

模型燃烧室冷态喷雾场的实验研究*

邢小军¹, 徐行¹, 郭志辉¹, 李继保², 徐华胜²

(1. 北京航空航天大学 热动力研究所, 北京 100083; 2. 中国航空燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘要: 使用相位多普勒分析仪 PDA (Phase Doppler Analyzer) 对模型燃烧室内的喷雾场进行了实验研究, 测量了喷雾场不同工况下的喷雾特性, 分析了喷雾压力和旋流器对喷雾场的影响, 证明喷嘴压力提高可以增大喷雾场中粒子速度、通量及降低平均直径; 空气流则可以改变喷雾分布型, 形成回流区并扩大喷雾场范围。

关键词: 航空发动机; 燃烧室; 喷雾; 燃油雾化

中图分类号: V233.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)05-0061-05

Experimental study on spray field in combustor by phase doppler analyzer

XING Xiao-jun¹, XU Hang¹, GUO Zhi-hui¹, LI Ji-bao²; XU Hua-sheng²

(1. Inst. of Thermopower Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. China Aero Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: PDA (Phase Doppler Analyzer) was employed to study the structure of spray in model combustor. The measured parameters include the three-dimensional velocity, mean diameter and flux of liquid particles. The relation between spray parameters and operating conditions (the airflow mass and liquid pressure) was studied. It is proved that water pressure can accelerate the droplets and reduce the Sauter mean diameter (SMD). The air flow can enlarge and change the shape of the spray.

Key words: Aircraft engine; Combustion chamber; Spraying; Fuel pulverization

1 引言

为提高燃油喷嘴的性能, 必须对燃油喷雾场的结构和影响因素进行研究。前人在气动雾化喷嘴计算模型和燃油雾化结构方面作出了许多工作^[1~5]。但大多研究的是单个气动雾化喷嘴的工作特性, 并没有结合燃烧室中的实际流动情况。本文的实验是使用二维相位多普勒分析仪 (PDA) 对不同工况下的模型燃烧室冷态燃油喷雾场进行液滴的三维速度、粒度、通量等参数进行测量, 并研究工况 (包括供油压力、燃烧室引入气流流量和旋流度) 与喷雾场参数的关系, 对燃油喷雾场的结构作了进一步分析。

2 实验条件及过程

实验使用北京航空航天大学的喷雾实验台, 以

水为工作介质。实验件按实际发动机尺寸设计, 为了测量方便而仅研究单头部, 燃烧室也简化成矩型结构。主燃孔和掺混孔以及冷却空气孔的设计都与实际燃烧室相似, 以保证模拟气流结构对燃烧室内喷雾场的真实影响。喷嘴为双油路离心压力雾化喷嘴。双级反向旋流器的主要旋流数列于表 1。测量仪器是 DANTEC 公司的二维 PDA。以单个喷嘴在静态开放的大气环境中的喷雾实验为后继实验的参照样本。在模拟真实发动机燃烧室的冷态流场中, 测量了不同余气系数的三种工况的喷雾场。

3 实验结果及分析

3.1 单个喷嘴的喷雾特性

图 1 显示了供水压力对单个喷嘴下游 5 mm 处喷雾速度和 SMD 的影响。Y 坐标零点为喷雾中心位

* 收稿日期: 1999-10-27; 修订日期: 1999-12-27。基金项目: 国家重点实验室基金资助项目。

作者简介: 邢小军 (1972—), 男, 硕士, 主要研究领域为航空发动机燃烧室流动及燃烧的数值计算及实验研究。

Table 1 Parameters of three swirlers

No.	Inner swirler			Outer swirler		
	Swirl number	Vane angle	Flux/ ($\text{g}\cdot\text{cm}^2\cdot\text{s}^{-1}$)	Swirl number	Vane angle	Flux/ ($\text{g}\cdot\text{cm}^2\cdot\text{s}^{-1}$)
1	0.74	40	9.09	0.91	45	15.4
2	0.63	35	10.3	0.78	40	15.9
3	0.86	45	7.9	1.07	50	11.8

置, Y 方向垂直于喷雾锥中心轴线。从图1可见, 喷雾的轴向平均速度 U_{mean} 随着供水压力的增加而增加, 喷雾的 SMD 随着供水压力的增加而减小。原因在于供水压力增大, 使得从喷嘴喷出的液膜速度增大, 于是液膜与空气之间的相对速度增大, 能够促使液膜破碎的气动力和惯性力就随之增大, 因此, 液膜破碎成液珠、液珠二次雾化的过程得以加剧, 雾化效果更好, SMD 值更小。这与文献 [1, 2] 中的情况相同。值得注意的是, 在供水压力升高时, SMD 随供水压力升高而减小的趋势也在减小, 以至在高水压下, 压力变化对 SMD 作用不明显, 原因是压力提高对速度的作用在高水压下减小。

3.2 模型燃烧室内喷嘴的喷雾特性

3.2.1 气流对喷雾场的影响

从图2可见, 在有气流情况下 (流量 $m \geq 925 \text{ m}^3/\text{h}$), 粒子速度峰值明显向外偏移, 中心区域和外围出现低速区, 轴向速度峰值变化不大, 但径向速度峰值有明显增加。原因在于引入的空气旋流在中心和外边界造成回流区, 因此在这两个区域粒子速度较低。由于气流轴向速度与粒子较接近, 所以粒

子轴向速度峰值变化不大, 而空气旋流的径向速度比粒子径向速度大得多, 引起粒子径向速度峰值有较大提高。又因为空气旋流将液膜及其破碎所形成的液珠向外围输运, 所以轴向、径向速度空间分布范围大幅度加宽。

3.2.2 不同余气系数工况下的喷雾场各截面参数分布比较

图3和图4显示了引入燃烧室空气流量 $m \geq 925 \text{ m}^3/\text{h}$, 供水 $p = 1.27 \text{ MPa}$, 0.8 MPa , 0.6 MPa 的工况下喷雾场中三个截面 (距离喷嘴出口 7 mm , 12 mm , 22 mm) 的速度分布比较图。由于燃油喷雾场的纵截面是轴对称的, 图中零点位置即为中心, 所以在实验只测量了横截面上从中心开始沿径向的一条半径上的点的喷雾参数。从图中可以看到, 在速度分布方面, U_{mean} 和 V_{mean} 仍然是随供水压力的增加而增加, 而且低水压下峰值位置相对外偏, 原因是由于气流在旋流器的作用下形成空气旋流, 增加了使液膜和液珠向外的离心力, 低速粒子的径向速度小, 动量小, 穿透力弱, 受气流影响大, 因此轨迹更加向外偏移。而高水压引起的喷雾张角扩大表现得不

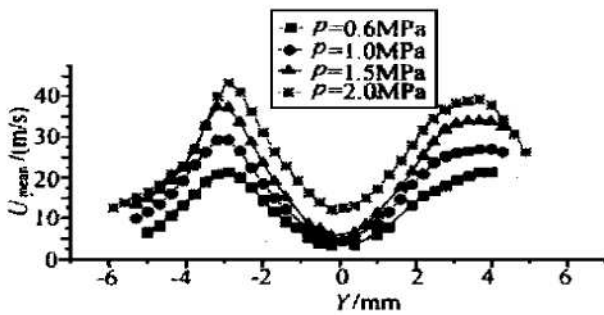
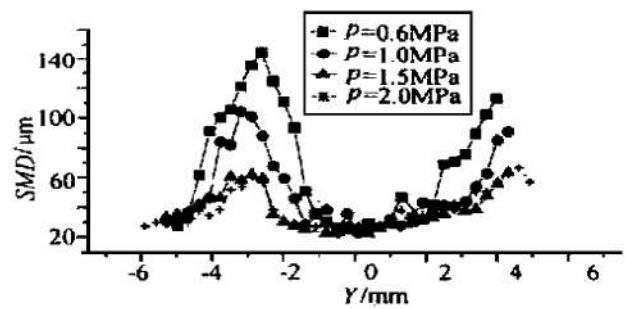
Fig. 1 Comparison of U_{mean} and SMD under different water pressure without airflow

Fig. 2 Comparison of droplet velocities with and without airflow

明显。此外，由于燃烧室头部旋流器作用，头部流场出现更明显的回流区，其受影响程度也随供水压力的增加而增大，在中心处和外围较为明显，高水压下的 U_{mean} 、 V_{mean} 出现负速度。原因是高水压下雾化效果更好，且喷雾张角稍大，中心处粒子更少、更小，更容易被回流所裹挟而形成负速度粒子。在同一工况不同截面，远离喷嘴的截面速度值有所下降，峰值位置外偏，中心回流区范围扩大，速度分布范围扩大。速度下降是空气阻力引起，同时大液珠在此行程中破碎成小液珠，因此速度分布范围扩大，并且受空气阻力更大，因此平均速度值有所下降。峰值位置外偏是喷雾锥角引起。中心回流区范围扩大说明直至 $z = 22$ mm 截面，还没有达到整个喷雾场回流区的中心位置。

图 5 中显示的是相同气流条件下，不同供水压力在三个喷雾场横截面形成 SMD 分布比较图。从图中可见，相同气流条件下， SMD 值仍然随供水压力增加而减小，而且有气流情况下在中心位置更为显著，原因是高水压下液膜及液珠速度提高，与空气之间的相对速度提高，加强了雾化效果。由于旋流器的作用，液膜及其破碎所形成的液珠被旋转气流向外牵引，大部分在外围破碎、雾化，在中心只有游离的小液珠，因而 SMD 在中心处值比无气流情况更小。这与文献 [3, 4] 所描述的情况相同。对于 SMD 峰值位置，除了外围一些不规则数据点外，由中心附近较规则数据分布来看，高水压工况的 SMD

峰值位置在各个截面上都比低水压工况的 SMD 峰值位置偏向外围。原因在于，供水压力高时，液膜的旋转速度增大，液膜的扩张角度也有所增加， SMD 峰值位置正是液膜破碎位置和主要大液珠轨迹所经过的位置，因此 SMD 峰值位置随着供水压力增加而向外偏移。而且由于高水压下液珠的速度较大，不容易被气流带到外围，所以 SMD 的峰值范围较窄，而低水压工况的液珠速度较低，粒子容易被空气旋流带到外围，因而 SMD 峰值区域较宽。

图 6 为相同气流条件下 (流量 $m\dot{v} = 925$ m³/h)，水压对喷雾场各截面通量 F 的影响图。从图 6 可以看到喷雾通量在三个不同截面、在不同水压下的分布。供水压力较高时，峰值所在位置都比低水压工况的通量峰值位置偏外，而且高水压工况的大通量空间分布范围较窄，曲线较突兀，而低水压工况的相对大通量分布范围较宽，曲线较平缓。原因是高水压工况下，旋转液膜的张角有所加大，液膜破碎位置和主要大液珠轨迹所经过的位置就是通量峰值所在位置，因此高水压工况的通量峰值位置比低水压工况偏外，在中心位置附近，高水压工况的通量值更低；而低水压工况下，液滴速度小，更容易被空气旋流所裹挟而进入回流区，在中心处通量值更大。由于高水压下，液膜及其破碎所形成的液珠的速度较大，能穿透空气旋流而发散较少，所以通量分布峰值位置明显；而低水压下，液膜及其破碎所形成的液珠的速度较小，容易被空气旋流所裹挟向

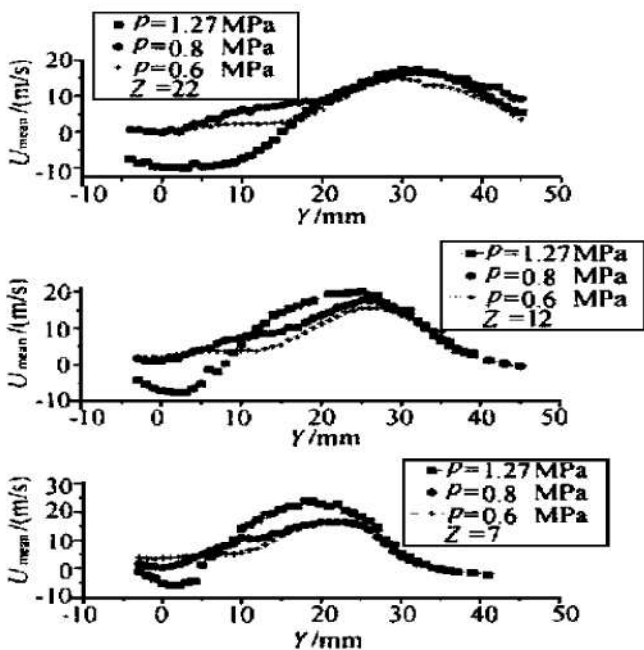


Fig. 3 Comparison of U_{mean} under different water prssure in three flats with airflow

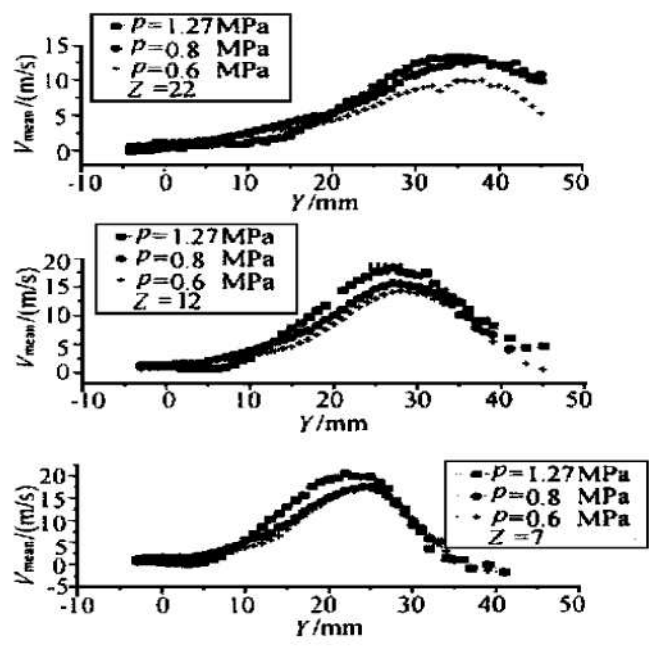


Fig. 4 Comparison of V_{mean} under different water prssure in three flats with air

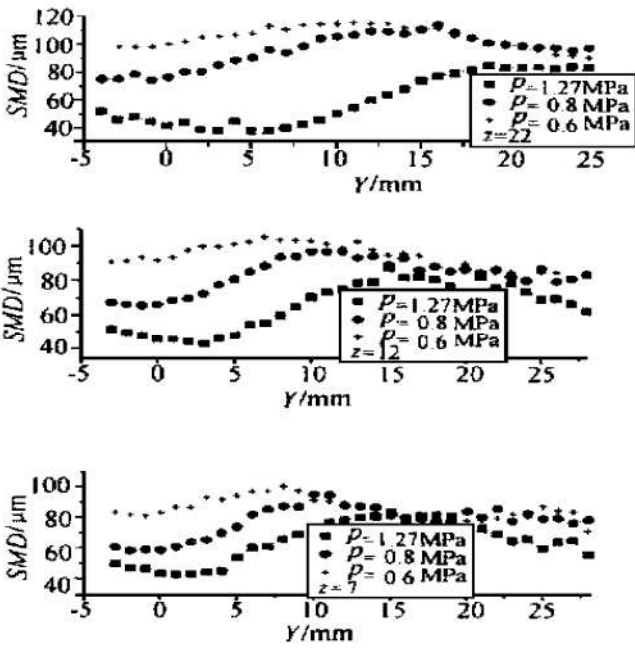


Fig. 5 Comparison of SMD under different water pressure in three flats with airflow

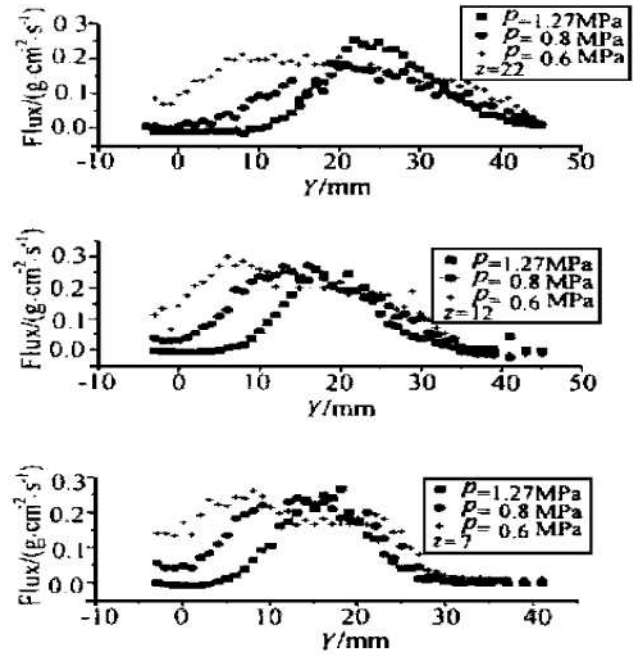


Fig. 6 Comparison of F under different water pressure in three flats with airflow

外围扩散，因此，在通量峰值位置外侧仍然有相对较高的通量分布，所以通量曲线比较平缓。

3.2.3 三种旋流器的设计对喷雾参数的影响

不同旋流器对轴向和径向速度影响不大，对切向速度 W_{mean} 影响较大。如图 7，由于采用的是逆向双旋流器，因此切向速度由内而外出现正负两个峰值。No. 2 旋流器旋流数最小，而切向速度两个峰值都是最大，可能的解释是流动通道的扩大，气体流速增加的结果。而 No. 3 由于叶片旋转角度最大，因此也具有较大的切向速度峰值。而 No. 1 旋流器的双级旋流器的旋流数都居中，双级气流的反向抵消作用表现较明显，因而，切向速度最低。在外围区域，No. 2 旋流器的大流量对切向速度值的影响减小，而 No. 3 旋流器的大旋流数的影响更加明显，所以 No. 3 旋流器切向速度值最大。No. 1 旋流器的旋流数居中，切向速度值也居中。No. 2 旋流器切向速度最小。

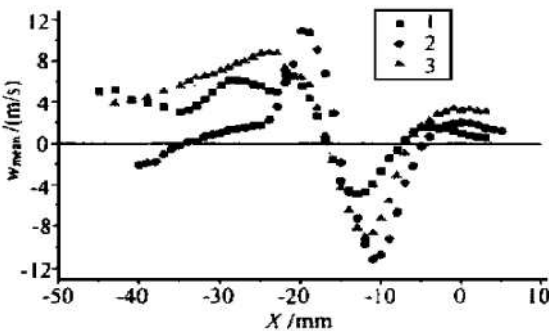
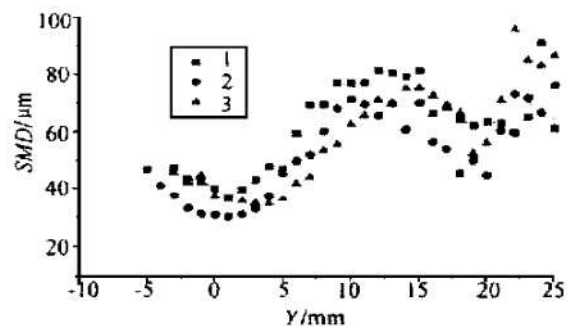


Fig. 7 Comparison of W_{mean} and SMD using different swirler

SMD 的分布也受到影响，No. 2 旋流器的空气流速大，No. 3 旋流器的旋流数大、双层空气旋流的剪切力强，因此二者所对应的 SMD 值比 No. 1 旋流器小。在距离中心 0 mm~ 15 mm 范围，处于回流区范围内，No. 3 旋流器的旋流数较大，因此回流区较大，它所对应的喷雾场的液膜及其破碎所形成的液珠分布更加偏外，中心附近粒子更小。在距离中心 15 mm~ 25 mm 范围，是内外旋流剪切最强烈的区域，图 7 显示 No. 2 旋流器的正负切向速度峰值相差最大、剪切力最强，因此在该范围所对应的 SMD 最小。

4 结论

(1) 空气旋流作用使液珠的轴向、径向速度峰值位置都大幅度向外围偏移，粒子空间分布范围大幅度增加，其径向速度有较大提高，轴向、径向速



度分布范围都有所增加, 在中心区域和外边界形成明显的回流区, 高水压工况比低水压工况更明显。

(2) 有气流情况, 水压升高, *SMD* 峰值位置向外偏移, 峰值区域渐窄, 而峰值有所减小; 在中心 *SMD* 值减小很明显。通量峰值位置向外偏移, 大通量值的分布范围比低水压工况要窄一些。

(3) 旋流器对喷雾分布的影响比较复杂, 旋流数不能太大, 否则会减小流通面积, 增大流阻, 降低流速; 又不能太小, 否则起不到旋流作用。

参 考 文 献

[1] Rizk N K, Mongia H C. Further validation of a semi analytical approach for fuel injectors of different concept [R].

AIAA 90-2190.

[2] Rizk N K, Mongia H C. A semi analytical approach validation for airblast atomizers [R]. AIAA 90-0361.

[3] Wynne A, Jasuja A. Visualization of airblast atomized spray structure under varying air pressure condition [R]. AIAA 91-2199.

[4] Jasuja A K, Tam C K. Determination of airblast atomized spray structure using state-of-the-art laser diagnostics [R]. AIAA 92-3232.

[5] Zheng Q P, Jasuja A K, Lefebvre A H. Structure of airblast sprays under high ambient pressure conditions [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119: 512~ 518.

(责任编辑: 龚士杰)

简 讯

31 所成功试验了大推力比单室双推力固体发动机

2000 年 8 月 11 日, 31 所研制的推力比 18: 1 的单室双推力固体火箭发动机成功地进行了地面点火试验。结果内弹道曲线正常, 发动机全程工作, 转级顺利, 结构完整, 各项测试数据与设计值相符。一级平均推力 13.4 kN, 工作时间 2.281 s; 二级平均推力 0.723 kN, 工作时间 27.6 s, 完全满足设计要求。由于此发动机两级推力比很高, 燃烧室、喷管和装药的结构、力学性能和燃烧特性都有特殊的要求, 设计难度很大。在充分利用多年固体型号研制经验和成果的基础上, 进行了多次单级地面试验和多项技术攻关, 最终突破了大推力比单室双推力的技术关键, 验证了某型号联合动力装置改型为单室双推力发动机的可行性。试验的成功, 证明 31 所掌握了大推力比单室双推力的关键技术, 具备了单室双推力固体火箭发动机工程研制的能力和条件, 为今后的新型号研制打下了坚实的基础。

(张鹤皋 供稿)

普惠公司研究 JT9D 消音方法

普惠公司正在研制“技术部件”以抑制 JT9D 发动机的噪音, 使之符合国际民航组织即将规定的 4 级噪音条例。

条例可能要求噪音等级在 8 dB 与 11 dB 之间, 低于现在的 3 级标准, 未经处理的 JT9D 发动机达不到此标准。这些 JT9D 发动机是 70 年代首批装在波音 747 上的高涵道比涡扇发动机。据统计, 2500 多台 JT9D 发动机用于推进空中客车 A300/A310, 波音 747、767 和麦道 DC-10。

如果有市场, 生产商就会提供“技术部件”, 另外还有一修无决条件, 就是要弄清欧盟与美国关于再确认的法规。

在研的“技术部件”是为 PW2000 和 PW400 研制的, 以计算机为基础的最新设计方法用于 PW6000 和 PW8000。

其它减少噪音的方法是优化叶片和静子数量。普惠称, 同样要检查“钟形喷管”或者主喷油孔出口的扰流片。这些金属器件将大大提高射流和自由流的混合, 与 GE 公司的 V 形喷管工作方法类似。

(冯永红 供稿)