

文章编号: 1001- 2486(2010) 05- 0039- 05

凹腔上游横向喷流混合过程的实验研究*

翟振辰, 周 进, 韩 旭

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 利用基于纳米粒子的平面激光散射(NPLS)技术研究了超燃冲压模型发动机中凹腔上游横向喷注乙烯燃料时凹腔附近的流场, 主要研究了燃料射流与主流的混合过程; 对比了在不同喷注压力下燃料射流穿透度的变化; 研究了不同凹腔参数对燃料与主流混合过程的影响。通过研究发现, 喷注压力对燃料射流与主流混合效果的影响主要体现在两个方面, 射流的穿透度和射流的扩散; 对燃料射流来说, 与主流混合的主要阶段为大涡的形成直至破碎阶段; 在喷注总压相同下, 喷注位置靠近凹腔有利于燃料射流与主流的混合和向凹腔内的输运; 凹腔构型对燃料射流的影响主要在于大尺度结构开始发展破碎的阶段。

关键词: 超声速流动; 横向喷流; 混合; NPLS

中图分类号: V434 **文献标识码:** A

Experimental Study of the Mixing Process of Transverse Fuel Injection in the Upper Part of a Cavity

ZHAI Zhen-chen, ZHOU Jin, HAN Xu

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

Abstract: Based on the technology of Nano-based Planar Laser Scattering(NPLS), the ambient flow field of a cavity was studied in the research, in which the ethene fuel was injected perpendicularly in the upper part of a cavity placed in a scramjet engine model. The study focused on the mixing process of the fuel jet and its mainstream, the comparison of the changes in the fuel jet penetrability under different injection stagnation pressures, as well as the effect of the cavity geometry parameters on the mixing process of the fuel jet and its mainstream. Through the study, the effect of the injection stagnation pressures on the mixing of the fuel jet and its mainstream was found mainly in two aspects: the penetrability and the diffusion of the fuel jet. As for the fuel jet, this study indicated that the main phase of the mixing process with the mainstream begins when the eddies come forth and ends when the eddies break up. Moreover, this study showed that a closer location of the injector helps to produce a better mixing of fuel jet and mainstream and a higher-quality transportation of the fuel jet to the cavity. In addition, the influence of the cavity configuration on the fuel jet primarily starts from the stage of the breaking up of the large-sized eddies.

Key words: supersonic flow; transverse jet; mixing; Nano-based Planar Laser Scattering(NPLS)

超燃冲压发动机是实现高超声速飞行理想的推进动力之一, 目前世界上许多国家都在发展其以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器^[1-3]。超燃冲压发动机可与涡喷发动机、亚燃冲压发动机、火箭发动机等组合使用, 为导弹、飞机的高超声速飞行以及飞行器的助推入轨提供动力, 无论在军事上还是民用上都具有重要的意义。

超燃冲压发动机在高动压下吸入大气中的氧气来作为氧化剂, 燃料和吸入的超声速气体在燃烧室内混合、燃烧。由于主流在燃烧室内停留的时间为毫秒量级, 如何高效率地完成超声速主流和喷注燃料的混合、燃烧以及要保持火焰的稳定, 是超燃发动机研究中的关键问题之一。国际上经过很多年的研究, 已经有了很多不同的解决方法^[4-5]。由俄罗斯航空发动机中央研究院(CIAM)设计的凹腔火焰稳定器^[6-7]作为一种集燃料喷注和火焰稳定于一体的装置, 在超音速燃烧的火焰保持和稳定方面发挥了巨大的作用, 获得了广泛的研究与应用。

目前有关超燃冲压发动机的技术还不够成熟, 为了更好地解决以上问题, 需要深入研究超燃发动机

* 收稿日期: 2010- 05- 12

作者简介: 翟振辰(1976-), 男, 博士生。

中的燃烧机理,对燃烧室中的混合和燃烧情况进行精确的观察。此前的研究中主要着重于测量燃烧室中的压力、流量、温度等参数来估算混合和燃烧的情况,对于其真实的燃料分布和混合燃烧等没有准确的了解。采用光学观测手段,可以实现非接触的观察和测量,基于纳米粒子的平面激光散射(NPLS)技术在观察流场中燃料的混合方面具有很大优势,具有很高的时间分辨率和空间分辨率,能够观测到流场中每个区域的瞬态结构,从而对研究混合情况有很大帮助。

1 实验设备

1.1 直联式超声速燃烧试验台

本文实验在一个直联式超声速燃烧试验台上完成。试验台由空气加热器、超燃冲压模型发动机、测量控制系统以及管路供应系统四部分组成,其中加热器和超燃冲压模型发动机中的超声速燃烧室部分如图1所示。

使一定配比的氢气、氧气和空气在加热器中燃烧获得高焓气流,调节氧气比例使气流成分与空气相同,再经过矩形拉瓦尔喷管扩张加速成为超声速气流,可模拟总压 0.6MPa,静压 66kPa,温度 1252K,来流马赫数 2.1 的超声速来流。气流出矩形拉瓦尔喷管后经过隔离段进入超燃冲压模型发动机中。为防止超声速气流的热壅塞,燃烧室内流道采用上壁面单边扩张型,扩张角为 \mathcal{L} 。

凹腔上游的两个燃料喷嘴距凹腔的距离分别为 32mm 和 10mm,直径 2mm。凹腔与喷孔集成在一个凹腔基座上,两个喷注位置分别记为 a_1 , a_2 。如无特殊说明,本文所用凹腔的深度均为 10mm。图2给出了凹腔结构示意图。通过更换不同的凹腔基座,可获得不同长深比以及后壁倾角的凹腔。为方便表述,将深度为 a 毫米,长深比为 b ,后壁倾角为 c 度的凹腔记为 $D_aLD_b\theta_c$ 凹腔。凹腔底壁布置测压嘴安装孔。超声速燃烧室另外三个壁面上开有观测窗口,装有石英玻璃,便于光学观测。

实验中使用混有纳米粒子的 N_2 模拟乙烯燃料射流。喷注总压为 1.3MPa。

1.2 NPLS 系统

本文实验中所用的 NPLS(基于纳米粒子的平面激光散射)系统由计算机、同步控制器、CCD 相机、脉冲激光光源以及纳米粒子发生器组成,如图3所示。在 NPLS 系统中,计算机控制各部件的运行,并保存所采集到的实验图像;同步控制器给出基准的时钟信号,并发出指令协同各部件的工作,它的输入、输出参数通过计算机软件下载输入;CCD 相机的曝光和脉冲激光光源的激光输出时序可根据测量目的的不同进行调整;准直激光束通过片光镜头转换为具有一定厚度的平面激光;本文所使用同步控制器具有八个输出端口,时间精度为 0.25ns;CCD 相机为行间传输型 CCD,最短跨帧时间 200ns;脉冲激光光源为双腔 Nd:YAG 激光器,输出激光波长 532nm,脉冲持续时间 6ns,单脉冲最高能量 350mJ。

系统工作时,通过软件设定激光器两次相邻脉冲的时间间隔,可以在很短的时间内拍摄两幅时间相

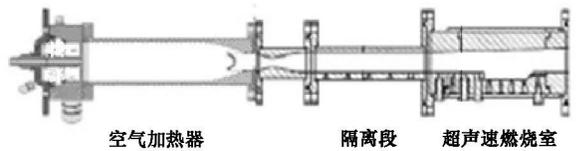


图1 超燃冲压发动机实验装置结构图

Fig.1 Configuration of supersonic combustion chamber

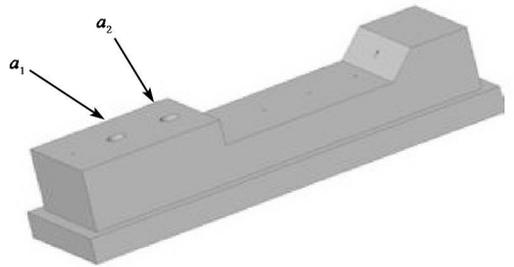


图2 凹腔示意图

Fig.2 Configuration of cavity

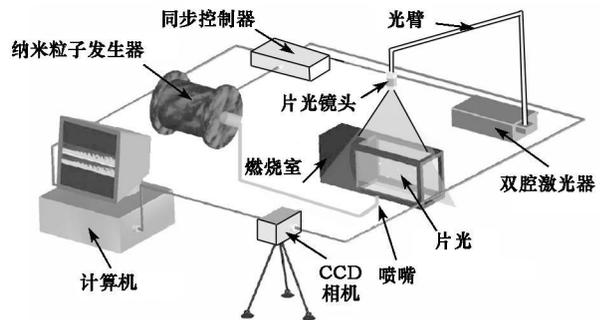


图3 NPLS系统的组成图

Fig.3 Schematic of NPLS measurement system

关的图像, 即拍摄一个图像对, 而后通过设定采样频率来控制每秒钟采样的图像对数。

本文所采用的 TiO_2 纳米示踪粒子具有较高的光学折射率, 经过大量实验验证对超声速流场具有良好的跟随性, 价格较低, 这是本文选择纳米粒子的重要依据^[8-9]。在经过粒子发生器和分离器之后, 粒子随喷流一起注入流场中, 厚度为 1mm 的脉冲激光从开窗燃烧室正上方沿平行于流向的中心截面照射流场, 流场中纳米粒子散射的光线成像在 CCD 上就可以拍摄到喷流在燃烧室内部发展的流场结构。获得的实验结果能够充分反应流场的瞬态特性, 具有非常高的空间分辨率^[10]。

2 实验结果与分析

2.1 氮气(N_2)射流与真实燃料射流的差别

Schetz 等的研究结果指出, 燃料射流在主流中的穿透度由喷流与来流的动量通量之比(也即动压之比) J 决定^[11], 在没有燃烧时, 在其他实验条件, 如喷注压降、喷口直径等一致的情况下, 用氮气(N_2 , 分子量为 28)射流模拟乙烯(C_2H_4 , 分子量为 28)燃料射流在主流中的扩散与混合情况是可信的。

2.2 燃料射流与主流的混合过程

图 4 是凹腔 D10LD8045 在距前缘 32mm 处进行燃料喷注拍摄得到的图像。其中 (a) 图为距喷嘴 5mm, 15mm, 25mm 处所拍摄到的流向截面的图像, (b) 图为燃料喷流在中心截面的分布情况。从图中可以清楚地看到燃料射流在流向和展向截面的发展情况。试验得到的图像反应了射流的瞬间形态, 虽然具有很大的非定常性, 但射流的发展过程是基本相同的, 都具有三个发展阶段。

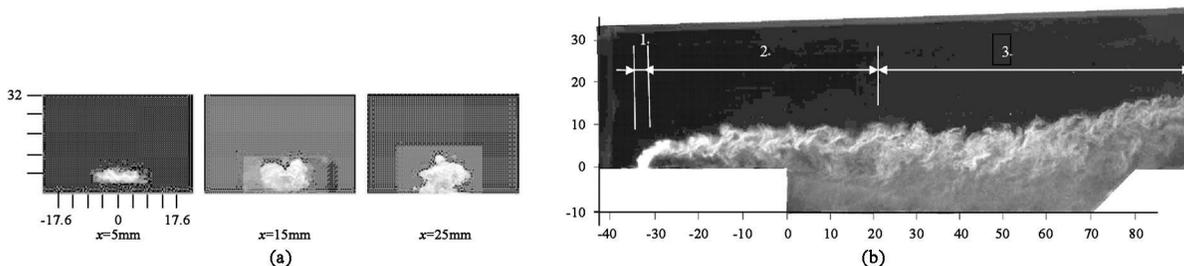


图 4 喷流结构示意图(a_1 , 单位: mm)

Fig. 4 Image of the transverse jet (position of the nozzle: a_1 , unit: mm)

在第一阶段, 由于射流动压较大, 而近壁面来流受壁面粘性作用动压较小, 射流基本垂直于主流方向上升, 由于射流欠膨胀, 在进入主流后继续膨胀, 在这一阶段, 射流基本保持柱状外形, 射流与主流接触表面有微小凸起, 没有明显变形, 说明在此阶段, 射流与主流之间的混合较差。

在第二个阶段, 射流向主流方向偏移, 在此过程中, 主流与射流的剪切作用使得射流与主流交界面发生变形, 拉伸, 并开始出现了大尺度结构, 从而使得主流与燃料射流的接触面积增大, 射流与来流进行了有效的相互掺混。图 4(a) 正是这个阶段三个不同展向截面的射流构型图。

(1) $x = 5\text{mm}$ 是这一阶段发展的初期, 可以看到射流所形成的流向反转漩涡呈扁平形, 这是由于射流向主流转向的过程中, 由于来流动压较大, 使射流柱在流向上受到挤压变形, 而在展向上射流的扩展却没有阻碍, 而且来流在射流柱附近形成绕流卷吸夹带燃料对射流在展向上的扩展还有促进作用, 所以射流在转向形成了扁平状。

(2) 在 $x = 15\text{mm}$ 处, 相对于 $x = 5\text{mm}$ 的初始发展阶段, 燃料射流在展向上尺寸有所增加, 但主要是在纵向上增加很快, 这一方面是由于主流与射流之间的剪切作用促进了主流与燃料射流之间的混合, 另一方面也是由于射流形成的反转漩涡对增强了燃料射流与来流的混合效果, 扩展了燃料分布的纵向尺寸。

(3) 在 $x = 25\text{mm}$ 处, 其在各个方向的尺度与 $x = 15\text{mm}$ 处相比差别不大, 说明在经历了初始发展阶段后, 燃料射流在纵向尺度上的发展速度变得缓慢。

比较三个截面, 在展向上的尺寸变化比纵向上小得多, 说明射流在这一阶段的发展过程中在纵向尺度上发展是主要因素。在这一阶段主流与射流的对流马赫数不断减小, 开始时纵向尺度增加很快, 而随

着燃料射流速度的增加,其纵向发展速度不断减小。由于在此阶段对流马赫数较高和流场的不稳定性,大涡的形状很不规则,在大涡内部及大涡之间存在大量的小涡结构,这些小涡在发展过程中与大涡发生合并,使大涡尺度不断增大。

在第三阶段,射流基本平行于主流方向,在凹腔上方有向凹腔下沉的趋势,在凹腔尾部又明显地向主流抬升,在此过程中,燃料被凹腔剪切层输运到凹腔内部,而在第二阶段所形成的大尺度结构发生破碎变形。在射流的边界,由于射流与来流的剪切作用,形成了大尺度的涡结构。与第二阶段的大涡不同,由于这里的剪切作用已经不是很显著,形成的大涡以平动为主,并且在凹腔内部及喷流内部存在着大量的小涡结构,说明此时在燃料射流内部已经是小的涡结构起主导作用。

2.3 不同喷注压力的影响

以D10LD8045凹腔为例,如图5所示,改变喷注压力 P_j 。

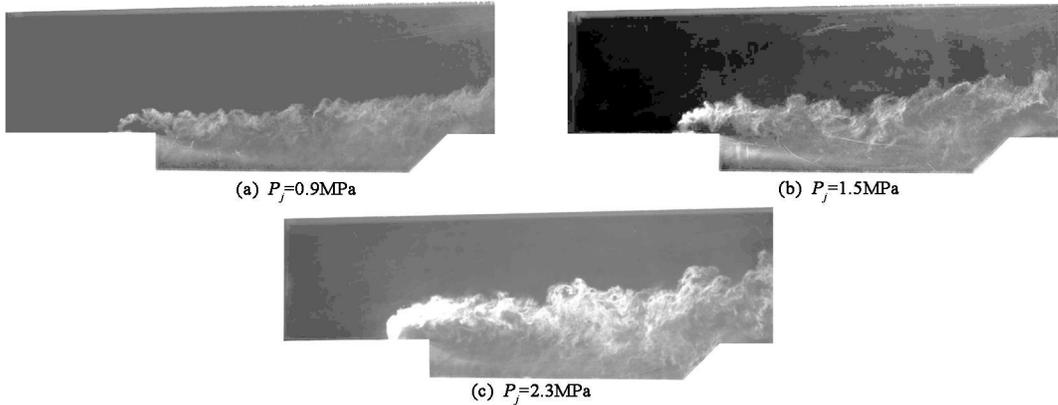


图5 不同喷注压力下D10LD8045凹腔中心截面处喷流(a_1 ,单位:mm)

Fig. 5 Image of the transverse jet in the central section of cavity D10LD8045 with different P_j

从图中可以看出,喷注压力的增加对提高燃料射流与主流的混合效果体现在两个方面:(1)随着喷注压力的增加,射流的穿透度增加,射流更加接近主流中心;(2)随着喷注压力增加,射流的扩散速度加快,在凹腔长度足够的情况下,进入的燃料增多,有利于火焰的稳定。

对于上述第一个方面,穿透度的变化,在其他参数的凹腔中,也都有类似的结果;而对于上述第二个方面,射流在主流中扩散速度的变化,在短凹腔中的效果会弱一些。

2.4 燃料喷流结构的影响因素

2.4.1 喷注位置对燃料喷流结构的影响

将燃料喷注位置改为 a_2 (凹腔上游,距前缘10mm),喷注总压不变,如图6所示,由于喷嘴更加靠近凹腔,喷流在凹腔上方迅速发展,大尺度结构在纵向上迅速拉伸,致使来流与燃料射流的混合比较充分,剪切层向凹腔内部输运的燃料增加。从图6(a)可以看到,在 $x=5\text{mm}$ 处,喷流保持扁平状,可以看到其内部的反转漩涡对。在 $x=15\text{mm}$ 和 $x=25\text{mm}$ 处,即燃料到达凹腔上方后,燃料迅速向凹腔内部发展。这说明在喷嘴靠近凹腔时,燃料容易在纵向尺度上发展,容易实现燃料的混合和向凹腔内部的输运,有

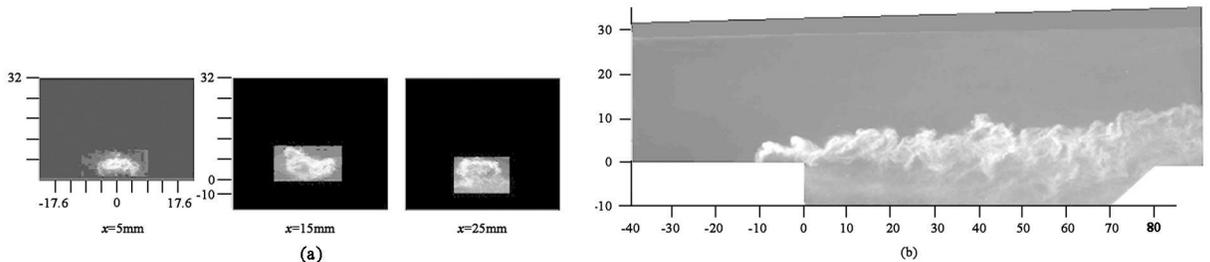


图6 喷流结构示意图(a_2 ,单位:mm)

Fig. 6 Image of the transverse jet (position of the nozzle: a_2 , unit: mm)

利于火焰的稳定。

从以上结果可以看出改变喷注位置对射流的第二和第三阶段均具有较大影响, 从而对混合效果产生较大影响。

2.4.2 凹腔参数变化对燃料喷流结构的影响

为了研究凹腔长深比和凹腔后壁倾角对喷流结构的影响, 保持喷注压力 $P_j = 1.3\text{MPa}$ 不变, 分别对凹腔 D10LD8 θ 90, D10LD6 θ 45, D10LD4 θ 45 在 a_1 处喷注燃料的情形进行了研究, 图 7 给出了结果。

(1) 改变凹腔后壁倾角时, 以增大为例, 燃料射流的结构变化不大, 在凹腔后缘附近, 喷流明显上抬, 与图 4 不同的是, 燃料喷流向凹腔下沉的幅度减小, 燃料射流基本平行于主流。

(2) 改变凹腔长度后, 与长凹腔时不同的是, 在凹腔较短的情况下, 燃料向凹腔内部的输运能力减弱。在纵向上主要向主流发展, 向凹腔方向下沉明显减弱, 在纵向尺度上不断扩大, 而对于长凹腔来说, 在喷流发展的过程中, 在纵向上主要是向凹腔内部输入燃料, 向主流发展较弱。

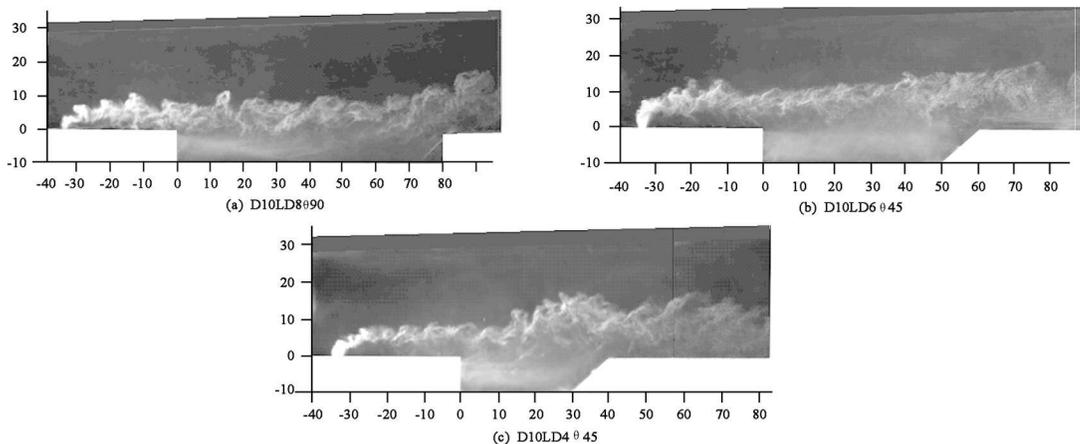


图 7 凹腔中心截面处喷流

Fig. 7 Image in the central section of cavity

以上结果说明, 改变凹腔构型对喷流结构的影响基本限于第三个发展阶段, 主要对燃料向凹腔内部的输运产生影响, 由于喷嘴距离凹腔前缘较远, 因此对第一和第二阶段的影响不大。

3 结论

(1) 对横向喷流来说, 与主流混合主要分为三个阶段, 横向喷流垂直主流运动和向主流偏转、大尺度结构的形成和发展、大尺度结构的破碎;

(2) 喷注压力对横向喷流与主流混合的影响主要体现在两个方面, 射流穿透度和射流本身的扩散程度;

(3) 在喷注总压相同下, 喷注位置靠近凹腔有利于横向燃料喷流与主流的混合和燃料向凹腔内的输运;

(4) 凹腔构型对横向燃料喷流与主流混合的影响开始于第二个发展阶段, 即大尺度结构开始形成的阶段; 而对燃料向凹腔内的输运产生影响, 主要在第三个阶段, 即大尺度结构发展破碎的阶段。

参考文献:

- [1] 沈剑. 2004 年美国成功的高超声速飞行试验[J]. 飞航导弹, 2005(6): 34-39.
- [2] 张明, 田宏伟, 梁彦. 冲压发动机在战术导弹上的应用[J]. 飞航导弹, 2005(6): 50-53.
- [3] 乐嘉陵, 胡欲立, 刘陵. 双模态超燃冲压发动机研究进展[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(1): 1-12.
- [4] Bertin J J, Cummings R M. Fifty years of Hypersonics: Where We've Been, Where We're Going[J]. Progress in Aerospace Science, 2003(39): 511-536.
- [5] Seiner J M, Dash S M, Kenzakowski D C, et al. Historical Survey on Enhanced Mixing in Scramjet Engines[R]. AIAA Paper, 1999.
- [6] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M, et al. Experimental Investigation of 2-D Dual Mode Scramjet with Hydrogen Fuel at Mach 4.26[R]. AIAA 90-5269, 1990.
- [7] Roudakov A, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight Testing an Axisymmetric Scramjet russian Advances[R]. IAF 93-S. 4. 485, 1993.
- [8] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的实验研究[D]. 国防科技大学, 2008.
- [9] 肖亚克, 贾元胜, 张孝隶. PIV 技术中的示踪粒子发生和布撒[J]. 气动研究与实验, 2005(12): 8-15.
- [10] 黄明海, 齐鄂荣, 李炜. PIV 在二维后向台阶流实验研究中的应用[J]. 武汉大学学报(工学版), 2005(4): 35-38.
- [11] Schetz J A, Billig F S. Penetration of Gaseous Jets Injected Into a Supersonic Stream[J]. AIAA Journal, 1966, 3(11): 1658-1665.