

低压下直流式喷嘴雾化特性试验研究

南京航空航天大学 徐圃青* * 王家骅

【摘要】 利用脉冲激光技术测量了低压下直流式喷嘴侧喷下游的油雾场, 获得了油滴直径、索太尔平均直径、燃油浓度空间分布以及射流穿透深度随环境压力下降的变化规律, 得出了在低压下由于气动力与脉动紊流强度的减弱, 将导致油雾平均直径增大和浓度空间分布不均匀等燃油雾化特性变坏的实验结果。同时研究比较了气流速度与油压对雾化特性的影响, 并认为: 气流速度始终是决定燃油雾化质量的主要因素; 低压下应考虑油压变化对射流穿透深度的影响。

主题词: 低压 直流喷嘴 雾化 试验
分类号: V231.23 TK123

1 引言

人们对直流式喷嘴雾化特性进行了较深入研究, 如: 柴油机气缸中高温高压状态下, 研究供油压力和缸内压力对喷嘴雾化特性的影响^[1,2], 常温常压下高速气流中, 研究喷射方式、气流速度、燃油种类对喷嘴雾化特性的影响^[3,4]。本文重点研究低压对喷嘴的雾化特性影响。同时还研究了气流速度和燃油压力的作用, 其结果可为冲压发动机、加力燃烧室的研制设计, 高空舱内性能调试提供参考。

2 试验设备、测试仪器、试验件及工况

试验设备是冷态低速风洞, 如图 1 所示。矩形试验段截面为 150 mm × 100 mm, 低压下横向油雾范围变宽, 少量油珠撞落在观察窗表面, 影响油雾场测量。为了保证试验工况和测试光路通畅, 设计加工了一套与透镜连接的套筒式盖板密封夹具。试验表明: 该装置密封性好, 对光学透镜无损伤、吸震, 拍摄的全息照片效果良好, 解决了低压雾化试验技术的难题。

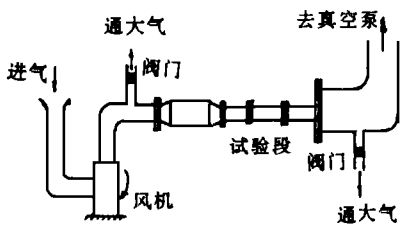


图 1 冷态、低速风洞试验设备

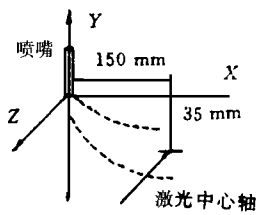


图 2 喷嘴下游油雾场坐标

测试系统由 2 部分组成: 由脉冲激光器与一组光学透镜组成的同轴全息记录部分, 被拍摄的油雾场在全息干版上成像; He- Ne 连续激光器、透镜组、显微镜、计算机组成再现处理部分, 由同波长的连续激光照射摄有油雾场信息的干版, 所成的像经显微放大, 输入计算机图像处理系统, 进行分析。实践表明该测试方法特别适合于非对称、粒径空间分布不均匀的粒子场的研究, 如直流式喷嘴的雾化特性。喷嘴直径 $\Phi=0.6\text{ }\mu\text{m}$, 采用侧喷方式, 相对坐标如图 2 所

表 1 试验工况

V_a	$P=0.105\text{ MPa}$	$P=0.08\text{ MPa}$	$P=0.06\text{ MPa}$	$P=0.04\text{ MPa}$
90 m/s	$P_f=0.3, 0.4, 0.5\text{ MPa}$	$P_f=0.3\text{ MPa}$	$P_f=0.3, 0.4, 0.5\text{ MPa}$	$P_f=0.3\text{ MPa}$
70 m/s	$P_f=0.3\text{ MPa}$		$P_f=0.3\text{ MPa}$	
50 m/s	$P_f=0.3\text{ MPa}$		$P_f=0.3\text{ MPa}$	

示。试验工况如表 1, 油压 $P_f=0.3, 0.4, 0.5\text{ MPa}$, 试验工质 RP- 2 型航空煤油。

3 结果分析

3.1 进气压力对雾化的影响

(1) 油珠体积累积分布。图 3 表示了来流速度 $V_a=90\text{ m/s}$, $P_f=0.3\text{ MPa}$ 时, 随着压力下降, 油珠体积累积分布曲线右移。这是由于作用在液柱上, 使液柱破碎的气动力减小, 大颗粒油滴增多, 造成雾化效果恶化。

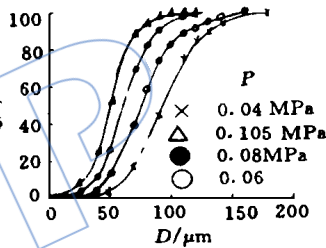


图 3 油珠容积分布

(2) 油珠频谱空间分布。油珠频谱空间分布如图 4 所示 ($P_f=0.3\text{ MPa}$, $V_a=90\text{ m/s}$, $\bullet D>780\text{ }\mu\text{m}$, $\triangle D=0-40\text{ }\mu\text{m}$, $\diamond D=40-80\text{ }\mu\text{m}$), 把油雾群中的油珠按直径大小分成几个组, 某一组油珠的空间分布定

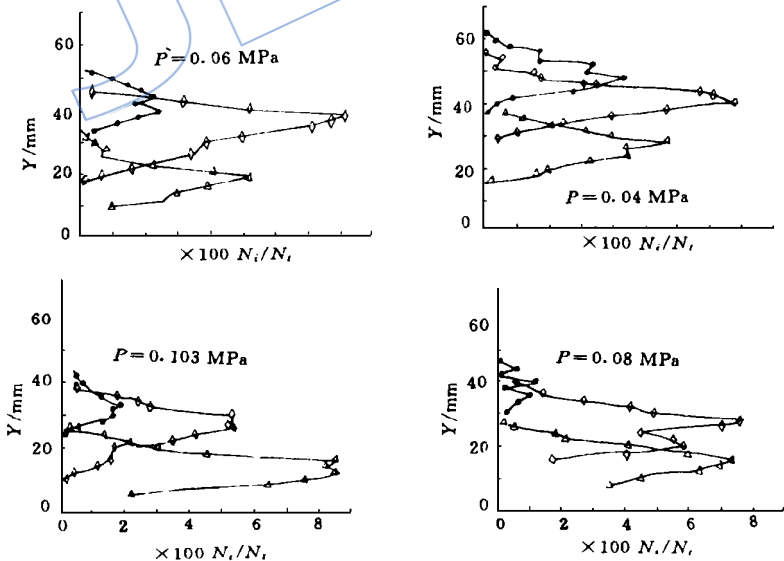


图 4 油珠频谱空间分布

义为: 当地这组油珠数量与油雾群总油珠数之比。由于压力下降, 其分布呈 3 个趋势, 首先大油

珠的比例增大, 其次油珠的穿透力增强, 再者油珠群 Y 向分布变宽。

(3) 油珠平均直径 SMD 与浓度场的空间分布。油雾场中某一点体积比(相对浓度)为这一点微元空间的燃油体积与所在截面燃油体积总和之比。图 5 表明($P_f = 0.3 \text{ MPa}$, $V_a = 90 \text{ m/s}$): 进气压力下降后, 虽然油珠群 Y 向分布增宽, 但如图 6 所示($P_f = 0.3 \text{ MPa}$, $V_a = 90 \text{ m/s}$) 最大浓度点的浓度反而变大, 说明燃油浓度的空间分布低压下更不均匀。同时, 当气压由 0.1 MPa 下降到 0.04 MPa 时, 最大浓度点下降了 25 mm 。在不同气压下, 油珠平均直径 SMD 的空间分布随 Y 向距离增加都呈增大趋势。

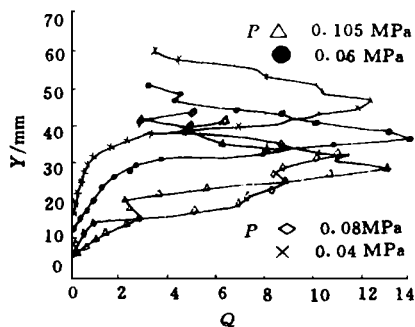


图 5 油珠容积空间分布随气压变化

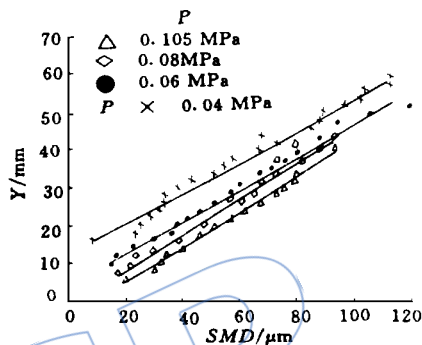


图 6 SMD 空间分布随气压变化

(4) 油珠群 SMD 与分布指数 N 。图 7a 反映了油珠平均直径 SMD 随进气压力下降, 加速增大, 如气压从 0.1 MPa 下降到 0.08 MPa , SMD 仅增加 $13 \mu\text{m}$ 左右, 而从 0.06 MPa 降低至 0.04 MPa , SMD 却增大了 $25 \mu\text{m}$ 。图 7b 表示了油珠分布指数 N 随气压下降而增大, 空气压力越低, N 增加也越快, 这意味着气压降低油珠尺寸虽然变大, 但尺寸分布较均匀。

3.2 其他因素对低压雾化特性的影响

(1) 气流速度。很明显, 气流速度始终是影响直流喷嘴侧喷雾化特性的主要参数。如图 8 所示, 不论低压或常压, SMD 随气流速度变化存在着相似的趋势, 气流速度增大, SMD 减小。而且速度越大, 速度的变化对 SMD 的影响越明显, 如速度从 80 m/s 增加到 90 m/s , SMD 减小 $20 \mu\text{m}$, 而从 50 m/s 上升到 60 m/s , SMD 仅减小 $8 \mu\text{m}$ 。这与作用在油珠表面的气动力大小随气流速度变化的趋势相吻合。

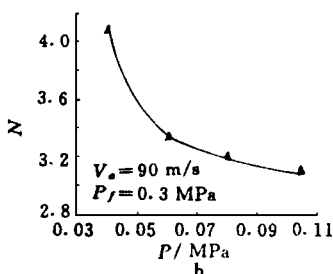
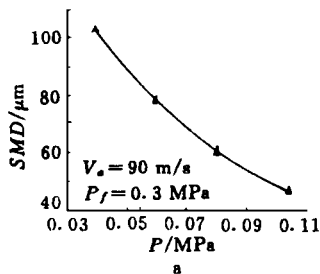


图 7 SMD 分布指数随进气压力变化

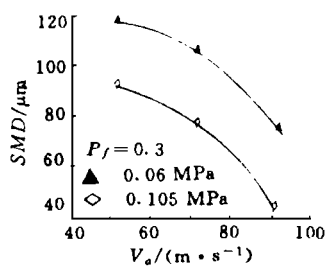


图 8 SMD 随气流速度变化

(2) 燃油压力。与常压的试验结果类似, 低压下, 试验范围内的燃油压力变化对油雾的平均

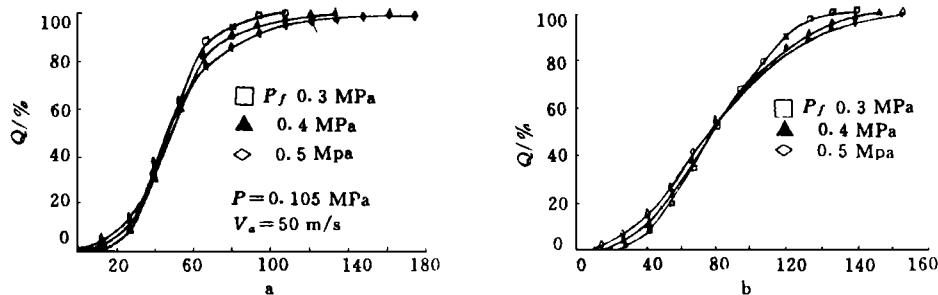


图 9 油珠容积分布随油压变化

直径影响不大,如图9所示。由于在加力燃烧室中,直流喷嘴在气流中侧喷,雾化质量主要取决于:由油压产生的高速射流与静止空气之间的相对速度^[1,2]。因此在油压变化范围不大时,直流式喷嘴在横向气流中侧喷,主要应研究油压对射流穿透深度的影响,而可忽略油雾平均直径随油压的变化。

4 结 论

(1) 随着进气压力的下降,空气密度的减小,使射流雾化的气动力减小,大油珠增多,射流穿透力增强,浓度的空间分布不均匀性加大。随气压下降,最大浓度点的纵坐标变化敏感,雾化质量明显恶化。

(2) 由于空气压力的降低,气流的脉动紊流强度变弱, Re 数降低,影响射流破碎后的大油珠二次雾化与油雾浓度空间分布的均匀性。

(3) 在均匀横向气流直流喷嘴侧喷,不管是常压还是低压状态,空气速度始终是影响射流雾化的最主要因素。

(4) 低压下直流喷嘴侧喷,油压主要影响射流的穿透深度,而油雾平均直径随油压变化可忽略。

参 考 文 献

- 1 Arthur H Lefebvre. Atomization and Sprays. Hemisphere Publishing Co. London, 1st Edition. 1987
- 2 何万祥等. 激光全息术在柴油机喷雾特性测量研究中的应用. 工程热物理论文集. 北京: 科学出版社, 1988
- 3 刘志刚, 王家骅. 利用激光全息测量直流喷嘴侧喷下游的油雾场. 中国航空学会第六届燃烧传热传质学术讨论会, 南京: 1988
- 4 王健, 王家骅. 高比重喷气燃料与常规燃料雾化特性对比试验研究. 航空动力学报, 1992, (3): 273

(责任编辑 杨再荣)

two-dimensional arrays of circular jet has been investigated in comparison to the jet orifice plate. The study covered jet at $Re_j = 5000-20000$; the initial crossflow rate $G_c/G_j = 0-1.3$; and nondimensional jet-to-surface spacing $Z_n = 1.5, 2, 2.5, 3$. The experimental results show that the impingement heat transfer from the rib roughened surface will be improved by increasing the initial crossflow rate. The heat transfer characteristics are considerably affected by the jet-to-surfaces spacing, and there exists an optimum. The effect of relative position of jet hole to ribs on heat transfer has been observed.

Key Words Shocks Heat transfer Cooling Turbines

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION CHARACTERISTICS OF PLAIN ORIFICE AT SUBATMOSPHERIC PRESSURE

Xu Puqing and Wang Jiahua

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The atomization characteristics of a plain orifice at subatmospheric pressure were studied by means of pulsed laser holography, and hologram images of cross-spray downstream fuel cloud field were analysed with computer image system. The results obtained show how the mean particle size and particle size space distribution vary with air velocity, ambient pressure and spray fuel pressure. The first, the air velocity is a primary factor that affects the fuel atomization at either normal or subatmospheric pressure, the mean particle sizes monotonically increase as the air velocity decreases. The second, as the air density reduces with descending ambient pressure, aerodynamic force and turbulent fluctuation are reduced which force spray fuel sheet to breakup and drop size to fall to a critical value. As a result, the penetration is augmented, atomization is retarded, and mean drop diameter is increased, as well as fuel density space distribution becomes non-uniform and the quality of atomization obviously deteriorates. Therefore, the ambient pressure is also important to atomization. The last, when the nozzle spray goes across the direction of air, at subatmospheric pressure spray penetration depth rises more rapidly than at atmospheric pressure as the fuel-injection pressure increases.

Key Words Low pressure Plain orifice Nozzles Atomizing Tests

NUMERICAL SIMULATION OF COMBUSTION PROCESS IN LRE TEST COMBUSTION CHAMBER

Wang Zhenguo, Zhou Jin, Yan Xiaoqing, Zhuang Fengchen

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT

Two-phase turbulent reacting flow model of the internal operating processes in Liquid Rocket Engine (LRE) is set up in non-orthogonal curvilinear coordinates. By means of this model, numerical simulation of the combustion flow process in LO₂/GH₂ test rocket engine has been accomplished. From the simulation, velocity patterns, contour maps of gas species concentration, temperature, pressure, Mach number, combustion efficiency, and plots of wall temperature and average radiation temperature, and plot of spray vaporization are obtained.

Key Words Liquid propellant rocket engines Combustion processes Numerical simulation