

文章编号: 1001-2486(2007)06-0006-04

激波对超声速流中横向射流的影响*

潘 余, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 为了揭示激波对超声速流中横向射流的影响, 在超声速流中利用长 9mm、坡度为 23° 的斜坡产生激波。组合利用高速摄影仪和纹影仪拍摄激波入射在气体和液体射流的不同位置, 以及相同位置不同喷注压降时的流场纹影和阴影图像。结果表明, 激波对气体和液体横向射流的影响基本相同, 都表现为入射激波增强了湍流度, 扩大了燃料空间发展区域, 增强了与主流的混合, 激波入射在射流的前部比射流的后部影响大。

关键词: 超声速燃烧冲压发动机; 横向射流; 激波

中图分类号: V235.213 **文献标识码:** A

Shock Impingement on Supersonic Cross Flow Injection

PAN Yu, WANG Zhen-guo

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To investigate the shock impingement on vertical injection in supersonic flow, shock was produced by a 9mm long, 23° angle wedge. The images of shocks impinging at different position and pressure of gas and liquid injection were achieved by using both a high speed camera and a schlieren system. Results revealed that gas and liquid injection almost have similar phenomena, that is, impinged by the shock, fuel turbulent intensity will increase, fuel distribution area will be larger in supersonic flow, spreading more quickly into the main supersonic flow, and the shock impinged at the foreside affect more than rearward of injection.

Key words: scramjet; vertical injection; shock

吸气式超燃冲压发动机日渐显出其在军事和航空航天中应用的重要性, 因而受到世界各国的关注。在发动机燃烧室内部流速为超声速, 受空气压缩性的影响, 自由剪切层发展较慢, 因此增强发动机内燃料的混合成为了提高超燃冲压发动机燃烧性能的一个关键问题。在探索超声速混合和射流增强的过程中, 采用了气动斜坡^[1-2]、方形凹腔^[3-4]、压力匹配喷嘴^[5]和支板等, 这些方法的目的是减小总压损失, 提高射流穿透度, 增强射流与主流的混合。然而在燃烧室内部, 通常采用多点喷射或者阵列组合喷射方式, 这必然会引起复杂的射流激波, 同时凹腔火焰稳定器会形成后沿再附激波或者前沿压缩激波, 这些激波都会与射流相互作用。Obata^[6]等人研究了较弱的正激波垂直经过同轴式喷嘴射流后的混合特性, 结果表明在激波入射点之后, 燃料的混合率得到了增强。Nedungadi^[7]等人研究了斜坡激波与射流、旋转射流间的相互作用。结果表明, 激波和旋转射流都能增强燃料超声速混合特性。

关于激波对超声速横向射流混合特性的影响研究得较少, 尤其是激波对液体横向射流的影响的研究更是非常缺乏。文中组合利用高速摄影仪和纹影仪, 拍摄了斜坡产生激波与不同强度氢气垂直射流间相互作用的纹影和阴影图像, 获得了斜坡激波入射在射流不同位置时氢气射流的纹影和阴影图像; 还拍摄了激波与液体垂直射流间相互作用的阴影图像。

1 试验设备与条件

试验安装情况如图 1 所示, 试验系统由喷管、超声速流动管道、斜坡和射流喷孔组成。喷管入口连接常温下高压空气储罐; 喷管为二维结构, 出口尺寸为 54.5mm × 75mm ($H \times W$), 出口马赫数 $Ma = 2.64$,

* 收稿日期: 2007-05-21

基金项目: 国家 863 高技术资助项目(2005AA721051)

作者简介: 潘余(1980—), 男, 博士生。

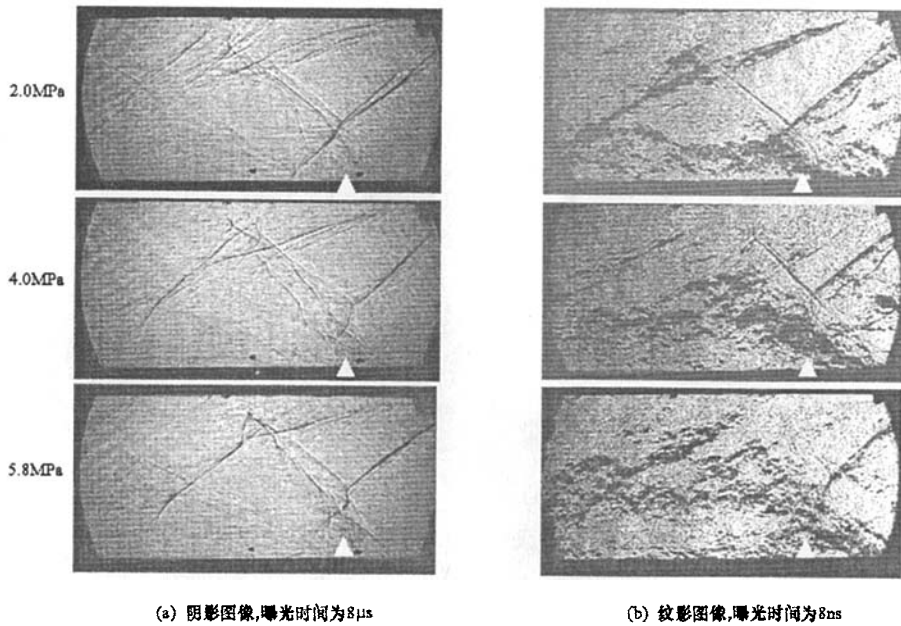


图3 激波入射在不同氢气射流总压时流场结构
Fig.3 Different total pressure H_2 injection impinged by shock

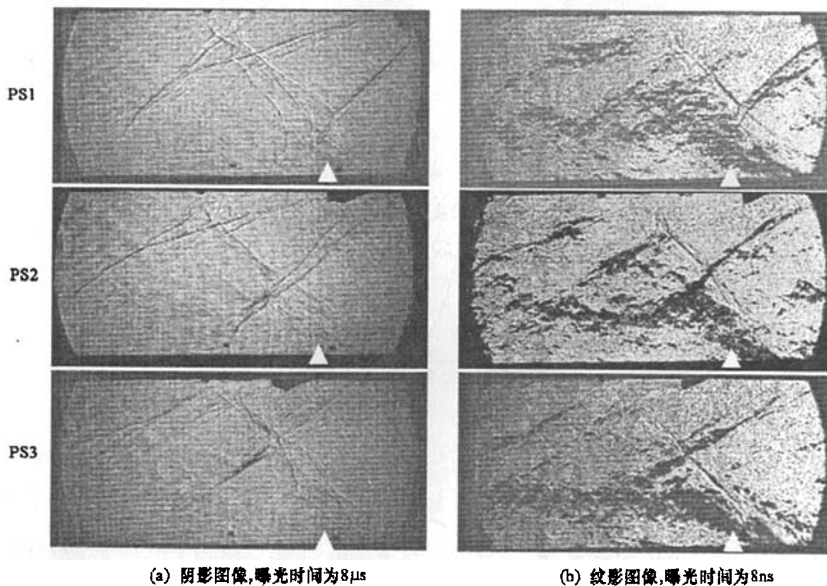


图4 激波入射在氢气射流的不同位置流场
Fig.4 Shock impinged at different position of H_2 injection

流穿透度增强,并且射流发展速度加快,与主流的混合得到了增强。斜坡安装在 PS3 时,激波入射在射流的下游,射流上游激波未受影响。

激波对气体超声速横向射流的影响主要表现为:激波入射点之后射流湍流度增强,与主流间的混合增强;射流在受到激波的影响后,局部压力升高,射流穿透度增强。一方面,气体射流燃料的分布只能通过流场纹影图像进行判断,燃料分布对比性较弱;另一方面,液体射流与气体射流受激波影响的规律是否相同,还需要进一步说明。

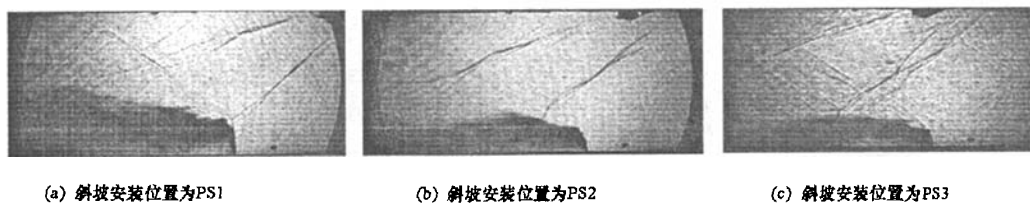


图5 激波入射在液体射流的不同位置时流场

Fig.5 Shock impinge on different position of liquid injection

图5为激波入射在不同位置时的液体射流阴影,液体储箱压强为1.8MPa。斜坡安装在PS1时,激波入射在射流前部,增强了射流湍流度,加快了射流发展速度,射流穿透度最大,燃料分布区域在下游分布较广;斜坡安装在PS2时,激波入射在射流的中部,引起局部流场突起,射流穿透度略有增强,射流向下游的发展也有所加快;当斜坡安装在PS3时,激波入射在射流的下游,对射流的影响较小。该现象与激波对气体射流的现象基本相同,都是因为激波入射引起射流湍流度增大,局部压力升高,混合增强。

图6为两种不同喷注压降下的液体射流受激波影响的阴影图像。液体射流压力对穿透度的影响不明显,射流压力提高,射流穿透度略微加大。对比平板射流与有斜坡激波的情况,可以看出,激波引起射流湍流度加大,射流发展区域加大,穿透度提高。

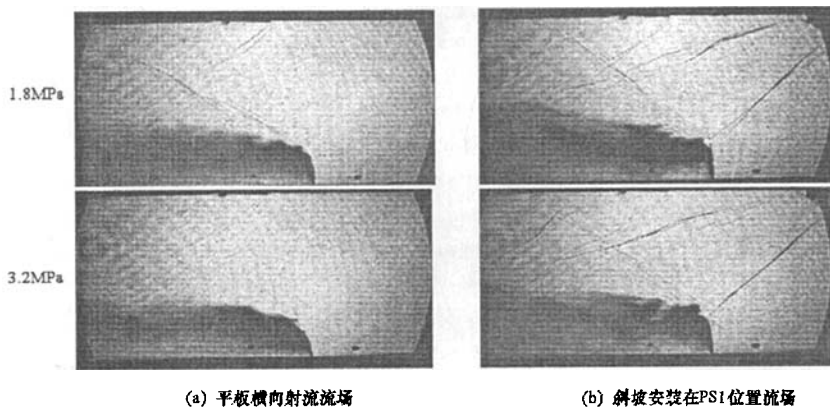


图6 激波对不同喷注压降射流的影响

Fig.6 Different pressure liquid injection impinged by shock

3 结论

采用高速摄影仪和纹影仪对气体和液体射流受激波的影响进行了实验研究。结果表明,对于气体和液体横向射流,激波入射在射流上,引起射流湍流度增强,射流发展区域扩大,射流混合增强。激波入射在射流前部对射流发展影响较大,中部次之,在后部时影响相对较小。激波入射在液体射流前部区域增大了液体燃料的射流穿透度。

参考文献:

- [1] Cox-Stouffer S K, Gruber M R. Effects of Injector Yaw on Mixing Characteristics of Aerodynamic Ramp Injectors[R]. AIAA 1999-0086, 1999.
- [2] Cox-Stouffer S K, Gruber M R. Further Investigation of the Effects of Aerodynamic Ramp Design upon Mixing Characteristics[R]. AIAA 1999-2238, 1999.
- [3] Burnes R, Parr T P, Wilson K J, et al. Investigation of Supersonic Mixing Control Using Cavities: Effect of Fuel Injection Location[R]. AIAA 2000-3618, 2000.
- [4] Anand N V, Yu K. Cavity-induced Mixing Enhancement in Confined Supersonic Flows[R]. AIAA 2002-1010, 2002.
- [5] Cox-Stouffer S K, Gruber M R, Bulman M J. A Streamlined Pressure-matched Fuel Injector for Scramjet Application[R]. AIAA 2000-3707, 2000.
- [6] Obata S, Hermanson J C. Numerical Simulation of Shock Enhanced Mixing in Axisymmetric Turbulent Jets[R]. AIAA 01-0149, 2001.
- [7] Nedungadi A, Lewis M J. A Numerical Study of Fuel Mixing Enhancement Using an Oblique Shock/Vortex Interaction[R]. AIAA 96-2920, 1996.

