

高压气流中单个直射式喷嘴 顺喷雾化特性的试验研究

北京航空学院 杨桂祥 金如山

摘 要

试验研究了在高压气流中顺喷的单个直射式喷嘴雾化特性。试验结果表明索太尔平均直径随空气压力的增大单调地降低。采用收敛扩张喷管,使雾化区形成高压而又连续流动的流场,是高压下雾化试验研究的好方法。

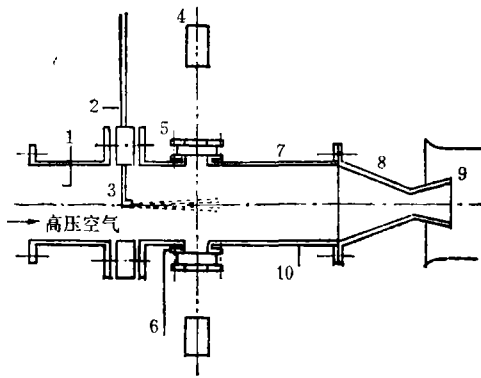
一 前 言

通常喷嘴雾化试验是在大气压下做的。在大气压下得出的雾化数据与实际工作高压下的雾化数据有所差别。了解其差别和关系,对实际高压燃烧装置的设计有很大意义。

Griffen和Lamb^[1], Elloit等人^[2], Rizk和Lefebvre^[3]以及Dodge和Biaglow^[4],由试验得出随空气反压的增大,液雾尺寸减小。但DeCorso^[5]得出与空气密度由 1.17 kg/m^3 增大至 9.27 kg/m^3 时,液雾索太尔平均直径SMD略微增大。Neya和Sato^[6]以及Rizk和Lefebvre^[7]得出雾化质量随空气压力增大而变坏。这些研究者认为:增大空气反压,其基本的影响应该是使雾化变细,但又受到其他因素的相反的作用,例如,空气压力增大会使喷雾锥缩小,引起液体与周围空气之间的相对速度减少;锥角变小也使液滴集中在一个较小的空间中,增大了液滴碰撞、凝聚的机会,等等。但至今为止,没有人提到过这可能是试验布置上的问题所造成。以前的研究^[1~7]中,大都采用高压密闭容器,喷雾生成的液雾很难及时沉降下来,因而测量的液雾已经与喷嘴刚雾化生成的不同了。本文研究中专门设计了与过去的试验不同的试验装置,采用收敛——扩张喷管保证雾化区液滴随空气‘及时’的流走,不会有回流及液滴累积起来。本文研究采用简单直射式喷嘴,雾化锥角很小,在高反压下就更小,喷雾集中在很小体积内,应该说碰撞和凝聚的机会更大,总之,上述解释雾化随空气反压增大而变粗的理由这里都存在。如果现在这种情况下,雾化并不随空气反压增大而变坏,那说明以上解释是不对的,真正的原因在于采用封闭容器来做高压下雾化研究的试验布置不恰当。

二 试验装置和测试方法

试验装置如图1所示。试验段是一个厚壁圆柱形钢管($\phi 44$,厚壁4mm),上游连接到一个高压的连续空气源。试验段两侧开有窗口,装有高质量磨平的光学玻璃片,以用于激光散射测液雾尺寸的激光通路。玻璃窗设有空气保护膜以防止窗口玻璃被液滴沾湿,这是高压雾化研究试验设计的又一个关键,也是过去国内研究高压雾化没有做出良好数据的一个重要原



1. 空气速度测量 2. 喷嘴压力降测量 3. 喷嘴
4. 马尔文粒度仪 5. 光学玻璃窗口 6. 保护光学
玻璃窗口的空气 7. 试验段 8. 收敛-扩张喷管
9. 排气管 10. 压力测量

图1 试验装置

因。窗口玻璃安装座经精心加工,窗口中心位置到喷嘴出口截面距离90mm。并采取了措施保证喷嘴喷射中心线与试验段中心线同心。试验段的设计、加工非常重要,否则由于不同心、不垂直、不平行导致的测液雾偏差,会超过由于试验参数改变而带来的影响,以致得不出有规律的、真实数据^[8,9]。试验段下游连接一个收敛—扩张喷管以保证试验段中空气压力与流速。为了可以独立地改变试验段的压力(或流速),加工了具有不同喉部面积的四种收敛—扩张喷管。改换喉部面积,可以在同一压力下,得出四种试验段流速下的雾化数据。

采用马尔文粒度仪2200来测量液雾尺寸,液滴尺寸分布用如下方程表达:

$$Q = 1 - \exp\left[-\left(\frac{D}{\bar{X}}\right)^N\right] \quad (1)$$

式中Q为液滴尺寸小于D的占液雾体积百分数; $\bar{X}$ 为液雾特征尺寸,即Q=63.2%时的液滴尺寸;N为Rosin-Rammler分布中尺寸分布指数。液雾的索太尔平均直径SMD为:

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

式中 Γ 伽玛函数。

本试验大多数情况下,激光散射测雾的遮光率(Obscuration)是很低的,只在反压1.6MPa和高喷嘴压力降时,最大遮光率为92%。当遮光率超过50%时,得出的雾化数据采用Lee Dodge的经验关系式加以修正^[10]。雾化介质是水,喷孔直径为0.5mm。

三 试 验 结 果

单个直射式喷嘴顺喷雾化的索太尔平均直径SMD随试验段压力增大的变化如图2示。在试验参数范围内,空气速度60~120m/s,喷嘴压力降0.2~2MPa,试验段压力0.1~1.6MPa,试验数据清楚地表明,SMD单调地随空气压力的增大而降低。尽管喷雾锥角确实非常小,任何情况下都不超过15°,喷雾也的确集中在很小的空间内,但并没有出现SMD随反压增大而增高的现象。由图2亦明显可见,在不同空气流速下压力对雾化的影响是不同的。

图3示,Rosin-Rammler分布的尺寸分布指数N随试验段压力增大而略微降低。

在同轴顺喷情况下,空气流速高于喷射速度,这时增大喷嘴压力降,提高喷射速度的净效果就是降低相对速度,这正是试验结果所表明的,如图4所示。本文研究中曾对空气压力0.1, 1.1MPa做过试验,得出的结果与图4所示空气压力0.7MPa下是一样的。为清晰起见,图4中只示出空气压力0.7MPa的结果。

增大喷嘴压力降使SMD增大的影响,在空气速度增大($V_a = 120\text{m/s}$)时就显得很小。这是

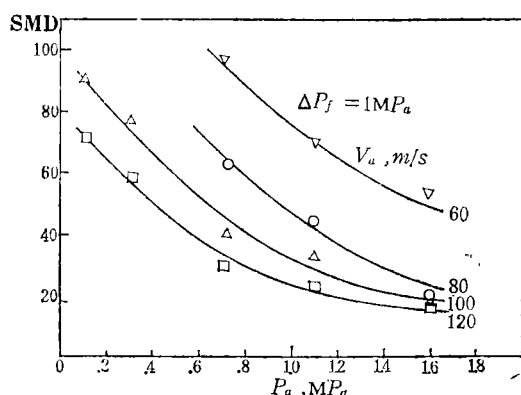


图 2 单个直射式喷嘴顺喷的SMD随试验段压力增大而单调降低

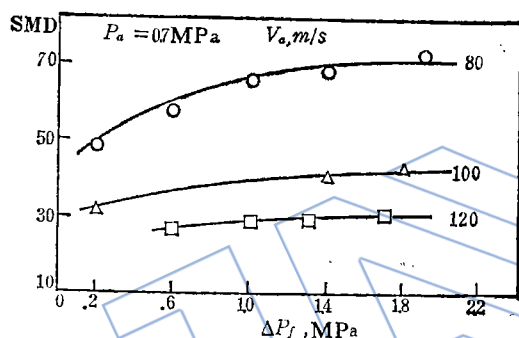


图 4 空气压力0.7MPa下, 同轴顺喷的SMD随喷射压力降增大而增大

由于在高空气流速下因喷射速度提高引起相对速度的减小与 V_a 相比较占的份量变小了。

图 5 示在空气压力0.7MPa下, 增大喷嘴压力降使 N 值降低。空气压力0.1或1.1MPa下, 亦得出同样结果。这就是说, 在同轴顺喷下提高喷嘴压力降(空气速度大, 于喷射速度), 既使喷雾变粗, 而且变得更不均匀。

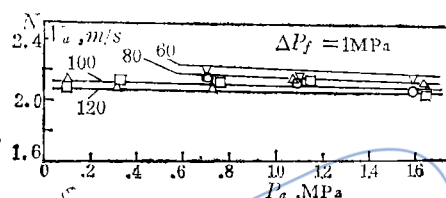


图 3 N 随空气压力增大而略微降低

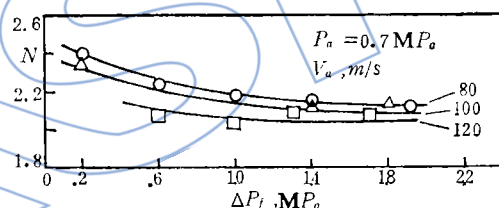


图 5 空气压力0.7MPa, 同轴顺喷下, N 随喷嘴压力降增大而降低

四 讨 论

在过去文献中关于空气反压对喷雾特性影响的试验数据的相互矛盾, 可能由各种因素造成。但由本文试验研究结果看来, 压力增高引起雾化锥角变小并非主要原因, 重要的是试验装置的设计和布置。要测量高压空气反压下的液雾特性, 必须形成如下的一个环境, 其中雾化是在高压下完成, 而又随空气流一起流走。这种情况和连续流动燃烧装置中的实际状况才比较接近(只是温度条件与燃烧装置中有所出入)。这样采用收敛-扩张喷管来形成试验段如上所述的环境, 是很好的试验研究高压雾化的方法。我们亦已经以同样方法对离心式喷嘴进行试验, 得出同样的规律性。

由本文试验数据表明, 不同空气流速下SMD随空气压力变化的关系式如下:

$$V_a = 60 \text{ m/s}, \quad \text{SMD} \propto p_a^{-0.38}$$

$$V_a = 80 \text{ m/s}, \quad \text{SMD} \propto p_a^{-0.42}$$

$$V_a = 100 \text{ m/s}, \quad \text{SMD} \propto p_a^{-0.49}$$

$$V_a = 120 \text{ m/s}, \quad \text{SMD} \propto p_a^{-0.51}$$

显然空气流速越高, 其指数的绝对值越大, 但不会出现正值指数。

在不同空气反压下, SMD与空气流速的关系如下:

$$p_a = 0.1 \text{ MPa} \quad \text{SMD} \propto V_a^{-1.39}$$

$$p_a = 0.7 \text{ MPa} \quad \text{SMD} \propto V_a^{-1.74}$$

$$p_a = 1.1 \text{ MPa} \quad \text{SMD} \propto V_a^{-1.84}$$

$$p_a = 1.6 \text{ MPa} \quad \text{SMD} \propto V_a^{-1.86}$$

这再一次证实在直射式喷嘴有空气雾化作用下, 各项影响因素是相互关联的, 其指数不能取为常值, 这个结论在文献^[11]中对横向气流中侧喷的直射式喷嘴雾化研究得出的, 本文研究中同样证实是正确的。这说明过去的研究者由于试验参数范围不同, 而又企图用常值指数去归纳试验数据, 必然结果是分散的。

五 结 论

1. 高反压下雾化试验研究装置的关键在于形成一个连续流动的环境, 避免回流, 避免液雾在空间累积起来, 采用收敛-扩张喷管可以形成试验段所要求的环境。

2. SMD随空气压力增大而单调地降低。

参 考 文 献

1. Griffen, E. and Lamb, T.A.J., "The Effect of Air Density on Spray Atomization", Motor Industry Research Association Report, 1953/5, 1953.
2. Abou-Eljalil, M.M.M., Elkotb, M.M., and Rafat, N.W., "Effect of Fuel Pressure, Air Pressure and Air Temperature on Drop Size Distribution in Hollow-Cone Kerosine Spray", 1st International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 1978, p.85-92.
3. Rizk, N.K. and Lefebvre, A.H., "Spray Characteristics of Simplex Swirl Atomizers", Progress in Astronautics and Aeronautics, volume 95, 1984.
4. Dodge, L.G. and Biaglow, J.A., "Effect of Elevated Temperature and Pressure on Spray from Simplex Swirl Atomizers", ASME paper 85-GT-58.
5. Decorso, S. M., "Effect of Ambient and Fuel Pressure on Spray Drop Size", ASME Journal of Engineering for Power Vol. 82, 1960, p.10.
6. Neya, K. and Sato, S., "Effect of Ambient Air Pressure on the Spray Characteristics of Swirl Atomizers", Ship Research Institute, Japan, paper 27, 1968.
7. Rizk, N.K. and Lefebvre, A.H., "Spray Characteristics of Spill-Return Atomizer", AIAA Journal of Propulsion and Power, vol.1, No.3, 1985, p.200.
8. Chin, J.S., Nikolaus, D. and Lefebvre, A. H., "Influence of Downstream Distance on the Spray Characteristics of Pressure-Swirl Atomizers", Transactions of the ASME J. of Engineering for Gas Turbine and Power, No.1, 1986.
9. Chin, J.S., etc., "Experimental and Analytical Investigation on the Variation of Spray Characteristics Along Radial Distance Downstream of a Pressure Swirl Atomizer", ASME paper no. 86-GT-51, Transactions of the ASME, J. of Eng of Gas Turbine and Power, July, 1986.
10. Dodge, L.G., "Change of Calibration Of Diffraction-Based Particle Sizers in Dense Sprays", J. Optical Eng., vol.23, No.5, 1984.
11. 张岩、朱俊勇、金如山, "在均匀及不均匀横向气流中单个直射式侧喷雾化细度的试验研究", 即将发表于 宇航学报。

A DESIGN METHOD FOR LENGTH OF CYLINDRICAL SEGMENT IN A THROTTLING CAVITATION VENTURI THROAT

Gao Hanru and Chen Qizhi

(National University of Defence Technology)

Abstract

A throttling cavitation venturi is one of the key components of the space variable-thrust liquid rocket engine. In order to reduce its pressure loss and improve its pressure recovery characteristics, a cylindrical segment is designed to be inserted in the venturi throat.

Based on the experimental results obtained from the cold flow tests, the empirical formula is proposed for the pressure recovery characteristics of the throttling cavitation venturi. Through the theoretical analysis, the procedure for designing the length of the cylindrical segment in the range studied and the available interval for choosing are presented. The analytical expression for the function of venturi taper stroke H versus stroke difference Φ , maximum relative error ξ and throttling ratio E is derived. With the aid of correction factor λ , the value of the cylindrical segment length for $\xi \neq 0$ can be calculated from that for $\xi = 0$. The related graphics are also given. It is found that the throttling ratio E has a pronounced effect on the determination of the cylindrical segment length.

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION OF PLAIN JET INJECTOR IN HIGH PRESSURE CO-AXIAL AIRFLOW

Yang Guixian and Jin Rushan

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

An experimental study has been carried out on the effect of high ambient air pressure on the spray characteristics of a plain jet injector in coaxial high velocity airflow. The air pressures tested range from 1 to 16 atm, the airflow velocity from 60 to 120 m/s and the pressure drops of the injector tested from 0.2 to 2 MPa. Working fluid is water. The key feature of the experiment is to use a convergent-disvergent nozzle to maintain a high air pressure in the test chamber and at the same time to maintain a high airflow velocity in the atomization zone. It totally eliminates the air recirculation and problem of slow droplet settling in a commonly used pressurized vessel for high pressure atomization. The results show that SMD decreases monotonously with the increase of ambient air pressure, and at different air velocities the effect of the air pressure is different. The drop size distribution parameter N in Rasin-Rammler distribution decreases slightly with the increase of ambient air pressure.