

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.05.019

## 亚超剪切混合层燃油雾化特性试验研究

官冠吉<sup>1</sup>, 李建中<sup>1</sup>, 金武<sup>1</sup>, 袁丽<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 南京, 210016; 2. 陆军工程大学国防工程学院, 南京, 210007)

**摘要:** 为了摸清亚超大梯度剪切混合层内直射式喷嘴的燃油雾化特性, 设计了用于向亚超剪切混合流中进行燃油喷射的直射式喷嘴, 建立了亚超剪切混合层中燃油雾化试验系统。利用粒子图像测速系统(PIV), 对亚超大梯度混合层中油雾场进行测量。通过改变喷嘴流量、喷射角度和喷嘴数量研究不同参数对雾化特性的影响, 并应用图像处理技术对亚超大梯度剪切混合层内的油雾场进行分析, 总结归纳其雾化规律。试验结果显示: 随着流量增大, 穿透深度会随之增大, 破碎后的颗粒分布峰值所对应的液滴直径会逐渐变小, 雾化效果提升; 相同流量条件下, 喷嘴的角度改变对雾化效果有影响, 顺喷和逆喷的雾化效果均好于垂直喷射; 逆喷的喷射高度最高, 随着流量的增长, 燃料将会碰壁; 顺喷条件下, 随着角度的增加, 穿透长度会有所增加; 综合燃油轨迹边界, 逆喷的效果相对较好。相同流量条件下, 喷孔个数的改变对雾化效果和穿透深度的影响不大。

**关键词:** 推进系统; 亚超剪切混合层; 雾化特性

中图分类号: V231.1 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2020)05-0817-08

## Experimental Investigation on Spray Characteristics in Subsonic-Supersonic Shear Mixing Layer

GONG Guanji<sup>1</sup>, LI Jianzhong<sup>1</sup>, JIN Wu<sup>1</sup>, YUAN Li<sup>2</sup>

(1. Key Laboratory of Aero-engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. School of National Defense Engineering, the Army Engineering University of PLA, Nanjing, 210007, China)

**Abstract:** To find out the atomization characteristics of the direct jet nozzle in the subsonic-supersonic large velocity gradient shear mixing layer, a kind of direct injector used to inject fuel into shear mixing layer is designed and a fuel atomization test system is set up. The particle image velocimetry system (PIV) is used to measure the spray field in the subsonic-supersonic large velocity gradient shear mixing layer. The influence of different parameters on atomization characteristics is studied by changing the nozzle flow rate, injection angle and the number of injectors in the experiment. The spray field in the subsonic-supersonic shear mixing layer is analyzed by digital image processing technology to sum up the law of atomization. Experimental results show that the change of flow rate will increase the penetration depth and the droplet diameter corresponding to the peak distribution of the broken particles will gradually become smaller, thus improving the atomization effect. At the same flow rate, the atomization effect is affected by the angle change of the nozzle. The atomization effect of both downstream and upstream is better than that of the vertical injection. The injection height of the reverse injection is the highest, and the fuel will bump onto the wall with the increase of the flow rate. For downstream injection, the penetration length increases with the increase of angle. The effect of inverse injection can be obtained relatively well by observing the boundary of integrated fuel trajectory. At the same

收稿日期: 2019-01-20; 修订日期: 2019-11-13

通信作者: 李建中, 男, 博士, 教授, 博士生导师, E-mail: ljzh0629@nuaa.edu.cn。

引用格式: 官冠吉, 李建中, 金武, 等. 亚超剪切混合层燃油雾化特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(5): 817-824. GONG Guanji, LI Jianzhong, JIN Wu, et al. Experimental investigation on spray characteristics in subsonic-supersonic shear mixing layer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(5): 817-824.

flow rate, the change of the number of nozzle has little effect on the atomization effect and penetration depth. The results provide the basis for optimizing the engine combustion chamber.

**Key words:** propulsion system; subsonic-supersonic shear mixing layer; spray characteristics

内嵌火箭式冲压发动机集合了冲压发动机高比冲、高推重比和传统火箭式发动机工作高度不受限的优点,因为火箭气流和冲压气流间的速度差达到10倍以上,温度差3~4倍<sup>[1-2]</sup>,两者之间会形成复杂强剪切混合层。这种大梯度剪切混合层的流场结构非常复杂,存在涡结构三维演化现象,空间扰动及激波存在会有利于混合增强,强化能量交换。内嵌火箭式冲压发动机需要增强燃烧,实现燃料的快速混合和燃烧,燃烧组织形式就变得格外重要,其核心问题是要在以剪切流动为主要流动组织形式的基础上,提高混合室内空气与燃料的混合,使得燃料的雾化性能增强。为了研究大剪切混合层中燃烧组织方式对雾化性能的影响,得到混合层中的雾化特性规律,在空气和燃料混合后的油雾场中需要对混合层中的雾化性能进行评价,雾化性能的评价指标一般采用索泰尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD)和其均匀性的分布<sup>[3]</sup>。国内外学者通过大量的数值模拟和试验<sup>[4-7]</sup>,发现液体燃料的雾化蒸发过程主要分为初次雾化和二次雾化两个过程。在研究了不同工况下液滴粒径的变化和均匀性的分布曲线后,发现改变气动参数,包括气液质量流量比、来流条件和环境压力对雾化性能均有影响,同时,改变喷嘴结构(直径和喷嘴形状或者喷射角度)也会改变雾化性能。张岩等<sup>[5,8]</sup>利用激光散射技术对单个喷嘴在横向气流中的油雾场进行研究,获得了空气速度、供油压力及喷孔直径对雾化效果的影响关联性;低速条件下,逆喷可以有效提升雾化特性。徐圃青等<sup>[9]</sup>利用脉冲激光技术研究了低压条件下直射式喷嘴的雾化特性,获得了低压环境恶化雾化效果的规律。汲银凤等<sup>[10]</sup>利用激光粒度分析仪对气水喷嘴雾化特性进行了研究,研究结果表明:气液比增加会导致雾化粒径降低速度由快到慢。Dixon等<sup>[6-7]</sup>利用激光片光源技术研究了水和可燃性气体在 $Ma$ 为1.94的条件下射流角度、喷嘴直径和气液比对雾化场的影响,研究结果表明:提升射流角度、喷嘴直径和气液比可以增加穿透深度。

针对直射式喷嘴油雾场和雾化特性的影响规律的测量方法,可以通过粒子图像测速法(Particle image velocimetry, PIV)和高速摄影对油雾场进行拍摄,然后利用图像处理技术进行处理,基于大尺度宏观范围的图像处理,给出颗粒在较大空间范围的尺寸分布。金仁瀚等<sup>[11]</sup>利用PIV对高温气流中的横向射流雾化场进行拍摄,并利用数字图像处理

技术,研究了气流温度和喷射压力对油雾场平均索泰尔直径的影响,提升喷射压力基本不会影响颗粒分布,但是会使SMD减小。冯守义等<sup>[12]</sup>研究了高密度烃燃料在直射式喷嘴情况下的雾化规律,并利用相同的图像处理技术研究了高温气流蒸发作用在颗粒二次雾化中的重要性,升高温度可以提升雾化效果,雾化初期气液相对速度占主要影响,从某位置开始蒸发效果占主要影响。Shen<sup>[13]</sup>采用了PIV的方法通过图像处理技术识别原始图像中的粒子以获得粒子的大小和位置。

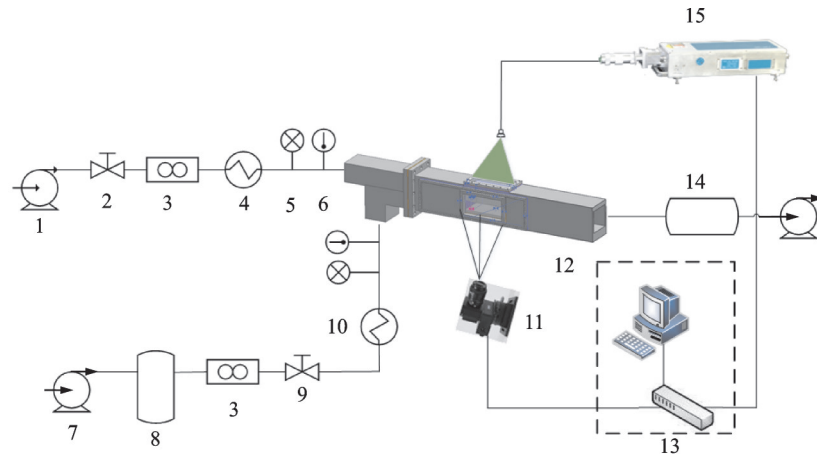
虽然从公开文献可以看到,人们对直射式喷嘴的雾化特性进行了较为细致的研究,也得到了相关参数对雾化特性的影响规律,但是针对液体通过直射式喷嘴喷注进入混合层,特别是亚超大梯度剪切混合层的雾化规律并没有得到清楚的诠释,且仍旧缺乏足够的研究。因此,本文通过改变燃油流量、喷射角度和直射式喷嘴数量,利用PIV对油雾场进行捕捉,并通过数字图像处理技术对颗粒分布、颗粒均匀性和燃油轨迹等雾化特性进行试验研究。

## 1 试验系统

建立大梯度亚超剪切混合层雾化试验系统,如图1所示。其中气源由最大流量1.5 kg/s,最大供气压力为0.8 MPa的3台压气机供给。压气机驱动气流分为两路,一路气流经主燃烧室加温和拉瓦尔喷管加速后进入稳流段和衔接段在混合室中混合;另一路气流经电加热器后进入混合室中与超声速气流混合。前端管道上设有放气阀,用于调节总流量大小;外涵管路上设有碟式调节阀,用于调节两路气流的流量分配。试验过程中需要在内外涵道形成一定的温度梯度,因此气流采用电加热器进行预加热。该型电加热器额定功率为200 kW,额定电压380 V。温度范围为室温到200 °C。预热后的气体流进燃气加热器,进一步提升温度至500 K以上。燃油通过在亚声速侧流道布置喷杆上的直射式喷嘴喷注进入剪切层。

PIV是通过透镜将激光束聚束成片,其激光片光源厚度可调节至1 mm左右,然后利用数码相机拍摄连续两帧的追随气流流动的粒子,两帧间设置的实际时间间隔为2  $\mu$ s,最大分辨率可达到2 048像素 $\times$ 2 048像素。激光经光臂由试验段上方玻璃垂直射入,CCD相机通过侧面观察窗记录喷口中心截面油雾场散射图像。

为了探究工况参数改变对雾化性能的影响规



1—压气机; 2—蝶阀; 3—流量计; 4—200 °C点加热器; 5—压力传感器; 6—温度传感器;  
7—高压风机; 8—高压罐; 9—阀门; 10—燃气加热器; 11—高速相机; 12—燃烧室;  
13—测控系统; 14—低压罐; 15—激光发生器; 16—低压风机

图 1 试验系统

Fig.1 Test system

律,选择适当的燃料喷注方式以便提高燃烧性能。试验过程中为了能够顺利将燃料喷注进入剪切层,使用直射式喷嘴,如图 2 所示。

试验段中,亚声速流道出口高度为 100 mm,超声速流道出口高度为 16 mm,所设计的拉瓦尔喷管出口处马赫数为 1.5,试验过程中经过测量实际马赫数为

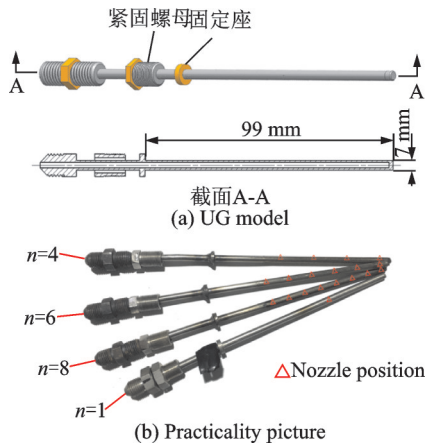


图 2 喷油杆

Fig.2 Fuel injection

1.452。试验中所使用的喷油杆内径 5 mm,壁厚 1 mm,喷嘴直径 0.5 mm,利用螺栓固定在试验件侧壁上,喷油杆分为单孔、双孔、六孔和八孔,安装位置如图 3 所示。

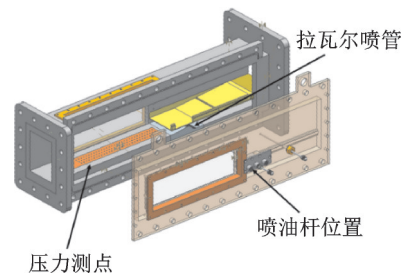


图 3 亚超混合层方案

Fig.3 Subsonic-supersonic shear mixing layer model

由于亚超声速流间速度梯度相差过大,在相同的时间尺度内,PIV 追踪失踪颗粒改变的距离差距很大,因此无法得到准确的速度场。为更直观地显示剪切层所在位置,利用 Fluent 对基于试验件的简化二维模型进行流场模拟,得到如图 4 所示的冷态流场。计算工况如表 1 所示。

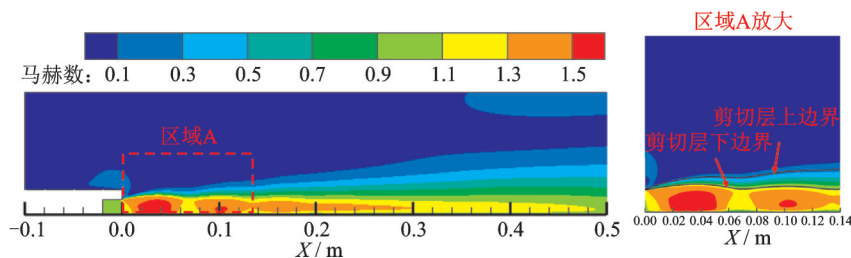


图 4 简化计算模型的速度云图

Fig.4 Velocity figure of simplified computational model

通过冷态流场可以发现在支板末端由于亚超声速流的混合产生了一段大梯度的剪切混合层,可通过混合层厚度  $\delta_{10}$  估量其位置,定义速度为  $U_1 -$

$0.1\Delta U$  和  $U_1 + 0.1\Delta U$  的两点之间距离,其中  $U_1$ ,  $U_2$  分别为超声速流和亚声速流的入口速度,  $\Delta U$  为两者速度差。

表1 计算工况

Table 1 Calculation conditions

$T_{\text{sub}}/K$	$T_{\text{sup}}/K$	$Ma_{\text{sub}}$	$Ma_{\text{sup}}$
300	404	0.1	1.45

试验过程中,可以进行变流量、变喷射角度和变喷嘴数量等试验。在供油压力对比试验中,燃油进口流量变化范围为1~10 L/min;变喷射角度试验过程中,供油压力保持在0.153 MPa,角度变化分为逆喷45°、垂直喷射和顺喷45°及60°;喷嘴数量变化为6个喷嘴和8个喷嘴,燃油流量分别为15和20 L/min。在对喷嘴流量标定后,将燃油流量改变为质量流量,具体试验工况如表2所示(表中 $q$ 为燃油流量, $p_t$ 为供油压力, $\alpha$ 为喷射角度, $n$ 为喷嘴数量)。

表2 试验工况

Table 2 Experiment conditions

No.	$q/(g \cdot s^{-1})$	$p_t/MPa$	$\alpha/(\circ)$	$n$
1	0.238	0.013 7	90	1
2	0.450	0.046	90	1
3	0.892	0.153	90	1
4	1.298	0.344	90	1
5	1.722	0.887	90	1
6	2.146	0.153	90	1
7	0.892	0.153	135	1
8	0.892	0.153	45	1
9	0.892	0.153	60	1
10	3.338	4.484	90	6
11	4.451	5.239	90	8

## 2 试验结果及分析

### 2.1 图像处理方法

PIV得到的油雾场原始图像为瞬态图像,拍摄范围为140 mm×60 mm,如图5(a)所示。图中原始图片无法观察得到粒径的累计分布及边缘轮廓轨迹,且瞬态图像无法有效表示油雾的运动轨迹,因此需对所得到的原始图像进行处理。使用MATLAB进行编译程序,以达到对图像的灰度拉伸、降噪、合并、边缘查找等效果,最终获得边界轨迹及颗粒尺寸分布和空间分布特征,通过拍摄标尺标定后,计算区域边长约为60  $\mu\text{m}$ 。利用所编译软件的边界查找功能,可以根据瞬态油雾场得到颗粒的累计分布,图5(b)为根据瞬态燃油颗粒分布图处理后所得到的油雾场颗粒尺寸。

燃油液柱经过雾化过程液滴破碎成为大小不一的颗粒,而评价液滴均匀性的指标为R-R分布表达式的 $n$ 值<sup>[14-15]</sup>,其函数表达式为

$$R = 1 - \exp \left[ - \left( \frac{d}{\bar{d}} \right)^n \right] \quad (1)$$

式中: $\bar{d}$ 为液滴的特征直径, $R$ 为液滴直径小于 $d$ 的液滴质量(或体积)占液滴总质量(或总体积)的百分数, $n$ 值越大表明其均匀性分布越好。

燃油射流的穿透深度是评价物化特性的重要指标。穿透深度是指直射式喷嘴在其下游某一位置燃油油雾浓度分布最大处与直射式喷嘴所在平面的垂直距离或其液雾分布的上边界<sup>[16]</sup>。因此选

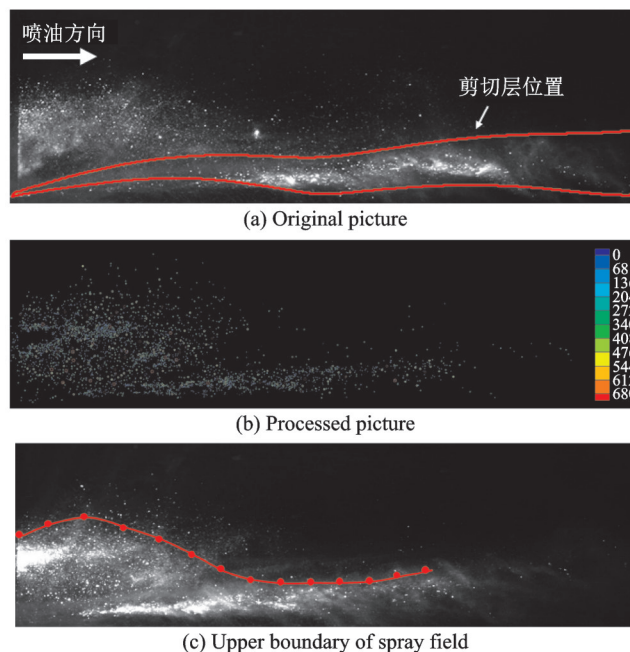


图5 图片处理方法

Fig.5 Digital image processing technology



取 PIV 瞬态油雾场的喷雾上边界,选取方法如图 5(c)所示,为保证选取边界准确性,对比多张不同瞬时图片以消除误差<sup>[17]</sup>。

### 2.2 流量改变对雾化特性的影响

试验通过调节浮子流量计改变燃油流量,经喷嘴标定后转化为供油压力,试验共 5 种不同供油压力,分别为:0.013 7、0.046、0.344、0.589 和 0.887 MPa。通过处理原始图片得到颗粒 SMD 随流量的变化如图 6 所示,图中  $Ma_{sup}$ 、 $Ma_{sub}$  分别为超声速流和亚声速流马赫数,  $T_{sup}$ 、 $T_{sub}$  分别为超声速流和亚声速流温度。随着供油压力增加, SMD 呈现先降低后增长再降低的波动趋势,但是因为流场的入口条件没有变化,其剪切层中的结构和强度均未发生改变,因此 SMD 的变化量很小,基本处于 150  $\mu\text{m}$  左右。对于不同供油压力的均匀性基本维持在 1.8 左右,如图 7 所示,但是存在拐点,供油压力为 0.046 MPa 时均匀性最好,这表明雾化的均匀性并不是随着流量的增加而线性增长,当供油压力小于某一值时,提升供油压力会使得燃油初始扰动更加剧烈,初次雾化效果变得更好。

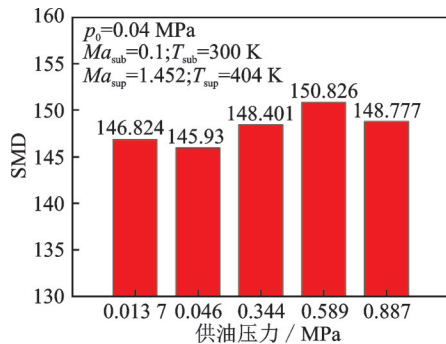


图 6 不同供油压力的 SMD

Fig.6 SMD of different fuel pressure

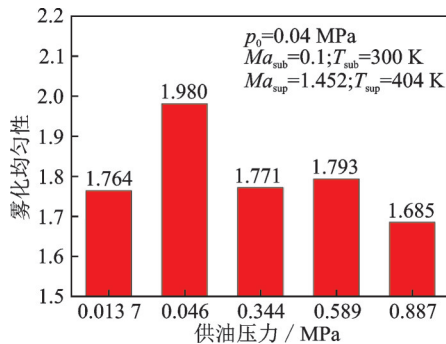


图 7 不同供油压力的雾化均匀性

Fig.7 Fuel uniformity of different fuel pressure

图 8 为不同供油压力下颗粒的累计体积分布和累计分布。相同喷嘴直径下供油压力的改变对其整体分布趋势的变化影响很小,但是随着供油压力的增加,捕捉的颗粒数目也在不断的增加。显

然,供油压力的增加会导致其气液间动量比的减小。Lefebvre 等<sup>[14]</sup>提出的公式中指出气液动量通量比减小将会提升雾化效果,在相同的气流工况参数下两者间的速度差会增加,大颗粒破碎后所得到的颗粒数目因而增加。根据原始图片提取出来的上边界轨迹首先呈一定的角度向亚声速流道的横向气流中喷注,在横向气流的带动下会随主流向下游流动,燃油颗粒因惯性和气动力的作用进入剪切层,并随着剪切层向下游发展。

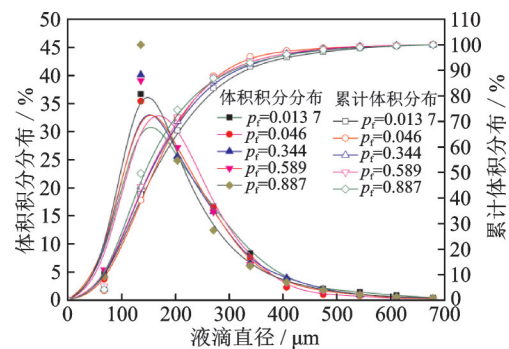


图 8 不同供油压力的液滴尺寸分布

Fig.8 Droplet dimension distribution of different fuel pressure

通过图 9 可以观察得到,在空气参数不变的情况下,改变供油压力意味着初始速度和初始动量越高,增加其穿透深度,第一个拐点出现的位置距离支板平面越远。在一定区间内,燃油的穿透深度与气液间动量通量比 $\bar{q}$ <sup>[18]</sup>相关,其定义式为

$$\bar{q} = \frac{\rho_g v_g^2}{\rho_f v_f^2} \quad (2)$$

式中: $\rho_f$ 和 $v_f$ 分别为燃油的密度和速度, $\rho_g$ 和 $v_g$ 分别为来流气体的密度和速度。因此增加供油压力,使得 $v_f$ 增大, $\bar{q}$ 减小,煤油的穿透能力增加,穿透深度在不断增加。

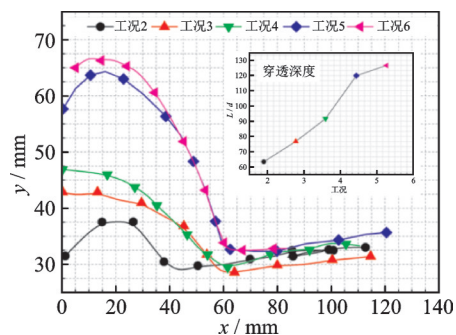


图 9 不同供油压力的轨迹及穿透深度

Fig.9 Spray depth and trail of different fuel pressure

### 2.3 喷射角度改变对雾化特性的影响

不同喷射角度SMD变化如图10所示,顺向喷射的角度增加,SMD随之增加,当角度从45°改变至60°时,其SMD增加了5%,其 $n$ 值也随之降低,颗粒分布变得不均匀,如图11所示;垂直喷射和逆向喷射的SMD均小于顺向喷射,且垂直喷射的SMD最小,相较于顺喷60°,减小了5.8%, $n$ 值相对增加,雾化均匀性提升,如图11所示。

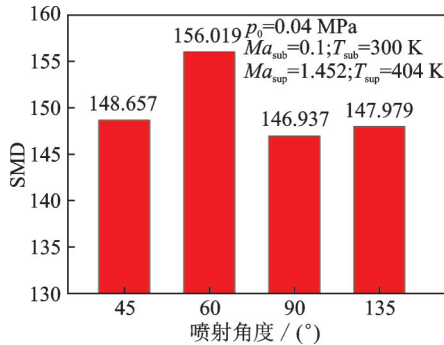


图10 不同喷射角度的SMD

Fig.10 SMD of different inject angles

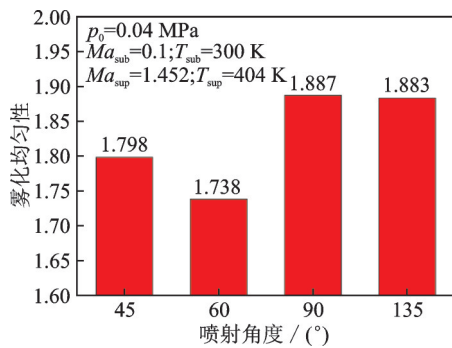


图11 不同喷射角度的雾化均匀性

Fig.11 Fuel uniformity of different inject angles

喷射角度对雾化性能的影响,主要是因为气液间相对速度改变对雾化性能的影响。当液体相逆喷时,气液间的相对速度为两者速度之和,这显然要比顺喷时两者相对速度大。气动力大小是与两相相对速度的平方成正比,由此产生更大的气动力促使液滴二次破碎。

由颗粒分布曲线(图12)可知,各种不同的喷射角度中垂直喷射的雾化效果最差,其可以捕捉到的颗粒数目最少,但分布峰值所对应的液滴直径最大。在同样的工况下,顺喷45°和逆喷45°两者的分布百分比及峰值所对应的液滴直径接近,其雾化效果均远远优于垂直喷射。顺喷60°雾化后颗粒直径聚集较多处虽然和前两者相似,但其射流柱雾化产生的颗粒数目较少,相对雾化效果不如前两者。

喷射角度对雾化性能的影响,主要是因为气液间相对速度改变对雾化性能的影响。当液体逆喷

时,气液间的相对速度为两者速度之和,这显然要比顺喷时两者的相对速度大,雾化效果优于顺喷。从图13可以看出,逆喷的穿透深度最大,但这种喷射方式燃料很容易碰壁;顺喷和垂直喷射的穿透深度相对较小,顺喷角度的增加也使得穿透深度减小。

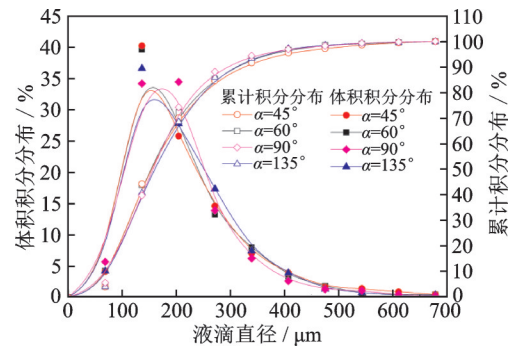


图12 不同喷射角度的液滴尺寸分布

Fig.12 Droplet dimension distribution of different inject angles

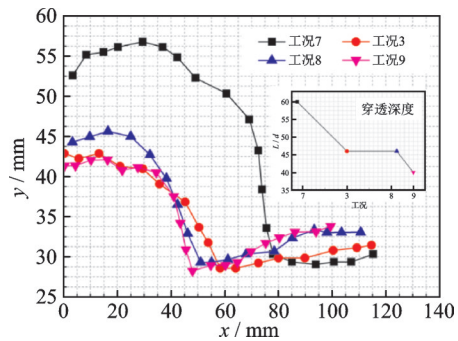


图13 不同喷射角度的轨迹及穿透深度

Fig.13 Spray depth and trail of different inject angles

### 2.4 喷嘴数量改变对雾化特性的影响

不同喷嘴数量SMD如表3所示。

表3 不同喷嘴数量的SMD

Table 3 SMD of different nozzle numbers

$n$	SMD
6	148.056
8	147.068

从图14可以观察发现,在相同的单孔流量下, $X$ 方向和 $Y$ 方向的颗粒变化趋势和颗粒平均直径大致相同,且不同喷嘴数量喷注燃油在空间的颗粒分布近似相同,燃油大颗粒主要分布于核心区域,在空间中的分布也近似相同,说明两者的雾化效果接近。

图15显示两者累计体积分布也大体相同,两者的初始速度和动量通量基本没有改变,产生的气动力对于液滴破碎的剪切力也基本没有影响,因此,两者的雾化特性基本相同,由此说明喷嘴数量

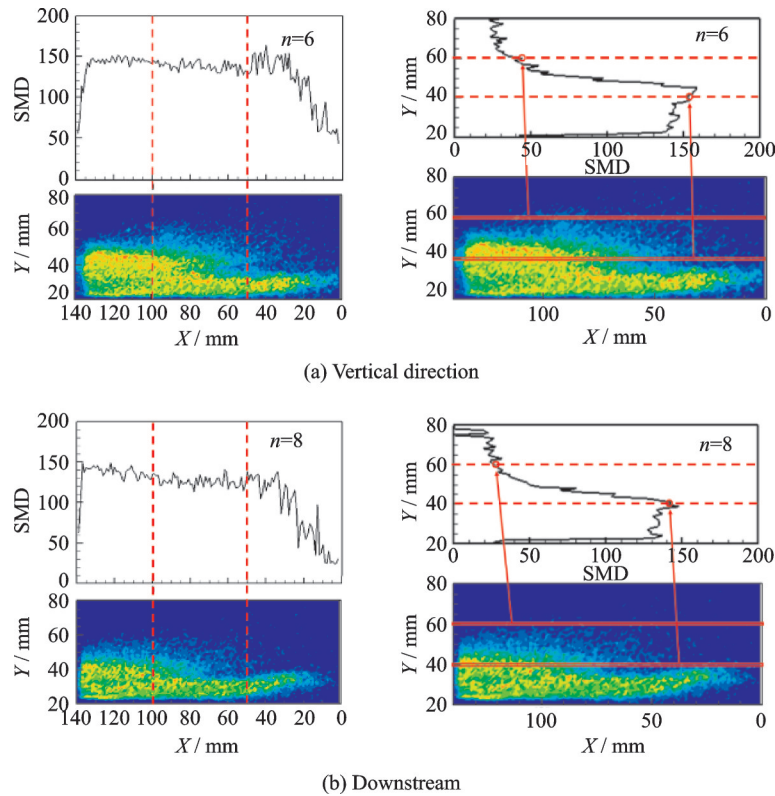


图 14 不同喷嘴数量的顺流方向和垂直方向的 SMD 变化趋势

Fig.14 SMD changing trend in downstream and vertical directions of different nozzle numbers

的改变并不会对直射式喷嘴的颗粒分布产生影响。从原始图片中提取上边界轨迹对比两种不同喷嘴数量的喷油杆的燃油轨迹基本重合,如图 16

所示,说明喷嘴数量对穿透深度没有影响。

### 3 结 论

通过亚超剪切混合层燃油雾化特性试验研究,得到如下结论:

(1) 供油压力的改变会影响燃油在亚超剪切混合层中穿透深度和雾化效果,增大油压,穿透深度会随之增大,破碎后的颗粒分布峰值所对应的液滴直径变化规律基本为逐渐增加,雾化效果先提升再下降;同时可以捕捉的颗粒数目也会增加。

(2) 相同供油压力条件下,喷嘴角度改变对雾化效果会有影响,顺喷和逆喷的雾化效果均好于垂直喷射;逆喷的喷射高度最高,但是随着供油压力的增长燃料将会碰壁;顺喷条件下随着角度的增加穿透长度会有所增加;综合燃油轨迹边界,逆喷的效果相对较好。

(3) 在每个喷嘴平均流量相同的条件下,喷嘴数量改变对雾化效果和穿透深度影响不大。

#### 参考文献:

[1] 张蒙正,路媛媛.火箭冲压组合动力系统研发再思考[J].推进技术,2018(10): 1-8.  
ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan. Consideration once again to rocket ramjet combined engine[J].Journal of Propulsion Technology, 2018(10): 1-8.

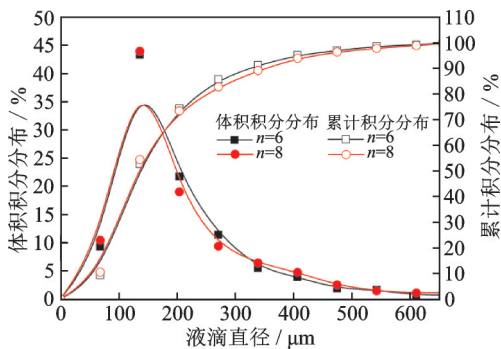


图 15 不同喷嘴数量的液滴尺寸分布

Fig.15 Droplet dimension distribution of different nozzle numbers

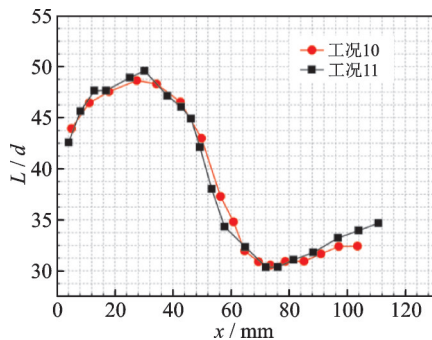


图 16 不同喷嘴数量的轨迹及穿透深度

Fig.16 Spray depth and trail of different nozzle numbers



- [2] 朱韶华,田亮,刘亚冰,等.RBCC引射火箭燃烧室设计及试验研究[J].推进技术,2014,35(10):1378-1386.  
ZHU Shaohua, TIAN Liang, LIU Yabing, et al. Design and experimental investigation of ejector rocket chamber for RBCC propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1378-1386.
- [3] LEFEBVRE A H. Atomization and sprays[M]. [S.l.]: Hemisphere Pub Corp, 1988.
- [4] RIZK N K, LEFEBVRE A H. Drop-size distribution characteristics of spill-return atomizers[J]. Journal of Propulsion & Power, 1984, 1(1): 16-22.
- [5] 王立新,张岩,刘真,等.在非垂直横向气流中直射式喷嘴雾化细度的实验研究[J].推进技术,1989,10(2): 21-25,71,72.  
WANG Lixin, ZHANG Yan, LIU Zhen, et al. Experimental study on atomization fineness of plain orifice injector with non-perpendicular injection into cross flow air stream[J]. Journal of Propulsion Technology, 1989, 10(2): 21-25, 71, 72.
- [6] DIXON D R, GRUBER M R, JACKSON T A, et al. Structures of angled aerated-liquid jets in Mach 1.94 supersonic crossflow[C]//Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: [s.n.], 2005.
- [7] LIN K C, KIRKENDALL K, KENNEDY P, et al. Spray structures of aerated liquid fuel jets in supersonic crossflows[C]//Proceedings of Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S.l.]: [s.n.], 1999.
- [8] 张岩,朱俊勇,金如山.在横向气流中直射式喷嘴侧雾化细度的试验研究[J].宇航学报,1988(1): 42-51.  
ZHANG Yan, ZHU Junyong, JIN Rushan. Investigation on plain orifice injector atomization fineness under crossflow[J]. Journal of Astronautics, 1988 (1) : 42-51.
- [9] 徐圃青,王家骅.低压下直流式喷嘴雾化特性试验研究[J].航空动力学报,1996,11(3): 273-276,331.  
XU Puqing, WANG Jiahua. Experimental study on atomization characteristics of plain orifice at subatmospheric pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(3): 273-276, 331.
- [10] 汲银凤,陈举师,张波,等.气水喷嘴雾化特性实验研究[J].中国安全生产科学技术,2017,13(12): 27-32.  
JI Yinfeng, CHEN Jushi, ZHANG Bo, et al. Experimental research on atomization characteristics of air-water nozzle[J]. Journal of Safety Science and Technology, 2017, 13(12): 27-32.
- [11] 金仁瀚,张铮,刘勇,等.横向加热气流中直射式喷嘴侧雾化特性研究[J].推进技术,2013,34(5): 658-663.  
JIN Renhan, ZHANG Zheng, LIU Yong, et al. Experimental study on atomization characteristics of simple nozzle in heating cross flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 658-663.
- [12] 冯守义,牛志刚,费立群,等.高密度烃燃料雾化特性试验[J].推进技术,2011,32(4): 512-519.  
FENG Shouyi, NIU Zhigang, FEI Liqun, et al. Experiment on atomization characteristics of high density hydrocarbon[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(4): 512-519.
- [13] SHEN Liping. Velocity and size measurement of falling particles with fuzzy PTV[J]. Flow Measurement & Instrumentation, 2002, 12(3): 191-199.
- [14] LEFEBVRE A H, WANG X F. Mean drop sizes from pressure-swirl nozzles[J]. Journal of Propulsion & Power, 2012, 3(1): 11-18.
- [15] ROSIN P. The laws governing the fineness of powdered coal[J]. J Inst Fuel, 1933, 7: 29-36.
- [16] 林宇震,许全宏,刘高恩.燃气轮机燃烧室[M].北京:国防工业出版社,2008.  
LIN Yuzhen, XU Quanhong, LIU Gaoen. Gas turbine combustion[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
- [17] 刘重阳,冯大强,钟华贵,等.燃油射流横流穿透深度试验和数值模拟[J].燃气涡轮试验与研究,2013(5): 16-22.  
LIU Chongyang, FENG Daqiang, ZHONG Huagui, et al. Numerical simulation and experimental analysis of the penetration depth of fuel jet in cross-flow[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013 (5) : 16-22.
- [18] GOPALA Y, ZHANG P, BIBIK O, et al. Liquid fuel jet in crossflow-trajectory correlations based on the column breakup point[C]//Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. [S.l.]: AIAA, 2013.

(编辑:夏道家)