

文章编号:1000-8055(2009)06-1248-05

后掠结构对超声速燃烧斜坡喷注器性能的影响

吴海燕, 周进, 邵艳, 张顺平

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为增进超声速流场中燃料与来流的混合, 提高超声速燃烧效率, 缩短燃烧室长度, 设计了两种结构的斜坡喷注器. 并对这两种喷注器进行了纹影、油流谱和火焰传播等实验研究. 对比数值仿真结果, 分析了后掠角结构对斜坡混合性能影响的机理, 发现后掠设计能有效促进流向涡的卷起, 并加速燃料喷流柱的抬升过程, 这不仅增进了混合, 也有效增强了其对火焰的稳定作用.

关 键 词: 超声速燃烧; 斜坡; 喷注器; 流向涡

中图分类号: V435

文献标识码: A

Effect of swept structure on ramp injectors in supersonic combustion

WU Hai-yan, ZHOU Jin, SHAO Yan, ZHANG Shun-ping

(College of Aerospace and Materials Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To improve the efficiency of supersonic combustion and reduce combustor length, two structures of ramp injectors were designed to increase the mixture of fuel and air in supersonic flow. The experiments of schlieren, oil flow and flame transfer were conducted for the ramps. By combining the experiment results and the numerical simulation, we analyzed the influence of swept angle in the supersonic mixing course, and found that the swept ramp could facilitate the formation of stream eddies and accelerate the lifting of fuel jet flow, which would not only enhance the mixture but also stabilize the flame.

Key words: supersonic combustion; ramp; injector; stream eddy

随着航空技术的发展人类对飞行速度的要求不断提高, 开展了高超声速飞行器的广泛研究, 使吸气式超燃冲压发动机受到了广泛关注. 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. 由于超燃发动机内流动为超声速, 燃料在燃烧室内的驻留时间只有毫秒量级且穿透深度受到限制. 为了保证燃料的燃烧效率, 必须设计混合增强装置. 在对超声速流场中湍流涡团进行了深入的研究后, 流向涡增强技术脱颖而出, 它通过在燃烧室内形成一对稳定的流向驻涡对燃料与空气来流进行掺混, 达到混合增强目的, 实现高效的超声速燃烧, 并有效缩短燃烧室长度.

应用了流向涡增强技术的斜坡喷注器, 兼有燃料喷注、混合增强和火焰稳定等多种功能, 在国外受到了一定的关注并开展了一系列的研究. 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. 目前斜坡喷注器4种比较成熟的构型^[1-2]分别是: 压缩式、膨胀式、压缩膨胀式和悬臂梁式^[3], 每一种构型又分为有后掠和无后掠两种结构^[4], 本文以压缩膨胀式斜坡为研究对象, 设计了两种结构的斜坡喷注器. 采用实验与仿真相结合的方法, 研究了后掠角结构对超声速燃烧斜坡喷注器性能的影响, 并分析了超声速燃烧流场结构形成的机理.

收稿日期: 2008-05-26; 修订日期: 2008-07-20

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: why800103@163.com

1 实验装置及实验方法

1.1 实验装置

为模拟高空超声速来流设计了直连式超声速燃烧实验系统,包括空气加热器、超燃实验段、气体供应系统以及测控系统 4 部分,如图 1. 该直连式实验系统能模拟飞行高度 23 km, 飞行马赫数 5.27 时的超声速巡航条件.

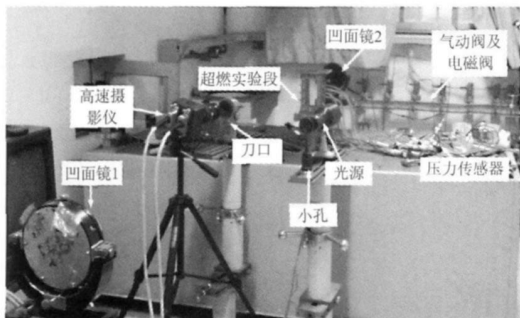


图 1 超燃实验台与纹影系统

Fig. 1 Supersonic combustion experimental equipment and schlieren system

空气加热器设计出口马赫数 1.76, 出口静温 823 K, 静压 0.101 MPa, 热空气中各组分的质量百分比为: O_2 占 23.2%, N_2 占 68.4%, H_2O 占 8.1%, 其余占 0.3%. 为缩短实验准备时间, 空气加热器燃烧室选用电火花塞点火方式. 超燃实验段采用矩形截面燃烧室, 为进行超声速燃烧诊断研究, 超燃实验段侧壁和顶壁开窗安装石英玻璃, 以实现火焰形状、位置及流场激波、膨胀波的拍摄. 超燃实验段没有设计点火装置, 依靠斜坡能够自燃的特性达到点火目的. 在当量比较低, 燃料喷注无法自燃时, 通过改变试车时序, 利用加热器启动时产生的强外推激波实现超燃实验段的点火. 斜坡喷注器安装在超燃实验段底部, 本文设计了后掠及无后掠两种结构的压缩膨胀型斜坡, 燃料喷注角度垂直于斜坡端面, 以 10° 夹角顺主流方向向上. 如图 2, 设计的压缩膨胀型斜坡有 5° 的压缩角与 5° 的膨胀角, 因此称为压缩膨胀型斜坡^[5-6], 其中后掠角度为 10° .

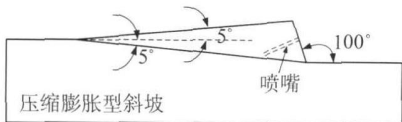


图 2 压缩膨胀型斜坡实验件设计示意图

Fig. 2 Schematic of raise-relieved ramp

1.2 实验方法

由于气氢有良好的点火及燃烧特性, 很适合做超声速燃烧与流动相关的机理研究, 因此超声速实验段采用氢气作为实验燃料. 本文对所设计的两种斜坡喷注器分别进行了: 纹影试验、油流谱试验和火焰传播试验. 通过对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、流动的涡系结构、火焰传播及稳定过程的研究, 探究超燃过程燃料混合增强及火焰稳定的机理性问题.

纹影实验采用凹面镜焦距 1.2 m 的小纹影实验系统. 选用专用 75 W 碘钨灯作光源, 通过三棱镜和狭缝获得色散品质较好的狭缝光源. 采用“Z”字型光路, 为缩小相差, 光路夹角调为 2.5° . 采用 Photron FASTCAM-ultima APX 高速摄影仪作为刀口后的纹影图像接收端, 实验中调整该高速摄影仪分辨率为 256×512 , 帧频为 1000 帧/s.

油流谱实验采用在硅油中均匀添加碳粉示踪颗粒的方法, 当硅油被高速来流完全吹尽时, 碳粉颗粒粘附在实验件上显示出流动过程中的摩擦力线. 选用的硅油为无色透明无机机械杂质的甲基硅油 (H-201), 25°C 下黏度为 $0.5 \text{ Pa} \cdot \text{s}$, 密度为 $960 \sim 975 \text{ kg/m}^3$, 其闪点大于 300°C 适合油流冷试实验.

火焰传播实验采用与纹影实验相同的高速摄影仪, 调节分辨率到 512×1024 , 帧频 3000 帧/s. 分别从侧壁面和顶壁面拍摄燃烧流场的火焰传播过程和火焰稳定情况.

2 数值仿真方法

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如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\tilde{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i u_j} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j \tilde{h}) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\mu \frac{\partial h}{\partial x_j}} - \overline{\rho h'' u_j} \right) \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{Y}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j \tilde{Y}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\overline{\rho D \frac{\partial Y_i}{\partial x_j}} - \overline{\rho u_j Y_i} \right) \quad (4)$$

上划线表示 Favre 平均后的物理量. 粘性系数由苏士兰公式求得, 并采用标准 $k-\epsilon$ 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[7].

空间离散采用二阶迎风格式, 计算区域为 $22\text{ mm} \times 40\text{ mm} \times 230\text{ mm}$, 后掠斜坡计算网格节点为 69 万, 无后掠斜坡计算网格节点为 66 万. 边界条件与实验设计工况一致.

3 实验结果及分析

3.1 激波系的相互作用

冷态实验采用氮气做超燃段喷注气体, 从图 3、图 4 流场稳定的纹影实验图可以清楚的看到喷流产生的马赫盘, 图中 A. 在两斜坡端面可见颜色较浅的一系列膨胀波, 标为 1, 不同的是图 3 中膨胀波系 1 后跟有一道比较弱的压缩波, 标为 2, 这主要是高速气流沿斜坡侧面的后掠角不断膨胀, 局部气流方向逐渐平行于斜坡侧面, 并在斜坡终端发生对撞, 形成一道压缩波, 正是这道压缩波的作用增强了流向涡在此处的卷起, 并加速了该流向涡的抬升. 由于这两个斜坡设计了 5° 向下的膨胀角, 气流沿该膨胀角撞击燃烧室底部时形成一道比较弱的激波, 标为 3. 图中可以看到这道激波虽然比较弱, 但却引起了斜坡终端边界层的局部分离, 形成小的回流区, 增强了流向涡的混合作用. 同时斜坡 5° 向上压缩流道, 因此在斜坡前端形成一道激波, 标为 4. 图中标记为 5 的是斜坡实验件的安装激波.

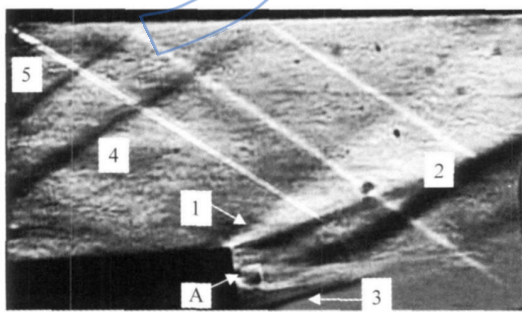


图 3 后掠斜坡纹影实验照片

Fig. 3 Schlieren photo of swept ramp

3.2 后掠角的混合增强作用

从图 5、图 6 油流图谱实验照片可以看到, 后掠设计能有效的促进流向涡对的抬升. 图 5 表明在后掠斜坡终端, 流向涡迅速卷起并抬升, 在距端面 26 mm 处完全抬离, 此后流向涡卷吸作用使得壁面边界层油流谱成为一条直线. 从斜坡上壁面

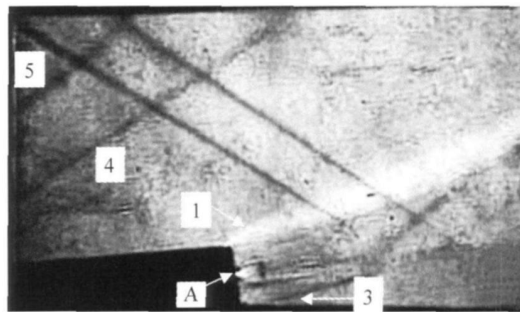


图 4 无后掠斜坡纹影实验照片

Fig. 4 Schlieren photo of unswept ramp

的油流谱可以看到, 高速来流从上壁面注入到后掠形成的锥形区域时, 边界层摩擦力线成扇形扩张结构, 这表明气流在此开始膨胀. 膨胀使局部气流加速, 与主流的剪切作用使得此锥形区域形成回流. 同时膨胀完全的气体沿后掠结构侧壁流动, 在斜坡终端相遇并积压, 促进了流向涡的抬升过程. 图 6 则表明无后掠的斜坡其流向涡的抬升始

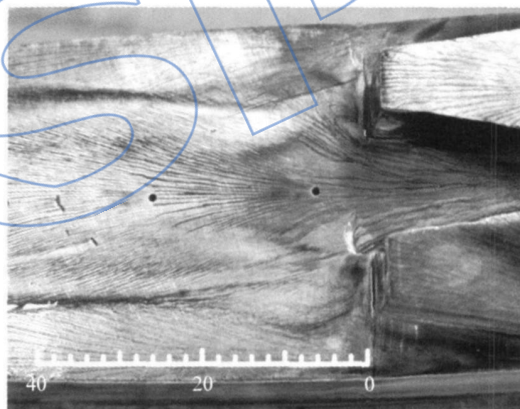


图 5 后掠斜坡油流谱实验照片(单位: mm)

Fig. 5 Oil flow photo of swept ramp (Unit: mm)

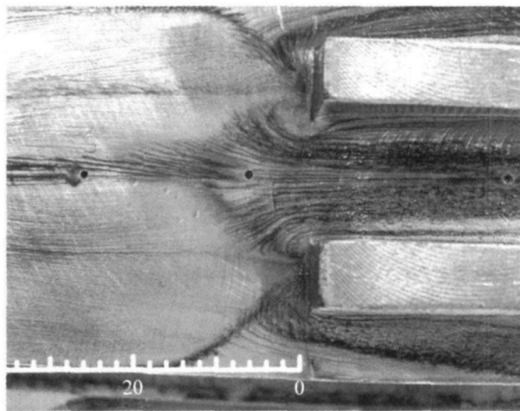


图 6 无后掠斜坡油流谱实验照片(单位: mm)

Fig. 6 Oil flow photo of unswept ramp

(Unit: mm)

终不完全,没有完全抬起的流向涡限制了燃料喷流柱与空气来流的接触面积,使混合受限.油流谱实验结果与图 7、图 8 的仿真结果基本一致.

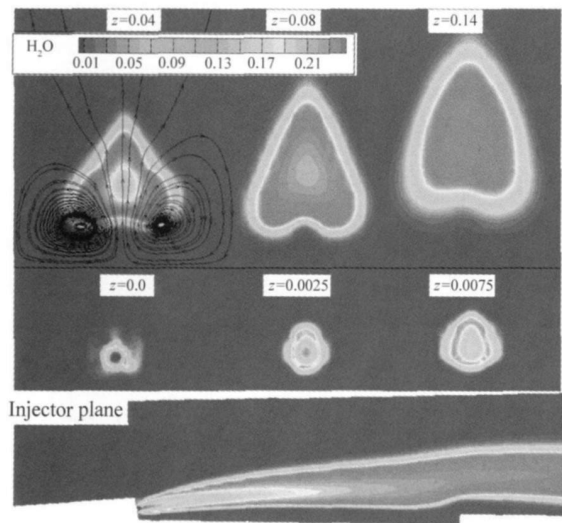


图 7 后掠斜坡燃烧流场 H_2O 质量分数图
Fig. 7 H_2O mass fraction of supersonic combustion with swept ramp

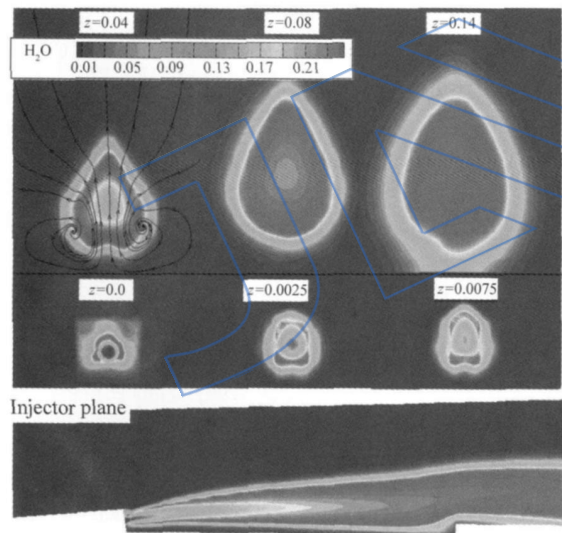


图 8 无后掠斜坡燃烧流场 H_2O 质量分数图
Fig. 8 H_2O mass fraction of supersonic combustion with unswept ramp

对超声速燃烧流场进行数值仿真,其中组分 H_2O 的质量分数结果如图 7、图 8,从沿流向 (z 方向) H_2O 的质量分数可以看到,由于沿后掠斜坡两侧壁流动的空气来流对斜坡终端的燃料喷流有挤压作用,在一定程度上抑制了欠膨胀燃料射流的扩散.因此在距燃料喷嘴 $z = 0.0025\text{ m}$ 的范围内燃料的掺混程度没有无后掠斜坡强,但由于这种挤压作用促进了流向涡的形成和抬升,在很短的距离内这种抑制扩散的作用就被流向涡的发

展克服,在 $z = 0.0075\text{ m}$ 以后,后掠斜坡喷流柱的扩散开始较无后掠斜坡强.这是由于气流沿后掠结构侧壁面的冲击和挤压作用加速了斜坡后流向涡的卷起:如图在 $z = 0.04\text{ m}$ 处,后掠斜坡已卷起一对较强的流向涡,喷流柱也抬升到一定高度;而无后掠斜坡的流向涡还处在发展阶段,其喷流柱的抬升不明显.由于后掠斜坡两流向涡的强卷吸作用,喷流柱截面逐渐被卷成“桃”型,这种截面表明燃料喷流与空气来流有更大的接触面积,更有利于混合与高效燃烧;而无后掠斜坡喷流柱仍保持通常的“水滴”型,可见其流向涡作用较弱.沿着流动方向 (z 逐渐增大), H_2O 的高浓度分布区由喷流柱边缘逐渐发展到喷流柱中心,表明由斜坡产生的流向涡有效的促进了燃料的混合,使燃料喷流能够充分反应.从喷嘴所在的截面看两斜坡喷流柱的发展,可以更清楚的看到后掠结构促进了燃料喷流柱的抬升,增加了燃料的穿透深度,增进了混合,提高了燃烧效率.

3.3 斜坡的火焰稳定能力

采用高速摄影仪拍摄了两种斜坡点火过程及稳定燃烧的照片,如图 9、图 10. 可以看到两种斜

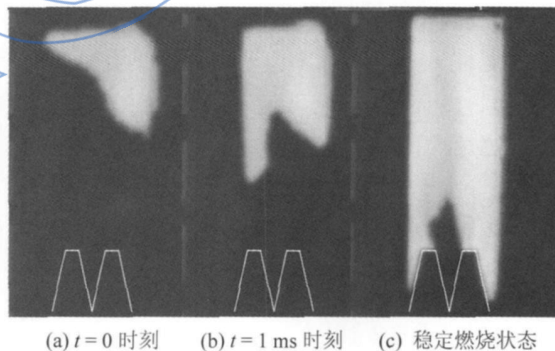


图 9 后掠斜坡超声速燃烧过程照片
Fig. 9 Supersonic combustion photos of swept ramp

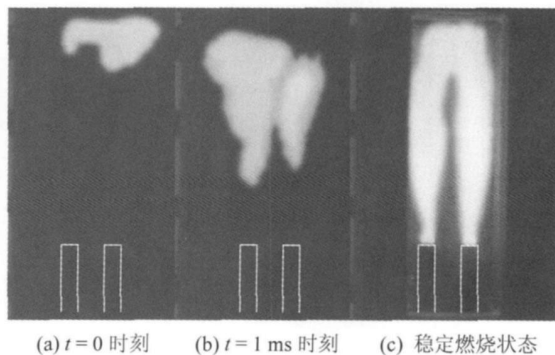


图 10 无后掠斜坡超声速燃烧过程照片
Fig. 10 Supersonic combustion photos of unswept ramp

坡的着火方式基本相同,都是在斜坡安装台阶处着火,着火后压力迅速升高火焰前传到斜坡喷嘴处,并在此持续燃烧.从稳定的火焰形状可以看到,有后掠的斜坡侧壁与燃烧室侧壁形成了一个小的逐渐膨胀锥形区域,主流从斜坡上表面冲入该锥形区域形成一低速回流区.又由于斜坡喷注燃料压力高于燃烧室压力,欠膨胀气体燃料迅速膨胀,其引射作用使喷注处也形成回流区,两回流区相互作用,夹带燃料向锥形区域上游逆传,因此在该区域有明亮的火焰,是燃料在该低速回流区稳定燃烧的结果.无后掠的斜坡不存在该锥形低速回流区,因此火焰只能维持在喷流下游,燃烧区域短、范围小.

由于后掠斜坡的锥形回流区有一定的火焰稳定能力,该斜坡的贫油极限为当量比 0.1 明显低于无后掠斜坡当量比为 0.3 的贫油极限.由后掠角引起的好的混合效果,带来了燃烧室稳定的燃烧状态.

4 结 论

应用了流向涡掺混技术的斜坡喷注器,在超声速燃烧流场中能有效的促进燃料与空气来流的混合.特别是采用了后掠设计的斜坡其混合和燃烧性能较无后掠斜坡有显著提高.这主要是后掠结构的锥形区域内形成了小的回流区;同时主流沿后掠结构侧壁面对喷流柱的冲击和挤压作用,

促进了流向涡的形成和喷流柱的抬升.后掠斜坡较低的贫油极限为发动机的工况调节提供了更大的范围.

参考文献:

- [1] Sislian J P, Schumacher J. A comparative study of hypersonic fuel/air mixing enhancement by ramp and cantilevered ramp injectors[R]. AIAA Paper 99-4873, 1999.
- [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] Parent B, Sislian J P. Turbulent hypervelocity fuelair mixing by cantilevered ramp injectors[R]. AIAA Paper 2001-1888, 2001.
- [4] Abdel-Salam T M, Tiwari S N, Mohieldin T O. Effects of ramp swept angle in supersonic mixing[R]. AIAA Paper 2000-2377, 2000.
- [5] Bush J G, Tiwari S N, Auslender A H. Parametric correlations for generic scramjet combustor ramp injectors[R]. AIAA Paper 96-2279, 1996.
- [6] Abdel-Salam T M, Tiwari S N, Chaturvedi S K, et al. Mixing and combustion in scramjet combustor with raised and relieved ramp[R]. AIAA Paper 2000-3709, 2000.
- [7] 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 Defense Technology, 2004. (in Chinese)