

节流水平对气液针栓喷注单元雾化特性的影响

张波涛¹, 李平², 杨岸龙¹, 杨宝娥¹

(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: 为了分析气液针栓喷注单元雾化特性和雾化机制,采用背光成像技术和相位多普勒(PDA)系统进行试验研究,获得了雾化模式、体积流量分布、索泰尔平均直径(SMD)分布和速度场随节流水平的变化规律。结果表明:气液针栓喷注单元雾场形态为扇形雾场,雾化模式为剪切破碎。体积流量沿径向呈单峰形分布,随着节流水平降低,雾场外缘向中心收缩。SMD 沿径向呈现递增规律,雾化最好的区域分布在雾场中心和两侧。SMD 随节流水平增加而增大。当动量比不变时,节流水平对 SMD 的分布范围影响很小。针栓头部下方的中心回流区轴向尺寸随着节流水平降低而减小。

关 键 词: 变推力液体火箭发动机; 气液针栓喷注单元; 节流水平; 雾化特性; 雾化模式; 索泰尔平均直径; 速度场

中图分类号: V434.3

文献标志码: A

Effects of throttling level on spray characteristics of gas-liquid pintle injector unit

ZHANG Botao¹, LI Ping², YANG Anlong¹, YANG Baoe¹

(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 analyze the spray characteristics and spray mechanism of gas-liquid pintle injector unit, the effects of throttling level on spray pattern, volume flow rate distribution, Sauter mean diameter (SMD) distribution and the velocity field were obtained by using backing-lighting photography technique and phase Doppler anemometry (PDA) system for the spray characteristics of gas-liquid pintle injector unit. The results showed that the spray of gas-liquid pintle injector was a fan-shaped form and the spray pattern was presented by shearing breaking. The volume flow rate presented a single peak distribution along the radial direction. With the decrease of throttling level, the edge of spray field shrank to the center. The SMD increased along the radial

收稿日期: 2021-05-12

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,李平,杨岸龙,等. 节流水平对气液针栓喷注单元雾化特性的影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 791-801.
ZHANG Botao, LI Ping, YANG Anlong, et al. Effects of throttling level on spray characteristics of gas-liquid pintle injector unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 791-801.

direction, and the best spray area was distributed in the center and both sides of the spray field. The value of SMD increased with the increasing throttling level. When the momentum ratio was constant, the throttling level had little influence on the variation range of SMD. The axial length of the backflow area below the pintle head decreased with the decreasing throttling level.

Key words: throttling liquid rocket engine; gas-liquid pintle injector unit; throttling level; spray characteristics; spray pattern; Sauter mean diameter; velocity field

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^[1]。最著名的阿波罗落月舱下降发动机(LMDE)采用针栓喷注器实现了推力 10:1 的变比能力。目前 Space X 的 Merlin 1D 发动机是性能最高的针栓发动机,燃烧效率大于 98%,推质比达到了 180。国内已成功应用的针栓发动机为嫦娥四号使用的 7 500 N 发动机^[2-3],与此同时还在进行电动泵压式针栓发动机^[4]和 80 kN 液氧甲烷变推力发动机^[5]的研制工作,但到目前为止工程应用的针栓发动机均为液液针栓发动机。为了发展膨胀循环系统和补燃循环系统的针栓发动机,应在液液针栓喷注器研究的基础上对气液针栓喷注器开展深入研究。

前期 TRW (Thompson Ramo Wooldridge) 公司的研究经验指出总动量比(C_{tmr})、局部动量比(C_{lmr})、阻塞率(C_{bf})和雾化角(θ)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。王凯等^[6]在液液针栓喷注单元雾化角理论模型中通过推导引入变形因子 C_1 和 C_2 , 即 $\theta = \arccos [1 / (C_1 + C_2 C_{tmr})]$, 通过试验获得变形因子后的预测公式准确度更高。Blakely 等^[7]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 $\theta = \alpha \arctan(\beta C_{lmr})$ (式中系数 $\alpha = 0.7 \pm 0.05$, $\beta = 2.0 \pm 0.5$), 并指出阻塞率对雾化角的影响很小,雾化角主要受局部动量比的影响。Boettcher 等^[8]通过纹影法获得了气气针栓喷注器的雾场结构,给出的雾化角关系式为 $\theta = \arccos(1 / \sqrt{1 + C_{tmr}^2})$ 。Son 等^[9]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 $\theta = 28.67 (C_{tmr} / We)^{-0.124}$, 其中 We 为韦伯数。以上研究者们关于雾化角建立的理论模型或试验研究均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,中心路推进剂受移动套筒影响不再是垂直射出,而是形成了一定的偏转角。为了获得针栓喷注器在变推力时任何节流水平下的雾化角预测模型,张波涛等^[10-11]建立了气液针栓喷注单元中心推进剂偏转角理论模型和节流水平下的雾化角理论模型,得到了中心推进剂偏转角和节流水平下的雾化角预测公式。由于针栓喷注器中心路推进剂可设计为从离散孔或环缝喷出。王凯等^[12]对液液针栓喷注单元膜束撞击雾化混合过程进行数值模拟,指出液膜和液膜撞击只有正向应力,然而液膜和液束撞击时除正向应力外还有液束两侧的切应力,可增强雾化效果。Fang 等^[13]通过数值模拟分析了径向孔和径向缝两种构型的气液针栓喷注器燃烧效率,得到轴向缝/径向孔组合的燃烧效率高于轴向缝/径向缝组合的燃烧效率。阿波罗落月舱下降发动机通过液膜贴壁下漏实现针栓头冷却以防止针栓头部烧蚀。王凯等^[14]建立了多径向孔布局的液液针栓喷注器液膜下漏率模型,指出膜束撞击变形使得实际阻塞率大于几何阻塞率。

雾化后的液滴粒径和速度空间分布等雾化特性直接决定了燃烧性能,因此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^[15]采用马尔文测量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直径(SMD)越小。陈慧源等^[16]采用 PDA (phase Doppler anemometry) 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。张紫豪^[17]对圆形孔和梯形孔的液液针栓喷注器喷雾形态进行分析,发现梯形孔比圆形孔破碎更加剧烈。方昕昕等^[18-19]在轴向缝/径向缝型的气液针栓喷注器雾化特性试验中提出喷注角度越大雾化效果越好。Son 等^[20]采用拉格朗日方法对轴向缝/径向缝型气液针栓喷注器进行数值模拟,定义散射角为雾场内边界和外边界之间

的夹角,指出散射角随着径向液膜速度减小而增大,散射角增大有助于液体和气体掺混。石璞等^[21]和张波涛等^[22]对针栓喷注器的研究进展进行了总结。

总的来说,动量比是针栓喷注器重要的设计参数,现有文献主要研究了动量比对针栓喷注器雾化角和雾化特性的影响。在实际工程应用中,针栓喷注器最显著的特点是通过调节喷注面积实现大范围节流,但目前鲜有关于节流水平对针栓喷注器雾化特性影响的研究。文献[12-13]分别从液液针栓喷注单元雾化特性和气液针栓喷注器燃烧效率方面指出径向孔型结构优于径向缝型结构,但目前对径向孔型气液针栓喷注器雾化特性更是缺乏系统深入的研究。因此,本文以径向孔型气液针栓喷注器为研究对象,系统研究节流水平对气液针栓喷注单元喷雾形态、体积流量分布、液滴粒径分布及速度场的影响,并从气液针栓喷注单元液束气膜撞击喷雾形成与发展过程出发,揭示节流水平对雾化特性的内在影响规律。

1 试验系统与方法

1.1 试验件

试验件设计为可更换局部组件的方案,由液路组件、液路喷嘴、液路套筒、轴向气膜调节环和气体汇流组件组成,如图1所示。气体从对称的两个入口进入气体汇流组件后由轴向气膜喷出,液体从中心通道进入喷注器后沿径向喷出。为了掌握液束气膜撞击雾化特性,在液路喷嘴设置两个对称的径向矩形孔。试验中保持液路喷嘴外径不变,通过更换不同内径的气膜调节环改变轴向气膜宽度。液路喷嘴出口面积通过更换不同高度的套筒调节喷嘴出口高度。本文分析气液针栓

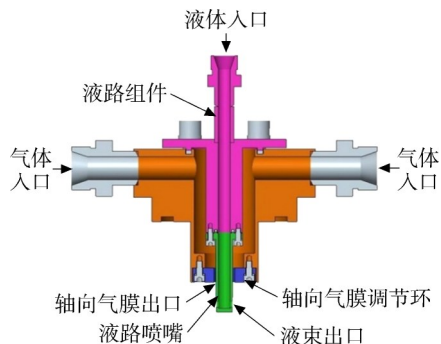


图1 气液针栓喷注单元试验件结构

Fig.1 Structure of gas-liquid pintle injector unit specimen

喷注单元在100%、80%、60%、40%和20%节流水平下的雾化特性,轴向环缝宽度和径向出口高度根据节流水平线性调节。为了实现两路推进剂同时节流,每个节流水平下的轴向环缝宽度均等于液路喷嘴出口高度,即节流水平为100%、80%、60%、40%和20%的轴向环缝宽度和液路喷嘴出口高度均分别为5、4、3、2、1 mm。

1.2 试验系统

试验系统包括测量系统、管路供应系统和台架系统,如图2所示。测量系统包括涡轮流量计和压阻式压力传感器等,管路供应系统包括高压气源、贮箱和管路等,台架系统包括支架和收集槽。试验中采用高速摄影相机拍摄雾场图像,通过PDA系统获得液滴粒径和速度。

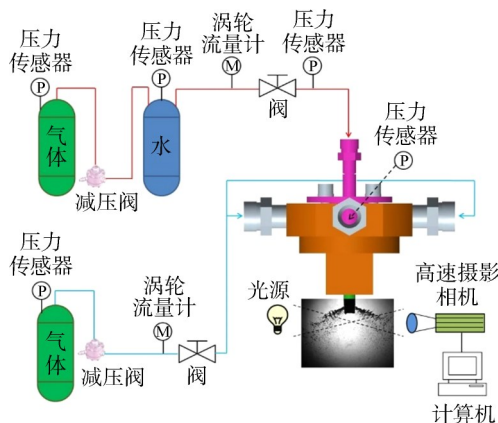


图2 雾化试验系统

Fig.2 Spray experiment system

1.3 试验工况

由于气液针栓喷注单元雾化过程为液束与气膜撞击发生雾化,本文先分析节流水平对只有液束喷注条件下液束流动特性的影响,然后再分析节流水平对液束气膜撞击雾化特性的影响。气液针栓喷注器最理想的工作原理是保持两路推进剂的压降不变,通过调节喷注面积实现节流而改变流量。为了研究节流水平对雾化特性影响,保持气体和液体的喷注压降不变,通过同步调节轴向环缝宽度和液路喷嘴出口高度实现节流,节流水平范围为100%~20%。只有液束喷注的工况参数和液束气膜同时喷注的工况参数分别如表1和表2所示。局部动量比是气液针栓喷注单元最重要的无量纲参数,认为与液束撞击的气膜宽度和液束孔等宽,将局部动量比(C_{lmr})定义为径向液束动量与轴向气膜动量之比,即

表 1 只有液束喷注条件下的试验工况

Table 1 Operating conditions of the only liquid jet injected

节流水平/%	径向孔高度/mm	液体喷注压降/MPa
100	5.0	0.0138~0.0341
80	4.0	0.0166~0.0720
60	3.0	0.0120~0.0769
40	2.0	0.0149~0.0684
20	1.0	0.0166~0.0687

表 2 雾化特性的试验工况

Table 2 Operating conditions for spray characteristic

节流水平/%	径向孔高度/mm	轴向环缝宽度/mm	液体质量流量/(g/s)	气体质量流量/(g/s)	局部动量比
100	5.0	5.0	12.97~31.43	116.99	0.86~5.05
80	4.0	4.0	11.02~24.54	88.67	0.97~4.81
60	3.0	3.0	7.92~18.44	62.81	0.89~4.83
40	2.0	2.0	5.37~12.26	39.41	0.92~4.80
20	1.0	1.0	2.61~6.20	18.47	0.87~4.91

1.4 背景光成像技术

背景光成像是分析雾场最常用的方法,在雾场的一端使用 LED 光源照亮雾场,另一端采用 Phantom V12.1 型号的黑白高速相机拍摄雾场。拍摄只有液束喷注时的拍摄频率为 3 000 Hz,曝光时间为 15 μ s,图像像素分辨率为 640 像素 $\times$ 480 像素。由于液束气膜撞击后产生的雾场液滴分布较广,试验中背景光太亮不易拍到雾场中稀疏的小液滴,因此在拍摄液束气膜撞击形成的雾场时通过减小光圈和增加曝光时间将亮度调暗,采用的拍摄频率为 3 000 Hz,曝光时间为 20 μ s,图像像素分辨率为 1 024 像素 $\times$ 512 像素。

1.5 PDA 系统

采用 PDA 系统测量气液针栓喷注单元在不同节流水平下的液滴粒径和速度。PDA 系统发射端会发射出四束蓝绿激光,经过被测量体后会传入接收端。液滴粒径与蓝光和绿光相位差成正比,液滴速度与发射端和接收端的频率差成正比。PDA 系统已广泛应用于雾化试验中,沈熊^[23]指出 PDA 测量误差在 4% 以内。本文试验件上有两个对称的径向孔,以针栓头底部中心为圆心,试验件轴向方向为 Z 轴,径向孔开口方向为 Y 轴,与径向孔开口方向垂直的方向为 X 轴,通过测量气液针栓喷注单元一半的雾场信息分析雾化特性。具体测量方法为首先测量过对称轴的 ZOY 平面上

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

式中下标 l 和 g 分别表示液体和气体, ρ 为密度, $\dot{m}_l$ 和 $\dot{m}_g$ 分别为液体和气体的质量流量, v_l 和 v_g 分别为液体和气体的速度, A_l 和 A_g 分别为液体和气体的喷注面积, W 为径向矩形孔宽度, L_{open} 为径向矩形孔高度, T_g 为轴向环缝宽度。

液滴粒径和速度,由于气液针栓喷注单元的雾场分布范围随着节流水平从 20% 增大到 100% 而沿径向逐渐扩展,试验中的测点范围也需要随着节流水平增大而逐渐扩大。以节流水平 20% 为基础工况,当节流水平提高时,增加的测点位置采用 add 表示,节流水平 100%、80%、60%、40% 和 20% 在 ZOY 平面上的测点分别为 22、30、34、44、50 个,测点如图 3 所示。然后将 ZOY 平面上的所有测点以 Z 轴为中心轴旋转 90°,旋转过程中每间隔 15° 测量一个点,节流水平 100%、80%、60%、40% 和 20% 在雾场空间中的测点总数分别为 154、210、238、308、350 个,三维空间测点位置如图 4 所示。

试验中设置每个测点的最大采样数和最长采样时间分别为 10 000 和 10 s,满足以上任意一个条件即停止该点测量。采用 PDA 测量结果计算每个测点的体积流量,体积流量计算公式为

$$q_v = \sum_{i=1}^N \frac{1}{6} \pi d_i^3 / t \quad (2)$$

式中 q_v 为体积流量 (mm^3/s); N 为测量时间内所测到的液滴数目, i 为液滴编号, d 为液滴直径, t 为测量时间。

对于雾场中的液滴粒径,选取 SMD 进行分析雾化特性, SMD 计算公式为

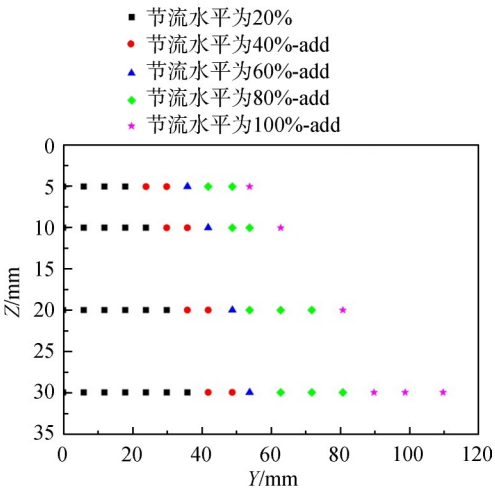


图3 对称面上的测点位置示意图
Fig.3 Measurement point setup on a plane of symmetry

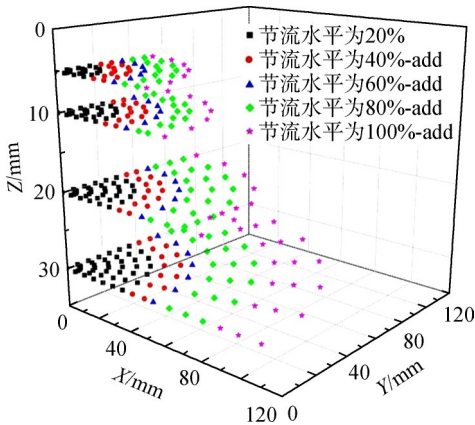


图4 三维空间测点位置示意图
Fig.4 Measurement point setup in three dimensional space

$$d_{Sm} = \frac{\sum d_i^3}{\sum d_i^2} \tag{3}$$

2 结果讨论与分析

2.1 雾化模式

对于径向孔型气液针栓喷注器,轴向气膜沿着中心筒外壁向下流动,径向液束喷出后与轴向气膜撞击发生雾化。为了深入分析气液针栓喷注器的雾化过程,首先分析在没有轴向气膜时的径向液束流动特性。图5给出了气液针栓喷注单元径向液束在不同节流水平下随液体喷注压降(Δp_l)变化的瞬态图像。径向液束流动特性可分为两类:第一类为液束光滑流动;第二类为液束上边缘和下边缘发生相撞,形成液膜包裹液束的形态,并产生明显波动,加剧了液束破碎。

100% 节流水平下的径向液束流体特性均为第一类流动特性,由于径向出口没有被套筒遮挡,液束喷出后接近于水平方向运动,液束在表面张力的作用下上边缘和下边缘向中心收缩。当喷注压降为 0.013 8 MPa 和 0.024 4 MPa 时,液束表面光滑无波动。当喷注压降增大到 0.034 1 MPa 时,由于液束动量增加,液束向中心收缩后产生了明显的小“突触”,并向下游发展,类似于表面波结构。对于 20%~80% 节流水平下的流动特性,液束流动特性均为第二类,这是由于液束被套筒影

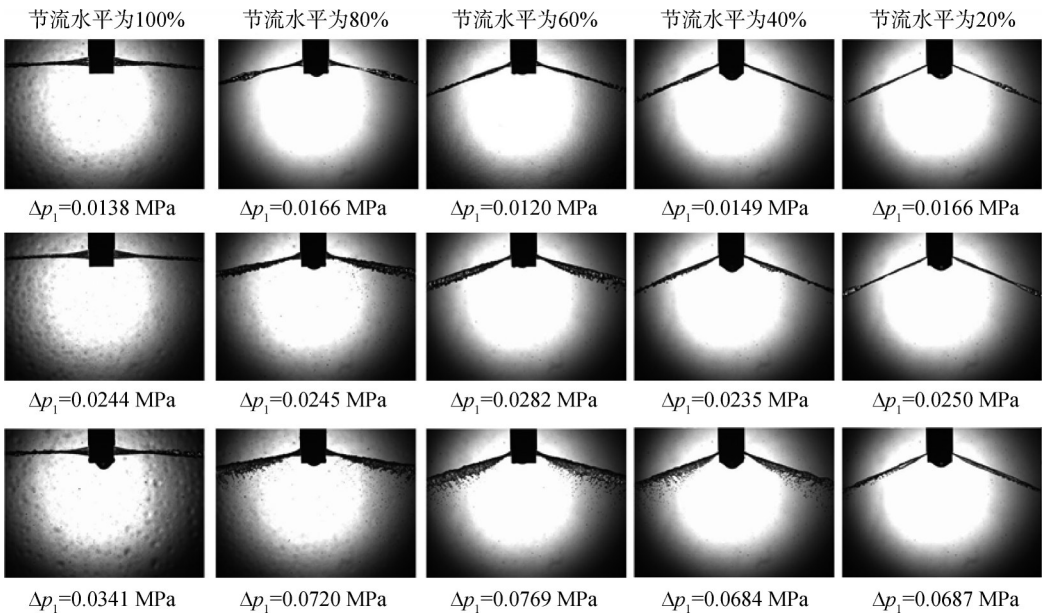


图5 只有液束喷注条件下的雾场形态
Fig.5 Spray patterns with only liquid jet injected

响后容易发生自身相撞,加剧了液束破碎。同时外流场液束两侧压力较小,液束上边缘部分流体向液束两侧运动,形成类似液膜包裹液束的形态。在液束自身撞击下,有液滴从液膜两侧脱落。当喷注压降大于 0.060 0 MPa 时,第二类流动模式更加显著。节流水平在 20% 时,径向出口长宽比很小,液束也会发生自身相撞,但波动不明显。

由于液束在流动过程中表面存在剪切,发生不稳定性,轴向气流加剧了对液束的剪切作用并促进液束发生不稳定性,因此液束喷出后与气膜撞击时就发生弯曲变形,液束两侧在气流的剪切作用下破碎为许多小液滴,随着液束的发展,液束不稳定性增强,液束断裂为液块发生一次雾化,随后液块在气动力的作用下发生二次雾化,破碎为众多小液滴。因此,气液针栓喷注单元液束气膜

撞击雾化模式为剪切破碎,雾场形态为扇形雾场。当节流水平不变时,随着局部动量比增大,液束破碎长度和雾化角均增大。当局部动量比不变时,雾化角随着节流水平降低而减小。20%~100% 节流水平下不同局部动量比的瞬态雾场形态如图 6 所示。通过雾场形态图像初步分析局部动量比对雾化特性的影响,认为选取中等局部动量比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。因此,为了分析节流水平对气液针栓喷注单元雾化特性的影响,下文选定气液针栓喷注单元局部动量比为 3,通过保持气体和液体喷注压降不变,同时调节气体和液体喷注面积进而改变气体和液体的质量流量,分析不同节流水平下局部动量比为 3 的气液针栓喷注单元雾化特性,包括体积流量分布、粒径分布和速度场。

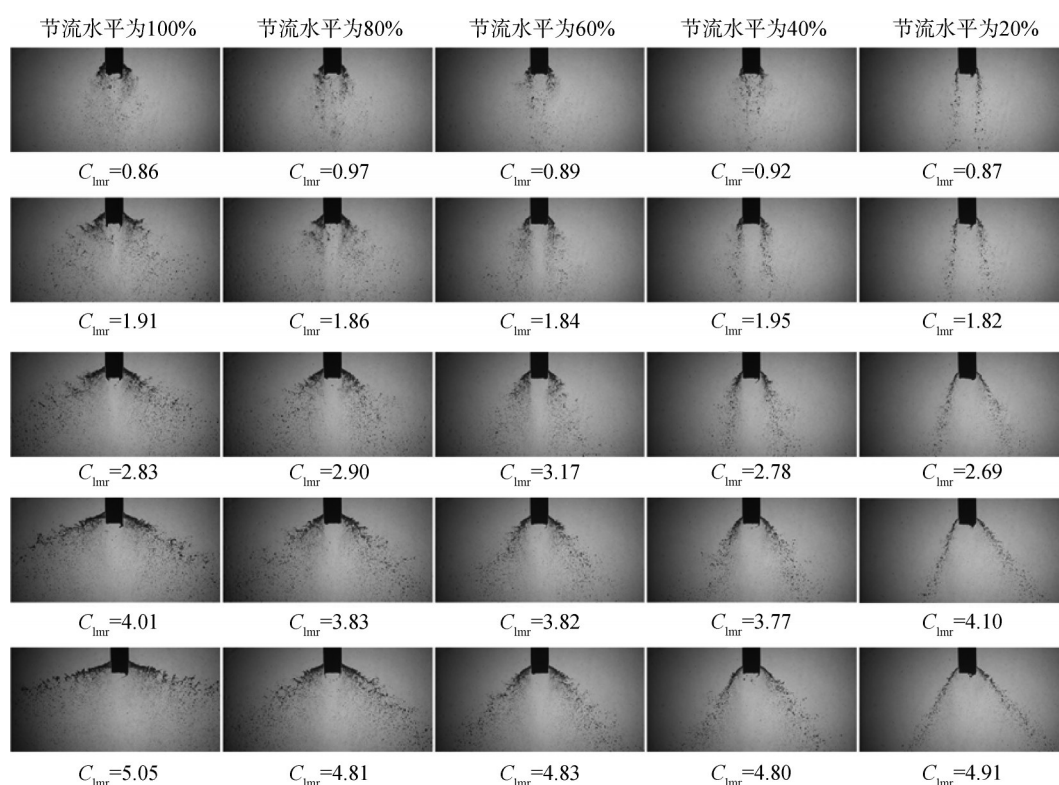


图 6 气液针栓喷注单元在不同工况条件下的雾场形态

Fig.6 Spray field of gas-liquid pintle injector unit at different operating conditions

2.2 体积流量分布

图 7 给出了局部动量比为 3 时不同节流水平下的体积流量云图。随着节流水平降低,雾场外缘向中心收缩,雾场范围越来越小。这是由于随着移动套筒向下移动遮挡喷注面积增加,液束初始角度减小,使得液束动量的径向分动量减小,因

此在局部动量比相同的情况下,雾场外边缘沿径向向内收缩。同时可以明显看出雾场外缘随节流水平的降低越来越倾斜,即雾化角越来越小。对于体积流量分布,节流水平对体积流量沿径向分布特性影响很小,不同节流水平下的体积流量均呈现单峰形分布特征,即先增大后减小。

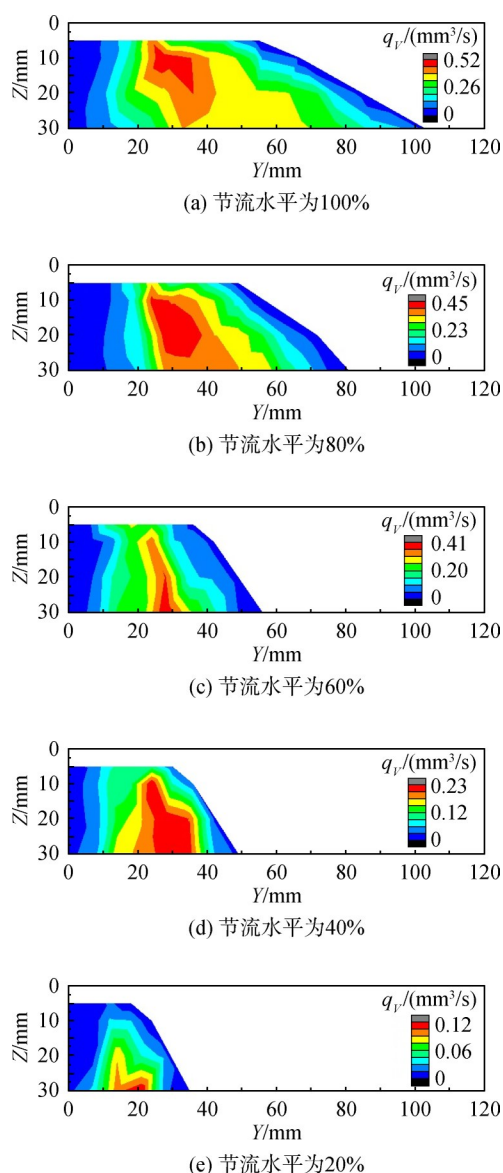


图7 不同节流水平下的体积流量云图

Fig.7 Volume flow rate contour at different throttling levels

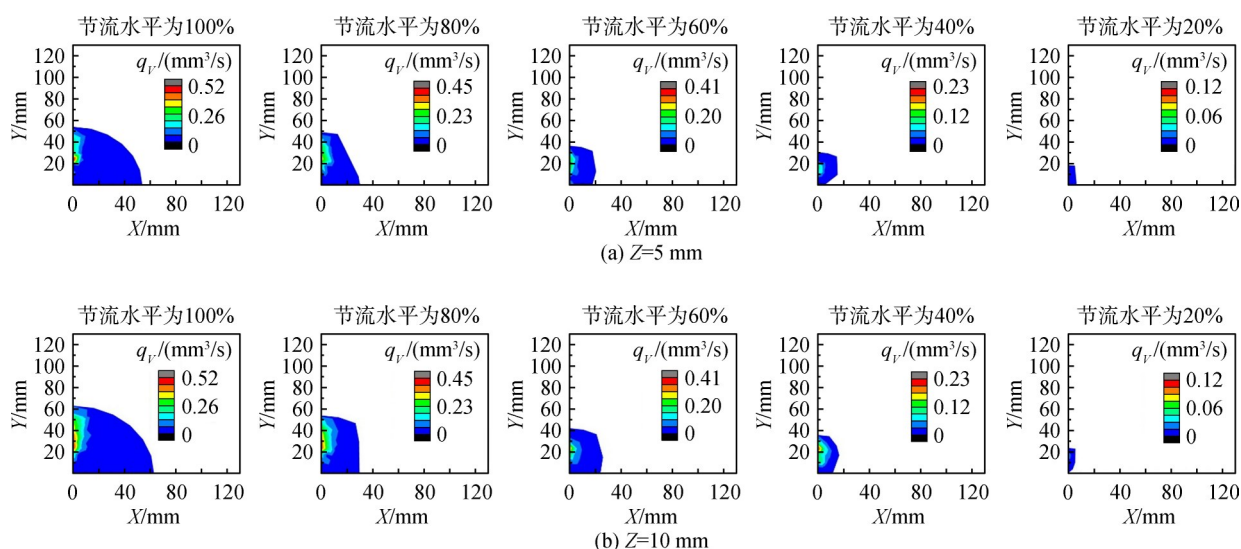


图8给出了不同轴向位置处的体积流量云图,从图中可以看出,当局部动量比不变时,体积流量周向分布范围随节流水平降低而减小,同时其液束两侧展向范围减小更快,说明雾场展向范围小于径向范围。

2.3 粒径分布

图9给出了局部动量比为3时不同节流水平下的SMD范围。当局部动量比不变时,节流水平对SMD的分布区间影响很小。动量比为3时,不同节流水平下在ZOY平面上的SMD分布区间约为110 μm ,且SMD分布范围整体上随节流水平降低而递减。图10给出了不同节流水平在ZOY平面上的SMD分布云图。从图10中可以看出节流水平对SMD分布特性几乎没有影响,在针栓头下方近场区域SMD沿径向呈“V”形分布,在远场区域SMD呈递增规律。这是由于液束在气动力作用下会有液丝和液滴剥离,靠近壁面的一部分液滴会贴壁流动,这部分液滴运动到针栓头下方SMD较大。另一部分非贴壁流动的液滴沿轴向向下游运动,在中心回流区的作用下向雾场中轴线靠拢,这部分液滴SMD最小。随着液束主体的发展,液束在气动力作用下破碎为液块,此时液束受到的气动力远远小于液束在根部附近受到的气动力,使得雾场外缘液块破碎后的液滴SMD较大。

图11给出了不同节流水平下全场液滴SMD分布范围,每个节流水平下的全场最大SMD与中心截面处的SMD近似,但全场最小SMD均比中心截面处的最小SMD小,因此全场SMD分布区间比中心截面处的SMD分布区间变大,每个节流水平下的全场SMD分布区间约为125 μm 。

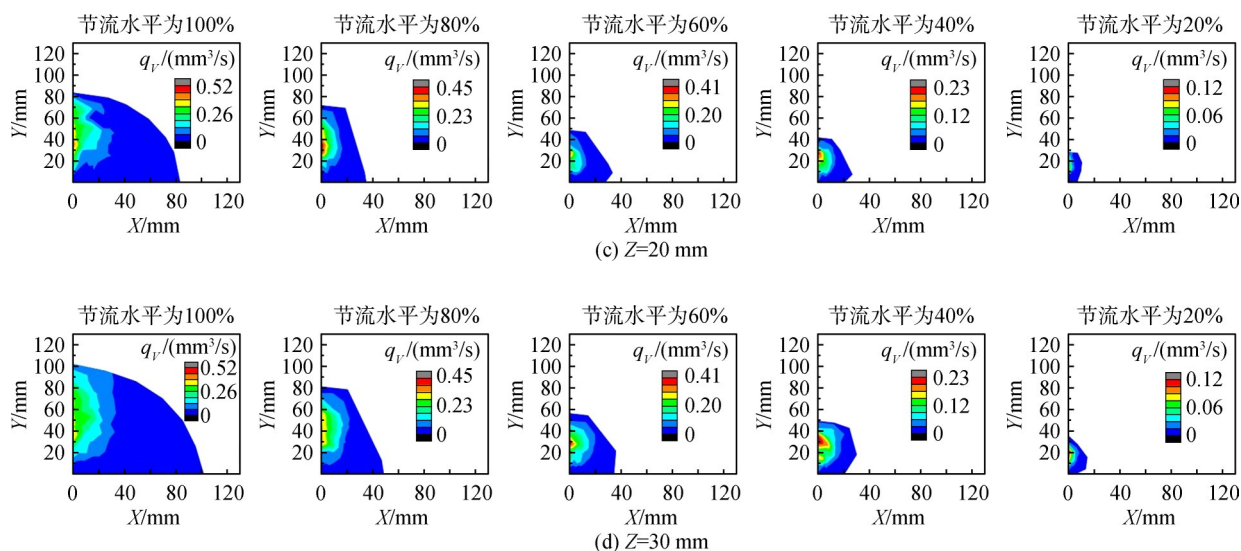


图 8 不同轴向位置的体积流量云图

Fig.8 Volume flow rate contour at different axial distances

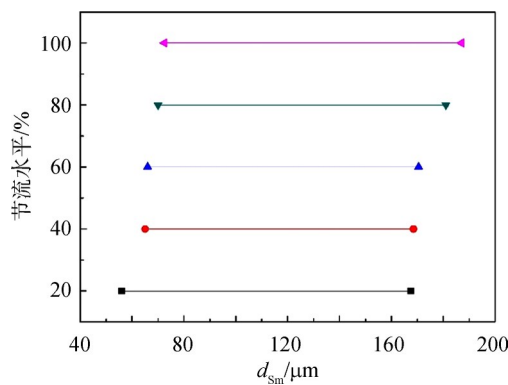
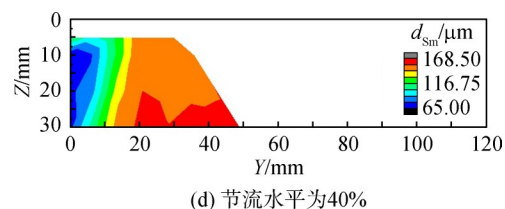
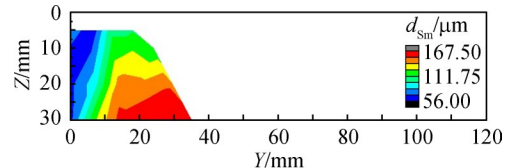


图 9 在对称面的 SMD 变化范围

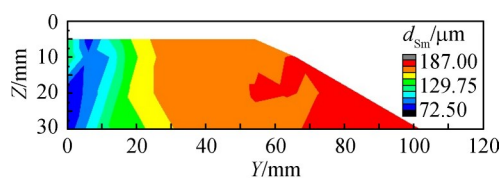
Fig.9 Range of SMD on a plane of symmetry



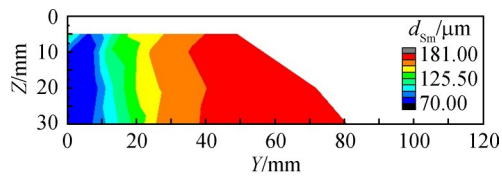
(d) 节流水平为40%



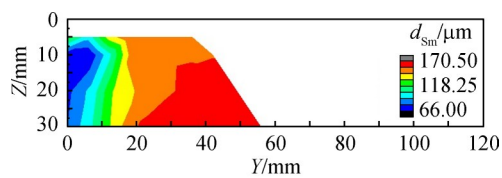
(e) 节流水平为20%



(a) 节流水平为100%



(b) 节流水平为80%



(c) 节流水平为60%

图 10 在对称面的 SMD 云图

Fig.10 Contour of SMD on a plane of symmetry

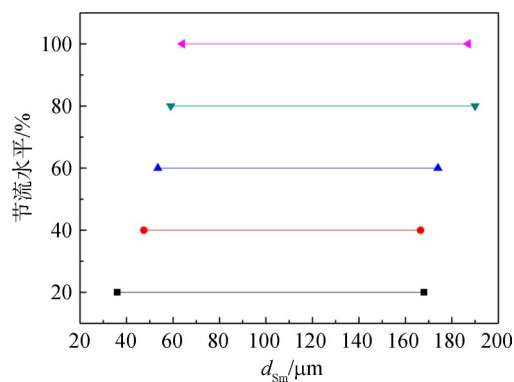


图 11 全场 SMD 变化范围

Fig.11 Range of SMD in the spray field

图 12 给出了不同轴向位置处的 SMD 分布云图,雾场 SMD 峰值主要出现在液束喷出方向的雾场外缘,故 SMD 沿径向呈现递增规律。雾化

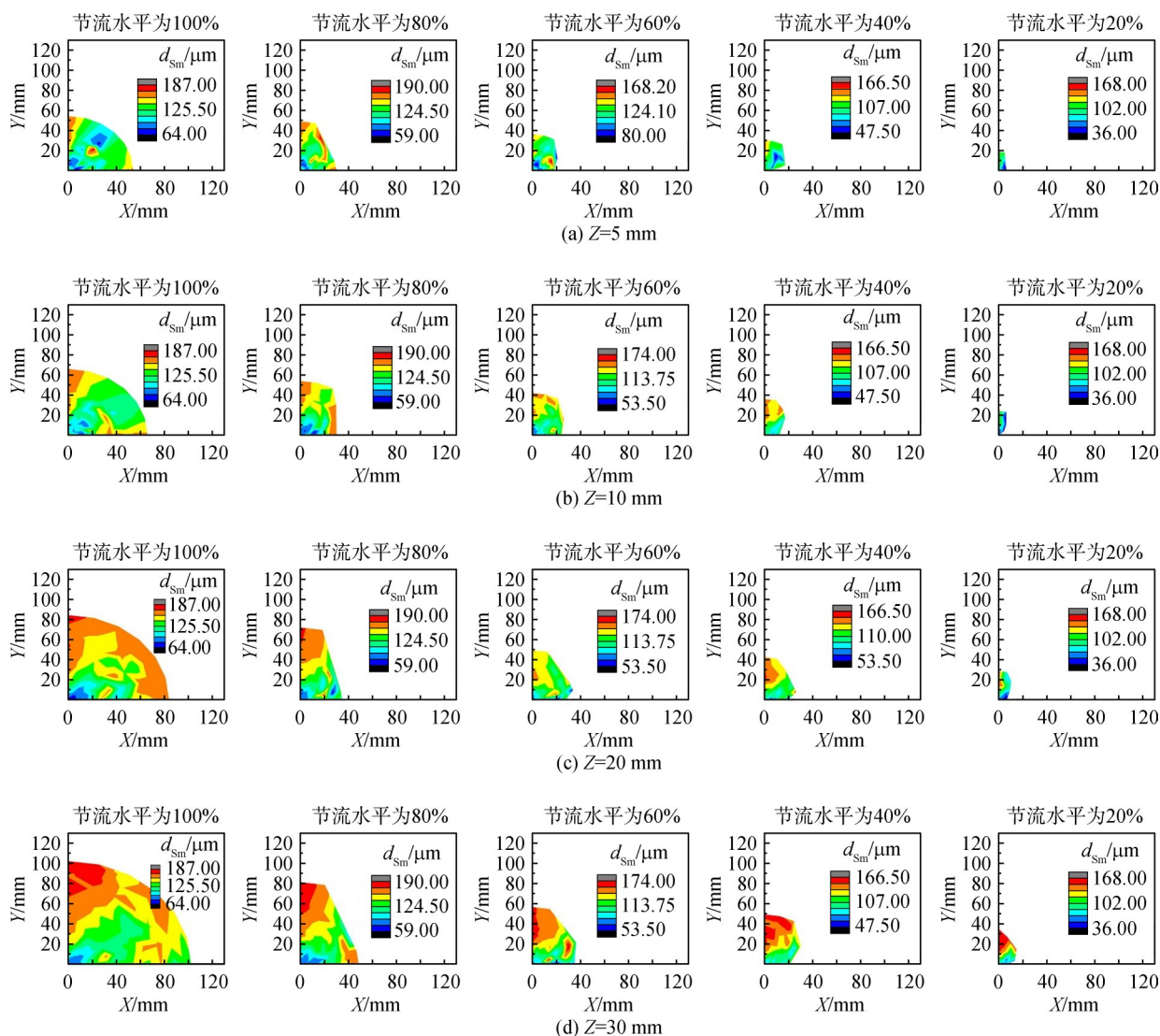


图12 不同轴向位置的SMD云图

Fig.12 Contour of SMD at different axial distances

最好的区域分布在雾场中心及两侧,故SMD沿展向变化很小。液束与气膜撞击有小液滴从液束两侧剥离,因此雾场中心及两侧雾化效果最好。随着液束的发展,其迎风面向两侧拓展,液束横截面先发展“T”形,然后进一步变为薄膜状,最后不规则的液膜破碎为液丝和液滴。由于气膜与液束撞击后随液束径向运动的气膜越来越少且速度降低,因此雾场外缘气动力较小导致外缘SMD最大。靠近雾场中心的小液块受到轴向气膜的气动力较大,使得SMD从中心到外缘呈辐射状递增趋势,且沿径向递增较大,沿展向递增较小,SMD峰值呈现“T”形分布。

2.4 速度场

当节流水平改变时,气液针栓喷注单元喷雾的速度场也随之发生变化,图13为局部动量比为

3时不同节流水平下 ZOY 平面上的合速度(V_t)云图。对于速度场中的合速度分布规律,由于针栓头下方合速度较大,近场区域合速度沿径向呈递减的特征。随着喷雾向下游发展,液滴合速度呈倒“V”形分布特征,即先增大后减小。随着节流水平降低,液滴合速度在中轴线上沿轴向方向减小得越快,因此液滴合速度沿径向呈先增大后减小的特征随着节流水平降低沿轴向方向出现得越早。这是由于随着节流水平降低,轴向气膜变薄,气流与液束撞击后更容易扩张,因此轴向气膜与液束相撞后径向速度增加,沿针栓侧壁贴壁流动的比例越来越少,使得针栓头下方的中心回流区轴向尺寸随着节流水平降低而减小,针栓头下方液滴合速度较大的区域也会随着中心回流区轴向尺寸减小而减小。在中心回流区下方,

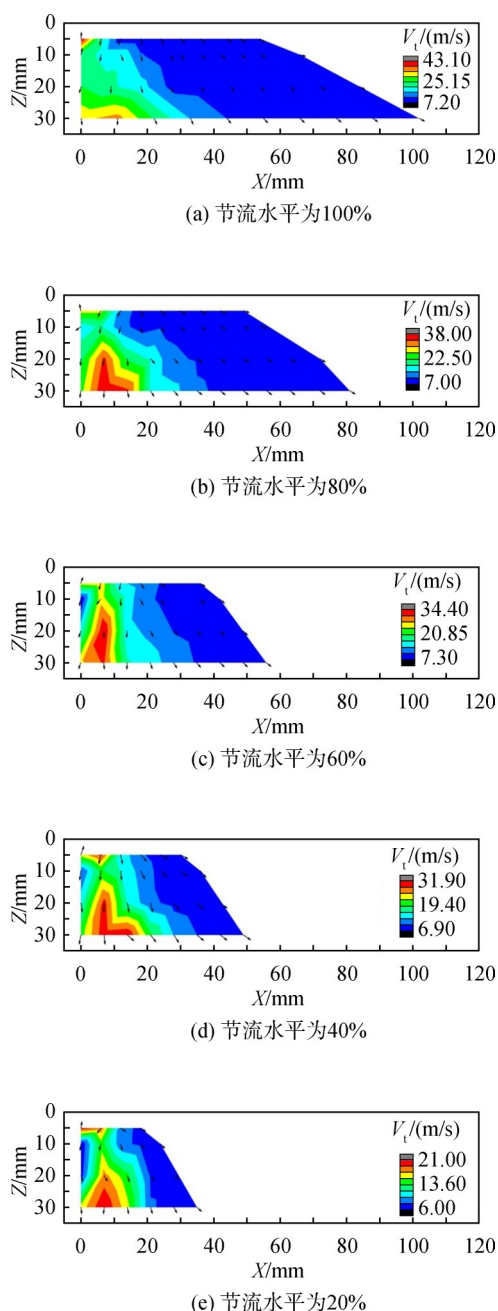


图 13 不同节流水平下的合速度云图

Fig.13 Contour of the resultant velocity at different throttling levels

液滴合速度沿径向呈先增大后减小的分布特征。同时可以看出喷雾速度场中的合速度随着节流水平降低而整体减小,但速度分布规律近似。

3 结 论

本文对气液针栓喷注单元雾化特性进行试验研究,得到了不同节流水平下雾化模式、体积流量分布、SMD 分布和速度场,主要结论如下:

1) 液束在节流水平下的流动特性可分为液

束光滑流动和液束上边缘与下边缘发生相撞形成类似液膜包裹液束的形态。液束上边缘和下边缘相撞是由于移动套筒遮挡部分喷嘴出口,使得被遮挡的流体有向下的运动趋势,促进液束发生自身相撞产生破碎。

2) 气液针栓喷注单元液束撞击气膜的雾化模式类似于射流在横向气流中的雾化模式,液束在流动过程中表面存在剪切发生不稳定性,轴向气流加剧了剪切并促进液束发生不稳定性,气液针栓喷注单元液束气膜撞击雾化模式为剪切破碎。

3) 气液针栓喷注单元雾场形态为实心扇形雾场,体积流量沿径向呈单峰形分布。随着节流水平降低,雾场外缘向中心收缩。由于液束初始角度随节流水平降低而减小,因此相同局部动量比下的雾化角也随节流水平降低而减小。

4) 当局部动量比不变时,节流水平对 SMD 的分布区间影响很小,不同节流水平下的 SMD 分布区间约为 $110\ \mu\text{m}$,且 SMD 最大值和最小值均随节流水平降低而降低。雾场 SMD 峰值主要出现在液束喷出方向的雾场外缘,故 SMD 沿径向呈现递增规律。雾化最好的区域分布在雾场中心及液束两侧,故 SMD 沿展向减小。

5) 由于针栓头下方回流区合速度较大,合速度在近场区域沿径向呈递减特征,在远场区域呈先增大后减小规律。

参考文献:

- [1] DRELLSER G A, BAUER J M. TRW pintle engine heritage and performance characteristics[R]. AIAA 2000-3871, 2000.
- [2] 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)
- [3] 雷娟萍, 兰晓辉, 章荣军, 等. 嫦娥三号探测器 7 500 N 变推力发动机研制[J]. 中国科学(技术科学), 2014, 44(6): 569-575.
LEI Juanping, LAN Xiaohui, ZHANG Rongjun, et al. The development of 7 500 N variable thrust engine for Chang'E-3 [J]. Science in China Series E (Technological Sciences), 2014, 44(6): 569-575. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] 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 Astronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41 (10): 123622.1 - 123622.15. (in Chinese)
- [7] BLAKELY J, FREEBERG J, HOGEE J. Spray cone formulation from pintle-type injector systems in liquid rocket engines[R]. AIAA 2019-0152, 2019.
- [8] BOETTCHER P A, DAMAZO J S, SHEPHERD J E, et al. Visualization of tranverse annular jets[R]. Minneapolis, US: the 62nd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamic, 2009.
- [9] 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.
- [10] 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 Botao, LI Ping, WANG Kai, et al. Study on central propellant deflection angle model of pintle injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(7):1534-1543. (in Chinese)
- [11] 张波涛, 李平, 杨宝娥. 气液针栓喷注器在节流水平下的雾化角模型分析[J]. 宇航学报, 2021, 42(2):249-258.
- ZHANG Botao, LI Ping, YANG Baoye, et al. Study on spray angle model of gas-liquid pintle injector at throttling level[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(2):249-258. (in Chinese)
- [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):123802.1-123802.15.
- WANG Kai, LEI Fanpei, YANG Anlong, et al. Numerical simulation on spray and mixing process of impingement between sheet and jet in pintle injector element[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 41 (9): 123802.1 - 123802.15. (in Chinese)
- [13] FANG X X, SHEN C B. Study on atomization and combustion characteristics of LOx/methane pintle injectors[J]. Acta Astronautica, 2017, 136:369-379.
- [14] 王凯, 雷凡培, 杨岸龙, 等. 针栓式喷注器液膜下漏率预估模型[J]. 航空动力学报, 2020, 35(10):2223-2234.
- WANG Kai, LEI Fanpei, YANG Anlong, et al. Prediction model of leakage rate of liquid sheet in pintle injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(10):2223-2234. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 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):204704.1-204704.14.
- CHEN Huiyuan, LI Qinglian, CHENG Peng, et al. Influence of momentum ratio and its throttling method on spray characteristics of pintle injector[J]. Acta Physica Sinica, 2019, 68 (20):204704.1-204704.14. (in Chinese)
- [17] 张紫豪. 可调针栓喷注器喷雾特性试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- ZHANG Zihao. Experimental investigation on the spray characteristics of variable pintle injectors candidate[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [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 Chibing, 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, 成鹏, 等. 针栓式喷注器雾化特性试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32 (8):1854-1860.
- FANG Xinxin, SHEN Chibing, CHENG Peng, et al. Experiment on atomization characteristics of pintle injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8):1854-1860. (in Chinese)
- [20] 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.
- [21] 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 Pu, ZHU Guoqiang, LI Jinxian, 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. (in Chinese)
- [22] 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.
- ZHANG Botao, LI Ping, WANG Kai, et al. Review on pintle injector of throttling liquid rocket engine[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(12):1481-1489. (in Chinese)
- [23] 沈熊. 激光多普勒测速技术及应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

(编辑: 陈越)