;同时,又由于下

游射流与上游射流形成的液雾的聚合现象以及上游液雾对下游射流的阻碍作用,使得下游射流中能突破上游射流边界的液体流量较小,且有较大的能量损失,突破上游射流边界的液体动量较小,故其进入气体主流区后速度方向并非垂直于气体速度方向;同时对比发现下游第二股射流位置距离第一股射流位置越远,其形成的二次射流的穿透深度越大,这是由于两喷孔距离越远,由于能量的损失,下游喷孔前的气体以及液雾动量越小;由于喷孔间距越远,上游射流的雾化效果越好,形成的液滴粒径越小,其展向分布越宽,对下游射流的影响越小,下游射流与射流前流场气体的动量通量比增大,使下游射流的穿透深度随着距离上游喷孔位置增加而逐渐增大。

3.2.2 沿流向组合射流展向扩展特性

图 16 为不同间距的沿流向组合射流喷注时射流的展向扩展特性结果。由图 16 可以看到,相比于单喷孔的基准工况而言,喷孔间距较小的工况(如 GK-X20)中射流上游的展向扩展受到下

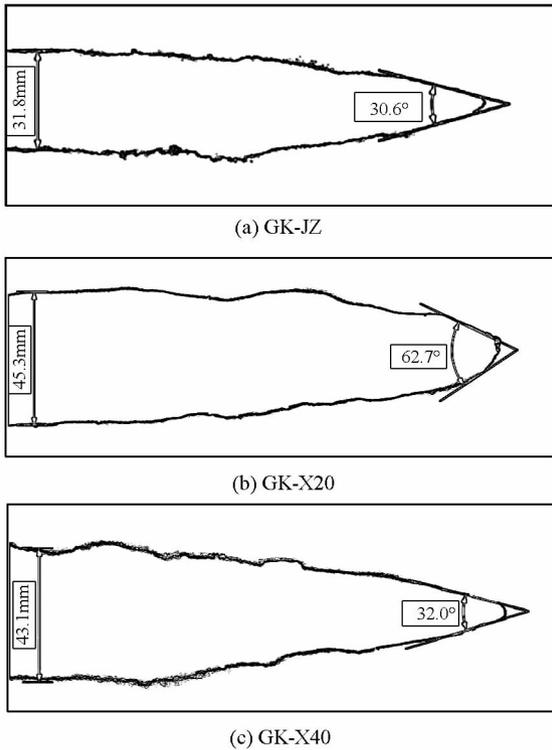


图 16 沿流向组合射流展向扩展特性
Fig. 16 External characteristics of streamwise assembled injections

游射流的影响,展向扩展角有明显的增大。这是由于当上游的射流受到气动作用力向下游发展时,受到下游射流阻碍,会向两侧扩展使展向扩展角增大;当喷孔间距较大时,如 GK-X40 中,下游的射流对上游射流展向扩展影响较小,其展向扩

展角与基准工况相差不大。同时,对比双喷孔的工况和基准工况可见,当增加喷孔时,射流流量增大,射流在展向扩展范围增大;对比两种间距的双孔组合喷注方式,可见在下游位置两者的展向扩展范围大致相同,这表明具有相同流量的射流在展向扩展到稳定阶段时,其在同一平面上的展向扩展范围基本相同。

同时总结不同间距射流的展向扩展和穿透深度特性,发现下游射流的注入对上游射流的穿透深度影响不大,但是其对射流的展向扩展有较大影响。

3.2.3 沿流向组合射流流场激波角度

图 17 为顺流向组合喷注时流场中形成的激波特征的图像处理后的结果。

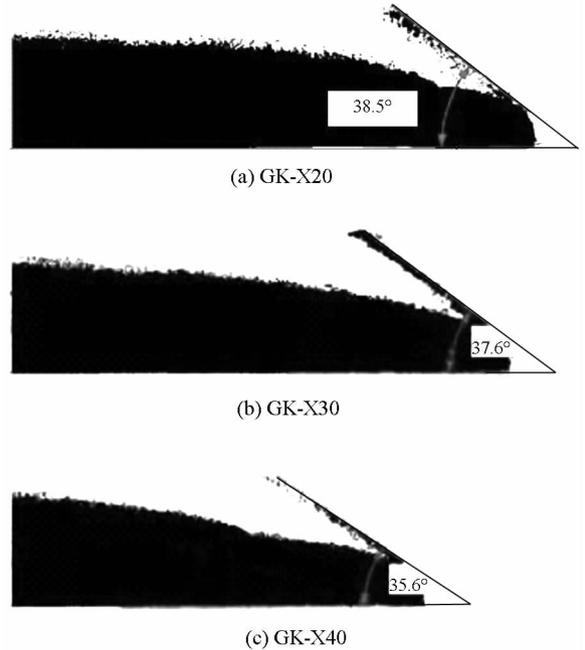


图 17 顺流向组合喷注流场弓形激波
Fig. 17 Bow shock waves of spanwise assembled injections

在射流沿气体流向布置的双孔组合喷注过程中会出现两道激波,其分别是由上游射流和下游射流形成的。下游激波是由于下游射流突破上游射流形成的气液边界后,在超声速流场中形成的激波;下游激波并不是自下游射流的贴壁面位置形成的,这是由于下游射流贴壁位置前气流速度为亚声速,因此此贴壁位置的气流为经过上游射流贴壁位置后形成的类似于正激波后的气体,速度为亚声速且下游射流贴壁位置处于上游射流形成的浓密液雾中,难以形成激波,故下游激波是由于下游射流突破上游射流边界形成的。由于下游激波受到上游射流、下游射流以及超声速气流的振荡共同影响,所以其振荡十分剧烈;同时由于下

游激波前的气流经过第一道弓形激波压缩后马赫数减小,其与下游射流相互作用形成的激波强度较小,激波难以捕捉,故只给出并总结上游射流形成的第一道激波角度的变化规律。

图 17 中不同间距顺流向双喷孔喷注实验的结果对比显示,随着喷孔间距的增加,上游射流形成的激波角度逐渐减小,这是由于随着喷孔间距的增大,下游射流对上游射流的影响逐渐减小而造成的。

4 结论

通过本文的实验研究,可以得出以下结论:

1) 定义了一种新的射流边界,即射流振荡最剧烈的边界;提出了一种相应的基于高速摄影和射流边界振荡特性的查找射流振荡边界的方法,此方法消除了图像处理过程中的人为干扰,获得的量化结果更加唯一、客观;同时,提出了一种确定射流展向边界的方法,定义了评价射流展向扩展特性的参数:射流的展向扩展范围和展向扩展角;

2) 相比单孔喷注而言,展向分布的双孔喷注能明显增大射流的展向扩展范围,但是其对射流的穿透深度改善不是十分明显;同时展向双孔组合喷注使流场弓形激波角度增大;

3) 相比单孔喷注而言,沿气体流向的双孔喷注能显著提高射流的穿透深度,并且在一定范围内随着双孔间距的增大,射流穿透深度增加;沿气体流向布置的双孔喷注能增大射流的展向分布范围,并且随着双孔间距的增加,射流的展向扩展范围增大,射流的展向扩展角减小;

4) 相比沿展向分布的双孔组合喷注,沿气流方向分布的双孔喷注能较大地增大射流的穿透深度,但是其对射流的展向扩展的改善效果较差。

参考文献 (References)

[1] 解发瑜,李刚,徐忠昌.高超声速飞行器概念及发展动态[J]. 飞航导弹,2004,(5):27-31.
XIE Fayu, LI Gang, XU Zhongchang. The concept and development of hypersonic vehicle [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2004(5):27-31.

[2] Daines R, Segal C. Combined rocket and airbreathing propulsion systems for space-launch applications[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 605-612.

[3] Chen T H, Smith C R, Schommer D G. Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow [J]. AIAA Paper 93-0453, 1993.

[4] 潘俞,王振国. 激波对超声速流中横向射流的影响[J]. 国

防科技大学学报,2007,29(6):6-9.

PAN Yu, WANG Zhenguo. Shock impinge on supersonic cross flow injection [J]. Journal of National University of Defense Technology. 2007,29(6):6-9. (in Chinese)

[5] 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 2005,30:2859-2866.

[6] Masuya G, Komuro T, Murakami A, et al. Ignition and combustion performance of scramjet combustors with fuel injection struts[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2):301-307.

[7] 余勇,丁猛,刘卫东,等. 煤油超音速燃烧的实验研究[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(1):1-4.
YU Yong, DING Meng, LIU Weidong, et al. Experimental study of supersonic combustion of kerosene [J]. Journal of National University of Defense Technology. 2004, 26(1):1-4. (in Chinese)

[8] Brummund U, Nuding J R. Interaction of a compressible shear layer with shock waves: An experimental study [J]. AIAA Paper 97-0392, 1997.

[9] Nedungadi A, Lewis M J. A numerical study of fuel mixing enhancement using an oblique shock/vortex interaction [J]. AIAA Paper 96-2920, 1996.

[10] 吴海燕. 超燃冲压发动机燃烧室两相流混合燃烧过程仿真及实验研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2009.
WU Haiyan. Simulation and experiment of two-phase mixing and combustion in the scramjet combustor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)

[11] Cox-Stouffer S K, Gruber M R. Further investigation of the effects of "aerodynamic ramp" design upon mixing characteristics [J]. AIAA Paper 99-2238, 1999.

[12] Fuller R P, Wu P K, Nejad A S, et al. Comparison of physical and aerodynamic ramps as fuel injectors in supersonic flow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2):135-145.

[13] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的实验研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2008.
ZHAO Yuxin. Experimental investigation of spatiotemporal structures of supersonic mixing layer [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

[14] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T A. Structures of water jets in a Mach 1.94 supersonic crossflow [J]. AIAA Paper 04-971, 2004.

[15] Wu P K, Kirkendall K A, Fuller R P, et al. Spray structure of liquid jets atomized in subsonic crossflow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 173-182.

[16] 赖林. 带空腔超燃发动机燃烧室内流场实验和仿真研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2003.
LAI Lin. Investigations of spray and flowfield characteristics of cavity-based scramjet engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2003. (in Chinese)

[17] Ghenai C, Sapmaz H, Lin C X. Penetration height correlation for non-aerated and aerated transverse liquid jets in supersonic cross flow [J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(1): 121-129.