

# 超声速气流中液体喷雾流动数值模拟研究



冼锦宇,陈钱,蔡树峰  
中山大学,广东 深圳 518107

**摘要:**超声速气流中液体喷雾流动特性对超声速燃烧基础研究及其工程应用具有重要意义。为了定量探索超声速气流中液体横向射流雾化特性,本文对超声速气流中液体喷雾流动进行了数值模拟研究。数值模拟方法基于 Eulerian-Lagrangian 两相流计算架构,考虑气液双向耦合,采用 KH/RT 液滴二次破碎模型计算液滴雾化过程,采用大涡模拟计算气相流动。结果表明,该数值模拟方法所获得的液雾场突起结构、穿透高度、液滴平均速度分布等液雾特性均能与试验结果较符合;初始液滴直径分布对破碎后液滴平均速度影响较小而对破碎后液滴平均直径及液相平均体积分分数影响较大,初始液滴直径分布需在后续的建模与模拟中进行更多研究。

**关键词:**超声速气流;液滴破碎;雾化;气液两相流;大涡模拟

中图分类号:V231.2+3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.01.002

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的关键技术之一<sup>[1-5]</sup>,具有很高的工程应用价值。液态燃料是超燃冲压发动机目前最主要的燃料,与氢气相比,液态燃料具有能量密度高、环境友好且储存简便等特点。液态燃料在燃烧室内的雾化过程是燃料燃烧的第一步,而液态燃料雾化质量的好坏直接影响燃烧室内的燃烧过程。为了了解液态燃料的雾化特性,较多研究者对液体横向射流雾化特性进行了研究。

Lin 等<sup>[6]</sup>对高速横向气流液体喷注的雾化特性和流动特性进行了系统的试验研究,利用阴影成像技术和多普勒粒子分析仪(PDPA)对不同介质(水与酒精)垂直注入亚声速气体横流的雾化特性与穿透高度进行研究,分析不同介质对穿透高度的影响并建立相应的经验公式。之后, Lin 等<sup>[7]</sup>进一步探索了液滴喷雾在超声速流场中的流动特性,开展超声速空气气流中的水射流试验;通过 PDPA 技术测量不同自由流位置的液滴和喷雾羽流中心线与半平面的特性,研究表明,射流喷雾过程受到喷嘴尺寸、气液动量比和喷射角影响,并给出相当准确的液体射流穿透高度的关联函数;PDPA 测量结果显示,不同横截面的中心线上液滴平

均直径以及无量纲速度分别呈现出 S 形分布和镜像 S 形分布。Perurena 等<sup>[8]</sup>利用高速摄影和纹影技术对马赫数为 6 的超声速气流中的液体横向射流进行了试验研究,分析对比了不同喷口形状、气液动量比对喷雾穿透高度以及横向扩散的影响,并提出相应关联式。

Im 等<sup>[9]</sup>基于修正后的 KH/RT 混合破碎模型对马赫数为 1.92 的超声速横向射流水喷注试验进行了数值模拟,并与 Lin 等的试验进行对比,计算通过与试验中的喷雾特性(如喷雾穿透高度、液滴尺寸和流向速度)的定量对比,分析了新的混合破碎模型与试验结果的差异,结果显示,即使在流向速度上仍与实际结果有一定差异,但相较于 TAB 破碎模型,修正后的 KH/RT 混合破碎模型的喷雾高度更符合实际结果。杨东超等<sup>[10-11]</sup>基于 Eulerian-Lagrangian 方法研究了 4 种不同二次破碎模型对超声速气流中液体横向射流的雾化效果,指出 KH/RT 的混合模型计算出的穿透高度与试验更符合,之后他们还改进了 KH/RT 混合模型,扩大了改进后的 KH/RT 混合模型的适用范围,同时指出液滴实际追踪数量对计算结果有一定影响。

收稿日期: 2022-07-24; 退修日期: 2022-08-21; 录用日期: 2022-10-15

基金项目: 国家自然科学基金(91741102); 深圳市基础研究面上项目(JCYJ20190807160413162); 中央高校基本科研业务费专项资金青年教师重点培育项目(19lgzd15)

引用格式: Xian Jinyu, Chen Qian, Cai Shufeng. Numerical simulation of liquid spray flow in supersonic airflow[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(01): 12-20. 冼锦宇, 陈钱, 蔡树峰. 超声速气流中液体喷雾流动数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(01): 12-20.

总体而言,国内外研究者对超声速气流中液体横向射流的许多方面都进行了较为细致的研究。然而,超声速气流中液体横向射流的数值模拟研究中的初始液滴粒径大多数采用固定值<sup>[12-14]</sup>,实际上,初始液滴粒径并非均匀<sup>[15]</sup>,初始液滴粒径分布可能对液滴雾化效果具有影响,需要开展较为细致的研究。因此,本文对超声速气流中不同初始液滴粒径分布的横向水射流进行了数值模拟研究,并与试验进行了比较。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 气相控制方程

将基于欧拉框架的气相大涡模拟方法与基于拉格朗日框架的液滴追踪方法相耦合,对超声速气流中液体喷雾流动过程进行数值模拟。气相由Navier-Stokes方程控制,通过Favre平均方法过滤,其流动的三维可压缩气相控制方程定义如下。

连续方程

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i)}{\partial x_i} = \tilde{S}_m \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{u}_i\tilde{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i}(-\delta_{ij}\bar{P} + \tilde{\tau}_{ij} - \tau^{sgs}) + \tilde{S}_{ui} \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{h} - \bar{P})}{\partial t} + \frac{\partial[(\bar{\rho}\tilde{h}\tilde{u}_j + h_j^{sgs})]}{\partial x_j} = \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}[-\tilde{q}_j + \tilde{u}_j\tilde{\tau}_{ij} - \sigma_j^{sgs}] + \tilde{S}_h$$

组分输运方程

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Y}_m)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}\tilde{Y}_m\tilde{u}_j - \bar{\rho}\tilde{Y}_m\tilde{V}_{j,m} + Y_{j,m}^{sgs} + \theta_{j,m}^{sgs})}{\partial x_j} = \tilde{S}_{Y_m} + \tilde{\omega}_m \quad (4)$$

式中,源项 $\tilde{S}_m, \tilde{S}_{ui}, \tilde{S}_h, \tilde{S}_{Y_m}$ 分别表示质量、动量、能量、组分输运在气液相间的相互作用。

### 1.2 液相控制方程

流场中液滴的运动根据拉格朗日液滴追踪方法进行模拟,液滴位置矢量、速度矢量、温度和质量的控制方程如下。

$$\frac{dx_{p,i}}{dt} = u_{p,i} \quad (5)$$

$$m_p \frac{du_{p,i}}{dt} = \frac{1}{2} C_D \rho_f A_p |U_s| U_s \quad (6)$$

$$(m_p C_{p,p}) \frac{dT}{dt} = Q_C + Q_M \quad (7)$$

式中, $\rho_f$ 为气相密度; $A_p$ 为液滴在气流中的有效截面; $C_D$ 为液滴的阻力系数; $U_s$ 为气液两相相对速度。

液滴的阻力系数公式定义为

$$C_D = \begin{cases} 24(1 + 0.15Re_p^{0.678})/Re_p & Re_p < 10^3 \\ 0.44 & Re_p > 10^3 \end{cases} \quad (8)$$

式中, $Re_p$ 为液相雷诺数,其大小受气液两相流动相对速度影响。

$$Re_p = \frac{U_s}{\mu_f} d_p \rho_f \quad (9)$$

$Q_C$ 和 $Q_M$ 分别为

$$Q_C = \pi d_p \lambda_f Nu (T_f - T_p) \quad (10)$$

$$Q_M = \sum \frac{dm_p L_v}{dt} \quad (11)$$

式中: $L_v$ 为液滴汽化潜热;努塞尔数 $Nu$ 由以下试验关联式计算

$$Nu = 2 + 0.6Re_p^{1/2} Pr_f^{1/3} \quad (12)$$

### 1.3 几何模型与物理模型

本文的计算几何模型与Lin等<sup>[7]</sup>开展的超声速横向气流中液体水射流喷注试验一致。图1给出了该模型的示意图,模型是一个长方体,总长度为200mm,横截面恒定为40mm×40mm,水射流通过距离空气入口50mm中心底部直径0.5mm的圆形喷孔垂直喷入空气中。整体计算域为200mm×40mm×40mm。

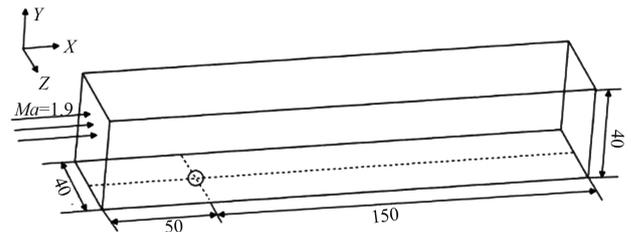


图1 超声速横向气流中水射流计算域(单位:mm)

Fig.1 Computation domain of water jet in supersonic transverse airflow

计算采用结构化网格,壁面第一层厚度为 $1 \times 10^{-5}$ m,对射流喷口以及底壁面附近进行网格加密,网格总数量约为105万个。数值模拟的每个算例在96个CPU核心上运行4天。空气来流和水射流的入口流动参数与Lin等<sup>[7]</sup>的试验一致,具体参数见表1。

表1 来流空气和射流的入口流动参数

Table 1 Inlet flow parameters for incoming air and jets

超声速横向气流条件		液体射流出口条件	
来流马赫数 $Ma$	1.94	气液动量比 $q_0$	7
来流总温/K	533	水密度/( $kg/m^3$ )	998
来流总压/kPa	206	射流流量/(g/s)	6.40
来流速度/(m/s)	678.3	喷注速度/(m/s)	32.6
		喷口直径/mm	0.5

表1中,  $q_0 = \frac{\rho_l u_l^2}{\rho_\infty u_\infty^2}$ , 下标1和 $\infty$ 分别表示液体射流和来流空气。

对于初始液滴粒径均匀分布的算例, 初始液滴以恒定100 $\mu\text{m}$ 注入超声速气流中; 而对于采用Rosin-Rammler分布的算例, 其初始液滴最小直径、最大直径、平均直径分别为15 $\mu\text{m}$ 、150 $\mu\text{m}$ 、100 $\mu\text{m}$ , 扩散参数为3.9。

在超声速气流中的液体横向射流中, 液滴存在变形、振荡、线性失稳过程, KH模型考虑气液界面较强剪切作用导致的KH不稳定波增长过程, 能够较好地模拟在喷口附近的小液滴从初始大液滴上剥离的过程; 而当液滴的加速度较大时, RT不稳定性则主导液滴破碎过程。基于上述分析, 本文采用Patterson<sup>[16]</sup>建立的KH/RT混合破碎模型进行雾化数值计算。

液滴阻力系数影响液滴破碎的计算, 对雾化过程有重要影响。动态阻力模型能够在液滴形状发生变化时确定液滴阻力系数, 并且能够适应任何破碎模型, 因此本文采用动态阻力模型计算液滴阻力系数。

## 2 计算结果与讨论

### 2.1 喷雾流动基本特性

为了探索超声速喷雾流动的基本特性, 本节对由初始液滴呈均匀分布的算例计算得到的液雾场进行分析。该计算得到超声速气流中横向射流液滴分布的三维液雾场如图2所示, 液滴由速度经过归一化处理后着色。从图2中可以看到, 当液滴从喷孔喷出后受到垂直的超声速气流影响, 液滴速度增加并发生方向变化。液滴在横向和侧向迅速扩散, 外围液滴由于与气流相互作用更为强烈, 其速度比液滴中心区域的更大, 近壁面液滴由于受边界层的影响, 其速度比其他外围液滴速度小。此外, 采用大涡模拟方法能够观测到液雾场外边界存在凸起结构(黑色箭头标注), 这与Lin等<sup>[17]</sup>的试验结果一致。图3给出喷孔附近区域液滴直径分布, 同时给出了气相流场中心平面经过归一化的压力、横截面经过归一化的流向速度、水平面流向涡量。从图3中可以看到, 喷注的初始液滴受到气流影响液滴直径逐渐减小。液滴与气流相互作用后, 液雾场前段形成激波, 气流在液滴经过区域, 其流向速度降低, 气流在液雾场外围近壁区形成了低流向涡量区, 这些特性与Li等<sup>[18]</sup>的计算结果一致。

本文计算结果为非定常的, 且通过统计平均获得了工程应用中关心的平均结果。统计平均包括瞬时空间平均和时间平均两个步骤<sup>[19]</sup>。首先对不同时刻网格控制体内所有

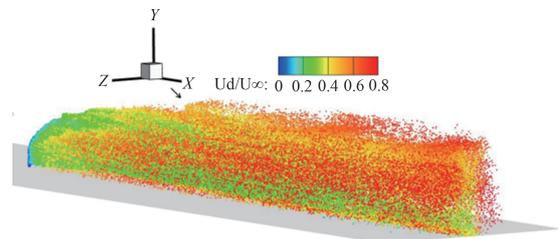


图2 液雾场斜视图

Fig.2 Liquid spray field oblique view

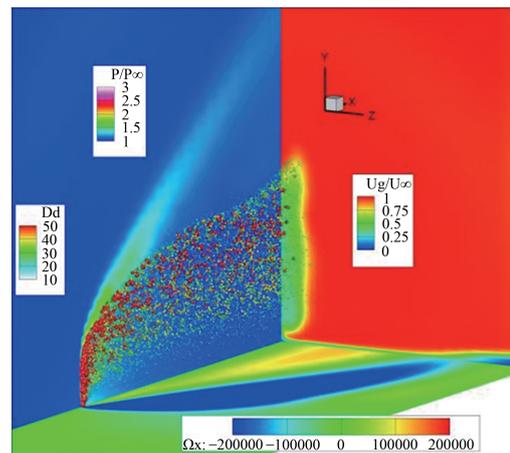


图3 喷孔附近区域液滴直径分布

Fig.3 Droplet diameter distribution in the area near the nozzle hole

液滴进行空间平均, 得到瞬时空间平均结果

$$\langle U^n \rangle = \frac{\sum_{k=1}^{N^n} D_{kn}^3 U_{kn}}{\sum_{k=1}^{N^n} D_{kn}^3} \quad (13)$$

式中,  $\langle U^n \rangle$  为液滴瞬时参数空间平均值;  $N^n$  为第  $n$  时刻控制体内液滴总数;  $D_{kn}$  表示第  $n$  时刻控制体内第  $k$  个液滴直径。

由于不同时刻的网格控制体得到的平均结果可能会发生变化, 因此基于空间平均值在时间上进行加权平均得到时间域上的平均值

$$\overline{U^{n+1}} = \frac{N^{n+1}}{TN^{n+1}} \langle U^{n+1} \rangle + \frac{TN^n}{TN^{n+1}} \overline{U^n} \quad (14)$$

式中,  $\overline{U^{n+1}}$  为液滴空间平均值;  $TN^n$  表示从 0 时刻到  $n$  时刻统计的液滴总数。

喷雾的穿透高度是被用于衡量射流与超声速气流混合程度的重要参数。Lin 等通过 PDPA 技术获得水射流穿透高度经验关系式, 这里利用该关系式与计算的结果做对比。液雾穿透高度经验关系式为

$$\frac{h}{d_0} = 4.73q_0^{0.3} \left(\frac{x}{d_0}\right)^{0.3} \quad (15)$$

式中,  $h$  为液雾穿透深度;  $d_0$  为喷孔直径大小;  $x$  则表示距射流喷孔中心的流向距离。

图4给出数值模拟与试验的穿透高度, 其中红线表示试验结果, 黑线表示数值模拟液雾边界的平均结果。可以看到, 在  $x < 40\text{mm}$  时, 平均液雾边界数值计算结果与试验结果完全吻合; 在  $40\text{mm} < x < 120\text{mm}$  时, 平均液雾边界数值模拟与试验结果非常相近, 偏差较小; 而在  $x > 120\text{mm}$  时, 平均液雾边界的数值模拟与试验结果较为相近, 出现较小程度的偏离。这说明数值计算的穿透高度结果符合试验结果。下面将在不同横截面上分析液相计算结果。

图5是不同横截面上水液滴的位置分布, 图中显示的液滴大小是以液滴直径按一定比例放大的。可以看到, 液滴群整体呈现葫芦形状。随着射流向下游发展, 液滴群范围由中心位置向四周延伸。两个横截面上直径较大的液滴主要集中在液滴群中心; 越到液滴群外围, 液滴粒径越小, 这是由于在边缘处液滴与来流气体相互作用更强烈, 导致边缘液滴破碎或蒸发。

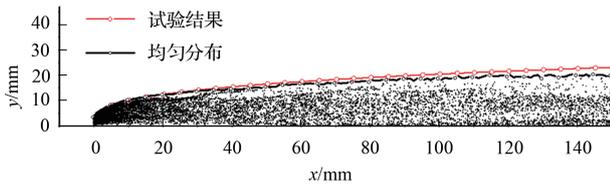


图4 均匀分布算例的中心截面液滴穿透高度

Fig.4 Droplet penetration height at the central plane of the case with the uniform distribution

在两相流数值模拟的研究中, 当液相体积分数大于  $10^{-3}$  时, 气相湍流运动会受到液滴之间的相互碰撞影响<sup>[16]</sup>。图6是经过统计平均后得到的不同横截面上水液滴的体积分数。可以看到, 液雾边界附近的体积分数均小于  $10^{-3}$ ; 液雾场上部分和中心截面上的体积分数较大, 靠近壁面的液雾场体积分数较小; 不同截面上整体变化趋势相近, 而在下半中心线上的液滴体积分数  $x=50\text{mm}$  处比  $x=100\text{mm}$  处高。

图7是不同横截面上水液滴的平均速度分布, 其中蓝线是液雾边界。可以看到, 由于受到外边缘气流相互作用的影响, 液滴平均速度由中心向边缘不断增大。随着水射流向下游发展, 液滴群范围增大, 横截面液滴群受到的气流作用增强, 液滴群整体速度也增大, 液雾场边缘的平均速度增长明显。

Sauter 平均直径(SMD)又称表面积平均直径, 是一种衡量喷雾质量的重要参数, 它的意义是与实际的颗粒具有

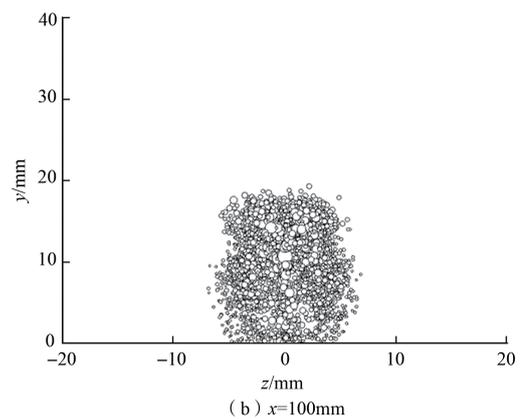
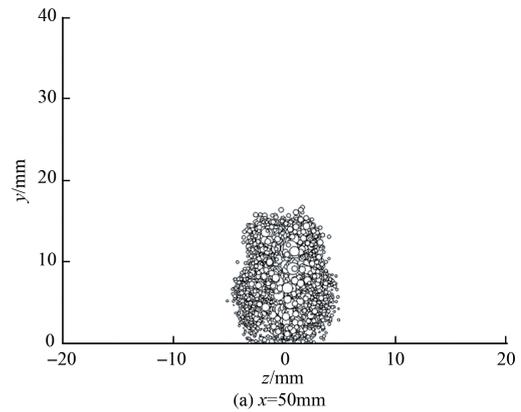


图5 均匀分布算例的横截面液滴位置分布

Fig.5 Position distribution of droplets in the cross-section of the case with the uniform distribution

相同表面积的球体的直径, 其定义可表示为

$$\text{SMD} = \frac{\sum d_i^3}{\sum d_i^2} \quad (16)$$

图8是不同横截面上水液滴的SMD值分布, 其中蓝线是液雾边界。可以看到, 不同截面之间的SMD值变化规律较为相近; SMD值最高接近  $35\mu\text{m}$ , 主要集中在液雾场上部分和中心截面上, 其余区域SMD值在  $10 \sim 20\mu\text{m}$  之间; 同样受气流相互作用的影响, SMD值与平均速度的变化趋势相反, 由中心向边缘处不断减小, 这说明中间部分液滴的破碎不够充足。

## 2.2 初始液滴直径影响

本节将探索初始液滴直径呈不同分布对液雾场的影响。图9是初始液滴直径呈 Rosin-Rammler 分布的算例的中心截面液滴瞬时穿透高度。可以看到, 初始液滴直径呈 Rosin-Rammler 分布的算例与均匀分布的算例的穿透高度较为相近, 但在  $x=140\text{mm}$  附近 Rosin-Rammler 分布的算例更接近试验值。

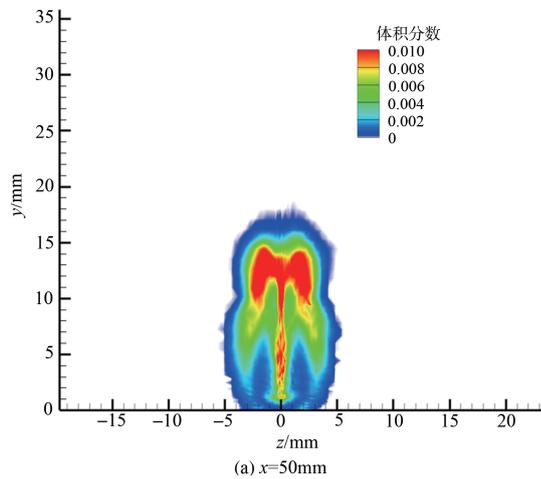
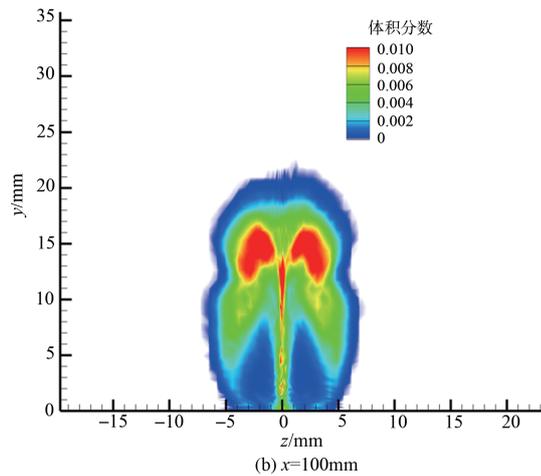
(a)  $x=50\text{mm}$ (b)  $x=100\text{mm}$ 

图6 均匀分布算例横截面液滴平均体积分数分布

Fig. 6 Averaged volume fraction distribution of droplets in the cross-section of the case with uniform distribution

图10~图13分别是初始液滴直径呈Rosin-Rammler分布的算例的横截面液滴位置分布、平均体积分数分布、平均速度分布和SMD值分布。可以看到液滴整体位置和平均速度变化较小,这说明初始粒径的不同分布对液雾场的整体位置和平均速度影响不明显;体积分数在不同截面的变化趋势一致,但在液雾场上部分和中心截面上Rosin-Rammler分布算例的体积分数比均值分布算例的小; $x=50\text{mm}$ 横截面上的SMD值变化不明显,而在 $x=100\text{mm}$ 横截面上液雾场上部分的SMD值明显降低,说明采用Rosin-Rammler分布可以使液雾场上部分区域粒子破碎更充分。

图14给出中心截面不同流向位置的液滴平均速度法向分布曲线,其中液滴平均速度通过来流气体声速进行归一化处理, $y$ 坐标通过当地穿透高度进行归一化处理。可以看到,数值模拟结果整体呈现镜像S分布,与试验结果

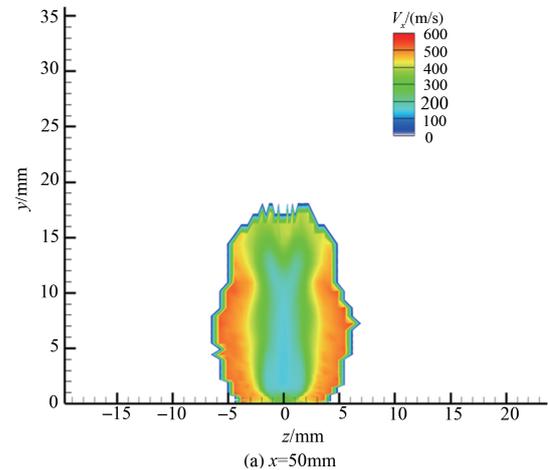
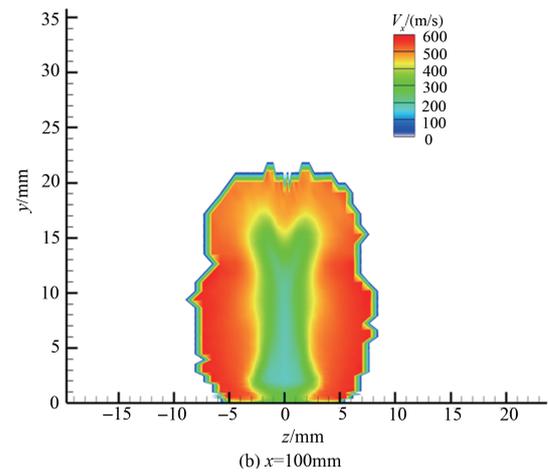
(a)  $x=50\text{mm}$ (b)  $x=100\text{mm}$ 

图7 均匀分布算例横截面液滴平均速度分布

Fig.7 Averaged velocity distribution of droplets in the cross-section of the case with uniform distribution

的变化趋势相一致, $y/h < 0.4$ 时,数值模拟结果与试验值较为吻合;而当 $y/h > 0.4$ 时,数值模拟的值随 $y/h$ 的增大而缓慢提高,而试验结果变化较为剧烈。如上述分析,不同初始液滴直径分布对液滴速度的影响较小,因而值呈现相似变化。图15给出中心截面不同流向位置的SMD法向分布曲线, $y$ 坐标通过当地穿透高度进行归一化处理。从图15中可以看到,在 $y/h < 0.4$ 的近壁区域,计算结果与试验变化趋势一致;而在 $y/h > 0.4$ 的中部区域,计算结果与试验结果差异较大,这可能归因于中部区域二次破碎不够充分;而在液雾场上部,数值模拟结果与试验结果相近。虽然计算的SMD分布曲线与试验给出曲线仍有一定差距,但仍然能够看到初始液滴直径不同分布对SMD值的影响,且Rosin-Rammler分布比均匀分布能获得与试验更为接近的曲线变化趋势。

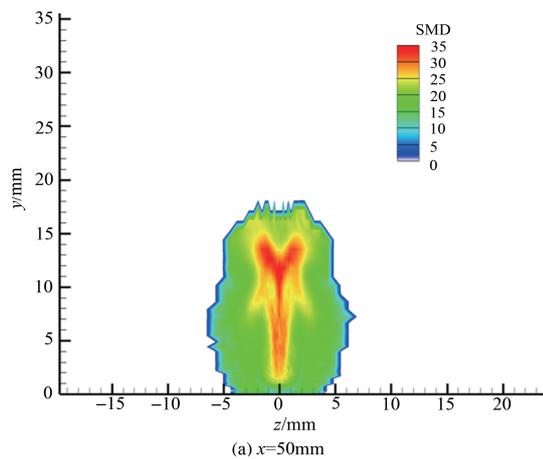
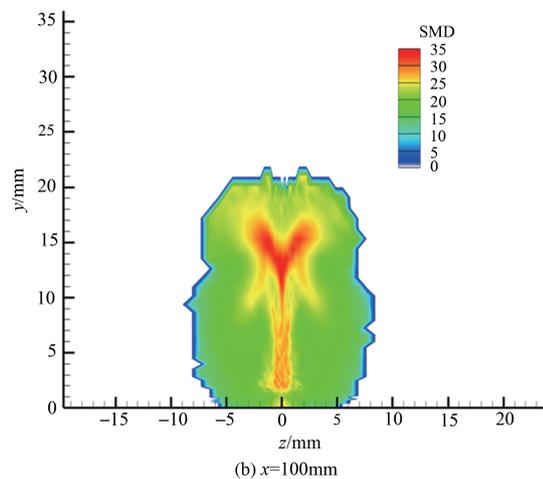
(a)  $x=50\text{mm}$ (b)  $x=100\text{mm}$ 

图8 初始液滴直径均匀分布的算例的横截面液滴SMD值分布

Fig.8 SMD value distribution of droplets in the cross-section for the case with the uniform distribution

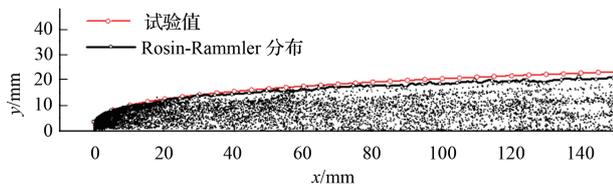


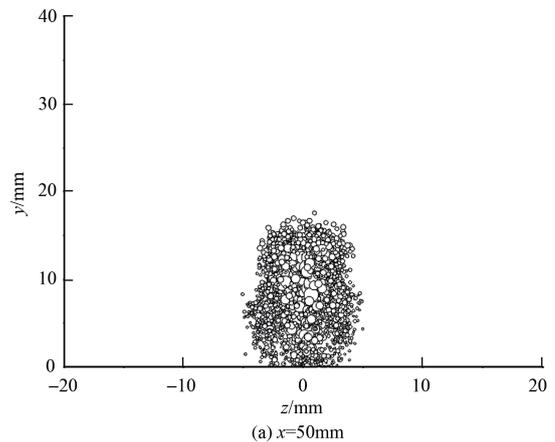
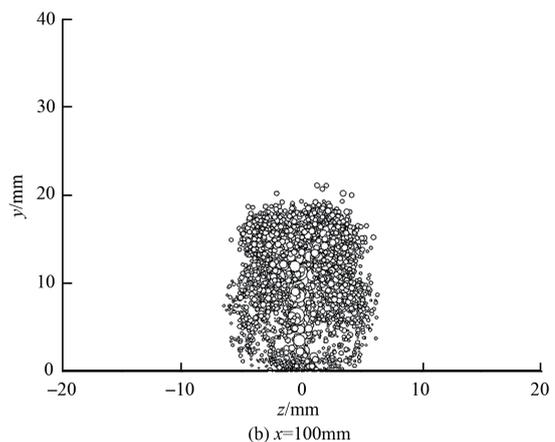
图9 Rosin-Rammler分布算例的中心截面液滴穿透高度

Fig.9 Droplet penetration height at the center plane of the case with the Rosin-Rammler distribution

### 3 结论

本文采用数值模拟方法对超声速气流中液体喷雾流动进行了数值模拟研究, 获得以下主要结论:

(1) 基于 Eulerian-Lagrangian 两相流计算架构、考虑气液双向耦合、采用 KH/RT 液滴二次破碎模型计算液滴雾化

(a)  $x=50\text{mm}$ (b)  $x=100\text{mm}$ 图10 Rosin-Rammler分布算例的横截面液滴位置分布  
Fig.10 Position distribution of droplets in the cross-section of the case with the Rosin-Rammler distribution

过程、采用大涡模拟计算气相流动的数值模拟方法能获得较准确的计算结果, 如复现试验中发现的外边界凸起结构, 获得与试验接近的液滴穿透高度、液滴平均速度分布等液雾特性。

(2) 液滴群之中直径较大的液滴集中在中心区域, 越向边缘位置液滴直径越小; 而液滴速度呈相反趋势, 并且随着液滴向下游发展整体速度逐渐提高; 体积分数在不同截面的变化趋势一致, 但在液雾场上部分和中心截面上 Rosin-Rammler 分布算例的体积分数比均值分布算例的小; 在  $x=100\text{mm}$  横截面上液雾场上部分的 SMD 值明显降低, 说明采用 Rosin-Rammler 分布可以使液雾场上部分区域粒子破碎更充分。

(3) 不同液滴初始直径分布对液滴的平均速度影响较小, 而对 SMD 值分布影响较大, Rosin-Rammler 分布比均匀分布获得的 SMD 曲线变化趋势与实验更为接近。

(4) 不同液滴初始直径分布对雾化特性的影响规律可

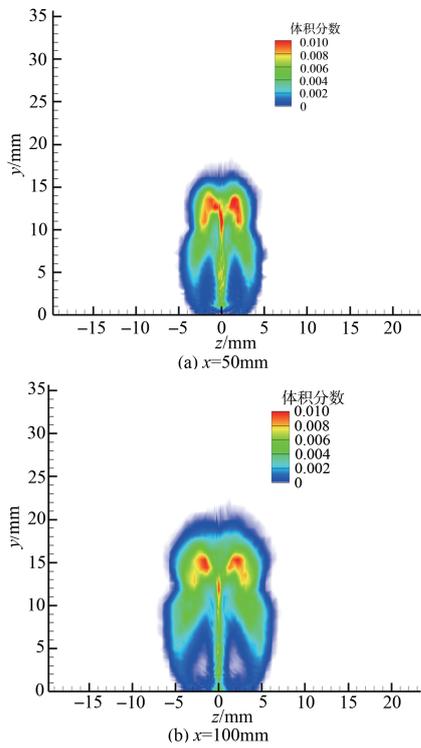


图11 Rosin-Rammler分布算例的横截面液滴体积分数分布  
Fig.11 Volume fraction of droplets in the cross-section of the case with the Rosin-Rammler distribution

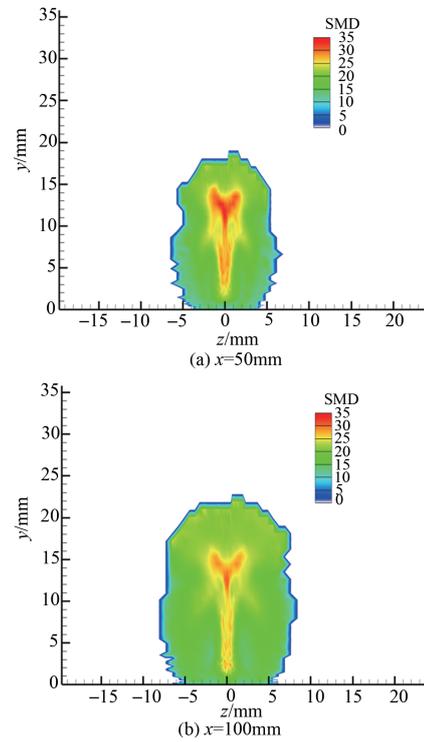


图13 Rosin-Rammler分布算例的横截面液滴SMD值分布  
Fig.13 SMD distribution of droplets in the cross-section of the case with the Rosin-Rammler distribution

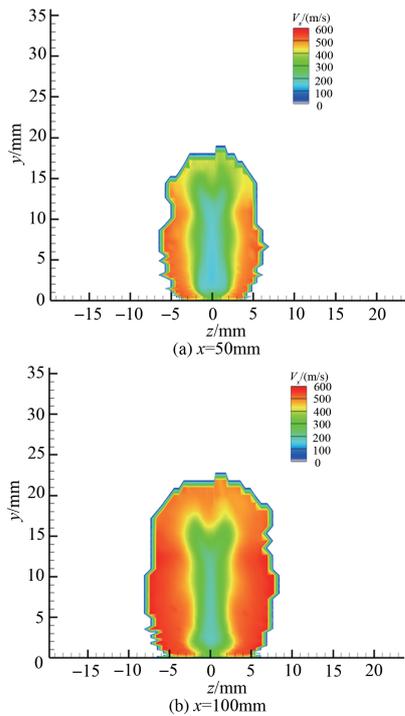


图12 均匀分布的算例的横截面液滴平均速度分布  
Fig.12 Average velocity distribution of droplets in the cross-section of the case with the Rosin-Rammler distribution

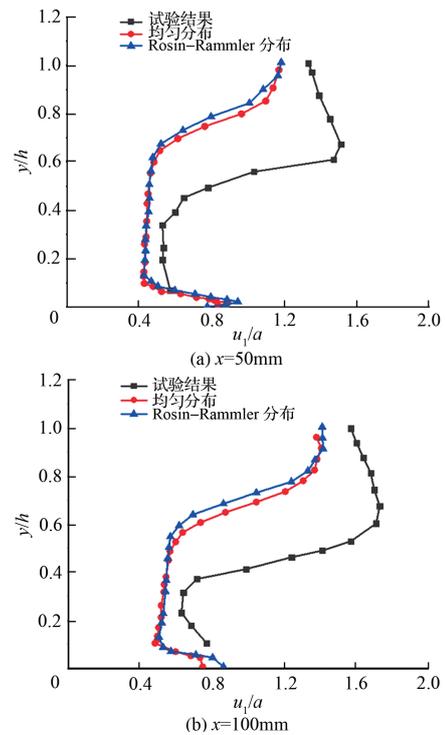


图14 中心截面液相速度平均分布  
Fig.14 Average velocity distribution of liquid phase in the central plane

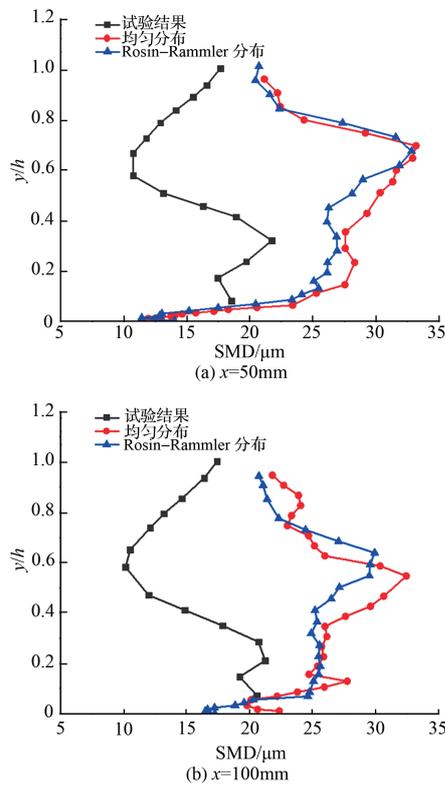


图15 中心截面液相SMD分布

Fig.15 SMD distribution of liquid phase in the central plane

为超燃冲压发动机液体燃料雾化质量的评估和改进提供重要参考。

AST

### 参考文献

- [1] Urzay J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight. [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2018, 50: 593-627.
- [2] Curran E T. Scramjet engines: The first forty years[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (6): 1138-1148.
- [3] Fry R S. A century of ramjet propulsion technology evolution [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.
- [4] 李宪开,王霄,柳军,等. 水平起降高超声速飞机气动布局技术研究[J]. 航空科学技术,2020,31(11): 7-13.  
Li Xiankai,Wang Xiao,Liu Jun,et al. Research on the aerodynamic layout design for the horizontal take-off and landing hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 7-13. (in Chinese)
- [5] 左林玄,尤明. 高超声速飞行器气动布局与操稳特性研究[J]. 航空科学技术,2020,31(11): 47-53.  
Zuo Linxuan, You Ming. Research on aerodynamic configuration, stability and control characteristics of hypersonic vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology,2020,31(11):47-53. (in Chinese)
- [6] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T A. Spray penetration heights of angled-injected aerated-liquid[C]//38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2000.
- [7] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T A. Structures of water jets in a mach 1.94 supersonic crossflow[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,2004.
- [8] Perurena J B, Asma C O, Theunissen R, et al. Experimental investigation of liquid jet injection into Mach 6 hypersonic crossflow[J]. Experiments in Fluids, 2009, 46(3): 403-417.
- [9] Im K, Lin K C, Lai M C. Spray atomization of liquid jet in supersonic cross flows[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2005.
- [10] 杨东超,朱卫兵,陈宏,等. 超声速横向流作用下射流的二次破碎模型研究[J]. 哈尔滨工程大学学报,2014,35(1):62-68.  
Yang Dongchao, Zhu Weibing, Chen Hong, et al. Research on the secondary breakup model of jet under the action of supersonic transverse flow[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2014, 35(1):62-68. (in Chinese)
- [11] 杨东超,朱卫兵,孙永超,等. 超声速气流中液体横向射流雾化破碎模型改进[J]. 推进技术,2017,38(2): 416-423.  
Yang Dongchao, Zhu Weibing, Sun Yongchao, et al. Improvement of atomization and breakup model of liquid lateral jet in supersonic airflow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 416-423. (in Chinese)
- [12] 杨顺华,乐嘉陵. 超声速气流中液体燃料雾化数值模拟[J]. 推进技术,2008,29(5): 519-522.  
Yang Shunhua, Le Jialing. Numerical simulation of liquid fuel atomization in supersonic airflow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5):519-522. (in Chinese)
- [13] Zhang M, Hu Z, He G, et al. Large-eddy simulation of kerosene spray combustion in a model scramjet chamber[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G- Journal of Aerospace Engineering, 2010, 224: 949-960.
- [14] 翟小飞,白茵尘,李春. 超声速气流中液体横向射流雾化过程数值模拟[J]. 气体物理, 2021,6(3): 23-29.  
Zhai Xiaofei, Bai Hanchen, Li Chun. Numerical simulation of atomization process of liquid lateral jet in supersonic airflow

- [J]. Gas Physics, 2021, 6(3): 23-29. (in Chinese)
- [15] Senecal P K, Schmidt D P, Nouar I, et al. Modeling high-speed viscous liquid sheet atomization[J]. International Journal of Multiphase Flow, 1999, 25(6): 1073-1097.
- [16] Patterson M, Reitz R J. Modeling the effects of fuel spray characteristics on diesel engine combustion and emission[C]// SAE International Congress and Exposition, 1998.
- [17] Lin K C, Lai M C, Ombrello T, et al. Structures and temporal evolution of liquid jets in supersonic crossflow[C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017.
- [18] Li Peibo, Wang Zhenguo, Bai Xuesong, et al. Three-dimensional flow structures and droplet-gas mixing process of a liquid jet in supersonic crossflow[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 90: 140-156.
- [19] 李佩波. 超声速气流中横向喷雾的混合及燃烧过程数值模拟[D]. 长沙:国防科技大学, 2019.
- Li Peibo. Numerical simulation of mixing and combustion process of transverse spray in supersonic flows[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019. (in Chinese)

## Numerical Simulation of Liquid Spray Flow in Supersonic Airflow

Xian Jinyu, Chen Qian, Cai Shufeng

*Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China*

**Abstract:** The flow characteristics of liquid spray in supersonic flow are of great significance to the basic research and engineering application of supersonic combustion. In order to quantitatively explore the characteristics of liquid transverse jet atomization in supersonic flow, numerical simulation of liquid spray flow in supersonic flow is carried out. The numerical simulation method is based on the Eulerian-Lagrangian two-phase flow calculation architecture. Two-way couple of gas and liquid is adopted. The KH/RT droplet secondary breakup model is used for the calculation of atomization. Large eddy simulation is utilized for the calculation of gas flow. The results show that the liquid atomization characteristics, such as the protrusion structure of the liquid atomization field, the penetration height and the average droplet velocity distribution, can be obtained by the numerical simulation method in good agreement with the experiment. Initial droplet diameter distributions have a small effect on the average velocity of the droplet after breakup, but have a greater impact on the average diameter of the droplets after breakup and on average volume fraction, which implies further research on initial droplet diameter distribution in future modeling and simulation.

**Key Words:** supersonic airflow; droplet breakup; atomization; gas-liquid two-phase flow; large eddy simulation

**Received:** 2022-07-24; **Revised:** 2022-08-21; **Accepted:** 2022-10-15

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (91741102); Shenzhen Fundamental Research Program (JCYJ20190807160413162); Fundamental Research Funds for the Central Universities (19lgzd15)