

# 气液针栓喷注器液束撞击气膜破碎过程研究

张波涛<sup>1</sup>, 杨宝娥<sup>1</sup>, 杨岸龙<sup>1</sup>, 李平<sup>1,2</sup>

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 为了全面认识气液针栓喷注器破碎过程, 采用网格自适应加密技术、CLSVOF (coupled level-set and volume-of-fluid method) 方法和 SBES (stress-blended eddy simulation) 湍流方法对气液针栓喷注器液束撞击气膜破碎过程进行数值仿真, 获得了液束破碎过程的细节特征, 并通过高速摄影试验结果验证了数值方法的准确性。以此为基础分析了液束撞击气膜的雾化模式、变形过程、流动特性和雾化角。结果表明: 雾化模式根据局部动量比可分为振荡破碎、剪切破碎和液束主导的波动破碎; 液束与气膜撞击后迎风面会向两侧运动, 横截面先发展为“T”形, 随后被展向拉伸为薄膜。液束前缘变形引起气流在液束两侧形成一系列涡结构, 使得气液相互作用增强; 雾化角主要受局部动量比影响, 工况参数通过影响动量比而间接影响雾化角; 认为选取中等局部动量比下的剪切雾化模式可以在获得较大雾化角的同时具有液滴粒径均匀且液滴空间分布均匀的特性。

**关键词:** 气液针栓喷注器; 液束撞击气膜; 破碎过程; 雾化角; 雾化模式

**中图分类号:** V434.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2022)05-0018-11

## Study on breakup process of impinging between liquid jet and gas sheet in gas-liquid pintle injector

ZHANG Botao<sup>1</sup>, YANG Baoye<sup>1</sup>, YANG Anlong<sup>1</sup>, LI Ping<sup>1,2</sup>

(1. Key Laboratory for Liquid Rocket Engine Technology, Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

Xi'an 710100, China; 2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to fully understand the breakup process of gas-liquid pintle injector, the breakup process of impinging liquid jet and gas sheet was simulated in gas-liquid pintle injector, based on the mesh adaptive refinement technology, CLSVOF (coupled level-set and volume-of-fluid method) method and SBES (stress-blended eddy simulation) turbulence method. The detailed structural characteristics of liquid jet breakup process were obtained. The accuracy of the numerical method was verified by the experimental results of high-speed photography. Based on the above, the spray pattern, deformation process, flow characteristic and spray angle were analyzed. The results show that the spray pattern can be divided into oscillation breaking, shearing breaking and wave breaking dominated by liquid jet according to the local momentum ratio. The cross section of the liquid jet develops into a "T" shape, which is then stretched laterally into a film shape. The deformation of the leading edge of the liquid jet causes the air flow to form

收稿日期: 2021-02-28; 修回日期: 2021-04-27

基金项目: 国家基础加强技术领域基金(2019-JCJQ-JJ-480)

作者简介: 张波涛(1990—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧技术。

a series of vortex structures on both sides, which enhances the interaction between the liquid jet and the gas sheet. The spray angle is mainly affected by the local momentum ratio, and operation parameters influence the spray angle through the momentum ratio. It is believed that the spray pattern when the middle local momentum ratio is selected can obtain a larger spray angle and has the characteristics of uniform droplets size and uniform spatial distribution of droplets.

**Keywords:** gas-liquid pintle injector; imping between liquid jet and gas sheet; breakup process; spray angle; spray pattern

## 0 引言

针栓喷注器是一种可以连续调节喷注面积的喷注器,具有独特的几何特性和流场特征。针栓喷注器有很多优点,如结构简单、深度调节能力、燃烧效率高(96%~99%)和固有的燃烧稳定性等<sup>[1]</sup>。

前期 TRW 公司的研究经验指出局部动量比  $C_{LMR}$ 、阻塞率  $C_{BF}$  和雾化角  $\theta$  是针栓喷注器最重要的设计参数,雾化角会直接影响针栓喷注器流场结构和雾场空间分布。关于雾化角的研究以试验研究为主,Cheng 等采用高速摄影对液液针栓喷注单元开展试验研究,通过拍摄的雾场图像获得雾化角,并与理论推导的雾化角预测公式  $\theta = \arccos[1/(1 + C_{TMR})]$  (式中  $C_{TMR}$  为总动量比)进行对比<sup>[2]</sup>。Freeberg 等对多径向孔液液针栓喷注器的试验结果进行拟合并给出了雾化角公式  $\theta = \alpha \cot(\beta C_{LMR})$  (式中  $\alpha = 0.7 \pm 0.05$ 、 $\beta = 2.0 \pm 0.5$ ),并指出阻塞率对雾化角影响很小,雾化角主要受局部动量比的影响<sup>[3]</sup>。Boettcher 等通过纹影法获得了气液针栓喷注器雾场结构,给出了雾化角关系式  $\theta = \arccos(1/\sqrt{1 + C_{TMR}^2})$ <sup>[4]</sup>。Son 等对轴向缝/径向缝型液体中心的气液针栓喷注器试验结果拟合给出雾化角公式为  $\theta = 28.67(C_{TMR}/We) - 0.124$ <sup>[5]</sup>。雾化后的液滴粒径空间分布会影响到燃烧性能,有学者对针栓喷注器液滴粒径和速度分布开展试验研究。成鹏采用马尔文激光粒度仪测量了液液针栓喷注单元液滴粒径分布,指出局部动量比越大扇形液膜区的索泰尔平均粒径(SMD)越小<sup>[6]</sup>。陈慧源等采用相位多普勒粒子分析仪对径向孔型液液针栓喷注器雾化特性进行试验研究,表明 SMD 随局部动量比增加而增大,变化范围则随总动量比增加而扩大<sup>[7-8]</sup>。Lee 等采用高速摄影对轴向缝/径向缝型液体中心的气液针栓喷注器进行试验研究,通过

图像处理技术获得液滴粒径,分析了轴向缝和径向缝取值对液滴均匀性的影响<sup>[9]</sup>。文献[10-11]对针栓喷注器的研究进展进行了总结。

由于针栓喷注器雾场浓密,试验采用的光学设备很难获得雾场细节特征,因此数值仿真成为研究针栓喷注器喷雾过程的重要方法。目前关于针栓喷注器雾化特性的数值仿真研究成果很少。王凯等基于 Gerris 开源软件采用自适应网格加密技术和分段线性(volume of fluid, VOF)几何重构方法对液液针栓喷注单元雾化过程进行数值仿真,分析了液膜撞击液束的变形过程,指出液膜撞击液束喷注单元构型优于液膜撞击液膜<sup>[12]</sup>。与之前采用传统网格模型和雷诺平均方法求解雾化过程相比, Gerris 数值方法已有很大的进步,可以在减小计算量的同时精细地捕捉到雾化过程的细节特征。文献[13-16]采用 Gerris 分别对内混式直流气液喷嘴、互击式喷嘴和离心式喷嘴的外流场雾化过程进行了仿真分析,得到了非常好的结果。Cheng 等<sup>[2]</sup>和 Son 等<sup>[17]</sup>分别对简化的二维轴对称液液针栓喷注器和气液针栓喷注器雾化角进行数值仿真,给出了雾化角预测公式。Radhakrishnan 等采用拉格朗日方法中的 WAVE 模型分析了二维轴对称针栓喷注器的混合特性,并通过获得轴向气体速度和液滴速度来分析气体和液滴的相互作用<sup>[18]</sup>。采用拉格朗日方法的优点是通过对颗粒追踪获得雾场,颗粒对网格尺寸没有要求,可以计算颗粒从破碎到蒸发的过程。由于拉格朗日方法没有捕捉气液两相界面而无法细致分析液相破碎过程,只适合分析雾场特性。

以前研究者对液液针栓喷注器和轴向缝/径向缝型气液针栓喷注器做了一定的研究工作,但目前鲜有关于轴向缝/径向孔型气液针栓喷注器破碎过程的研究,鉴于对液束撞击气膜的基础理论认识不足,本文以轴向缝/径向孔型的气液针栓喷注器为

研究对象,采用网格自适应加密技术、CLSVOF 方法和 SBES 湍流方法对气液针栓喷注器液束撞击气膜的破碎过程进行细致仿真,并通过高速摄影试验结果对计算模型进行验证。对气液针栓喷注器雾化模式、液束撞击气膜变形过程、流动特性和雾化角进行系统研究,从而认识液束气膜相互作用机制,为气液针栓喷注器理论研究和工程设计提供参考。

## 1 物理模型和计算方法

### 1.1 物理模型

研究对象为液体中心配置的轴向缝/径向孔型气液针栓喷注器,液体推进剂和气体推进剂分别从径向孔和轴向环缝喷出,轴向气膜喷出后到与液束相撞的距离定义为跳跃距离。为了分析单孔液束与气膜相撞的破碎过程,在液路喷嘴设置两个对称的径向液束孔。图 1 给出了针栓喷注器示意图,结构参数如表 1 所示。为了充分研究无量纲参数局部动量比对液束撞击气膜破碎过程的影响,工况设计选取局部动量比为 0.5 ~ 5.5,覆盖较大的变化范围,同时局部动量比的变化包含了液束和气膜速度的变化,具体工况参数如表 2 所示。其中局部动量比可以定义为径向液束动量与径向液束孔等宽的轴向气膜动量之比,即

$$C_{\text{LMR}} = \frac{\dot{m}_l v_l}{\dot{m}_g v_g} = \frac{\rho_l v_l^2 A_l}{\rho_g v_g^2 A_g} = \frac{\rho_l v_l^2 W L_{\text{open}}}{\rho_g v_g^2 W T_{\text{ag}}} = \frac{\rho_l v_l^2 L_{\text{open}}}{\rho_g v_g^2 T_{\text{ag}}} \quad (1)$$

式中: $L_{\text{open}}$ 为径向矩形孔长度; $W$ 为径向矩形孔宽度; $T_{\text{ag}}$ 为轴向气膜厚度。

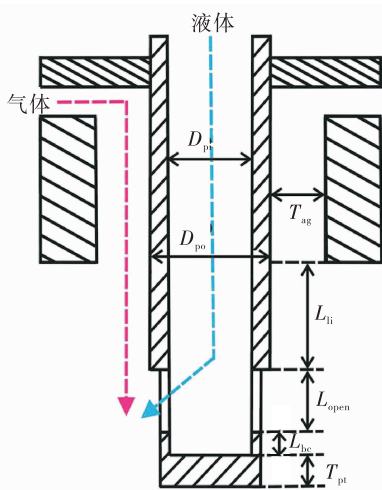


图 1 气液针栓喷注器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the injector

表 1 针栓喷注器结构参数

Tab. 1 Structural parameters of the pintle injector

单位:mm

结构名称符号	值
针栓杆内径 $D_{\text{pi}}$	10
针栓杆外径 $D_{\text{po}}$	14
轴向气膜厚度 $T_{\text{ag}}$	4
针栓头壁厚 $T_{\text{pt}}$	3
跳跃距离 $L_{\text{li}}$	11
径向孔开口长度 $L_{\text{open}}$	5
针栓头凹腔长度 $L_{\text{bc}}$	1
径向孔开口宽度 $W$	0.8

表 2 工况条件

Tab. 2 Operating conditions

气膜速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	液束速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	局部动量比
70	1.58 ~ 5.30	0.52 ~ 5.54
80	1.78 ~ 5.96	0.49 ~ 5.45
90	1.98 ~ 6.59	0.53 ~ 5.46

### 1.2 计算模型

由于物理模型具有对称性特征,数值计算时只对物理模型的 1/4 区域进行计算,将对称面设置为对称面边界条件,计算域如图 2 所示。喷嘴结构参数与物理模型结构参数一致,外流场计算域半径为 27 mm,在轴向方向针栓头至下游出口距离为 3 mm。采用水作为液体模拟介质,空气作为气体模拟介质。液体和气体入口均为速度入口边界,计算域外边界为压力出口边界,背压为大气压环境。压力速度耦合方法采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equation consistent) 算法,压力离散法为 PRESTO (pressure staggering option) 方法。计算域网格采用结构网格,初始网格数量为  $6 \times 10^6$ ,使用八叉树网格自适应加密算法对气液两相界面进行局部加密,液路喷嘴出口到计算域下游出口区域初始网格为 80  $\mu\text{m}$ ,设置网格加密/粗化等级为 2 级,加密后最小网格约为 20  $\mu\text{m}$ 。网格自适应函数设置为相界面曲率,即网格会根据气液两相界面曲率值进行粗化或加密。

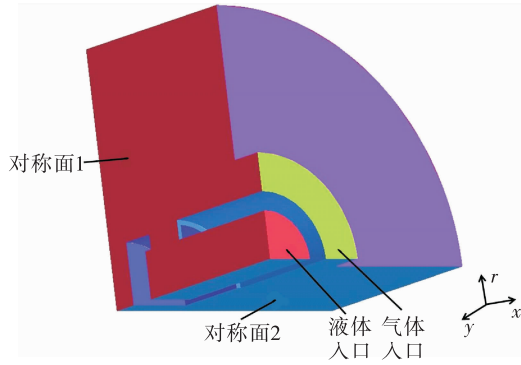


图2 计算域

Fig. 2 Computation domain

### 1.3 控制方程

由于气液针栓喷注器气膜流速小于  $0.3 Ma$ , 因此可以看作不可压缩流体。不考虑液相蒸发过程, 只需求解连续方程和动量方程。

连续方程为

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \bar{u}_i) = 0 \quad (2)$$

动量方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \bar{u}_j \bar{u}_i) = \\ - \frac{\partial}{\partial x_i} \bar{p} + \bar{\mu} \nabla^2 \bar{u}_i + \frac{\bar{\mu}}{3} \frac{\partial^2}{\partial x_j \partial x_j} \bar{u}_i + F \end{aligned} \quad (3)$$

式中:  $\bar{\rho}$  为流场中流体密度;  $\bar{\mu}$  为流体动力黏度;  $\bar{u}_i$  和  $\bar{u}_j$  为速度分别在  $i, j$  方向的分量;  $F$  为源项; 上标  $-$  代表 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) 平均或 LES (large eddy simulation) 过滤, 上标  $\sim$  代表密度加权 RANS 平均或 LES 过滤。

采用 CSF (continuum surface force method) 方法构造表面张力, CSF 方法是气液两相界面上的表面张力视为两相界面上一定厚度区域的连续体积力。忽略体积力, 源项  $F$  为气液两相的界面上的表面张力, 可表示为

$$F = \sigma \frac{\bar{\rho} \kappa \nabla \bar{c}}{0.5(\rho_l + \rho_g)} \quad (4)$$

式中:  $\sigma$  为表面张力系数;  $\kappa$  为气液界面的曲率;  $\bar{c}$  为网格单元的液相体积分数。

### 1.4 CLSVOF 方法

界面捕捉方法主要有 VOF 方法<sup>[19]</sup> 和 Level-Set 方法<sup>[20]</sup>, 由于 VOF 方法是基于体积函数计算网格

内流体的体积分, 并非对气液两相界面进行捕捉, 因此 VOF 方法具有界面不连续的缺点。Level-Set 方法是把相界面视为零等值面, 通过求解流场中各个位置的符号距离函数获得零等值面, 缺点是通过多次迭代会造成质量损失。为了解决 VOF 方法和 Level-Set 方法中的缺陷并利用两种方法的优势, Sussman 提出了将 VOF 方法和 Level-Set 方法结合起来的方法, 即 CLSVOF 方法<sup>[21]</sup>。CLSVOF 方法兼具 VOF 方法保证最小质量损失和 Level-Set 方法对气液界面连续捕捉的优点, 可以计算连续液体射流的变形过程。

### 1.5 湍流模型

数值模拟方法有直接数值模拟、大涡模拟和雷诺平均方法, 直接数值模拟的优势是不需要湍流模型而直接求解三维定常 Navier-Stokes (N-S) 方程, 从而得到瞬时湍流流场, 但直接数值模拟对网格量要求非常高, 在实际工程应用中还很少。大涡模拟的特点是用滤波方法把大尺度涡和小尺度涡分开, 采用直接数值模拟求解大尺度涡, 通过亚网格应力尺度模型近似模拟小涡对大涡的影响。虽然大涡模拟相比直接数值模拟对网格要求小一些, 但计算量依旧很大。雷诺平均方法计算量很小, 平均化后准确性较差。但雷诺平均的优点是涡黏模型在平衡湍流(湍动能生成等于湍动能耗散)有很好的适用性, 在这种流动中没必要采用大涡模拟。大涡模拟则适用于非平衡的复杂湍流<sup>[22]</sup>。因此在近平衡湍流区和非平衡湍流区分别采用雷诺平均和大涡模拟的组合模型是计算复杂湍流运动比较经济的一种方案。

为细致捕捉液束与气膜相互作用产生的湍流结构, 采用 Menter 等提出的 SBES 方法, 在近壁面采用 RANS 模式, 在湍流核心区采用 LES 模式, 以保证大尺度湍流脉动被直接求解<sup>[23]</sup>。应力混合形式为

$$\tau_{ij}^{Hyb} = f_d \tau_{ij}^{LES} + (1 - f_d) \tau_{ij}^{RANS} \quad (5)$$

式中:  $\tau_{ij}^{LES}$  和  $\tau_{ij}^{RANS}$  分别为模拟应力的 LES 部分和 RANS 部分;  $f_d$  是混合函数, RANS 区域  $f_d = 0$ , LES 区域  $f_d = 1$ , 过渡区介于两者之间。

如果  $\tau_{ij}^{LES}$  和  $\tau_{ij}^{RANS}$  都采用 Boussinesq 假定和涡



黏系数来封闭,则应力混合将简化为涡黏系数的混合,即

$$v_t^{H_{yb}} = f_d v_t^{LES} + (1 - f_d) v_t^{RANS} \quad (6)$$

为了准确预测近壁面附着和逆压力梯度分离流动,  $v_t^{RANS}$  由 Menter 的 SST  $k-\omega$  模型封闭<sup>[24]</sup>,即

$$v_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \sqrt{2 \tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij}} F_2)} \quad (7)$$

LES 模式的  $v_t^{LES}$  由壁面自适应的 WALE (wall-adapting local eddy-viscosity) 亚格子模型封闭<sup>[25]</sup>,即

$$v_t = (C_w \Delta)^2 \frac{(S_{ij}^d S_{ij}^d)^{3/2}}{(\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{5/2} + (S_{ij}^d S_{ij}^d)^{5/4}} \quad (8)$$

上述表达式各项含义详见文献[24-25]。

## 2 试验方法

### 2.1 试验系统

试验系统由供应系统、测量系统、试验件和拍摄系统组成,试验中采用过滤后的水和空气作为推进剂的模拟介质,背压为大气压环境。通过高压空气对水贮箱进行增压后向喷注器供应水,喷注器气体介质直接由高压气源供应。供应管路上设置科氏流量计测量水和气体的质量流量,在喷注器前安装压力传感器测量喷前压力。气液针栓喷注器试验件结构参数与物理模型结构参数一致,为使气体介质在轴向环缝出口处分布均匀,气体分两路进入试验件,在试验装置中汇合后以轴向气膜形式喷出。液体介质从中心管路进入试验件,从液路喷嘴设置的两个对称径向液束孔喷出后与轴向气膜发生撞击雾化。使用 LED 光源照射喷雾场,采用高速摄影相机拍摄喷雾场,相机型号为 Phantom V12.1,试验中拍摄频率为 3 kHz,图像分辨率为  $640 \times 480$  像素,曝光时间为  $10 \mu s$ 。

### 2.2 图像处理方法

由于液束与气膜撞击破碎过程是瞬态过程,为了采用统一的标准分析液束与气膜撞击形成的雾化角,对每个工况下拍摄的 1 000 张图像的平均图像测量雾化角,图像处理过程如图 3 所示。图 3(a) 为高速摄影相机拍摄的原始图像。对拍摄的图像

进行增强处理,如图 3(b) 所示,然后对 1 000 张增强处理的图像求平均图像,如图 3(c) 所示。最后将平均图像转化为二值图,如图 3(d) 所示。由于液束刚喷出后与气膜充分相互作用,因此定义雾化角为液束喷出后迎风面在径向 2.5 mm 处的点和喷嘴出口上沿连线与轴向方向形成的夹角,如图 4 所示。为了避免不对称性引起的测量误差,最终的雾化角取  $\theta_1$  和  $\theta_2$  的平均值。

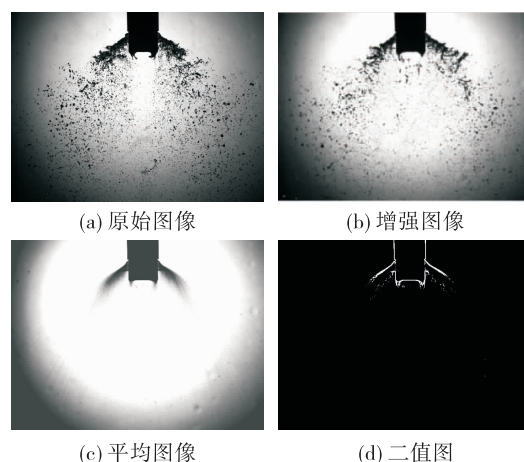


图 3 图像处理过程

Fig. 3 Image processing

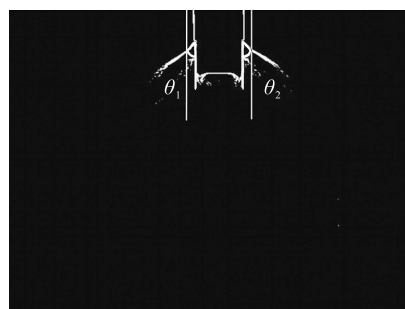


图 4 雾化角

Fig. 4 Spray angle

### 2.3 算例验证

选取相同区域内轴向气膜速度 80 m/s 时动量比为 3.35 和 5.45 的试验结果验证数值计算结果,如图 5 所示。可以定性地看出数值仿真获得的液束宏观形态和试验结果很相似。为了定量分析液束撞击气膜形成的雾化角,可以看出数值计算雾化角与试验雾化角吻合非常好。

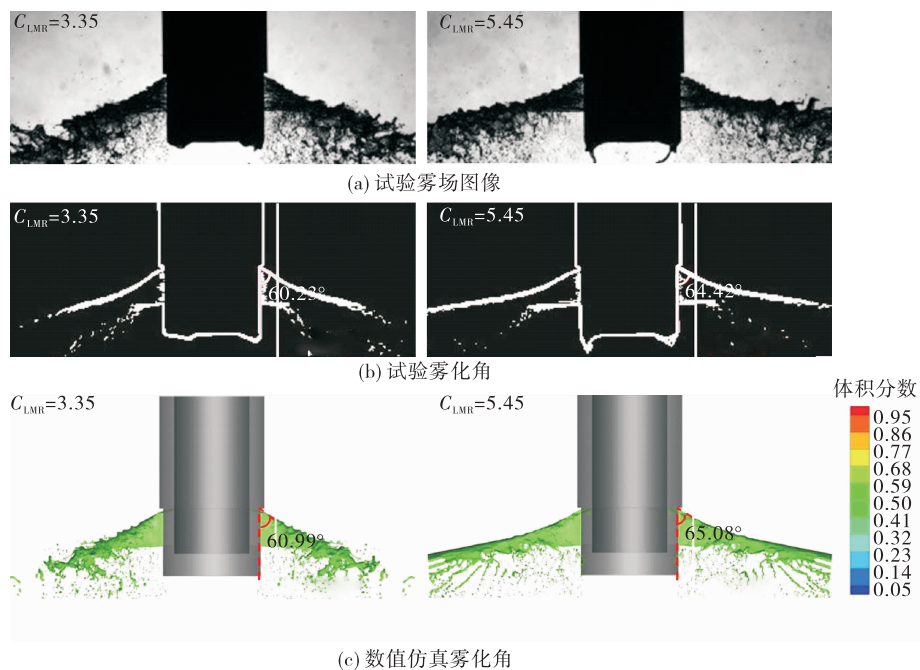


图5 试验结果与数值仿真对比

Fig. 5 Comparison between experimental and numerical results

### 3 结果与讨论

#### 3.1 雾化模式

图6为气液针栓喷注器轴向气膜速度为80 m/s时不同动量比下的雾场瞬态图像,从图中可以看出液束与气膜撞击后破碎为液滴要经过复杂的过程。当动量比较小时液束刚喷出即断裂为液团,随后液团破碎为液块和液滴。随着动量比增大,液束破碎长度和雾化角均增大,液束迎风面在气动力的作用

下有小尺度波动产生,随后小尺度波动在气动力的作用下沿着液束表面发展为大尺度波动,最终因为气动力大于表面张力和黏性力而导致液束断裂为液块,发生一次雾化,接着大液块在气动力的作用下发生二次雾化,破碎为众多小液滴。同时,液束迎风面在气动力的作用下向液束两侧运动,有小液滴从液束两侧剥离,这一现象始终贯穿于液束发展的全过程。

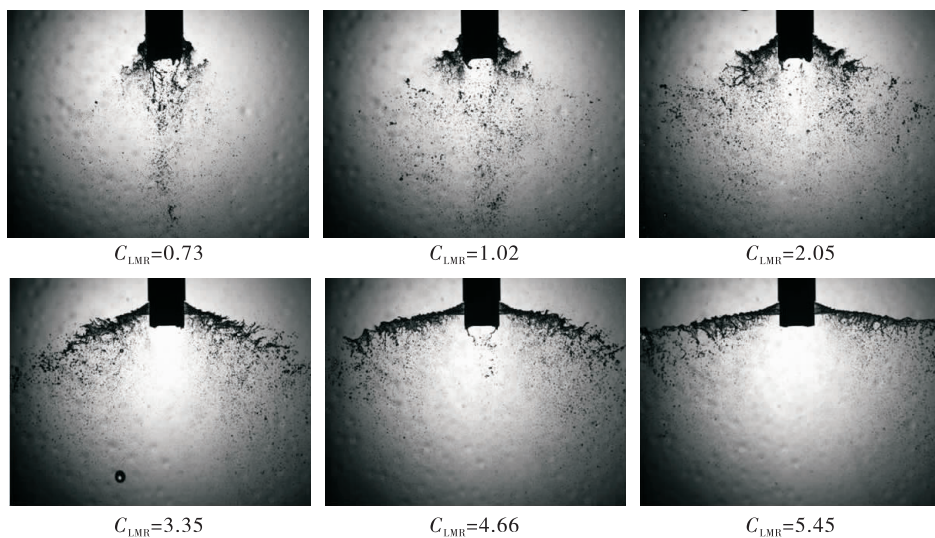


图6 不同动量比下的雾场图像

Fig. 6 Spray images with various momentum ratios

当动量比增大到 5 以上时,液束在喷嘴出口近场范围内变形很小,液束迎面在气动力的作用下向两侧运动,形成液膜包裹液束的形状,迎风面有表面波形成,气动力促使液束上边缘和下边缘相撞,两侧形成很多液丝,随后液丝破碎为液滴。

液束撞击气膜时的雾化模式受到局部动量比的影响,可以根据试验结果分为 3 种典型的模式:振荡破碎、剪切破碎和液束主导的波动破碎。低动量比对应着振荡破碎,中等动量比对应着剪切破碎,高动量比对应着液束主导的波动破碎。

### 3.1.1 振荡破碎

当动量比较小时,由于液束动量小于气膜动量,当气膜运动到液束出口时会间断性地堵住液

束出口,使得液束振荡表现为液团间歇性脱落特征。图 7 给出了动量比为 0.73 时液束在气膜中的破碎过程时序图,图片时间间隔  $\Delta t$  为  $2/3$  ms,红色虚线圈内代表液束局部变形过程。当气膜堵住液束出口时,液束喷注压降减小,当液束喷注通道内压力增大到一定程度后有一股液束喷出,随后液束喷注通道内压力减小,这时气膜又会把液束出口堵住。这个过程表现为液团间歇性脱落,脱落后的大块液团在气动力的作用下破碎为小液块和液滴。当运动到针栓头下方时会形成回流区,气流向针栓头下方的轴向中心线靠拢,雾化后的液滴较大且空间分布不均匀,形成收口形雾场。

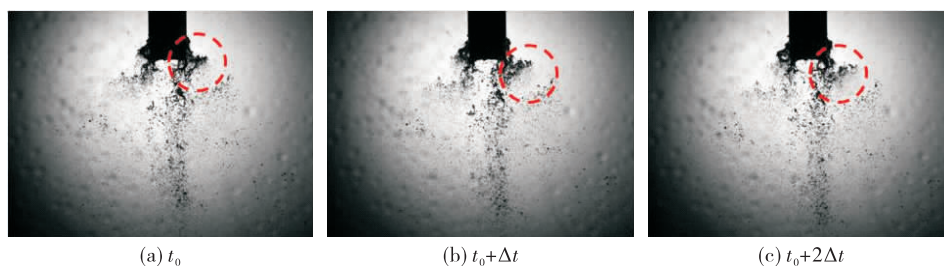


图 7 振荡破碎在不同时刻的雾场

Fig. 7 Spray field of oscillation breaking at different times

### 3.1.2 剪切破碎

液束在气膜作用下的剪切破碎类似于液束在横向气流中的剪切破碎过程,图 8 给出了动量比为 3.35 的破碎过程时序图,图片时间间隔  $\Delta t$  为  $2/3$  ms,从时序图中可以看出剪切破碎的雾场波动很小。

液束喷出后在气膜作用下会发生弯曲变形并断裂为液块,液块在气动力的剪切作用下破碎为小液滴,同时液束两侧受到气膜剪切作用有液滴剥离,剪切破碎雾化模式动量比范围为  $1 \sim 5$ ,对应的雾场形态为扇形雾场。

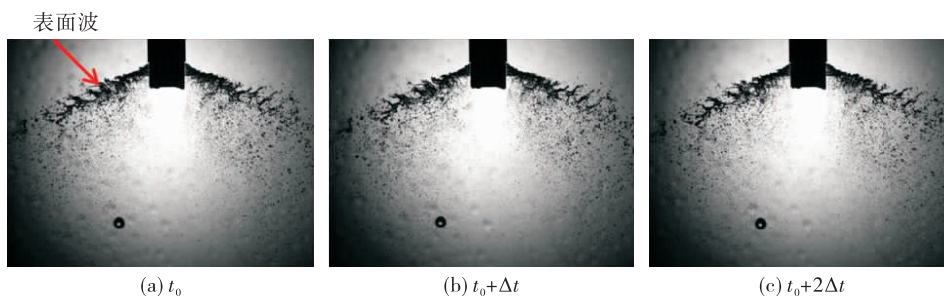


图 8 剪切破碎在不同时刻的雾场

Fig. 8 Spray field of shearing breaking at different times

### 3.1.3 液束主导的波动破碎

当动量比大于 5 时会发生液束穿透气膜的现象,图 9 给出了动量比为 5.45 的破碎过程时序图,图片时间间隔  $\Delta t$  为  $2/3$  ms。液束喷出后在气膜的作用下变形很小,液束刚喷出后从液束表面剥离的

液滴很少。随着液束的发展,液束迎面在气膜的作用下向两侧移动,液束上边缘形成弯曲的膜状,与液膜包裹液束的现象十分类似。随着液束发展,液束上边缘的液膜和下边缘发生自身相撞导致液束波动,在液束迎面面处形成明显的波峰和波谷。



液束两侧的液膜在气动力和波动的作用下形成凸起的小液柱和液丝,随后脱落产生液滴。这种雾化

模式以液束自身相撞引起的波动破碎为主,气动破碎只起到辅助作用。

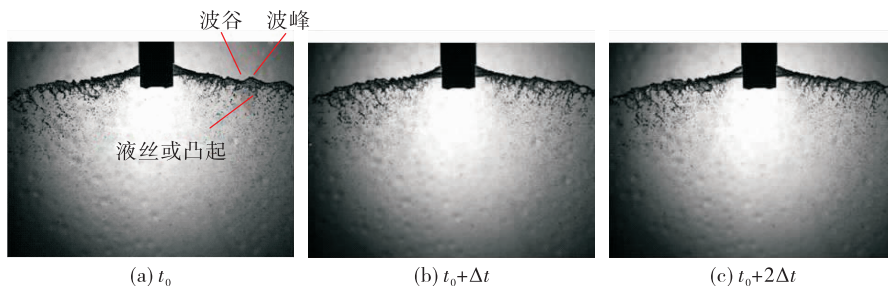


图9 液束主导的波动破碎在不同时刻的雾场

Fig. 9 Spray field of wave breaking dominated by liquid jet at different times

通过分析动量比对雾化模式和雾场形态的影响,认为选取中等动量比时的剪切雾化模式及扇形雾场可以在获得较大雾化角的同时具有液滴粒径均匀且液滴空间分布均匀的特性。

### 3.2 变形过程

液束在气膜中发生弯曲变形的同时横截面也会变形,由于试验中高速摄影拍摄的照片只能获得液束宏观变形情况,为了深入分析液束横截面变形,采用数值仿真方法获得液束在不同径向位置的横截面。由上述分析可知不同动量比下的液束变形过程不同,为了细致分析液束横截面变形过程,选取低、中、高这3个动量比下的液束横截面变形过程进行分析。液束喷嘴出口至气膜变形前的外边缘距离为4.5 mm,图10给出了不同动量比下液束在喷出后0.2~4.5 mm的横截面图,图中 $\Delta r$ 为截面距喷嘴出口的距离。当动量比为1.02时,液束刚喷入气膜中即发生明显的变形,液束两侧在气膜的剪切作用下有液体脱落,随着液束前缘进一步向液束两侧运动,液束先发展为“T”形,随后被展向拉伸

为薄膜状,当液束运动到4.5 mm时已完全破碎。随着动量比的增加,液束随着运动方向变形减慢。当动量比为3.35时,液束喷出喷嘴还没有明显变形,当运动到4.5 mm位置处液束已经有大于2/3的液束横截面发生变形。当动量比增大到5.45时,液束运动到1.5 mm几乎没有变形,液束前缘向两侧运动也明显减少,运动到4.5 mm处液束截面类似梯形。

沿轴向气膜流动方向看液束形态,液束与气膜撞击后形成一个扇形喷雾区,其展向宽度随着垂直高度增加而增大,形成一定的扩张角。定义扩张角为液束破碎前液束主体两侧边缘形成的夹角,如图11所示。扩张角随着动量比增大而减小,这是由于当动量比较小时,液束动量小使其快速向两侧扩展后破碎为液团,雾扇向两侧拓展很多。随着动量比增加,液束相对动量增加,液束在气膜作用下不易变形,迎风面两侧剥离的液丝也减少,因此形成的扩张角也较小。

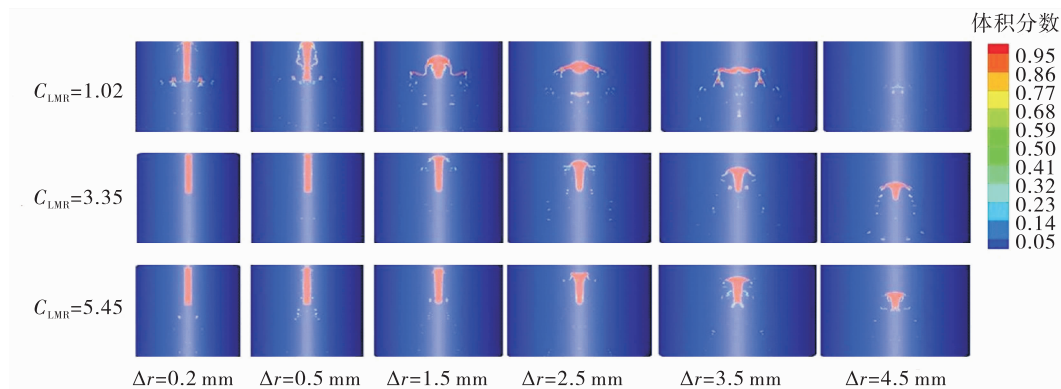


图10 液束横截面变形过程

Fig. 10 Cross-section deformation process of liquid jet



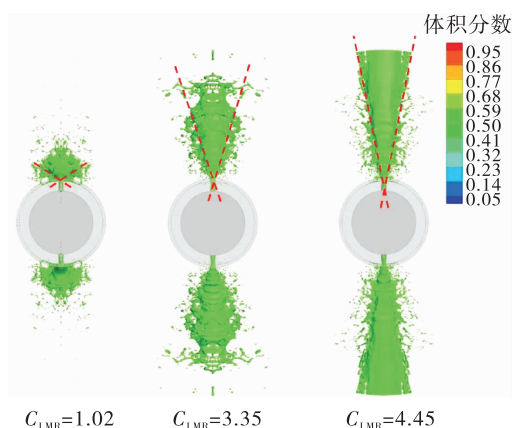


图 11 轴向方向的喷雾扇

Fig. 11 Spray fan structure in axial view

### 3.3 流动特性

为了分析液束与气膜撞击时的流动特性,图 12 为不同垂直高度处横截面的体积分数图和速度矢量图,在液束根部处气膜绕矩形液束的流动与圆柱绕流有相似之处,都会在液束后缘两侧形成一系列对转的尾迹涡。但也有很多不同之处, $\Delta r$  表示截面

距喷嘴出口的径向距离,在  $\Delta r = 0.5 \text{ mm}$  处液束前缘只发生了微小变形,这个微小变形使得气流在前缘变形后面形成涡,随后气流绕过液束前缘贴近液束两侧壁面流动,由于速度差对液束两侧形成剪切作用。随着液束迎风面展向宽度进一步增加,在  $\Delta r = 1.5 \text{ mm}$  处液束横截面近似“T”形,液束前缘明显的变形引起气流在液束两侧形成一系列涡结构,这些复杂的涡结构增强了气液两相的相互作用。

图 13 给出了液束与气膜撞击时的液束表面速度云图和速度矢量图,动量比为 3.35,轴向气膜速度和径向液束速度分别为  $80 \text{ m/s}$  和  $4.69 \text{ m/s}$ 。从图中可以看出液束迎风面速度矢量成辐射状,液束受气膜影响速度分布梯度变化较大,液束主体速度接近  $4.69 \text{ m/s}$ ,迎风面波峰处速度接近  $30 \text{ m/s}$ 。同时液束迎风面向两侧运动形成膜状,液膜在气流的剪切作用下液膜边缘处速度可达  $30 \text{ m/s}$ 。从液束两侧剥离的液滴粒径越小,速度越大,刚剥离的小液滴速度可接近  $40 \text{ m/s}$ ,说明小液滴在气流中的跟随性更好。

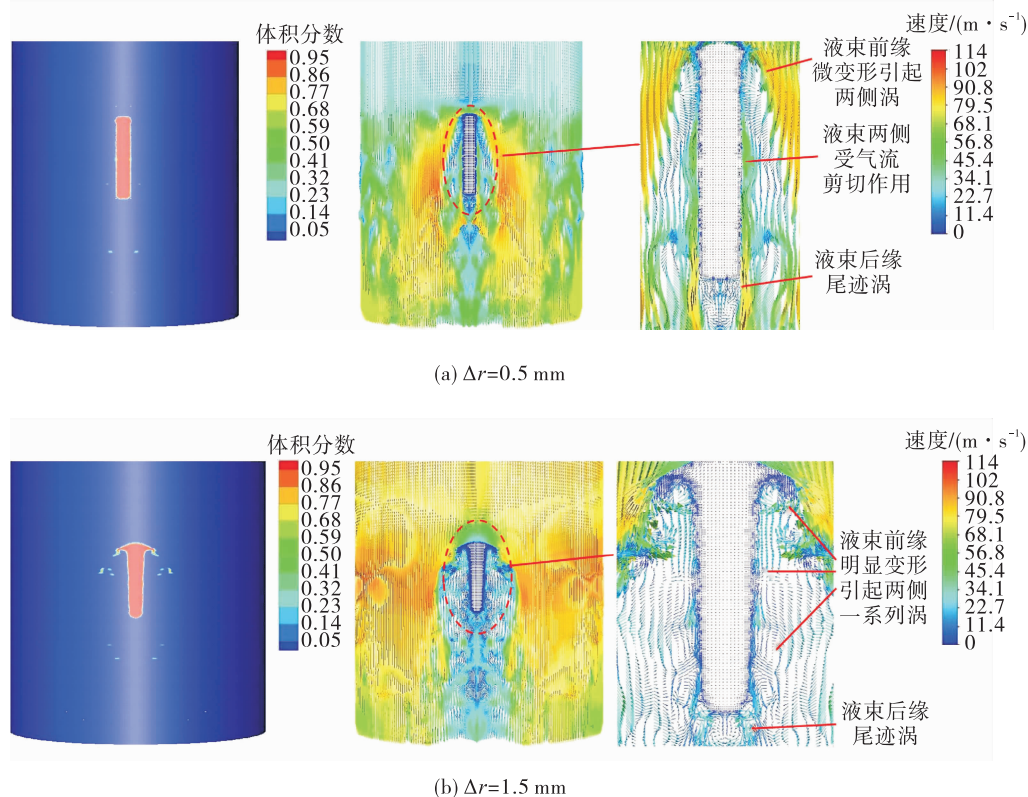


图 12 体积分数和速度云图

Fig. 12 Volume fraction diagram and velocity vector diagram

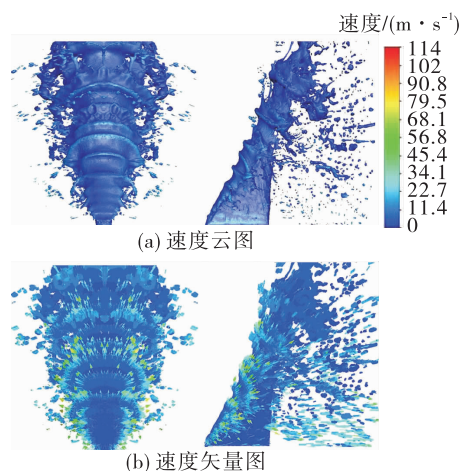


图 13 液束表面速度云图和速度矢量图

Fig. 13 Volume fraction and velocity contour of liquid jet surface and velocity vector diagram

经以上分析可知液束与气膜相撞后会在迎风面和两侧受到气膜的正应力和剪切应力,并产生一系列涡结构,这些涡结构增强了气液两相之间的相互作用,有助于液束雾化和气液混合。

### 3.4 雾化角

由上述分析可知雾化角随着动量比增加而增大,为了分析不同轴向气膜速度下动量比对雾化角的影响,图 14 给出了不同轴向气膜速度下雾化角随动量比的变化图,从图中可以看出,雾化角主要受动量比的影响,当动量比一定时,不同轴向气膜速度下的雾化角很相近。数值仿真结果与试验结果吻合很好,数据的一致性说明喷雾角由动量比决定,轴向气膜和径向液束的几何参数通过影响动量比而间接影响雾化角。通过对试验结果拟合得到雾化角预测公式为  $\theta = 40.34C_{LMR}^{0.39}$ ,拟合公式结果与试验结果最大差值为  $3.15^\circ$ ,误差为  $4.54\%$ 。

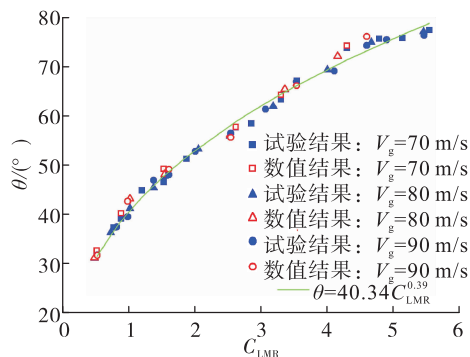


图 14 不同动量比下的雾化角

Fig. 14 Spray angle with various momentum ratios

## 4 结论

为了全面认识气液针栓喷注器液束撞击气膜的破碎过程,本文采用数值仿真结合试验的方法对气液针栓喷注器液束撞击气膜破碎过程进行分析研究,得到以下结论。

1) 采用网格自适应加密算法、CLSVOF 方法并结合 SBES 湍流模型的方法,对气液针栓喷注器液束撞击气膜的破碎过程进行相界面追踪,首次给出了液束撞击气膜破碎过程的物理图画,获得了液束变形、断裂及表面波等破碎特征。同时与高速摄影相机结果定性和定量对比都可以较好地吻合,故表明该数值方法在研究气液喷嘴雾化过程方面具有较好的准确性,可以为揭示气液针栓喷注器破碎机理提供一种高精度的计算方法。

2) 气液针栓喷注器的雾化模式和雾场形态与传统喷注器有显著不同。根据动量比,雾化模式可分为振荡破碎、剪切破碎和液束主导的波动破碎,雾场形态可分为收口形雾场和扇形雾场。

3) 液束与气膜撞击破碎过程与液束在横向气流中破碎过程有相似之处,不同点是当动量比足够大时液束会穿透气膜。液束与气膜撞击后迎风面会向两侧运动,横截面从矩形先发展为“T”形,随后被展向拉伸为薄膜。当气动力大于表面张力和黏性力时,液束断裂。

4) 气膜绕矩形液束流动与圆柱绕流有相似之处,都会在液束后缘两侧形成一系列对转的尾迹涡。不同之处在于液束横截面发展为“T”形后液束前缘明显变形引起气流在液束两侧形成一系列涡结构,增强了气液相互作用。

5) 根据试验结果拟合得到雾化角预测公式  $\theta = 40.34C_{LMR}^{0.39}$ ,雾化角主要受动量比影响,工况参数通过影响动量比而间接影响雾化角。

6) 经综合分析在宽范围动量比下的雾化角、雾化模式和雾场形态,认为选取中等动量比下的剪切雾化模式可以在有较大雾化角的同时液滴粒径均匀且液滴空间分布均匀。

### 参考文献:

[1] DRESSLER G, BAUER J. TRW pintle engine heritage and

- performance characteristics[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia;AIAA,2000.
- [2] CHENG P,LI Q L,XU S,et al. On the prediction of spray angle of liquid-liquid pintle injectors[J]. Acta Astronautica,2017,138:145-151.
- [3] FREEBERG J,HOGGE J. Spray cone formation from pintle-type injector systems in liquid rocket engines[C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston, Virginia;AIAA,2019.
- [4] BOETTCHER P A,DAMAZO J S,SHEPHERD J E,et al. Visualization of tranverse annular jets[C]//62nd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics. Minneapolis, Minnesota;American Physical Society,2009.
- [5] SON M,YU K,KOO J,et al. Effects of momentum ratio and Weber number on spray half angles of liquid controlled pintle injector[J]. Journal of Thermal Science,2015,24(1):37-43.
- [6] 成鹏. 变推力火箭发动机喷雾燃烧动态过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2018.
- [7] 陈慧源,李清廉,成鹏,等. 动量比及其调节方式对针栓喷注器喷雾特性的影响[J]. 物理学报,2019,68(20):204704.
- [8] CHEN H Y,LI Q L,CHENG P. Experimental research on the spray characteristics of pintle injector[J]. Acta Astronautica,2019,162:424-435.
- [9] LEE S J,KIM D,KOO J,et al. Spray characteristics of a pintle injector based on annular orifice area[J]. Acta Astronautica,2020,167:201-211.
- [10] 石璞,朱国强,李进贤,等. 液体火箭发动机针栓喷注器雾化燃烧技术研究进展[J]. 火箭推进,2020,46(4):1-13.
- SHI P,ZHU G Q,LI J X,et al. Advances in atomized combustion technology research of pintle injector for liquid rocket engines[J]. Journal of Rocket Propulsion,2020,46(4):1-13.
- [11] 张波涛,李平,王凯,等. 变推力液体火箭发动机中针栓喷注器研究综述[J]. 宇航学报,2020,41(12):1481-1489.
- [12] 王凯,雷凡培,杨岸龙,等. 针栓式喷注单元膜束撞击雾化混合过程数值模拟[J]. 航空学报,2020,41(9):91-105.
- [13] 杨国华,张波涛,周立新,等. 液气动量比对内混式直流水液喷雾雾化特性影响[J]. 火箭推进,2019,45(5):66-73.
- YANG G H,ZHANG B T,ZHOU L X,et al. Effects of momentum ratio on atomization characteristics of internal mixing gas-liquid injector[J]. Journal of Rocket Propulsion,2019,45(5):66-73.
- [14] 李佳楠,费俊,杨伟东,等. 直流互击式喷注单元雾化特性准直接数值模拟[J]. 推进技术,2016,37(4):713-725.
- [15] 王凯,杨国华,李鹏飞,等. 基于 Gerris 的离心式喷嘴锥形液膜破碎过程数值模拟[J]. 推进技术,2018,39(5):1041-1050.
- [16] 杨国华,王凯,张民庆,等. 基于树形自适应网格的旋流液膜雾化过程仿真[J]. 推进技术,2018,39(3):556-564.
- [17] SON M,YU K,RADHAKRISHNAN K,et al. Verification on spray simulation of a pintle injector for liquid rocket engine[J]. Journal of Thermal Science,2016,25(1):90-96.
- [18] RADHAKRISHNAN K,SON M,LEE K,et al. Effect of injection conditions on mixing performance of pintle injector for liquid rocket engines[J]. Acta Astronautica,2018,150:105-116.
- [19] 张帝. 高精度有限体积格式及新型 VOF 自由界面捕捉算法[D]. 北京:清华大学,2015.
- [20] OSHER S,SETHIAN J A. Fronts propagating with curvature-dependent speed:Algorithms based on Hamilton-Jacobi formulations[J]. Journal of Computational Physics,1988,79(1):12-49.
- [21] SUSSMAN M,PUCKETT E G. A coupled level set and volume-of-fluid method for computing 3D and axisymmetric incompressible two-phase flows[J]. Journal of Computational Physics,2000,162(2):301-337.
- [22] 张兆顺,崔桂香,许春晓. 湍流大涡数值模拟的理论和应用[M]. 北京:清华大学出版社,2008.
- [23] MENTER F. Elements and applications of scale-resolving simulation methods in industrial CFD[M]//Direct and Large-Eddy Simulation IX,2015.
- [24] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal,1994,32(8):1598-1605.
- [25] NICOU D,F DUCROS F. Subgrid-scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor[J]. Flow,Turbulence and Combustion,1999,62:183-200.