

基于超声速气流中凹腔主动喷注的强迫点火方案研究^{*}

蔡 尊, 王振国, 李西鹏, 孙明波, 梁剑寒

(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: 为了进一步研究在入口来流 $Ma=2.1$ 和 $T_0=846\text{K}$, $p_0=0.7\text{MPa}$ 的条件下凹腔主动喷注对点火的影响, 通过分析高速摄影拍摄的瞬态图像和合成后的统计图像对比了采用凹腔前壁面喷注、后壁面喷注等组合方式的三种乙烯点火方案, 并对采用凹腔前壁和后壁面喷注相结合的组合喷注方式开展点火前冷态流场数值仿真分析。研究表明, 在此工况条件下, 凹腔前壁面喷注容易使燃料在凹腔角回流区内和火花塞处聚集, 而凹腔后壁面喷注更加利于点火产生的初始火核在凹腔内传播, 但在相同喷前压力下凹腔后壁面的喷注压降要更低; 为了使燃料主动喷注后在凹腔内分布更加均匀, 凹腔前壁面喷注位置应该设置在靠近剪切层处, 而凹腔后壁面喷注位置应该设置在靠近凹腔底壁处; 采用凹腔前壁喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式相比于单采用前壁喷注和单采用后壁面喷注的喷注方式, 凹腔的燃料分布更加均匀, 点火后凹腔内火焰更加均匀稳定。当凹腔主动喷注当量比达到0.03、全局当量比达到0.14时, 火焰就能穿过剪切层引燃凹腔下游横向射流, 在串联凹腔中稳定地燃烧。

关键词: 点火; 主动喷注; 图像处理; 数值仿真

中图分类号: V235.213

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2015) 08-1186-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2015.08.010

Investigation of Forced Ignition Scheme Based on Active Cavity Injection in a Supersonic Flow

CAI Zun, WANG Zhen-guo, LI Xi-peng, SUN Ming-bo, LIANG Jian-han

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

Abstract: To investigate the effects of active cavity injection on ignition at the inflow conditions of $Ma=2.1$ with stagnation state $T_0=846\text{K}$, $p_0=0.7\text{MPa}$, transient images taken by high speed photography and synthetic images made by statistical processing were used to study the ethylene ignition scheme of using the parallel injection alone, using the ramp injection alone and using the parallel and ramp injection together, and numerical simulation was carried out to study the steady flow field before ignition of the scheme of using parallel injection and ramp injection together. It is revealed that under the ignition working conditions in this paper, the parallel injection will make the fuel conglomerated in the cavity angular recirculation zone and around the spark plug easily. The ramp injection is good for the initial flame kernel to propagate in the cavity, although the ramp injection pressure drop is lower at the same injection pressure. In order to make the fuel distribution more even in the cavity, the injection position in the parallel edge should be near the shear layer while in the ramp edge should be near the cavity bottom wall. By comparison, using the parallel injection and the ramp injection together in the cavity will make the fuel distribution more even and the flame in the cavity is more stable after ignition. Besides, the flame will penetrate the shear layer, ignite the transverse jet downstream of the cavity and form a stable combustion in the cavities at the active injection equivalent ratio of 0.03 and the overall equivalent ratio of 0.14.

^{*} 收稿日期: 2014-05-22; 修订日期: 2014-06-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (91016028)。

作者简介: 蔡 尊 (1989—), 男, 博士生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程高超声速推进技术。E-mail: caizun1666@163.com

Key words: Ignition; Active injection; Image processing; Numerical simulation

1 引言

超燃冲压发动机燃烧室内的点火过程是非常复杂并且与时间相关的^[1],因为点火过程受到超声速燃烧环境的很大影响^[2]。即使采用凹腔火焰稳定器,燃烧室的低压环境和不确定的燃料空气混合问题也会使火焰在发动机启动的初期过程轻易吹熄^[3]。很多研究人员立足于改善超声速的燃烧环境开展了大量的实用点火方法研究^[4],例如,在燃烧室下游安装空气阀门^[5],利用额外的氢燃料作为引导点火^[6],采用一体化的凹腔喷注火焰稳定器^[7]。

在凹腔火焰稳定器中有两种主要的喷注方案,主动式喷注和被动式喷注^[8]。在被动式喷注的条件下,燃料从凹腔上游喷注并卷吸进入凹腔。在主动式喷注的条件下,燃料从凹腔内部喷注并且直接喷注进入回流区,这能更直接地控制燃料当量比。前面的工作主要集中于吹熄极限,非反应混合模式和火焰荧光研究^[9~11]。Mohamed^[12]研究了凹腔基喷注方式,发现凹腔的火焰稳定能力能够通过从凹腔中适当的喷注位置直接喷注燃料来改善。Mathur^[13]利用凹腔后壁面喷注开展了试验工作并且证明了凹腔主动喷注对凹腔的燃料混合增强和燃烧控制有益。O'Byrne^[14]研究了燃料从凹腔前壁喷注的喷注方式并且发现这种喷注方式将会降低凹腔的燃料富燃极限。作者^[15,16]前期已经开展了关于前壁喷注和后壁面喷注的实验研究,但不同喷注位置对点火过程的影响仍有待进一步研究。

火焰高速图像动态观测系统已经在基础和应用科学上得到了广泛的应用^[17,18],但是在超声速气流中运用高速摄影图像处理技术仍然是一个新的方法。在本文的实验中,利用高速摄影图像处理方法对凹腔主动喷注方式开展了研究。

2 实验系统与数值仿真

2.1 实验系统

本文开展的试验都是在国防科技大学直连式试验系统中完成^[19]。试验设备由空气加热器、超声速喷管和超燃冲压发机构成。空气加热器采用以氧气、空气和酒精为燃料的燃烧加热方式来模拟入口来流马赫数2.1的空气来流条件,能够持续地提供总质量流量为2.0kg/s,总温为846K,总压为0.7MPa的燃气。同时整个发动机试验台采用悬挂式结构设

计,可以测量发动机轴向的推力变化情况。试验中的主要测量参数还包括流量参数、压力参数和温度参数。

图1所示的为直连式试验台示意图。在燃烧室上壁面有两个凹腔,此处简记上壁面凹腔分别为T1和T2,凹腔的深度记为 D ,凹腔长深比记为 L ,凹腔的后缘倾角为 A 。对于扩张段T1凹腔, $D25L5.8A45$ 代表了凹腔深度为25mm,长深比为5.8,后缘倾角为 45° 的凹腔构型。所有的凹腔宽度都是75mm。

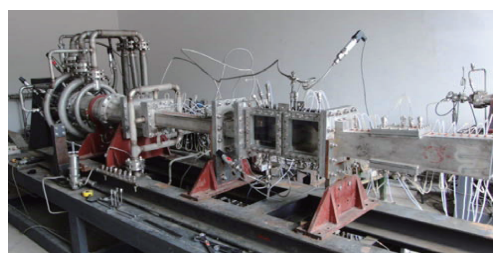


Fig. 1 Direct-connected test facility

本文利用乙烯作为燃料进行点火试验,乙烯喷注的位置如图2所示。通过利用试验台连接乙炔气瓶的两路气排,可以提供两路室温条件下不同喷注压降的乙烯喷注。对于T1凹腔,火花塞位于底壁中心线上距离前壁20mm处位置,火花塞激发能量为4.5J,工作频率为100Hz。在凹腔前壁上距离底壁10mm处位置有4路 $\phi 0.5\text{mm}$ 的燃料喷孔,喷注方向与底壁平行。在凹腔后壁面上距离底壁4mm处位置有4路 $\phi 0.5\text{mm}$ 的燃料喷孔,喷注方向也与底壁平行。在凹腔下游距离后壁面14mm处位置有4路 $\phi 2\text{mm}$ 的燃料喷孔,此处14mm的距离可以认为T1凹腔下游横向射流不会回流到T1中。

试验段上安装有两块 $190\text{mm} \times 100\text{mm}$ 大小的石英玻璃,通过高速摄影相机可以对试验段内的点火过程进行观测。为了详细观察与分析点火后的火焰发展过程,高速摄影相机设置拍摄速度为20000fps,曝光时间为 $1/25000\text{s}$,分辨率为 $704 \times 520\text{pixels}$,光圈为1.4,感光度为1000。

2.2 数值仿真

采用FLUENT软件,通过求解N-S方程,进行定常的流场数值模拟。采用ICEM软件生成三维网格,计算所用的网格如图3所示。本文研究的重点是点火的T1凹腔,T2凹腔主要起火焰稳定的作用,故网格只画出T1凹腔从试验段入口到T2凹腔前台阶处

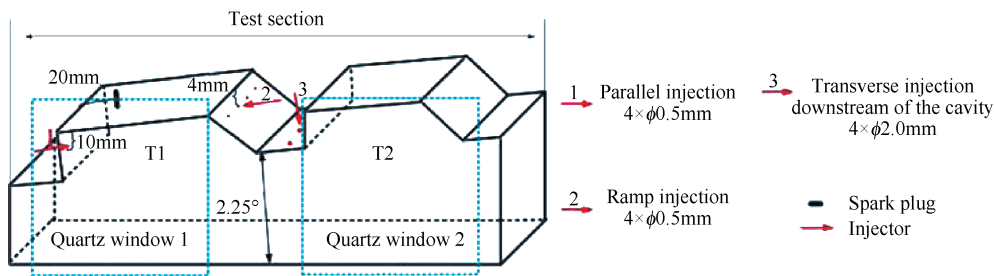


Fig. 2 Scheme of cavity,injector and spark plug

的部分。另对T1凹腔前台阶、后台阶以及喷注位置进行了加密,网格量在106万左右,模型壁面均为非滑移边界条件,空气来流入口设置为压力入口,总压为710kPa,静压为78.1kPa,总温为846K,马赫数2.1。主动喷注喷孔条件也设置为压力入口,条件如表1所示。模型的一侧设置为周期性边界条件。利用K-Omega模型进行定常流场的计算,算例迭代32000步,保证了结果收敛到稳定值。

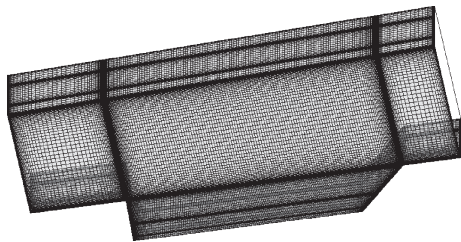


Fig. 3 Grids of the ignition cavity

2.3 实验工况

为了更好地研究凹腔主动喷注的点火效果,避免凹腔上游横向喷注燃料卷吸所带来的影响,本文采用前壁面喷注、后壁面喷注及其相组合的主动喷注形式开展工作,并通过观测高速摄影瞬态图像和观测凹腔下游横向喷注是否被点燃两种手段作为凹腔主动喷注点火效果的判据。针对凹腔前壁喷注和凹腔下游横向喷注的组合,凹腔后壁面喷注和凹腔下游横向喷注的组合,以及凹腔前壁喷注、后壁面喷注和凹腔下游横向喷注的组合这三种组合喷注方式开展研究。三次试验的详细情况如表1所示。表1中只列出了主动喷注方式,而三个工况均有凹腔下游横向喷注这一被动喷注方式,为简化表格起见不再列出,只在此处说明一下。工况1的试验情况是凹腔内很少有火焰出现,工况2的试验情况是凹腔内形成稳定的火焰,工况3的试验情况是凹腔下游横向喷注被引燃。所有工况均进行两次重复的点火试验,均得到相同的试验现象,以此消除点火偶然性的影响。为简化起见,每组试验算作一个工况的试验。

本文试验的时序如下:首先火炬点火进而点燃

整个加热器,加热器把加热后的燃气推向整个发动机,当火炬关闭后又过了1000ms可以认为加热器已经达到了稳定的工作状态。一旦建立好稳定的流场,同时开启T1凹腔气排喷注乙烯、开启高能点火并同时打开高速摄影触发,燃烧室点火燃烧,过106ms后关闭高能点火,再过1609ms后关闭所有乙烯气排喷注和高速摄影,经过吹除程序后点火试验结束。

Table 1 Working conditions of all the cases

Case	Direct injection	p_1/MPa	p_2/MPa	$\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4}/(\text{g/s})$	ϕ_{D}	ϕ_{O}
1	Parallel	3.0	2.0	5.4	0.04	0.15
2	Ramp	3.0	2.0	4.5	0.03	0.14
3	Parallel ramp	3.0	1.5	4.3	0.03	0.14

3 试验结果与分析

3.1 凹腔主动喷注方案点火试验研究

表1中的喷注压力为两路气排的喷前压力,凹腔下游横向喷前压力记为 p_1 ,凹腔内部主动喷注喷前压力记为 p_2 ,主动喷注时均质量流量记为 $\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4}$, $\dot{m}_{\text{C}_2\text{H}_4}$ 的算法是在每次试验流量曲线的稳定段上,选取该曲线段上三个固定点的流量值平均后求出, ϕ_{D} 为主动喷注当量比, ϕ_{O} 为全局当量比。另经流量标定,扩张段T1凹腔下游横向喷注乙烯时均质量流量为15.1g/s,该流量能够保证下游横向射流经引燃以后能够使整个发动机有明显的推力增加。当量比计算按照2kg/s来流空气恰好完全反应时消耗乙烯135.9g/s来计算。

图4所示为通过高速摄影记录的工况2和工况3点火激发以后的瞬态图像。工况1试验火花塞激发以后,并没有形成稳定的火焰,只是在角回流区内偶尔会形成火焰但很快就被熄灭。所以工况1的点火瞬态过程就不在图4中展示,但在图5的合成图像中会展示。对比看工况2和工况3,在 $t=1.0\text{ms}$ (火花塞

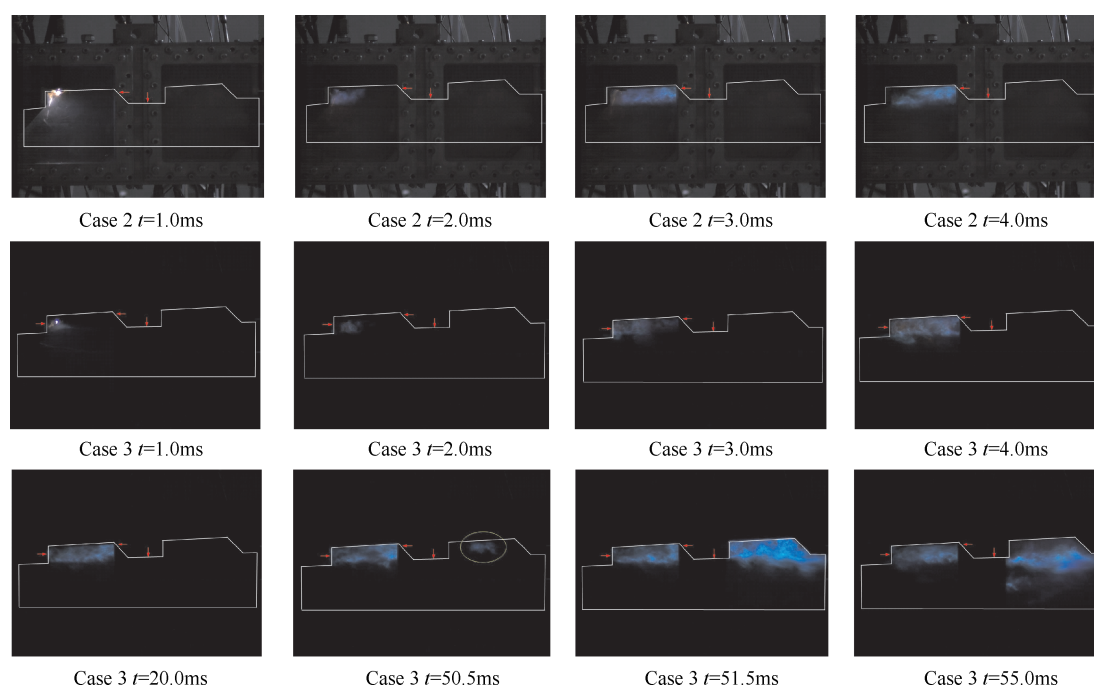


Fig. 4 Ignition process of Case 2 and Case 3 viewed by high speed photograph

辉光散去后),两个工况试验都产生了明显的初始火核,在 $t=2.0\text{ms}$,两个工况试验都在角回流区内产生明显的火焰,在 $t=3.0\text{ms}$,两个工况角回流区内的火焰都在向凹腔后缘传播并且工况2中火焰已经传到凹腔后缘。在 $t=4.0\text{ms}$,两个工况都实现了凹腔内火焰的稳定,仔细对比两个工况,可以发现工况2内的火焰主要集中在凹腔后缘,而工况3的火焰在整个凹腔内都稳定的存在。

如Case3 $t=20.0\text{ms}$ 所示,工况3内的火焰一直稳定的在凹腔内存在。在距离火花塞第一次激发50.5ms时,从黄线的标注可以看出工况3的T2凹腔内开始有火焰产生,随后火焰逐渐变大并在T2凹腔内形成稳定的燃烧,如Case3 $t=51.5\text{ms}$ 和Case3 $t=55.0\text{ms}$ 所示。在200ms的研究时间内,工况3并没有在点火后立即有火焰穿过剪切层引燃凹腔下游横向喷注,而是过了大约50.5ms的时间才在T2凹腔内形成火焰。这主要是由于主动喷注当量比较低的缘故,结合前期的试验^[15],采用这种对喷的主动喷注方式,当量比升高以后,点火后产生的火焰会很快穿过剪切层并引燃凹腔下游横向喷注。但工况3的喷注方式在相同当量比下能够使T1和T2凹腔内都形成稳定的火焰,而工况2只能在T1凹腔内形成稳定的燃烧,这也说明了采用工况3的主动喷注方式更加利于串联凹腔的点火与火焰分布。

3.2 凹腔主动喷注方案点火试验图像处理分析

为了克服高速摄影瞬态图像不能很好的反映出

整个实验过程的特点,本文利用Matlab软件对各试验中一个相同时间段内的所有图像进行时均化处理,通过分析合成后时均化的RGB图像,开展凹腔主动喷注的强迫点火研究。利用以上方法,各试验均选取从火花塞第一次开始激发工作以后4000张大小都为 $704 \times 520\text{pixels}$ 的高速摄影图像进行研究,研究的时间段共计长200ms。

图5所示的为各试验合成后的彩色RGB图像。从图4中可知在研究的200ms时间段内,工况1在T1凹腔内部很少有火焰产生,所以在合成的图像中并没有看到火焰的存在。而工况1中凹腔角回流区的亮度是由于火花塞激发产生的辉光叠加产生的。工况2在T1凹腔内形成了稳定的火焰,火焰轮廓明显,并且T1凹腔后缘的火焰亮度要高于凹腔前缘,这也和采用后壁面喷注的喷注方式有关。工况3也在T1凹腔内形成了稳定的火焰,轮廓明显且凹腔前后缘火焰亮度均匀,这也与采用对喷的主动喷注方式有关,并且在T2凹腔也有火焰存在。仔细观察工况3两个凹腔的火焰亮度,可以发现T2凹腔内火焰明显不如T1凹腔内火焰亮度高,这主要是因为T2凹腔内火焰并不是火花塞激发后立即产生,而是有50ms的间隔,因此在整个200ms的合成图像中,T2凹腔火焰的亮度不如T1凹腔高。这也与之前瞬态图像的分析相对应。

3.3 凹腔主动喷注方案的流场分析

为了进一步阐述凹腔主动喷注对点火过程的影

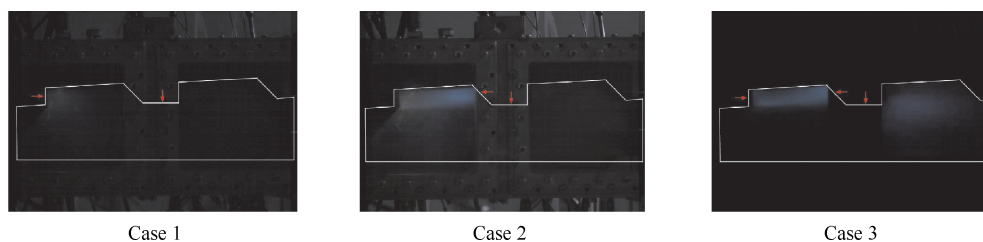


Fig. 5 Synthetic RGB images of all the cases

响机理,开展点火前冷态流场的数值仿真分析对于理解点火过程有很大的帮助。通过前面的试验^[15, 16]已经对比出了单采用前壁面喷注、单采用后壁面喷注和采用前壁喷注和后壁面喷注相结合的组合喷注方式的区别。本文通过对采用前壁面喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式(工况3)开展仿真分析,探究主动喷注方式的作用机理问题。

如图6(a)所示,展示了不同 X 截面的静温分布情况和乙烯质量分数为0.14的等值面。从 X 截面的温度分布情况上可以看出,整个凹腔回流区的静温要比主流场中的空气来流静温要高,而作为一个中间隔离区域的剪切层的温度也在两个区域之间。细看凹腔后壁面的静温分布,越靠近凹腔后壁面静温越高,在后壁面的末端基本达到了静温最高值824K,这说明在凹腔后壁面处形成了一个高温高压的区域。图6(a)中乙烯质量分数为0.14的等值面内部,为质量分数高于0.14的部分。通过乙烯质量分数等值面可以直观地看出,在喷前压力均为1.5MPa的喷注条件下,凹腔前壁喷注的燃料要比凹腔后壁面喷注的多,这主要因为凹腔后壁面相对于凹腔前壁面来说是一个高温高压的区域,因此在喷前压力相同的条件下,后壁面的喷注压降要比凹腔前壁面的低,进而影响到流量的大小。工况1和工况2在相同喷注压力下,工况1乙烯流量5.4g/s比工况2乙烯流量4.5g/s高,就是因为这个原因。细看乙烯等值面的形

状,乙烯从凹腔前壁面喷注出来以后,在凹腔角回流区内聚集然后沿着剪切层的方向发展。而乙烯从凹腔后壁面喷注出来以后,基本是贴着凹腔底壁顺着气流的方向向凹腔前壁发展。这两个喷注方式燃料喷注后不同的发展方式决定了他们的差别。

如图6(b)所示,展示了不同 X 截面的乙烯质量分数分布情况和 $Z=8\text{mm}$ 处(即喷孔截面处)的静压分布情况。通过 X 截面的乙烯质量分布可以看出,乙烯喷注以后在展向上(Z 方向上)的分布情况和乙烯等值面描述的相一致。从 $Z=8\text{mm}$ 截面的静压分布可以看出整个扩张段T1凹腔处明显的波系结构,凹腔后壁面处的静压要比凹腔前壁面处的静压平均要高0.04MPa左右,后壁面末端静压最高值约0.89MPa。这更证实了凹腔后壁面喷孔处要比凹腔前壁面喷孔处温度和压力更高。

图7展示了 $Z=8\text{mm}$ 截面的速度场分布以及凹腔内部的速度流线。从整个截面的速度分布可以看出,凹腔回流区的低速回流效果非常明显。仔细观察凹腔回流区的流线,可以发现凹腔内的回流主要发生在凹腔后端,凹腔后壁面喷注出来的乙烯速度流线沿着贴着底壁的方向向凹腔前壁发展,而凹腔前壁喷注出来的乙烯一经喷出就沿着回流的方向向凹腔剪切层发展,燃料穿透距离不高。通过速度流线的分析验证了前面通过等值面的分析,也进一步解释了凹腔前壁喷注后在凹腔角回流区内部聚集而

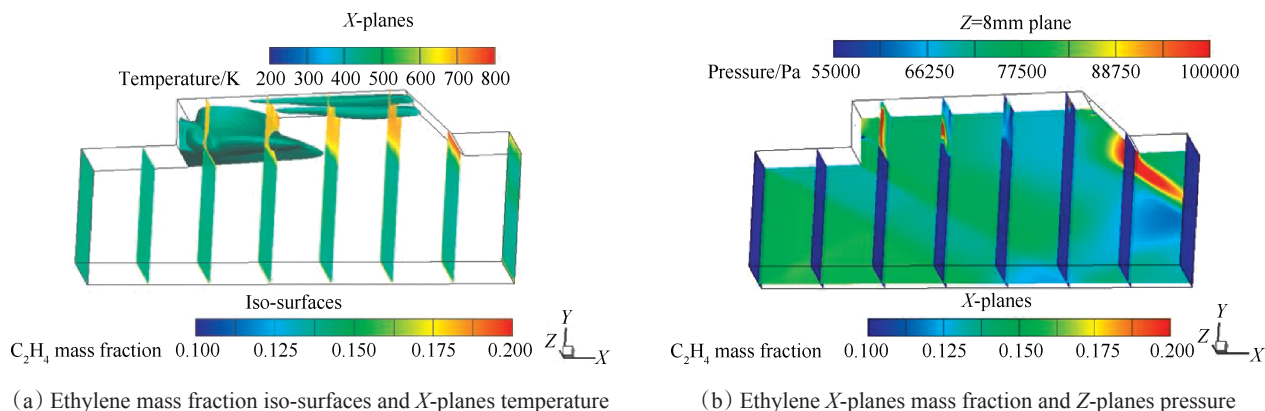


Fig. 6 Numerical simulation of Case3

凹腔后壁面喷注后向前壁面发展的原因。此外,从图7中也可以看出,燃料喷注方向沿着气流流线的方向,这样喷注以后会随气流运动到整个凹腔,进而使整个凹腔燃料分布更加均匀。因此,为了使燃料主动喷注后在凹腔内分布更加均匀,后壁面喷注位置应该是在靠近底壁处,而前壁面喷注位置应该是在靠近剪切层处。

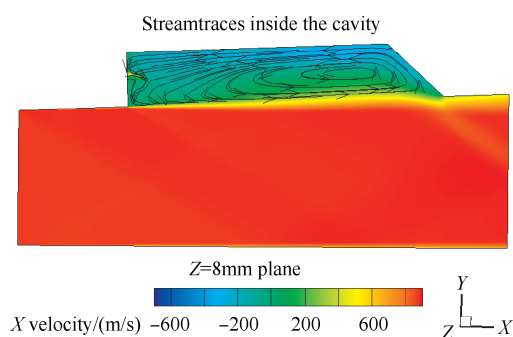


Fig. 7 Velocity profile of Case 3 by numerical simulation

通过数值仿真的结果,可以形象地理解三个工况的试验结果。前壁面喷注相比后壁面喷注更容易使燃料在凹腔角回流区内和火花塞处聚集,而凹腔后壁面喷注相比于凹腔前壁面喷注更利于燃料在整个凹腔内的分布,利于初始火核产生以后在凹腔内的传播,在低当量比条件下就能实现整个凹腔内火焰的稳定,但在相同喷前压力条件下,凹腔后壁面喷注的喷注压降要更低。这与工况1和工况2的试验情况相一致。

以上分析也能说明采用前壁面喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式既能很好地满足在角回流区达到燃料点火的浓度条件,也能很好地满足燃料在整个凹腔内的均匀分布,进而凹腔点火后燃烧得更加均匀更加充分。相比于工况2,工况3能够在相同当量比条件下点火后使火焰穿过剪切层引燃凹腔下游横向射流,这很可能是因为工况3采用的喷注方式燃料分布更加均匀火焰燃烧更加充分的原因。

4 结 论

经过对超声速来流中凹腔主动喷注的乙烯强迫点火开展试验研究和数值仿真分析,可以看出在本文的工况条件下:

(1)凹腔前壁面喷注容易使燃料在凹腔角回流区内和火花塞处聚集,而凹腔后壁面喷注更加利于点火产生的初始火核在凹腔内的传播,但在相同喷前压力下凹腔后壁面喷注的喷注压降要更低。

(2)为了使燃料主动喷注后在凹腔内分布更加

均匀,凹腔前壁面喷注位置应该设置在靠近剪切层处,而凹腔后壁面喷注位置应该设置在靠近凹腔底壁处。

(3)采用凹腔前壁喷注和后壁面喷注相结合的喷注方式相比于单采用前壁喷注和单采用后壁面喷注的喷注方式,凹腔的燃料分布更加均匀,点火后凹腔内火焰更加均匀稳定。当凹腔主动喷注当量比达到0.03、全局当量比达到0.14时,火焰就能穿过剪切层引燃凹腔下游横向射流,在串联凹腔中稳定的燃烧。

参考文献:

- [1] 李大鹏, 潘余, 吴继平. 几何可调喉道双模态冲压发动机点火过程试验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(4): 210-217.
- [2] Neophytou A, Richardson E S, Mastroakos E. Spark Ignition of Turbulent Recirculating Non-Premixed Gas and Spray Flames: A Model for Predicting Ignition Probability[J]. *Combustion and Flame*, 2012, 159: 1503-1522.
- [3] Whitehurst R B, Krauss R H, McDaniel J C. Parametric and Time Resolved Studies of Autoignition and Flame Holding in a Clean Air Supersonic Combustor[R]. *AIAA 92-3424*.
- [4] 李庆. 基于凹腔火焰稳定器的亚燃冲压发动机燃烧室点火过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2010.
- [5] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition Transient in an Ethylene Fueled Scramjet Engine with Air Throttling[R]. *AIAA 2010-410*.
- [6] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flame-Holding Configurations for Kerosene Combustion in a Mach 1.8 Airflow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(4): 456-461.
- [7] Yu K, Wilson K J, Smith R A, et al. Experimental Investigation on Dual-Purpose Cavity in Supersonic Reacting Flows[R]. *AIAA 98-723*.
- [8] 席文雄. 超声速气流中的点火启动及其强化机理研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2013.
- [9] Gruber M R, Donbar J M, Carter C D, et al. Mixing and Combustion Studies Using Cavity-Based Flameholders in a Supersonic Reacting Flows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 769-779.
- [10] Rasmussen C C, Driscoll J F, Carter C D, et al. Characteristics of Cavity Stabilized Flames in a Supersonic

- Flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(4): 765-769.
- [11] Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K Y. Stability Limits of Cavity-Stabilized Flames in Supersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 30: 2825-2834.
- [12] Mohamed M C, Kurian J. Cavity - Based Injections into Supersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(6): 1130-1132.
- [13] Mathur T, Gruber M R, Jackson K, et al. Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 6: 1305-1312.
- [14] O'Byrne S, Stotz I, Neely A J. OH-PLIF Imaging of Supersonic Combustion Using Cavity Injection[R]. *AIAA* 2005-3357.
- [15] 蔡 尊, 王振国, 孙明波, 等. 超声速气流中凹腔主动喷注的强迫点火过程实验研究[J]. *推进技术*, 2014, 35(12). (CAI Zun, WANG Zhen-guo, SUN Ming-bo. Experimental Study of Forced Ignition Process with Active Cavity Injection in a Supersonic Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(12).)
- [16] 蔡 尊, 王振国, 孙明波, 等. 超声速气流中凹腔上游横向喷注燃料卷吸实验研究[C]. 青岛: 高等学校工程热物理第二十届全国学术会议, 2014.
- [17] Sick V. High Speed Imaging in Fundamental and Applied Combustion Research[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 3509-3530.
- [18] Schmit R F, Semmelmayr L F, Haverkamp L M, et al. Fourier Analysis of High Speed Shadowgraph Images around a Mach 1.5 Cavity Flow Field[R]. *AIAA* 2011-3961.
- [19] Sun M B, Gong C, Zhang S P, et al. Spark Ignition Process in a Scramjet Combustor Fueled by Hydrogen and Equipped with Multi-Cavities at Mach 4 Flight Condition[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2012, 43: 90-96.

(编辑: 张荣莉)