

# 流体喉部横流喷嘴的雾化特性

张 扬, 谢 侃, 岳明辉, 郭常超, 徐 启, 王宁飞  
(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

**摘 要:** 为了研究横流喷嘴的雾化效果以及对发动机推力的影响,采用互击式直流喷嘴、逆向式直流喷嘴和水平式直流喷嘴进行了冷流试验.研究了不同试验工况下喷管出口喷雾场雾滴的索太尔平均直径与发动机的推力特性.研究表明:随着压比的增加,雾滴直径减小;相同的压比下,雾滴直径最小的喷射方案为喉扩喷射,雾化质量最好的喷嘴为互击式直流喷嘴;同时在喉扩喷射方案下,3种喷嘴的扼喉能力与推力比随着流量比的增加而提高.

**关 键 词:** 流体喉部; 粒度分析仪; 索太尔平均直径; 喷嘴; 雾化

**中图分类号:** V23

**文献标志码:** A

## Atomization characteristics of cross-flow injector in the fluidic nozzle throat

ZHANG Yang, XIE Kan, YUE Ming-hui,  
GUO Chang-chao, XU Qi, WANG Ning-fei

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** In order to study atomization effects of the cross-flow injector and the influence on engine thrust, a series of cold-flow tests were performed using impinging injector, reverse injector and horizontal injector. The Sauter mean diameter of droplet in spray field at the exit of engine nozzle and thrust characteristics of engine were studied at different test cases. The test results indicate that with the increase of pressure ratio, the droplet diameter decreases; the injection case of the minimal droplet diameter is the throat and expanding section injection when the pressure ratio is given, and the injector of the best atomization quality is the impinging injector; meanwhile, the ability to control the throat and thrust ratio for three kinds of injectors increases with the increasing mass flow ratio under the throat and expanding section injection.

**Key words:** fluidic nozzle throat; particle size analyzer; Sauter mean diameter; injector; atomization

流体喉部(fluidic nozzle throat, FNT)喷管方案是指在喉部附近向主流喷入二次流体,通过二次流体的喷注,引入了一个干扰流动,使主流流通面积减小,通过调节二次流的工况参数(流量、

压降或工作脉宽)从而实现对主流喉道面积大小的控制<sup>[1-5]</sup>.国外对流体喉部的研究主要集中在吸气式发动机上,针对航空发动机,目前能够做到使用7.5%的主流流量进行调节<sup>[6]</sup>.早期的液体二

**收稿日期:** 2015-09-17

**作者简介:** 张扬(1990—),男,硕士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail: zhang1577472212@163.com

**通讯作者:** 谢侃(1982—),男,副教授,博士,主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail: xiekan@bit.edu.cn

**引用格式:** 张扬,谢侃,岳明辉,等. 流体喉部横流喷嘴的雾化特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1074-1081. ZHANG Yang, XIE Kan, YUE Minghui, et al. Atomization characteristics of cross-flow injector in the fluidic nozzle throat[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1074-1081.

次流喷射和燃气二次流喷射大多是用来控制推力方向的,而流体喉部喷管还能与二次流矢量控制(thrust vector control, TVC)系统很好地结合<sup>[7-8]</sup>,同时实现发动机推力大小和方向的调节<sup>[9-10]</sup>.文献[3]分别以高压空气和液态水作为二次流进行了冷流试验,实现了不同工况下推力的调节,而以液体作为二次流来进行热试,对喷管推力进行特性研究,鲜见公开报道.采用液体作为二次流,相对于二次流为燃气,可更容易实现二次流的流量调节和多次启动,并且二次流存储系统的体积可更小.特别是如果采用具有氧化性的二次液流,二次流与主流相互作用后还可进行二次燃烧放热,增强流体喉部的扼流性能,改善流体喉部喷管的推力特性.而二次流与主流相互作用的雾化效果越好,喉部处的二次燃烧就越充分,其扼流能力就越高.因此有必要对二次流为液体的流体喉部的雾化效果进行试验研究,以确定最佳雾化效果,该试验研究有助于加深对二次流作用机理的认识.

本文将流体喉部喷管与二次流激波诱导矢量控制相结合,在横流条件下进行了冷流试验,采用了互击式直流喷嘴、逆向式直流喷嘴和水平式直流喷嘴 3 种试验喷嘴,用索太尔平均直径(SMD,记为  $D_{12}$ )来评判雾化的细度来探讨流体喉部二次流与主流相互作用时的雾化效果,并评估了雾化与推力特性之间的关系,为实际试验采用气-液流体喉部的发动机设计提供参考.

1 试验系统

试验系统可分为 3 部分:即测控系统、发动机系统和气路系统.

1.1 测控系统

本试验所采用的仪器是马尔文粒度分析仪和六分力测试台,马尔文粒度分析仪是由光学部件、电器控制箱、系统控制采集卡和计算机等构成,该粒度分析仪可测微粒粒径范围是  $0.2\sim2\,000\,\mu\text{m}$ ,获得的粒径是测量区域中雾滴的等效直径,在稳态的喷雾测量中精度较高,其测量原理见文献[11].实时测量的粒度测量装置见图 1,测量区域是二次流与主流撞击后的喷雾场边界,具体见图 1.六分力测试台测量推力的精度在 1%内<sup>[12]</sup>,六分力测试台的结构与推力测量原理见文献[13].

试验中测试系统主要是用粒度分析仪测量不同压比和不同喷射方案下喷管出口喷雾场的粒

分布;凭借六分力测试台测量不同试验工况下的推力.控制系统是用已编写好的一套数据采集系统,记录实时测量时的各路压降与流量数据,方便集中对试验结果的处理与分析;同时该数据采集系统也可用来控制两个电磁阀的开与关.

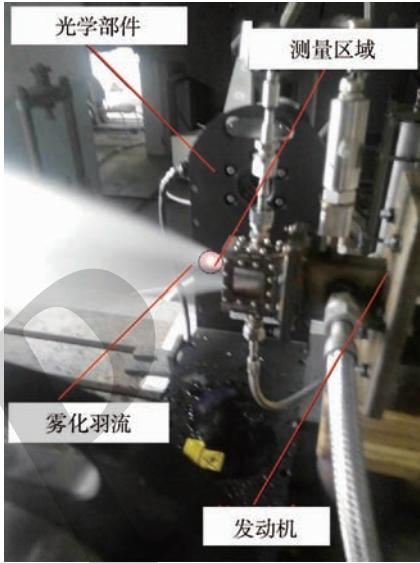


图 1 实时的粒度测量装置  
Fig. 1 Real-time particle size measurement device

1.2 发动机系统

试验发动机设计推力为 100 N,设计主流压强为 1 MPa,喷管喉部采用矩形布置,尺寸为  $16\text{ mm}\times 9\text{ mm}$ ,扩张比为 2,收敛半角为  $45^\circ$ ,扩张半角为  $15^\circ$ ,设计安全压强为 10 MPa,其结构见如图 2.图 2(a)为发动机实物图,图 2(b)为喷管半剖图,该种发动机设计可以通过移动堵塞的位置方便地实现不同的喷射方案.

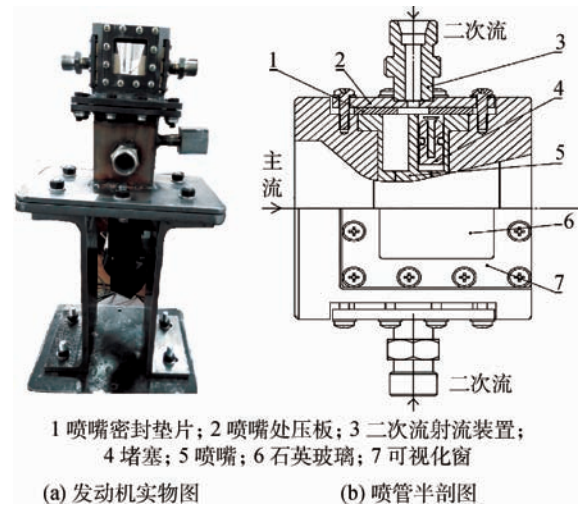


图 2 发动机系统图  
Fig. 2 Schematic of engine system

1.2.1 喷嘴

如图 3 所示,试验喷嘴有 3 种,图中左侧为喷嘴等轴测图,右侧为喷嘴全剖图.喷嘴为两边带有凸台的长方体,在底面对称开设两个相同的深孔作为喷射集液腔,孔的长径比为 2;喷射集液腔底面开设有 3 个通孔,是以中间孔为轴对称布置的.其中互击式直流喷嘴的互击角度是指两个斜孔的夹角,夹角都为  $30^{\circ}$ ,3 个通孔的互击交点离喉部端面水平距离为 1 mm;逆向式直流喷嘴的喷射角指二次流射流方向与喷管轴线方向的夹角,此夹角为  $60^{\circ}$ ;水平式直流喷嘴是在水平方向喷射二次液流,中间喷孔的长度为 3 mm,直径为 0.4 mm.

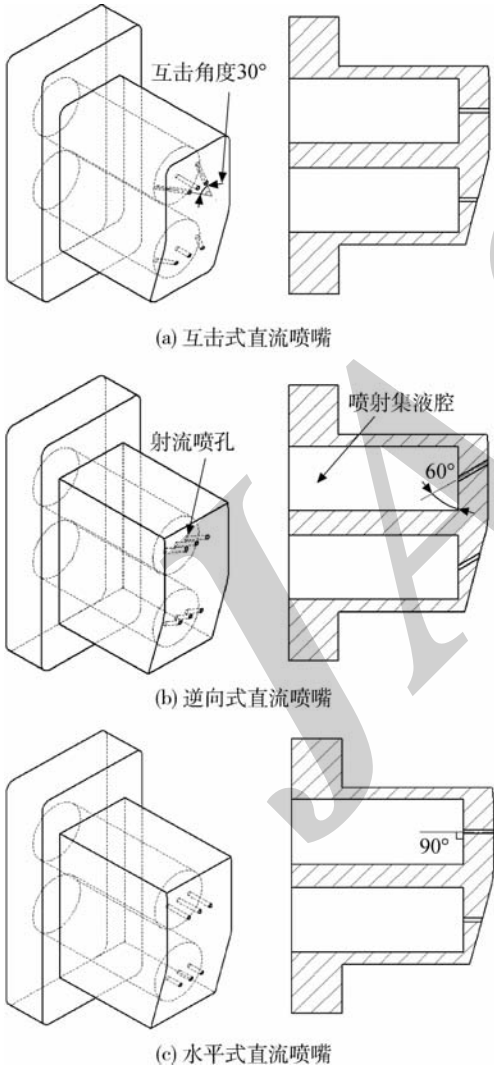


图 3 喷嘴结构图

Fig. 3 Schematic of injector

1.2.2 试验喷射方案

试验采用了 3 种喷嘴,考察的每种喷嘴有 4 种喷射方案,具体见表 1.

表 1 中的射流示意图,其外围矩形代表扩张

段喷射情况(用来控制推力的方向),内部矩形代表喉部喷射情况(用来控制推力大小或主流喉部面积).图中 3 条短线段代表 3 个二次射流喷孔,箭头指向代表主流的方向.通过改变堵塞在集液腔中的位置,可以实现扩张段对称喷射方案或者喉部对称喷射方案或者喉部和扩张段(简称喉扩)单向射流喷射方案.

表 1 喷射方案  
Table1 Injection cases

| 方案 | 二次流射流方式            | 射流示意图 |
|----|--------------------|-------|
| 1  | 互击式直流喷嘴<br>喉扩同时喷射  |       |
| 2  | 互击式直流喷嘴<br>扩张段单向射流 |       |
| 3  | 互击式直流喷嘴<br>喉部对称喷射  |       |
| 4  | 互击式直流喷嘴<br>喉扩都单向射流 |       |
| 5  | 逆向式直流喷嘴<br>喉扩同时喷射  |       |
| 6  | 逆向式直流喷嘴<br>扩张段单向射流 |       |
| 7  | 逆向式直流喷嘴<br>喉部对称喷射  |       |
| 8  | 逆向式直流喷嘴<br>喉扩都单向射流 |       |
| 9  | 水平式直流喷嘴<br>喉扩同时喷射  |       |
| 10 | 水平式直流喷嘴<br>扩张段单向射流 |       |
| 11 | 水平式直流喷嘴<br>喉部对称喷射  |       |
| 12 | 水平式直流喷嘴<br>喉扩都单向射流 |       |

1.3 气路系统

本试验的整个气路系统布置如图 4 所示,其中气柜用于调节二次流的压强,给水箱增压,以改变二次液流的流量.在试验中,主流采用高压空气,二次流采用高压水,主流与二次流采用柔性管路,分别以对称的方式喷入相应的工质,避免试验时出现振动,从而保证了试验测量结果的可靠性.

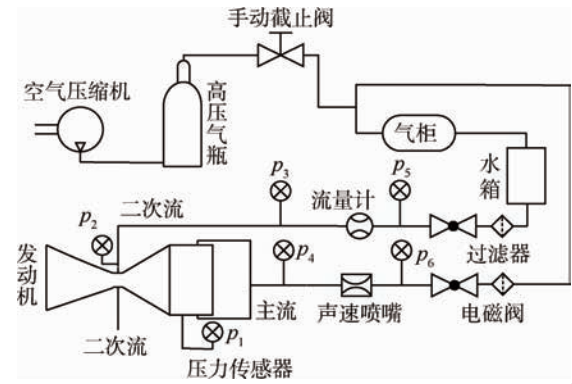


图 4 供气系统图

Fig. 4 Schematic of gas supply system

2 试验相关参数

推力比定义如下:

$$f = \frac{F_{so}}{F_o} \tag{1}$$

式中  $F_{so}$  为发动机二次流与主流均喷入时产生的推力,  $F_o$  为仅主流喷射时产生的推力. 二次流通入前后, 推力比会发生变化.

有效喉部面积比用来表征二次流喷入前后喷嘴的有效喉部面积之比<sup>[6]</sup>, 用来评判扼流能力的高低, 比值越小表征扼流能力越强.

压比( $r$ )指二次流喷射压强与主流压强的比值, 改变压比可以改变二次流的流量, 实现不同的试验工况, 其定义如下:

$$r = \frac{p_2}{p_1} \tag{2}$$

式中  $p_1$  为主流集气室压强,  $p_2$  为二次流喷射压强, 改变二次流压强, 可以得到一系列的压比. 当压比固定, 要实现不同的工况只需要更换喷嘴或者改变喷射方案(具体见图 4).

流量比指二次流流量与主流流量之比, 二次流流量通过流量计(精度为 0.5%)直接获得, 主流流量由管路上的声速喷嘴限定, 试验前对声速喷嘴进行标定, 从而实际主流流量由  $p_6$ ,  $p_4$  和相应的声速喷嘴标定曲线确定. 改变二次流的流量,

可以实现不同的试验工况.

SMD 是反应雾化细度常用的性能参数<sup>[14-16]</sup>. SMD 越小, 雾化越细. 液雾分布指数  $N$  是反映雾化均匀性的特性参数<sup>[14]</sup>,  $N$  值越大则雾化越均匀. 本试验数据处理采用应用最广泛的 Rosin Rammler 模型, 其函数形式见文献<sup>[17]</sup>.

3 试验结果与分析

3.1 试验结果

为了说明稳态射流时二次流与主流相互作用时的雾化效果, 在喷管出口的喷雾场中, 分别在稳态射流初末时刻随机选取了两个采样点的喷雾场雾滴直径分布, 对其雾化质量进行了分析. 图 5 给出了  $r=3.12$ , 逆向式直流喷嘴喉扩同时喷射时的雾滴直径 Rosin-Rammler 分布图.

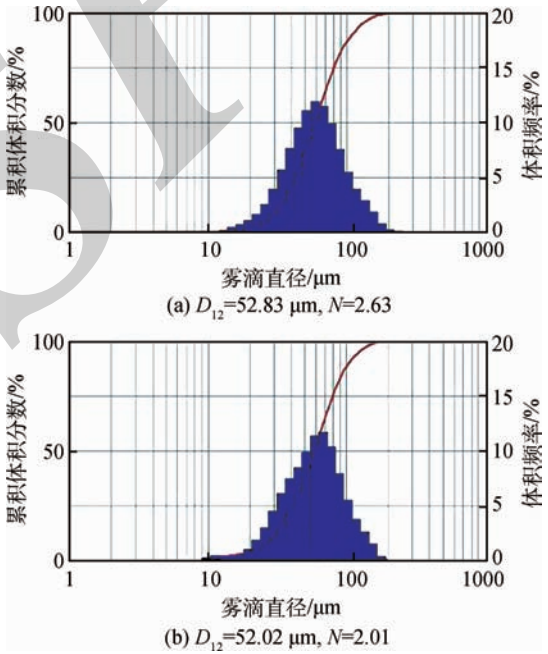


图 5 雾滴直径 Rosin Rammler 分布( $r=3.12$ )

Fig. 5 Droplet diameter distribution of Rosin Rammler model ( $r=3.12$ )

在图 5 中, 雾滴直径成多峰分布状态, 图中曲线表示雾滴的累积体积分数分布, 其大小对应于左侧的纵坐标; 图中直方柱形条表示雾滴不同直径之间的体积频率分布, 其大小对应于右侧的纵坐标; 横坐标为喷雾场雾滴直径. 图 5(a) 中 SMD 大小为  $52.83 \mu\text{m}$ , 分布指数  $N$  为 2.63, 雾滴的 SMD 比图 5(b) 中的 SMD 稍大些, 说明其雾化场的雾滴更粗些; 分布指数  $N$  比图 5(b) 中  $N$  大些, 说明其雾化的均匀性更好. 总体而言, 雾滴直径都在  $52 \mu\text{m}$  左右, 分布指数  $N$  都在 2 左右, 故初末

状态时这两个采样点的雾化效果均较好.

利用马尔文粒度分析仪测量得到的 SMD 与压比的关系如图 6 所示.

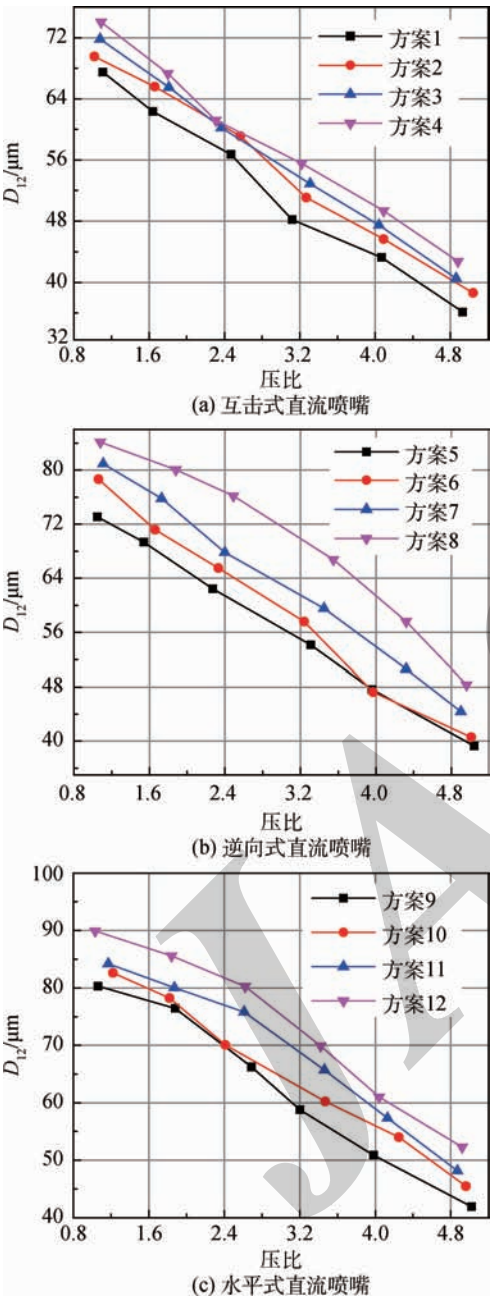


图 6 SMD、压比和喷射方案的关系

Fig. 6 Relationship among SMD, pressure ratio and injection case

从图 6 中可以发现,雾滴直径的变化范围在  $35\sim90\text{ }\mu\text{m}$ , 3 种试验喷嘴下的雾化细度呈现出相同的变化趋势,其雾滴直径随着压比的增加而变小;同时在多种喷射方案中,相同的压比时,雾滴直径最小的喷射方案为方案 1, 5, 9, 都为喉扩同时喷射;雾滴直径最大的喷射方案为方案 4, 8, 12, 都是喉扩单向射流;扩张段单向射流时的雾化

细度优于喉部对称喷射时的雾化细度,两者都介于喉扩喷射方案和扩张段单向射流方案之间.这是由于压比增大时,二次液流与主流的相互挤压作用越强烈,气液两相流产生剧烈的湍流混合作用,雾滴破碎的速度加快,使得雾滴直径越小.

喉扩喷射方案就是在喉部对称喷射方案的基础上引进了扩张段对称射流,使得从扩张段喷射的二次流与在喉部已雾化好的流场进一步剧烈撞击,提高了雾滴的破碎程度,使雾滴直径变小,而喉扩都单向射流方案下气液两相流的混合作用不强烈,雾化质量较差,与试验得出的结果是相吻合的.

图 7 给出了在喉扩喷射方案下 3 种试验喷嘴的雾化特性关系.从图 7(a)中可以发现,当压比一定时,雾滴直径最小的喷嘴为互击式直流喷嘴,雾滴直径最大的喷嘴为水平式直流喷嘴;从图 7(b)中可以发现,随着压比的增加,喷雾场的液雾分布指数  $N$  变大,说明雾化的均匀性提高;并且当压比一定时,分布指数最大的喷嘴为互击式直流喷嘴.这是由于压比越大,气液之间的湍流互合作用越剧烈,雾滴破碎的速度越快,尤其是当互击式直流喷嘴喷射二次流时,液体经 3 股互击式射流撞击雾化后,与气体主流掺混,在气动力作用下,

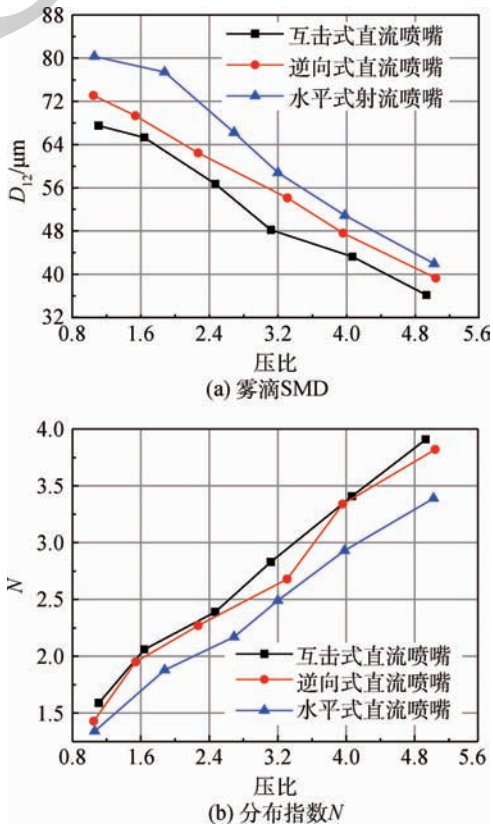


图 7 喉扩喷射方案下的雾化比较

Fig. 7 Comparison of atomization of throat and expanding section injection

进一步破碎成更小的液滴. 而水平式直流喷嘴下二次液流与主流的相互挤压作用相对不强烈, 雾滴破碎的程度不高, 雾化的质量较差. 综合雾滴直径和雾化的均匀性, 3 种试验喷嘴相比较, 雾化效果最好的喷嘴为互击式直流喷嘴.

韦伯数  $We$  作为气液雾化破碎准则被广泛采用<sup>[18]</sup>, 对于给定的流场, 韦伯数越大, 雾化越细. 根据试验喷嘴的情况, 分析了水平式直流喷嘴下二次流与主流在喉部撞击处的韦伯数, 管路流量通过流量计测得, 3 个通孔的结构尺寸已知, 通过管路流量公式可以得出喷孔出口速度, 喉部气流速度为声速. 图 8 给出了 4 种喷射方案时韦伯数与 SMD 的关系. 从图中可以观察到, 雾滴直径随着韦伯数的增加而变小, 试验测试结果与理论分析是相吻合的.

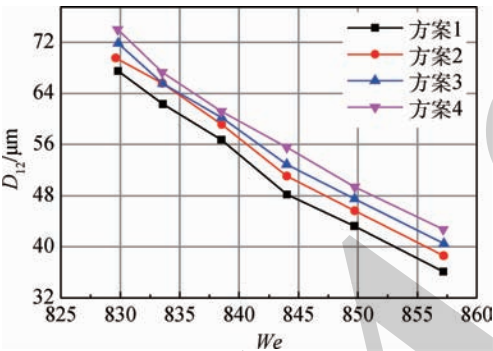


图 8 SMD 与  $We$  的关系  
Fig. 8 Relationship between SMD and  $We$

当二次液流喷注到喉部附近的横向主流中, 气液之间产生剧烈的湍流混合作用, 形成了气液交错的雾化场. 为了说明二次流与主流在喉部相互作用时雾化效果, 随机选取了稳态射流时间 ( $T$ ) 第 1 s、第 2 s、第 3 s 和最后 1 s (稳态射流总时间为 4 s) 的雾滴直径分布作为采样点对其雾化质量进行了分析. 图 9 给出了  $r=4.9$ , 互击式直流喷嘴喉扩喷射时的雾滴直径分布图.

从图 9 中可以发现, 稳态射流过程中 4 个采样点的雾滴直径较大, SMD 在  $125\text{ }\mu\text{m}$  左右, 雾化区域分布不均匀,  $N$  在 1.0 左右. 这是因为二次流是从喉部附近喷注的, 二次流与主流剧烈撞击时, 气液的混合作用不强烈, 雾滴破碎的程度有限, 使得雾化区域很不均匀, 雾滴直径较大.

3.2 推力特性

图 10 给出了 3 种试验喷嘴在喉扩喷射方案下喷管出口喷雾场的流量比、SMD 与推力特性的关系.

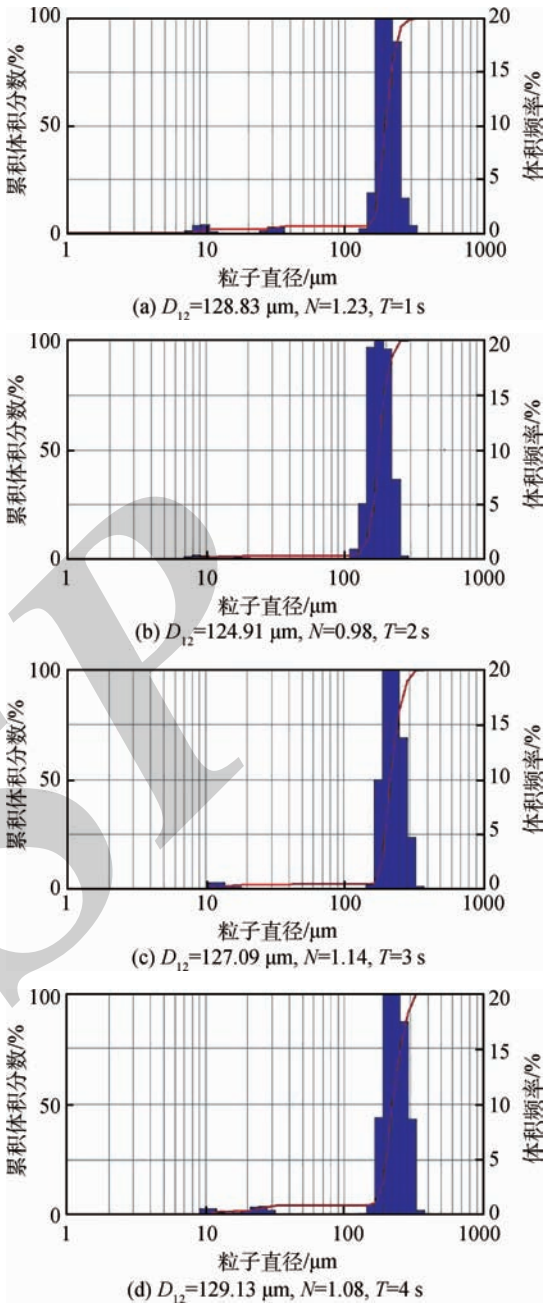


图 9 雾滴直径 Rosin Rammler 分布 ( $r=4.9$ )  
Fig. 9 Droplet diameter distribution of Rosin Rammler model ( $r=4.9$ )

从图 10 中可以观察到, 在 3 种喷嘴对应的喉扩喷射方案中, 有效喉部面积比在 0.89~0.99 之间, 推力比在 1.04~1.16 之间, 随着流量比的增加, 雾滴直径的减小, 有效喉部面积比减小, 推力比提高, 这是由于压强升高, 使二次射流流量增大, 对主流的挤压作用越强烈, 气液之间的湍流混合作用越剧烈, 雾滴破碎速度越快, 雾滴直径越小, 气液两相损失小, 同时二次流产生的流阻越大, 使集气室压强升高, 扼流能力增强, 推力比提高. 在实际应用中, 对于给定的流量, 二次流与主

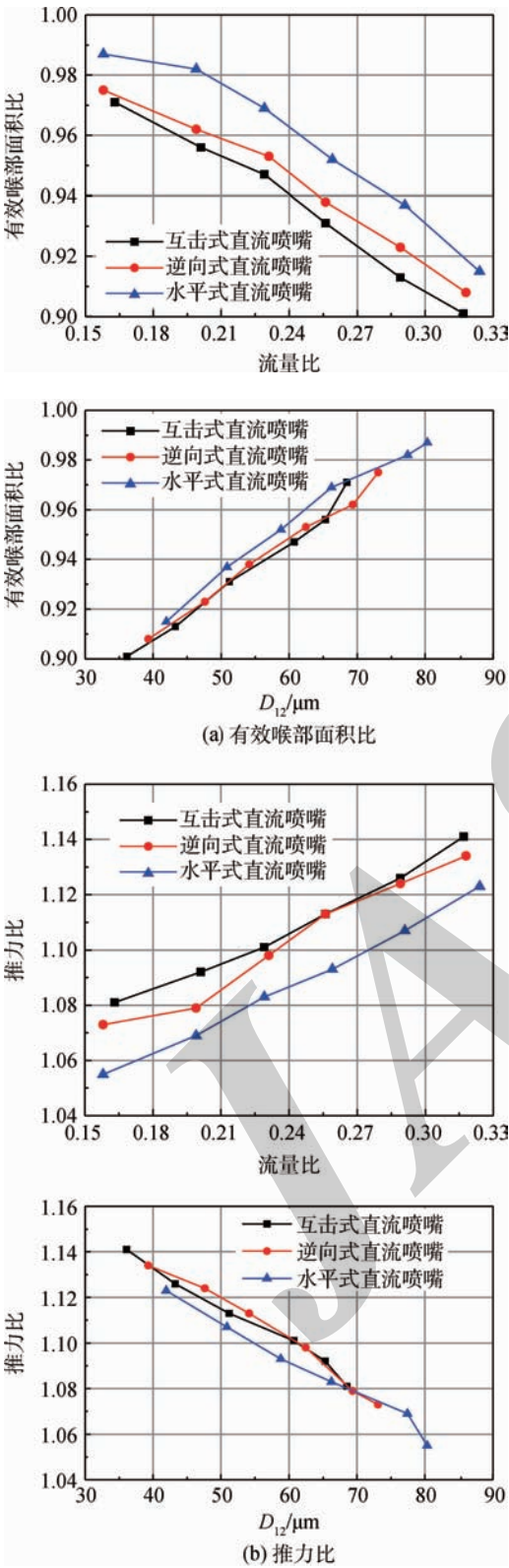


图 10 流量比、SMD 与推力比的关系  
Fig. 10 Relationship among mass flow ratio, SMD and thrust ratio

流相互作用时的雾滴直径越小,雾化的表面积越大,则二次燃烧更充分,二次流燃烧放热更多,扼流能力和推力比还可能进一步提高。

当给定流量时,采用互击式直流喷嘴的扼流效果和推力比较高,且都优于采用水平式直流喷嘴和逆向式直流喷嘴的效果.这是由于在采用互击式直流喷嘴时,气液之间的湍流混合作用更剧烈,产生的流阻更大,使集气室压强升高的幅度更快,扼流能力更强,推力比更高.当雾滴直径一定时,由于流量和喷嘴结构不同,因而 3 种喷嘴的推力特性并没有固定的规律.特别地,当雾滴 SMD 为  $70\mu\text{m}$  左右时,3 种喷嘴有近乎相同的推力比,这是因为 3 种喷嘴的二次射流流量不同,喷嘴本身的结构也不相同,具有相差不多的扼流能力是有可能的。

4 结 论

通过对流体喉部二次流与主流相互作用时的雾化特性试验研究,得到了如下的结论:

- 1) 用粒度分析仪对流体喉部喷管出口喷雾场的雾滴进行实时的粒度分布测量,通过对 3 种试验喷嘴的雾化分析比较,得出了每种喷嘴雾化细度最好的喷射方案是相互吻合的,都为喉扩喷射。
- 2) 对于喷管出口处的喷雾场,随着压比的增加,雾滴直径变小,变化范围是  $35\sim 90\mu\text{m}$ ;在喉扩喷射方案下,雾化效果最好的二次射流喷嘴为互击式直流喷嘴。
- 3) 通过对流场雾化和推力测试进行分析,确定了最佳雾化效果,找到了雾化与推力特性之间的关系.流量比越大,二次流与主流之间的湍流混合作用越剧烈,雾滴直径越小,其扼流能力和推力比就越高,有效喉部面积比的波动范围是  $0.89\sim 0.99$ ,推力比的变化范围是  $1.04\sim 1.16$ 。

参考文献:

[1] McAulay J E. Cold-air investigation of three variable throat area convergent-divergent nozzles[R]. NASA TM X-42,1959.

[2] Martin A L. The aerodynamic variable nozzle[J]. Journal of Aeronautical Sciences,1957,24(5):357-362.

[3] McArdle J G. Internal characteristics and performance of an aerodynamically controlled, variable discharge convergent nozzle[R]. NACA TN 4312,1958.

[4] Blaszak J J, Fahrenholz F E. Rocket thrust control by gas injection[R]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, Naval Supersonic Laboratory Technical Report 430,1960.

[5] Gunter F L, Fahrenholz F E. Final report on a study of rocket thrust control by Gas injection[R]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, Naval Supersonic Laboratory Technical Report 448,1961.

[ 6 ] 郭常超,于新宇,李博,等. 流体喉部推力特性实验[J]. 航空动力学报,2015,30(4):999-1007.  
GUO Changchao, YU Xinyu, LI Bo, et al. Experiment on thrust adjustment characteristics of fluidic nozzle throat [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4):999-1007. (in Chinese)

[ 7 ] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed-geometry nozzles using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2603, 1995.

[ 8 ] Deer K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center[R]. AIAA-2003-3800, 2003.

[ 9 ] 谢侃,刘宇,王一白,等. 固体火箭发动机流体喉部喷管技术[M]. 北京:国防工业出版社,2015.

[10] 张建华,谢侃. 流体喉部喷管二次流矢量控制方案[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(3):309-313.  
ZHANG Jianhua, XIE Kan. Secondary flow thrust vector control study for fluidic throat nozzle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 309-313. (in Chinese)

[11] 杨道媛,马成良,孙宏魏,等. 马尔文激光粒度分析仪粒度检测方法及其优化研究[J]. 中国粉体技术,2002,8(5):27-30.  
YANG Daoyuan, MA Chengliang, SUN Hongwei, et al. Research on particle size determination method and optimization of Malvern laser particle analyzer[J]. China Powder Science and Technology, 2002, 8(5):27-30. (in Chinese)

[12] 甘舜仙. 六分力试验台静态误差分析与调整[J]. 推进技术,1987(6):73-81.  
GAN Shunxian. Static error analysis and adjustment of six-component force test stand[J]. Journal of Propulsion Technology, 1987(6):73-81. (in Chinese)

[13] 刘宏璇. 六分力测试方法研究[D]. 南京:南京理工大学,2008.

[14] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1985.

[15] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. London: Taylor & Francis, 1999.

[16] 张征,樊未军,杨茂林. 双路离心式喷嘴雾化特性研究[J]. 工程热物理学报,2003,24(1):153-156.  
ZHANG Zheng, FAN Weijun, YANG Maolin. Experimental study on spray characteristics of dual-orifice pressure-swirl atomizer[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(1):153-156. (in Chinese)

[17] 张弛,张荣伟,徐国强,等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报,2006,21(5):805-809.  
ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an air-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5):805-809. (in Chinese)

[18] 冯志鹏. 气流中液滴破碎特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.  
FENG Zhipeng. Research on the broken characteristics of droplets in the airflow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)

(编辑:陈 越)