

气液针栓喷注单元雾化角模型

张波涛¹, 李文龙¹, 李平^{1,2}

(1. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所

液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100;

2. 中国航天科技集团有限公司 航天推进技术研究院, 西安 710100)

摘 要: 为了准确预测气液针栓喷注单元的雾化角,基于动量守恒建立了液束撞击气膜的雾化角理论模型,通过试验结果获得变形因子,并分析了结构参数和工况参数对雾化角的影响规律。结果表明:局部动量比对雾化角影响最大,其他结构参数和工况参数都是通过影响局部动量比而进一步决定雾化角;随着局部动量比增大,液束变形程度减小,液束变形导致有效撞击动量比小于几何动量比。根据试验结果分段给出了变形因子,当局部动量比范围为0~3时,变形因子推荐值为0.61,当局部动量比范围为3~4.5时,变形因子推荐值为0.70,当局部动量比范围为4.5~7.2时,变形因子推荐值为0.75,引入变形因子的理论预测值与试验结果吻合很好,该模型可为气液针栓喷注器的理论研究和工程设计提供参考。

关 键 词: 变推力液体火箭发动机; 气液针栓喷注器; 雾化角模型; 局部动量比; 液束气膜撞击变形; 变形因子

中图分类号: V434.3

文献标志码: A

Spray angle model of gas-liquid pintle injector unit

ZHANG Botao¹, LI Wenlong¹, LI Ping^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Liquid Rocket Engines,

Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to accurately predict the spray angle of pintle injector unit, the theoretical model of spray angle of liquid jet impinging on gas sheet was established based on momentum conservation. The deformation factor was obtained by experimental results. Moreover, the influence of structure parameters and operation parameters on spray angle was analyzed. The results showed that the local momentum ratio had the greatest influence on the spray angle, and other structure parameters and operation parameters further determined the spray angle by influencing the local momentum ratio. As the local momentum ratio increased, the deformation of the liquid jet decreased. The effective momentum ratio was less than the geometric momentum ratio due to liquid jet deformation. According to the experimental results, the value of the deformation factor was given in sections. When the local momentum ratio ranged from 0 to 3, the recommended value of the deformation factor was

收稿日期:2020-06-10

基金项目:国家重点基础研究发展计划(613193); 国家自然科学基金(11502186)

作者简介:张波涛(1990—),男,博士生,主要从事液体火箭发动机喷雾燃烧技术研究。

引用格式:张波涛,李文龙,李平. 气液针栓喷注单元雾化角模型[J]. 航空动力学报,2021,36(4):839-850. ZHANG Botao, LI Wenlong, LI Ping. Spray angle model of gas-liquid pintle injector unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 839-850.

0.61. When the local momentum ratio ranged from 3 to 4.5, the recommended value of the deformation factor was 0.70. When the local momentum ratio ranged from 4.5 to 7.2, the recommended value of the deformation factor was 0.75. The theoretical predicted value of the deformation factor was in good agreement with the experimental results. This model can provide a reference for the theoretical research and engineering design of gas-liquid pintle injector.

Key words: throttling liquid rocket engine; gas-liquid pintle injector; spray angle model; local momentum ratio; impact and deformation between liquid jet and gas sheet; deformation factor

在深空探测和载人登月等太空探索计划的驱动下,低成本、高性能且推力深度可调的变推力液体火箭发动机已成为目前航天技术的重要发展方向。在变推力液体火箭发动机中,最重要的部件是喷注器。与双组元液体火箭发动机常用的多喷嘴同轴喷注器和互击式喷注器相比较,针栓喷注器具有独特的喷注特性和几何特性。针栓喷注器在变工况下可以达到很好的燃烧效率(典型值为96%~99%),且推力调节方式简单,具有固有燃烧稳定性和面关机等特性^[1]。

针栓喷注器工作原理是外圈推进剂通过中心套筒和喷注器壳体组成的环形喷嘴,以轴向气膜或液膜的形式沿套筒外壁流动。中心推进剂从中心筒内中心通道进入喷注器,在针栓头部内壁面的作用下流动方向变为径向,并以液束或液膜的形式喷出,轴向液膜/气膜与径向液束/液膜相撞后发生雾化,喷注器结构如图 1 所示。对针栓喷注器进行研制工作最多的是 TRW(Thompson Ramo Wooldridge)公司,在 1960~2000 年间至少对 60 多种针栓式发动机进行点火试验^[2]。最著名的阿波罗登月舱下降发动机(LMDE)推力变比为 10:1,推进剂为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{A-50}$,成功助力 12 名宇航员实现了探月计划。随后还研制了采用液氧/甲烷^[3]、液氧/煤油^[4]和液氧/液氢^[5-7]等无毒推进剂的针栓发动机。目前最具代表性的针栓发动机为 Merlin1D 发动机,推进剂为液氧/煤油,燃烧效率在 98% 以上,推力为 845 kN。国内从 20 世纪 70 年代开始对针栓式变推力发动机进行研制,已工程应用的是嫦娥三号和嫦娥四号使用的 7500 N 发动机^[8-9]。现在我国正在开展电动泵压式变推力针栓发动机^[10]、80 kN 液氧甲烷变推力发动机^[11]的研制工作。到目前为止工程上应用的针栓发动机均为液液针栓喷注器,说明经过几十年的发展已掌握了液液针栓喷注器的设计方法,但气液针栓喷注器在工程型号应用上还是空

白。美国已在研究液液针栓喷注器的基础上开展气液针栓喷注器的工程研制工作,美国宇航局提出的推进和低温先进发展(PCAD)计划中明确要求发展高性能低温变推力火箭发动机^[12],正在研制液氧/液氢膨胀循环发动机 TR202,TR202 喷注器结构如图 2 所示,采用轴向气膜与径向液束相撞形式,该发动机研制工作还在进行中。

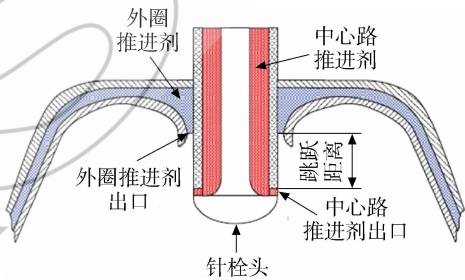


图 1 针栓喷注器原理图

Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector



图 2 TR202 喷注器结构

Fig. 2 Structure of TR202 injector

针栓喷注器具有独特的流场特性,其轴向推进剂和径向推进剂相撞后会产生上回流区和中心回流区。雾化角(θ)可以直接影响针栓喷注器流

场结构和雾场空间分布,是针栓喷注器设计过程中最重要的设计参数。Cheng 等对轴向缝/径向缝型^[13]和轴向缝/径向孔型^[14]液液针栓喷注器雾化角模型进行理论分析推导出雾化角公式,分别为 $\theta = \arccos[1/(1+C_{\text{tmr}})]$ 和 $\theta = \arccos[1/(1+C_{\text{lmr}})]$,其中 C_{tmr} 为总动量比, C_{lmr} 为局部动量比,定义为 $C_{\text{lmr}} = C_{\text{tmr}}/C_{\text{bf}}$, C_{bf} 为阻塞因子,定义为径向缝或所有孔周向长度之和与针栓周长之比。王凯等^[15]在 Cheng 给出的雾化角基础上又引入变形因子 C_1 和 C_2 ,即 $\theta = \arccos[1/(C_1 + C_2 C_{\text{tmr}})]$,变形因子通过数值仿真或试验获得,因此预测公式准确度更高。Blakely 等^[16]对轴向缝/径向孔型液液针栓喷注器的试验结果进行拟合给出雾化角公式,即 $\theta = \alpha \arctan(\beta C_{\text{tmr}})$ (式中 $\alpha = 0.7 \pm 0.05, \beta = 2.0 \pm 0.5$),指出阻塞因子对雾化角影响很小。Son 等^[17]通过对轴向缝/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 $\theta = 38.86(C_{\text{tmr}}/We)^{-0.096}$,其中 We 为韦伯数。方昕昕等^[18-19]通过对轴向缝/径向缝型液体中心的气液针栓喷注器雾化特性试验提出了为使针栓喷注器有好的雾化效果,喷注角度应尽量取大。

由于试验中采用的光学设备很难穿透浓密的雾场并获得液束变形过程,因此很多学者欲通过数值仿真对液束破碎过程进行分析。目前对雾化过程采用的数值仿真方法主要为欧拉法和拉格朗日法,王凯等^[15]采用基于开源软件 Gerris 的 VOF(volume of fluid)方法对液液针栓喷注单元雾化角进行分析。由于气液喷注器雾化后液滴数目众多且液滴粒径范围大,采用传统的 VOF 方法捕捉气液两相界面对网格量要求非常大,拉格朗日方法可以很好地解决这一难点。Radhakrishnan 等^[20]采用拉格朗日方法分析了气液针栓喷注器喷注条件对混合特性的影响。但采用拉格朗日法不能获得液束变形过程,只能在减小计算量的前提下获得雾场特征。为了在减小网格量的同时精确获得液束在气膜作用下的变形过程及雾化场,采用欧拉-拉格朗日耦合方法对气液针栓喷注单元雾化过程进行数值仿真,通过欧拉法捕捉液束变形过程,当液束破碎的液滴到达设置临界值时,液滴转换为拉格朗日粒子,拉格朗日粒子不再对网格尺寸有要求。

目前公开文献中只有学者对液液针栓喷注器雾化角理论模型进行分析,鲜有关于气液针栓喷注器液束撞击气膜的雾化角理论分析。本文以气液针栓喷注单元为研究对象,建立液束撞击气膜

形成的雾化角模型,通过试验结果得到液束变形因子以修正雾化角公式,并分析结构参数和工况参数对雾化角的影响,为气液针栓喷注器理论研究和工程设计提供参考。

1 雾化角理论模型分析

1.1 基本定义

局部动量比定义为径向液束动量与轴向气膜动量之比,通过调节局部动量比大小可以改变雾化场结构。 C_{lmr} 表达式为

$$C_{\text{lmr}} = \frac{\dot{m}_l v_l}{\dot{m}_g v_g} \quad (1)$$

式中下标 l 和 g 分别表示液体和气体, $\dot{m}_l$ 和 $\dot{m}_g$ 分别为径向液束和轴向气膜质量流量, v_l 和 v_g 分别为径向液束和轴向气膜速度。

对于径向孔型气液针栓喷注器,局部动量比为

$$C_{\text{lmr}} = \frac{\dot{m}_l v_l}{\dot{m}_g v_g} = \frac{\rho_l v_l^2 A_l}{\rho_g v_g^2 A_g} = \frac{\rho_l v_l^2 L}{\rho_g v_g^2 T} \quad (2)$$

式中 ρ 为密度, L 为径向矩形孔长度, W 为径向矩形孔宽度, T 为轴向气膜厚度。

1.2 基本假设

根据液束与气膜撞击过程建立如图3所示的控制体几何模型,对液束中厚度为 H 的微元体进行分析,作以下假设:

- 1) 流动过程是稳态的,与流动时间无关;
- 2) 液束在穿透气膜过程中不变形且无质量损失,液束横截面始终为矩形;
- 3) 当液束穿过气膜后不再受气膜影响,液束在惯性作用下以直线运动;
- 4) 忽略体积力、表面张力、液体黏性力、壁面对流体的摩擦力及环境气体对流体表面的剪切阻力;

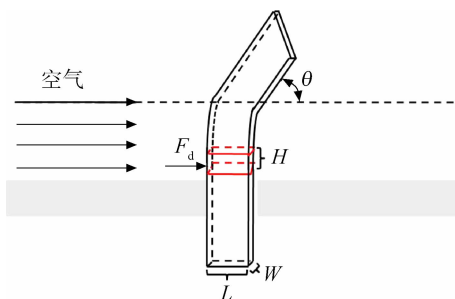


图3 液束撞击气膜雾化角示意图

Fig. 3 Schematic diagram of spray angle caused by liquid jet impinging on gas sheet

5) 液体无相变,不考虑传热。

$$\theta = \arctan(2C_{\text{lmr}}) \quad (13)$$

1.3 雾化角公式推导

根据牛顿第二定律,对液束微元体进行分析

$$F_1 = m_1 a = \rho_l W L H \frac{dv_{\text{lr}}}{dt} \quad (3)$$

式中 F_1 为液束微元体在轴向方向受到的合力, m_1 为液束微元体的质量, a 为液束微元体的加速度, v_{lr} 为液束微元体在轴向方向的速度。

液束微元体在轴向方向受到的气动力为

$$F_d = \frac{1}{2} \rho_g v_g^2 A_f \quad (4)$$

其中 F_d 为液束微元体受到的气动力, A_f 为微元矩形液束的迎风面积,即 $A_f = WH$ 。

由于液束微元体在轴向方向只受到气动力,因此液束微元体在轴向方向受到的合力即为气动力,将式(4)带入式(3),得

$$\frac{1}{2} \rho_g v_g^2 W H = \rho_l W L H \frac{dv_{\text{lr}}}{dt} \quad (5)$$

对上式进行时间积分可得

$$v_{\text{lr}} = \frac{1}{2} \cdot \frac{\rho_g v_g^2}{\rho_l L} t \quad (6)$$

由于 $v_{\text{lr}} = \frac{dr_1}{dt}$, 对上式进行积分,得

$$r_1 = \frac{1}{4} \cdot \frac{\rho_g v_g^2}{\rho_l L} t^2 \quad (7)$$

根据假设,液束微元体在运动过程中不变形且速度保持恒定,将 $y_1 = v_{\text{ly}} t$ 带入上式,得

$$r_1 = \frac{1}{4} \cdot \frac{\rho_g v_g^2}{\rho_l L} \left(\frac{y_1}{v_{\text{ly}}} \right)^2 \quad (8)$$

式中 r_1 为液束微元体在轴向方向的运动距离。

将局部动量比代入上式,得液束微元体在气膜厚度内的运动轨迹为

$$y_1 = 2\sqrt{r_1 TC_{\text{lmr}}} \quad (9)$$

根据假设,液束微元体运动至气膜厚度处穿过气膜且向右上方以直线运动,将 $y_1 = T$ 带入上式求出液束微元体在气膜高度处的位置为

$$r_1 = \frac{T}{4C_{\text{lmr}}} \quad (10)$$

对式(9)进行求导,得

$$y'_1 = \tan \theta = \sqrt{\frac{TC_{\text{lmr}}}{r_1}} \quad (11)$$

将液束微元体穿透气膜时的位置带入上式,即液束微元体在穿透气膜后的运动轨迹斜率为

$$y'_1 = \tan \theta = 2C_{\text{lmr}} \quad (12)$$

因此雾化角为

1.4 模型讨论与分析

关于雾化角公式(式(13))的讨论:

1) 由于在以上推导过程中有几点不太符合实际的假设,如液束在运动过程中不变形,因此引入液束变形因子 C_1 修正雾化角公式, C_1 通过试验结果得到,修正后的雾化角公式为

$$\theta = C_1 \arctan(2C_{\text{lmr}}) \quad (14)$$

2) 式(14)与文献[16]中对液膜与液束撞击的液液针栓喷注器试验结果拟合得到的雾化角公式形式一致,即 $\theta = \alpha \arctan(\beta C_{\text{lmr}})$ (式中 $\alpha = 0.7 \pm 0.05$, $\beta = 2.0 \pm 0.5$),但本文的雾化角公式基于理论模型推导,具有理论基础,且只需引入一个变形因子。

3) 在推导过程中以守恒量 $\rho_l v_l^2$ 整体进行积分,因此式(14)也适用于液束与液膜撞击。同时文献[16]中雾化角公式是对液束与液膜撞击试验结果拟合得到,也进一步说明了本文的理论雾化角公式适用于液束与液膜撞击。

2 试验系统及试验件

2.1 试验系统

试验系统包括供应系统、测量系统和台架系统,如图4所示。供应系统包括气体贮箱、高压气源、调节阀等,测量系统包括流量计、压力传感器和数据采集柜等,台架系统由收集槽和支架组成。试验中采用常温的水和空气作为介质,使用 Phantom V12.1 型号的高速相机拍摄气液针栓喷注单元雾化过程,试验采用的拍摄频率为 3000 Hz,图像像素分辨率为 1024 像素 $\times$ 1024 像素,曝光时间为 15 μs 。

2.2 试验件

局部动量比定义中包含了径向液束和轴向气膜的结构尺寸参数及流量参数,因此为了深入研究局部动量比对雾化角的影响规律,试验件采用了轴向气膜和径向液束可更换局部组件的方案。Sakaki 等^[21-22]选取针栓喷注器最小喷注单元为对象,分析了动量比对雾化特性的影响,证明了针栓喷注单元与轴对称针栓喷注器的雾化特性基本一致。为了便于光学观测,借助针栓喷注单元设计思路,将试验件设计为平面结构。针栓喷注单元试验件由中心体、轴向气膜生成组件和径向液束生成组件三部分组成,如图5所示。为了防止气膜边缘扩散引起误差,将气膜宽度设置为 20

mm,远大于径向液束孔宽度 0.5 mm。试验中通过改变液束和气膜两路流量及更换不同结构尺寸的液束和气膜组件,从而形成不同局部动量比的工况,具体的工况参数如表 1 所示。

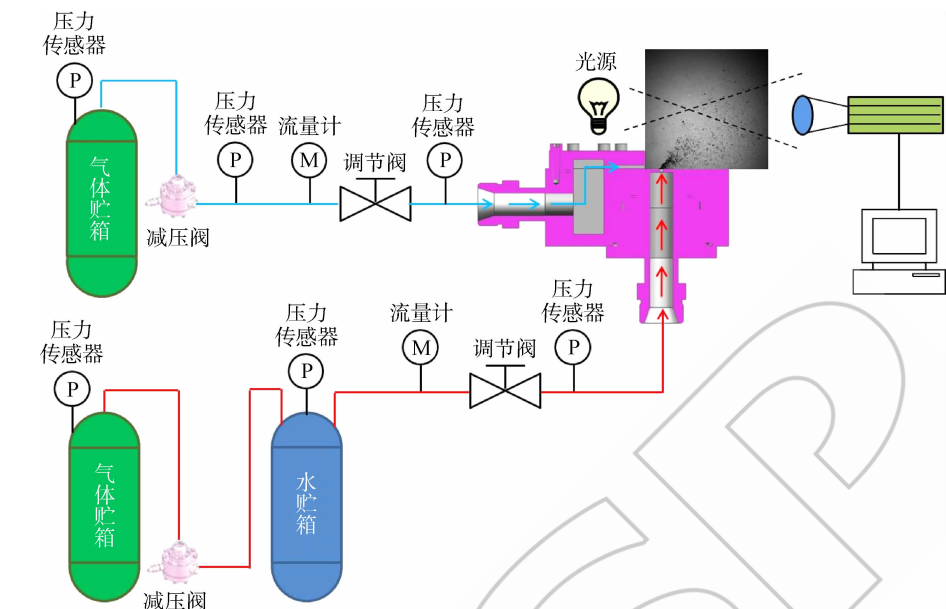


图 4 雾化试验系统
Fig. 4 Spray experiment system

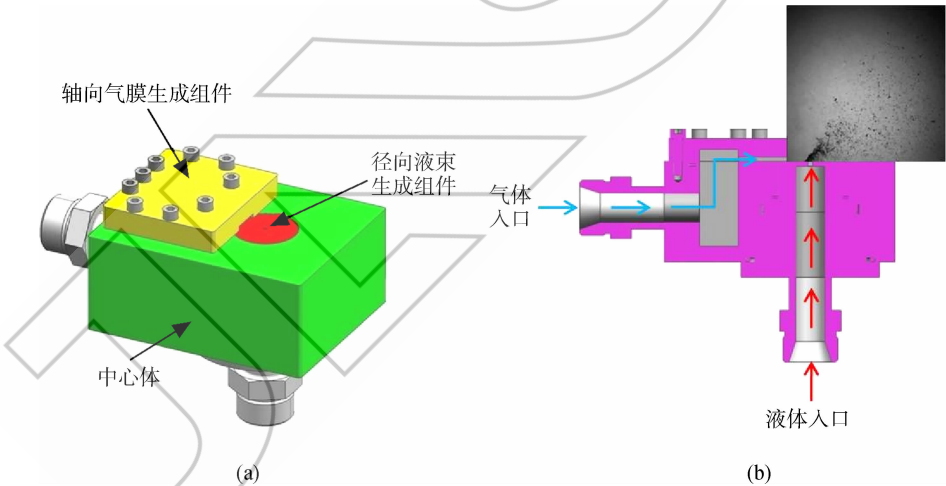


图 5 气液针栓喷注单元试验件结构
Fig. 5 Structure of gas-liquid pintle injector unit

表 1 液束撞击气膜的工况参数表
Table 1 Operation parameters with liquid jet impinging on gas sheet

气膜厚度/mm	液束高度/mm	液束宽度/mm	气膜速度/(m/s)	液束速度/(m/s)	局部动量比
3	3	0.5	68.1	1.67~6.42	0.49~7.24
3	3	0.5	78.9	1.89~7.20	0.47~6.79
3	3	0.5	89.2	2.20~7.76	0.49~6.17
3	4	0.5	68.1	1.45~5.38	0.49~6.77
3	5	0.5	68.1	1.30~4.93	0.49~7.13

2.3 试验图像处理方法

雾化试验中采用高速摄影拍摄雾场图像,然而液束在气膜作用下的雾化过程是瞬态过程,液束表面会随时间波动,测量雾化角容易有误差。为了采用统一的标准精确评估雾化角,对试验拍摄的 1 000 张试验图像求平均图像,在平均图像上测量雾化角。图像处理过程如图 6 所示,图 6(a)为试验拍摄的原始瞬态图像,首先对原始瞬态图像进行增强处理,如图 6(b)所示,然后对增强处理后的 1000 张图像进行平均处理,如图 6(c)所示。最后在平均图像上取喷雾扇边界测量获得雾化角,如图 7 所示。

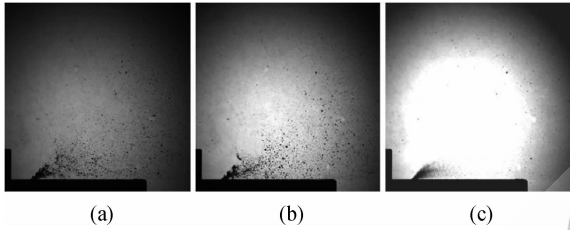


图 6 图像处理过程
Fig. 6 Image processing

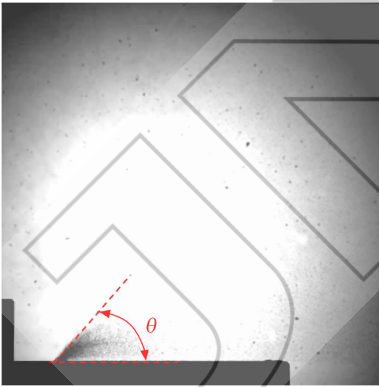


图 7 试验测得雾化角
Fig. 7 Spray angle of experimental result

3 数值物理模型

3.1 控制方程

对于气液针栓喷注器,径向液束和轴向气膜的流速相对较低,可将气相和液相均看作为不可压缩流体。在气液两相流动过程不考虑液相蒸发,不需要求解能量方程。求解的控制方程为

连续方程

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0 \quad (15)$$

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho} \tilde{u}_j \tilde{u}_i) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \bar{p} + \bar{\mu} \nabla^2 \tilde{u}_i + \frac{\bar{\mu}}{3} \cdot \frac{\partial^2}{\partial x_j \partial x_i} \tilde{u}_j + \tilde{F} \quad (16)$$

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

忽略体积力,源项 $\tilde{F}$ 为气液两相界面的表面张力。采用 CSF(continuum surface force method) 构造表面张力,CSF 是将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。 $\tilde{F}$ 可表示为

$$\tilde{F} = \sigma \frac{\bar{\rho} \kappa \nabla \varphi}{0.5(\rho_l + \rho_g)} \quad (17)$$

式中 σ 为表面张力系数; κ 为气液界面的曲率; φ 为网格单元的液相体积分数。

3.2 欧拉-拉格朗日耦合方法

采用欧拉-拉格朗日耦合方法对液束变形、破碎的多尺度雾化过程进行数值计算,其中一次雾化由 CLSVOF(coupled level-set VOF) 方法模拟,二次雾化过程采用 LPT(Lagrangian particle tracking) 方法中的 KH(Kelvin Helmholtz)-RT(Ravleigh Taylor) 模型模拟。

对于一次雾化过程,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,可以预测连续液体射流的变形过程,缺点是液滴气液界面需要采用比液滴还要小的网格来捕捉,由于雾化后液滴众多,对计算资源要求非常高。

Level-set 通过距离函数 ϕ 捕捉气液界面

$$\phi(c, t) = \begin{cases} +B[c, \Gamma(t)] & x \in \Omega_l \\ 0 & x \in \Gamma \\ -B[c, \Gamma(t)] & x \in \Omega_g \end{cases} \quad (18)$$

式中 B 为 c 点到气液两相界面的距离; Ω_l 和 Ω_g 分别表示气、液所处区域; Γ 为气液两相界面。

将 level-set 函数表示为类似 VOF 方程的公式

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (u_i \phi) = 0 \quad (19)$$

对于二次雾化过程,LPT 方法通过非定常粒子追踪来考虑离散相和连续相之间的质量、动量

和能量交换,这种方法允许网格尺寸大于液滴尺寸,可减小计算资源需求。刘日超等^[23]采用 TAB(Taylor analogy breakup)和 KH-RT 二次破碎模型分别对液束在横向气流中的雾化过程进行数值计算,结果表明 KH-RT 模型可以更加真实地反映雾化过程。

液滴破碎过程中存在 KH 不稳定和 RT 不稳定,Patterson^[24]结合这两种破碎模型,建立了 KH 和 RT 混合模型,认为在液滴破碎过程中 KH 不稳定和 RT 不稳定一直处于竞争关系。RT 模型适于分析液滴表面波快速增长引起变形后破碎的小液滴。用 WAVE 模型模拟 KH 破碎,液滴半径的变化率和破碎形成的子液滴的尺寸与最不稳定波的频率 f 和波长 λ 有关

$$f_{KH} \left(\frac{\rho_l r_o^3}{\sigma} \right) = \frac{(0.34 + 0.38 We^{1.5})}{(1 + Oh)(1 + 1.4 T_p^{0.6})} \quad (20)$$

$$\frac{\lambda_{KH}}{r_n} = 9.02 \frac{(1 + 0.45 Oh^{0.5})(1 + 0.4 T_p^{0.7})}{(1 + 0.87 We^{1.67})^{0.6}} \quad (21)$$

式中 f_{KH} 为增长最快的表面波频率, r_o 为父液滴的半径, r_n 为新液滴的半径, Oh 为奥内佐格数, λ_{KH} 为增长最快的表面波波长, $T_p = Oh \times We^{0.5}$ 。

基于射流稳定性理论,新生成的小液滴从父液滴表面剥离,认为新生成的液滴粒径正比于增长最快的表面波波长,因此新生成的液滴半径可表示为

$$r_n = \begin{cases} B_0 \lambda_{KH} \\ \min \left\{ \left(\frac{3\pi r_o^2 v_g}{2\lambda_{KH}} \right)^{1/3}, \left(\frac{3r_o^2 \lambda_{KH}}{4} \right)^{1/3} \right\} \end{cases} \quad (22)$$

式中 B_0 为常数,取 $0.61^{[25]}$, $B_0 \lambda_{KH} > r_o$ 表示破碎波长大于射流直径。

假设射流核破碎生成液滴粒径大于射流直径,父液滴的粒径变化和破碎时间为

$$\frac{dr_o}{dt} = - \frac{(r_o - r_n)}{\tau_{KH}} \quad (23)$$

$$\tau_{KH} = 3.726 \frac{B_1 r_o}{\lambda_{KH} f_{KH}} \quad (24)$$

式中 τ_{KH} 为父液滴的破碎时间, B_1 为常数,通常取 $1.73 \sim 60$,本文取值 1.73 。

对于 R-T 模型,液体表面最大增长速率的波长为

$$\lambda_{RT} = 2\pi \sqrt{3\sigma_p / g_t(\rho_l - \rho_g)} \quad (25)$$

式中 σ_p 为表面张力; g_t 为液滴在气流中的加速度。

父液滴破碎时间 τ_{RT} 利用具有最大增长速率的扰动频率计算得到

$$\tau_{RT} = \sqrt{3\sqrt{\sigma_p}(\rho_l + \rho_g) / 2g_t(\rho_l - \rho_g)} \quad (26)$$

生成的新液滴半径为

$$r_n = 0.5\lambda_{RT} \quad (27)$$

本文采用的欧拉-拉格朗日耦合方法结合了 CLSVOF 方法和 LPT 方法的优势,当 CLSVOF 方法捕捉的液块体积当量球直径及球面度满足判定的判据时,将这部分液块转换为拉格朗日粒子,同时把这部分液相的质量从 CLSVOF 中去除,用气体体积代替以保证体积守恒。

3.3 湍流模型

为精细捕捉液束和气膜相互作用产生的湍流结构,采用 Menter^[26]提出的 stress-blended eddy simulation(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。应力混合形式为

$$\tau_{ij}^{hyb} = f_d \tau_{ij}^{LES} + (1 - f_d) \tau_{ij}^{RANS} \quad (28)$$

式中 τ_{ij}^{LES} 和 τ_{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 区域的 $f_d = 0$, LES 区域的 $f_d = 1$, 过渡区介于两者之间。

如果 τ_{ij}^{LES} 和 τ_{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(ν_t)的混合

$$\nu_t^{hyb} = f_d \nu_t^{LES} + (1 - f_d) \nu_t^{RANS} \quad (29)$$

为正确预测液束气膜相互作用时的近壁面附着和逆压力梯度分离流动, ν_t^{RANS} 由 Menter 的 shear-stress transport(SST) $k-\omega$ 模型封闭^[27],即

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \sqrt{2\tilde{S}_{ij}\tilde{S}_{ij}} F_2)} \quad (30)$$

上述表达式各项含义详见文献^[27]。

LES 模式的 ν_t^{LES} 由 wall-adapting local eddy-viscosity(WALE)亚格子模型封闭^[28],即

$$\nu_t = (C_w \Delta)^2 \frac{(\tilde{S}_{ij}^d \tilde{S}_{ij}^d)^{3/2}}{(\tilde{S}_{ij} \tilde{S}_{ij})^{5/2} + (\tilde{S}_{ij}^d \tilde{S}_{ij}^d)^{5/4}} \quad (31)$$

式中量符号含义详见文献^[28]。

3.4 计算模型

由于物理模型具有对称性特征,因此数值计算时只对物理模型的一半区域进行计算,将对称面设置为对称面边界条件,计算域如图 8 所示。轴向气膜缝高和宽分别为 3 mm 和 4 mm,径向液束孔长、宽、高分别为 3 mm、0.25 mm 和 5 mm,外

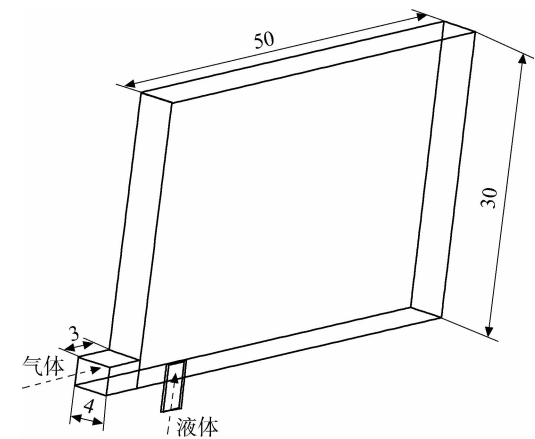


图 8 计算域示意图(单位:mm)

Fig. 8 Sketch diagram of computation zone
(unit:mm)

流场计算域长和宽分别为 50 mm 和 30 mm,气体和液体入口均采用速度入口边界,计算域外边界均为压力出口边界,背压为大气环境。压力速度耦合方法采用 SIMPLEC (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法,压力离散法为 PRESTO (pressure staggering option) 方法。

3.5 网格划分

数值计算网格采用结构网格,径向液束孔长

为 3 mm,计算模型的初始网格为 540 万,如图 9 所示。使用八叉树网格自适应加密方法对气液界面进行局部加密,并根据气液界面曲率变化对局部网格进行加密或粗化,在减小计算量的同时有效保证了计算精度。

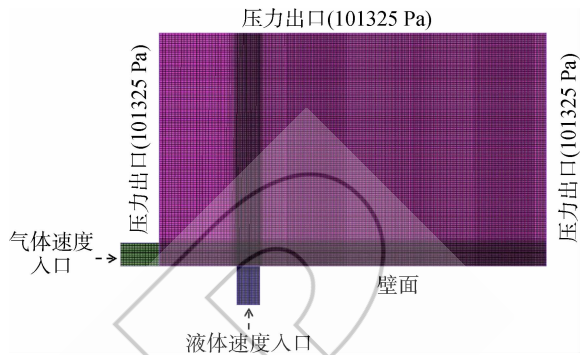


图 9 计算模型网格示意图

Fig. 9 Sketch diagram of computation model grid

3.6 算例验证

本文只关注气液针栓喷注单元雾化角,为了验证采用数值计算方法的准确性,将气膜与液束撞击后形成的高速摄影结果和数值计算结果进行对比,图 10 和图 11 分别是局部动量比为 0.75 和

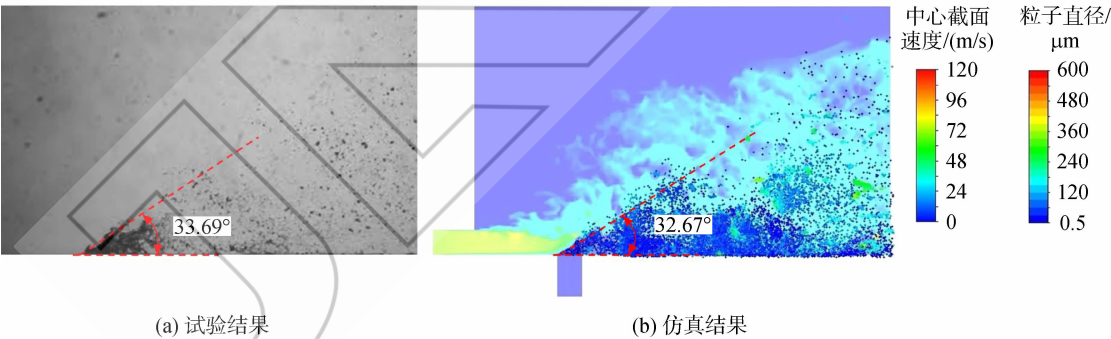


图 10 $C_{lmr}=0.75$ 的试验结果与数值仿真结果

Fig. 10 Experimental and numerical results with $C_{lmr}=0.75$

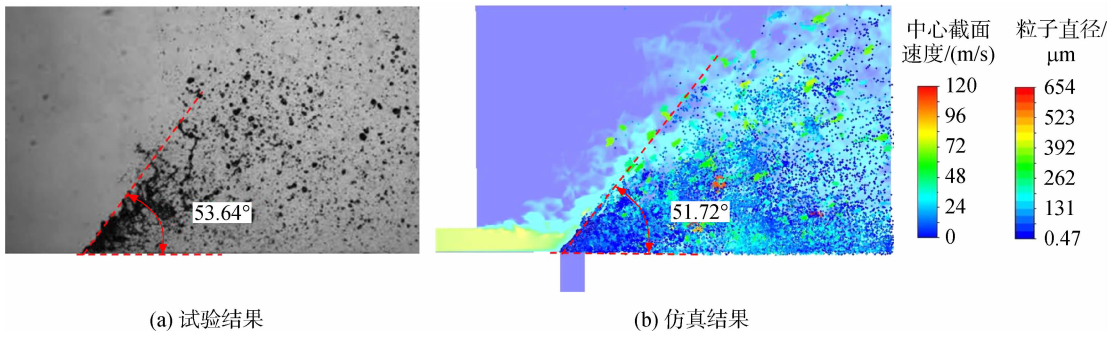


图 11 $C_{lmr}=2.85$ 的试验结果与数值仿真结果

Fig. 11 Experimental and numerical results with $C_{lmr}=2.85$

2.85 的试验结果与数值计算结果,数值仿真结果中的云图和粒子分别为中心截面速度图和雾化场中的粒子,定性地看雾场形态十分相似,定量地测量试验雾化角和数值计算雾化角吻合很好。

4 结果讨论与分析

通过理论分析可知局部动量比是影响雾化角的主要因素,将试验雾化角和理论雾化角进行比较,如图 12 所示。从图 12 中可以看出理论雾化角比试验雾化角大,说明理论模型有一定偏差。从试验结果可以看出,液束在气膜作用下快速变形,导致液束在运动过程中的有效动量小于初始动量,而理论模型中假设液束在运动过程中不变形,因此认为理论模型计算结果偏差主要源于液束不变形的假设。通过数值结果进一步分析液束变形过程,图 13 为不同局部动量比下液束在径向方向不同位置的液相分布,由于轴向气膜高为 3 mm,分析液束在 0.01 mm 至 3 mm 的截面变化过程,图中 Z 表示截面距喷嘴出口的径向距离。当局部动量比为 0.75 时,液束刚喷入气膜中即发生明显的变形,液束运动到 $Z=1.5$ mm 时液束截面已发展为“U”型截面,这时有有效撞击动量比已远远小于假设中认为液束不变形时的动量比,液束在气膜作用下运动到 $Z=3$ mm 时已完全破碎。当局部动量比为 2.85 时,液束喷出喷嘴还没有明显变形,随着液束在气膜作用下发展,液束迎风面在气膜的作用下向两侧发展,随后液束截面发展为“Ω”型截面。由于局部动量比增加,液束运动到 $Z=3$ mm 位置处液束已经很薄,接近断裂状态。当局部动量比为 3.94 时,液束刚喷入气膜中

几乎没有变形,随着液束在气膜作用下载面变为“T”型截面,迎风面两侧的液膜在气膜的作用下破碎为液滴,当液束运动到 $Z=3$ mm 位置处没有断裂,但已经有大于 2/3 的液束发生变形。当局部动量比增大到 5.17 时,液束运动到 $Z=1$ mm 处变形量都很小,运动到 $Z=3$ mm 处约 2/3 的液束还没有发生变形。通过分析不同局部通量比下的液束变形过程可以发现理论模型中假设液束不变形是理想状态,液束在气膜作用下会发生变形,导致液束有效动量减小。随着局部动量比的增大,液束在气膜中不容易变形,其有效动量减小较少。由于理论模型误差主要源于液束变形,因此通过试验结果获得在文中第 1.4 节中雾化角理论公式中引入的变形因子 C_1 。本文试验中的局部动量比范围为 0~7.2,当局部动量比为 0~3 时,所有工况的 C_1 平均值为 $C_1=0.61$,标准差为 4.45%;当局部动量比为 3~4.5 时,所有工况的 C_1 平均值为 $C_1=0.70$,标准差为 1.61%;当局部动量比为 4.5~7.2 时,所有工况的 C_1 平均值为 $C_1=0.75$,标准差为 2.41%。

修正后的雾化角随局部动量比变化曲线如图 14 所示,从图中可以看出,当轴向气膜速度不同时,雾化角均随局部动量比增加而增大。由于理论中推导得到的雾化角公式(式(14))中雾化角只由无量纲参数局部动量比决定,因此图中不同轴向气膜速度下的理论修正预测雾化角均相等。不同轴向气膜速度下试验雾化角和理论雾化角吻合很好,最大差值不超过 5°,数据的一致性说明喷雾角由局部动量比决定,轴向气膜速度和径向液束速度都是通过影响局部动量比而间接影响雾化角,同时也表明理论修正公式预测雾化角的准确性。

通过变化结构参数径向孔长度进一步验证理论模型,图 15 为不同径向孔长度下局部动量比对雾化角的影响,从图中可以看出随着径向孔长度增加,雾化角有减小的趋势,这是因为当径向孔流量一定时,随着径向孔增大喷注面积增大,液束速度减小,液束在气膜中变形后有效动量减小得更多,因此雾化角随着径向孔长度增大而略减小。当径向孔长度为 5 mm 时,理论修正模型预测雾化角和试验雾化角最大差值在 7°以内。在实际工程应用中,针栓喷注器径向孔长度一般小于 5 mm。因此,本文的理论修正预测公式在实际工程应用中有一定的价值。

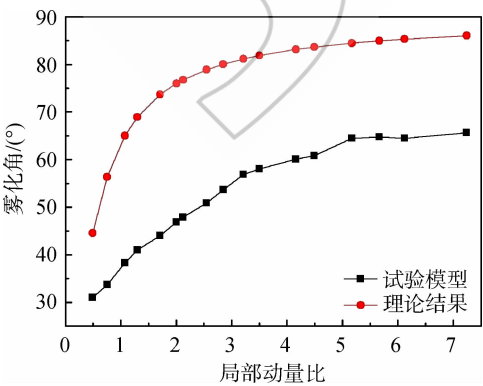


图 12 不同局部动量比下的雾化角的试验与数值结果对比

Fig. 12 Comparison of spray angle with the various local momentum ratios between experiment and numerical simulation

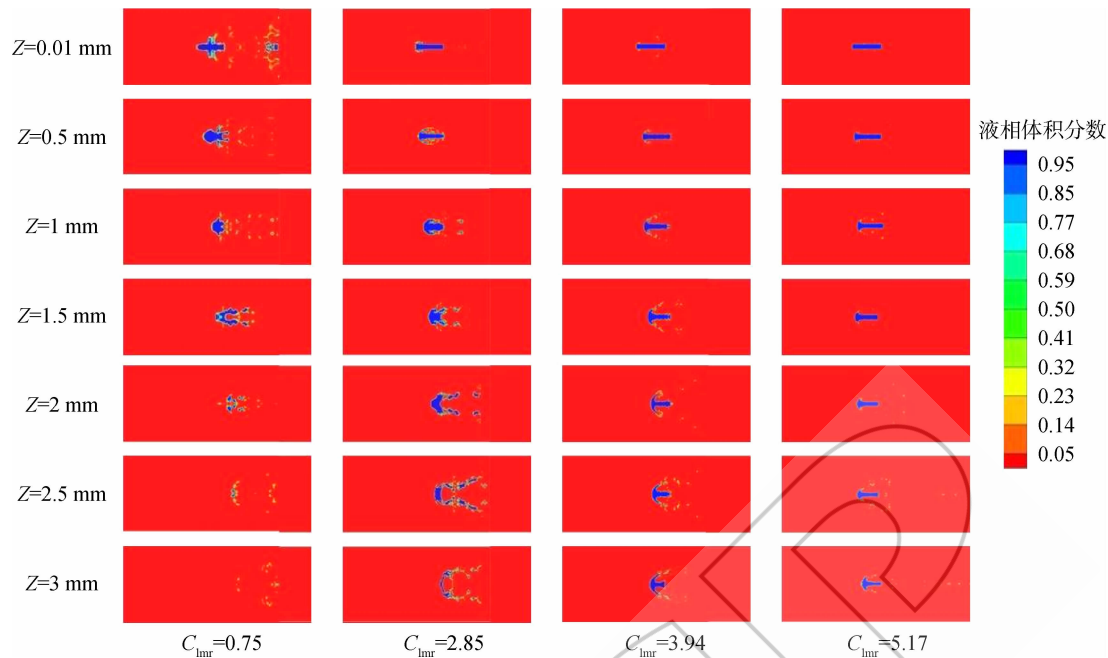


图 13 不同径向位置的液相分布图

Fig. 13 Liquid distribution at different radial positions

5 结 论

为了实现气液针栓喷注器雾化角的准确预测,从动量守恒出发推导建立了液束撞击气膜的雾化角理论模型,引入变形因子,分析了工况参数和结构参数对雾化角的影响规律,主要结论如下:

1) 基于动量守恒建立了液束撞击气膜的雾化角模型,引入变形修正因子,当局部动量比为 0~3 时, $C_1=0.61$,当局部动量比为 3~4.5 时, $C_1=0.70$,当局部动量比为 4.5~7.2 时, $C_1=0.75$,修正后的雾化角预测公式和试验结果吻合很好。

2) 局部动量比对雾化角起到决定性作用,液束速度、气膜速度和径向孔、轴向缝等结构参数均是通过影响局部动量比而间接影响雾化角。随着局部动量比增大,液束变形程度减小,液束变形导致有效撞击动量比小于几何动量比。

3) 在流量一定时,随着喷注面积增加液束速度减小,使得液束在气膜中更容易变形,因此雾化角随着径向孔长度增大而略减小。

参考文献:

[1] 岳春国,李进贤,侯晓,等. 变推力液体火箭发动机综述[J]. 中国科学 E 辑:技术科学,2009,39(3):464-468.
YUE Chunguo,LI Jinxian,HOU Xiao,et al. The research on technology actuality and development of pintle injector

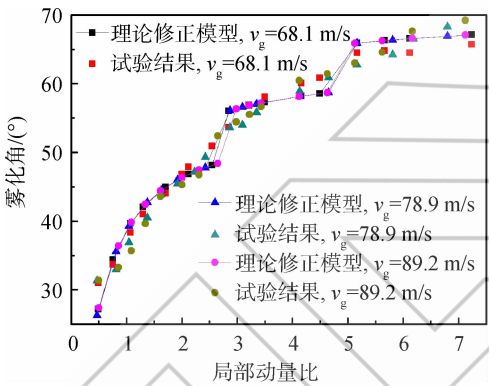


图 14 不同局部动量比下的雾化角

Fig. 14 Spray angle in the various local momentum ratios

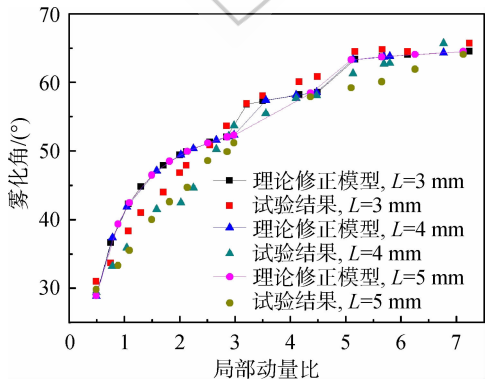


图 15 不同径向孔长度下的雾化角

Fig. 15 Spray angle in the various radial hole lengths

- variable thrust rocket engine[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 39(3): 464-468. (in Chinese)
- [2] DRELLSER G A, BAUER J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics[R]. AIAA 2000-3871, 2000.
- [3] BEDARD M J, MEIER J, ANDERSON W. Student design/build/test of a throttleable LOX/LCH₄ thrust chamber[R]. AIAA 2012-3883, 2012.
- [4] MULLER T, DRELLSER G A. TRW 40 klbf LOX/RP-1 low cost pintle engine test results[R]. AIAA 2000-3863, 2000.
- [5] GAVITT K, HARDGROVE J, MULLER T. TRW's ultra low cost LOX/LH₂ booster liquid rocket engine[R]. AIAA 1997-2818, 1997.
- [6] GAVITT K, MULLER T, WONG T. TRW LCPE 650 klbf LOX/LH₂ test results[R]. AIAA 2000-3853, 2000.
- [7] GAVITT K, MULLER T. Testing of the 650 klbf LOX/LH₂ low cost pintle engine(LCPE)[R]. AIAA 2001-3987, 2001.
- [8] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7500 N 变推力发动机研制[J]. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2014, 44(6): 569-575.
- LEI Juanping, LAN Xiaohui, ZHANG Rongjun, et al. The development of 7500 N variable thrust engine for Chang'E-3[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2014, 44(6): 569-575. (in Chinese)
- [9] 刘昌波, 兰晓辉, 李福云, 等. 载人登月舱下降发动机技术研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 8-13.
- LIU Changbo, LAN Xiaohui, LI Fuyun, et al. Conceptual schemes of China lunar excursion module descent engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(2): 8-13. (in Chinese)
- [10] 王丹, 陈宏玉, 周晨初. 电动泵压式发动机系统方案与性能评估[J]. 火箭推进, 2018, 44(2): 28-32.
- WANG Dan, CHEN Hongyu, ZHOU Chenchu. Design of single-component balance for small thrust measurement of attitude control engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2): 28-32. (in Chinese)
- [11] 沈文金, 叶小强. 深度变推发动机浮动环工作适应性研究[J]. 火箭推进, 2017, 43(5): 28-33.
- SHEN Wenjin, YE Xiaoqiang. Investigation for working adaptability of floating ring seals in deep throttling engines [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(5): 28-33. (in Chinese)
- [12] GROMSKI J M, MAJAMAKI A N, CHIANESE S G, et al. Northrop Grumman TR202 LOC/LH₂ deep throttling engine technology project status[R]. AIAA 2010-6725, 2010.
- [13] 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.
- [14] 成鹏. 变推力火箭发动机喷雾燃烧动态过程研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- CHENG Peng. The dynamics of spray combustion in variable thrust rocket engines[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [15] 王凯, 雷凡培, 张波涛, 等. 针栓式喷注单元雾化角模型分析研究[J]. 航空学报, 2020, 41(10): 123622. 1-123622. 15.
- WANG Kai, LEI Fanpei, ZHANG Botao, et al. Study on spray angle model of pintle injector element [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(10): 123622. 1-123622. 15. (in Chinese)
- [16] BLAKELY J, FREEBERG J, HOGEE J. Spray cone formulation from pintle-type injector systems in liquid rocket engines[R]. AIAA 2019-0152, 2019.
- [17] SON M, YU K, KOO J, et al. Effect of momentum ration and Weber number on spray half angles of liquid controlled pintle injector [J]. Journal of Thermal Science, 2015, 24(1): 37-43.
- [18] 方昕昕, 沈赤兵, 张新桥. 针栓式喷注器锥形液膜破碎特性试验[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 3004-3009.
- FANG Xinxin, SHEN Chibin, ZHANG Xinqiao. Experiment of breakup characteristics on conical sheets of pintle injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 3004-3009. (in Chinese)
- [19] 方昕昕, 沈赤兵, 张新桥. 针栓式喷注器雾化特性试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(8): 2853-2860.
- FANG Xinxin, SHEN Chibin, ZHANG Xinqiao. Experiment on atomization characteristics of pintle injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8): 2853-2860. (in Chinese)
- [20] RADHAKRISHNAN K, SON M, LEE K, et al. Effect of injection conditions on mixing performance of pintle injector for liquid rocket engine[J]. Acta Astronautica, 2018, 150: 105-116.
- [21] SAKAKI K, KAKUDO H, NAKAYA S, et al. Optical measurements of ethanol/liquid oxygen rocket engine combustor with planar pintle injector[R]. AIAA 2015-3845, 2015.
- [22] SAKAKI K, KAKUDO H, NAKAYA S, et al. Performance evaluation of rocket engine combustors using ethanol/liquid oxygen pintle injector[R]. AIAA 2016-5080, 2016.
- [23] 刘日超, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. KH-RT 模型在横向来流作用下射流雾化过程的应用[J]. 推进技术, 2017, 38(7): 1595-1602.
- LIU Richao, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Application of KH-RT model in process of spray jet breakup in across-flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(7): 1595-1602. (in Chinese)
- [24] PATTERSON M A. Modeling the effects of fuel injection

characteristics on diesel combustion and emissions[D].
Madison,US;University of Wisconsin-Madison,1994.

[25] PATTERSON M A,REITZ R D. Modeling the effects of
fuel spray characteristics on diesel engine combustion and
emission[J]. Journal of Engines,1998,107(3):27-43.

[26] MENTER F R. Elements and applications of scale-resol-
ving simulation methods in industrial CFD[M]. Berlin;
Springer,2015;179-195.

[27] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence
models for engineering applications[J]. AIAA Journal,
1994,32(8):1598-1605.

[28] NICOUD 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.

(编辑:陈 越)

