

径向槽布局方式对针栓喷注器雾化角的影响

张波涛¹, 王 凯¹, 李 平², 杨岸龙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 目前针栓喷注器中心推进剂的喷注形式多采用离散的槽型结构, 径向槽布局方式对雾场结构起到了决定性的作用。为了获得气液针栓喷注器雾化角的预测公式, 基于控制体分析从动量定理推导出了喷注单元的雾化角理论公式, 并通过试验结果修正理论公式得到了动量系数。对于多喷注单元针栓喷注器的雾化角, 采用试验结果对喷注单元雾化角的理论模型进行修正, 掌握了径向槽布局方式和阻塞率对雾化角的影响规律。结果表明: 雾化角的理论预估值与试验值吻合较好; 在总流通面积和质量流量一定时, 径向槽布局方式对雾化角影响很小; 局部动量比和阻塞率对雾化角起决定性作用, 当阻塞率不大于 14.55% 时, 相邻喷注单元之间的相互作用影响很小, 多喷注单元气液针栓喷注器的雾化角与喷注单元的雾化角近似, 当阻塞率不小于 25.46% 时, 雾化角理论公式中的动量系数推荐值为 0.87。

关键词 气液针栓喷注器; 雾化角; 径向槽; 阻塞率

中图分类号 V434.3 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)06-0001-09

Effect of radial slots layout on spray angle for gas-liquid pintle injector

ZHANG Botao¹, WANG Kai¹, LI Ping², YANG Anlong¹

(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 present, the injection form of the center propellant in pintle injector is mostly discrete slot, and radial slots layout plays a decisive role in the spray structure. In order to obtain the spray angle formula of gas-liquid pintle injectors, a spray angle prediction formula of injector unit was deduced from the momentum conservation based on the control volume. The momentum coefficient was derived from the experimental results to modify the theoretical formula. For the spray angle of pintle multi-injectors, the experimental results were used to modify the theoretical model of injector unit spray angle and the effect of radial slots layout and blocking rate on spray angle was mastered. The results show that the theoretical value of spray angle is in good agreement with the experimental value. Under the constant total injection area and mass flow rate, the radial slots layout has little effect on the spray angle. The spray angle is

收稿日期: 2022-07-25; 修回日期: 2023-03-11

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(613193)

作者简介: 张波涛(1990—), 男, 博士, 研究领域为液体火箭发动机设计。

determined by the local momentum ratio and blocking rate. When blocking rate is not more than 14.55%, the interaction between adjacent injection units is minimal, and the spray angle of gas-liquid pintle multi-injectors is approximate to the spray angle of gas-liquid pintle injector unit. When blocking rate is not less than 25.46%, the recommended value of momentum coefficient in the theoretical formula of spray angle is 0.87.

Key words gas-liquid pintle injector; spray angle; radial slot; blocking rate

0 引言

液体火箭发动机的大范围变推力能力是未来航天任务的关键技术之一。变推力液体火箭发动机可以实现软着陆、最佳推力控制和轨道机动等。采用针栓喷注器是液体火箭发动机实现大范围变推力的最佳选择。相对于传统液体火箭发动机中采用几十上百个直流互击式、离心式喷注器,针栓式发动机只需采用一个喷注器,可简化推力室的结构。针栓喷注器独特的几何结构及流场特性使其具有深度节流、面关机、内在燃烧稳定性和燃烧效率高等优点^[1]。

针栓喷注器最早是由加州理工学院在 20 世纪 50 年代测量不同推进剂组合的反应速率实验中提出。随后,Thompson Ramo Wooldridge (TRW) 公司从 20 世纪 60 年代开始对针栓喷注器进行研制。早期最典型的变推力发动机是首次实现载人登月的下降级发动机,推力为 4.4 ~ 44 kN (10:1)^[2-3]。TRW 公司在掌握小推力自燃推进剂针栓式发动机设计方法的基础上,又对液氧/液氢^[4-5]、液氧/煤油^[6]等针栓式发动机进行研制。目前性能最好的针栓式发动机为 SpaceX 公司研制的梅林 1D 发动机^[7-8],其燃烧效率在 0.98 以上,推质比约为 180。国内对针栓发动机的研究较晚。刘昌波等对针栓式发动机推力室的冷却特性进行试验研究,指出推力室的身部前段温度较低无需采用热防护措施,身部末端的温度高达 1 650 °C 需要采取热防护措施^[9]。目前国内研制的 7.5 kN 针栓发动机于 2013 年 12 月首次将嫦娥三号探测器送到月球表面,又在 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^[10]。

径向槽布局方式是针栓喷注器最重要的设计参数之一。径向槽布局方式是指针栓喷注器中心

路推进剂喷注出口在中心筒上的分布型式。根据发动机采用的推进剂类型及燃料、氧化剂在中心/外圈配置的喷注方式,径向槽布局方式可设计为一圈离散的单排槽和两圈相互交错的主辅槽。径向槽布局方式直接影响径向推进剂与轴向推进剂撞击时的相互作用过程,从而决定雾化、混合及燃烧过程。其中,雾化角是雾场结构最直接的表现。张紫豪等采用高速摄影技术获得了针栓套筒扩张角对雾化角的影响规律^[11]。文献[12]根据动量定理通过解析建模的方法先给出了径向缝/轴向缝型液液针栓喷注器液膜与液膜撞击形成的雾化角公式 $\theta = \arccos[1/(1 + C_{\text{TMR}})]$, 式中 C_{TMR} 为总动量比。文献[13]把局部动量比、总动量比和阻塞率之间的关系式 $C_{\text{LMR}} = C_{\text{TMR}}/C_{\text{BF}}$ 代入径向缝/轴向缝型喷注器雾化角的公式,给出了径向槽/轴向缝型液液针栓喷注单元液束与液膜撞击形成的雾化角公式 $\theta = \arccos[1/(1 + C_{\text{LMR}})]$, 式中 C_{LMR} 为总动量比, C_{BF} 为阻塞率。王凯等在理论推导中考虑了液膜与液膜撞击、液膜与液束撞击时变形对雾化角的影响,给出了包含变形因子的液膜与液膜撞击、液膜与液束撞击形成的雾化角公式分别为 $\theta = \arccos[1/(C_1 + C_2 C_{\text{TMR}})]$ 、 $\theta = \arccos\{1/[C_1 + C_2(C_{\text{TMR}}/C_{\text{BF}})]\}$ ^[14]。文献[15]通过拟合不同阻塞率的径向槽/轴向缝型针栓喷注器的雾化角试验结果,给出雾化角公式为 $\theta = \alpha \arctan(\beta C_{\text{TMR}})$, 式中 $\alpha = 0.7 \pm 0.05$, $\beta = 2.0 \pm 0.5$ 。Son 等通过对气液针栓喷注器液膜和气膜撞击形成的试验雾化角拟合给出雾化角与动量比、韦伯数的关系为 $\theta = 28.67 (C_{\text{TMR}}/We)^{-0.124}$ ^[16]。Boettcher 等采用纹影法对气气针栓喷注器的雾化角进行试验研究,获得了雾化角与动量比之间关系为 $\theta = \arccos(1/\sqrt{1 + C_{\text{TMR}}^2})$ ^[17]。文献[18-19]对针栓喷注器的工程研制进展及雾化燃烧特性研究进展做了总结。

目前公开文献中关于针栓喷注器雾化角的理论公式主要是液液针栓喷注器的雾化角公式。为了研制出适用于补燃循环系统和膨胀循环系统液体火箭发动机采用的气液针栓喷注器,需要对气液针栓喷注器的雾化过程及喷雾场特性开展研究。前期对液液针栓喷注器的研究中指出径向槽型喷注器的雾化燃烧特性优于径向缝型喷注器^[14,20]。因此,本文对径向槽型气液针栓喷注器的雾化角开展研究。由于径向槽型喷注器的径向推进剂喷注方式为离散的槽,每个槽都可以看作是一个喷注单元。首先,通过解析建模给出气液针栓喷注单元雾化角的理论公式,并采用试验及仿真结果验证理论公式的准确性;其次,对不同阻塞率下的单排槽和主辅槽气液针栓喷注器的雾化角进行试验研究,分析阻塞率和径向槽布局方式对雾化角的影响规律;最后,采用多喷注单元气液针栓喷注器的雾化角试验结果对喷注单元雾化角的理论公式进行修正,获得了适用于多喷注单元气液针栓喷注器的雾化角预测公式。

1 试验系统

1.1 基本定义

针栓喷注器的阻塞率是针栓喷注器所有喷注槽的宽度之和与周长的比值,表达式为

$$C_{BF} = \frac{nb}{\pi D_{po}} \quad (1)$$

式中: n 为径向槽数目; b 为径向槽宽度; D_{po} 为针栓直径。

局部动量比以径向单槽为研究对象分析局部流动,假设径向单槽与径向槽等宽的轴向气膜相撞,表达式为

$$C_{LMR} = \frac{\dot{m}_{ul} v_l}{\dot{m}_{ug} v_g} = \frac{\rho_l v_l^2 l_{open}}{\rho_g v_g^2 \delta_{ag}} \quad (2)$$

式中: \dot{m}_{ul} 和 \dot{m}_{ug} 分别为径向单槽液束和与径向槽等宽的轴向气膜的质量流量; v_l 和 v_g 分别为液束和气膜的速度; ρ_l 和 ρ_g 分别为液束和气膜的密度; l_{open} 为径向槽长度; δ_{ag} 为轴向气膜厚度。

总动量比定义为径向推进剂动量与轴向推进剂动量的比值,表达式为

$$C_{TMR} = \frac{\dot{m}_l v_l}{\dot{m}_g v_g} = \frac{n \rho_l v_l^2 b l_{open}}{\rho_g v_g^2 \pi D_{po} \delta_{ag}} = C_{BF} C_{LMR} \quad (3)$$

式中: \dot{m}_l 和 \dot{m}_g 分别为所有径向液束的质量流量之和与轴向气膜的质量流量。

1.2 试验系统

试验中采用水和空气分别模拟液体和气体推进剂,通过具有一定压力的气源对贮箱增压后为试验件提供液体介质,气体介质由气源直接供应。成像系统中采用 Phantom V12.1 型号的高速相机拍摄瞬态雾场,图像像素分辨率为 640×480 。试验系统如图 1 所示。

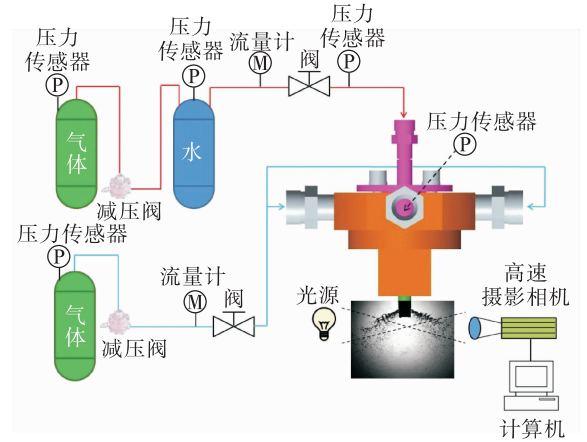


图1 试验系统

Fig.1 Experimental system

研究对象为气液针栓式喷注器,气体以环形气膜的形式沿中心筒外壁喷出。液体介质从液路喷嘴设置的径向槽喷出后与轴向气膜发生撞击雾化。首先分析喷注单元的雾化角,在试验件液路喷嘴上设置对称的两个矩形槽,如图 2 所示,结构参数如表 1 所示。

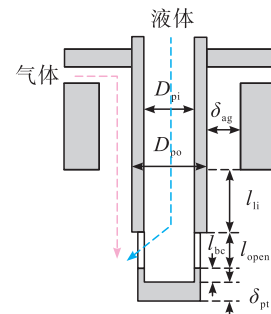


图2 气液针栓喷注单元示意图

Fig.2 Schematic diagram of gas-liquid pintle injector unit

表 1 针栓喷注单元结构参数

Tab. 1 Structural parameters of pintle injector

单位:mm

参数	数值
针栓杆内径 D_{pi}	10
针栓杆外径 D_{po}	14
轴向气膜厚度 δ_{ag}	4
针栓头壁厚 δ_{pt}	3
跳跃距离 l_{li}	11
径向槽长度 l_{open}	5
凹腔长度 l_{bc}	1
径向槽宽度 b	0.8

为了分析多径向槽喷注器的阻塞率和径向槽布局方式对气液针栓喷注器雾化角的影响,首先在液路喷嘴周向设置一圈平均分布的径向槽,以分析单排槽喷注器的阻塞率对雾化角的影响;其次在保证单排槽总面积不变的情况下,将单排槽拆分成相互交错的主辅槽,以对比分析单排槽与主辅槽对雾化角的影响。单排槽喷注器和主辅槽喷注器的局部结构示意图如图 3 所示,关键结构参数分别见表 2 和表 3。

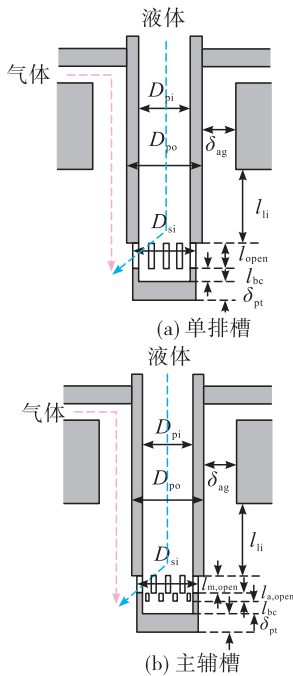


图 3 气液针栓喷注器示意图

Fig. 3 Schematic diagram of gas-liquid pintle injector

表 2 单排槽气液针栓喷注器结构参数

Tab. 2 Structural parameters of gas-liquid pintle injector with single-row slots

参数	数值
轴向气膜厚度 δ_{ag}/mm	3
凹腔长度 l_{bc}/mm	1
径向槽排数	1
径向槽数	8, 14, 18
径向槽长度 l_{open}/mm	2.4
径向槽宽度 b/mm	0.8
阻塞率 $C_{bl}/\%$	14.55, 25.64, 32.74

表 3 主辅槽气液针栓喷注器结构参数

Tab. 3 Structural parameters of gas-liquid injector with primary and secondary slots

参数	数值
轴向气膜厚度 δ_{ag}/mm	3
凹腔长度 l_{bc}/mm	1
径向槽排数	2
径向主槽数	8, 14, 18
径向辅槽数	8, 14, 18
径向主槽长度 $l_{m,open}/\text{mm}$	1.6
径向辅槽长度 $l_{a,open}/\text{mm}$	0.8
径向主槽宽度 $b_{m,open}/\text{mm}$	0.8
径向辅槽宽度 $b_{a,open}/\text{mm}$	0.8
阻塞率 $C_{bl}/\%$	29.10, 50.92, 65.48

1.3 试验工况

试验中通过增加径向液体流量的方式增大局部动量比。气液针栓喷注单元、单排槽气液针栓喷注器和主辅槽气液针栓喷注器的试验工况分别如表 4、表 5 和表 6 所示。

表 4 气液针栓喷注单元工况条件

Tab.4 Operating conditions of gas-liquid pintle injector unit

气体流量/(g·s ⁻¹)	液体流量/(g·s ⁻¹)	局部动量比
19.40	7.90~32.31	0.52~8.71
22.17	8.72~38.13	0.49~9.29
24.94	9.81~42.55	0.49~9.14

表 5 单排槽气液针栓喷注器工况条件

Tab.5 Operating conditions of gas-liquid pintle injector with single-row slots

阻塞率/%	气体流量/(g·s ⁻¹)	液体流量/(g·s ⁻¹)	局部动量比	总动量比
14.55	15.70	32.97~144.90	0.39~7.49	0.06~1.09
25.64	15.70	59.13~250.10	0.41~7.29	0.10~1.86
32.74	15.70	75.32~324.36	0.40~7.41	0.13~2.43

表 6 主辅槽气液针栓喷注器工况条件

Tab.6 Operating conditions of gas-liquid pintle injector with primary and secondary slots

阻塞率/%	气体流量/(g·s ⁻¹)	液体流量/(g·s ⁻¹)	主槽局部动量比	总动量比
29.10	15.70	33.33~146.70	0.26~5.12	0.06~1.12
50.92	15.70	55.93~261.95	0.24~5.33	0.09~2.03
65.48	15.70	72.45~334.88	0.25~5.27	0.12~2.59

1.4 图像处理

液束气膜相互作用时的液束破碎为瞬态过程,试验后采用 Matlab 软件编程对拍摄的 2 000 张图像求时均图像,然后对时均图像测量雾化角,处理过程如图 4 所示。定义雾化角为液束迎风面和喷注器轴向之间的夹角,为了提高精确度,通过求解两个喷注单元 θ_1 和 θ_2 的平均雾化角获得结果,如图 5 所示。



图 5 雾化角

Fig.5 Spray angle

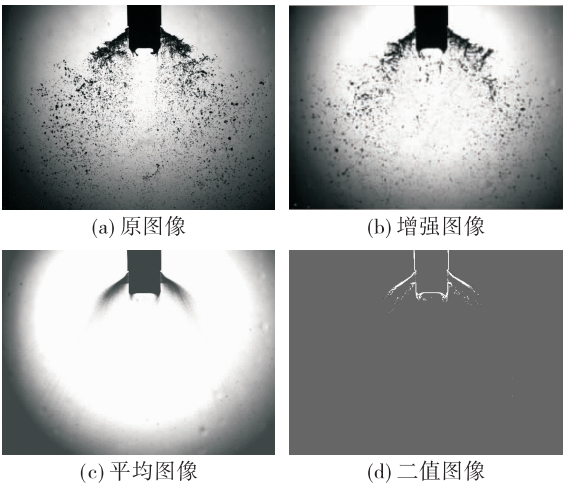


图 4 图像处理过程

Fig.4 Image processing

2 结果与讨论

2.1 喷注单元的雾化角

2.1.1 理论模型假设

根据气膜与液束撞击后的相互作用过程,取液束在气膜中高度为 h_1 的液束微元段作为控制体开展理论分析,如图 6 所示。

理论推导前有以下假设。

- 1)气膜和液束的流动过程为定常、不可压流。
- 2)气膜和液束控制体撞击时的流动方向分别垂直于各喷出截面。
- 3)液束控制体在气膜厚度内与气膜相互作用时不变形。

- 4) 液束控制体穿透气膜后不受外力影响。
5) 不考虑表面张力、重力及液体相变。

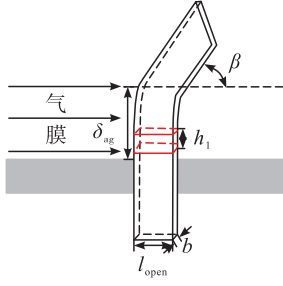


图 6 气膜液束撞击雾化角示意图

Fig. 6 Schematic diagram of spray angle caused by liquid jet impinging on gas sheet

2.1.2 理论公式

根据轴向动量定理,可得

$$\frac{1}{2} \rho_g v_g^2 b h_1 = \rho_l b l_{open} h_1 \frac{dv_1}{dt} \quad (4)$$

对式(4)积分,得

$$v_1 = \frac{\rho_g v_g^2}{2 \rho_l l_{open}} t \quad (5)$$

将 $v_1 = \frac{dx}{dt}$ 代入式(5)后,积分得

$$x = \frac{\rho_g v_g^2}{4 \rho_l l_{open}} t^2 \quad (6)$$

由于假设中认为液束控制体流动速度恒定且不变形,将 $y = v_1 t$ 代入式(6),得

$$x = \frac{\rho_g v_g^2}{4 \rho_l l_{open}} \left(\frac{y}{v_1} \right)^2 \quad (7)$$

将式(2)代入式(7),得到液束控制体的流动路径为

$$y = 2 \sqrt{x \delta_{ag} C_{LMR}} \quad (8)$$

对式(8)求导,得到液束控制体流动路径在气膜厚度处的斜率为

$$y' = \tan \beta = 2 C_{LMR} \quad (9)$$

2.1.3 模型验证

图 7 为气液针栓喷注单元的雾场瞬态图,从图中可以看出液束与气膜相互作用后液束破碎为众多小液滴。液束破碎长度和雾化角随着局部动量比增加而增大。液束与气膜撞击后的液束变形及液滴从液束表面脱落使得液束有效动量小于变形

前的初始动量。局部动量比越大,液束在近场变形量越小,动量损失也越小。液束气膜相互作用过程中液束有动量损失,通过试验获得的动量系数 M_c 修正雾化角理论公式。动量系数表示液束与气膜撞击形成雾化角过程中产生动量损失时的雾化角。

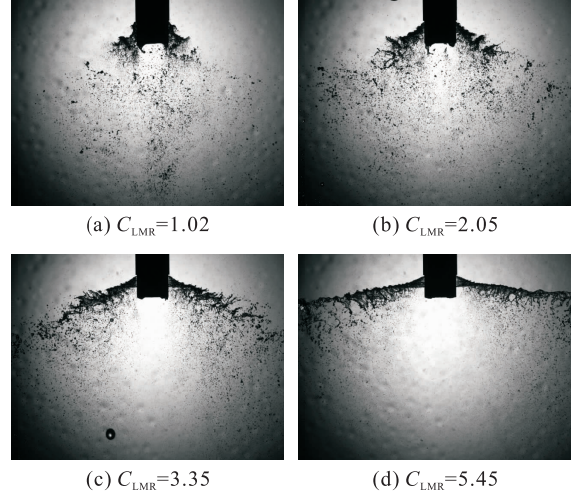


图 7 不同局部动量比下的雾场图像

Fig. 7 Spray images under various local momentum ratios

为了使理论模型更具有适用性,首先拟合局部动量比范围为 0.5 ~ 9.0 时轴向气膜速度为 70 m/s、80 m/s 和 90 m/s 的雾化角随局部动量比变化曲线,然后求得局部动量比一定时 3 个轴向气膜速度下试验雾化角的平均值,最后采用平均雾化角与局部动量比之间的关系得到雾化角修正公式中的动量系数 M_c 。得到的动量系数 $M_c = 0.6869 C_{LMR}^{0.1385}$,如图 8 所示。

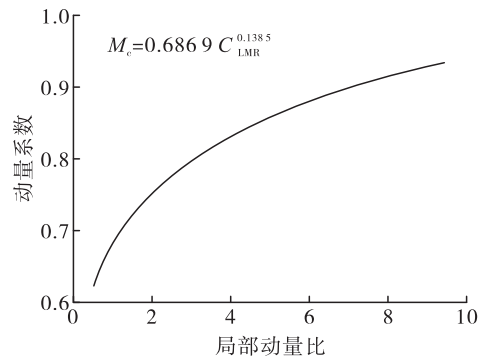


图 8 不同局部动量比下的动量系数

Fig. 8 Momentum coefficient under various local momentum ratio

从图8可以看出液束气膜撞击时的液束动量系数随局部动量比增加而增大,这是由于随着局部动量比增加液束变形减慢。因此,局部动量比越大,在液束近场变形过程中液束动量损失越小,动量系数随局部动量比增大呈逐渐增大的趋势。

将 M_c 代入理论公式后得到的修正公式为 $\beta = M_c \arctan(2C_{LMR})$ 。图9为不同轴向气膜速度下修正后的理论预测角和试验雾化角对比图。从图9中可以看出当轴向气膜速度不同时,在局部动量比0.49~8.71范围内理论雾化角与试验雾化角误差很小,理论计算雾化角与试验雾化角的最大差值不超过 4° ,说明理论预测结果准确度高。

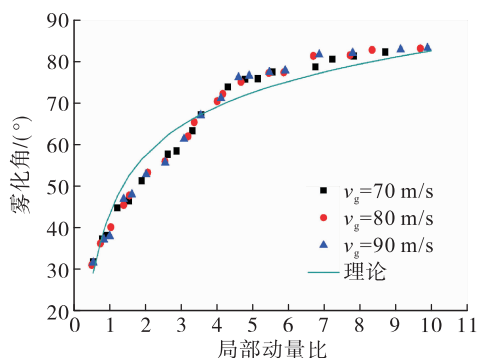


图9 不同局部动量比下的雾化角结果对比

Fig. 9 Spray angle under various local momentum ratios

2.2 单排槽气液针栓喷注器的雾化角

通过对气液针栓喷注单元液束气膜撞击形成的雾化角进行理论分析,得出液束气膜撞击形成的雾化角由局部动量比决定。对于多喷注单元的气液针栓喷注器,相邻喷注单元之间发生相互作用进而影响雾化角。因此,分析多喷注单元相互作用对针栓喷注器雾化角的影响。首先以单排槽型针栓喷注器为研究对象,对阻塞率和雾化角进行分析。由于径向槽型气液针栓喷注器由多个喷注单元组成,径向射流以多股流体喷出,破碎过程有明显的局部流动特征。因此,选择局部动量为变量分析其对雾化角的影响。

不同阻塞率的单排槽气液针栓喷注器雾化角随局部动量比变化关系如图10所示。图10中不同阻塞率的单排槽气液针栓喷注器在宽范围局部动量比下的雾化角试验获得的结果,理论雾化角是采用2.1节修正后的气液针栓喷注单元雾化角理论模

型计算。从图10中可以看出阻塞率为3.64%和14.55%的单排槽喷注器试验雾化角和理论计算雾化角在宽范围局部动量比下均吻合很好。阻塞率为25.46%和32.74%的喷注器在不同局部动量比下的雾化角很接近,但在局部动量比0~4范围内却明显偏离气液针栓喷注单元雾化角理论预测值。局部动量比越小,试验雾化角与理论雾化角差值越大,最大差值约为 15° ,说明喷注单元雾化角理论模型只适合于低阻塞率喷注器的雾化角计算。因此,阻塞率不大于14.55%的喷注器雾化角理论公式及动量系数继续采用2.1节喷注单元的理论模型和动量系数,即动量系数为 $0.6869C_{LMR}^{0.1385}$ 。

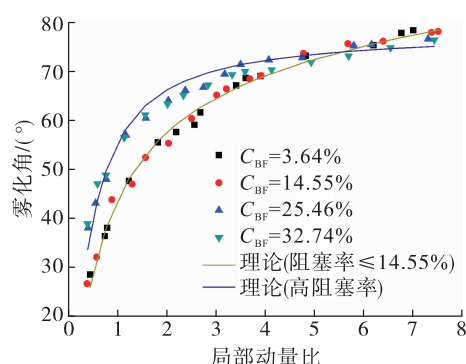


图10 不同阻塞率和局部动量比下的雾化角

Fig. 10 Spray angle with various blocking rates and local momentum ratios

对于适合高阻塞率气液针栓喷注器的雾化角预测公式,需要在喷注单元雾化角理论模型的基础上重新修正获得。当单排槽气液针栓喷注器阻塞率不小于25.46%时,根据试验结果得到的动量系数为0.87。从图10中可以看出低阻塞率和高阻塞率的理论修正模型预测值与试验值吻合很好。

对于单排槽气液针栓喷注器雾化角理论模型,可根据阻塞率分为两类:第一类为阻塞率不大于14.55%时,雾化角理论模型中动量系数为 $0.6869C_{LMR}^{0.1385}$;第二类为阻塞率不小于25.46%时,雾化角理论模型中动量系数为0.87。

2.3 主辅槽气液针栓喷注器的雾化角

多喷注单元气液针栓喷注器径向槽还可以设置为双排相互交错的主辅槽结构。由于在设计过程中主辅槽结构由单排槽结构拆分而成,其主辅槽和单排槽总面积相同,因此在总流量一定的前提下

对比分析主辅槽和单排槽对雾化角的影响。图 11 给出了在轴向气膜流量一定时单排槽和主辅槽结构的雾化角随液体流量变化关系。当阻塞率较小时,主辅槽结构的雾化角比单排槽结构的雾化角小,两种结构的雾化角差值最大为 5° ;当阻塞率增大后,主辅槽结构的雾化角和单排槽结构雾化角接近,两者差值在 3° 以内;当阻塞率进一步增大后,其主辅槽结构的雾化角略大于单排槽结构的雾化角。综上所述,主辅槽气液针栓喷注器的雾化角与单排槽气液针栓喷注器的雾化角相近。因此,主辅槽气液针栓喷注器的雾化角可以由拆分前的单排槽气液针栓喷注器雾化角模型预测。

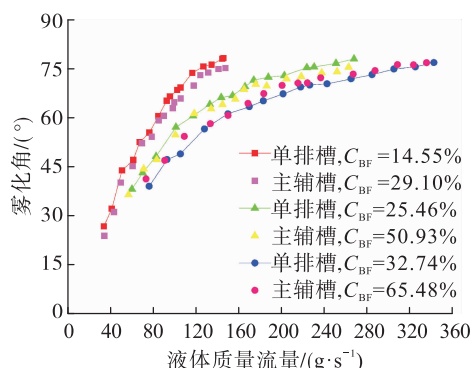


图 11 不同径向槽布局方式下多喷注单元气液针栓喷注器的雾化角随流量变化关系

Fig. 11 Spray angle of gas-liquid multi-pintle injector with various liquid mass flow rates under different radial slot layouts

3 结论

为了掌握工作参数和结构参数对气液针栓喷注器雾化角的影响,本文采用理论分析和试验相结合的方法对气液针栓喷注器雾化角开展系统研究,得到以下结论。

1)建立了气液针栓喷注单元雾化角理论模型,液束气膜撞击过程中液束有质量损失,使得液束在运动过程中的有效动量小于初始动量,局部动量比越大,液束在近场动量损失越小,动量系数随局部动量比增大呈逐渐增大的趋势,因此采用试验结果修正雾化角理论公式,得到的动量系数为 $M_c = 0.6869C_{LMR}^{0.1385}$ 。

2)对于单排槽气液针栓喷注器雾化角理论公

式,可根据阻塞率分为两类:第一类为阻塞率不大于 14.55% 时,多喷注单元气液针栓喷注器破碎过程与气液针栓喷注单元近似,相邻喷注单元之间相互作用很小,雾化角理论公式中的动量系数与喷注单元雾化角公式中的动量系数一致;第二类为阻塞率不小于 25.46% 时,随着阻塞率增大,液束在近场变形量小,液束有效动量损失小,雾化角理论公式中动量系数推荐值为 0.87。

3)在相同工况下,径向槽布局方式对气液针栓喷注器雾化角影响很小,主辅槽结构的气液针栓喷注器雾化角与单排槽结构的气液针栓喷注器雾化角差值在 5° 以内,主辅槽气液针栓喷注器可采用单排槽气液针栓喷注器的雾化角预测结果。

参考文献

- [1] DRESSLER G, BAUER J. TRW pintle engine heritage and performance characteristics [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/TRW-Pintle-Engine-Heritage-and-Performance-Dressler-Bauer/bd8e4a1c601e7213df57f61a6b717d257f6e32cb>, 2000.
- [2] NORRIS J, VERNON D. Apollo propulsion-system performance evaluation [C]//4th Propulsion Joint Specialist Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1968.
- [3] ELVERUM G, HOFFMAN A, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module [C]//3rd Propulsion Joint Specialist Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1967.
- [4] JASON M, GROMSKI A N, MAJAMAKI S G, et al. Northrop Grumman TR202 LOx/LH₂ deep throttling engine technology project status [C]//46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [5] CHIANESE S, GROMSKI J M, WEINSTOCK V D, et al. Northrop Grumman TR202 LOx/GH₂ deep throttling pintle injector performance, stability, and heat transfer measurements [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Northrop-Grumman-TR202-LOX-GH2-Deep-Throttling-and-Chianese-Gromski/ffe459b5947f161c02dcce844ddf1759d23d243d>, 2010.
- [6] MUELLER T, DRESSLER G. TRW 40 klbf LOx/RP-1 low cost pintle engine test results [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Re-

- ston, Virginia: AIAA, 2000.
- [7] BJELDE B, CAPOZZOLI P, SHOTWELL G. The SpaceX Falcon 1: Launch Vehicle Flight 3 results, future developments and Falcon 9 evolution [C]//59th International Astronautical Congress. Glasgow: [s. n.], 2008.
- [8] CAPOZZOLI P, INSPRUCKER J, SHOTWELL G. The Falcon 9: A new EELV-class man-rated launch vehicle [C]//58th International Astronautical Congress. Hyderabad: [s. n.], 2007.
- [9] 刘昌波, 林革, 宋大亮, 等. 针栓式推力室冷却特性试验研究[J]. 火箭推进, 2020, 46(1): 13-19.
- LIU C B, LIN G, SONG D L, et al. Experimental study on cooling characteristics of pintle thruster [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(1): 13-19.
- [10] 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.
- [11] 张紫豪, 吴继平, 成鹏, 等. 结构参数对可调节针栓喷注器喷雾特性的影响[J]. 火箭推进, 2022, 48(5): 9-17.
- ZHANG Z H, WU J P, CHENG P, et al. Effects of structural parameters on the spray characteristics of variable pintle injectors [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(5): 9-17.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] FREEBERG J, HOGGE J. Spray cone formation from pintle-type injector systems in liquid rocket engines [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Spray-Cone-Formation-from-Pintle-Type-Injector-in-Freeberg-Hogge/7b3063fdd19557bec491cc8d3e8cef04e50aa0ee>, 2019.
- [16] 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.
- [17] 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 Dynamic, American Physical Society. Minneapolis, Minnesota: [s. n.], 2009.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] FANG X X, SHEN C B. Study on atomization and combustion characteristics of LOx/methane pintle injectors [J]. Acta Astronautica, 2017, 136: 369-379.