

加力用扇形喷嘴雾化特性试验

邸 东¹, 刘雨辰², 王亚军², 林建府², 徐新文², 颜应文¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 根据加力燃烧室内锥凹腔点火与联焰要求, 设计了扇形喷嘴并开展相应的雾化试验, 研究了供油压差、扇形角度及扇形出口高度等参数对流量特性和雾化特性的影响以及加力环境下横向气流的温度、速度和供油压差对索太尔平均直径(SMD)及穿透深度的影响。采用称质量法测量流量系数, 利用马尔文粒度仪和高速摄影仪对下游 SMD、雾化角度及穿透深度进行测量。结果表明: ①供油压差增大, 流量系数先减少, 后稳定; ②供油压差一定, 扇形出口角度越大, 流量系数和雾化角度也越大; ③扇形出口高度增加, 雾化效果变好; ④出口位置对雾化特性影响不大; ⑤供油压差越大, 穿透深度越大, SMD 减小; ⑥横向气流速度越大、温度越高, 穿透深度越浅, 油雾场越靠近下游; ⑦横向气流温度越高, SMD 越小。

关 键 词: 扇形喷嘴; 雾化特性; 流量系数; 雾化角度; 索太尔平均直径; 穿透深度

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on atomization characteristics of fan nozzle

DI Dong¹, LIU Yuchen², WANG Yajun², LIN Jianfu²,

XU Xinwen², YAN Yingwen¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: According to the requirements of the cone cavity ignition and the flame cross-over in the afterburner, the fan nozzle for the cavity ignition and flame crossover was designed, and the corresponding atomization test was carried out to study the effect of the fuel supply pressure difference, fan angle and the fan exit height on the discharge and atomization characteristics of the fan nozzle and the effect of the temperature, speed and fuel supply pressure difference of the lateral airflow on the penetration depth and the Sauter mean diameter (SMD) under afterburning environment. Weighing method was used to test the discharge coefficient of the fan nozzles. And the Malvern laser particle size analyzer and high speed camera were used to measure the SMD of the droplets, spray angle and penetration depth, respectively. Results suggested that: (1) with the increase of fuel supply pressure difference, the discharge coefficient decreased first and then became insensitive to fuel supply pressure difference. (2) Under the same fuel supply pressure difference, the discharge coefficient and spray angle increased with the increase of fan angle. (3) With the increase of fan

收稿日期: 2019-09-24

作者简介: 邸东(1995—), 男, 硕士生, 主要从事燃烧与传热方面研究。

引用格式: 邸东, 刘雨辰, 王亚军, 等. 加力用扇形喷嘴雾化特性试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 457-470. DI Dong, LIU Yuchen, WANG Yajun, et al. Experiment on atomization characteristics of fan nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 457-470.

exit height, the atomization effect became better. (4) In addition to the above mentioned results, the mounting position had less effect on the atomization characteristics of the fan nozzles. (5) As the oil supply pressure difference increased, the penetration depth of the fan nozzle increased, and the SMD decreased. (6) The greater lateral airflow speed and temperature, the smaller the penetration depth, and the oil mist field was closer to the downstream section. (7) As the lateral airflow temperature increased, the SMD decreased.

Key words: fan nozzle; atomization characteristics; discharge coefficient; spray angle; Sauter mean diameter; penetration depth

燃油喷嘴是航空发动机燃烧室内的关键部件之一,也是航空发动机中供油系统的主要部件,喷嘴直接影响航空发动机燃烧室内燃油的雾化特性和燃烧性能。目前应用于航空发动机中的燃油喷嘴主要有气动雾化喷嘴、离心喷嘴、直射式喷嘴及蒸发管等形式,均具有各自的优缺点,不同类型的喷嘴应用于不同结构或者特定工作环境中,从而取得最佳性能。航空发动机加力燃烧室目前常用的是直射式喷嘴,直射式喷嘴结构参数^[1-2]对其雾化性能和流动损失^[3]有重要影响,试验^[4-5]和数值模拟的结果表明雾化压力^[6-7]、空化现象^[8-9]对直射式喷嘴雾化效果也至关重要。但随着加力燃烧室技术发展,对喷嘴的雾化角度要求不断提高,而直射式喷嘴本身雾化角度小,导致加力燃烧室内燃油空间分布不均匀,加力燃烧室中心锥体凹腔^[10]圆周方向各个喷嘴之间的联焰和燃烧性能较差,同时直射式喷嘴雾化效果也比较差。因此本文创新性地把民用扇形喷嘴^[11-12]引入加力燃烧室的中心锥体中,扇形喷嘴喷射出来薄薄的液面具有一定的扇形角,应用于加力燃烧室有利于中心锥体圆周方向各个喷嘴之间的联焰与燃烧,节流孔的扇形角度相结合的设计可以保证在增大雾化角度的同时又能控制流量系数。目前国内外学者对扇形喷嘴民用领域展开了大量的研究,扇形喷嘴出口的形状^[13-14]、内部结构^[15]对于喷嘴出口液膜形成和发展具有重要影响。Snyder 等^[16]发明了一项适用于一体化加力燃烧室的扇形喷嘴的专利,详细阐述了扇形喷嘴在一体化加力燃烧室中应用的可行性。林翔等^[17-18]对各种结构参数的某一种扇形喷嘴进行了数值模拟和试验,得到了在不同喷射压力工况下各结构参数及工作环境对喷嘴喷射速度、射流角度、打击力等射流特性的影响趋势,确定了该喷嘴的最佳结构参数及工作条件,同时得出了切槽角度以及切槽偏移量是对扇形喷嘴性能影响最大的结构参数的结论。张晓东

等^[19]系统性地研究了扇形喷嘴的内部结构,确定了四个决定喷嘴结构的设计参数,同时对提出的设计方法加工得到的喷嘴进行了试验研究,试验结果表明按照此方法设计的喷嘴的流量系数可以从得到的试验数据中计算出来,并根据经验公式提出扇形喷嘴的 V 型槽角度增大时喷射角将会减小的观点。综上所述,国内外尚无关于加力燃烧室用扇形喷嘴的设计参数和喷嘴雾化特性试验数据,因此急需开展加力燃烧室用扇形喷嘴雾化特性的研究。

本文针对加力燃烧室直射式喷嘴雾化空间分布不均匀的缺点,设计了加力用扇形喷嘴,并对扇形喷嘴喷入静止大气中和横向气流中的雾化效果开展相关试验,分别研究了供油压差、空气来流速度和温度以及各种结构参数对对扇形喷嘴雾化特性的影响规律,从而为扇形喷嘴后续在加力燃烧室的应用提供理论和数据基础。

1 扇形喷嘴设计

本文设计的扇形喷嘴如图所示,图 1 为内部基本结构剖视图。图 2 为扇形喷嘴出口局部放大图。图 3 为扇形出口角度剖面图。从图 1 中可以看出,扇形喷嘴左端为燃油进口,燃油经油泵加压后进入扇形喷嘴,经过扇形喷嘴的节流孔节流后,从侧面的扇形出口喷出,其喷射出来的油雾场为薄薄的扇形平面,利用扇形喷嘴节流孔来控制燃油流量,利用扇形喷嘴的扇形出口高度和扇形出口角度来控制燃油的空间分布和雾化效果。

本文设计的扇形喷嘴结构主要参数包括节流孔长度 L 、节流孔直径 d 、扇形出口到底部距离 H 、

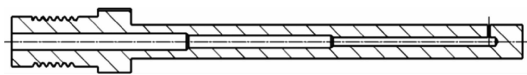


图 1 扇型喷嘴剖视图

Fig. 1 Fan nozzle cutaway view

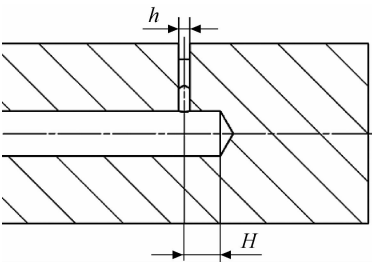


图 2 扇形喷嘴出口局部放大图

Fig. 2 Partial enlarged view of fan nozzle exit

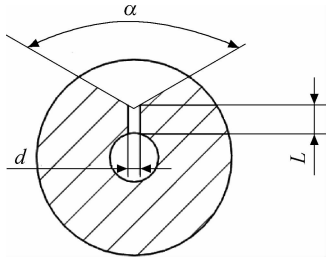


图 3 扇形出口角度剖面图

Fig. 3 Cutaway view of fan nozzle exit angle

扇形出口高度 h 、扇形出口角度 α 。根据直射式喷嘴的喷孔流量特性公式: $\dot{m} = \mu A_c (2\rho \Delta p)^{0.5}$ 来确定扇形喷嘴节流孔的直径。其中 $\dot{m}$ 为燃油流量, A_c 为小孔面积, Δp 为小孔前后压差(即供油压差), ρ 为燃油密度, μ 流量系数, 流量系数需由试验测定, 本文设计中初步取 0.8。根据本文所需要的扇形喷嘴流量和供油压差关系, 计算得到扇形喷嘴节流孔直径为 0.5 mm, 因此本文不研究节流孔直径的影响。为研究扇形喷嘴高度、扇形出口位置和扇形出口角度对扇形喷嘴雾化特性的影响, 设计加工了 8 个扇形燃油喷嘴, 喷嘴采用线切割和车床打孔相结合的工艺加工, 精度为 0.01 mm, 误差控制在 6% 以内。其结构参数如表 1 所示。

表 1 扇形喷嘴结构参数

Table 1 Structure parameters of fan nozzle

扇形喷嘴编号	h/mm	H/mm	L/mm	$\alpha/(\text{^\circ})$
2	0.3	0.15	2	90
3	0.3	0.15	2	120
4	0.3	0.15	2	150
5	0.3	7	2	120
6	0.3	3	2	150
7	0.5	3	2	120
8	0.5	7	2	150
10	0.3	3	2	120

2 试验测试系统及结果分析

测试试验分为在静止大气中和在横向气流中的气动雾化试验。

2.1 静止大气中的试验测量

为了验证加工出来的扇形喷嘴的流量与供油压差是否满足设计要求, 首先开展了扇形喷嘴流量特性试验, 采用称质量法测量扇形喷嘴的流量系数。分别采用马尔文粒度仪和高速摄影仪测量了扇形喷嘴喷出油珠的索太尔平均直径(SMD, 记为 D_{sm})和燃油喷嘴扇形出口角度, 如图 4 所示为扇形喷嘴燃油雾化角度和油珠 SMD 测量系统, 高速摄影仪设定曝光时间为 $40\text{ }\mu\text{s}$, 拍摄频率为 500 张/s, 采用自编程序进行时均处理, 采用 Matlab 程序识别油雾场的边界从而确定雾化角度的大小, 具体程序见参考文献[20]。图 5 和图 6 分别为试验测量现场图, 试验在常温常压环境下进行。燃油经油泵加压后经过扇形喷嘴喷射至大气中, 在扇形喷嘴前布置有压力传感器测量燃油进口油压, 从而得到扇形喷嘴供油压差。测量扇形雾化角度时, 利用激光发生器产生的平面激光照亮扇形喷嘴油雾场扇形测量平面, 在垂直方向布置高速摄影仪(美国 IDT(Integrated Device Technology)公司 Y5)对激光所照亮的扇形平面内油雾场进行拍摄。当测量油珠 SMD 时, 对下游不同位置的 SMD 进行测量, 随着测量位置到扇形喷嘴出口距离的增加, SMD 逐渐减小, 但随着该距离的增加, 光线穿过油雾场的长度逐渐增大, 在光线上液滴的 SMD 差别增大, 当靠近扇形喷嘴出口时, 喷雾雾化较差, 呈油膜状, 除此之外, 扇形喷嘴安装在一体化加力燃烧室凹腔中, 对应的点火器的位置距离扇形喷嘴出口 15~45 mm, 所以测量 30 mm 处的 SMD 为之后的应用有指导意义, 综合考虑采用马尔文粒度仪测量距离扇形喷嘴出口下游 30 mm 处扇形平面内的油珠 SMD。

雾化角度^[20]是扇形喷嘴出口油雾场边界的夹角, 是衡量喷嘴雾化质量的一个重要参数。由于油雾场边界为曲线, 如图 7 所示, 因此雾化角度(θ)随着距喷嘴出口距离的增大而减小, 本文中選擇喷嘴出口处的油雾场边界夹角作为雾化角度, 在扇形喷嘴出口两端作油雾场边界切线, 两切线的夹角即为扇形雾化角度(θ)。这种雾化角度为出口雾化^[21]角度, 与一般的条件雾化角度^[21]一样可以表征燃油在空间中的分布, 出口雾化角度更加接近理论雾化角度。

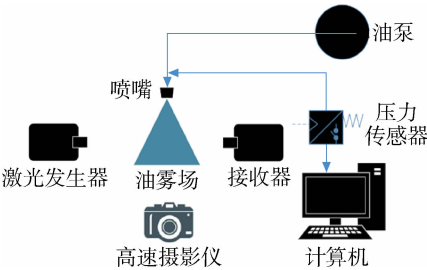


图 4 大气环境下测量系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of measurement system in atmospheric environment

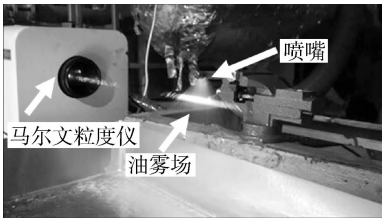


图 5 马尔文粒度仪测量 SMD 试验图

Fig. 5 Malvern laser particle size analyzer measures SMD

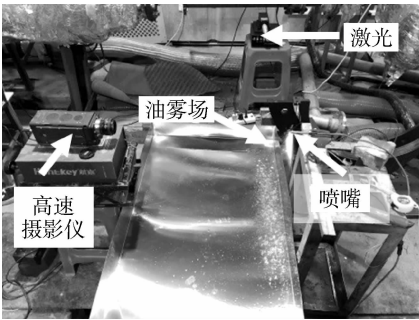


图 6 高速摄影仪测量雾化角度试验图

Fig. 6 High speed camera measures spray angle

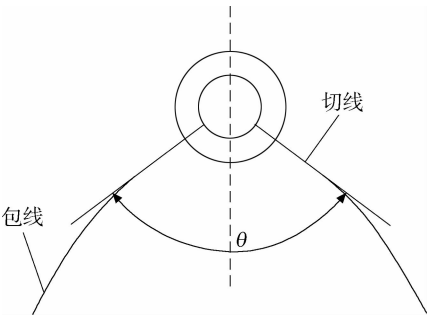


图 7 雾化角度的表示方法

Fig. 7 Method of expressing spray angle

测量不同供油压差下扇形喷嘴的流量系数、雾化角度以及距离扇形喷嘴出口下游 30 mm 处的 SMD 大小,并分析总结了扇形出口角度、扇形出口高度以及扇形出口位置对扇形喷嘴雾化特性的影响规律。

表 2 常压试验工况表

Table 2 Working condition table in atmospheric pressure

工况	一	二	三	四	五	六	七
供油压差/ MPa	0.32	0.56	0.77	1.02	1.22	1.5	1.98

扇形喷嘴的工作原理与直射式喷嘴相同,即依靠供油压差对燃油进行雾化。高压燃油的压力能在从小孔喷射至气流中时转换成燃油动能,油滴在气流的作用下进一步雾化。由于直射式喷嘴结构简单,常常在航空发动机加力燃烧室中应用,但同时也具有一些缺点^[22]:①直射式喷嘴的雾化性能比其他类型喷嘴雾化效果差,这是由于其他类型的喷嘴喷出的燃油展成薄膜,加速周围介质对燃油的雾化作用,或者能利用气流的气动力来加速雾化,但直射式喷嘴的燃油在离开喷孔后仍然密集聚集在一起,以实心液柱的方式与周围气流发生相互作用,所以只有在喷孔直径较小、射流速度较大或周围气流相对速度比较大的时候雾化效果才相对较好。相比之下扇形喷嘴可以在较小的供油压差下实现较大的雾化角度。②直射式喷嘴工作范围窄,这是因为直射式喷嘴的喷孔同时控制雾化效果和燃油流量,因此在小流量时候雾化效果非常差;扇形喷嘴采用节流孔和扇形出口分离的机构设计,分别控制流量和雾化角度使得工作范围更加的广泛。③直射式喷嘴雾化后的油珠雾化角度非常小,直射式喷嘴的进口压力达到 2 MPa 的情况下张开一定的角度,形成一个油雾锥,但角度很小,由于燃油雾化角度小,导致燃油空间分布非常不均匀;而扇形喷嘴采用了扇形出口,燃油经过扇形出口后,形成平坦均匀的扁平扇形燃油液面,燃油液面具有良好的对称性,并且燃油雾化角度与扇形出口角度有关,可以自由控制变化。普通的直射式喷嘴形成的油雾场呈狭小的圆锥形,并且雾化效果从圆锥面到圆锥中心逐渐变差,而扇形喷嘴形成的油雾场呈扁平扇形面,雾化效果良好,燃油在下游空间均匀散开,空间分布均匀,如图 8 和图 9 分别给出了喷嘴 3($\theta=112^\circ$)和喷嘴 4($\theta=122^\circ$)的雾化效果图。如图所示燃油

2.2 静止大气中试验结果及分析

本文分别对 8 种扇形喷嘴分别进行了不同供油压差下的试验研究,试验工况如表 2 所示,分别

从喷嘴中喷出以后随着向下游发展,油膜逐渐展开,油珠 SMD 逐渐减小,在保证良好的雾化效果的同时具有很大的雾化角度。相比于同工况下的出口直径为 0.5 mm 的直射式喷嘴如图 10($\theta=2^\circ$),雾化角度更大,破碎距离更短,下游空间截面

分布也更加均匀。除此之外设计扇形喷嘴安装在加力燃烧室环腔内,如果使用直射式喷嘴时需要很多喷射点才能达到在整个截面供油的效果,扇形喷嘴扁平的喷雾结构正好弥补了这一缺陷,用少量的喷嘴即可满足联焰与燃烧的要求。

2. 2. 1 流量系数变化规律

本文首先分析了扇形喷嘴扇形出口角度、扇形出口高度以及扇形喷嘴出口位置对扇形喷嘴流量系数的影响规律。

图 11 为扇形喷嘴的扇形出口角度在不同供油压差(Δp)时对扇形喷嘴流量系数的影响规律,扇形喷嘴 2、3 与 4 的扇形出口角度分别为 90° 、 120° 与 150° ,其他结构参数均相同。试验结果表明:随着供油压差的逐渐增大,扇形喷嘴的流量系数先逐渐减小,后趋于稳定最后基本保持不变。这是由于供油压差越大,燃油流量增大,喷嘴内的燃油受到燃油剪切力更大,阻力更大,流线弯折程度变大,流通面积减小,因此流量系数逐渐减少。在其他条件不变的情况下,随着扇形出口角度增大,其流量系数也增大。这是因为扇形出口角度越大,燃油喷射出口的面积越大,燃油流过扇形喷嘴出口面时流动阻力损失也越小,扇形喷嘴具有更小的压力损失,因此流量系数就越大。

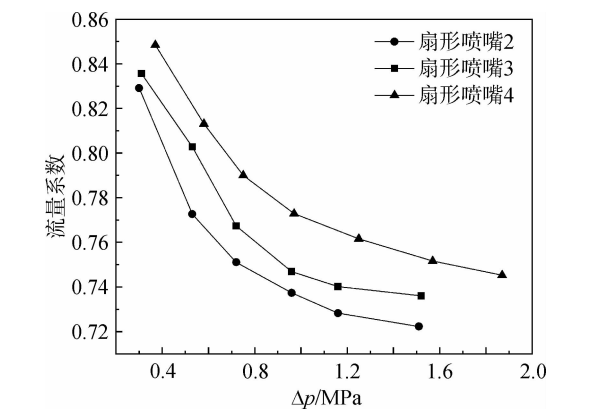


图 11 扇形喷嘴 2、3、4 流量特性
Fig. 11 Discharge characteristic of fan nozzle 2, 3 and 4

图 12 为扇形喷嘴的扇形出口高度在不同供油压差时对扇形喷嘴流量系数的影响规律,扇形喷嘴 5、7 和扇形喷嘴 6、8 分别为两组试验,扇形出口高度分别为 0.3 mm 与 0.5 mm,而其他结构参数均相同。试验结果表明:在相同供油压差条件下,扇形出口高度越大,其流量系数也越大。扇形出口高度是通过影响扇形喷嘴出口面积来影响

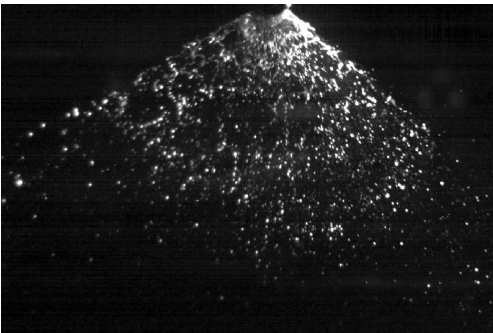


图 8 喷嘴 3 雾化效果图
Fig. 8 Atomization of nozzle 3

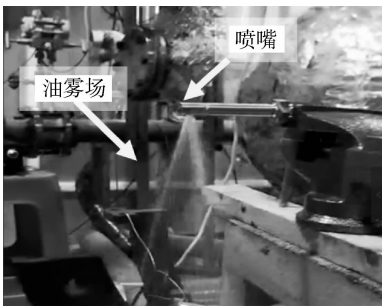


图 9 喷嘴 4 雾化效果图
Fig. 9 Atomization of nozzle 4



图 10 直射式喷嘴在 2 MPa 下的雾化效果图
Fig. 10 Atomization effect of direct jet nozzle with 2 MPa pressure

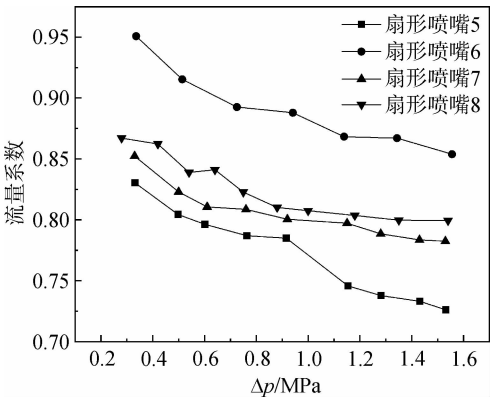


图 12 扇形喷嘴 5、6、7、8 流量特性

Fig. 12 Discharge characteristic of fan nozzle 5, 6, 7, 8

流量系数,而扇形出口高度增加将会增大燃油喷射离开时的出口面积,因而减小了燃油的流动损失,因此扇形喷嘴的流量系数也就更大。

图 13 为扇形喷嘴的扇形出口位置在不同供油压差时对扇形喷嘴流量系数的影响规律,扇形喷嘴 3、5、10 的出口位置分别为 0.15、3、7 mm,而其他结构参数均相同。试验结果表明两者流量系数相差很小,因此说明扇形喷嘴的出口位置对于扇形喷嘴流量系数影响不大。

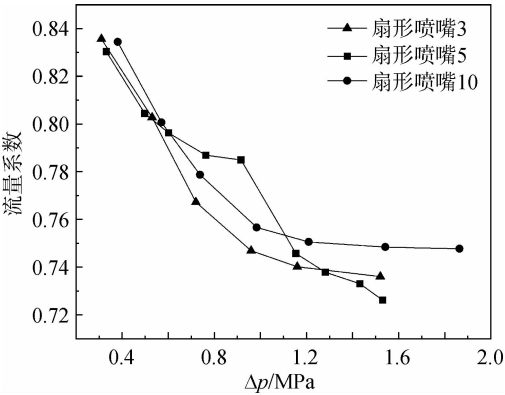


图 13 扇形喷嘴 3、5、10 流量特性图

Fig. 13 Discharge characteristic of fan nozzle 3, 5, 10

2.2.2 雾化角度和 SMD 变化规律

图 14 为扇形喷嘴的扇形出口角度在不同供油压差时对扇形喷嘴雾化角度的影响规律,扇形喷嘴 2、3、4 的扇形出口角度分别为 90°、120°与 150°,其余结构参数均相同。试验结果表明:在较小的供油压差时,雾化角度随着供油压差的增大而迅速增大,当供油压差增大到一定程度后,雾化角度的增速放缓,最后随着扇形喷嘴供油压差的继续增大,雾化角度最终接近扇形喷嘴的扇形出口角度 α 。这是因为在较小的供油压差下,燃油

流量较小,喷嘴扇形出口的燃油初速度较低,导致此时出口燃油的湍流度较小,在表面张力和黏性力作用下,扇形喷嘴不足以在出口处形成较大的扇形液面;当在较小的供油压差范围内,随着供油压差的逐渐增大,燃油流量迅速增大,同时扇形出口处的燃油流速迅速增大,导致出口处湍流度迅速增大,在此范围内形成的雾化角度迅速增大;随着喷嘴供油压差的继续升高,扇形出口形成的雾化角度增大,但由于受到喷嘴扇形出口角的限制,液面角度的增速放缓并最终被限制在喷嘴的扇形出口角附近,因此雾化角度基本保持不变,并且略小于扇形出口角度。

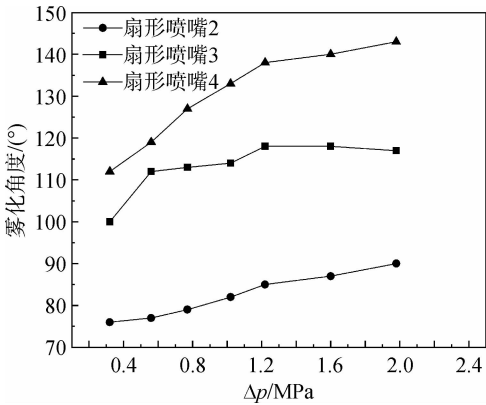


图 14 扇形喷嘴 2、3、4 雾化角度随供油压差变化图

Fig. 14 Atomization angle change with fuel supply pressure difference of fan nozzle 2, 3, 4

图 15 为扇形喷嘴的扇形出口高度在不同供油压差时对扇形喷嘴雾化油珠 SMD 的影响规律,扇形喷嘴 5、7 和扇形喷嘴 6、8 为两组对照试验,除扇形出口高度以外,其余结构参数均相同,其扇形出口高度分别为 0.3 mm 和 0.5 mm。试验

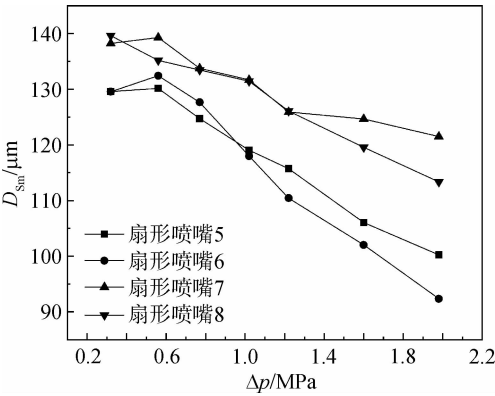


图 15 扇形喷嘴 5、6、7、8 在不同供油压差下的 SMD 对比

Fig. 15 SMD change with fuel supply pressure difference of fan nozzle 5, 6, 7, 8

结果表明:随着供油压差的增大,燃油雾化效果越来越好,因此油珠 SMD 越来越小。在相同供油压差下,扇形喷嘴 5 的 SMD 均要小于扇形喷嘴 7,因此说明扇形出口高度对扇形喷嘴下游的 SMD 具有明显的影响,扇形出口高度越小,SMD 越小,雾化效果越好,这是因为较小的扇形出口高度,喷嘴出口面积也越小,当燃油从较小的喷嘴出口喷出时具有更大的初速度,因此雾化效果越好,SMD 也越小。

图 16 为扇形喷嘴的扇形出口位置在不同供油压差时对扇形喷嘴雾化油珠 SMD 的影响规律,扇形喷嘴 3、5、10 除扇形出口位置以外,其他结构参数均相同,扇形出口位置距离节流孔分别为 0.15、3、7 mm。试验结果表明:在相同供油压差下,两个扇形喷嘴的 SMD 基本相同,并且随供油压差变化趋势也相同,说明扇形喷嘴的出口位置对于 SMD 的影响不大,这是由于在喷嘴充满燃油的情况下,改变喷嘴扇形出口位置对于燃油的出口速度影响不大,所以 SMD 变化也不大。

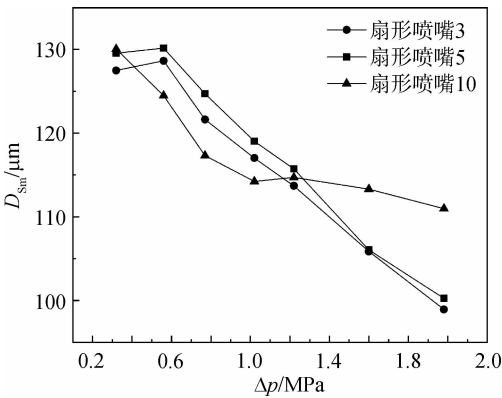


图 16 扇形喷嘴 3、5、10 在不同供油压差下的 SMD 对比
Fig. 16 SMD change with fuel supply pressure difference of fan nozzle 3, 5, 10

2.3 横向气流中的试验测量

加力燃烧室设计中,加力燃烧室内的燃油分

布是一个至关重要的问题。喷嘴喷出的燃油雾化好坏直接影响到加力燃烧室的点火性能及稳定燃烧。因此为了更好地了解加力燃烧室进口气流温度和速度等参数对扇形喷嘴雾化性能的影响规律,本文选用雾化性能较好的扇形喷嘴 3 进行加力条件下的燃油喷嘴雾化特性试验。

图 17 为加力环境下扇形喷嘴喷射雾化特性试验装置示意图,试验件分为进口转接段、进口参数测量段、试验段以及排气系统。进口转接段前与燃烧试验台连接,后接进口总温、总压测量段。进口总温、总压测量段内装进气格栅对进口气流进行整流,其内部流通尺寸与试验段相同,在距离扇形喷嘴出口的上游 300 mm 与 400 mm 处设有进气总压、总温测点,根据圆柱扰流尾迹经验关系公式,设计的此长度可以保证总温和总压探头尾迹对扇形喷嘴处气流结构无影响。试验段内流道横断面为 100 mm×100 mm 的矩形,三面均开设了光学测量窗口,三面的光学测量窗口的长度均为 150 mm,高度 100 mm 与流道等高,以保证能拍摄到整个流道内油雾场信息。底部为扇形喷嘴安装座,扇形喷嘴沿来流方向安装,扇形喷嘴出口喷出的燃油液面垂直来流方向如图 17 所示。使用高速摄影仪拍摄油雾场图像,为了防止油滴速度太高造成拖影,设置相机的曝光时间为 15 μs,拍照频率为 200 张/s。通过专用后处理软件进行实时处理得到 SMD 数值分布。

2.4 横向气流中试验结果与分析

加力环境下拍摄结果如图 18 所示,图中供油压差为 1.98 MPa,横向气流速度为 30 m/s。

燃油经扇形喷嘴喷出后会形成一个平面,该平面内的油珠大小各不相同,在横向气流的作用下形成一个三维的空间圆弧,由于扇形喷嘴出口的油雾场内的油珠在各个方向上不均匀,无法选择一个面的数据来代替整个平面,目前主要针对其雾化性能和穿透情况进行研究,处理时选择了穿透深度最大

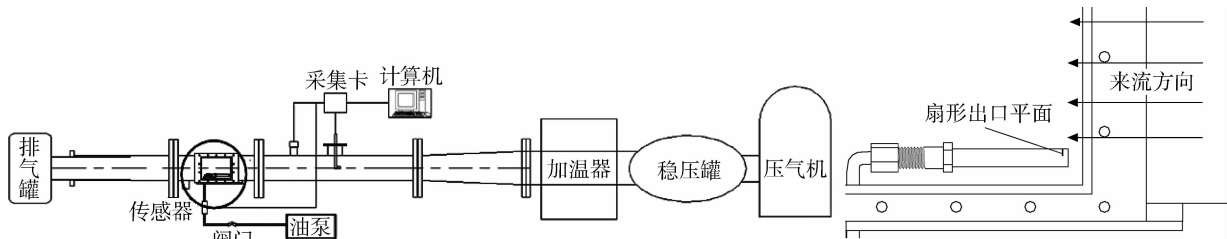


图 17 加力环境下扇形喷嘴试验系统图
Fig. 17 Fan nozzle test system diagram under afterburning environment

的中间截面,比较扇形喷嘴在不同的进气速度和温度下的雾化特性。试验工况如表 3 所示。

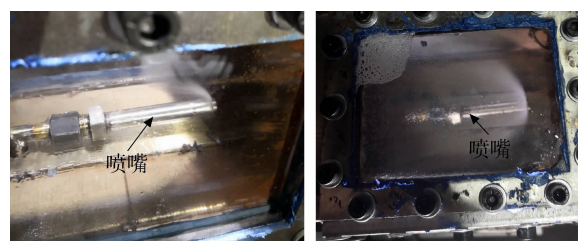


图 18 加力环境下扇形喷嘴雾化效果图
Fig. 18 Fan nozzle atomization effect diagram
under afterburning environment

表 3 加力工况表
Table 3 Afterburning condition table

工况	一	二	三	四
供油压差/ MPa	0.32	0.77	1.6	1.98

2. 4. 1 喷嘴供油压差对扇形喷嘴雾化的影响

试验中对扇形喷嘴 3 在相同的横向气流进口条件下,研究不同喷嘴供油压差对射流雾化特性的影响,喷嘴供油压差如表 3 所示,试验中横向气流速度为 30m/s,进口气流温度为 300K。通过专用图像处理软件对以上工况的试验结果进行图像处理后处理,得到横向气流中射流雾化的时均结果,分析不同供油压差对射流雾化液雾空间分布及 SMD 等雾化参数的影响。

图 19 所示分别为扇形喷嘴 3 在表 3 中各工况下的雾化时 SMD 分布图,图中横纵坐标 X、Y 分别为沿喷嘴轴线方向和垂直于喷嘴的高度方向。扇形喷嘴中心坐标为(45,0)mm。从图中可以看出,各工况下 SMD 分布在气液边界处比较小,而在液雾中间区域 SMD 较大,但在不同的供

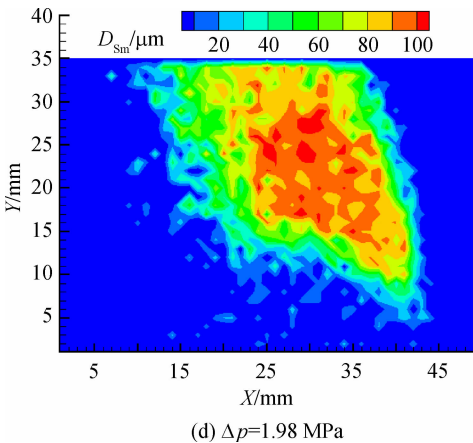
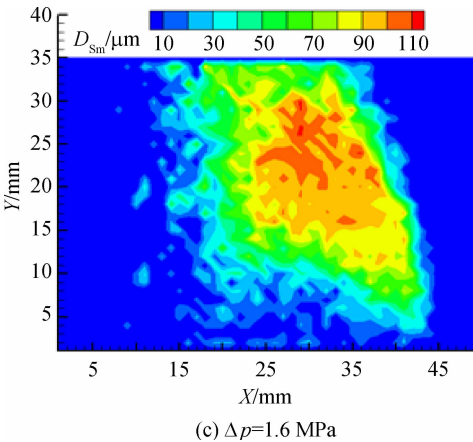
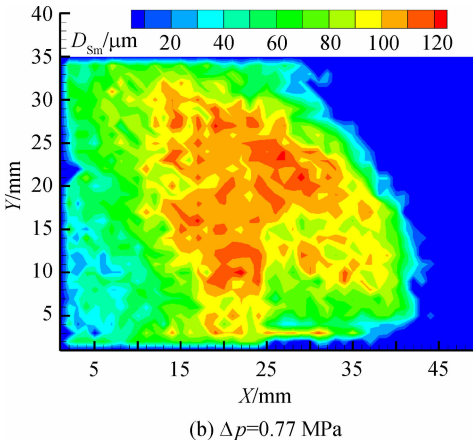
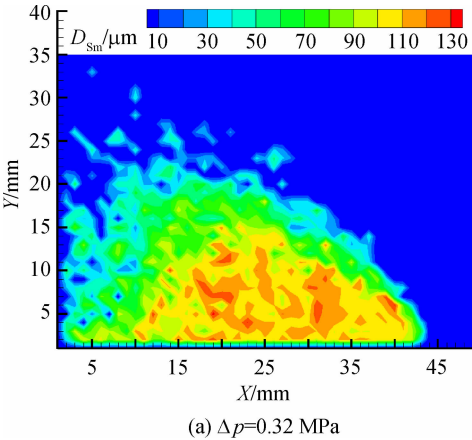


图 19 喷嘴供油压差对液雾空间分布的影响
Fig. 19 Influence of nozzle fuel supply pressure
difference on spatial distribution of liquid mist

油压差下油珠 SMD 空间分布又有很大差异。如图 19(a)所示,由于喷嘴供油压差很小,此时喷嘴的煤油流量较小,燃油以较低的速度喷入横向气流中,在横向气流的作用下迅速变形,大部分油滴几乎贴着扇形喷嘴出口下游的壁面流动,故在出口背风面下游的液相一直占据了大部分空间,使得背风面回流区很难形成或不稳定,因此这部分区域气液两相相互作用较弱,SMD 的分布呈较大

的数值。当喷嘴供油压差增大到 0.77MPa 时,燃油的出口速度增大,油雾场的分布区域,尤其是高度方向有明显扩大,但仍有部分液滴紧贴着扇形喷嘴出口下游壁面流动。当喷嘴供油压差增大到 1.6 MPa 以上时,扇形喷嘴出口液膜的核心区域增长,此时已经没有紧贴出口下游壁面的燃油液滴,并且在出口下游能够形成稳定的回流,回流区的空气形成的涡流动与液体微团相互作用使其进一步破碎,因此在出口液膜核心区的背风面油滴的 SMD 较小,且分布梯度变化更小。当压力增加到 1.98 MPa 时,SMD 继续减小,油雾场下边界变得明显。

同时对比图 19 中各工况下的液滴 SMD 的分布,在进口空气参数不变的情况下,随着喷嘴供油压差的增大,SMD 在相同位置有所下降,即扇形喷嘴在横向射流中雾化的液滴 SMD 逐渐变小。

燃油在各工况下以一定的速度喷入横向气流中,随即受到横向气流的影响,向横向气流下游偏移。从图 20 中可以看出,扇形喷嘴供油压差从 0.32 MPa 增大到 0.77 MPa 时,此范围内扇形喷嘴喷出的燃油速度较低,受到横向气流的影响较大,部分燃油在出口下游未与扇形喷嘴壁面分离,没有形成明显的下边界,但此范围内出口速度随供油压差的增大迅速增大,射流外边界轨迹在高度方向上迅速增大;随后射流轨迹外边界随压差的变化逐渐减小,扇形喷嘴供油压差为 0.77 MPa 和 1.6 MPa 时的穿透轨迹在高度 $Y < 20\text{ mm}$ 的区域内相差不大,但在高度 $Y > 20\text{ mm}$ 的区域两者的穿透轨迹发生明显的差异;扇形喷嘴供油压差为 1.6~1.98 MPa 时,此时射流的出口速度较大,油雾场与出口下游的壁面分离,形成了稳定的射流轨迹内边界,且随着供油压差的增大内边界轨迹沿垂直方向移动,但在该范围内,射流轨迹的外边界随压差的变化很小。

2. 4. 2 横向气流速度对扇形喷嘴雾化的影响

横向气流通过对扇形喷嘴出口的燃油进行气动剪切作用,从而使从扇形喷嘴出口喷出的射流迅速破碎形成小油滴,对扇形喷嘴 3 在各供油压差下进行了试验,如图 21 所示,试验中横向气流的速度 V_{air} 为 20 m/s(左)与 30 m/s(右),从而研究横向气流速度对扇形燃油喷嘴雾化性能的影响。

在横向气流速度 $V_{\text{air}} = 30\text{ m/s}$ 时,气流的剪切作用更强,因此在下流的 SMD 更小,如图 21 所示,在供油压差为 0.32 MPa 时,左图在下流的

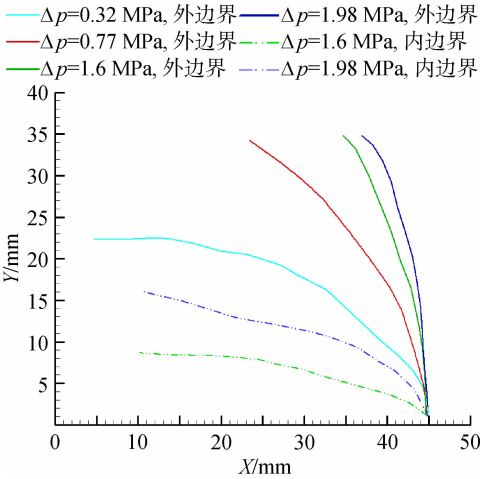


图 20 不同供油压差下扇形喷嘴的射流穿透轨迹对比图
Fig. 20 Comparison of jet penetration trajectories of fan nozzles under different fuel supply pressure differences

雾化场中心处的 SMD 仍然较大,而右图的同一位置的 SMD 明显小于左图;在供油压差为 1.6 MPa 时,由于气流速度更大,更多的液滴被吹向下游区域,因此此时右图的油雾的分布更加分散,在同一高度上右图中的油雾场更靠近下游,整个油雾场相比于左图被拉长;供油压差为 1.98 MPa 时,右图的油雾场的背风面液滴更小,且 SMD 的分布梯度更小。但在扇形喷嘴出口附近的液体微团的 SMD 基本相同,在此区域内刚喷出燃油仍聚集在一起,因而尺寸较大。从图 21 可以看出,横向气流能够显著影响扇形燃油喷嘴的液雾分布,并且横向气流速度对扇形喷嘴出口下游的 SMD 有一定影响,但在扇形喷嘴出口附近的 SMD 大小没有特定关系。

图 22 为不同横向气流速度下扇形喷嘴射流穿透轨迹内边界。虚线为横向气流 $V_{\text{air}} = 20\text{ m/s}$ 时的图像,实线为横向气流速度 $V_{\text{air}} = 30\text{ m/s}$ 时的图像。从图中可以看出在不同的横向气流速度下,喷嘴的射流轨迹内外边界的变化趋势均相同,其外边界随着供油压差的升高逐渐向外扩展;在不同的喷嘴供油压差下, $V_{\text{air}} = 30\text{ m/s}$ 的横向气流作用下的射流穿透深度均明显小于 $V_{\text{air}} = 20\text{ m/s}$,且越往下游发展,相同供油压差下两条曲线的差距越大;随着供油压差的增大,相同供油压差的射流轨迹外边界两者差距逐渐变小,并且同组曲线发生明显差异的高度也越高。

图 23 为不同横向气流速度下喷嘴射流穿透轨迹内边界,在 0.77 MPa 的供油压差下,两组横向气流速度下的射流轨迹内边界在出口下游 20 mm

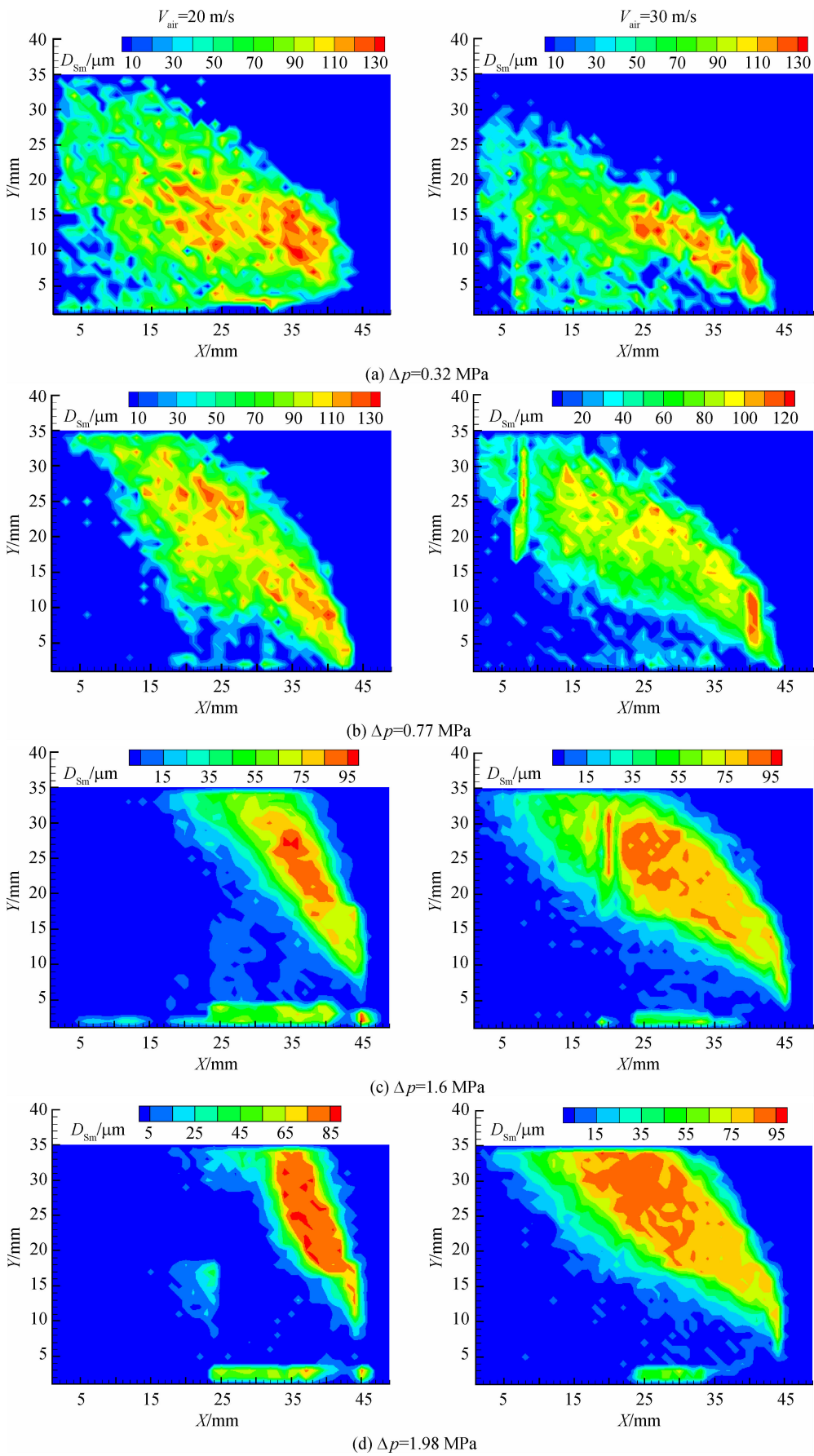


图 21 不同横向气流速度下扇形燃油喷嘴的雾化液雾分布

Fig. 21 Atomized liquid mist distribution of fan nozzles under different lateral airflow speeds

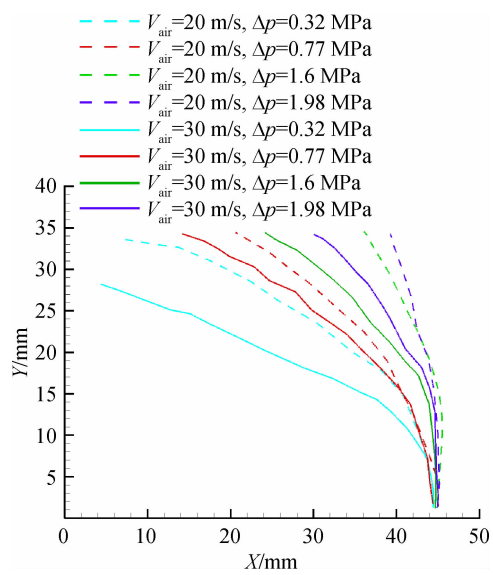


图 22 不同横向气流速度下扇形燃油喷嘴的射流穿透轨迹外边界对比图

Fig. 22 Comparison of the outer boundary of the jet penetration trajectory of a fan nozzle under different lateral airflow speeds

内基本相同,随后 $V_{\text{air}}=30\text{ m/s}$ 时的曲线向外扩张与 $V_{\text{air}}=20\text{ m/s}$ 的曲线分离,且越向下游发展两者在高度方向差距越大;扇形喷嘴供油压差为 1.6 MPa 与 1.98 MPa 时, $V_{\text{air}}=30\text{ m/s}$ 的内边界曲线在出口 ($X=45\text{ mm}$) 附近即发生分离,随后两者差距越来越大。

2. 4. 3 横向气流温度对扇形喷嘴雾化的影响

为研究扇形喷嘴在不同横向气流温度对雾化性能的影响规律。本文对扇形喷嘴在进口横向气流温度 $T=373,473,523\text{ K}$ 时的雾化过程进行了试验研究,其中试验中扇形喷嘴的供油压差为 0.77 MPa ,进口气流速度为 30 m/s 。

图 24 为三种进口横向气流温度下扇形喷嘴出口附近射流雾化形态照片和软件处理结果对比

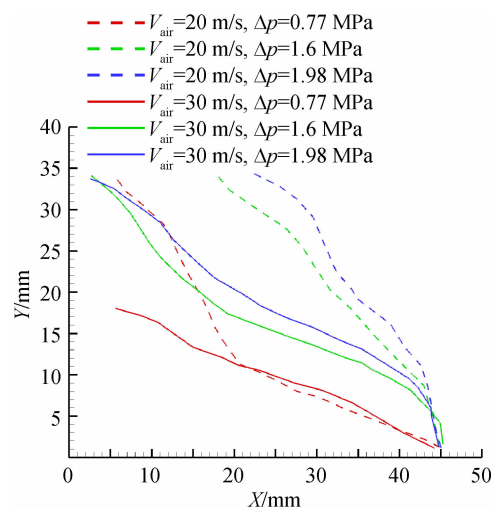
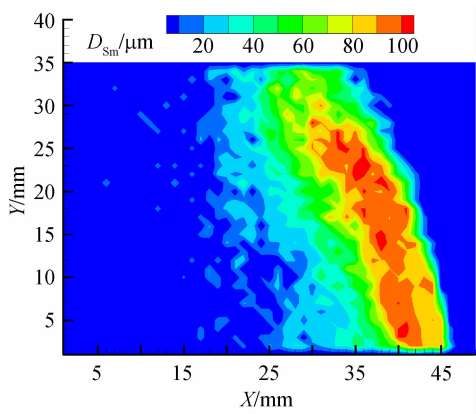
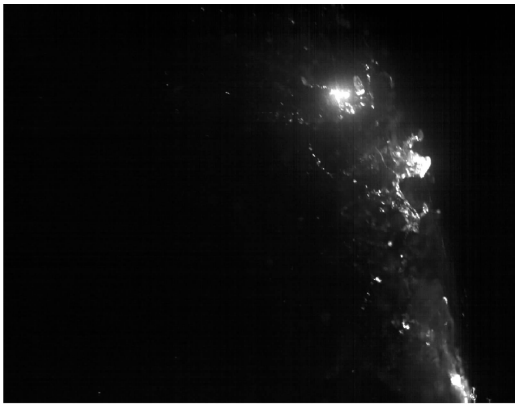


图 23 不同横向气流速度下扇形喷嘴的射流穿透轨迹内边界对比图

Fig. 23 Comparison of the inner boundary of the jet penetration trajectory of a fan nozzle under different lateral airflow speeds

图。从图中可以看出,随着横向气流温度的升高,在相同的喷嘴供油压差下,射流在喷射方向的穿透深度明显下降,且在同一位置油滴的大小也有所降低。射流的 SMD 空间分布具有一定相似性,即在气液两相边缘处的 SMD 较小,而油雾场内部的液体微团处 SMD 较大。同时不同横向气流温度下的射流 SMD 分布又有不同,比较处理后的三图可以发现随着进口横向气流温度的升高,射流雾化后的 SMD 最大值相应减小,同时整个油雾场空间分布的区域逐渐向下游移动。这是因为随着进口横向气流温度的增加,燃油在离开喷嘴后蒸发率越来越大,液体单颗油珠的质量降低,因此油雾场在相同的横向气流速度作用下越容易向下游偏移。并且在向下游发展过程中,大油珠颗粒在气动力作用下破碎成更小的液滴,增大了与空气的接触面积,而进口横向气流温度越



(a) $T=373\text{ K}$

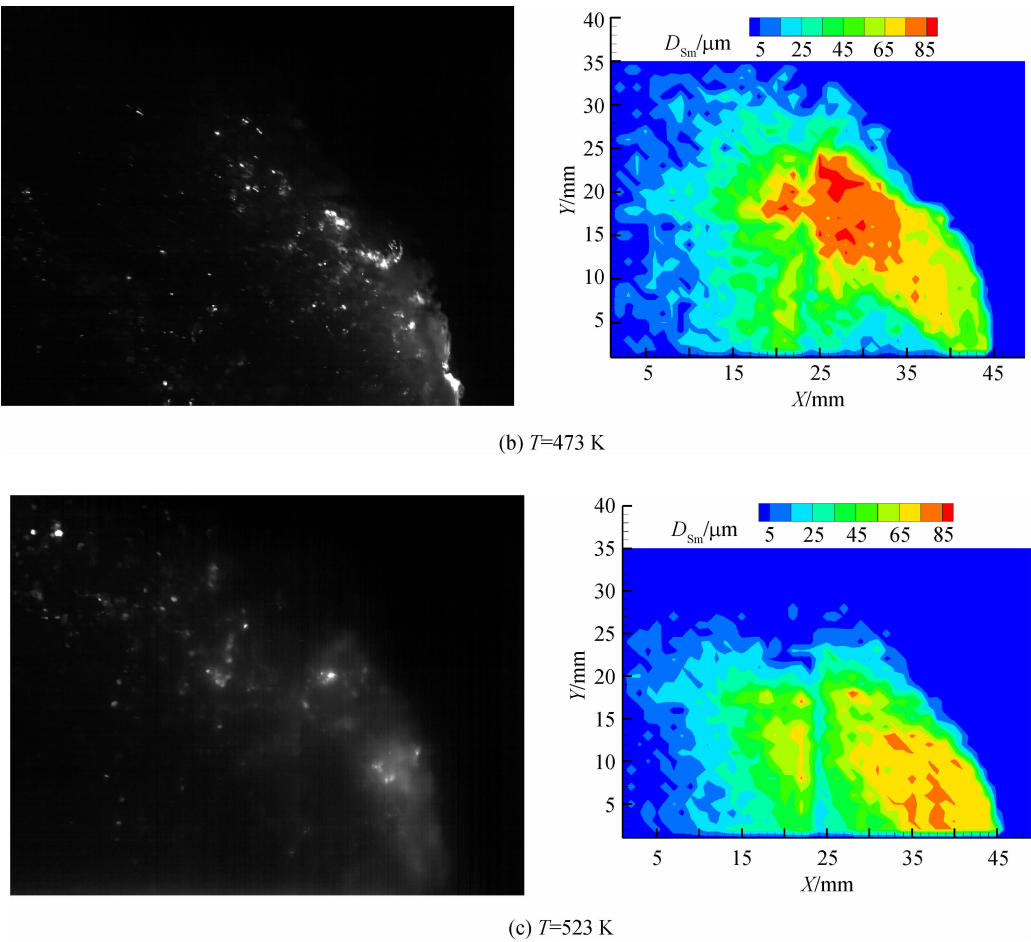


图 24 横向气流温度对喷嘴雾化的影响

Fig. 24 Effect of lateral airflow temperature on nozzle atomization

高,燃油蒸发量越大,油滴尺寸越小,因此在图中同一位置的 SMD 逐渐减小;尺寸越小的油滴在横向气流中更容易被吹向下游,因此油雾场的分布逐渐向下游偏移。

图 25 为三种横向气流温度下的喷嘴射流穿

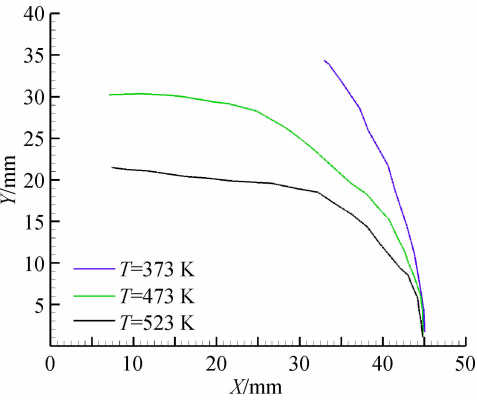


图 25 不同横向气流温度下扇形燃油喷嘴的射流穿透外轨迹对比图

Fig. 25 Comparison of jet penetration external trajectories of fan nozzles at different lateral airflow temperatures

透外轨迹,可以看出在相同的喷嘴供油压差下,随着横向气流温度的升高,喷嘴射流穿透外轨迹在高度方向逐渐减小,因此试验结果表明横向气流中射流的穿透轨迹与横向气流温度有很大关系。

3 结 论

本文通过试验的方法,对设计加工的 8 个扇形燃油喷嘴进行了大气环境和加力环境下的雾化特性研究,研究各结构参数变化对扇形喷嘴流量及雾化效果的影响规律,试验结果表明:

1) 本文所设计的扇形喷嘴,采用节流孔与出口扇形面相结合的结构设计,即利用节流孔来控制燃油流量,而利用扇形出口角度和高度来控制燃油雾化效果,试验结果表明:相比于比直射式喷嘴,扇形喷嘴的雾化角度更大,工作范围更加广,可以形成均匀的扁平油雾场,更加适用于加力燃烧室凹腔点火和联焰满足设计的要求。

2) 扇形出口高度对扇形喷嘴流量特性有一定影响,即扇形喷嘴的扇形出口高度越小,其流量系数越小;扇形出口角度对流量特性也有一定影

响,即扇形喷嘴的出口角度越小,其流量系数也越小;对同一结构的扇形喷嘴,其流量系数随供油压差的增大而逐渐减少,最终趋于稳定,基本保持不变。

3) 扇形喷嘴的扇形出口角度是决定扇形喷嘴雾化角度的重要结构参数,具有较大扇形出口角度的扇形喷嘴能够形成更大的扇形雾化角度;当供油压差较小时,喷嘴的扇形雾化角度小于扇形喷嘴出口角度,随着供油压差增大,扇形雾化角度逐渐增大,最终扇形雾化角基本接近扇形喷嘴的出口角度。

4) 扇形出口高度通过影响出口面积来影响油珠直径大小,在相同供油压差时,扇形出口高度越小,扇形喷嘴下游油珠的 SMD 越小,雾化效果越好。扇形出口位置对油珠的 SMD 的影响不大。

5) 横向气流中,气液两相交界面处 SMD 最小,越靠近射流核心区 SMD 越大;相比于背风面,射流迎风面的 SMD 分布梯度更大;随着射流向下游发展,液滴的 SMD 也越来越小。

6) 喷嘴供油压差对横向气流中扇形喷嘴的液雾分布影响很大,较大的喷嘴供油压差下,穿透轨迹外边界越深,同时随着供油压差的增大,横向气流中的油雾场脱离扇形喷嘴下游壁面形成稳定的射流轨迹内边界,并不断向高度方向发展;随着供油压差的增大,油雾场中的 SMD 有所下降。

7) 横向气流速度能够显著影响扇形喷嘴油雾场的分布,横向气流速度越大,射流的穿透轨迹越浅,且油雾场分布越靠近下游;横向气流速度对油雾场下游的 SMD 有一定影响,但对扇形喷嘴出口附近的 SMD 基本无影响。

8) 进口横向气流温度对射流油雾场的影响最大,进口横向气流温度对油雾场的分布、穿透轨迹和 SMD 均有较大的影响,横向气流温度越高,射流油雾场的分布越靠近下游,穿透深度越浅,同时 SMD 也越小。

参考文献:

[1] PAYRI R, TORMOS B, SALVADOR F J, et al. Spray droplet velocity characterization for convergent nozzles with three different diameters[J]. Fuel, 2008, 87 (15): 3176-3182.

[2] PAYRI R, SALVADOR F J, MARTÍ-ALDARAVÍ P, et al. ECN Spray G external spray visualization and spray collapse description through penetration and morphology analysis[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 112 (5):

304-316.

[3] 曹睿,刘艳升,严超宇,等. 垂直锐边孔口的自由出流特性: I 流动状态和孔结构参数对孔流系数的影响[J]. 化工学报, 2008, 59 (9): 2175-2180.

CAO Rui, LIU Yansheng, YAN Chaoyu, et al. Characteristics of vertical sharp edged orifice discharge: I effect of flow regime and configuration parameters on orifice discharge coefficient[J]. Journal of Chemical Industry, 2008, 59 (9): 2175-2180. (in Chinese)

[4] REITZ R D. Mechanism of atomization of a liquid jet[J]. Physics of Fluids, 1982, 25 (10): 1730-1742.

[5] 张弛,张荣伟,徐国强,等. 直射式双旋流空气雾化喷嘴的雾化效果[J]. 航空动力学报, 2006, 21 (5): 805-809.

ZHANG Chi, ZHANG Rongwei, XU Guoqiang, et al. Experimental investigation on atomization of an ait-blast atomizer with plain-orifice nozzle and dual-swirl cup[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21 (5): 805-809. (in Chinese)

[6] 范明豪,刘英卫,周华,等. 直射式高压喷嘴雾化分析[J]. 中国机械工程, 2005, 16 (19): 80-83.

FAN Minghao, LIU Yingwei, ZHOU Hua, et al. Analysis on spray atomization of direct jet high pressure nozzle[J]. China Mechanical Engineering, 2005, 16 (19): 80-83. (in Chinese)

[7] 金仁喜,袁江涛,杨立,等. 压力喷嘴常温下雾化特性实验研究[J]. 海军工程大学学报, 2012, 24 (3): 52-56.

JIN Renxi, YUAN Jiangtao, YANG Li, et al. Experimental study of spray characteristics of pressure nozzle at room temperature[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2012, 24 (3): 52-56. (in Chinese)

[8] 熊溢威,李锋,高伟伟,等. 直射式喷嘴流动特性的数值和试验研究[J]. 航空发动机, 2016, 42 (6): 68-75.

XIONG Yiwei, LI Feng, GAO Weiwei, et al. Numerical and experimental study of flow characteristics of direct sprayed nozzle[J]. Aeroengine, 2016, 42 (6): 68-75. (in Chinese)

[9] 王少林,黄勇,邹婷,等. 空化对燃油喷嘴雾化的影响[J]. 推进技术, 2014, 35 (3): 397-402.

WANG Shaolin, HUANG Yong, ZOU Ting, et al. Effects of cavitation in nozzle on spray[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (3): 397-402. (in Chinese)

[10] 秦伟林,何小民,金义,等. 凹腔驻涡与支板稳焰组合加力燃烧室模型冷态流场试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27 (6): 1347-1354.

QIN Weilin, HE Xiaomin, JIN Yi, et al. Cold flow field test of combined combustion chamber model of concave cavity and vortex-stabilized flame[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (6): 1347-1354. (in Chinese)

[11] 张新铭,罗晴,洪光,等. 高压水扇形喷嘴结构参数对内部流场影响的数值模拟[J]. 热能动力工程, 2012, 27 (3): 301-306.

ZHANG Xinming, LUO Qing, HONG Guang, et al. Numerical simulation of the influence of the structural parameters of a high pressure water sector-shaped nozzle on its

internal flow field[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2012,27(3):301-306. (in Chinese)

[12] 梁博健,高殿荣. 高压扇形喷嘴结构参数的优化[J]. 排灌机械工程学报,2020,38(1):69-75.
LIANG Bojian,GAO Dianrong. Design and optimization on the fan nozzle structure parameters[J]. Journal of Drainage and Irrigation Machinery Engineering,2020,38(1):69-75. (in Chinese)

[13] THOMPSON J C,ROTHSTEIN J P. The atomization of viscoelastic fluids in flat-fan and hollow-cone spray nozzles[J]. Journal of Non-Newtonian Fluid Mechanics,2007,147(1):11-22.

[14] 王国志,周万阳,邓斌,等. 基于 CFD 的扇形喷嘴不同切割结构研究[J]. 科学技术与工程,2015,15(33):146-149.
WANG Guozhi,ZHOU Wanyang,DENG Bin,et al. Research on different cutting structures of flat fan nozzle based on CFD[J]. Science Technology and Engineering,2015,15(33):146-149. (in Chinese)

[15] ZHOU Q,MILLER P C H,WALKLATE P J,et al. Prediction of spray angle from flat fan nozzles[J]. Journal of Agricultural Engineering Research,1996,64(2):139-148.

[16] SNYDER T S,BRDAR C R,BUEY J R. Augmentor pilot nozzle;US6971239 B2[P]. 2005-09-20.

[17] 林翔. 扇形喷嘴的高压射流特性研究[D]. 成都:西南交通大学,2014.

LIN Xiang. Study of high-pressure jet characteristics of fan-shaped nozzles[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University,2014. (in Chinese)

[18] 林翔,刘桓龙,王国志,等. 扇形喷嘴的低压射流特性研究[J]. 机床与液压,2015,43(3):164-167.
LIN Xiang,LIU Huanlong,WANG Guozhi,et al. Study of low-pressure jet characteristic of fan nozzle[J]. Machine tool and Hydraulics,2015,43(3):164-167. (in Chinese)

[19] 张晓东,郝鹏飞,董志国,等. 扁平扇形喷嘴的设计研究[J]. 机械设计与研究,2008,24(5):63-65,73.
ZHANG Xiaodong,HAO Pengfei,DONG Zhiguo,et al. Design research of flat fan nozzle[J]. Machine Design and Research,2008,24(5):63-65,73. (in Chinese)

[20] 伍文锋,吴建华,钟柳花,等. 航空发动机燃油喷嘴雾化角度测量研究[J]. 航空发动机,2017,43(5):69-73.
WU Wenfeng,WU Jianhua,ZHONG Liuhua,et al. Research on aeroengine fuel nozzle spray angle masurement[J]. Aeroengine,2017,43(5):69-73. (in Chinese)

[21] 刘济祥. 螺旋式喷嘴雾化特性实验研究[D]. 沈阳:东北大学,2017.
LIU Jixiang. Experimental study on atomization characteristics of spiral nozzles[D]. Shenyang:Northeastern University,2017. (in Chinese)

[22] 甘晓华. 航空燃气轮机燃油喷嘴技术[M]. 北京:国防工业出版社,2006.

(编辑:陈 越)