

文章编号: 1000-8055(2009)07-1476-06

不同结构超声速燃烧斜坡喷注器性能对比研究

吴海燕, 周进, 汪洪波, 孙明波, 张顺平
(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了进一步研究斜坡结构特点对超声速流场混合增强作用, 设计了膨胀型和压缩型两种斜坡实验件, 并分别进行了火焰传播、纹影及油流谱实验. 利用数值仿真的方法对斜坡后压力分布、激波间相互作用以及流向涡的卷起过程进行了分析研究, 与实验结果对比一致. 最后分析了实验结果与国外相关研究的差异, 论证了该设计的两种斜坡喷注器中膨胀型斜坡有更好的自燃及火焰稳定作用.

关 键 词: 超声速燃烧; 斜坡; 喷注器; 凹腔

中图分类号: V435

文献标识码: A

Performance comparison between the ramp injectors with different structures in supersonic combustion

WU Hai-yan, ZHOU Jin, WANG Hong-bo, SUN Ming-bo, ZHANG Shun-ping

(College of Aerospace and Material Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The compression and expansion ramps were designed to study the mixing performance of the different structured ramp injectors. The experiments of flame transfer, schlieren photograph and oil flow were conducted for the ramp injectors. The calculation fluid dynamics was used to simulate the pressure distribution, the interaction of shock and the forming of stream eddies following the ramps injection. The simulation results are coincident with the experiments. Finally, the differences between this experiment and the previous reports were analyzed. It's concluded that the expansion ramp of the two injectors has better performance of self-ignition and flame holding than the compression one.

Key words: supersonic combustion; ramp; injector; cavity

在我国的航空航天竞争中, 突破超声速燃烧的关键技术, 研制高性能超燃冲压发动机具有重要的民用价值和军事意义. 在超声速燃烧过程中, 燃料在燃烧室内的驻留时间只有毫秒量级, 同时经过不断压缩的空气来流也限制了燃料的穿透深度. 因此在超燃冲压发动机中要保证燃料的高效燃烧, 必须设计混合增强装置.

斜坡喷注器作为超燃流场中燃料混合增强与火焰稳定一体化设计在国外受到了一定的关注并开展了一系列的研究. 由于斜坡喷注器能够提供近乎平行于主流的燃料射流, 特别是在高速来流

条件下, 能有效的减小压力损失, 提高推进效率^[1-2]. 大量的理论和实验研究表明, 在提高超燃冲压发动机性能的研究中斜坡喷注器的发展具有一定的潜力. 压缩型斜坡和膨胀型斜坡是斜坡喷注器类型中最基本的两种结构^[3]. 在对这两种斜坡喷注器的研究中, R. Clayton Rogers^[4]等与 Scott D. Stouffer^[5]等的实验表明: 压缩型斜坡能够自燃, 而膨胀型斜坡则需采用硅烷与氢的混合物(2:8)用于辅助点火. 他们认为膨胀斜坡无法自燃的原因是: 膨胀斜坡后流道扩张, 流动加速, 该区域静压与静温均下降, 因此无法自燃. 本文在

收稿日期: 2008-07-13; 修订日期: 2008-09-25

作者简介: 吴海燕(1980-), 女, 湖北武汉人, 博士生, 主要研究方向为: 燃烧理论. E-mail: hy800103@163.com

对两类斜坡喷注器点火及燃烧过程进行研究时,发现 R. Clayton Rogers 等的结论并不适用于所有情况,对于本文研究的两种斜坡结构,其中膨胀型斜坡有更好的自燃及火焰稳定性能。于是本文采用纹影、油流谱实验和数值仿真的方法对两类斜坡混合及稳焰机理进行了研究,验证了本文结论的可靠性。

1 实验方法和实验件

1.1 实验方法

超声速燃烧实验采用空气加热器模拟超声速高焓来流。超燃实验段空气来流马赫数 2.0、静温 780 K、静压 0.06 MPa。该超声速燃烧室为矩形截面,为观测超声速燃烧及流动结构,在燃烧室两侧壁和上壁开窗并安装耐高温的石英玻璃。

实验中采用 Photron FASTCAM-ultima APX 高速摄影仪对流场中波系结构、火焰传播等过程进行拍摄。纹影实验采用“Z”字型光路,光路夹角为 2.5° ,研究了超声速流动及燃烧过程中由斜坡喷注器引起的激波、膨胀波结构特点。油流谱实验采用性质稳定的无色硅油作流动载体,添加直径 $4\sim 8\mu\text{m}$ 的碳粉作示踪颗粒,研究了超声速流动过程中流向涡等对边界层流动的作用。

1.2 实验件设计

斜坡喷注器安装在超燃实验段底部,本文研究了膨胀型后掠和压缩型后掠两种结构的斜坡,如图 1:当斜坡下壁面向下倾斜 10° ,使燃烧室流道扩张,气流流经斜坡处膨胀,因此称为膨胀型斜坡,本文研究的超声速燃烧室流道横截面经膨胀型斜坡后扩张 17.4%;当斜坡上壁面向上倾斜 10° ,使局部燃烧室流道收缩,气流流经斜坡处压缩,因此称为压缩型斜坡,很明显燃烧室流道横截面积在压缩斜坡前后并没有改变。设计的两种斜坡喷注器均有后掠结构,后掠角为 10° ,每个斜坡喷注器均对称设计了两个斜坡,其喷嘴直径均为 1 mm。斜坡端面为矩形,高度为 7.3 mm,宽度为 7 mm,与燃烧室下壁面成 100° 夹角。

1.3 实验件表面处理

由于油流谱实验采用黑色碳粉颗粒示踪,要求实验件表面光滑且颜色较浅,所以采用不锈钢 (1Cr18Ni9Ti) 材料加工实验件。但火焰传播实验中为避免实验件表面反光对所拍摄的火焰结构造成干扰,要求实验件表面无金属光泽,最好是吸收光线的深色。为壁免实验件重复加工,节约实验成

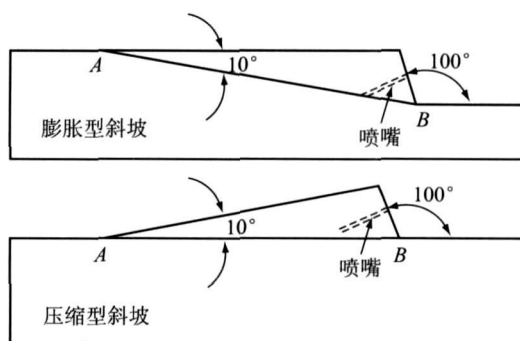


图 1 斜坡喷注器实验件结构示意图

Fig. 1 Schematic picture of structures of ramp injectors

本,缩短实验周期,可采用普通化学方法将实验件表面变黑。例如将实验件置于氯化银 (AgCl) 或硝酸银 (AgNO_3) 中,利用置换原理在实验件表面均匀镀上一层金属银,游离的银原子极易被氧化变成黑色的氧化银 (Ag_2O)。该方法简单易行,但原料昂贵,且银的盐溶液的溶解度较低,实验过程中还可能有有害气体产生。本文采用较为廉价的高锰酸钾 (KMnO_4) 为原料对实验件表面进行处理,实验过程中只有 O_2 产生,不会对环境造成危害。首先配制高质量浓度 KMnO_4 溶液用于浸泡实验件,根据吸附原理 KMnO_4 分子会浸润到金属表面的若干层原子中,当实验件表面由银白色变成棕黄色后,将实验件加热到 800 K 左右, KMnO_4 在 400 K 左右受热分解成暗绿色 K_2MnO_4 、黑色 MnO_2 和 O_2 ,其中 K_2MnO_4 在 800 K 左右会继续分解成棕黑色 Mn_3O_4 、黄色 K_2O 粉末和 O_2 。 K_2O 溶于水,可以很方便的清洗掉。如一次处理达不到要求可多次浸泡灼烧,使实验件表面最终变为深黑色。

由于超声速实验条件苛刻,加热器后空气来流温度已超出了低温化学的范畴,实验件表面处理后还要同时考虑该涂层的化学稳定性,以确保超燃实验段的安全性。Mn 的氧化物化学性质比较稳定,熔点均在 1500 K 以上,高温下不与氧反应,遇氢可能会被还原成黑色的金属 Mn,但在超声速燃烧室内,氢会优先与氧反应,且本文研究的实验工况燃料当量比均在 0.37 以下。

2 仿真方法

超声速燃烧是可压缩强湍流,本文用 Favre 平均处理可压缩流动控制方程和组分方程。

黏性系数由苏士兰公式求得,并采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型模拟湍动能及湍流耗散率,使流动控制

方程封闭. 采用标准的 Arrhenius 燃烧模型, H_2 与 O_2 的化学反应采用单步总包反应模型. 以上模型的建模过程及参数选择参见文献 [6].

空间离散采用二阶迎风格式, 计算区域为 $22\text{ mm} \times 40\text{ mm} \times 230\text{ mm}$, 膨胀型斜坡计算网格节点为 87 万, 压缩型斜坡计算网格节点为 93 万. 对壁面采用绝热无滑移边界条件, 其出入口条件与实验设计工况一致.

3 结果及分析

3.1 膨胀型斜坡的两种自燃方式

本文采用气态氢为燃料, 对两种斜坡喷注器的燃烧状态进行了研究. 其中, 膨胀型斜坡很容易自燃并且有很好的火焰稳定特性, 但压缩型斜坡通常不能自燃, 无法稳定火焰.

由于压缩斜坡无法稳定火焰, 实验中仅拍到了膨胀型斜坡喷注器的稳定燃烧过程. 通过不同喷注压力下的多次燃烧实验, 发现随着喷注压力的减小, 膨胀型斜坡的自燃方式发生改变, 说明随着当量比的改变存在两种完全不同的点火机理. 而燃烧状态发生改变的喷注压力在 0.78 MPa 左右.

如图 2, 当燃料喷注压力高于 0.78 MPa ($p_j = 0.93\text{ MPa}$) 时, 燃料在喷嘴后方 20 mm 左右的位置自燃, 随后火焰区域扩大, 并向上游传播, 稳定的燃烧区域为整个斜坡后, 包括两斜坡后掠角间形成的锥形区域以及后掠角与壁面形成的锥形区域. 实验的可重复性好. 由于燃料喷注压力较高, 高度欠膨胀气体在斜坡喷嘴后方迅速膨胀, 并在斜坡后流向涡的作用下与空气来流快速掺混. 当

高速来流沿膨胀斜坡底壁运动时, 在图 1 中 B 处撞击燃烧室下壁面, 产生一道激波(图 4 中标记为 3), 局部温度升高, 极易点燃在此处已充分混合的燃料喷流. 因此, 在高喷注压力下斜坡有稳定的自燃特性.

从图 1 可以看到膨胀型斜坡下壁面凹陷, 与超燃燃烧室安装时, 该凹陷区域有类似于凹腔的作用, 因此本文研究的膨胀斜坡包含部分凹腔的特性, 这可能是与国外相关研究结果存在差异的原因. 通常在剧烈的化学反应区会伴随有火焰产生, 图中看到稳定燃烧时火焰可逆流向上, 到达斜坡后掠角顶端, 说明两斜坡后掠角间、后掠角与壁面间存在局部亚声速回流区, 该区域将喷嘴处燃料卷吸夹带到上游, 并在此处发生剧烈的化学反应. 可见该斜坡喷注器的类凹腔结构能够有效的混合燃料, 其中回流区能增长燃烧室的有效长度.

图 3 则表明当喷注压力较低, 低于 0.78 MPa ($p_j = 0.56\text{ MPa}$) 时, 膨胀型斜坡的点火方式发生改变. 燃料在斜坡与燃烧室的安装台阶处点燃, 然后逆流传播到斜坡处, 最后在斜坡后稳定燃烧, 其燃烧区域包括斜坡后掠角与燃烧室壁面形成的锥形区域, 但不包括两斜坡后掠角间的锥形区域. 其点火方式与稳定燃烧时的火焰位置与压缩膨胀型斜坡^[7]类似. 实验的可重复性一般, 有时需要利用加热器启动时的强外推激波实现对低喷注压力下斜坡的点火. 由于喷注压力较低时, 燃料当量比较低, 在斜坡后燃料与空气来流的混合比可能还没有达到着火条件, 随着流向涡的发展, 燃料掺混增强, 缓慢的化学反应增强, 热量和自由基开始聚集, 在斜坡安装台阶处达到着火条件, 易被此处的激波点燃, 开始剧烈的化学反应. 但由于燃料当量

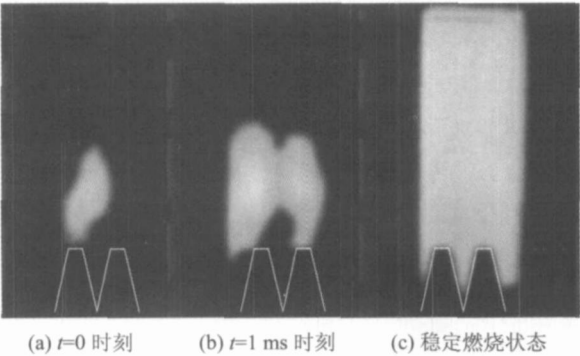


图 2 喷注压力 $p_j = 0.93\text{ MPa}$ 下斜坡自燃及稳定燃烧照片

Fig. 2 Supersonic combustion photos of expansion ramp at inject pressure $p_j = 0.93\text{ MPa}$

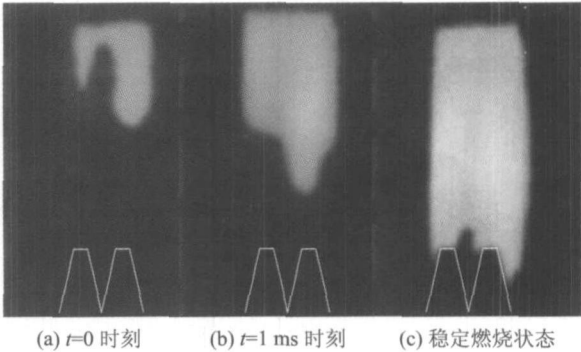


图 3 喷注压力 $p_j = 0.56\text{ MPa}$ 下斜坡自燃及稳定燃烧照片

Fig. 3 Supersonic combustion photos of expansion ramp at inject pressure $p_j = 0.56\text{ MPa}$

比较低, 斜坡自燃重复性欠佳. 总之, 膨胀型斜坡宜自燃, 有极好的火焰稳定能力, 贫油极限为当量比 0.07.

3.2 两类型斜坡激波系结构对性能影响研究

图 4 和图 5 是两类斜坡的纹影实验照片, 在斜坡终端均存在膨胀波系, 图中标为 1, 沿斜坡上壁面和侧壁面高速流动的空气来流在此处迅速膨胀加速, 气流彼此间的速度梯度成为斜坡端面气流剪切作用的动力, 这是斜坡后卷起流向涡的主要原因. 图中 A 是喷流形成的马赫盘, 4 代表斜坡的安装激波. 斜坡侧壁气流沿斜坡后掠角运动, 在斜坡端面相遇产生几道压缩波, 图中标为 2, 这一系列压缩波有促进流向涡卷起并抬升的作用. 对于膨胀型斜坡, 如前所述, 气流在斜坡终端撞击燃烧室下壁面产生一道激波, 图中标为 3. 虽然此处只有 10° 的压缩角, 产生的激波并不是很强, 但在燃料混合条件较好的情况下, 该激波仍然有令人满意的点火效果. 对于压缩型斜坡, 该 10° 压缩角位于斜坡始端, 产生的激波(标为 3)位置如图 5 所示, 遗憾的是由于该激波位于燃料喷流上游, 而压缩型斜坡又不能提供足够大的回流区夹带燃料向上游, 因此该激波对压缩型斜坡的点火没有贡献. 文献 [4-5] 均认为膨胀型斜坡后流道扩张, 气流加速降温, 导致无法自燃. 对于本文研究的压缩型斜坡后同样存在流道突然扩张, 气流加速降温的问题. 而且压缩型斜坡对气流的压缩、减速和升温作用均在燃料喷流上游, 这在超声速流动中对帮助燃料自燃意义不大.

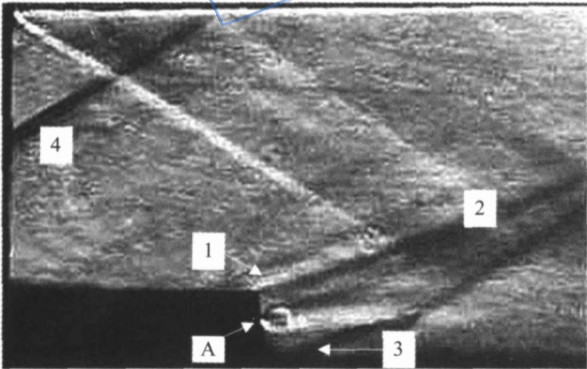


图 4 膨胀型斜坡纹影实验照片

Fig. 4 Schlieren photograph of expansion ramp

图 6 是膨胀型斜坡压力仿真结果, 膨胀型斜坡后的高压区域是超声速流动上壁面入口激波作用的结果. 类似于图 4 上方白色的入口激波, 但由于激波 Z 方向(流向)位置不同, 穿过流道打到下

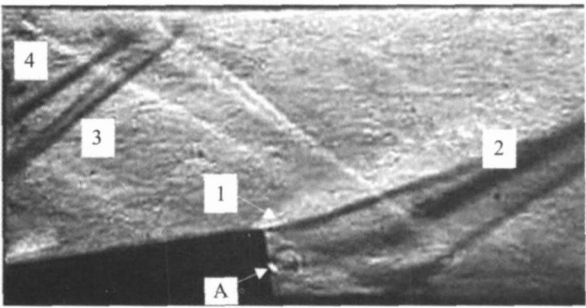


图 5 压缩型斜坡纹影实验照片

Fig. 5 Schlieren photograph of compression ramp

壁面的位置也不相同. 仿真结果显示经过这道入口激波后, 下壁面边界层发生分离, 压力回落, 但受后掠角引起的压缩波的作用, 该区域压力变化较复杂. 同时由于高速气流在类凹腔结构中的膨胀与加速, 导致了膨胀斜坡后激波、压缩波与膨胀波复杂的相互作用, 形成了如图的干扰结构, 对燃料喷流有很好的混合增强作用.

对于压缩型斜坡, 由于流道高度小于膨胀型斜坡, 所以这道入口激波作用位置在斜坡顶端(如图 7). 在斜坡终端由于断面效应, 气流在此处迅

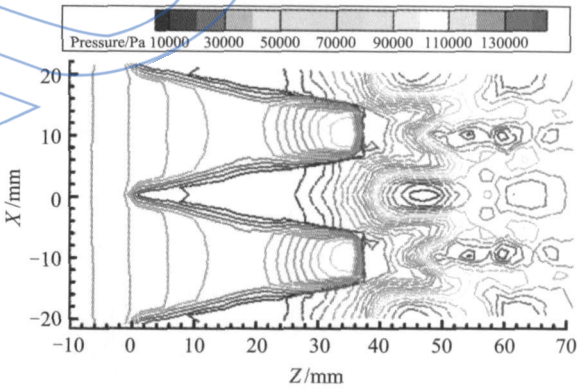


图 6 膨胀型斜坡压力计算结果

Fig. 6 Pressure simulation results of expansion ramp

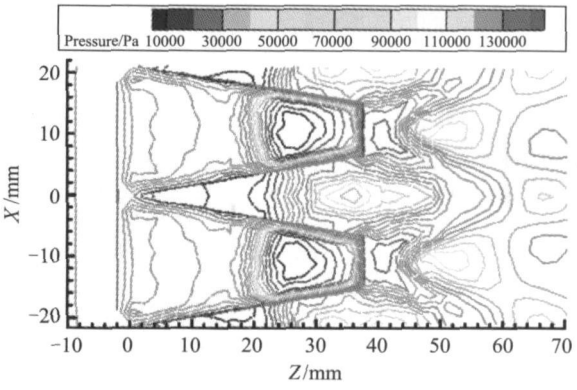


图 7 压缩型斜坡压力计算结果

Fig. 7 Pressure simulation results of compression ramp

速膨胀,随后由于后掠角的作用,斜坡两侧气流对撞在斜坡后 13mm 处形成压缩波.该仿真结果与文中的油流谱实验基本对应,两侧气流在相互挤压的过程中加速了流向涡卷起,并促进喷流柱的抬升.

3.3 流向涡混合增强作用

从图 8 膨胀型斜坡油流谱实验照片可以清楚的看出,由安装台阶形成的类似凹腔结构对膨胀型斜坡后的流动特征有明显的影响,产生了与压缩型斜坡、压缩膨胀型斜坡^[7]及气动斜坡^[8]等完全不同的边界层流动结构.图 8 显示,在斜坡前端气流不断膨胀加速,并在斜坡终端形成激波与压缩波,与图 4 和图 6 的结果基本对应.在类凹腔结构中流动基本是亚声速,对燃料的混合及火焰的稳定燃烧有很大的促进作用.从油流图谱显示的壁面摩擦力线看到:流向涡对该区域边界层作用一直很明显,同时高速气流沿斜坡后掠角冲入类凹腔结构中时,气流的对撞及膨胀作用成为控制该亚声速区流动的主要因素.与凹腔结构相似,在该区域中燃料驻留时间较长,保证了燃料的充分混合与燃烧,实现了火焰稳定.

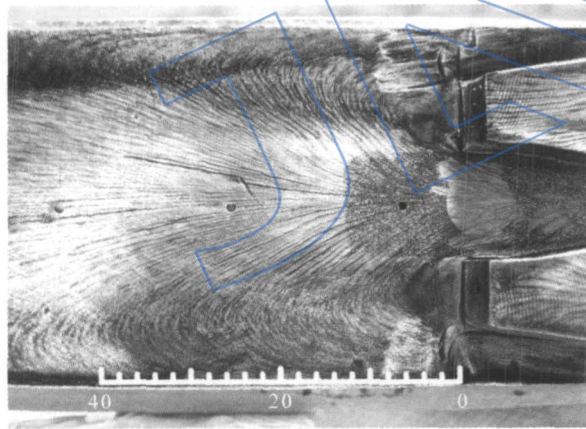


图 8 膨胀型斜坡油流谱实验照片 (单位: mm)
Fig. 8 Oil flow photo of expansion ramp (unit: mm)

图 9 的压缩型斜坡油流谱实验照片与压缩膨胀型斜坡及气动斜坡后的边界层流动结构基本相同,产生这样的摩擦力线机理比较简单,就是斜坡后流向涡在双侧气流的挤压下的抬升过程.

为避免燃料喷流对流向涡发展的影响,计算了通流(无喷流的纯主流流动)情况下流向涡发展,如图 10,可以看到两种斜坡结构的流向涡发展模式完全不同.这也是两类斜坡壁面摩擦力线迥异的原因之一.

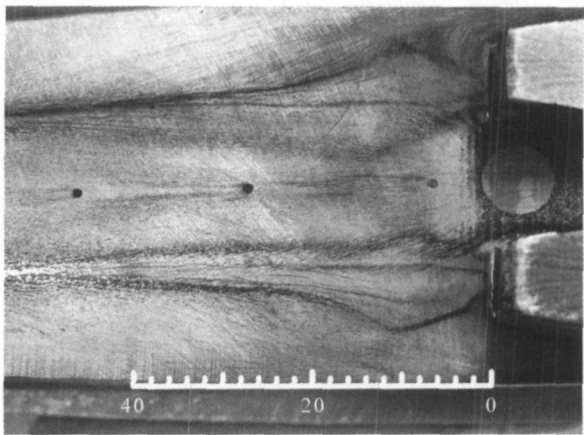


图 9 压缩型斜坡油流谱实验照片(单位:mm)
Fig. 9 Oil flow photo of compression ramp
(unit:mm)

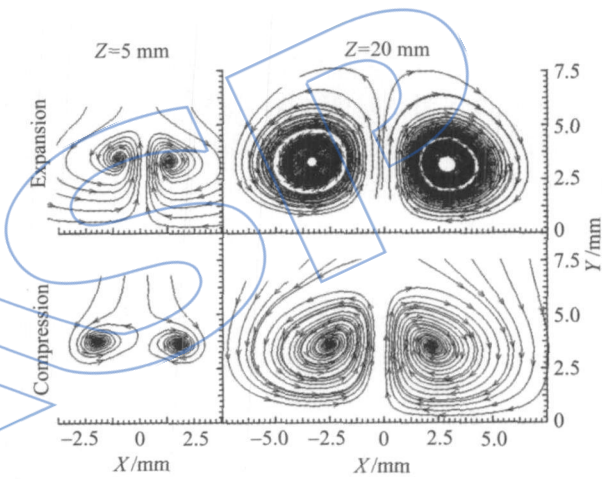


图 10 无喷流斜坡后流向涡的发展
Fig. 10 Development of stream eddies without injection

对于两类斜坡,在斜坡端面 5 mm 处斜坡后的流向涡对已基本形成,形成方式基本相同,都是上侧气流在斜坡端面膨胀时与斜坡两侧气流相遇,并在后掠角的作用下侧壁气流挤压上侧膨胀气流从而形成流向涡.压缩型斜坡的流向涡对的发展模式比较简单,该流向涡对在不断卷吸旋转的过程中能量不断增大,同时对燃料的掺混作用增强.而膨胀型斜坡后存在类凹腔结构,该结构导致了局部的亚声速回流区,存在复杂的展向涡结构,改变了该斜坡后流向涡对的发展模式,使得流向涡由最初的上侧质量注入变为下侧挤压抬升.说明了类凹腔结构中涡结构的复杂以及更强的混合能力.

从图 11 的仿真结果看出,由于膨胀型斜坡后存在类凹腔结构,膨胀型斜坡后燃料能较好的在该低速回流区中混合与燃烧,生成的产物 H_2O 组

分浓度明显较压缩型斜坡高. 进一步证明其超声速混合及稳焰能力更强.

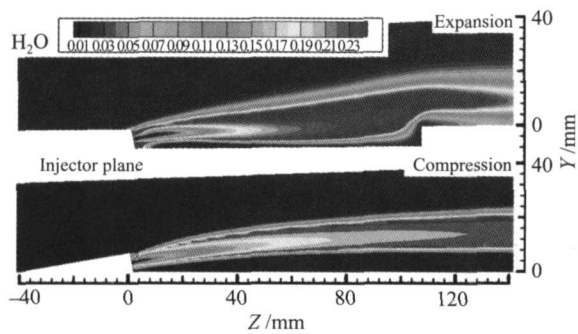


图 11 喷注平面($X = 0\text{ mm}$) H_2O 质量分数计算结果
Fig. 11 H_2O mass fraction of supersonic combustion ($X = 0\text{ mm}$)

4 结 论

本文设计的膨胀型斜坡喷注器有很好的自燃特性, 贫油极限为当量比 0.07. 随着燃料当量比的下降, 膨胀型斜坡的自燃方式发生变化, 由斜坡后压缩波点火变为类凹腔后缘激波点火. 然而本文设计的压缩型斜坡无自燃特性, 火焰稳定能力差, 即使点燃也无法实现有效火焰稳定, 无法稳定燃烧.

两类斜坡喷注器存在两种不同的流向涡发展模式, 主要是类凹腔结构中的低速回流区改变了膨胀型斜坡的流向涡发展模式, 同时有效的增进了混合.

相比较而言, 膨胀型斜坡更适合于超声速流动的混合及火焰稳定, 当然膨胀型斜坡也会给超燃冲压发动机的设计带来更大的结构尺寸.

参考文献:

[1] Yamane Y, Ando Y, Aso S, et al. A numerical study on mixing of supersonic flow field with parallel injection through ramp nozzle[R]. AIAA Paper 94-2944, 1994

[2] Eklund D R, Stouffer S D. A numerical and experimental study of a supersonic combustor employing swept ramp fuel injectors[R]. AIAA Paper 94-2819, 1994

[3] Abdel Salam T M, Tiwari S N, Mohieldin T O. Effects of ramp swept angle in supersonic mixing[R]. AIAA Paper 2000-2377, 2000

[4] Rogers R C, Capriotti D P, Guy R W. Experimental supersonic combustion research at nasa langley[R]. AIAA Paper 98-2506, 1998

[5] Stouffer S D, Baker N R, Capriotti D P, et al. Effects of compression and expansion ramp fuel injector configurations on scramjet combustion and heat transfer[R]. AIAA Paper 93-0609, 1993

[6] 吴海燕. 三组元液体火箭发动机推力室燃烧与再生冷却仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004
WU Haiyan. Simulation investigations of combustion and regenerative cooling of tripropellant liquid rocket engine thrust[D]. Changsha: National University of Defence Technology, 2004 (in Chinese)

[7] 吴海燕, 周进, 邵艳. 等. 后掠结构对超声速燃烧斜坡喷注器性能的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1248-1252.
WU Haiyan, ZHOU Jin, SHAO Yan, et al. Effect of structure on ramp injectors in supersonic combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1248-1252. (in Chinese)

[8] 吴海燕, 周进, 邵艳. 等. 超声速燃烧气动斜坡喷注器研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 760-765
WU Haiyan, ZHOU Jin, SHAO Yan, et al. Study of aerodynamic ramp injector in supersonic combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 760-765 (in Chinese)