

# Influence of Geometrical Configuration on the Fuel Mixing Performance of Cantilevered Ramp Injectors

Xiaoping Zhang, Yongjie Ji, Xiaoming Wang

Tianjin Institute of Metrological Supervision and Testing, Tianjin  
Email: bt3g@sina.com

Received: Sep. 5<sup>th</sup>, 2017; accepted: Sep. 18<sup>th</sup>, 2017; published: Sep. 26<sup>th</sup>, 2017

---

## Abstract

Shock-induced combustion ramjet (shcramjet), as one of the scramjet engines, is more suitable for the integration design between forebody and combustion of hypersonic vehicle. In order to investigate its flowfield characteristics and mixing-enhanced mechanism of h<sub>2</sub>/air mixture for the forebody/inlet, experiment investigations are conducted to study the mixing enhancement and flowfield of the cantilevered ramp injector. The obtained results show that, it is very obvious for the three-dimensional effect of cantilevered ramp injector. The direction of oblique shock will be changed when the fuel is added, at the same time the angle of shock wave will increase. The cantilevered ramp results in the appearance of pressure gradients. The phenomenon will affect the moving tracks of flow, then leads to the generation of flow vortex. The fuel mixing performance of the sweepback and double-jet configurations are better than that of benchmark configuration. The fuel mixing performance for the triangle jet configuration is not good because the shock wave compress is not obvious for the flowfield.

## Keywords

Shock-Induced, Cantilevered Ramp Injector, Configuration, Mixing

---

# 悬臂斜坡喷注构型对流场与燃料混合特性影响研究

张笑平, 姬永婕, 王晓明

天津市计量监督监测科学研究院, 天津  
Email: bt3g@sina.com

收稿日期：2017年9月5日；录用日期：2017年9月18日；发布日期：2017年9月26日

## 摘要

激波诱燃冲压发动机作为超燃冲压发动机的一种,更加适合高超声速飞行器机体与发动机的一体化设计。为了研究其前体/进气道的燃料/空气混合特性和增强机理,本文采用地面试验方法对不同悬臂斜坡喷注器的流场特性进行了研究。研究表明,悬臂斜坡上形成的斜激波呈很强的三维效应。燃料喷注后会改变悬臂斜坡上斜激波的方向,使其与斜坡的夹角增大。悬臂斜坡的存在使流场中产生了压差,影响了气流的运动轨迹,进一步导致了流向涡的产生。后掠喷注构型和双喷口构型的混合特性更好,三角构型喷注不能形成明显的斜激波压缩波系,混合效果不佳。

## 关键词

激波诱燃, 悬臂斜坡喷注, 构型, 混合

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

激波诱燃冲压发动机作为未来高超声速飞行器最理想的动力系统之一,能有效弥补超燃冲压发动机与机体一体化设计所带来的缺点[1] [2]。激波诱燃有别于常规的混合燃烧模式,采用了一种名为爆震的燃烧方式,其特点是燃烧波与激波相互耦合,在极短的距离内实现燃料的充分燃烧,如图1所示。

为了实现激波诱导的爆震燃烧,需要充分混合的预混气,因此将燃料喷注方案提前至前体压缩段,利用发动机的前体压缩作用,使燃料与来流空气在压缩段进行充分混合,大大缩短燃烧室长度,同时,较大幅度减轻发动机本身及壁面冷却系统的结构重量,提高推重比[3]。但它却面临许多关键技术亟待突破,如稳定起爆的试验验证、燃料/空气混合特性及上游和边界层的预着火抑制原理等。目前,国内外[4] [5] [6] [7]关于以上几个关键技术方面开展了部分研究工作,并取得了一定进展。

目前激波诱燃冲压发动机研究已取得了一定的研究成果,Turner等[4]通过地面试验验证了前体喷射燃料实现超燃的可行性;Sislian [8]和 Parent [9]等人通过数值仿真研究了悬臂梁斜坡喷注的混合特性以及来流马赫数对混合效率的影响,同时提出一种新型悬臂梁喷注的燃料喷注方案,如图2所示。毕东恒[10]研究了激波诱燃冲压发动机的燃料喷注及混合特性影响,进一步验证了悬臂梁喷注的可行性。同时,开展了相关关键技术先期研究工作,但对于在前体/进气道喷注流场结构研究不够深入,对细致流场的试验研究较少。

悬臂梁喷注能够在流场下游产生回转涡对,有利于增加燃料的混合,因此本文基于悬臂梁喷注原理[10],结合具体的喷注构型进行了试验研究,给出了精细的流场结构,分析了悬臂梁喷注的性能,为激波诱燃冲压发动机的前体混合喷注的数值仿真提供了参照。

## 2. 试验系统介绍

试验台包括:空气加热器头部、稳流段、喷管、试验段、扩张段以及真空罐。

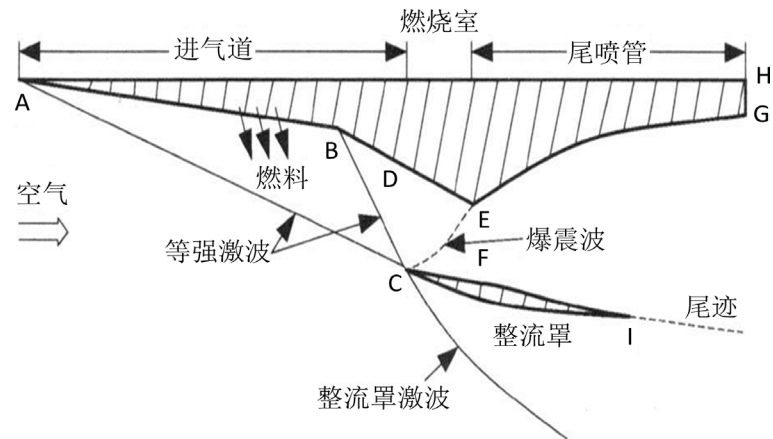


Figure 1. Scramjet configuration [10]

图 1. 激波诱燃冲压发动机模型[10]

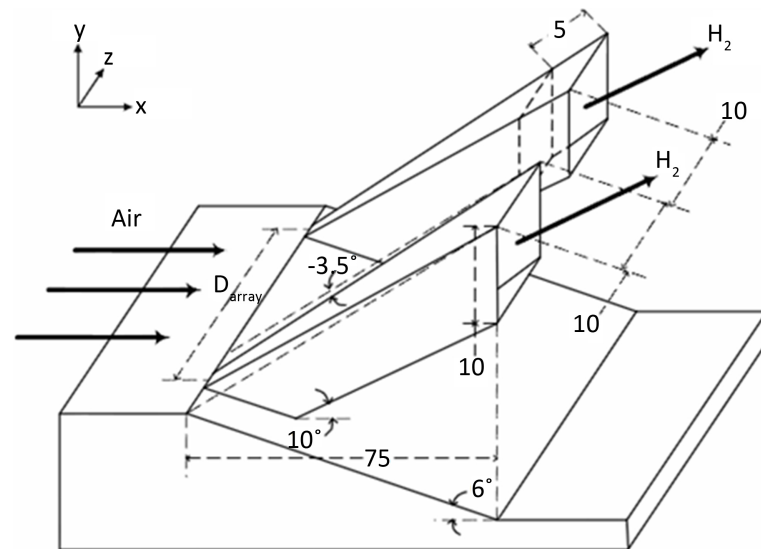


Figure 2. Cantilevered ramp injector

图 2. 悬臂斜坡喷注器

## 2.1. 空气加热器

空气加热器目的在于：通过对空气进行一定的加热，提高其总焓，达到实际条件下高超声速飞行时停滞时的参数。之后，通过拉瓦尔喷管将高焓气流的内能转换为动能，形成超声速或高超声速气流，模拟实际飞行条件。本试验中采用氢气与氧气在加热器中爆燃的方式对空气加热。表 1 为空气加热器的设计工况。

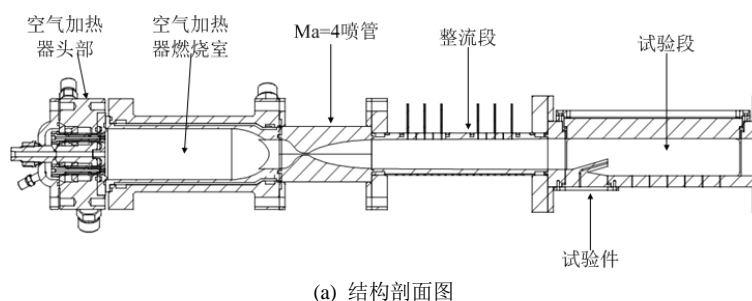
图 3 给出了空气加热器的结构剖面图和实物图。加热器头部连有相应的氢气、空气、氧气管道，通过配气台调配相应压力的气体供给加热器；电磁继电器控制着巨能点火器对火花塞供电，从而点燃加热器头部内的预混气。预混气采用爆炸式的燃烧产生高温高压气体，在下游真空与加热器头部不断产生的高温高压气体共同作用下，经过下游喷管产生所需工况气流。

## 2.2. 超声速混合试验段

试验段上壁面开窗并安装石英玻璃，以便于激光片光的投射；为了对流场内部进行光学观测，试验段前后均开窗并装有石英玻璃，如图 4 所示。试验件安装在试验段前部的凹槽内，试验段入口为试验空

**Table 1.** Designing conditions for heater  
**表 1.** 加热器设计工况

空气加热器		喷管出口		热空气各组分质量分数	
总温	1427 K	马赫数	4	O <sub>2</sub>	22.9%
总压	2 MPa	静温	365 K	H <sub>2</sub> O	10.4%
空气流量	220 g/s	静压	6927 Pa	N <sub>2</sub>	66.4%
氧气流量	24 g/s	/	/	其它	0.3%
氢气流量	2.6 g/s	/	/	/	/



(a) 结构剖面图



(b) 试验台实物图

**Figure 3.** Experiment system

**图 3.** 试验系统

气来流，出口接真空罐。为防止试验段和试验件壁面对激光的反射影响试验拍摄效果，试验段和试验件均进行了发黑处理。

### 2.3. 观测系统

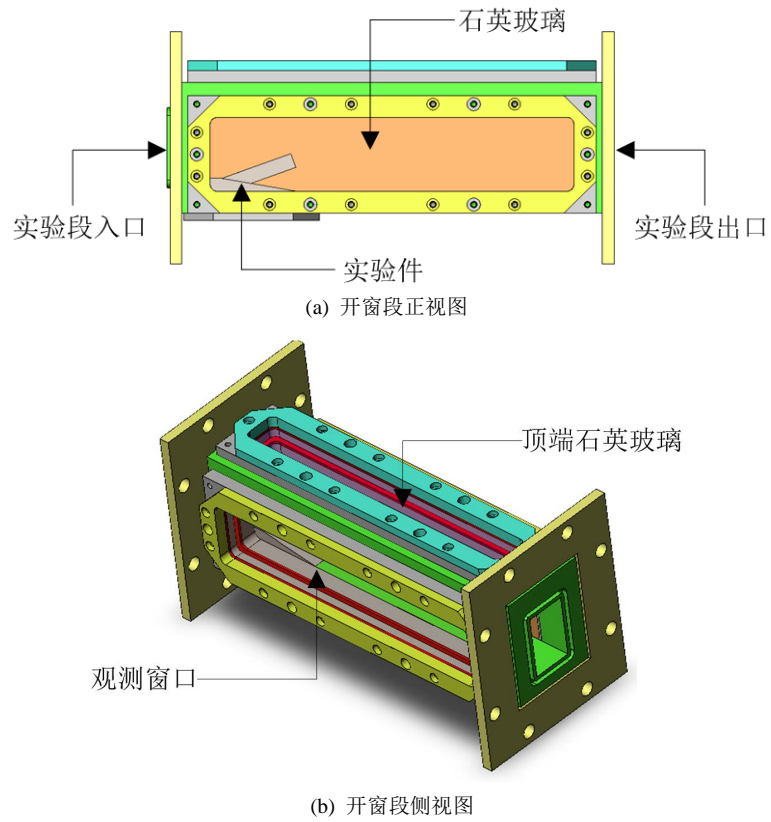
PLIF 测量系统主要包括激光光源、光束传输与变换、成像探测以及时序控制四个子系统。

光束传输与变换系统由反射率大于 98% 的高反镜、凸面镜和凹柱面镜等部件构成。成像探测系统由 ICCD 相机与镜头组成，用于拍摄记录 PLIF 信号。PLIF 激发与拍摄的同步需要时序控制系统来控制。相机打开的频率需要与激光脉冲同步，即 10 Hz；相机曝光时间也要在 10 ns 左右。如图 5 所示给出了 PLIF 探测典型布局示意图。

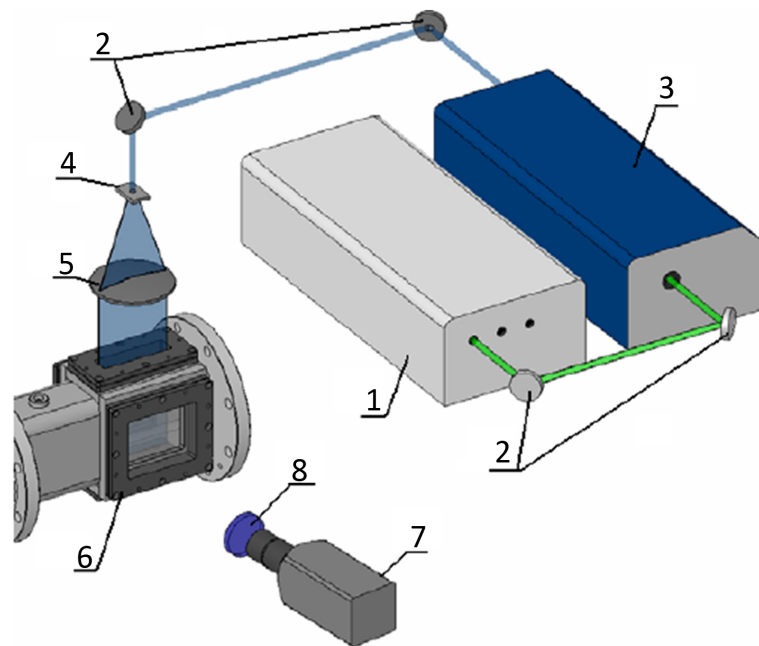
### 3. 试验件介绍

为了提高试验部件的利用率，试验所采用的悬臂斜坡试验件设计为可拆卸部件。

试验件按斜坡构型分为基准构型、后掠构型、三角构型和双喷口构型，如图 6 所示。



**Figure 4.** Experiment window for supersonic flow  
**图 4.** 超声速试验段



1、YAG 激光器；2、平面反射镜；3、染料激光器；4、凹柱透镜；5、凸透镜；6、试验段；7、ICCD；8、滤波片

**Figure 5.** The sketch for the PLIF detect layout [11]  
**图 5.** PLIF 探测典型布局示意图[11]

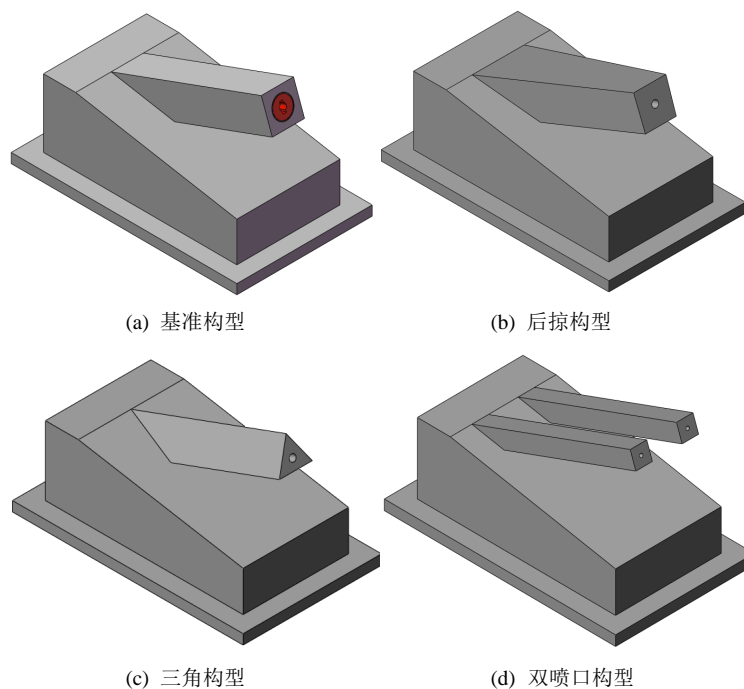


Figure 6. Physical models

图 6. 悬臂斜坡试验件

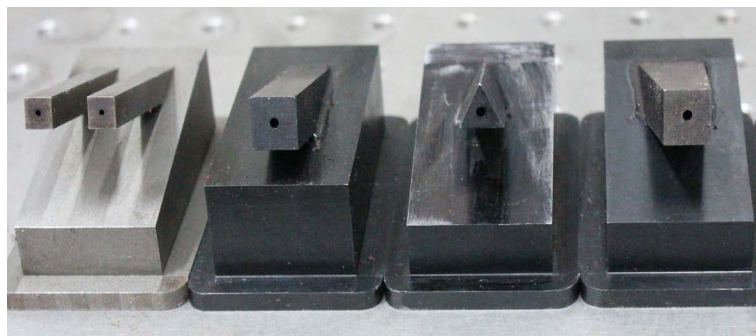


Figure 7. Experiment models

图 7. 试验件实物图

所有悬臂斜坡的上壁面与水平面夹角为  $20^\circ$ ，悬臂斜坡下面的斜坡(膨胀斜坡)与水平面夹角为  $10^\circ$ ，后掠构型的后掠角为  $3^\circ$ ，双喷口构型喷口直径为  $1\text{ mm}$ ，其余构型的喷口直径均为  $2\text{ mm}$ 。图 7 给出了试验件的实物图。

## 4. 试验方案

### 4.1. 试验方法

在本试验中，空气加热器首先点火工作，为超声速试验段提供高焓空气来流；待加热器工作稳定后，在超声速试验段中喷入燃料进行点火。若在悬臂斜坡喷注器内喷注氢气，由于斜坡具有使氢气自燃的特性，试验中的冷流流场很可能成为燃烧流场，这时喷注、混合、燃烧相互耦合、相互影响，很难把他们区分开来。本文主要研究混合特性，为了把混合过程从中剥离出来，与燃烧过程解耦，试验中采用氮气代替氢气喷入试验段从而保证试验段不会发生燃烧，主要考虑的是流动特性，因此对混合特性结果不会

产生影响。图 8 为试验时序。

### 4.2. 试验工况

在本试验中，空气加热器按设计工况(如表 1 所示)工作，保证试验段入口来流条件的一致。超声速试验段悬臂斜坡喷注器的喷注工况，如表 2 所示。

图 9 所示为试验与仿真压力取值点，在图 9(a)的试验段中，压力测点从左向右编号依次为测点 1、2、3、4、5、6，试验中仅取前四个测点，分别对应图 9(b)中的测点 1、2、3、4。压力测点 1 与喷流出口在  $x$  方向的距离为 35 mm，压力测点间的距离均为 25 mm。

当空气加热器稳定工作以后，试验段内的流场才能建立，试验才能正常进行。空气加热器内的室压稳定之后，反映在试验段内是压力测点的压力相应的维持在一个稳定的水平对应图 10(a)中的稳定段。本文试验的稳定段即试验窗口如图 10(b)所示，从图中可以看出空气加热器稳定工作的时间约 800 ms，能够满足本文试验的需要。

## 5. 结果与分析

### 5.1. 试验结果分析

图 11 给出了基准构型喷注前后的阴影图。对比燃料喷注前与喷注后的阴影图，总的来看，喷注燃料后除增加了由喷注燃料引起的波系结构外基本没有改变流场原有的波系结构，但仔细对比燃料喷注前与喷注后的悬臂斜坡上方的斜激波发现，斜激波与斜坡的夹角大小略有不同，燃料喷注后的流场中，悬臂

Table 2. Parameters for injector

表 2. 喷注工况

参数名称	试验条件
喷孔直径	2 mm
喷注总压	1.5 MPa
喷流出口马赫数	1
喷流出口静温	249 K
喷流出口静压	792 KPa
喷注流量	1.5 g/s
喷流总温	298.15 K

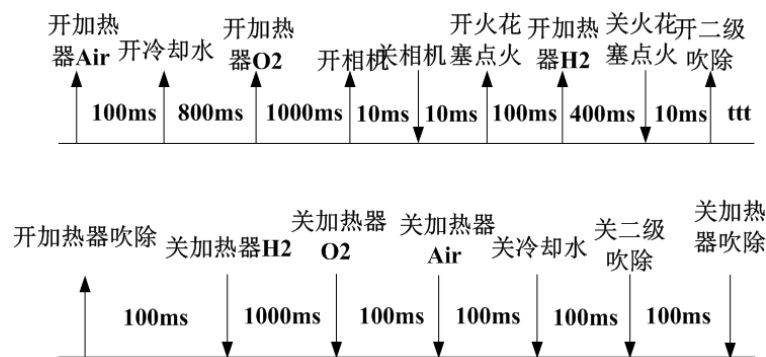


Figure 8. Experiment timetable

图 8. 试验时序

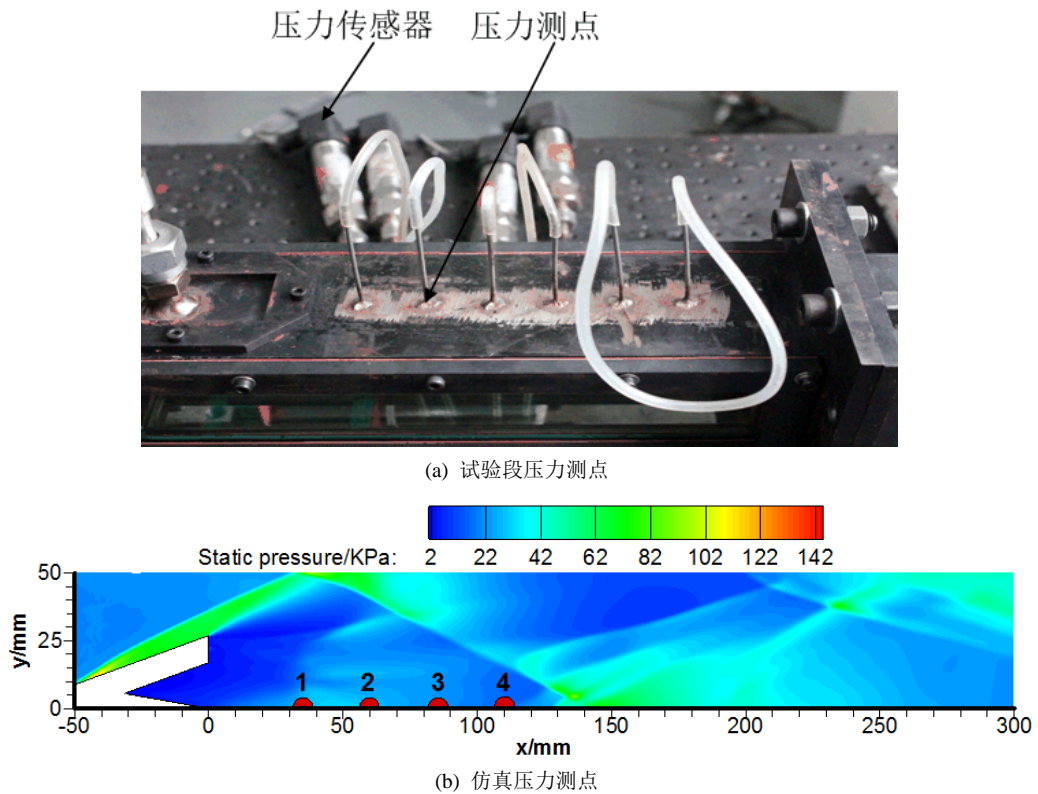


Figure 9. Positions for pressure test  
图 9. 试验与仿真压力取值点

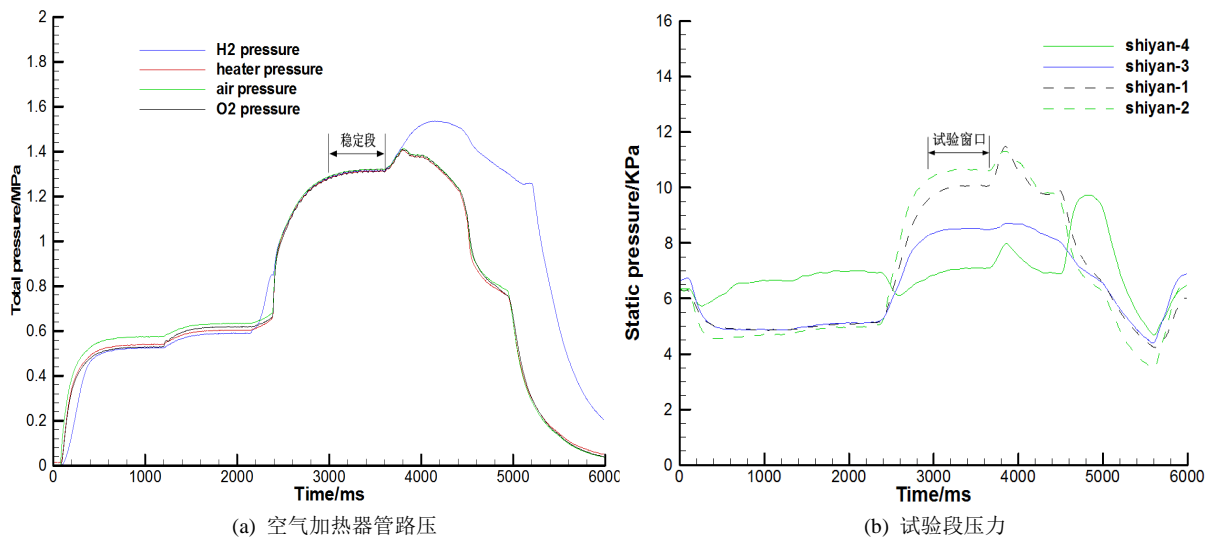


Figure 10. Pressure test for experiment  
图 10. 试验压力测量

斜坡上方的斜激波角度较无燃料喷注的流场中斜坡上方的斜激波角度大，主要由于燃料从喷口喷出后处于欠膨胀状态压力较高。从燃料喷注后的阴影图中可以清晰的看到马赫盘的存在。

图 12 给出了不同试验方案的流场阴影对比图。通过对比发现，基准构型与后掠构型产生的斜激波类似，喷口方向上的激波系不同，后掠构型燃料向下游壁面扩散的更剧烈，形成明显的胞格，如图 12(a)~图 12(b)



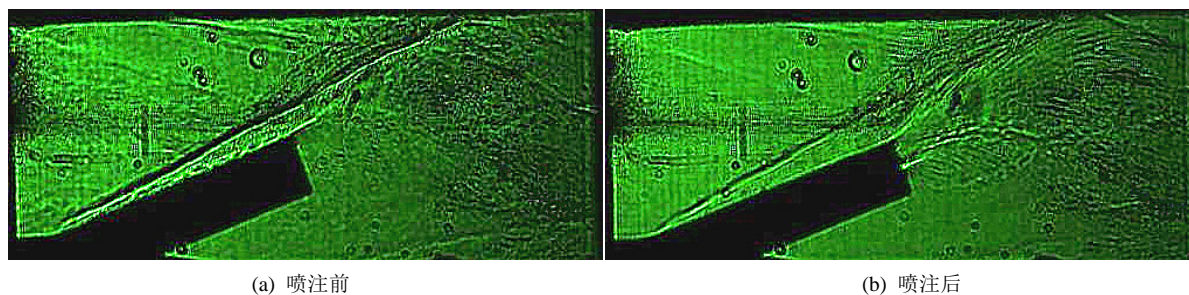


Figure 11. Shadow sketch of shock wave for benchmark model  
图 11. 基准构型阴影图

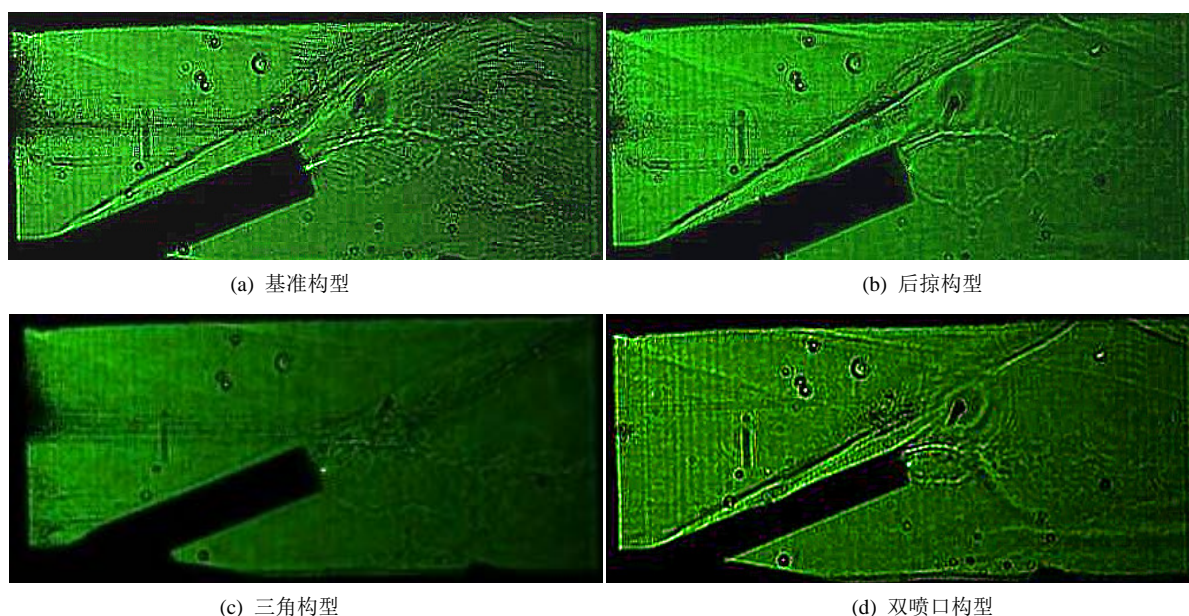


Figure 12. Shadow sketch for different injector configurations  
图 12. 不同试验方案的流场阴影图

所示。三角形构型喷注，没有形成明显的斜激波流场，这是由其构型特点决定的，同样在喷口方向的混合不明显，没有斜激波对来流的阻滞，使得燃料混合效果不佳，如图 12(c)所示。对于双喷口构型，斜激波的压缩角比基准构型要小，由于喷口面积较小，因此喷口方向形成的激马赫盘较小；同时，燃料混合向壁面方向偏离明显，有助于燃料的混合，如图 12(d)所示。

## 5.2. 流场结构分析

悬臂斜坡喷注器流场具有很强的三维效应，阴影拍摄到的是沿光线照射方向流场的叠加，不能分辨流场的三维特征。图 13 根据悬臂斜坡流场阴影图和仿真结果对悬臂斜坡流场结构进行了简单描绘。图中省略了干扰波系，突出了流场主要特征。

悬臂斜坡流场中复杂波系的存在会使流场中会产生局部高压和低压区，从而形成不同方向的压力梯度。若斜坡喷口喷注的是和空气来流密度相差较大的燃料，那么燃料与来流空气间就会存在密度梯度。通常情况下压力梯度与密度梯度不共线，在悬臂斜坡流场中低密度燃料与空气间的密度梯度及由激波产生的压力梯度不共线会产生涡量，从而在悬臂斜坡尾部产生一对反向旋转的流向涡对。且即使斜坡不喷燃料，也可通过其物理结构产生流向涡对，如图 14 所示，促进燃料与空气的混合。

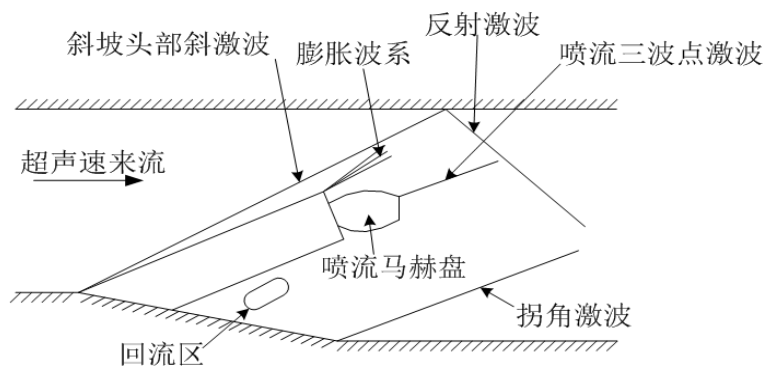


Figure 13. Sketch of flow field structure for cantilevered ramp injector

图 13. 悬臂斜坡喷注器喷流流场结构示意图

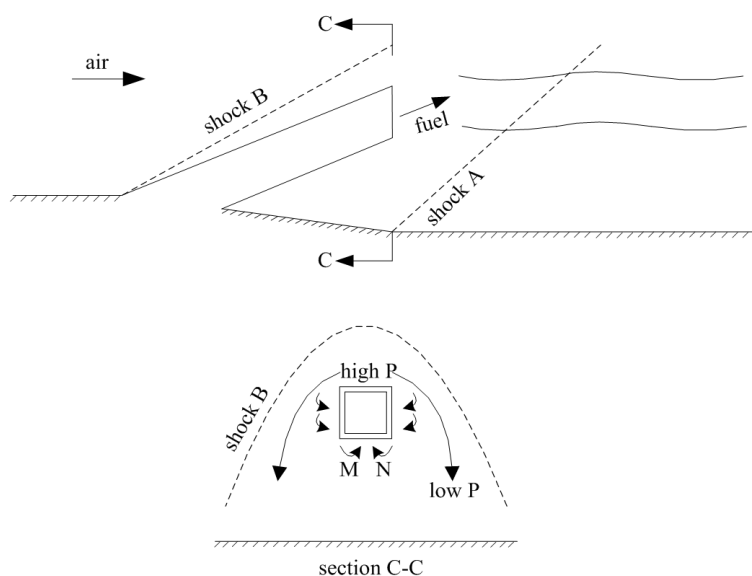


Figure 14. Pressure and wave distributions for cantilevered ramp injector

图 14. 悬臂斜坡结构压力与波系分布

## 6. 结论

本文主要利用纹影试验系统对悬臂斜坡喷注器燃料喷前与燃料喷注后的流场结构进行了观测研究，得到了不同构型的流场波系结构，对增强燃料混合的因素有了一定的认识。得到的主要结论如下：

1) 悬臂斜坡上形成的斜激波呈很强的三维效应，喷注燃料后的流场波系结构与燃料喷注前的流场波系结构相似但略有不同，燃料喷注后会改变悬臂斜坡上斜激波的方向，使其与斜坡的夹角增大。

2) 悬臂斜坡的喷流流场主要由头部斜激波、膨胀波系、喷流马赫盘、拐角激波、斜坡下方回流区、喷流三波点激波等流场结构组成，悬臂斜坡的存在使流场中产生了压差，影响了气流的运动轨迹，进一步导致了流向涡的产生。

3) 后掠喷注构型和双喷口构型的混合特性更好，三角构型喷注不能形成明显的斜激波压缩波系，混合效果不佳。

## 参考文献 (References)

- [1] Parent, B., Sisljan, J.P. and Schumacher, J. (2002) Numerical Investigation the Turbulent Mixing Performance of a

- Cantilevered Ramp Injectors. *Journal of Propulsion and Power*, **40**, 1559-1566.
- [2] Couture, D., De Champlain, A., Stowe, R.A., et al. (2008) Comparison of Scramjet and Scramjet Propulsion for a Hypersonic Waverider Configuration. AIAA Paper. <https://doi.org/10.2514/6.2008-5171>
- [3] Chan, J., Sislian, J.P. and Alexander, D. (2010) Numerically Simulated Comparative Performance of a Scramjet and Shcramjet at Mach 11. *Journal of Propulsion and Power*, **26**, 1125-1134. <https://doi.org/10.2514/1.48144>
- [4] Huang, W., Li, S.B., et al. (2013) Performance Evaluation and Parametric Analysis on Cantilevered Ramp Injector in Supersonic Flows. *Acta Astronautica*, **84**, 141-152. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.11.011>
- [5] Sislian, J.P., Martens, R.P. and Schwartzentruber, T.E. (2006) Numerical Simulation of a Real Shcramjet Flowfield. *Journal of Propulsion and Power*, **22**, 1039-1048. <https://doi.org/10.2514/1.14895>
- [6] Turner, J.C. and Smart, M.K. (2010) Application of Inlet Injection to a Three-Dimensional Scramjet at Mach 8. *AIAA Journal*, **48**, 829-838. <https://doi.org/10.2514/1.J050052>
- [7] 毕东恒. 激波诱燃冲压发动机燃料喷注混合增强机理研究[D]: [硕士学位论文]. 长沙: 国防科学技术大学研究生院, 2013.
- [8] Sislian, J.P. and Schumacher, J. (1999) A Comparative Study of Hypersonic Fuel/Air Mixing Enhancement by Ramp and Cantilevered Ramp Injectors. AIAA Paper. <https://doi.org/10.2514/6.1999-4873>
- [9] Parent, B. and Sislian, J.P. (2001) Turbulent Hypervelocity Fuel/Air Mixing by Cantilevered Ramp Injectors. AIAA Paper. <https://doi.org/10.2514/6.2001-1888>
- [10] 毕东恒, 罗世彬, 林志勇, 李世斌. 悬臂斜坡喷注器流场结构与混合特性研究[J]. 固体火箭技术, 2015(1): 61-66.
- [11] Daily, J.W. (1997) Laser Induced Fluorescence Spectroscopy in Flames. *Progress in Energy and Combustion Science*, **23**, 133-199. [https://doi.org/10.1016/S0360-1285\(97\)00008-7](https://doi.org/10.1016/S0360-1285(97)00008-7)

期刊投稿者将享受如下服务:

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: [ijfd@hanspub.org](mailto:ijfd@hanspub.org)