

# 航空发动机离心式喷嘴宏观喷雾特性\*

刘 祺, 夏 津, 黄 忠, 钱 勇, 具德浩

(上海交通大学 机械与动力工程学院 动力机械与工程教育部重点实验室, 上海 200240)

**摘 要:** 为探究航空发动机离心式喷嘴的喷雾宏观特性, 通过将该喷嘴在高温高压定容弹中进行喷雾过程的实验, 并结合阴影法与纹影法进行光学测量。首先以水作为射流工质, 观察不同喷射压力下水进入大气环境中的雾化角变化, 发现喷嘴结构对雾化角有着重要影响, 最大雾化角与喷嘴出口的导流结构夹角相等。其次以正癸烷作为工质, 通过不同环境压力和温度下的多组实验测量其它喷雾宏观特性如液膜破碎长度, 结果表明在背压大于1.75MPa的工况下, 该离心式喷嘴无法形成清晰稳定的锥形喷雾结构, 此外还揭示了高背压加强了气动力而高环境温度减小了表面张力和粘性力, 两者都起着促进雾化的作用。

**关键词:** 离心式喷嘴; 液膜破碎长度; 雾化角; 阴影法; 纹影法

**中图分类号:** V231.2+3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0362-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190592

## Macro Spray Characteristics of Pressure-Swirl Nozzle in Aero-Engine

LIU Qi, XIA Jin, HUANG Zhong, QIAN Yong, JU De-hao

(Key Laboratory for Power Machinery and Engineering of Ministry of Education, School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** To clarify the macro spray characteristics of pressure-swirl nozzle in aero-engine, a certain type of pressure-swirl nozzle was used to simulate the fuel injection process in a high-temperature and high-pressure constant-volume chamber. Optical diagnostic measurements were conducted through backlight illumination technology and schlieren imaging technology. Firstly, water was injected into atmosphere to investigate the change of spray cone angle at different injection pressures. It was found that the nozzle structure has an important influence on the spray cone angle and the maximum spray cone angle is equal to the angle of the flow-guiding structure at the nozzle outlet. Secondly, *n*-decane was used as spray substance to investigate other macroscopic spray characteristics such as breakup length of liquid film at different environmental pressures and temperatures. The results showed that the pressure-swirl nozzle could not form a clear and stable conical structure when the ambient pressure was greater than 1.75 MPa. It was also found that increased ambient pressure promotes atomization by increasing aerodynamic forces and increased ambient temperature promotes it by decreasing viscous force and surface tension of spray.

\* 收稿日期: 2019-08-29; 修订日期: 2019-11-07。

基金项目: 上海市科学基金 (18ZR1418700)。

作者简介: 刘 祺, 硕士生, 研究领域为发动机燃油喷射与雾化。E-mail: crazyvira@sjtu.edu.cn

通讯作者: 具德浩, 博士, 副教授, 研究领域为发动机燃油喷射与雾化。E-mail: d.ju@sjtu.edu.cn

引用格式: 刘 祺, 夏 津, 黄 忠, 等. 航空发动机离心式喷嘴宏观喷雾特性[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 362-371.  
(LIU Qi, XIA Jin, HUANG Zhong, et al. Macro Spray Characteristics of Pressure-Swirl Nozzle in Aero-Engine [J].  
*Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 362-371.)

**Key words:** Pressure-swirl nozzle; Breakup length of liquid film; Spray cone angle; Backlight illumination technology; Schlieren imaging technology

## 1 引言

目前的航空涡轮风扇发动机以液态航空煤油作为燃料,经过喷射、破碎、雾化并与周围环境气体混合之后,最后发生燃烧。因此,发动机工况下的液体燃料喷雾研究是探究燃烧现象的前提与基础,燃油喷嘴的结构、喷射工况以及环境工况都对喷雾结构和雾化特性有着直接的影响,进而对发动机燃烧效率、污染物生成、结焦积碳以及温度分布产生重要影响。液体喷雾作为流体力学的一个分支一直是研究的难点,喷雾过程不是单纯的流体流动问题,而是涉及到湍流扩散、蒸发相变、破碎雾化、颗粒碰撞、壁面效应、管内流动等诸多复杂且相互耦合的两相流动问题。

航空涡轮风扇发动机主燃烧室中通常采用离心式喷嘴或者离心喷嘴与旋流器的组合形式(复合喷嘴),液体燃料经喷嘴出口形成锥状环形液膜,然后液膜在气流中破碎雾化<sup>[1]</sup>。不同于Lin等<sup>[2]</sup>归纳的四类液柱破碎雾化形式,液膜的破碎雾化过程以及射流结构有着其固有的特性,其机理也与液柱破碎有所不同。目前学术界对液体射流雾化机理的研究,主要集中在直射式喷嘴柱形射流,对于离心式喷嘴喷雾场中空心锥形液膜的形成和破碎,至今仍未形成一套完整的理论体系。Du等<sup>[3]</sup>通过两相流模型模拟了离心式喷嘴液滴的分布,结果表明离心式喷嘴喷雾场的液滴分布主要有三种类型,分别为喷雾中心处的小液滴、沿喷雾周边的大液滴和夹杂在中间的中型液滴。Sivakumar等<sup>[4]</sup>使用离心式喷嘴将航空燃料喷射到静止环境大气中,获得了雾化角、液膜破裂和喷雾液滴尺寸分布等特性的定量测量。Wen等<sup>[5]</sup>通过对小流量离心式喷嘴的实验研究发现旋流槽数是离心式喷嘴雾化性能的主要影响因素,旋流槽数的增多造成雾化角的增大。Song等<sup>[6]</sup>使用高速摄影研究了跨临界航空煤油喷雾。该研究采用高速摄影分析了跨临界状态航空煤油向不同环境中喷射的过程,随着环境工况的不同,喷雾也呈现出不同的破碎机理,破碎长度也会随之变化。通过分析得到环境温度与雷诺数是影响破碎长度的主要因素。Ghobad<sup>[7]</sup>综合考虑了离心式喷嘴内部结构和内部流动对喷雾特性的影响,发现雷诺数的增大会导致液膜厚度的减小,粘度的增大会导致雾化角的减小。

Kim等<sup>[8]</sup>研究了离心式喷嘴结构参数对内部气核及液膜厚度的影响,认为适当的旋流室长径比或足够的切向入口质量流量有利于形成稳定的气核。Bayvel等<sup>[9]</sup>研究了无粘流动下离心式喷油器喷射特性(流量系数、雾化角和液膜厚度)是单个喷油器尺寸(定义为喷油器常数)的函数。

综上所述,目前针对离心式喷嘴的液体燃料喷雾研究主要集中于:(1)喷嘴结构对喷雾场结构和特性的影响;(2)不同环境工况对喷雾场结构和特性的影响。鲜有文献将两者对于喷雾特性的影响进行综合考量和研究,因此在不同环境条件下对航空涡轮风扇发动机中所使用的离心式喷嘴喷雾特性的研究显得尤为必要。

## 2 实验部分

### 2.1 实验设备

实验系统如图1所示,主要由以下部分组成:高温高压定容弹、燃油喷射系统、加热系统、进排气系统、控制系统光学测量系统。燃油的喷射过程在高温高压定容弹中进行。该定容弹可视直径为140mm,设计承受最高瞬态压力为12MPa,耐受温度最高为800K。燃料喷射系统通过高压氮气加压并将燃料喷射到定容弹中。加热系统包括安装在定容弹内部的内置电加热丝和温控箱,电热丝功率为10kW,能够升温到800K,温控箱主要用来对定容弹内部气体温度的精确控制。定容弹内的压力则通过进排气系统充入高压氮气控制。当定容弹内的压力和温度达到设定点时,通过控制系统打开电磁阀开关,燃油被喷入定容弹内,与此同时利用高速摄影拍摄下喷雾图像。在每次实验开始之前,必须清洁定容弹以确保其中没有剩余燃料,否则发生雾化的燃油液滴会附着在玻璃表面而影响观测。

实验选用的压力传感器量程为0~20MPa,在整个量程范围内精度为 $\pm 0.5\%$ 。温度传感器响应时间高达18ms,常温下可受最高压力为68MPa,精度为 $\pm 1.6\%$ 。所有采集到的压力和温度数据通过Labview程序记录。

实验选用某型航空发动机中真实使用的离心式喷嘴,最大运行压力为20.7MPa(3000psi),以水作为喷雾介质在0.69MPa(100psi)运行压力下的流量为30.3L/h,可以在6.9MPa(1000psi)运行压力下可以产

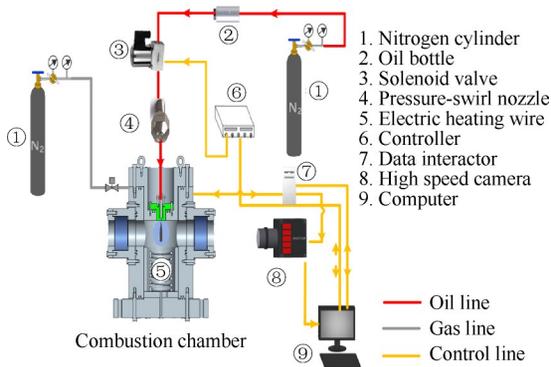


Fig. 1 Experimental system

生索特尔平均粒径  $SMD < 10 \mu\text{m}$  的液滴。喷嘴流道如图 2 所示。该喷嘴有四个旋流槽, 出口处有一段渐扩式导流结构。实验使用耐高压电磁阀控制喷油系统的开闭, 经过多次实验发现, 电磁阀开启后 0.1s 喷油状态达到稳定。

考虑到喷射时间过长会导致定容弹内油气过多, 附着在视窗玻璃上影响观测, 故设置电磁阀开启时间为 0.2s, 考虑到电磁阀的响应延迟, 选取 0.1s~0.2s 的连续稳态喷射照片作为原始图像。

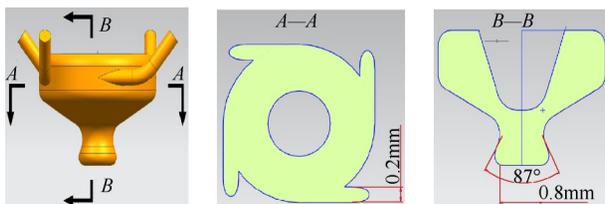


Fig. 2 Fluid domain of pressure-swirl nozzle

相机选用 Photron Fastcam-Mini APX 高速摄像机, 在本次实验中采用了 1000fps 的帧率来进行图像的拍摄, 曝光时间为 1ms, 数据采集卡与计算机相连, 输出接口连接高速摄像机和继电器。在计算机中通过 Labview 软件编辑控制程序, 触发程序时, 数据采集卡的输出端口两个通道同时发出 TTL 信号。一个通道的信号通过继电器控制电磁阀的开启和关闭, 另一个通道控制高速摄像机拍摄的开始。两者协同作用, 从而获取实验所需的喷雾图像。

## 2.2 研究方法

### 2.2.1 光学测量方法

对于常温环境而言, 阴影法可以更好地观测喷雾场的细节, 如雾化液滴的分布及射流表面结构等。而在高温环境下, 燃油很快蒸发, 燃油蒸气无法通过阴影法直接观测, 需要结合纹影法共同观测宏观射流特性, 阴影法和纹影法光路分别如图 3(a), (b) 所示。

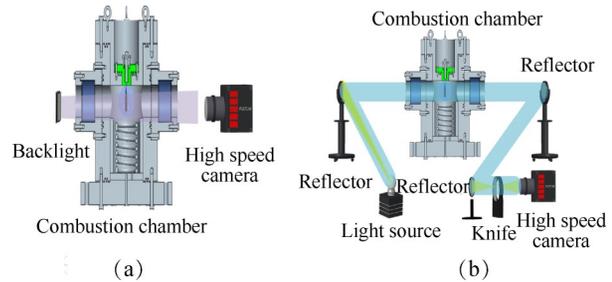


Fig. 3 Light path of backlight illumination technology and schlieren imaging technology

### 2.2.2 雾化角的定义与测量

Lefebvre 等<sup>[10]</sup>指出, 离心式喷嘴出口处形成的初始锥形角度非常依赖于喷嘴设计特征、喷嘴操作条件和液体特性。即使将液体射入静止空气中时, 由喷雾本身产生的气流也对其物理结构产生深远的影响, 这是因为离心式喷嘴产生的空心锥形液膜容易受到周围空气影响, 而雾化角的变化会改变液膜在空气中的暴露程度, 从而对射流形态产生影响。对实际的航空发动机而言, 雾化角过大, 油滴将会穿出湍流最强的气流区域而造成混和不良, 降低燃烧效率, 此外还会因为燃油喷射到燃烧室壁面上造成结焦或积碳现象, 严重影响传热效果。雾化角过小, 则会使燃油液滴不能有效地分布到整个燃烧室空间, 造成空气/燃料混和不良, 燃油会过于集中地喷到缺氧的回流区, 产生更多的热分解。因此雾化角是重要的喷雾宏观特性。

不同学者对于雾化角的定义也有不同观点。文献[1]中将雾化角定义为从喷嘴出口到距出口特定距离为  $R$  的圆弧和喷雾轮廓线相交点与喷孔中心连线的夹角。Nowruzi 等<sup>[11]</sup>将雾化角定义为从喷射器的喷嘴尖端开始到液体包裹的最大径向距离的两个点之间的夹角。

上述两种定义并没有考虑到喷孔面积对雾化角测量的影响, 当雾化角较小或喷孔面积较大的情况下, 上述定义雾化角的方式会使得测量值偏大。本次研究综合考虑喷雾形态的不对称性和喷孔面积的影响, 将雾化角定义为到距出口特定距离为 10mm 的圆弧和喷雾轮廓线以及喷孔延长线交点的两个夹角  $\alpha$  与  $\beta$  之和, 如图 4(a) 所示。为了定量测量图像中的距离, 需要对实验中的尺寸进行标定, 标定方法通过已知喷嘴头部端面直径和图像中断面直径像素点个数计算对应的比例关系, 所需测量的长度则根据图中截取的像素点个数换算成长度单位即可, 标定方法如图 4(b) 所示。

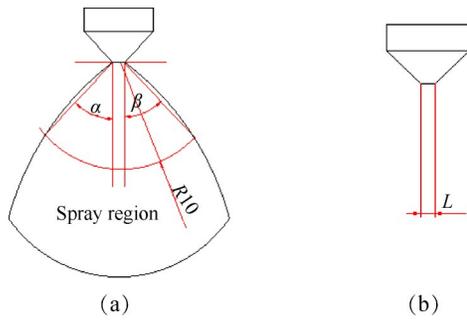


Fig. 4 Definition of spray cone angle and size calibration (mm)

2.2.3 液膜破碎长度的定义与测量

由于环境气体对射流产生剪切力的作用,射流会在离开喷孔后某处分裂、破碎。对离心式喷嘴而言,环境气体的剪切力会导致液膜的分裂与破碎,本次研究中,液膜破碎长度定义为从喷孔起沿着其轴向长度测量的射流的完整部分。根据文献[12-13]的方法,使用Matlab的子函数“im2bw”将原始图像转化为二进制图像。使用Matlab子函数“Graythresh”确定阈值水平,本次实验最终选定阈值为0.2。该子程序基于灰度直方图的第零和第一累积矩,将阈值定义为灰度直方图斜率等于1/e的像素强度。获得二进制图像后,沿喷射方向距离喷孔位置最近的白色区域的长度即为液膜破碎长度,如图5所示。值得一提的是,液膜破碎长度作为参数没有唯一的定义。不同的定义和测量技术会改变其绝对大小。因此,与实际绝对值相比,液膜破碎长度随着工况的改变而变化的趋势相比于具体的数值更具有研究价值。

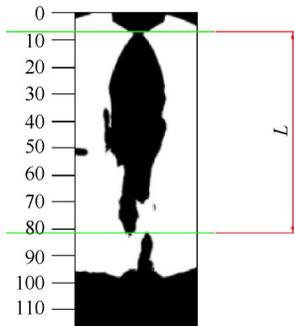


Fig. 5 Measurement of liquid film break-up length (mm)

2.3 实验工况

2.3.1 水的喷雾实验

为节约燃料,首先选用水作为喷射工质,通过改变喷射压力并将其射入大气环境中( $p_{env}=0.1\text{MPa}$ ,  $T_{env}=300\text{K}$ )观察喷雾特性,选取的不同喷射压力工况如表1所示。

Table 1 Different injection pressures of water spray experiment ( $p_{env}=0.1\text{MPa}$ ,  $T_{inj}=300\text{K}$ ,  $T_{env}=300\text{K}$ )

Parameter	$p_{inj}(\text{Min})/\text{MPa}$	$p_{inj}(\text{Max})/\text{MPa}$	$\Delta p_{inj}/\text{MPa}$	Number of experiments
Value	0.5	5	0.5	10

2.3.2 正癸烷常温喷雾实验

航空发动机所用的燃料成份非常复杂,以国内常见的大庆RP-3航空煤油为例,它由上千种成份组成,包括C7~C16等多种链烃、环烷烃以及芳香族化合物<sup>[14]</sup>。正癸烷物理性质与航空煤油接近,且作为纯净物便于研究,被广泛用于航空煤油模型燃料的构建<sup>[15-17]</sup>。因此本节实验选用正癸烷作为航空煤油的模型燃料,将喷射压力控制在5MPa并喷入定容弹内,除了0.1MPa下的环境背压外,选取的高背压工况如表2所示。

Table 2 Different high ambient pressures of  $\text{C}_{10}\text{H}_{22}$  spray experiment ( $p_{inj}=5\text{MPa}$ ,  $T_{inj}=300\text{K}$ ,  $T_{env}=300\text{K}$ )

Parameter	$p_{env}(\text{Min})/\text{MPa}$	$p_{env}(\text{Max})/\text{MPa}$	$\Delta p_{env}/\text{MPa}$	Number of experiments
Value	0.25	2	0.25	8

2.3.3 正癸烷高温喷雾实验

选用正癸烷作为喷射工质,喷射压力和背压分别为5MPa和1.5MPa,通过改变环境温度观测喷雾特性的变化。查询美国国家标准与技术研究院(NIST)数据库,正癸烷在1.5MPa压力下的沸点约为590K,因此选取的三个环境温度工况为440K,590K和680K,分别代表小于沸点温度、等于沸点温度和大于沸点温度。

雾化的过程归根结底就是作用在液体上的气动力、惯性力等外力与表面张力、粘性力等内力之间相互作用的结果。在高温环境条件下,正癸烷的密度、运动粘度和表面张力系数等物性参数都将减小,进而影响雾化的效果。表3列举了不同温度工况下正癸烷的物性参数。

Table 3 Physical properties of *n*-decane at different temperatures ( $p_{env}=1.5\text{MPa}$ ,  $P_{inj}=5\text{MPa}$ ,  $T_{inj}=300\text{K}$ )

Temperature/K	Density/( $\text{kg}/\text{m}^3$ )	Kinematic viscosity/( $\text{m}^2/\text{s}$ )	Surface tension coefficient/( $\text{N}/\text{m}$ )
300	735.4733	$1.20722 \times 10^{-6}$	0.026158229
440	612.7329	$3.71716 \times 10^{-7}$	0.010815408
590	72.7026	$1.69677 \times 10^{-7}$	0
680	46.2388	$2.81251 \times 10^{-7}$	0

### 3 实验现象和讨论

#### 3.1 水的喷雾实验

不同喷射压力下水的喷雾图像如图6所示。

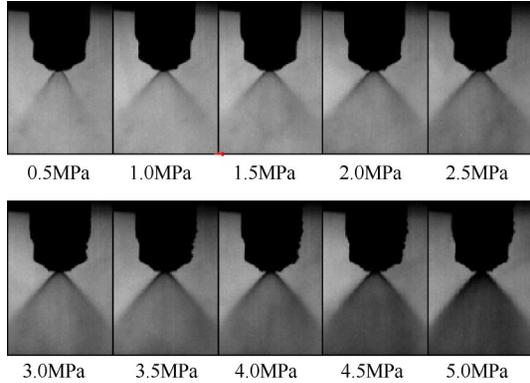


Fig. 6 Atomization under different injection pressures  
( $T_{env}=300K, p_{env}=0.1MPa$ )

选取每次工况下连续10张照片测量其雾化角,不同工况下的雾化角大小如图7所示。

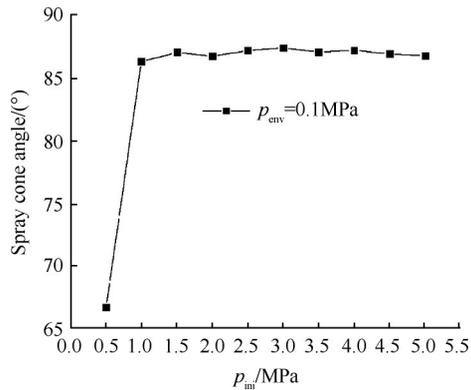


Fig. 7 The trend of spray cone angle with the increasing injection pressure

当喷射压力达到1MPa后,射流雾化角趋于稳定,此时再增大喷射压力对射流雾化角没有影响,雾化角约为 $87^\circ$ ,与结构图中喷孔外的渐扩式导流结构的角(图2)一致。原因是当喷射压力 $<1MPa$ 时,升高喷射压力会增大射流的径向扩散速度,从而增大雾化角。当喷射压力 $>1MPa$ 时,由于导流结构壁面的限制作用,射流会形成与导流结构夹角相同的雾化角。

#### 3.2 正癸烷常温喷雾实验

不同背压下正癸烷的喷雾图像如图8所示。

当背压从0.1MPa增至1.75MPa的过程中,射流呈现出稳定清晰的锥形结构,当背压 $<1.25MPa$ 时,雾化基本发生在射流下游,随着背压的增大,射流边缘

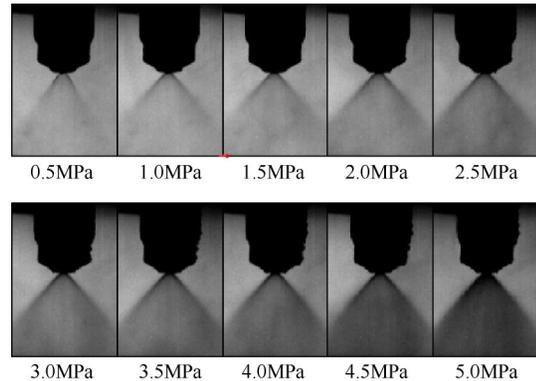


Fig. 8 Atomization under different ambient pressures

开始分裂出液丝与液滴,雾化起始位置逐渐向上游转移。当背压达到2MPa时,射流的已经不再具有锥形结构,保持2MPa背压不变,将喷射压力增大到6MPa后进一步对比,如图9所示。

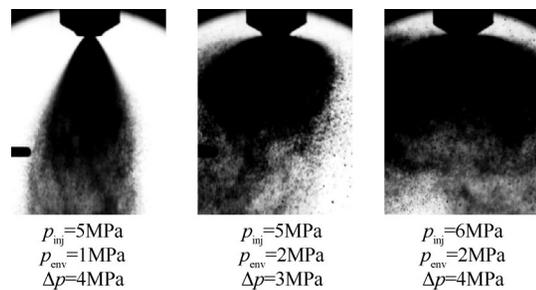


Fig. 9 Comparison of spray structure under different conditions

可以看到,当喷射压力增大到6MPa后,依然无法在2MPa的背压下形成稳定清晰的锥形结构,呈现出一种自由扩散的状态,而同样的压差下,5MPa射入1MPa环境下的射流就能形成稳定清晰的锥形结构。原因是由于当喷雾液体离开喷孔形成液膜后,液膜速度的径向分量不再受孔壁的限制,它们仅受到表面张力的约束,其中气动力和离心力促使液膜破碎,而表面张力则阻止这一趋势发生并维持液膜的形态,当背压不断增大时,气动力不断增大,当气动力和离心力的合力克服表面张力时,射流就会分解,射流表面的液雾被离心力甩出,喷雾不再具有稳定的锥形结构。

##### 3.2.1 雾化角

在背压较高的工况下,射流对周围大气的卷吸作用十分显著,体现在锥形射流的下游存在明显收缩。Guildenbecher等<sup>[18]</sup>的实验结果表明,距离喷孔下游不同位置处所求得的雾化角有着明显的差别。因此,本节实验测量喷孔下游三个不同位置的雾化角,距喷嘴出口距离分别为10mm,20mm和30mm的

圆弧和喷雾轮廓线交点的两个夹角 $\alpha$ 与 $\beta$ 之和,分别记为 $\theta_{10}$ , $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 。

Dodge等<sup>[19]</sup>根据实验数据拟合了离心式喷嘴的雾化角 $\theta$ 的经验公式,即

$$\theta = 79.8 - 0.918 \frac{\rho_A}{\rho_{A0}} \quad (1)$$

式中 $\rho_A$ 为环境空气密度, $\rho_{A0}$ 为环境空气在常温常压的密度。从上式可以看到随着背压的增大, $\rho_A$ 不断增大, $\rho_{A0}$ 为一定值,雾化角大小随着背压的增大呈现出单调递减的关系。

图10展示了本次实验测得的三种雾化角与背压关系的拟合曲线图。

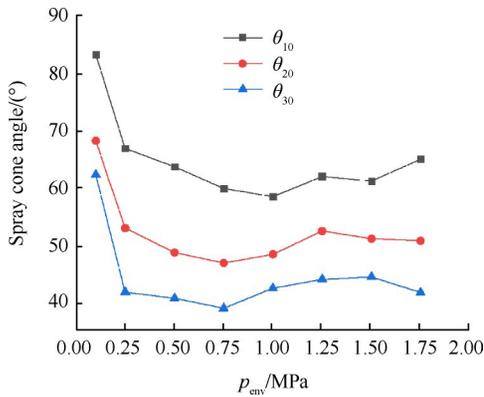


Fig. 10 Tendency of spray cone angle with the increasing ambient pressure ( $p_{inj}=5\text{MPa}$ )

可以看到不同位置测得的雾化角大小有着明显不同,距离喷嘴越远处测得的雾化角越大,可见高背压下喷雾锥形结构的收缩性十分明显。随着背压的增大, $\theta_{10}$ 由0.1MPa背压下的最大值迅速减小至一个稳定区间后在该范围内波动,并没有出现Dodge等<sup>[19]</sup>实验中出现的单调递减现象。 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 则由0.1MPa背压下的最大值迅速减小后又逐渐增大到一个稳定区间。根据Ortman等<sup>[20]</sup>的结论,离心式喷嘴雾化角随着环境背压的增大而减小,且增大到某个数值后背压将不再对雾化角产生影响,与 $\theta_{10}$ 的变化趋势相一致,而 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 先减小后增大的变化趋势是因为随着背压的增大,喷雾表面被剥离出大量的液滴,这一现象在喷雾下游尤为明显,剥离出的大量液滴悬浮在喷雾表面,增大了喷雾的面积,使得测量的雾化角偏大。因此选取 $\theta_{10}$ 作为雾化角定义的标准最为可靠。在同样的喷射和环境工况下( $p_{inj}=5\text{MPa}$ , $p_{env}=0.1\text{MPa}$ , $T_{env}=300\text{K}$ ),正癸烷作为射流工质的 $\theta_{10}$ 约为 $72^\circ$ ,而水作为射流工质的 $\theta_{10}$ 约为 $87^\circ$ ,原因是水的密度大于正癸烷的密度。根据Lefebvre等<sup>[10]</sup>所述,对于

离心式喷嘴,射流工质密度的增大会导致雾化角的增大。

由于喷雾流体与环境气体之间有动量交换,这种作用使环境气体的一部分随液雾运动,产生卷吸效应而导致雾化角收缩,因此,可以通过雾化角收缩情况衡量卷吸效应的影响。根据伯努利原理,喷雾中心的气体因为速度增大而压力下降,喷雾内外部产生压力差使雾化角收缩,将下游测得的雾化角与上游测得的雾化角差值记为 $\Delta\theta$ ,下标中第一个数字表示被减数所代表的雾化角测量位置的十位数,第二个数字代表减数所代表的雾化角测量位置的十位数,如 $\Delta\theta_{12}=\theta_{10}-\theta_{20}$ , $\Delta\theta_{23}=\theta_{20}-\theta_{30}$ 。图11展示了距出口不同距离测得雾化角差值在不同背压下的变化趋势,为了去除高背压工况下大量悬浮液滴对雾化角测量造成的影响,背压只在0.1~0.75MPa内选取。

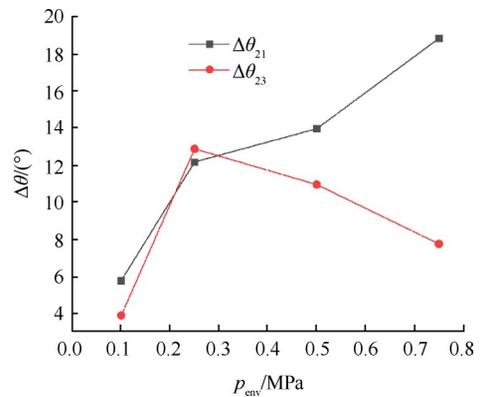


Fig. 11 Trend of spray cone angle difference under different ambient pressures measured at different positions

可以看到,随着背压的增大, $\theta_{10}$ 与 $\theta_{20}$ 的差值逐渐增大,而 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 的差值则在0.1~0.25MPa内增大,在0.25~0.75MPa内逐渐减小。此外在0.1MPa的背压下,雾化角收缩的现象并不显著,而随着压力的增大,雾化角收缩愈发明显, $\theta_{20}$ 相较于 $\theta_{10}$ 收缩的程度比 $\theta_{30}$ 相较于 $\theta_{20}$ 更大,原因是在0.1~0.75MPa内,雾化角随着背压的增大而减小,液雾中心的气体质量也越小,因而更容易被压缩而达到液雾内外的压力平衡。

### 3.2.2 液膜破碎长度

由于喷射过程受湍流扩散以及环境的扰动而产生不稳定性,这种不稳定性会体现在液膜破碎长度的波动上,因此在单次实验中选择连续10张稳定喷射图像,分别测量出每张图像中的液膜破碎长度,求得其平均值作为每个工况下液膜破碎长度。图12展示了不同背压下液膜破碎长度的变化趋势,由于0.1MPa背压下液膜破碎长度已经超过了观测的范

围,因此,该工况下的液膜破碎长度不纳入本次研究范围。此外,在每一工况点加入了10次实验数据的误差棒,图中蓝色误差棒代表对应时刻液膜破碎长度数组的标准差,红色误差棒代表最大最小值。可以看到,随着背压的增大,液膜破碎长度呈现出逐渐减小的趋势。此外,液膜破碎长度随时间的波动较为剧烈,可能的原因是射流受湍流扩散和环境扰动,液膜破碎长度对于这种扰动更为敏感。

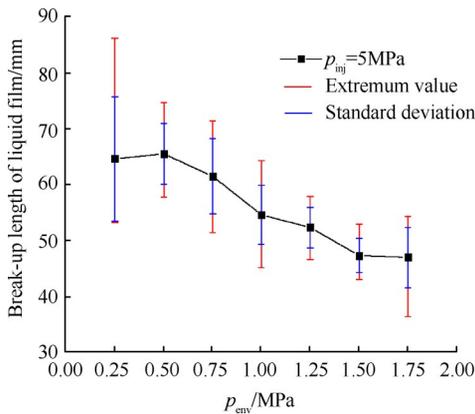


Fig. 12 Trend of break-up length of liquid film with increasing ambient pressure

关于离心式喷嘴液膜破碎长度的预测模型, Kim等<sup>[21]</sup>根据线性不稳定理论得出离心式喷嘴液膜破碎长度的预测模型,即

$$L = Ch_0 \ln(\eta_b/\eta_0) (\rho_g/\rho_l)^{-1} We^{-1/2} \quad (2)$$

式中  $C$  为常数,  $h_0$  为初始液膜厚度,  $\eta_b$  为液膜破碎时表面扰动产生的振幅,  $\eta_0$  为初始扰动产生的振幅,  $\rho_g/\rho_l$  为气液密度比,  $We$  为喷雾流体韦伯数。其中  $\ln(\eta_b/\eta_0)$  尚无可靠的计算公式, Dombrowski等<sup>[22]</sup>将  $\ln(\eta_b/\eta_0)=12$  作为经验公式并被广泛应用, 而初始液膜厚度  $h_0$  根据 Kim等<sup>[21]</sup>的研究表明与喷嘴内部结构相关, 因此也可以看作常数。韦伯数代表喷雾流体惯性力和表面张力效应之比, 有  $We=\rho v^2 l/\sigma$ , 假设喷雾流体不可压缩, 对于不同的环境背压, 式中发生改变的参数只有喷雾流体速度项  $v^2$ , 因此可做进一步简化。再次强调一下本次研究集中于观察液膜破碎长度随背压的变化, 其变化趋势相比于具体的数值更有研究的意义。简化后的液膜破碎长度公式为

$$L = C (\rho_g/\rho_l)^{-1} v^{-1} \quad (3)$$

此外, 解茂昭等<sup>[23]</sup>也提出了液膜破碎长度的计算模型

$$L = C \left[ \rho_l \sigma h_0 \ln(\eta_b/\eta_0) / (\rho_g^2 v^2) \right]^{1/3} \quad (4)$$

式中  $C$  为常数,  $\sigma$  为表面张力系数, 将背压改变的同时保持不变的参数转化为常数, 化简后的公式为

$$L = C \left[ \rho_l / (\rho_g^2 v^2) \right]^{1/3} \quad (5)$$

根据文献[1]所述, 离心式喷嘴流量公式为

$$m_f = \mu F_c \sqrt{2 \rho_l \Delta p} \quad (6)$$

式中  $\mu$  为喷嘴流量系数, 此处作理想化假设,  $\mu$  取1,  $\Delta p$  为压差,  $F_c$  为喷孔面积。则有

$$v = \sqrt{2 \Delta p / \rho_l} \quad (7)$$

喷雾流体及环境气体的密度通过查询美国国家标准与技术研究院(NIST)数据库得到。两种模型的常数  $C$  则通过计算  $\sum \left\{ \left[ C (\rho_g v / \rho_l)^{-1} \right]_i - L_i \right\}_{\min}^2$  与

$\sum \left\{ \left[ C \rho_l / (\rho_g^2 v^2) \right]_i^{1/3} - L_i \right\}_{\min}^2$  获得。计算得到的两种模型与实测液膜破碎长度的对比, 如图13所示。可以看到, 两种模型都能基本预测出液膜破碎长度的变化趋势, 且这两种模型对于液膜破碎长度随着背压减小的趋势预测偏快。解茂昭<sup>[23]</sup>的预测模型与 Kim的模型相比预测值偏差较小。如同前文所述, 学术界对于液膜破碎长度的测量并没有统一可靠的标准, 因此具体的实验数据和预测模型的普适性是存疑的, 而变化趋势是不随测量方法的改变而改变的, 因此可以肯定, 两种模型中都纳入变量的  $We$  和 气液密度比  $\rho_g/\rho_l$  是影响液膜破碎长度的主要因素, 因此这两种基于线性不稳定性理论提出的模型依然具有一定的实际价值。

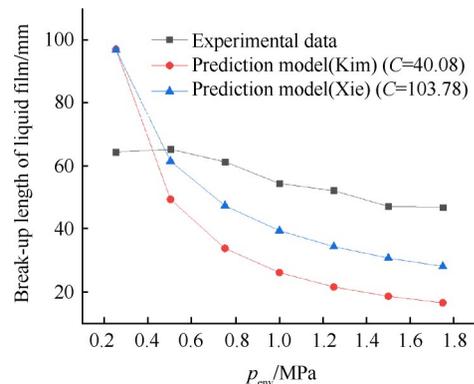


Fig. 13 Comparison of liquid film break-up length and calculation model

### 3.3 正癸烷高温喷雾实验

不同环境温度下的阴影法图像如图14所示, 对应工况下的纹影法图像如图15所示。

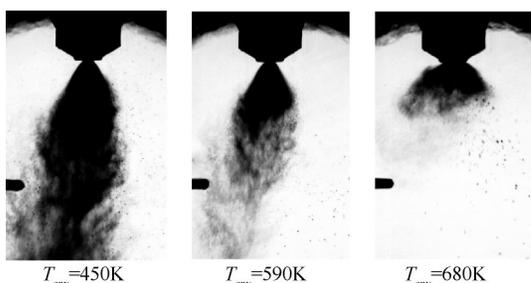


Fig. 14 Backlight illumination image at different ambient temperatures

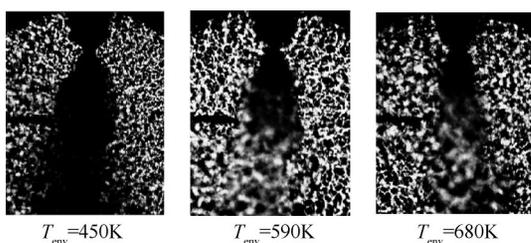


Fig. 15 Schlieren image at different ambient temperatures

在高温环境下,射流整体有向左偏移的趋势,可能是因为加热元件安装在定容弹的底部,内部气体受热不均,形成密度梯度,从而导致内部有热对流的产生,使射流发生偏移。由于图像只能拍摄到液相的部分,当环境温度达到甚至超过正癸烷沸点温度时,射流下游发生相变的部分无法观测到,液相部分的长度侧面反映了喷雾在高温高压环境下相变过程的速度,如果液相部分过长,则燃油在主燃区未能充分雾化,造成燃油空气混合不均形成局部富油区,产生大量不完全燃烧产物,对热效率以及排放产生不利影响,实际航空发动机需要尽可能减小液相长度。在450K的环境温度下,射流不发生相变,而590K和680K环境温度下的液相长度分别为34.5mm和18.4mm。可见,射流液相部分的长度随着环境温度的升高而减小,因为环境温度的升高加快了射流工质吸热升温的速度,使得射流工质更快地达到沸点而发生相变。

### 3.3.1 射流轮廓

雾化过程首先在与环境直接接触的射流表面发生,高温环境会改变射流表面液体的物性,进而对雾化过程产生影响,射流表面的轮廓也会发生变化,而当环境温度高于环境压力下的正癸烷沸点温度时,沸腾相变过程对雾化的影响将大于射流本身湍流扰动和外部气动力作用的影响,也因为沸腾相变而无法得到整个射流表面的轮廓图,因此,对于590K及其以上的温度工况,不纳入本节的研究范围。图16展示了不同工况下的射流表面放大图,均截取于距离喷嘴下游30mm处。

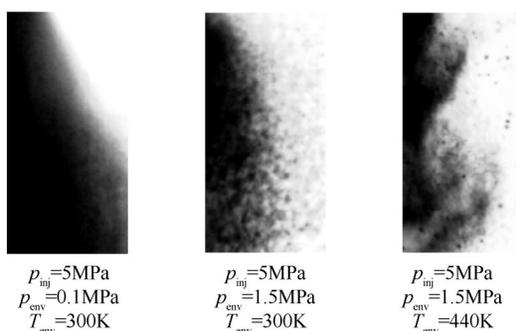


Fig. 16 Spray periphery under different conditions

可以看到,常温常压下的射流表面规则而光滑;常温高压下的射流表面产生大量液滴,气液界面尚为规则;而高温高压下的射流表面已经没有规则的气液界面,也不产生大量液滴,而是在射流边缘出现液态条带状结构。原因是在低温条件下,射流工质的表面张力和粘性力较大,气动力只能克服气液分界面附近的液体表面张力和粘性力并剥离出小液滴,而高温环境下整个射流充分吸热后表面张力和粘性力大大减小,气动力直接将大片液体从射流中剥离出来并拉长,形成条带状的射流表面。值得注意的是,上述现象均发生在距离喷嘴下游一定距离处,在射流出口处并无此现象,这是因为高温环境下液体要先经过一个吸热升温的过程。

### 3.3.2 雾化角

由于高温实验中存在热对流而对喷雾场产生扰动,因此每个工况下进行三次实验取平均值作为该工况下的雾化角大小。此外,与常温实验的雾化角测量方法相同, $\theta_{10}$ 、 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 分别代表距离喷嘴10mm、20mm和30mm处的雾化角,由于高环境温度下阴影法无法观测到射流发生相变的部分,雾化角的测量在纹影法图像上进行。

图17展示了不同环境温度下不同位置测得的雾化角的变化趋势。可以看到,四种环境温度下的 $\theta_{10}$ 几乎没有变化,而 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 则有明显差别,随着环境温度的升高, $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 明显减小,那是因为射流工质在进入定容弹前温度较低,首先要经过一个吸热过程,而 $\theta_{10}$ 距离喷嘴出口很近,此时的射流没有充分吸热,雾化角主要取决于喷嘴内部结构,而距离喷嘴更远的下游处,射流工质经过了充分的加热发生了相变成为气态,由于离心式喷嘴形成空心锥形喷雾,不同于液态正癸烷不溶于氮气,气态物质可以互溶,相变的正癸烷溶于射流中心的气体,使得下游的雾化角减小。因此,对于离心式喷嘴在高温环境中的喷雾而言,上游的雾化角主要取决于喷嘴内部结构,而下游的雾化角主要取决于环境温度和射流工质的物性。

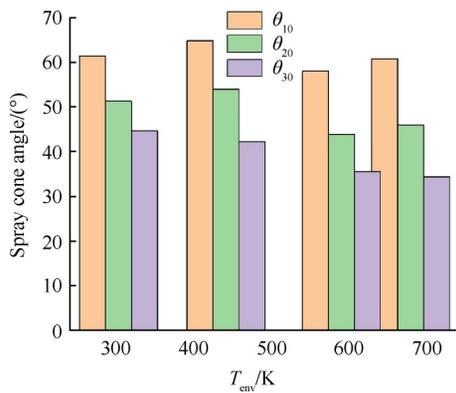


Fig. 17 Tendency of spray cone angle with the increasing ambient temperature ( $p_{inj}=5\text{MPa}$ )

## 4 结论

在这项研究中,对航空涡轮风扇发动机所使用的离心式喷嘴的雾化特性进行了实验。在惰性气氛中通过阴影法和纹影法进行光学诊断测量,讨论了射流结构、雾化角和液膜破碎长度等喷雾特性,从中得到以下结论:

(1)随着喷射压力的提高,雾化角逐渐增大到最大值 $87^\circ$ ,与本研究所用喷嘴喷口外的导流结构夹角相等。

(2)当背压达到 $1.75\text{MPa}$ 后,进一步提高喷射压力,喷雾流体受到的气动力和离心力很快克服表面张力,破坏了锥形喷雾场结构。

(3)常温环境的工况下,选取 $\theta_{10}$ 作为雾化角定义的标准相较于 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 更为可靠,雾化角随着环境压力的增大呈现出先减小后趋于不变的趋势,与Dodge等<sup>[19]</sup>的结论不完全相符,与Ortman等<sup>[20]</sup>的结论基本一致。

(4)液膜破碎长度随着背压的增大而减小,与两种预测模型的预测趋势相符,其中 $We$ 数和气液密度比 $\rho_g/\rho_l$ 是影响液膜破碎长度的主要因素。

(5)高温环境工况下, $\theta_{10}$ 的大小主要取决于喷嘴内部结构,而 $\theta_{20}$ 和 $\theta_{30}$ 主要取决于环境温度和射流工质的物性。

(6)实际航空发动机主燃烧室中的温度高达 $2500\text{K}$ ,内部也存在高雷诺数的湍流流动,通过电加热和在定容空间内充入高压气体的方式难以达到温度和流动工况,要想在后续研究中更好地模拟实际发动机工况,需要对加热方式进行改进,并对营造高湍流环境工况提出要求。

致谢:感谢上海市科学基金的资助。

## 参考文献

[1] 张群,黄希桥.航空发动机燃烧学[M].北京:国防

工业出版社,2015.

- [2] Lin S P, Reitz R D. Drop and Spray Formation from a Liquid Jet[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1998, 30(1): 85-105.
- [3] Du W, Sun Z, Lu G, et al. The Two-Phase High-Speed Stream at the Centerline of a Hollow-Cone Spray Produced by a Pressure-Swirl Nozzle[J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2017, 56: 359-367.
- [4] Sivakumar D, Vankeswaram S K, Sakthikumar R, et al. An Experimental Study on Jatropha-Derived Alternative Aviation Fuel Sprays from Simplex Swirl Atomizer[J]. *Fuel*, 2016, 179(9): 36-44.
- [5] Wen S, Lan Y, Zhang J. Analysis and Experiment on Atomization Characteristics of Ultra-Low-Volume Swirl Nozzle for Agricultural Unmanned Aviation Vehicle[J]. *Transactions of the Chinese Society of Agricultural Engineering*, 2016, 32(20): 85-93.
- [6] Song H Y, Fan W, Fan Z C, et al. Experimental Study on Transcritical Spray of Liquid Aviation Kerosene[J]. *Atomization Spray*, 2013, 23(7): 605-621.
- [7] Ghobad A. Liquid Flow in a Simplex Swirl Nozzle[J]. *International Journal of Multiphase Flow*, 2016, 79(4): 225-235.
- [8] Kim S, Khil T, Kim D, et al. Effect of Geometric Parameters on the Liquid Film Thickness and Air Core Formation in a Swirl Injector[J]. *Measurement Science and Technology*, 2008, 20(1): 187-188.
- [9] Bayvel L, Orzechowski Z. Liquid Atomization[M]. London: Taylor & Francis, 1993.
- [10] Lefebvre H, Vincent G, McDonell. Atomization and Sprays[M]. Boca Raton: CRC Press, 1989.
- [11] Nowruzi H, Ghassemi H, Amini E, et al. Prediction of Impinging Spray Penetration and Cone Angle under Different Injection and Ambient Conditions by Means of CFD and ANNs[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2017, 39(10): 3863-3880.
- [12] Levya I A, Chehroudi B, Talley D G. Dark Core Analysis of Coaxial Injectors at Sub-, Near-, and Supercritical Pressures in a Transverse Acoustic Field[C]. *Cincinnati: 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2007.
- [13] Rodriguez J I, Levya I A, Chehroudi B, et al. Results on Subcritical One-Phase Coaxial Jet Spread Angles and Subcritical to Supercritical Acoustically-Forced Coaxial Jet Dark Core Lengths[C]. *Hartford: 44th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008.
- [14] 黄文宣,陈方,刘洪,等. RP-3航空煤油替代燃料简化—优化反应动力学建模[J]. *上海交通大学学报*, 2017, 51(12): 1409-1414.

- [15] Kim D, Martz J, Violi A. A Surrogate for Emulating the Physical and Chemical Properties of Conventional Jet Fuel [J]. *Combustion and Flame*, 2014, 161(6): 1489-1498.
- [16] 霍伟业, 林宇震, 张弛, 等. 正癸烷作为航空煤油雾化过程代理燃料的研究[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(1): 188-195.
- [17] 颜应文, 戴超, 李井华. RP-3航空煤油替代燃料简化机理及其验证[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2878-2887.
- [18] Guildenbecher D R, Rachedi R R, Sojka P E. Pressure-Scaling of Pressure-Swirl Atomizer Cone Angles [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 130(6).
- [19] Dodge L G, Biaglow J A. Effect of Elevated Temperature and Pressure on Sprays from Simplex Swirl Atomizers [C]. *Houston: The 30th International Gas Turbine Conference*, 1985.
- [20] Ortman J, Lefebvre A H. Fuel Distributions from Pressure-Swirl Atomizers [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1985, 1(1): 11-15.
- [21] Kim D, Im J H, Koh H, et al. Effect of Ambient Gas Density on Spray Characteristics of Swirling Liquid Sheets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(3): 603-613.
- [22] Dombrowski N, Hooper P. The Effect of Ambient Density on Drop Formation in Sprays [J]. *Chemical Engineering Science*, 1962, 17(4): 291-305.
- [23] 解茂昭, 贾明. 内燃机计算燃烧学[M]. 北京: 科学出版社, 2016.

(编辑:张贺)