

针栓喷注器中心推进剂偏转角模型分析研究^{*}

张波涛¹, 李 平², 王 凯¹, 陈宏玉¹

(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: 为了实现针栓喷注器中心推进剂偏转角的准确预测, 基于流场分析建立了中心推进剂偏转角理论模型。从动量守恒方程推导了中心推进剂偏转角公式, 通过数值仿真和试验结果对其进行验证, 并分析了工况参数和结构参数对中心推进剂偏转角的影响规律。结果表明: 理论模型预测值与数值仿真和试验结果很好地吻合, 套筒遮挡喷注面积对偏转角影响最大, 在变推力时偏转角随着套筒遮挡喷注面积增加而减小。喷注压降、中心筒壁厚和底部凹腔深度对中心偏转角影响很小, 当套筒遮挡喷注面积一定时, 中心筒底部有凹腔的偏转角比没有凹腔的偏转角约大 6°, 该模型为针栓喷注器工程设计和进一步精确计算变推力下的雾化角提供了重要参考。

关键词: 液体火箭发动机; 喷注器; 推进剂; 流场; 变推力; 数值仿真

中图分类号: V434.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 07-1534-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200309

Central Propellant Deflection Angle Model of Pintle Injector

ZHANG Bo-tao¹, LI Ping², WANG Kai¹, CHEN Hong-yu¹

(1. Science and Technology Laboratory on Liquid Rocket Engine, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

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

Abstract: In order to accurately predict the central propellant deflection angle of pintle injector, the theoretical model of central propellant deflection angle was established based on flow field analysis. A central propellant deflection angle formula was deduced from the momentum conservation equation, which was verified by numerical simulation and experimental results. Moreover, the effects of structure parameters and working parameters on the central propellant deflection angle were analyzed. The results show that the predicted values of the theoretical model are in good agreement with the numerical and experimental results. The injection area of sleeve shielding has the greatest influence on the deflection angle of the central propellant. In the case of variable thrust, the central deflection angle decreases as the injection area of sleeve shielding increases. Injection pressure drop, wall thickness and cavity depth at the bottom of central cylinder have little effect on central deflection angle. When the injection area of sleeve shielding is constant, the deflection angle with a cavity at bottom of the central cylinder is about 6° larger than that without a cavity. This model can provide an important reference for the engineering design and the further accurate calculation of spray angle at variable thrust of pintle injector.

^{*} 收稿日期: 2020-05-13; 修订日期: 2020-10-27。

基金项目: 国家重大基础研究 (613193)。

作者简介: 张波涛, 博士生, 研究领域为液体火箭发动机喷雾燃烧技术。E-mail: botao06711@163.com

通讯作者: 李 平, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机设计。E-mail: lipg2000@163.com

引用格式: 张波涛, 李 平, 王 凯, 等. 针栓喷注器中心推进剂偏转角模型分析研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1534-1543. (ZHANG Bo-tao, LI Ping, WANG Kai, et al. Central Propellant Deflection Angle Model of Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1534-1543.)

Key words: Liquid rocket engine; Injector; Propellant; Flow field; Variable thrust; Numerical simulation

1 引言

在载人航天和空间基础设施建设等太空探索计划的驱动下,高性能、低成本和推力深度可调的变推力液体火箭发动机已成为发动机技术的重要发展方向。针栓喷注器可以方便地连续调节喷注面积,成为实现液体火箭发动机推力深度可调的最佳选择^[1]。采用针栓喷注器的发动机通常只有一个喷嘴,且针栓喷注器结构简单,相比采用成百上千个喷嘴的传统发动机可以大大降低成本。由于针栓喷注器具有独特的流场特征和喷注特性,在变推力时可以实现很高的燃烧效率(96%~99%)和固有的燃烧稳定性,这些优点极大地提高了火箭发动机的性能。针栓喷注器外圈推进剂由喷注器壳体和套筒构成的环形喷嘴,以轴向环形液膜的形式沿着套筒外壁流动。中心路推进剂从套筒与针栓之间的中心通道进入喷注器,在针栓端头内型面的作用下流动方向变为径向,以环形液膜或射流束的形式喷入燃烧室,与外圈推进剂发生撞击雾化,随后燃烧。针栓喷注器结构如图1所示。

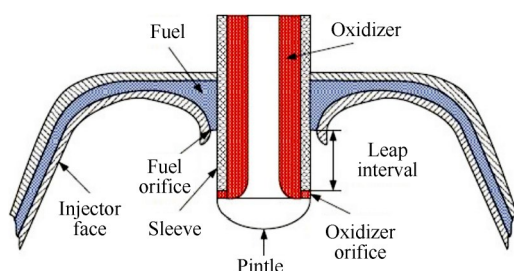


Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector

20世纪60年代,美国因登月计划对变推力发动机进行了大量研究^[2-3],著名的阿波罗登月舱下降发动机(LMDE)成功将12名航天员送上月球,LMDE推力变比为10:1(4.67~46.7kN)。由LMDE衍生的TR201发动机用于德尔它运载器的二级,具有100%的成功飞行率。从20世纪90年代开始,研制采用液氧/煤油^[4]、液氧/甲烷^[5]等绿色无毒化推进剂的针栓式发动机。美国航空航天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^[6],研制了LOX/LH₂膨胀循环TR202发动机,推力为7.1~38.8kN。TR-202喷注器结构如图2所示,该发动机研制工作还在进行中。为了进一步

降低成本,研制了2900kN液氢液氧TR-106发动机^[7-9],随后又提出TR-107方案,采用LOX/煤油(RP-1)推进剂,推力为4900kN补燃循环针栓发动机。目前最具有代表性的是Space X公司研制的Merlin1D发动机,地面推力约845kN,燃烧效率在0.98以上,推质比约180,用于猎鹰9火箭并成功实现重复使用。

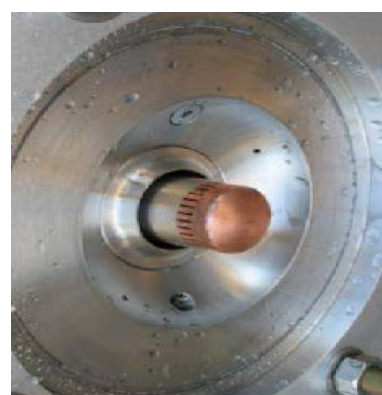


Fig. 2 Injector structure of TR-202^[6]

国内从20世纪70年代开始进行针栓式发动机的研究。目前唯一工程应用的变推力发动机为嫦娥三号和嫦娥四号使用的7.5kN下降级发动机^[10-11],发动机推力变比6.87:1(1.5~7.5kN),于2013年12月首次作为嫦娥三号发动机圆满完成了嫦娥三号探测器地月转移飞行的任务。2019年1月成功助力嫦娥四号探测器首次软着陆于月球背面。目前,我国开展了深度变推力的电动泵压式针栓发动机研制工作^[12],北京航空航天大学设计了一款基于机械定位双调系统的气氧/煤油变推力火箭发动机^[13],推力变比为15:1(57.30~864.70N)。经过几十年的发展已掌握了针栓发动机的设计方法,但基础理论研究尚不足,因此需要对针栓喷注器结构参数进行进一步深入研究。

从目前的研究成果可以发现,雾化角是一个十分重要的参数,针栓喷注器外圈轴向推进剂和中心径向推进剂相撞后会在燃烧室内产生两个回流区,分别为上回流区和中心回流区,如图3所示。由于针栓喷注器流场结构的独特性,雾化角直接决定了流场结构和液滴空间分布。国内外学者对针栓喷注器雾化角进行了研究,Cheng等^[14]建立了轴向缝/径向缝型液液针栓喷注器雾化角预测理论模型,给出雾化角理论公式为 $\beta = \arccos\left(1/(1 + C_{TMR})\right)$,其中 C_{TMR} 为动量比。Son等^[15]对轴向缝/径向缝型液态燃料中心

配置的气液针栓喷注器雾化角进行研究,给出的动量比和韦伯数对雾化角影响的经验公式为 $\beta = 38.86(C_{TMR}/We)^{-0.096}$ 。方昕昕等^[16-17]对采用轴向缝/径向缝型液态燃料中心配置的气液针栓喷注器液膜破碎过程进行分析,为使针栓喷注器有好的雾化效果,喷注角度应尽量取大,在合理的动量比范围内径向环缝应尽量取小。王凯等^[18]研究了数值仿真中壁面边界对雾化角的影响,指出两路推进剂均贴壁或均无贴壁时雾化角较准确,仅一路推进剂贴壁的结果误差较大。Blakely等^[19]通过对多径向孔液液针栓喷注器的试验结果拟合,给出雾化角公式为 $\beta = C_1 \tan^{-1}(C_2 \cdot C_{LMR})$,式中 $C_1 = 0.7 \pm 0.05$; $C_2 = 2.0 \pm 0.5$; C_{LMR} 为局部动量比, $C_{LMR} = C_{TMR}/C_{BF}$,其中阻塞因子 C_{BF} 定义为径向缝或所有孔的周向长度与针栓周长之比。

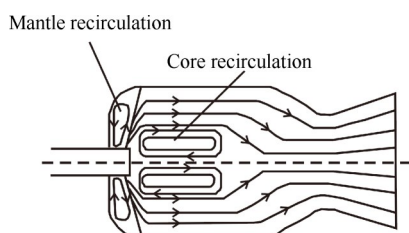


Fig. 3 Flow field structure

综上所述,以前研究者们建立的雾化角理论模型是在理想情况下轴向推进剂和径向推进剂垂直相撞得到的雾化角,但针栓喷注器最大的特点是通过调节套筒遮挡喷注面积达到推力深度可调,在调节喷注面积时中心路推进剂不再是垂直射出,而是形成了一定的偏转角。因此,以往的雾化角预测公式只适合预测针栓喷注器喷注面积无遮挡(100%工况)时的雾化角。为了获得针栓喷注器在变推力时任意工况下的雾化角预测模型,本文首先建立针栓喷注器大范围变推力时适用于所有工况的中心路推进剂偏转角理论模型,并通过数值仿真与试验结果对偏转角模型进行验证,分析结构参数和工况参数对中心偏转角的影响。在此基础上进一步分析中心推进剂与轴向推进剂相撞得到的雾化角,才会得到适用性广、准确性高的雾化角预测模型。

2 数学物理模型与试验系统介绍

2.1 中心推进剂偏转角理论模型

2.1.1 基本假设

根据中心流体流动物理过程建立如图4所示的

理论模型,做出以下假设:

(1)流动过程是稳态,与流动时间无关。

(2)将中心路流体分为两个控制体,分别为控制体1和控制体2,两个控制体界面为流线水平方向位置,参考点是水平流线在喷嘴出口处的位置,即 $\alpha = 0, L = 0$ 。

(3)控制体边界由针栓喷注器结构参数决定,忽略涡流对控制体边界的影响。控制体1的上边界由中心筒壁厚 T_w 和套筒遮挡喷注器出口距离 H_{sc} 决定,即 $\alpha_1 = \arctan(H_{sc}/T_w)$,控制体2的下边界由针栓喷注器中心筒底部凹腔深度 T_{pc} 和内径 R_1 决定,即 $\alpha_2 = \arctan(T_{pc}/R_1)$ 。

(4)控制体1和控制体2在喷注器出口截面速度均为 u 。

(5)忽略体积力、表面张力、壁面对流体的摩擦力及环境气体对流体表面的剪切阻力。

(6)液体无相变,不考虑传热。

(7)轴向动量和径向动量均守恒。

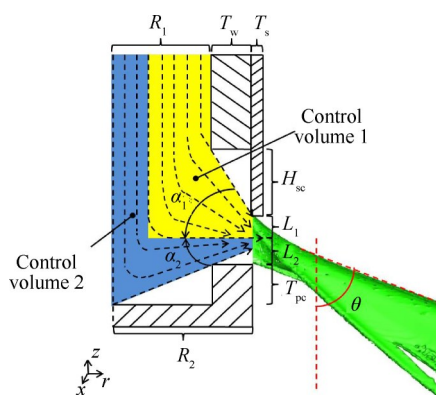


Fig. 4 Schematic diagram of central propellant deflection angle

2.1.2 偏转角公式推导

对于控制体1, α 最大值为 $\alpha = \alpha_1$,对应的出口高度 $L = L_1$ 。对于控制体2, α 最大值为 $\alpha = \alpha_2$,对应的出口高度 $L = L_2$ 。对这两个点求差值,可得

$$\frac{L_1 - L_2}{\alpha_1 - \alpha_2} = \frac{L - L_1}{\alpha - \alpha_1} \quad (1)$$

将 $\alpha = 0, L = 0$ 代入上式,可得

$$\frac{\alpha_1}{L_1} = \frac{\alpha_2}{L_2} \quad (2)$$

令 $\frac{\alpha_1}{L_1} = \frac{\alpha_2}{L_2} = k$,代入式(1),可得

$$\frac{\alpha}{L} = k \quad (3)$$

即在任意 L 处, α 与 L 的比例均为 k 。对于控制体1,在喷注器出口截面单位高度流量为

$$m_1 = \rho u A = \rho u \cos \alpha w dL \quad (4)$$

式中 ρ 为中心路流体密度, u 为出口截面速度, w 为径向孔宽度。

控制体1的径向动量为

$$m_1 v_x = \rho u w \cos \alpha u \cos \alpha dL = \rho u^2 w \cos^2 \alpha dL \quad (5)$$

控制体1的轴向动量为

$$m_1 v_y = \rho u w \cos \alpha dL \sin \alpha = \rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha dL \quad (6)$$

对控制体1的径向动量积分

$$\int_0^{y_1} \rho u^2 w \cos^2 \alpha dL \quad (7)$$

将 $L_1 = \frac{\alpha_1}{k}$ 代入式(7),得

$$\int_0^{y_1} \rho u^2 w \cos^2 \alpha dL = \int_0^{\alpha_1} \frac{\rho u^2 w \cos^2 \alpha}{k} d\alpha = \frac{\rho u^2 w}{k} \left(\frac{\alpha_1}{2} + \frac{\sin 2\alpha_1}{4} \right) \quad (8)$$

对控制体1的轴向动量积分,得

$$\int_0^{y_1} \rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha dL = \int_0^{\alpha_1} \frac{\rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha}{k} d\alpha = \frac{\rho u^2 w}{k} \frac{\sin^2 \alpha_1}{2} \quad (9)$$

式中 y_1 为 L_1 的高度,对于控制体2,在喷注器出口截面单位高度流量为

$$m_2 = \rho u A = \rho u w \cos \alpha dL \quad (10)$$

同理,控制体2径向动量和轴向动量分别为

$$m_2 v_x = \rho u^2 w \cos \alpha dL \cos \alpha = \rho u^2 w \cos^2 \alpha dL \quad (11)$$

$$m_2 v_y = \rho u^2 w \cos \alpha dL \sin \alpha = \rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha dL \quad (12)$$

分别对控制体2的径向动量和轴向动量积分,得

$$\int_0^{y_2} \rho u^2 w \cos^2 \alpha dL = \int_0^{\alpha_2} \frac{\rho u^2 w \cos^2 \alpha}{k} d\alpha = \frac{\rho u^2 w}{k} \left(\frac{\alpha_2}{2} + \frac{\sin 2\alpha_2}{4} \right) \quad (13)$$

$$\int_0^{y_0} \rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha dL = \int_0^{\alpha_2} \frac{\rho u^2 w \sin \alpha \cos \alpha}{k} d\alpha = \frac{\rho u^2 w}{k} \frac{\sin^2 \alpha_2}{2} \quad (14)$$

式中 y_2 为 L_2 的高度,因此,根据轴向动量和径向动量守恒,偏转角为

$$\tan \theta = \frac{\frac{\rho u^2 w}{k} \left(\frac{\alpha_1}{2} + \frac{\sin 2\alpha_1}{4} \right) + \frac{\rho u^2 w}{k} \left(\frac{\alpha_2}{2} + \frac{\sin 2\alpha_2}{4} \right)}{\frac{\rho u^2 w}{k} \frac{\sin^2 \alpha_1}{2} - \frac{\rho u^2 w}{k} \frac{\sin^2 \alpha_2}{2}} = \frac{2(\alpha_1 + \alpha_2) + \sin 2\alpha_1 + \sin 2\alpha_2}{2(\sin^2 \alpha_1 - \sin^2 \alpha_2)} \quad (15)$$

2.2 数值方法与计算模型

2.2.1 控制方程

对于针栓喷注器,中心路流体流动为低速流,因此液相与环境气体均可视为不可压流,在计算过程中假定气液两相流动过程是等温的,且不考虑液相蒸发过程,因此无需求解能量方程,求解两相流的流动控制方程即可。

连续方程

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} v_i) = 0 \quad (16)$$

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} u_j u_i) = -\frac{\partial}{\partial x_i} \bar{p} + \bar{\mu} \nabla^2 u_i + \frac{\bar{\mu}}{3} \frac{\partial^2}{\partial x_j \partial x_j} u_j + \tilde{F} \quad (17)$$

式中 $\bar{\rho}$ 为流体密度; $\bar{\mu}$ 为流体粘性; u_i 为速度分量; $\tilde{F}$ 为源项。

由于忽略体积力, $\tilde{F}$ 为气液两相界面的表面张力,可表示为

$$\tilde{F} = \sigma \frac{\bar{\rho} \kappa \nabla \tilde{c}}{0.5(\rho_l + \rho_g)} \quad (18)$$

式中 κ 为气液界面的曲率; $\tilde{c}$ 为网格单元的液相体积分数。

2.2.2 CLSVOF方法

采用经典的CLSVOF(Couple Level-Set and VOF)方法捕捉气液两相界面,CLSVOF方法是综合VOF方法和Level-Set方法的优缺点,以克服VOF方法在空间上不连续和Level-Set方法容易出现流体体积不守恒的缺陷。耦合的COSVOF方法用Level-Set方法保证对气液两相界面的连续捕捉及用VOF方法保证最小的质量损失。

2.2.3 湍流模型

湍流模型采用标准的 $k-\varepsilon$ 模型,湍动能 k 输运方程和湍流耗散率 ε 方程分别为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b -$$

$$\rho \varepsilon - Y_M + S_k$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon u_i) =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] +$$

$$C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (20)$$

式中 G_k 为层流速度梯度产生的湍流动能; G_b 为浮力产生的湍流动能; Y_M 为可压缩修正项; $C_{1\varepsilon}$ 和 $C_{2\varepsilon}$ 为经验常数, 分别为 1.44 和 1.92; 由于忽略浮升力对湍动能的影响, 因此不考虑 $C_{3\varepsilon}$; σ_k 为湍动能, 赋值为 1.0; σ_ε 为耗散率的 Prandtl 数, 赋值为 1.3。

2.2.4 计算模型

由于物理模型的流场具有对称性的特征, 因此数值仿真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 5 所示, 图 5(a) 为计算域俯视图, 图 5(b) 为计算域中心截面图。计算域为圆柱形, 计算域直径 D_1 为 33mm, 高 H_d 为 25mm, 套筒厚度 T_s 为 0.5mm, 通过改变中心筒外径 D_2 、套筒遮挡喷嘴出口距离 H_{sc} 、针栓中心筒内通道缩进长度 T_{pc} 分析结构参数对中心推进剂偏转角的影响。流体入口采用压力入口边界, 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 算法, 压力离散法为 PRESTO 方法。计算时结构参数和工况参数如表 1 所示。

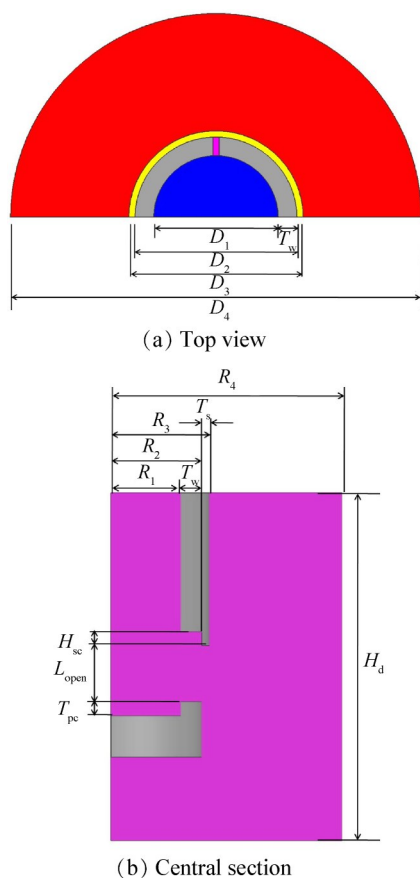


Fig. 5 Sketch map of computation zone

2.2.5 网格划分

以算例 2 为基准算例, 计算网格如图 6 所示。采用三套网格进行无关性验证, 网格数量分别为 Grid 1

Table 1 Operation conditions

Case	H_{sc}/mm	L_{open}/mm	T_{pc}/mm	T_w/mm	$\Delta p/\text{MPa}$
1	1.0	4.0	1.0	1.5	0.2
2	1.0	4.0	1.0	1.5	0.5
3	1.0	4.0	1.0	1.5	1.0
4	4.0	1.0	1.0	1.5	0.2
5	4.0	1.0	1.0	1.5	0.5
6	4.0	1.0	1.0	1.5	1.0
7	0.0	5.0	1.0	1.5	0.5
8	2.0	3.0	1.0	1.5	0.5
9	3.0	2.0	1.0	1.5	0.5
10	1.0	4.0	1.5	1.5	0.5
11	1.0	4.0	2.0	1.5	0.5
12	4.0	1.0	1.5	1.5	0.5
13	4.0	1.0	2.0	1.5	0.5
14	0.0	5.0	0.0	1.5	0.5
15	1.0	4.0	0.0	1.5	0.5
16	2.0	3.0	0.0	1.5	0.5
17	3.0	2.0	0.0	1.5	0.5
18	4.0	1.0	0.0	1.5	0.5
19	1.0	4.0	1.0	0.5	0.5
20	1.0	4.0	1.0	1.0	0.5
21	1.0	4.0	1.0	2.0	0.5
22	1.0	4.0	1.0	2.5	0.5
23	4.0	1.0	1.0	0.5	0.5
24	4.0	1.0	1.0	1.0	0.5
25	4.0	1.0	1.0	2.0	0.5
26	4.0	1.0	1.0	2.5	0.5

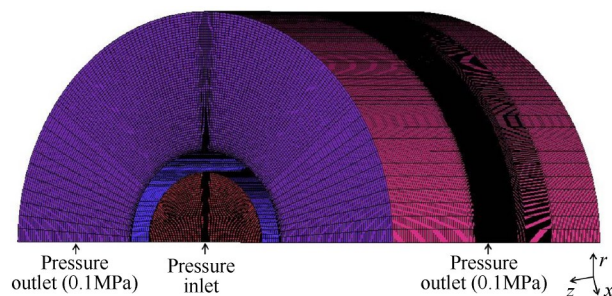


Fig. 6 Numerical simulation computational domain (Grid 1) and boundary conditions

(120 万计算单元)、Grid 2 (200 万计算单元)、Grid 3 (280 万计算单元)。本文只关注中心推进剂偏转角, 通过偏转角对比不同网格的计算结果, 如图 7 所示。从仿真结果看, Grid 1 与其它两套网格计算结果有略微差别, 而 Grid 2 和 Grid 3 计算的偏转角很接近。考虑到计算资源, 采用第二套网格进行数值计算。

2.3 试验系统及试验件

2.3.1 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8所示。供应系统包括贮箱、高压气源、调节阀等,测量系统包括流量计、压力机和数采柜等,台架系统包括收集槽和支架组成。试验中采用常温的水作为介质,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,试验采用的拍摄速率为 3kHz,图像像素分辨率为 1024×521,曝光时间为 15 μ s。

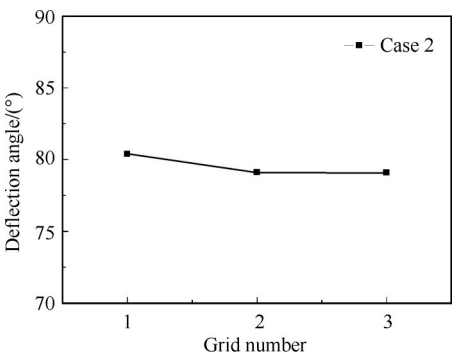


Fig. 7 Result of grid independent verification

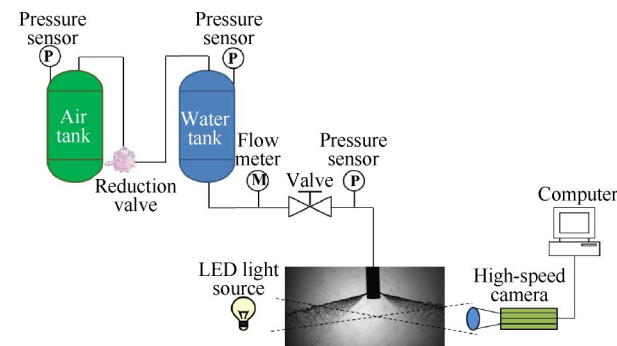


Fig. 8 Spray experiment system

2.3.2 试验件

为了深入研究针栓喷注器结构参数对中心推进剂偏转角的影响,试验件采用可局部更换套筒的方案。图9为采用的针栓喷注器中心筒结构示意图,试验件由中心筒和套筒两部分组成。通过更换套筒调节喷注面积。为了便于光学观测,在试验件上对称设置两个矩形孔,宽为 0.5mm,高为 5mm,从侧面采用高速摄影拍摄。

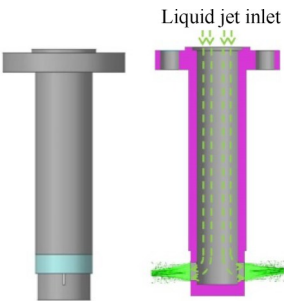


Fig. 9 Structure of central cylinder

2.3.3 试验图像处理方法

试验中采用高速摄影拍摄喷雾图像,然而射流流动过程是瞬态的。为了精确评估偏转角,对试验拍摄的 500 张图像求平均图像,测量平均图像的偏转角。图 10(a)为试验拍摄的瞬态图像,图像处理过程分为两步:(1)对原始瞬态图像进行增强处理后得到增强图像,见 10(b);(2)对 500 张增强后的图像进行平均处理,得到如图 10(c)所示的平均图像。然后在平均图像上取射流边界测量偏转角,如图 11 所示。为了避免加工和测量误差,在图像上测量 θ_1 和 θ_2 两个偏转角,最终结果取两个偏转角的平均值。

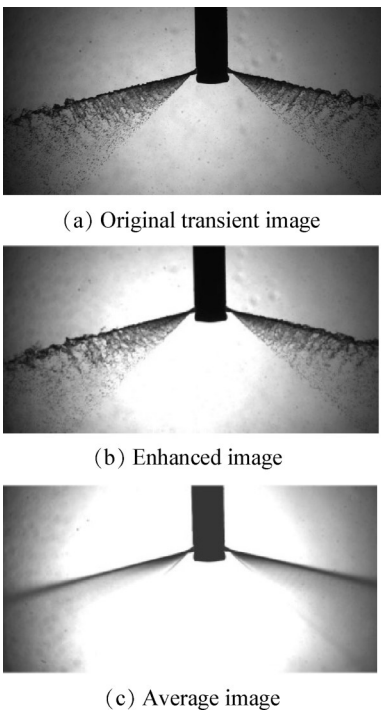


Fig. 10 Image processing

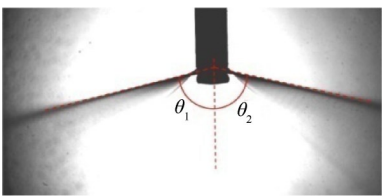


Fig. 11 Deflection angle of experimental result

3 结果讨论与分析

3.1 喷注压降对偏转角的影响

图 12 为偏转角随喷注压降变化曲线,随着喷注压降的增加,偏转角均增大。喷注压降从 0.2MPa 增加到 1.0MPa,偏转角增大 $\leq 2^\circ$ 。理论模型中考虑了中心推进剂的工况参数,但经推导后得到的公式只受结构参数的影响,并且试验偏转角、数值计算偏转角

和理论模型可以很好地吻合,理论预测偏转角与试验偏转角最大误差为5.62%,数值计算偏转角与试验偏转角最大误差为2.64%,说明理论模型有一定的准确性。通过数值计算结果进一步分析,可以发现不论工况参数压降多大,喷注器出口中心截面上速度均相等。图13为Case 4~Case 6的中心截面 r 方向速度 v_r 云图,从图中可以看出喷注压降只影响速度大小,虽然喷注压降不同,但在出口截面上速度云图分布相似,速度大小分布比例近似,同理,中心截面 z 方向速度分布比例也近似,因此偏转角受喷注压降影响很小,主要受喷注器结构参数的影响。

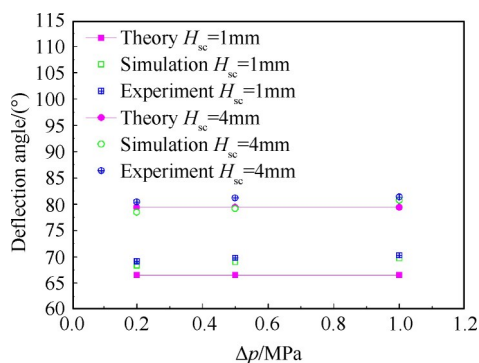


Fig. 12 Variation curves of deflection angle with pressure drop

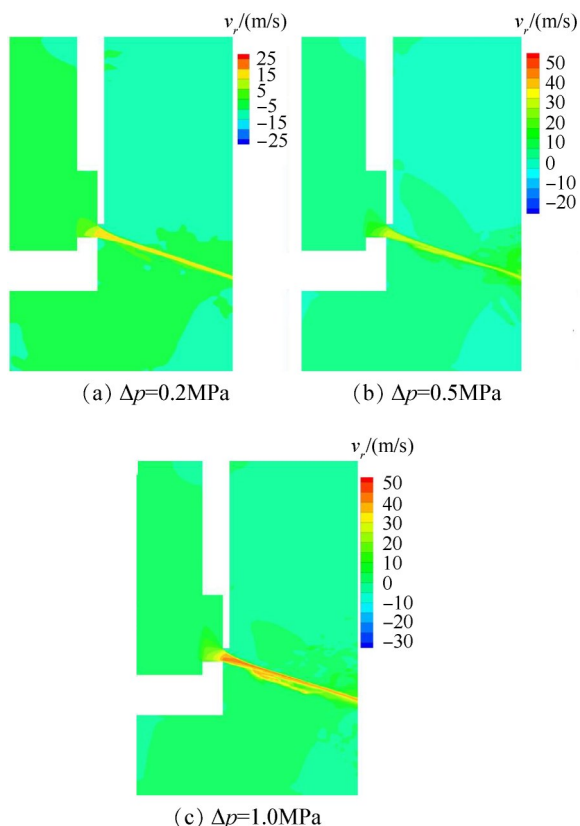


Fig. 13 Contour of velocity with different pressure drop

3.2 套筒遮挡出口距离对偏转角的影响

针栓喷注器在实际工作过程中保持喷注压降不变,通过调节套筒遮挡喷嘴出口距离达到调节流量的目的。对于针栓喷注器,当喷注器压降一定时,偏转角随套筒遮挡喷嘴出口距离变化如图14所示。从图中可以看出,偏转角随着套筒遮挡出口距离增大而减小。数值偏转角和试验偏转角与理论预测角符合得较好,理论预测偏转角与试验偏转角最大误差为4.18%,数值计算偏转角与试验偏转角最大误差为2.61%,数据的一致性说明偏转角主要是由套筒遮挡出口距离决定。这是由于套筒内壁与喷注器出口通道上壁面形成一个小凹腔,部分流体运动到喷嘴出口后在套筒的作用下运动方向变为向下运动,套筒起到导流作用,且套筒遮挡出口距离越大,有向下运动趋势的流体也越多,因此流体向下的动量也越大,偏转角也就越小,流线图如图15所示。

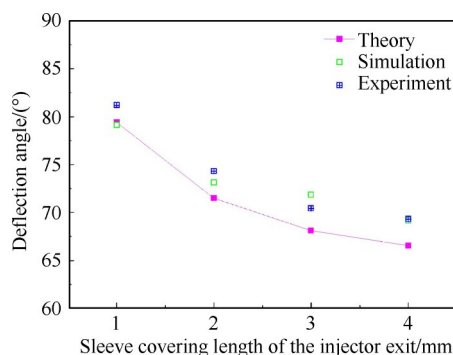


Fig. 14 Variation curves of deflection angle with sleeve covering length of the injector exit

3.3 中心筒壁厚对偏转角的影响

图16为偏转角随针栓喷注器壁厚的变化曲线图,对壁厚为1.5~2.5mm的结构进行数值仿真和试验,可以看出数值计算偏转角和试验偏转角吻合得较好,最大误差为3.99%。验证数值方法的准确性后,对壁厚为0.5mm和1.0mm结构进行数值仿真。在壁厚为0.5~2.5mm内,偏转角随着喷注器壁厚增加变化很小,偏转角变化 $<4^\circ$,说明壁厚对偏转角影响很小。而理论预测偏转角却随着壁厚增加而增大,分析理论预测偏转角与试验偏转角的误差,得到壁厚为0.5mm时最大误差为14.55%,壁厚为1.0~2.0mm时最大误差为5.47%,壁厚为2.5mm时最大误差为9.37%。当壁厚为0.5mm和2.5mm时偏转角误差较大,对其进行分析。图17给出了不同壁厚结构的液束在喷出后距喷嘴出口1.0~3.0mm的横截面图,图中 Δr 为截面所在半径与喷嘴出口所在半径的差值。可

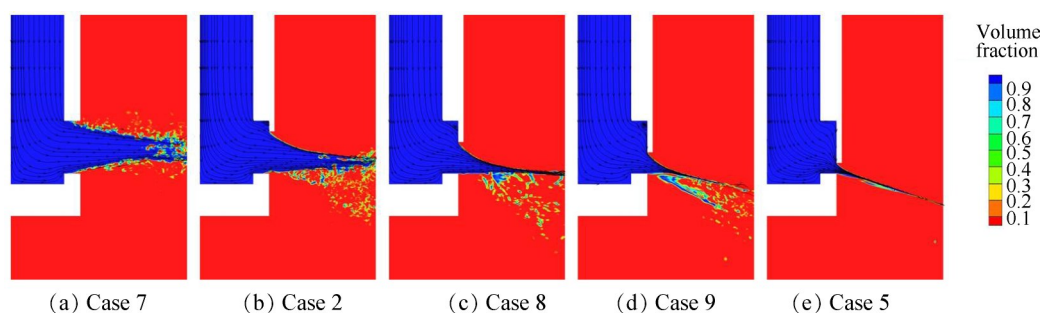


Fig. 15 Streamline for different sleeve covering the length of the injector exit

以看出当壁厚为0.5mm时,液束喷出后液束上边缘向液束两侧展开,液束截面形状为“T”形,液束控制体1和控制体2有效撞击量减小。随着壁厚增加,液束上边缘向两侧变形较小,液束控制体1和控制体2有效撞击更多。理论模型中假设控制体1和控制体2全部有效相撞,因此当壁厚为0.5mm时,由于液束控制体1变形后与控制体2撞击时轴向动量减小,使得试验偏转角大于理论预测偏转角。图18给出了不同壁厚结构的中心截面体积分数图,从图中可以看出,控制体2的流体在中心筒底部凹腔的作用下运动到喷嘴出口通道有沿轴向向上的运动趋势,当壁厚为0.5mm时,流体在喷出后斜向上运动,当壁厚为1.5mm时,流体在喷注器出口通道内随着运动逐渐脱离出口通道下壁面,但是随着壁厚的增加,由于出口通道增长,控制体1和控制体2在出口通道内相互作用增强,有向上运动趋势的控制体2在出口通道内被控制体1逐渐挤压为水平方向,当壁厚2.5mm时,控制体2贴着出口通道下壁面水平向外运动。因此在壁厚为2.5mm时,理论预测偏转角大于试验偏转角。

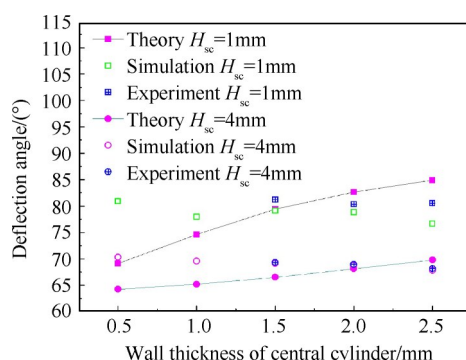


Fig. 16 Variation curves of deflection angle with the wall thickness of central cylinder

3.4 中心筒底部凹腔对偏转角的影响

图19为喷注压降一定时,针栓喷注器中心筒底部凹腔对偏转角的影响。从图中可以看出,偏转角随着中心筒底部凹腔深度增加有增大的趋势。理论

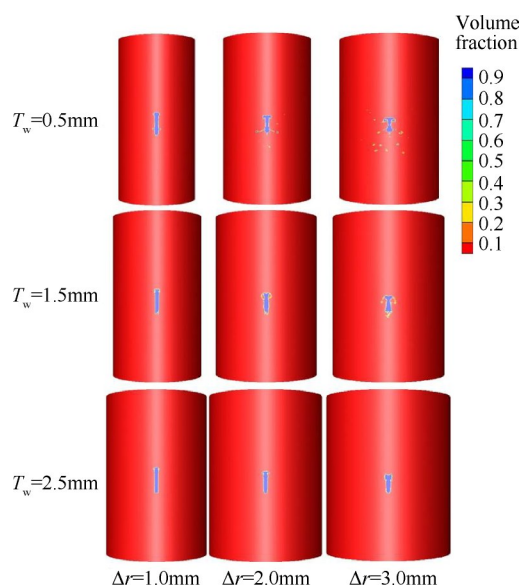


Fig. 17 Cross-section deformation process of liquid jet

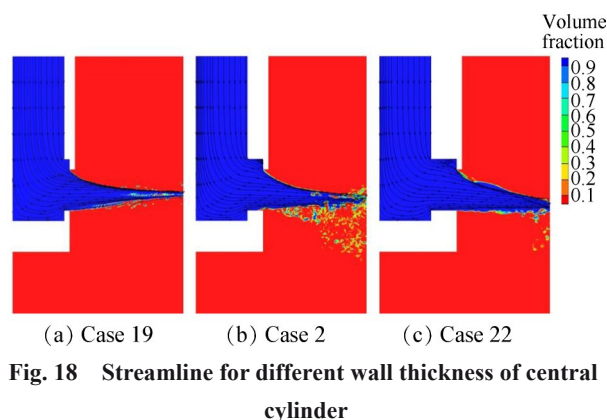


Fig. 18 Streamline for different wall thickness of central cylinder

值比试验值和数值计算值增幅较明显,这是由于理论模型中控制体2的边界受中心筒底部凹腔深度和中心筒内径影响,因此随着中心筒底部凹腔深度增加,控制体2沿轴向向上的分动量增加,中心推进剂偏转角也就越大。但控制体2的轴向分动量在出口通道内逐渐减弱,使得理论预测偏转角略大于试验偏转角和数值计算偏转角,最大误差为4.16%。在实际工程应用中,中心筒底部凹腔深度通常<3mm,因此本文的理论模型可为针栓喷注器设计提供参考。

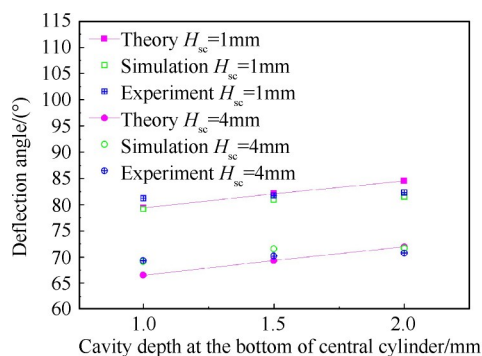


Fig. 19 Variation curves of deflection angle with the cavity depth at bottom of central cylinder

当针栓喷注器中心筒底部没有缩进时,理论模型只对控制体1进行分析,控制体1的上边界由套筒遮挡喷注器出口距离和中心筒壁厚决定,理论模型示意图如图20所示。图21为Case 17的中心截面流场流线图,可以看出理论模型中假设的流场流线和数值计算结果中的流线分布很相似。因此,根据控制体1的轴向动量和径向动量得到偏转角公式为

$$\tan\theta = \frac{\frac{\rho u^2 w}{k} \left(\frac{\alpha_1}{2} + \frac{\sin 2\alpha_1}{4} \right)}{\frac{\rho u^2 w}{k} \frac{\sin^2 \alpha_1}{2}} = \frac{2\alpha_1 + \sin 2\alpha_1}{2 \sin^2 \alpha_1} \quad (21)$$

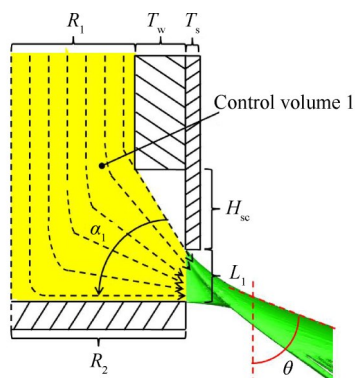


Fig. 20 Schematic diagram of central propellant deflection angle without the cavity

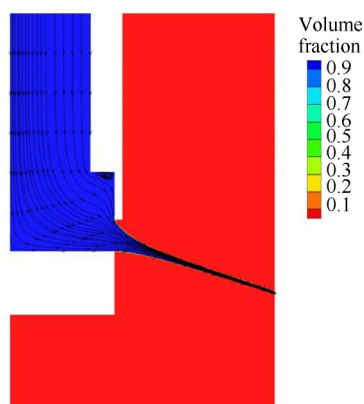


Fig. 21 Streamline for Case 17

在分析喷注压降、套筒遮挡喷注器出口距离对偏转角影响中,已通过试验验证了数值仿真结果的准确性。为了分析中心筒底部没有缩进长度时套筒遮挡喷注器出口距离对偏转角的影响,采用数值仿真验证理论模型。图22为中心筒底部无缩进时偏转角随套筒遮挡喷注器出口距离变化曲线图。偏转角随着套筒遮挡喷注器出口距离增加而减小,数值结果与试验结果最大差为 5.53° ,最大误差为8.3%。当中心筒底部无缩进时偏转角比有缩进时的偏转角小 6° 左右,结果符合理论模型假设。

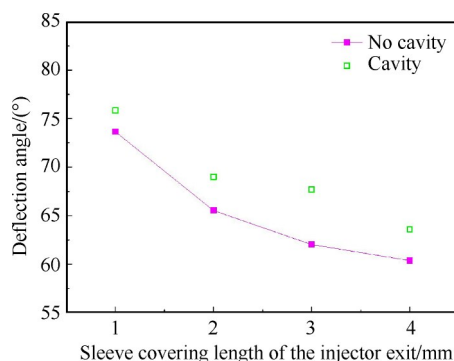


Fig. 22 Variation curves of deflection angle affected by cavity

4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

(1) 基于动量守恒假设,通过推导建立了针栓喷注器中心推进剂偏转角理论模型,理论模型预测值和数值仿真及试验结果吻合很好,为进一步建立适用于针栓喷注器变推力时所有工况的雾化角理论模型和工程设计提供参考。

(2) 理论模型推导出的中心偏转角公式表明偏转角由喷注器结构参数决定,与工况参数无关,喷注压降对针栓喷注器中心偏转角影响很小。

(3) 结构参数中套筒遮挡喷注出口距离对中心偏转角影响最大,中心偏转角随着套筒遮挡喷注器出口距离增加而减小。喷注器壁厚和中心筒底部凹腔对偏转角影响很小。

(4) 当套筒遮挡喷注器出口距离一定时,中心筒底部有凹腔的偏转角比没有凹腔的偏转角大 6° 左右。

致 谢:感谢国家重大基础研究的资助。

参考文献

- [1] Drellser G A, Bauer J M. TRW Pintle Engine Heritage

- and Performance Characteristics[R]. *AIAA* 2000-3871.
- [2] John D N, Dennis W V. Apollo Propulsion-System Performance Evaluation[R]. *AIAA* 68-586.
- [3] Elverum G J, Staudhammer P. The Descent Engine for the Lunar Module[R]. *AIAA* 67-521.
- [4] Muelier T, Dressier G. TRW 40klbf LOX/RP-1 Low Cost Pintle Engine Test Results[R]. *AIAA* 2000-36975.
- [5] Bedard M J, Meier J, Anderson W. Student Design/Build/Test of a Throttleable LOX/LCH₄ Thrust Chamber[R]. *AIAA* 2012-3883.
- [6] Gromski J M, Annik N. Northrop Grumman TR202 LOX/LH₂ Deep Throttling Engine Technology Project Status[R]. *AIAA* 2010-6725.
- [7] Gavitt K, Hardgrove J, Mueller T. TRW's Ultra Low Cost LOX/LH₂ Booster Liquid Rocket Engine[R]. *AIAA* 97-2818.
- [8] Gavitt K, Mueller T, Wong T. TRW LCPE 650klbf LOX/LH₂ Test Results[R]. *AIAA* 2000-36967.
- [9] Gavitt K, Mueller T. Testing of the 650klbf LOX/LH₂ Low Cost Pintle Engine(LCPE)[R]. *AIAA* 2001-3987.
- [10] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7500N 变推力发动机研制[J]. 中国科学(E辑), 2014, (6): 569-575.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 靳雨树, 徐 旭, 朱韶华, 等. 15:1 气氧/煤油变推力火箭发动机设计及试验[J]. 推进技术, 2018, 39(11): 2438-2445. (JIN Yu-shu, XU Xu, ZHU Shao-hua, et al. Design and Test of 15:1 GO₂/Kerosene Variable-Thrust Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2438-2445.)
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 方昕昕, 沈赤兵, 康忠涛. 无旋锥形液膜表面波不稳定性试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(10): 1893-1899. (FANG Xin-xin, SHEN Chi-bing, KANG Zhong-tao. Experimental Research of Instability of Surface Wave on Irrotational Conical Sheets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(10): 1893-1899.)
- [18] 王 凯, 雷凡培, 李鹏飞, 等. 壁面边界对撞击合成动量角的影响研究[J]. 推进技术, 2019, 40(10): 2288-2295. (WANG Kai, LEI Fan-pei, LI Peng-fei, et al. Effects of Wall Boundary on Resultant Momentum Angle of Impinging Jets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2288-2295.)
- [19] Blakely J, Johann F, Hogge J. Spray Cone Formulation from Pintle-Type Injecotr Systems in Liquid Rocket Engines[R]. *AIAA* 2019-0151.

(编辑:史亚红)