

在非垂直横向气流中直射式 喷嘴雾化细度的实验研究

王立新 张 岩 刘 真 金如山

(北京航空航天大学)

摘 要

在文献[1-4]中关于横向气流中直射式喷嘴雾化的实验研究的基础上,研究了非垂直横向气流中直射式喷嘴的雾化细度。结果表明部分逆喷可大大地加强雾化,特别是在较低气流速度下尤为明显;对于一定的喷射方向、气流速度及喷嘴压力降, SMD并不是总随着喷口直径的增加而增加,在一定的喷口直径下,有一最小值。

关键词: 燃料喷嘴, 燃油雾化, 燃料喷射, 实验, 研究

符 号 表

D —— 液滴直径, μm	v_{rel} —— 相对速度
D_m —— 平均直径, μm	We —— 韦伯数
d —— 喷口直径, mm	$\bar{X}$ —— $Q = 0.632$ 时的特征直径
N —— 液滴尺寸分布系数	Γ —— 伽玛函数
Δp_t —— 射流压力降	Θ —— 喷射角
Q —— 喷雾中尺寸小于 D 的体积分数	ρ_l —— 液体密度
Re —— 雷诺数	v_a —— 气流速度
SMD —— 索太尔平均直径, μm	

序 言

Ingebo 研究了在横向气流中液体射流的破碎^[5-7], 得如下关系式:

$$d/SMD(\text{或} D_m) = f(Re, We) \quad (1)$$

在这个关系式中, 平均直径或索太尔平均直径(SMD)与喷口直径成正比。

Hussein 等在文献[8,9]中,研究了在横向气流中不连续液体射流的穿透及破裂特性, 同

时表明 SMD 与孔径成正比,但其指数小于1。

这些研究仅仅与喷射方向垂直于横向气流的雾化实验有关。

作者对直射式喷嘴进行了一系列雾化实验研究,包括顺喷和侧喷^[1-4]及在高反压加热气流及非均匀气流条件下的雾化实验研究,并研究了喷射角的影响。

直射式喷嘴广泛应用于加力及冲压发动机燃烧室。常常由于几种原因,诸如为了得到较均匀的下游流场分布和避免燃油射流飞溅到壁面上等,一般用非垂直射流。因此,研究喷射角对雾化细度的影响,在工程上有实用意义。

二、实验设备

实验系统示于图1,基本类似于以前的研究^[1,4]。试验段的横截面为 $60 \times 120\text{mm}$,在下游60mm处开有测量雾化尺寸的窗口(马尔文仪发出的激光通过此窗口)。精心调整激光束使之位于射流中心线的同一水平面上(但并不平行于射流)。喷嘴安装在一可转动支架上,以便射流方向可相对气流方向进行变化,共测6个位置,分别为 $-45^\circ, -30^\circ, -15^\circ, 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ 。这里负角表示顺喷(向下游方向),正角表示逆喷(向上游方向)。所有角度都是从气流的垂线方向算起的。

雾化细度的测试使用Malvern 2200粒度仪,粒子尺寸建立在Rosin-Rammler模型基础上,粒子尺寸分布由下列表达式表示:

$$Q = 1 - \exp[-(D/\bar{X})^N] \quad (2)$$

索太尔平均直径(SMD)可由下式得到:

$$SMD = \left[\frac{N}{N-1} \Gamma\left(2 - \frac{1}{N}\right) \right]^{-1} \cdot \bar{X} \quad (3)$$

本文将集中讨论雾化细度的结果。

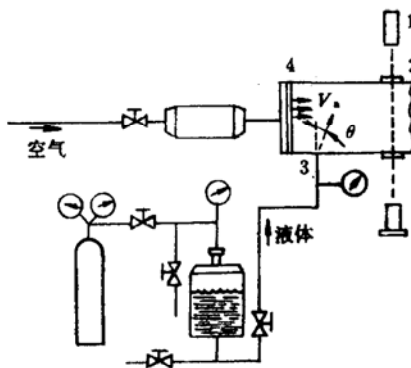


图1 试验设备

1.马尔文仪 2.窗口 3.射流 4.整流器

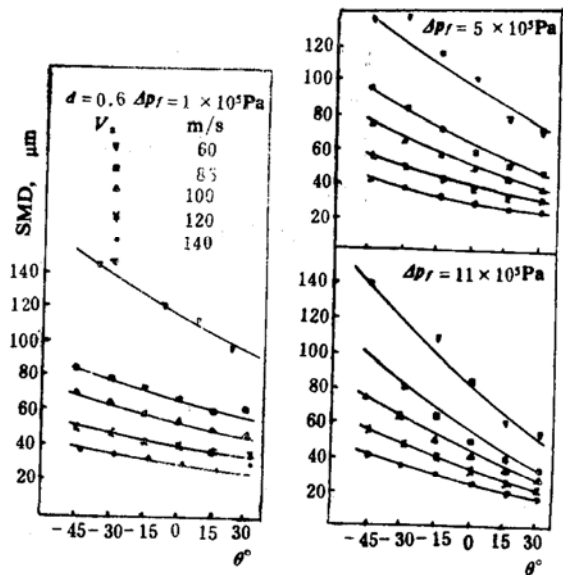


图2 SMD 随喷射方向的变化
($d = 0.6\text{mm}$)

三、实验结果

对各种喷嘴直径、气流速度、喷嘴压力降和喷射角情况下进行实验,实验参数为:①喷射角有 -45° , -30° , -15° , 0° , $+15^\circ$, $+30^\circ$; ②喷嘴压力降有1, 3, 5, 8, 11(10^5Pa); ③气流速度有60, 85, 100, 120, 140m/s; ④喷嘴直径有0.6, 0.8, 1.2mm

喷嘴直径0.6mm的实验结果示于图2。从图2可明显地看出,随着喷射角 θ 由负值变为正值,即由部分顺喷变为部分逆喷, SMD 减小。这个结果对于低气流速度及高喷嘴压力降尤为真实。这些结果表明,在较高气流速度下,横向气流雾化基本上是气动破碎雾化,相对速度是一个主要因素。喷射角度从顺喷到逆喷的变化,只增加了射流与气流之间的相对速度,加强了雾化;在低气流速度及高喷嘴压力降下,意味着较高喷射速度,由喷射方向引起的相对速度的变化更大,这正如所预想的,雾化细度也更好。

图3表示了喷嘴直径为0.8mm的试验结果。从图3中我们发现对于 $\theta = 30^\circ$, 15° , 0° , -15° , SMD 总是随着通过喷嘴的压力降的增加而减小,但对于 $\theta = 45^\circ$, SMD 将随着喷嘴压力降的增加而增加。这与文献[3]中所得到的趋势相同。此外,压力降的增加导致相对速度的减小,也使 SMD 增加。如果我们写出相对速度关系式如下:

$$V_{rel} = \left[\left(V_a - \mu \sqrt{\frac{2\Delta p_f}{\rho_1}} \sin\theta \right)^2 + \left(\mu \sqrt{\frac{2\Delta p_f}{\rho_1}} \cos\theta \right)^2 \right]^{1/2} \quad (3)$$

在一定喷嘴压力降下相对速度将有最小值。写出 $dV_{rel}/d\Delta p_f = 0$, $\theta = 45^\circ$, $\mu = 0.9$, 在最小相对速度值(最大 SMD)时,我们得到压力降值对应为: $V_a = 60, 85, 100, 120, 140$ 时, $\Delta p_f = 11, 23, 31, 44, 62$ (10^5Pa)。可见,图3中所示的数据大多符合计算出来的预估值。

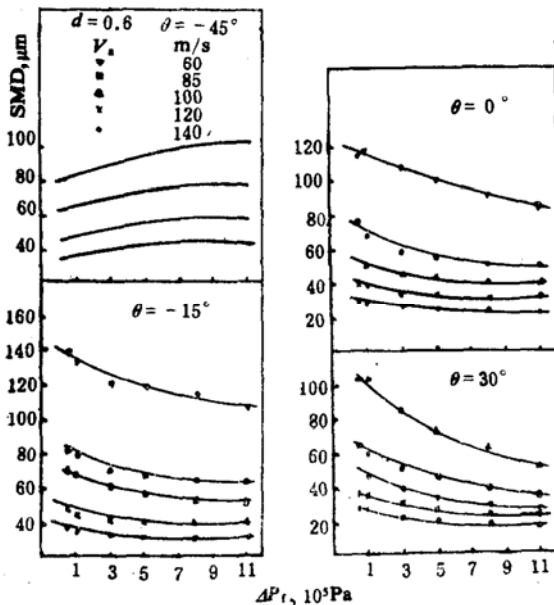


图3 SMD 随喷嘴压力降的变化
($d = 0.6\text{mm}$)

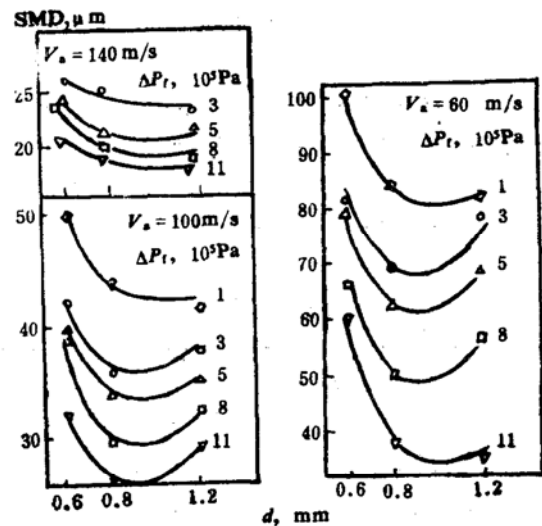


图4 SMD 随喷嘴直径的变化
($\theta = 15^\circ$)

四、讨 论

我们归纳 SMD 同喷口直径 d 的关系,可以得到一些有趣的结果。图4中给出了 $\theta = 15^\circ$ 的典型结果,表明 SMD 可随着喷口直径的增加而减小。有些曲线有波谷,那是 SMD 在一定喷口直径下出现的最小值;有些曲线则出人意外地随着喷口直径从0.6mm增加到1.2mm而一直下降。

解释这种关系的一个最有可能的理由就是测量误差。但经过对几种测验仪器及实验段速度分布等检查后,看起来它并不是由误差造成的。另一个可能的原因就是当Malvern仪用来测量液滴尺寸分布时,激光穿过扇形微滴分布区的一部分。当喷口直径增大时,其穿透深度增加,这样较大液滴将远离喷射中心,就好象离心喷嘴雾化的液雾那样。激光束采集小液滴的机会就多于采集大液滴的机会,引起 SMD 减小。但是这个影响不如所给出的试验数据影响那么大。在本次及以前所做的实验中,经验表明横向气流雾化与射流分离有密切关系。一般说来,雾化并不是在喷嘴出口就马上完成,而是将继续破裂直到达到一定的轴向距离。小直径喷口分离少,就是说只有非常小的高速气流穿透,才有机会雾化液体射流。如果液体射流的分离增加,就会有更多气流分支能对射流雾化。但至今为止仍没有从实验或分析上给出这个机理。

五、结 论

1. 部分逆喷有助于提高雾化细度,特别是在较低气流速度下。
2. 对倾斜喷射, SMD 并不一定总是随着喷口直径的增加而增加。

参 考 文 献

- (1) Zhu, Y.T., Hou, M.Y. and Chin J.S., Experimental Study on the Atomization of Plain Orifice Injector under Uniform Cross Air flow, ASME Paper 86-GT-43, 1986.
- (2) Yang, G.X. and Chin, J.S., Study of Spray Characteristics of Plain Jet Injector under Heated Co-Axial Air Flow, AIAA 87-0065, 1987.
- (3) Yang, G.X. and Chin, J.S., Experimental Study of the Effect of High Back Pressure on the Atomization of Plain Jet Injector under Co-Axial Air Flow, ASME Paper 87-GT-56, 1987.
- (4) Zhang, Y., Wang, L.X. and Chin, J.S., Experimental Study on Spray Characteristics of Plain Orifice Injector under Uniform and Non-Uniform Cross Flowing Air Stream, ASME Paper 87-GT-57, 1987.
- (5) Ingebo, R.D., Foster, H.H., Drop Size Distribution for Cross Current Breakup of Liquid Jets in Airstream, NACA TN 4087, 1957.
- (6) Ingebo, R.D., Capillary and Acceleration Wave Breakup of Liquid Jet in Axial-Flow Airstream, NASA TP-1791, 1981.
- (7) Ingebo, R.D., Aerodynamic Effect of Combustor Inlet Air Pressure on Fuel Jet Atomization, AIAA 84-1320, 1984.

- (8) Hussein, G.A., Jasuja, A.K., Fletcher, R.S.: Penetration and Breakup Studies of Discrete Liquid Jets in Cross Flowing Airstream, ASME 82-GT-25, 1982.
- (9) Hussein, G.A., Jasuja, A.K., Fletcher, R.S.: Penetration and Breakup Behavior of a Discrete Liquid Jet in a Cross Flowing Airstream—A Further Study, ASME 83-GT-170, 1983.
-

动 态

苏联于1988年6—8月完成六次航天发射

1. 6月11日发射“宇宙1952”。进入轨道参数为倾角 70° ，远地点/近地点275/209km，周期89.4min。
2. 6月14日发射“宇宙1953”，参数为倾角 82.5° ，680/647km，周期为97.8min。
3. 7月14日发射“宇宙1958”，参数为倾角 65.8° ，417/375km，周期为92.4min。
4. 7月28日发射“宇宙1960”，参数为倾角 65.9° ，518/475km，周期为94.5min。
5. 8月2日发射“宇宙1961”，参数为倾角 1.4° ，36/31.2km，周期为24h23min。
6. 8月8日发射“宇宙1962”，参数为倾角 70° ，297/215km，周期为89.5min。

赵瑞湘 摘译自 Aerospace Daily 88年6~8月

THE INVESTIGATION OF DYNAMIC DISTORTIONS IN FLOWFIELD DOWNSTREAM OF STRONG SHOCK-BOUNDARY INTERACTION

He Zhongwei

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

In the condition of certain boundary layer, the dynamic flow distortion in a two-dimensional convergent-divergent duct at the interaction of typical strong shock to turbulent boundary layer is emphatically investigated in this paper. It is found experimentally that four turbulence peaks exist along the height of duct downstream of the interaction region, as well as that each peak corresponds respectively to the inflexion point of the Pitot pressure profile. The effects of shock strength and the duct geometry on the dynamic flow distortions are also discussed. The power spectral density (PSD) and probability density function (PDF) of Pitot pressure signals at the typical condition of the turbulence profile are analyzed in detail. It is noticed that the pattern of PDF of the Pitot pressure signals in vortex sheet at intersection of λ -shock is similar to that of sine wave in Gaussian noise.

Keywords: Flow distortion, Shock wave interaction, Inlet, Turbulence, Spectrum analysis

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION FINENESS OF PLAIN ORIFICE INJECTOR WITH NON-PERPENDICULAR INJECTION INTO CROSS FLOW AIR STREAM

Wang Lixin Zhang Yan Liu Zhen Jin Rushan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

As a further step on experimental study of atomization by plain orifice inje-