

气液针栓喷注单元雾化特性试验^{*}

张波涛¹, 李 平², 杨岸龙¹, 杨宝娥¹, 孙 璠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: 为研究气液针栓喷注单元的雾化特性, 采用高速相机和激光相位多普勒 (PDA) 获得了雾场形态、雾化模式、雾场浓度分布、液滴 SMD 分布和速度分布。结果表明: 气液针栓喷注单元的雾化模式为剪切破碎, 雾场形态为实心锥形雾场; SMD 变化范围随局部动量比增大而增大, 且 SMD 范围有向两端扩大的规律; SMD 沿径向逐渐增大; 随着局部动量比增大, 针栓头下方回流区的轴向长度减小; 雾场主流区域随局部动量比增大从雾场中心向外偏移, 远场区域合速度沿径向呈先增大后减小规律。

关键词: 气液针栓喷注单元; 雾场形态; 雾化模式; 雾场浓度; 液滴 SMD

中图分类号: V434.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210130-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210130

Experiment on Spray Characteristics of Gas-Liquid Pintle Injector Unit

ZHANG Bo-tao¹, LI Ping², YANG An-long¹, YANG Bao-e¹, SUN Fan¹

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

Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

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

Abstract: In order to study the spray characteristics of gas-liquid pintle injector unit, the effects of local momentum ratio on spray pattern, Sauter mean diameter (SMD) distribution and the velocity field were obtained by using high-speed camera and phase doppler anemometry (PDA). The results show that the spray pattern of gas-liquid pintle injector unit is shear breakup. The spray of gas-liquid pintle injector is shaped as a solid cone. The variation range of SMD increases with the local momentum ratio increasing, and the range of SMD has a law of expansion to both ends. The SMD increases along the radial direction. With the local momentum ratio increases, the axial length of the central recirculation zone decreases and the main flow area of spray field is shifted outwards from the center of spray field. In the far field region, the resultant velocity increases first and then decreases along the radial direction.

Key words: Gas-liquid pintle injector unit; Spray shape; Spray pattern; Spray density; Droplets SMD

* 收稿日期: 2021-03-06; 修订日期: 2021-07-01。

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。

通讯作者: 杨宝娥, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机设计。

引用格式: 张波涛, 李 平, 杨岸龙, 等. 气液针栓喷注单元雾化特性试验[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210130.
(ZHANG Bo-tao, LI Ping, YANG An-long, et al. Experiment on Spray Characteristics of Gas-Liquid Pintle Injector Unit[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 210130.)

1 引言

随着商业航天的不断兴起,尤其是美国太空探索公司(SpaceX)实现“猎鹰”火箭的海上回收,对火箭发动机又提出了低成本、高性能和可重复使用的要求。调节推力有很多方法,如改变燃烧室喉部面积、改变喷注器上游供应系统压降及改变喷注器面积等方法,但由于发动机结构及系统的复杂性,通过改变喷注面积的方法调节推力被认为是最有前景且工程上应用最成功的方法。

针栓喷注器的两种推进剂可以分为中心路推进剂和外圈推进剂。中心路推进剂从套筒与中心杆之间的流道进入喷注器后在针栓端头附近以径向喷出,外圈推进剂从针栓外侧的环缝沿轴向喷出。中心路推进剂与外圈推进剂撞击后雾化,针栓喷注器的具体原理如图1所示。针栓喷注器特有的结构使其具有固有的高频燃烧稳定性和面关机等特性。相对于采用数十个直流互击式、离心式喷注器的发动机,针栓式发动机采用一个喷注器可以使发动机实现低成本、轻量化^[1]。首次飞行的针栓式发动机是LMDE(阿波罗登月舱下降发动机),推力为4.4~44kN。目前Space X研发的液氧煤油Merlin 1D发动机是最高性能的变推力液液针栓发动机,地面推力为845kN,推质比高达180。国内从20世纪70年代开始研制针栓发动机,嫦娥三号和嫦娥四号探测器已采用针栓发动机成功软着陆于月球^[2-3]。此外,还有学者对电动泵针栓式发动机^[4]、液氧甲烷10:1大范围变工况发动机^[5]进行研制。靳雨树等^[6]对推力为57.30~864.70N的气氧/煤油变推力发动机进行了试验研究。可以看出,国内外的液液针栓式发动机已多次飞行,而气液针栓式发动机还没有工程应用。

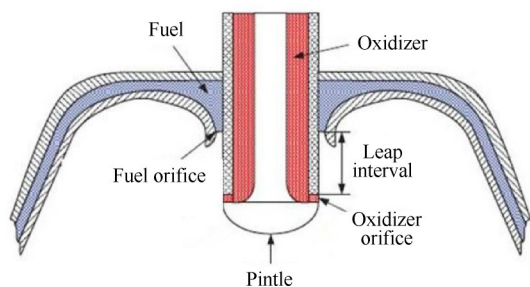


Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector

针栓喷注器的中心路推进剂和外圈推进剂之间的相互作用效果直接决定了雾化特性,两路推进剂撞击形成的雾化角是关键设计参数。成鹏等^[7-8]通过

液膜液膜撞击和液膜液束撞击理论模型推导了轴向缝/径向缝型和轴向缝/径向孔型液液针栓喷注器的雾化角公式。王凯等^[9]通过把变形因子引入雾化角理论公式进一步提高了雾化角预测公式计算的准确性。Blakely等^[10]通过轴向缝/径向孔型液液针栓喷注器试验研究指出径向孔几何形状对雾化角几乎没有影响。此外,王凯等^[11]在数值仿真中指出两路推进剂均贴壁或均无贴壁时雾化角较准确。对于气液针栓喷注器,Son等^[12]对轴向缝/径向缝型气液针栓喷注器进行试验得到了雾化角公式。虽然雾化角会影响雾场空间分布,但雾化特性是研究者最关心的内容。王凯等^[13]通过数值仿真对径向孔型针栓喷注单元的液膜和液束相互作用过程进行分析,认为液膜和液束相互作用时在液束前缘和两侧会分别产生正应力与剪切应力,剪切应力会引起复杂的涡流现象,可增强雾化和混合效果。因此,液膜和液束相互作用比仅有正向应力的液膜和液膜相互作用效果更好。Fang等^[14]采用数值仿真方法对比分析了轴向缝/径向孔和轴向缝/径向缝型气液针栓喷注器的燃烧效率,得到轴向缝/径向孔型气液针栓喷注器的燃烧效率更高。陈慧源等^[15-16]在液液针栓喷注单元的基础上,对主辅孔布局的液液针栓喷注器进行试验研究,得到的液滴粒径沿径向呈“N”形分布,同时指出空芯区范围随局部动量比增大而增大。方昕昕等^[17-19]通过试验分析了径向环缝型针栓喷注器的轴向气膜与径向液膜相撞的雾化特性,认为径向中心路推进剂的喷射角度大会使雾化更好。Son等^[20-21]采用数值计算方法对径向环缝型喷注器的雾化特性进行了研究,指出中心液体速度小时散射角大,液体在轴向气膜作用下很好地加速且气液混合较好,当液体速度增大时气液混合质量降低。

目前公开文献中对轴向缝/径向孔型的液液针栓喷注器和轴向缝/径向缝型气液针栓喷注器雾化特性开展了一定的研究,鲜有关于轴向缝/径向孔型气液针栓喷注器液束撞击气膜的雾化特性研究。本文对轴向缝/径向孔型气液针栓喷注单元径向液束与轴向气膜撞击的雾化场特性进行试验研究,分析局部动量比对雾化模式、雾场分布和速度场的影响规律,揭示局部动量比对雾化特性的内在影响机制。

2 试验系统与方法

2.1 试验装置

试验件主要由中心路液体喷嘴、气膜环缝宽度调节环和气体汇流装置组成,如图2所示。液体从中

心路液体喷嘴进入喷注器后以径向液束的形式喷出,气体进入气体汇流装置后贴着中心路液体喷嘴的外壁以轴向气膜的形式喷出。试验中可以通过快速更换局部组件的方式改变试验件的结构参数。为了获得局部单孔液束与气膜撞击后的雾化特性,中心路液体喷嘴的端头开设对称的两个矩形孔,如图 3 所示。试验件的关键几何参数如表 1 所示。

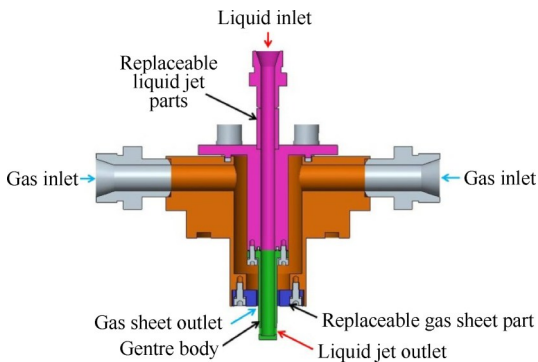


Fig. 2 Sketch of gas-liquid pintle injector unit

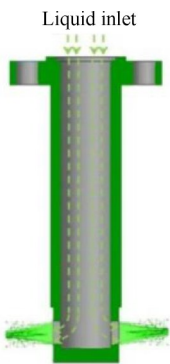


Fig. 3 Structure of liquid injector

Table 1 Key sizes of gas-liquid pintle injector

Parameter	Value
Outer body diameter/mm	13.0
Radial orifice length/mm	5.0
Radial orifice width/mm	0.5
Gas film thickness/mm	5.0

2.2 试验系统

试验系统由试验装置、拍摄测量系统和供应系统组成,如图 4 所示。拍摄测量系统包括高速拍摄相机、激光相位多普勒干涉仪(PDA)、流量计和压力传感器。供应系统包括液体贮箱、气体贮箱及高压气源。

2.3 试验工况

为了掌握局部动量比对喷注单元雾化场特性的影响规律,试验中保持轴向气膜的流量不变,通过逐

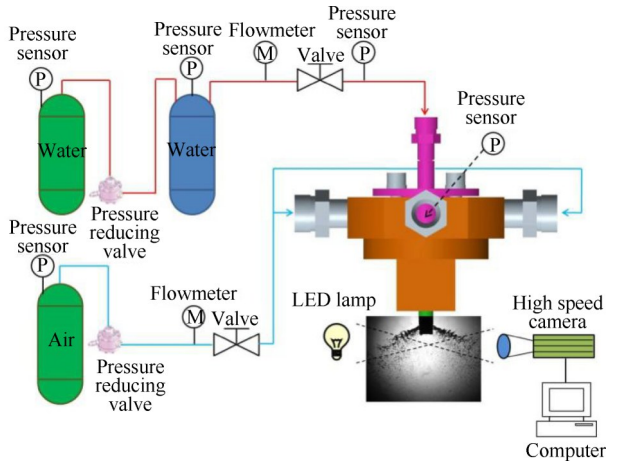


Fig. 4 Experiment system of gas-liquid pintle injector unit

渐增加径向液束的流量以提高局部动量比。气体流量为 29.25g/s,液体流量从 11.95g/s 增大至 32.65g/s,使得局部动量比变化范围为 0.73~5.45。局部动量比可以定义为径向液束动量与轴向气膜动量之比,其中认为轴向气膜动量是与液束等宽部分的气膜动量,即

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

式中 $\dot{m}_l$ 和 $\dot{m}_g$ 分别为径向液束和轴向气膜质量流量, ρ_l 和 ρ_g 分别为液体和气体的密度, v_l 和 v_g 分别为径向液束和轴向气膜速度, L_{open} 为径向矩形孔长度, W 为径向矩形孔宽度, T_{ag} 为轴向气膜厚度。

2.4 成像系统

采用成像系统拍摄雾化场。成像系统由高速拍摄相机、计算机和 LED 背景光源组成。LED 背景光源用于照亮试验件及雾化场。高速拍摄相机的型号为 Phantom V12.1 型黑白相机,采样频率和曝光时间分别为 3kHz 和 15μs。

2.5 PDA 系统

PDA 系统用于测量雾化场中的液滴粒径和速度。PDA 系统由激光发射器、激光接收器、三维支架自动位移器和计算机信号处理软件组成。激光发射器发射出的多路激光聚在某一测点,测量完经过该测点的液滴后散射到激光接收器。液滴直径与激光接收器接收到的各路激光的相位差呈线性关系,液滴速度与激光发射器发射出的光频率和经液滴散射后的散射光频率之间的频率差呈线性关系。由于试验件上的两个径向孔呈对称分布,试验中只测量雾化场一侧的液滴信息。雾化场坐标以针栓头部的圆心为原点,径向液束的喷出方向和轴向气膜的喷出

方向分别为坐标的Y轴方向和Z轴方向,在YOZ平面上布置测点。雾场范围随局部动量比增大而拓展,因此随着局部动量比增大需要增加测点。局部动量比是1的工况为基准工况,增加的测点位置采用add表示,如图5所示。局部动量比为1~5,在YOZ平面上的测点数分别为27,35,46,52和57。

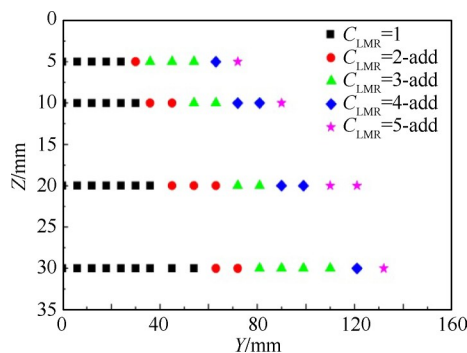


Fig. 5 Measurement point setup under different operating conditions

2.6 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,对试验中采用高速相机拍摄到的图像进行处理。首先增强雾场瞬态图的明暗对比度,然后获得1000张明暗增强后图像的平均图像,最后把得到的平均图像转化为二值图,瞬态图到二值图的过程如图6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2.5mm处的点和喷嘴出口上沿连线与轴向方向形成的夹角,如图7所示。为了避免不对称性引起的测量误差,最终的雾化角取 θ_1 和 θ_2 的平均值。

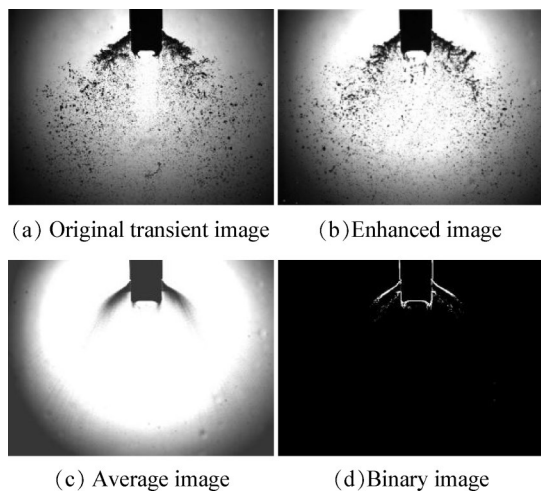


Fig. 6 Acquisition of spray angles

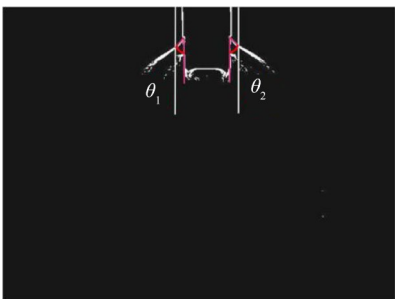


Fig. 7 Spray angle of experimental result

3 结果讨论与分析

3.1 雾化模式

图8为气液针栓喷注单元轴向气膜速度为80m/s时不同局部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。当局部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。随着局部动量比增大,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,接着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粘性力而导致液束断裂为液块,随后液块又在气动力作用下破碎为浓密的小液滴。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。当局部动量比增大到5以上时,液束在喷嘴出口近场范围内变形很小,液束迎风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。

通过对宽范围局部动量比下的气液针栓喷注单元雾化模式进行分析,可知液束与气膜相互作用时液束在气动力作用下会发生K-H不稳定性和R-T不稳定性。K-H不稳定性是由于液束与气膜之间形成的切向速度梯度引起的,R-T不稳定性是由于液束前缘高压区和后缘低压区之间形成的法向速度梯度引起的。K-H不稳定性和R-T不稳定性使液束表面分别形成K-H表面波和R-T表面波。液束在R-T表面波的作用下断裂为液块,液束在K-H表面波的剪切作用下剥离出液滴。因此,液束受到气流的剪切作用后引起不稳定性,液束与气膜撞击的雾化模式为剪切破碎。

3.2 浓度分布特性

采用PDA计算体积流率的方式获得雾场体积流

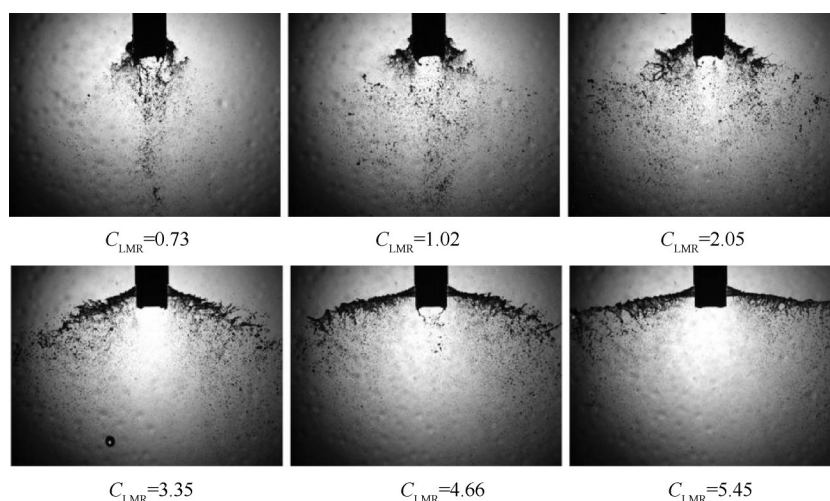


Fig. 8 Spray patterns under different operating conditions

率分布,对于每一个PDA测点,体积流率定义为

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

式中 Q 为体积流率,单位为 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。

随着局部动量比的增大,喷雾外边界均向外扩展,如图9所示。当局部动量比较小时,雾场中的体积流率沿径向呈先略减小后增大再减小的特征。这是由于液束在气膜的作用下迅速弯曲,液束刚喷出后即有大量液滴从液束表面剥离,由于液束速度较小,有很多液滴贴壁流动,因此针栓头下方液滴浓度较大。随着液束发展,有小液滴从液束表面剥离,这时雾场液滴浓度降低,随后液束破碎为大液团,包含众多大液块和小液滴。随着液雾团轴向运动,雾场液滴浓度明显增加。此外,有少部分破碎的液滴分布在雾场最外缘,因此雾场外缘液滴浓度较低,但浓度很低的雾场区域很小。当局部动量比增大后,液滴浓度沿径向呈先增大后减小的单峰形分布,与局部动量比较小时的区为针栓头部下方液滴浓度减小,这是由于局部动量比增大后液束速度增加,液束径向分速度增加,从液束表面剥离的液滴径向动量增加,有向外运动的趋势,使得贴壁液滴减少,且局部动量比越大,液滴径向动量越大,贴壁流动的液滴就减少,因此雾场中的液滴浓度沿径向呈现先增大后减小的趋势。对于雾场下游的液滴浓度,虽然不同局部动量比下的液滴浓度沿径向呈先增大后减小的规律,但随着局部动量比增大,雾场外边缘向外扩展使得雾场径向分布范围变大,液滴浓度分布更加均匀,且局部动量比越大,随轴向发展液滴浓度沿径

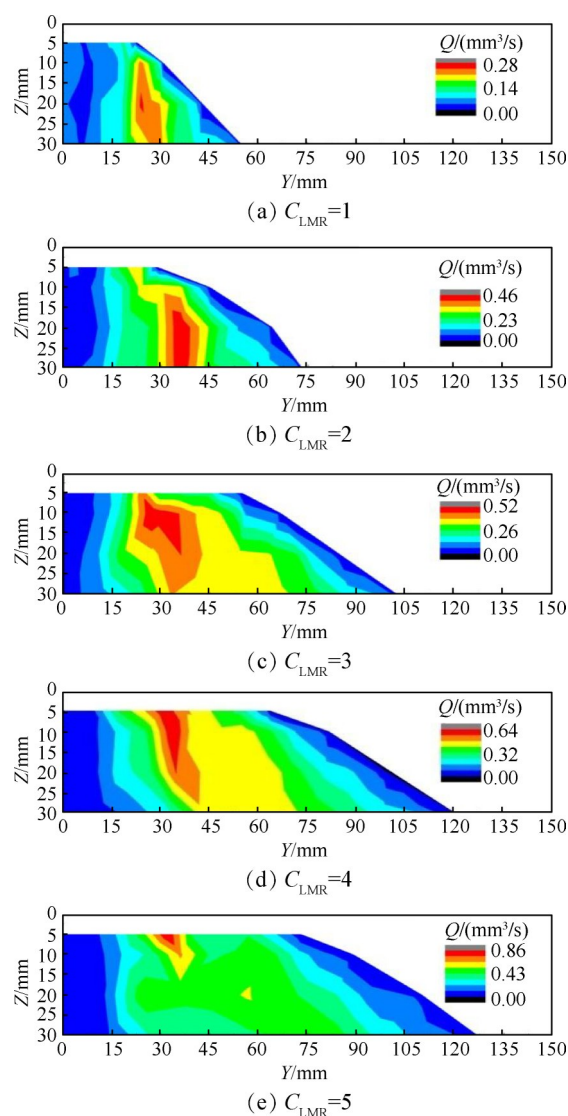


Fig. 9 Volume rate contour at different operating conditions

向分布均匀出现得越早。

对喷雾的内边界进行分析,从图8中的高速摄影结果可看出,局部动量比越大,针栓头下方液滴粒径

越小且越稀疏,局部动量比较大时很难判断针栓头下方是否为空心。因此采用体积流率结果进行分析得知在本文工况范围内(局部动量比为1~5),气液针栓喷注单元雾场均为实心雾场,没有内边界存在,只是随着局部动量比增大,针栓头下方体积流率减小。图 10 给出了针栓头中心处体积流率沿轴向变化曲线,可以看出随着局部动量比增大,针栓头下方体积流率减小。

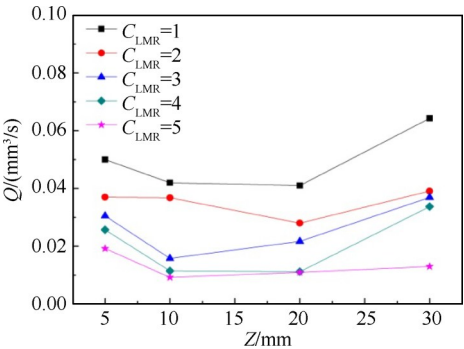


Fig. 10 Curve of volume rate along axial

从上述分析可知,雾化角随着局部动量比增大而增大,通过对试验结果拟合得到雾化角预测公式为 $\theta = 40.34C_{LMR}^{0.39}$,如图 11 所示,拟合公式结果与试验结果最大差值为 3.15° ,误差为 4.54% 。

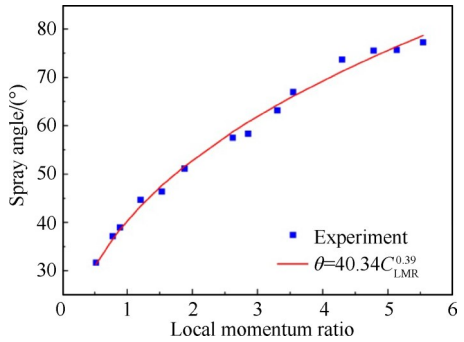


Fig. 11 Spray angle in the various local momentum ratio

3.3 粒径分布特性

喷注器雾化后的液滴粒径分布特性直接影响了推进剂的掺混效果,通过对比分析不同局部动量比下的SMD分布,得到局部动量比对气液针栓喷注单元雾化场中液滴粒径分布的影响。对于液滴粒径范围,随着局部动量比增大,SMD分布范围逐渐增大,并且SMD范围有向两端扩张的趋势,如图 12 所示。

进一步分析液滴粒径空间分布特性,图 13 给出了雾场中心截面的SMD分布云图,从图中可以看出SMD峰值出现在针栓头下方和雾场外缘,SMD最小值均出现在针栓头下方远场区域,在近场区的

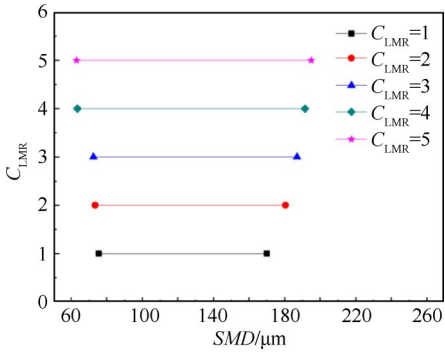


Fig. 12 Range of SMD under different local momentum ratio

SMD由雾场中心到外缘先减小后增大,在远场区的SMD由雾场中心到外缘逐渐增大。当局部动量比较小时,液束喷出后即有液丝和液滴从液束两侧脱落,由于液丝和液滴动量很小,有很多液体会贴着中心液路喷嘴的外壁面流动,贴壁流动的液体雾化很差,因此针栓头下方会出现SMD峰值。随着局部动量比增大,液束动量增加,贴壁液体越来越少,因此针栓头下方SMD随局部动量比增大而减小。从液束上剥离的部分液滴被针栓头下方的回流区卷入到雾场中心,由于从液束上剥离的液滴粒径小,因此这部分液滴运动到针栓头下方远场区域形成最小SMD区域。气体动量沿径向逐渐减小,液束在外缘受到的气动力小于在近场受到的气动力,使得SMD沿径向越来越大。同时随着局部动量比的增大,液束径向分动量增大,液束及液束破碎后的液块更不容易雾化为小液滴,因此局部动量比越大,雾场外缘SMD越大。

3.4 速度分布特性

为了分析局部动量比对雾化场中液滴速度的影响,图 14 给出了不同工况下的合速度云图,从图中可以看出在所有局部动量比下雾场中的合速度最大区域均出现在针栓头下方。当局部动量比为1~2时,合速度由雾场中心到外缘逐渐降低。当局部动量比增大到2以上时,靠近针栓头部的合速度由雾场中心到外缘逐渐降低,在轴向25mm以后的位置合速度由雾场中心到外缘呈先增大后减小的单峰形分布。这是由于气膜与液束撞击后大部分气膜依旧绕液束进行轴向流动,从液束侧面剥离的液滴很小,在气膜主流区域被加速运动,速度较大。小部分气膜与液束撞击后向径向偏转,气膜合速度逐渐减小,液束受到的气动力越来越小,液束破碎后的液滴受到气动力减弱,因此液束断裂后的液滴速度沿径向越来越小,且靠近雾场外缘处液滴速度接近液束初始速度。随着局部动量比的增大,气膜与液束撞击后雾化角增

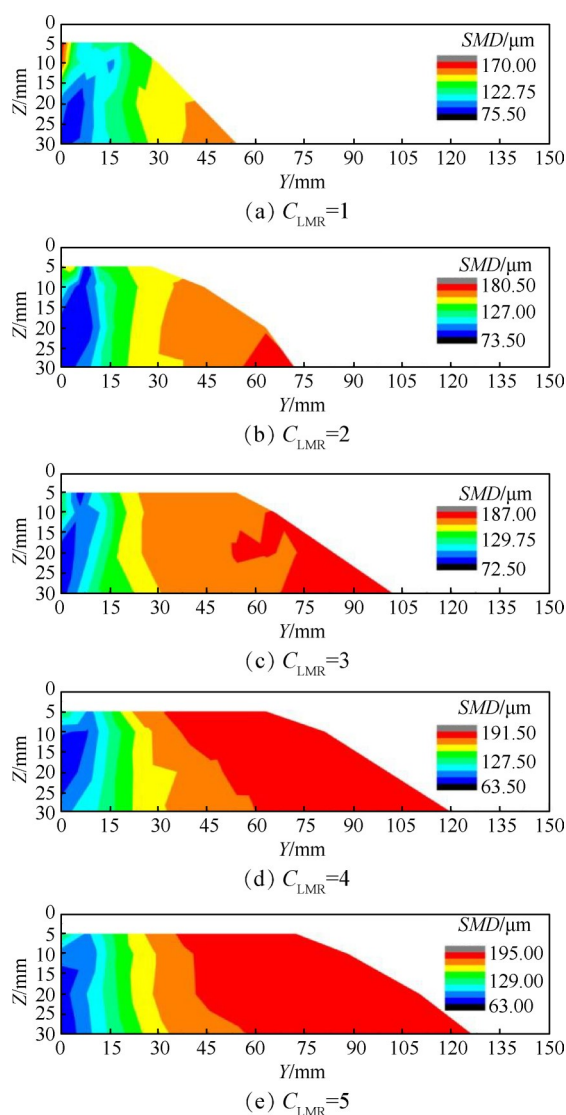


Fig. 13 Distribution contour of SMD at different operating conditions

大,使得轴向气膜径向动量增加,主体气膜流动方向有向径向偏转的趋势,因此局部动量比较小时,雾场中心合速度最大。随着局部动量比增大,合速度最大区域向外偏移,同时也可以看出随着轴向气膜主体向外偏移,针栓头部下方回流区轴向尺寸减小,即回流区轴向尺寸随局部动量比增大而减小。此外,从图中可以看出雾场范围随着局部动量比增大沿径向扩展,但在径向大于45mm的区域液滴速度均较小,这是因为液滴速度增大主要受气膜的影响。虽然局部动量比增大,但五个工况下轴向气膜的厚度与速度相同,因此轴向气膜对液滴的加速区域主要受气膜初始条件影响。通过对液滴 SMD 和速度分析可知除了针栓头部下方位置,雾场其他区域液滴速度与 SMD 分布特征成相反趋势,即 SMD 沿径向呈递增分布特征,而液滴合速度沿径向呈递减趋势,液滴

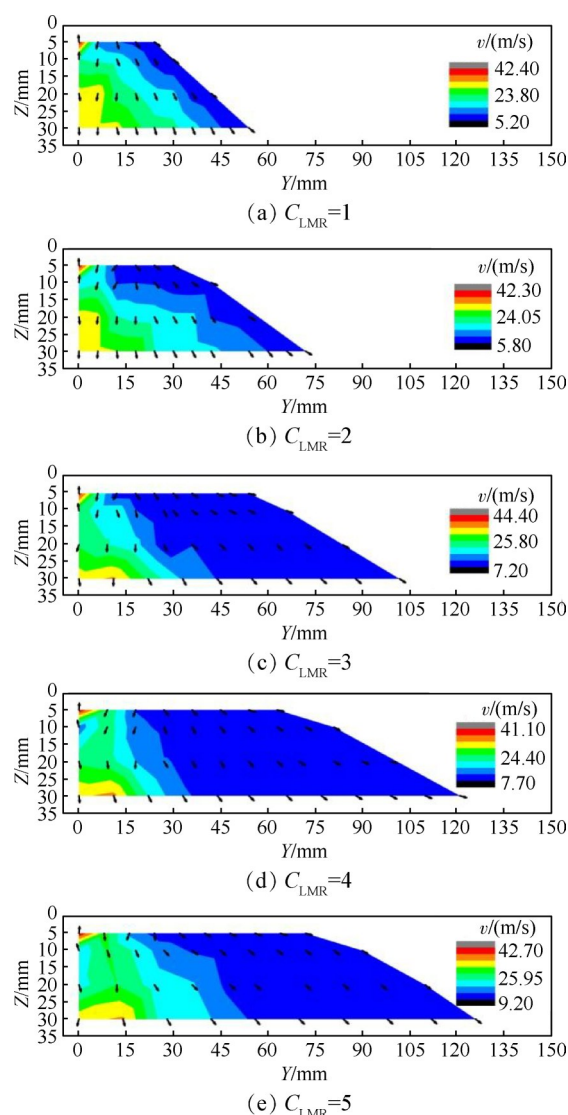


Fig. 14 Distribution contour of the resultant velocity at different operating conditions

SMD 和合速度主要受气动力影响。

4 结论

本文通过试验手段研究了局部动量比对气液针栓喷注单元雾化特性的影响,得到了不同局部动量比下的雾化模式、雾场边界、液滴 SMD 分布和速度场的特征,主要结论如下:

(1)气液针栓喷注单元的雾化模式为剪切破碎,雾场形态为实心锥形雾场,局部动量比对雾场形态没有影响。随着局部动量比增大,雾场外边缘向外扩展使得雾场径向分布范围变大,体积流率沿径向分布更加均匀。

(2) SMD 从雾场中心到外缘呈逐渐增大的趋势。只有当局部动量比较小时, SMD 峰值出现在针栓头下方。随着局部动量比增大, SMD 范围向两端扩张,

雾场中心SMD减小,雾场外缘SMD增大。

(3)雾场中心和外缘的液滴合速度分别受气膜和液束喷注条件主导,合速度最大值和最小值分别出现在雾场中心和外缘。

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] 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.
- [3] 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:技术科学, 2014, 44(6): 569-575.
- [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.
- [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.
- [6] 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 GO_2 /Kerosene Variable-Thrust Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2438-2445.)
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] Blakely J, Johann F, Hogge J. Spray Cone Formulation from Pintle-Type Injector Systems in Liquid Rocket Engines[C]. *San Diego: AIAA Scitech 2019 Form*, 2019.
- [11] 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.)
- [12] Son M, Yu K, Koo J, et al. Effect 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.
- [13] 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.
- [14] Fang X X, Shen C B. Study on Atomization and Combustion Characteristics of $\text{LOX}/\text{Methane}$ Pintle Injectors[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 369-379.
- [15] 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).
- [16] Chen H Y, Cheng P, Li Q L. Experimental Research on the Spray Characteristics of Pintle Injector[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 162: 424-435.
- [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] 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.
- [19] 方昕昕. 液氧/甲烷针栓式喷注器雾化及燃烧特性研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2015.
- [20] 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.
- [21] 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.

(编辑:梅瑛)