

## 超/亚声速混合层油雾特征\*

魏杰立, 何小民, 黄亚坤, 张凯, 金义, 周毅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

**摘要:** 为了获得超/亚声速混合层的油雾特征, 开展了试验和数值计算研究。借助粒子图像测速系统的脉冲曝光拍摄功能得到混合层内油雾分布及油滴粒径大小, 采用商用Fluent软件模拟混合层内油雾运动并获得油滴粒径分布特征。结果表明, 沿着流向油雾空间分布包括横向射流区(含横向破碎段与卷吸转向段), 和混合层区(含剪切破碎段和跟随运动段)。流向截面油雾分布由近似圆形发展为椭圆形。油雾粒径分布中, Sauter平均粒径(*SMD*)由初始400 $\mu\text{m}$ 降低至65 $\mu\text{m}$ , 横向破碎段和剪切破碎段为*SMD*减小的主要区域。超/亚声速混合层内较大的速度梯度对燃油液滴的破碎雾化有较强的促进作用, 尤其对于大颗粒油滴。

**关键词:** 空间分布; 粒径分布; 超/亚声速混合层; 剪切层; 油雾

中图分类号: V231.2+3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 02-0344-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190675

## Characteristics of Kerosene Mist in Supersonic/ Subsonic Mixing Layer

WEI Jie-li, HE Xiao-min, HUANG Ya-kun, ZHANG Kai, JIN Yi, ZHOU Yi

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Experimental and numerical investigations were conducted in order to obtain the characteristics of kerosene mist in supersonic/subsonic mixing layer. The spatial distribution and droplet diameter of mist were recorded by pulse exposure photography of particle image velocimetry system while the motion and droplet diameter distribution of mist were obtained by a commercial software Fluent. Results show that the spatial distribution of the mist along streamwise direction is comprised of cross jet region including cross jet breakup stage and entraining diverting stage, and mixing layer region which covers shear breakup stage and droplet tracing stage. The shape of spatial distribution in streamwise cross sections changes from circle to ellipse. The Sauter mean diameter (*SMD*) of droplets decreases from 400 $\mu\text{m}$  to 65 $\mu\text{m}$ . The cross-jet breakup stage and shear breakup stage are the two main stages reducing the *SMD*. The large velocity gradient of the supersonic/subsonic mixing layer is beneficial to the droplet breakup, especially for larger diameter droplets.

**Key words:** Spatial distribution; Droplet diameter distribution; Supersonic/subsonic mixing layer; Shear layer; Mist

\* 收稿日期: 2019-10-02; 修订日期: 2020-01-06。

基金项目: 国家重点基础研究发展计划。

作者简介: 魏杰立, 博士生, 研究领域为航空、冲压发动机燃烧室设计。E-mail: lookupatsky@163.com

通讯作者: 何小民, 博士, 教授, 研究领域为航空航天推进系统燃烧。E-mail: hxm@nuaa.edu.cn

引用格式: 魏杰立, 何小民, 黄亚坤, 等. 超/亚声速混合层油雾特征[J]. 推进技术, 2021, 42(2):344-354. (WEI Jie-li, HE Xiao-min, HUANG Ya-kun, et al. Characteristics of Kerosene Mist in Supersonic/Subsonic Mixing Layer [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):344-354.)

## 1 引言

混合层广泛存在于各种吸气式亚燃或超燃冲压发动机或组合式发动机中,如涡轮基组合循环发动机(TBCC)和火箭基组合循环发动机(RBCC)等,实现动量、能量和组分等的输运,以助于燃烧组织。张京华等<sup>[1]</sup>提出一种内嵌火箭的冲压组合发动机。火箭气流与亚声速冲压气流形成的超/亚声速混合层在其中起到重要作用。对于采用液体燃料吸气式飞行器,混合层内部合理的油雾分布是组织稳定高效两相燃烧的基础与关键。

针对自由混合层的混合作用及内部的作用机制,开展大量的深入研究,主要通过非接触式的纹影、NPLS及接触式的压力探针等测量方法,获得表征自由剪切层的物理量,如剪切层的增长率、卷吸率、大涡拟序结构等<sup>[2-5]</sup>。根据形成混合层两侧气流马赫数的大小关系,可以分别为亚/亚声速混合层、超/超声速混合层和超/亚声速混合层。

平板孔射流供油方式广泛使用在高速吸气式飞行器中。亚声速来流下,垂直射流在横向气流的作用下,垂直方向动量不断减小,流向动量不断增加,最终射流沿着气流的方向运动。射流与横向气流的相互作用中,燃油发生破碎,粒径减小<sup>[6]</sup>。超声速气流中,射流上游形成弓形激波。激波、边界层与射流相互作用。通常,采用穿透深度、射流宽度等表示横向射流的空间分布特征,获得上述参数的经验关系式<sup>[6-7]</sup>。而对于液体燃料在混合层内的特征研究较少。Prior等<sup>[8]</sup>采用二维亚-亚声速混合层模拟燃气轮机主燃烧室中回流区中剪切层,研究剪切强度和油雾侧速度对空气辅助雾化的影响。研究发现,随着剪切强度增加,Sauter平均粒径增加,其原因是剪切强度增加,两侧流体速度差增加,混合层内的油雾会被吹进低速侧气流中,使得油雾受到剪切作用减弱。相同剪切强度时,油雾侧气流速度增加,对油雾的动

量输入增加,Sauter平均粒径减小。Tambe等<sup>[9]</sup>对包含亚声速剪切层的来流,开展不同速度比、韦伯数和射流动量比时横向射流的流动特征。研究结果表明,当射流侧气流速度为低速时,速度比增加后,射流的穿透深度增加,油雾主要分布在上层高速气流部分。当射流侧气流速度为高速时,速度比越小,射流的穿透深度越小。射流动量比和韦伯数影响的变化规律与均匀流下横向射流的规律相同。不同流向喷射位置对比,发现在混合层下游,由于混合使得剪切层内速度梯度减小,剪切层对射流的影响减弱。Kékesi等<sup>[10]</sup>采用VOF方法研究弱剪切流中单液滴破碎特征。研究发现,所有剪切率下,剪切破碎的模式相似;而对于均匀流中其它形式的破碎模式随着剪切率的增大而发生明显变化。强剪切流中,液滴破碎所需要的时间明显缩短。

亚-亚声速混合层内的油雾特征研究表明,混合层内速度分布影响油雾的破碎与雾化。然而,对于超-亚声速混合层,具有较大的速度梯度,其对油雾特征影响的研究尚未有公开文献报道。本文针对超/亚声速混合层,通过粒子图像测速系统的脉冲曝光拍摄功能和基于Fluent软件的离散相模型(DPM)测量并模拟混合层油雾运动,获得超/亚声速混合层内油雾特征,包括空间分布特征和粒径分布特征。

## 2 研究方法

### 2.1 试验方法

#### 2.1.1 试验系统与测量方法

图1为试验系统示意图,包含两股平行流道。在试验段形成混合层前,两股流道相互隔开,上层为亚声速气流侧,下层为超声速气流侧;试验段出口与真空罐及真空泵相连,用于在试验段内模拟低于大气压力环境。在试验段上游,分别测量两股流体的总压、总温和流量。

图2为试验段模型及装配示意图,气流从右向左

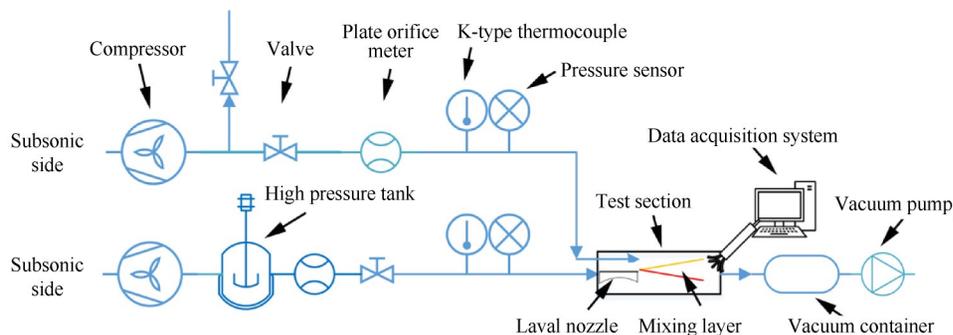
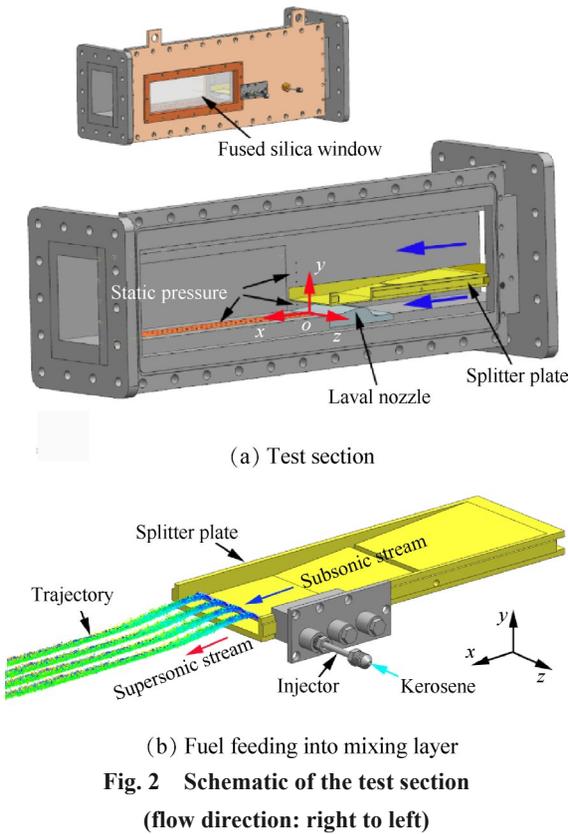


Fig. 1 Schematic of experimental setup

流动。两股流体由初始厚度 20mm 逐渐减小至 5mm 的隔板隔开;采用半型拉瓦尔喷管<sup>[11-12]</sup>产生超声速气流;亚声速气流和超声速气流在隔板后形成亚-超声速混合层。亚声速气流进口高度为 115mm;超声速气流进口高度(喷管出口高度)为 16mm;展向尺寸( $z$  方向)为 100mm。在试验段的上壁面和侧壁面分别开设光学窗口,窗口尺寸分别为 350mm×50mm 和 350mm×110mm。混合层采用直射式喷油杆供油,如图 2(b)所示,射流孔径为 0.5mm,展向孔间距为 25mm。



试验中,主要测量来流总压、来流总温、来流静压、流量和油雾分布。在隔板末端上游 16mm 处(图 2)测量两股流体的静压。其中,压力由精度等级为 0.075% 的单晶硅压力变送器进行测量;温度测量采用精度为 0.1 级 K 型热电偶;气流流量由孔板流量计测量得到,燃油流量通过玻璃转子流量计测量。采用粒子图像测速系统的脉冲曝光拍摄方法记录混合层内油雾分布。

### 2.1.2 试验参数

试验参数如表 1 所示,表中  $Ma_1$ 、 $U_1$  分别为超声速气流马赫数、速度,  $Ma_2$ 、 $U_2$  分别为亚声速气流马赫数、速度,  $\Delta U$  为两股流体的速度差,  $p_1$  为超声速气流的静压,  $p_2$  为亚声速气流的静压,  $T_{11}$  和  $T_{21}$  分别为两股

流体的总温,  $p_e$  为试验段出口压力,  $p_{11}$  为超声速气流进口总压,混合层供油量为 0.89g/s,燃油温度为 297K,燃油射流与来流空气动量比为 0.68。

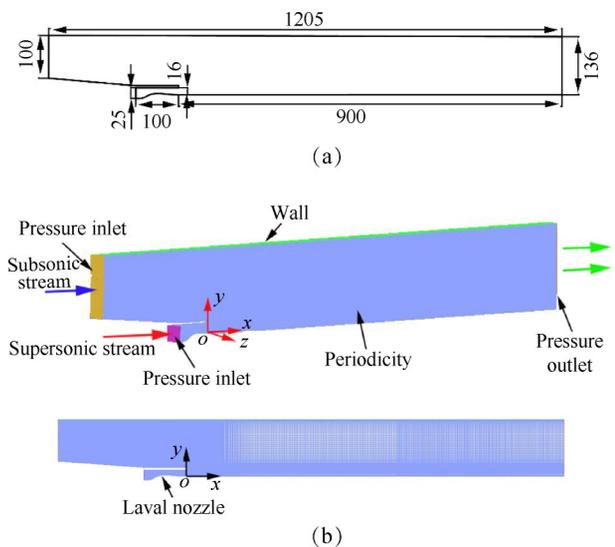
**Table 1 Test parameters**

Parameters	Value
$Ma_1, Ma_2$	1.46, 0.20
$(T_{11}, T_{21})/K$	431, 297
$(U_1, U_2)/(m/s)$	507, 70
$(p_{11}, p_1)/kPa$	160.4, 46.6
$p_2/kPa$	41.3
$p_e/kPa$	45
$p_1/p_2$	1.13
$\Delta U/(m/s)$	437

## 2.2 数值计算方法

### 2.2.1 物理模型与计算方法

图 3 为计算域尺寸及网格。计算域中混合层发展段尺寸为 900mm,亚声速进口高度为 100mm,喷管进口高度为 25mm,出口高度为 136mm,展向尺寸( $z$  向)为 25mm。采用结构化六面体网格,网格独立性验证如图 4 所示,网格单元为 3581250 和 7336875 时,速度分布重合,计算结果与网格数无关。因此,采用的网格单元数为 3581250,混合层区域网格尺寸为 0.1mm。边界条件如图 3(b)所示,进口为压力进口(Pressure inlet),出口为压力出口(Pressure outlet);所有固体壁面采用无滑移壁面;两侧为周期性边界。



湍流模型选择 Standard  $k-\omega$ ,该模型包含了对低雷诺数影响、压缩性和剪切流等的修正。在湍动能  $k$  和湍流涡特征频率  $\omega$  输运方程中增加生成项后,其对

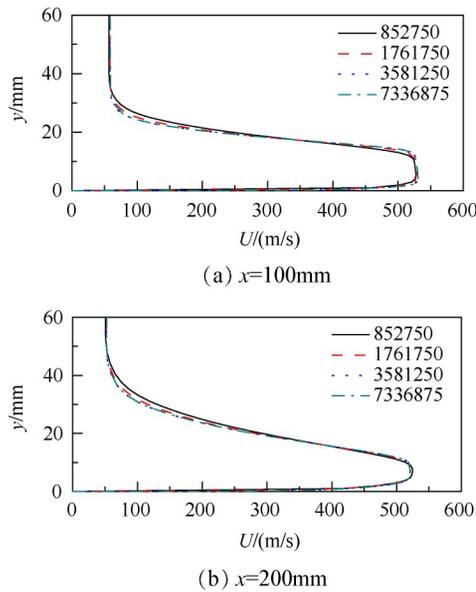


Fig. 4 Effect of grid number on velocity distribution

自由剪切流的预测精度得到提高。输运方程为<sup>[13]</sup>

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (2)$$

燃油射流运动由欧拉-拉格朗日方法的离散相模型DPM模拟。阻力系数  $C_D$  选择 Dynamic drag model; 离散相传质选择扩散/对流模型。由 Pressure dependent boiling 确定汽化方式。此外,选择 Two-way turbulence coupling, Stochastic collision 和 Coalescence 模型; 二次雾化选择 Wave breakup 模型; 喷嘴模型为 Plain-orifice atomizer。

流体为理想可压缩航空煤油多组分混合物, 组分包括  $C_{12}H_{23}$ ,  $O_2$ ,  $H_2O$ ,  $CO$  和  $CO_2$ 。采用混合定律计算混合物的物性参数, 各组分分别采用 Piecewise-polynomial, Sutherland 公式和 Kinetic-theory, 计算定压比热容  $c_p$ , 动力粘度和导热系数。

数值计算后处理中, Sauter 平均粒径  $SMD$  的计算方法如下: 沿  $x$  方向变化时, 某  $x$  截面上的油滴计算公式如式(3)所示, 截面上所有油滴的立方和与平方和的商为该  $x$  截面上的  $SMD$ 。当研究某  $x$  截面上,  $SMD$  沿  $y$  方向和  $z$  方向变化时,  $SMD$  沿  $y$  或  $z$  方向计算方法示意如图 5 所示。以  $y$  方向为例, 对油雾所在的  $y_i$  和  $y_e$  区域, 以  $dy$  为间隔等分, 则  $y_n \rightarrow y_{n+1}$  区域内的  $SMD$  计算公式如式(4)所示, 对处于  $y_n \rightarrow y_{n+1}$  区域的所有粒子的粒径计算立方和与平方和的商为  $y_n \rightarrow y_{n+1}$  区间的  $SMD$ 。各个区间依次开展上述计算得到  $SMD$  沿  $y$  方向的变化与发展情况。同理, 对于  $z$  方向,  $z_n \rightarrow z_{n+1}$  区间

的  $SMD$  计算公式如式(5)所示。

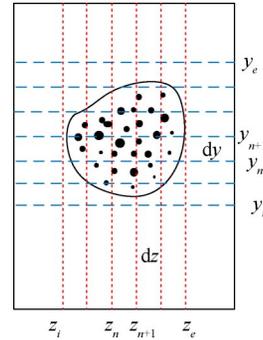


Fig. 5 Schematic diagram of SMD calculation

$$SMD = \frac{\sum_{i=1}^m d_i^3}{\sum_{i=1}^m d_i^2} \quad (3)$$

$$SMD = \frac{\sum d_i^3(y,z)}{\sum d_i^2(y,z)}, \quad y \in [y_n, y_{n+1}) \quad (4)$$

$$SMD = \frac{\sum d_i^3(y,z)}{\sum d_i^2(y,z)}, \quad z \in [z_n, z_{n+1}) \quad (5)$$

### 2.2.2 数值方法验证

图 6 为本文数值计算和 Goebel 等<sup>[14]</sup> 试验 ( $Ma_1=2.35$ ,  $Ma_2=0.30$ ) 无量纲速度分布对比情况 ( $x$  坐标 25mm 区间对应无量纲速度 0~1)。在各流向位置处, 两者吻合较好。

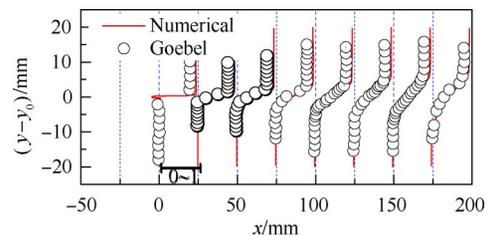


Fig. 6 Comparison of numerical and Goebel's normalized mean streamwise velocity distributions

试验与数值计算的油雾分布对比如图 7 所示, 图中白色为试验拍摄油雾, 红色为数值计算结果。数值计算的油雾分布位于试验的分布区域内, 油雾的亚声速侧边界线基本相同; 试验油雾分布的范围更大。试验中, 射流破碎后的一些大油滴会进入燃油杆下游的低速区, 沿隔板的亚声速侧壁面进入隔板后的低速区, 因此, 油雾进入混合层的位置更加靠前, 分布的范围更大。数值计算射流与文献[7]的横

向射流外边界线吻合很好(图7(b))。图8为试验与数值计算油滴粒径对比。试验中,A区同时存在尺寸较大(0.8mm左右)和较小的(0.13mm左右)油滴,大部分处于0.4mm左右。数值计算中A区域射流中粒径处于0.171~0.332mm,与试验中粒径量级一致。

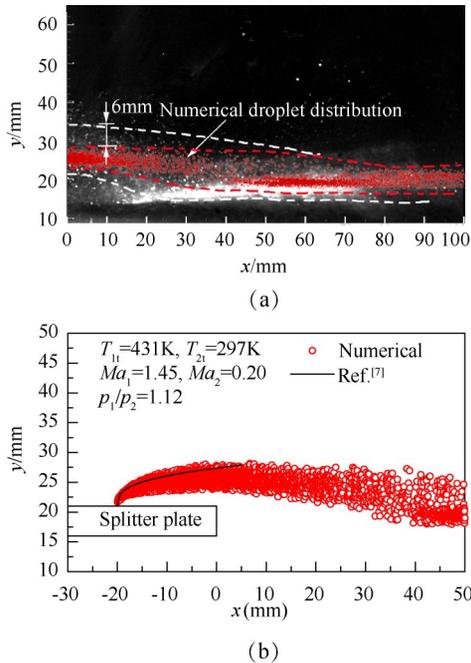


Fig. 7 Comparisons of experimental and numerical kerosene mist distribution and penetration depth

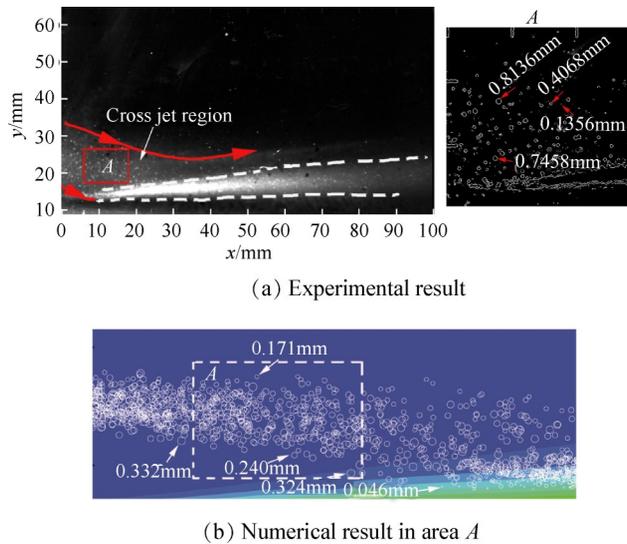


Fig. 8 Comparison of experimental and numerical droplet diameter

### 3 结果与分析

#### 3.1 油雾空间分布

分析油雾空间分布之前,首先展示混合层速度分布情况。图9为数值计算的z截面时均速度分布,

下层为超声速气流,上层为亚声速气流,中间存在速度过渡区域,该区即为混合层。采用10%速度差定义速度混合层,即在某流向位置x处,速度 $U=U_1-0.1\Delta U$ 和 $U=U_2+0.1\Delta U$ 所对应的横向坐标 $y_1$ 和 $y_2$ 分别为10%速度混合层的超声速边界和亚声速边界。其中, $U_1$ 和 $U_2$ 分别为超声速气流和亚声速气流进口速度(m/s), $\Delta U=U_1-U_2$ 。图中两条白色虚线为混合层的边界线。稳态流动中,混合层沿流向呈现楔形发展,近似线性增长。

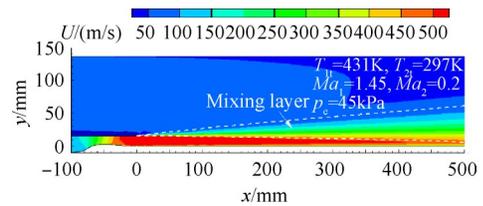


Fig. 9 Numerical velocity distribution on z cross section

图10为试验的过射流孔截面,混合层 $x=0\sim 100\text{mm}$ 和 $x=130\sim 230\text{mm}$ 区域油雾分布的瞬态PIV图像,水平向右为x轴正方向,竖直向上为y轴正方向, $x=100\sim 130\text{mm}$ 区域为拍摄盲区。油雾空间分布可以分为两个主要区域:横向射流区和混合层区。横向射流区,油雾从上游区域的亚声速气流中以一定的角度斜向下运动;在 $x=15\sim 70\text{mm}$ 区域,混合层内亮度较大,进入混合层区,油雾沿流向分布呈现波长较小的波纹状,但整体基本呈现“楔形”分布。随着向下游区域发展,油雾分布的宽度(y方向尺寸)增加,反射光的强度减弱,呈现不规则形状的、倾斜的、亮暗相间分布;超声速气流中未发现明显的反射光。

图11为试验过射流孔截面混合层内瞬态油雾分布PIV图像叠加平均图像。再次表明油雾分布包含横向射流区和混合层区。混合层区油雾分布形式与图8中数值计算的混合层分布较为相似。在 $x=30, 40, 50, 70$ 和 $90\text{mm}$ 处,油雾厚度大约分别为 $2.98\text{mm}, 4.00\text{mm}, 4.75\text{mm}, 6.64\text{mm}$ 和 $9.09\text{mm}$ ,增长率约为 $0.1\text{mm/mm}$ 。

图12为数值计算的过射流孔截面燃油液滴分布特征,图中白色虚线为速度混合层的边界线。空间分布与试验结果一致,大致可以分为横向射流区和混合层区。横向射流区内,油雾尚未进入混合层,可以分为两段:横向破碎段和卷吸转向段。横向破碎段,约为 $x=0\sim 20\text{mm}$ ,垂直射流在横向流的作用下,逐渐由垂直运动变为水平运动,同时会伴随SMD减小;卷吸转向段( $x=0\sim 40\text{mm}$ ),油雾在超声速气流和混合

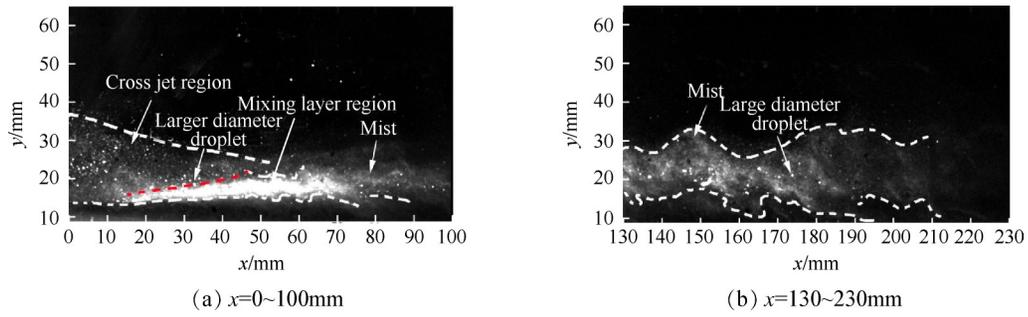


Fig. 10 Experimental instantaneous PIV image of kerosene mist distribution in the mixing layer

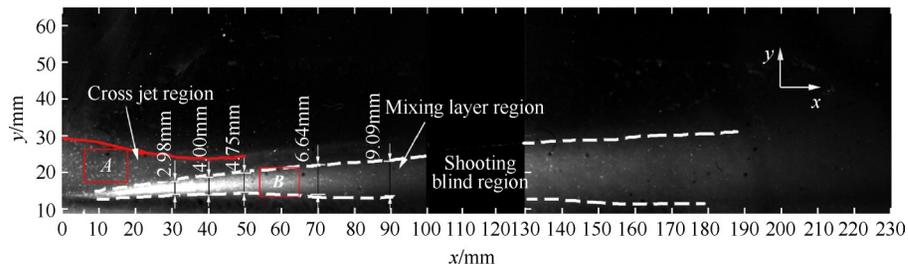


Fig. 11 Experimental time-averaged PIV image of kerosene mist distribution in the mixing layer

层的卷吸作用下,穿透深度逐渐减小并转向超声速气流。随后,油雾在  $x=40\sim 100\text{mm}$  区间,出现液滴聚集,同时,小油滴数量增多, $SMD$  减小,进入混合层区剪切破碎段 ( $x=40\sim 150\text{mm}$ ); 跟随运动段 ( $x>150\text{mm}$ ) 位于剪切破碎段下游,上游产生了大量跟随性强的的小油滴,油雾开始跟随流体运动。总体而言,与试验中的分布与运动特征相同。只是试验中油雾进入混合层的流向位置较数值计算结果更加靠前。

$x=10, 30, 50, 70, 100$  和  $150\text{mm}$  截面数值计算燃油液滴空间分布特征如图 13 所示。图中水平白色实线为混合层的两侧边界线。初始近似圆形分布,位于混合层上方;随后,分布形状发展为长轴沿  $y$  方向,短轴  $z$  方向的椭圆形,射流下侧开始逐渐向混合层内发展,射流分布区域不断扩大;在  $x=50\text{mm}$  处,射流下侧越过混合层亚声速边界线进入混合层内;在  $x=100\text{mm}$  处,射流完全位于混合层内部,但是没有越过混合层的超声速侧边界线进入超声速气流中;最后,

空间分布逐渐发展为长轴沿  $z$  方向,短轴  $y$  方向的椭圆形。进入混合层后,各截面分布的油雾的下侧边界所对应的坐标基本相同。

结合图 12 可知,  $x=10\sim 50\text{mm}$  截面,位于横向射流区,  $x=50\sim 150\text{mm}$  截面位于混合层区。在  $x=0\text{mm}$  截面,垂直运动射流完全变为水平运动后,由于超声速气流和混合层的卷吸,射流整体向超声速气流侧偏移。射流下侧离混合层和超声速气流较近,受到的卷吸作用越强,因而油滴向下偏移速度将大于其它部分,空间分布逐渐由圆形变为长轴沿  $y$  方向,短轴  $z$  方向的椭圆形;当射流进入混合层后,由于超声速气流的动量较大,油滴的动量较小,超声速气流对于液滴犹如“固体壁面”,油滴无法进入超声速气流中,上游进入的油滴发生集聚,并向两侧散开,而形成长轴沿  $z$  方向,短轴  $y$  方向的椭圆形。

### 3.2 油雾粒径分布

由图 10 可见,在横向射流区以及混合层中,存在

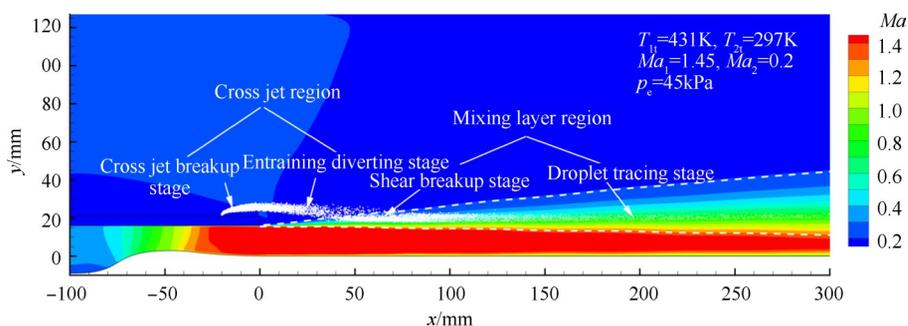


Fig. 12 Numerical kerosene mist and Mach number distributions in the mixing layer

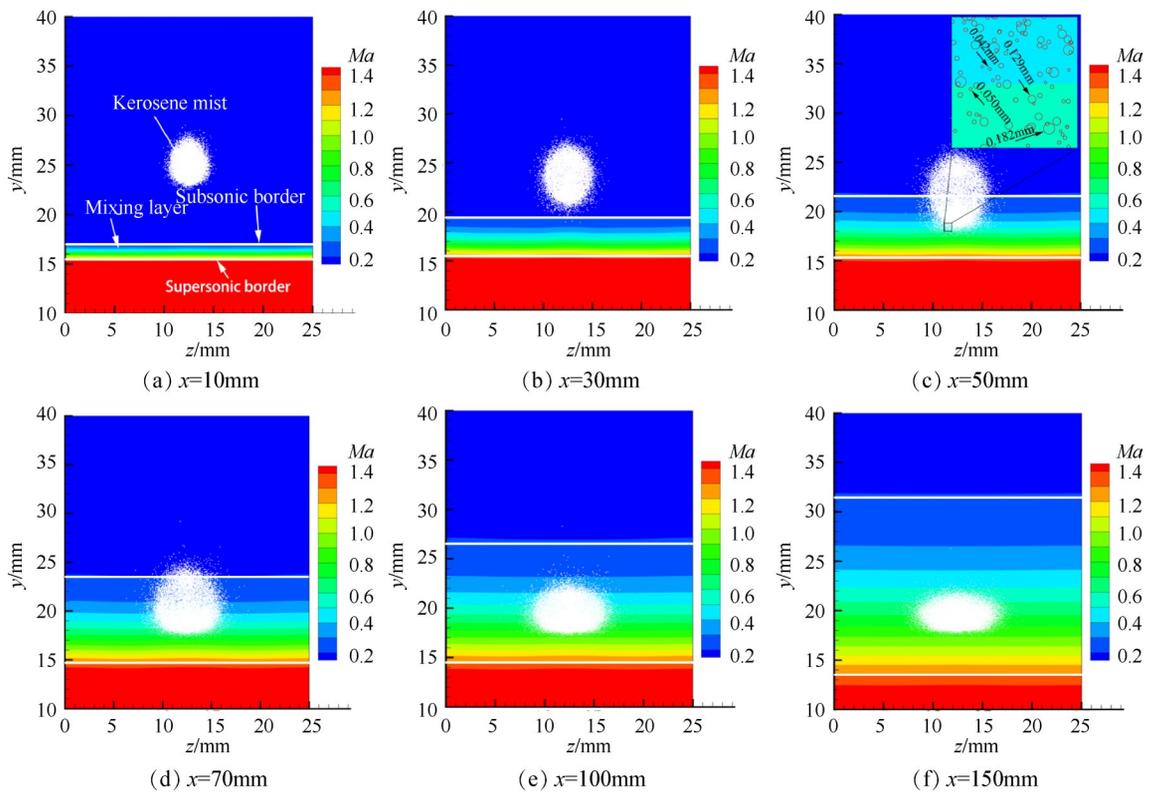


Fig. 13 Numerical kerosene mist and Mach number distributions at  $x=10, 30, 50, 70, 100, 150$ mm transverse sections

尺寸较大的白色高亮斑点;而在下游段,高亮白色斑点的数目逐渐减少,主要以白色“雾状”特征为主。由图8(a)中A区,同时存在尺寸较大(0.8mm左右)和较小的(0.13mm左右)油滴,大部分处于0.4mm左右。图14为 $x=130\sim 230$ mm区域油雾边界提取图像,在混合层中存在尺寸较大的粒子,如0.2712mm,在大油滴的周围分布着较多的单个白色像素点大小的油滴,如0.0678mm。

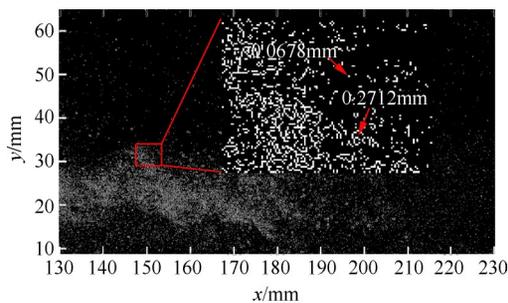


Fig. 14 Characteristic of droplet diameter in the mixing layer (experimental result)

数值计算的各流向截面上燃油粒径概率分布如图15所示。从概率分布型式,沿着流向经历单峰、双峰再单峰的发展过程。在 $x=-10\sim 30$ mm区间,概率分布呈现单峰型式,概率峰值约为0.10,对应的粒径 $D$ 处于 $200\sim 300\mu\text{m}$ ;在 $x=50$ mm截面时,分布发展为双

峰型式,在 $0\sim 100\mu\text{m}$ 区域出现第二峰值,概率值较小约0.05,在 $x=70$ mm截面,该峰值成为“主峰”,概率值增加至0.15;最后,分布又变为单峰型式,并基本保持不变,峰值约为0.45,对应的粒径约为 $60\mu\text{m}$ 。从分布宽度,随着流向发展,概率分布的宽度不断减小,表明油滴粒径的分布越发集中。在 $x=-10$ mm截面,粒径分布区间为 $100\sim 550\mu\text{m}$ ;在 $x=0\sim 30$ mm截面,分布区间约为 $150\sim 350\mu\text{m}$ ;从 $x=50$ mm截面,粒径分布向小粒径方向发展,分布区间变为 $50\sim 300\mu\text{m}$ ;到 $x=150$ mm截面时,分布区间缩小为 $0\sim 100\mu\text{m}$ ,随后保持不变。

数值计算的各截面SMD及沿流向发展如图16所示。沿着 $x$ 方向,SMD分布曲线经历下降-保持不变-再下降-再保持不变的发展过程。第一和第二下降段SMD分别从 $325\mu\text{m}$ 降低至 $250\mu\text{m}$ 和 $250\mu\text{m}$ 降低至 $65\mu\text{m}$ ,第二下降段的SMD减小幅度更大。第一和第二保持不变段SMD分别为 $250\mu\text{m}$ 和 $65\mu\text{m}$ 。对比图12油滴分布,第一和第二下降段分别对应横向破碎段和剪切破碎段;而第一和第二保持不变段分别对应卷吸转向段和跟随运动段。

图17为数值计算油滴的韦伯数 $We$ 分布。对于单个油滴,从受力分析角度,油滴破碎的临界韦伯数为8;从能量分析角度,临界韦伯数为 $12^{[15]}$ 。在横向

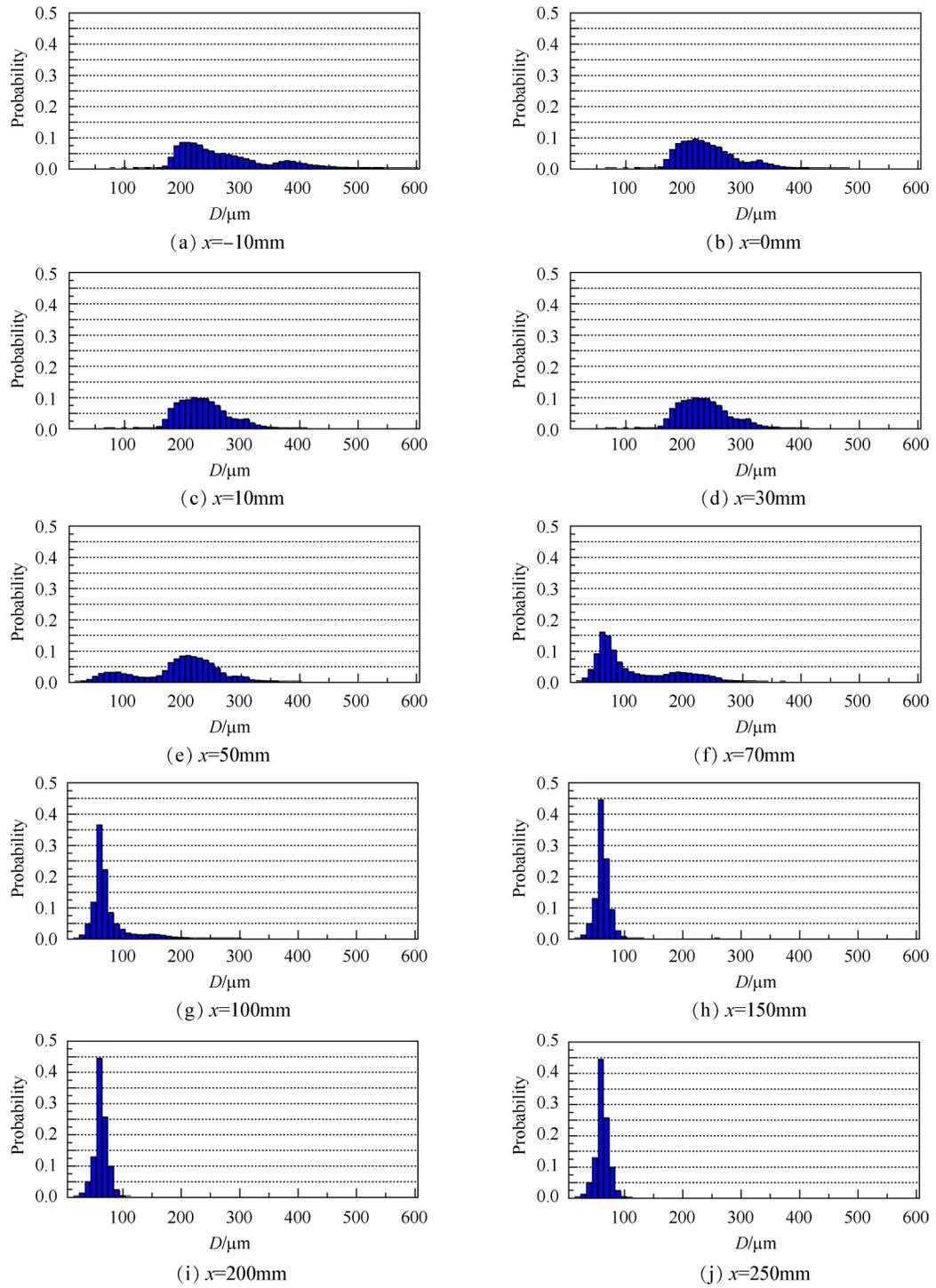


Fig. 15 Probability distribution of droplet diameter at  $x$  transverse sections (numerical results)

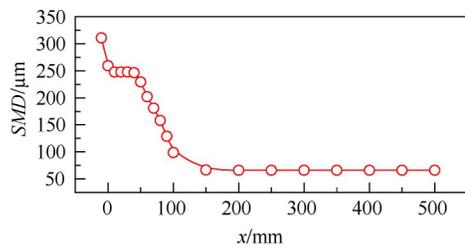


Fig. 16 Profile of numerical  $SMD$  along  $x$  direction

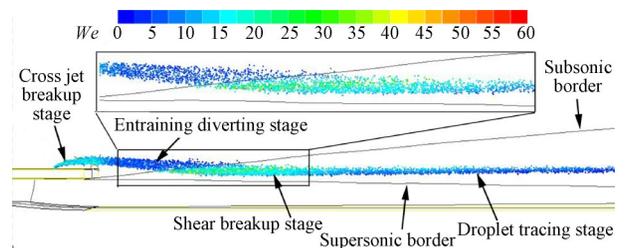
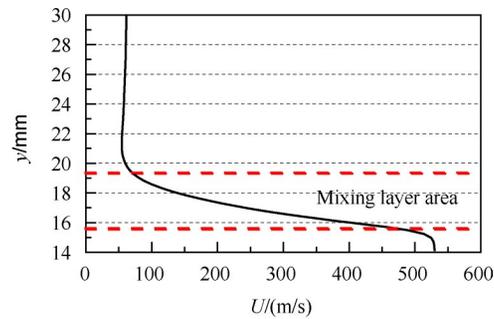
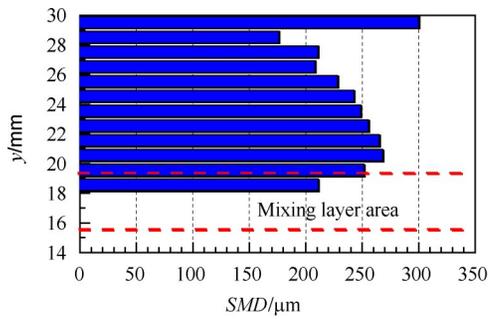


Fig. 17 Numerical Weber number distribution of the droplets

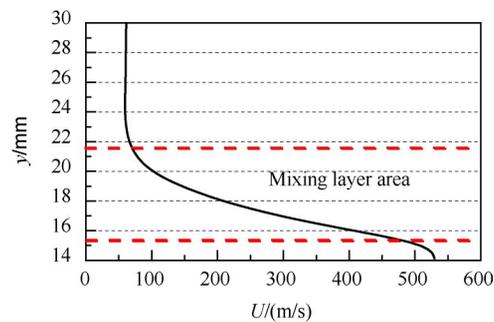
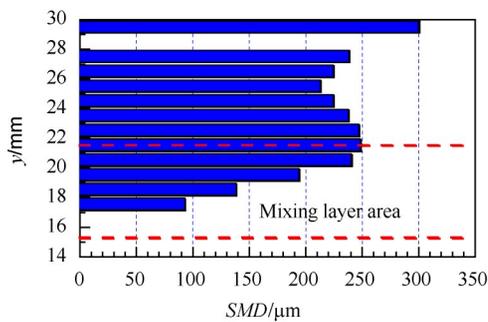
破碎段和剪切破碎段内,油滴的韦伯数较大,明显大于破碎临界韦伯数;而在卷吸转向段和跟随运动段内,韦伯数相对较小。

选取第一保持不变段  $x=30\text{mm}$ ,第二下降段  $x=50$  和  $100\text{mm}$  以及第二保持不变段  $x=200\text{mm}$  截面对比  $SMD$  及速度分布沿  $y$  方向分布情况,如图 18 所示,左栏为

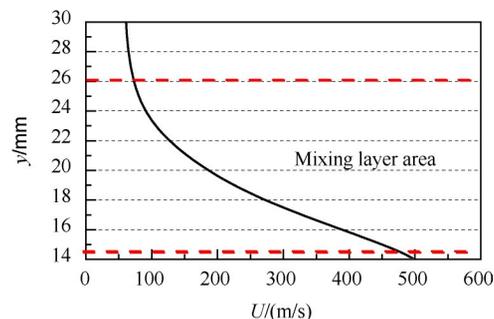
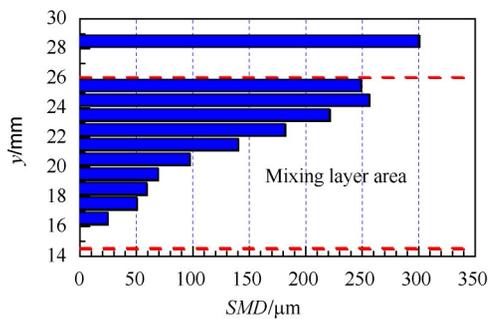
$SMD$  分布,右栏为速度分布,图中红色虚线为混合层边界线。在  $x=30\text{mm}$  截面,油雾位于混合层上方,总体特征为在  $y=19\sim 30\text{mm}$  区间,随着  $y$  的增加  $SMD$  减小,速度沿  $y$  方向保持不变;在  $x=50\text{mm}$  和  $100\text{mm}$  截面,混合层外区域, $SMD$  随  $y$  的变化较弱。混合层内, $SMD$  随着  $y$  的减小而减小,其中, $x=50\text{mm}$  截面处  $SMD$  由  $250\mu\text{m}$



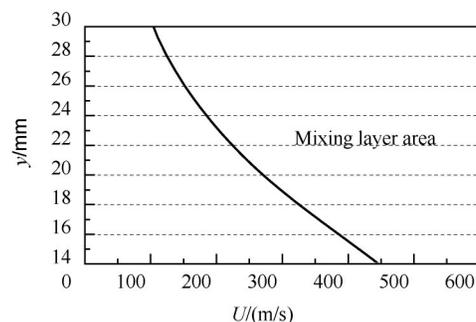
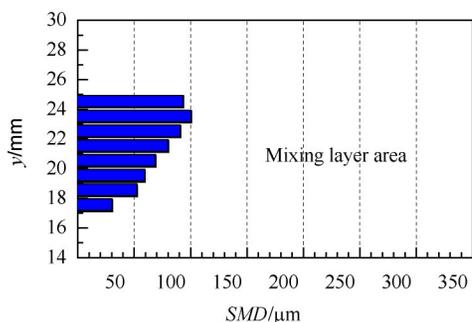
(a)  $x=30\text{mm}$



(b)  $x=50\text{mm}$



(c)  $x=100\text{mm}$



(d)  $x=200\text{mm}$

Fig. 18 Distributions of  $SMD$  and velocity versus  $y$  on  $x=30, 50, 100, 200\text{mm}$  transversal surface (numerical results)

减小至  $100\mu\text{m}$ ,  $x=100\text{mm}$  截面处  $SMD$  由  $250\mu\text{m}$  减小至  $25\mu\text{m}$ , 速度分布沿  $y$  的减小而增大; 在  $x=200\text{mm}$  截面, 油雾完全处于混合层内,  $SMD$  随着  $y$  的减小而减小, 从  $100\mu\text{m}$  减小至  $30\mu\text{m}$ , 速度随  $y$  的减小而增加, 但是增加程度减弱。各截面  $SMD$  沿  $z$  方向分布如图 19 所示, 图中红色虚线为射流孔所对应位置。不同于  $y$  方向的分布特征,  $SMD$  沿  $z$  方向的分布比较均匀, 速度分布如图 13 中马赫数分布所示, 沿  $z$  向均匀分布。

由此可见, 混合层内的  $SMD$  分布与混合层内变化的速度分布有关, 混合层内的速度梯度促进油雾的破碎雾化。与 Prior 等<sup>[8]</sup> 的亚-亚声速混合层研究

情况不同, 超-亚声速混合层时, 超声速气流的强卷吸作用会使得油雾向高速气流侧偏转, 油雾受到的剪切作用增加, 而不是被吹入低速气流中。

存在速度梯度的剪切流中, 油滴各处受到的气动力相差较大, 产生不稳定性, 促进油滴的变形, 使得大油滴破碎形成小油滴。同时, 剪切流存在较强的速度脉动, 强化液滴的不稳定性, 加剧油滴破碎, 粒径减小。当油滴粒径减小后, 产生以下效果: 一是油滴跟随流体的能力增加, 气流与液滴间的速度差减小; 二是油滴受到的气动力减小, 油滴的韦伯数  $We$  减小。两者综合作用, 使得油雾的  $SMD$  变化较小或无变化。

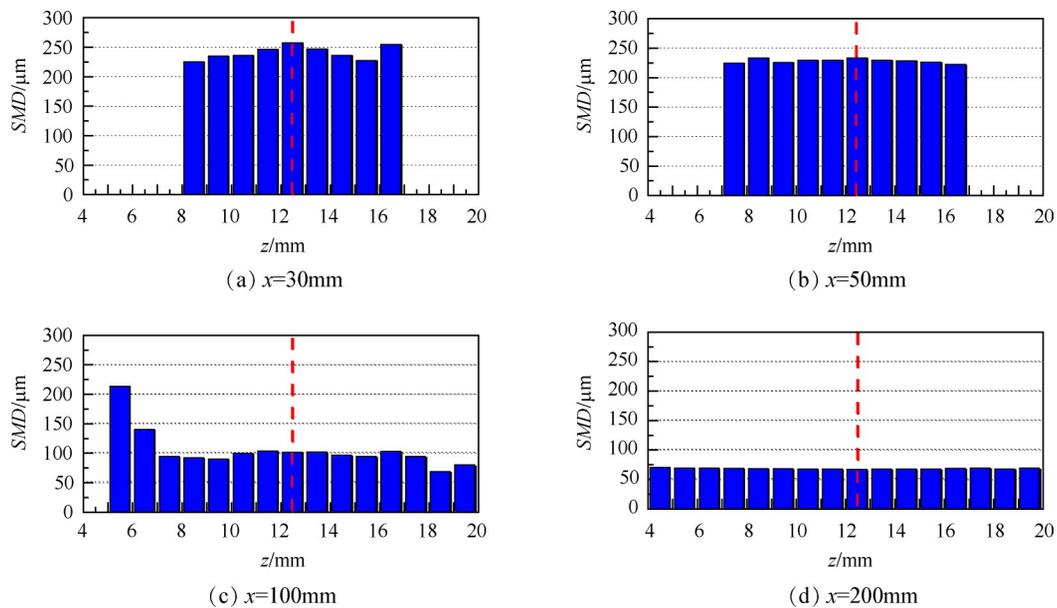


Fig. 19 Distribution of  $SMD$  versus  $z$  on  $x=30, 50, 100, 200\text{mm}$  transversal surface (numerical results)

## 4 结 论

针对超-亚声速混合层, 采用粒子图像测速系统的脉冲曝光拍摄和数值模拟的研究方法, 研究其内部油雾特征, 获得超-亚声速混合层内油雾的空间分布特征和粒径分布特征。通过本文研究, 得到如下结论:

(1) 沿着流动方向可以分为横向射流区, 包括横向破碎段和卷吸转向段; 混合层区, 包括剪切破碎段和跟随运动段。

(2) 流向截面上, 油雾分布形状由近似圆形发展为长轴  $y$  方向、短轴  $z$  方向的椭圆形, 最后发展为长轴  $z$  方向、短轴  $y$  方向的椭圆形。

(3) 沿着流动方向,  $SMD$  经历下降-保持不变-再下降-再保持不变的发展过程。  $SMD$  由初始  $400\mu\text{m}$

降低至  $65\mu\text{m}$ , 横向破碎段和剪切破碎段为两个主要油雾破碎区域。

(4) 混合层内速度梯度对油滴的破碎雾化起到积极作用, 对大油滴的雾化促进作用更为明显。

致 谢: 感谢国家重点基础研究发展计划的资助。

## 参考文献

- [1] 张京华, 王 健, 裴 云, 等. 一种内嵌火箭的冲压组合发动机性能分析[J]. 战术导弹技术, 2016, (2): 47-51.
- [2] Abramowich G N. The Theory of Turbulent Jets [M]. Cambridge: MIT Press, 1963.
- [3] Sabin C M. An Analytical and Experimental Study of the Plane, Incompressible, Turbulent Free-Shear Layer with Arbitrary Velocity Ratio and Pressure Gradient[J]. Journal of Basic Engineering, 1965, 87(2): 421-428.

- [ 4 ] Dimotakis P E . Two-Dimensional Shear-Layer Entrainment[J]. *AIAA Journal*, 1986, 24(11): 1791-1796.
- [ 5 ] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
- [ 6 ] Soo-young No. A Review on Empirical Correlations for Jet/Spray Trajectory of Liquid Jet in Uniform Cross Flow [J]. *International Journal of Spray and Combustion Dynamics*, 2015, 7(4): 283-313.
- [ 7 ] 林宇震, 李 林, 张 弛, 等. 液体射流喷入横向气流混合特性研究进展[J]. *航空学报*, 2014, 35(1): 46-57.
- [ 8 ] Prior R, Tallio K, Mellor A. Turbulent Mixing and Atomization in a Confined Shear Layer [R]. *AIAA* 89-2320.
- [ 9 ] Tambe S B, Elshamy O M, Jeng S M. Liquid Jets Injected Transversely into a Shear Layer[R]. *AIAA* 2007-1341.
- [ 10 ] Kékesi T, Amberg G, Wittberg L P. Drop Deformation and Breakup in Flows with Shear[J]. *Chemical Engineering Science*, 2015, 140: 319-329.
- [ 11 ] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京:北京航空学院出版社, 1985.
- [ 12 ] 易仕和, 赵玉新, 何 霖, 等. 超声速与高超声速喷管设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2013.
- [ 13 ] 于勇. FLUENT入门与进阶教程[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2008.
- [ 14 ] Goebel S G , Dutton J C . Experimental Study of Compressible Turbulent Mixing Layers [J]. *AIAA Journal*, 1991, 29(4): 538-546.
- [ 15 ] 黄 勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.

(编辑:朱立影)