

夹气喷嘴瞬态喷雾的 CFD 仿真及试验

杨海青¹, 陈茂杰¹, 黄丽萍¹, 胡春明²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 天津大学 内燃机研究所, 天津 300072)

摘 要: 通过 CFD 仿真和试验的方法研究了夹气喷嘴的瞬态喷雾特性并验证了喷雾仿真模型的准确性. 利用 Fluent 软件在不同环境背压和不同喷气压力的条件下进行了瞬态喷雾的 CFD 仿真计算, 同时利用高速摄影机拍摄定容弹内部的喷雾形态, 以及通过激光粒径测试仪对大气环境下的喷雾进行燃油液滴 SMD 的测量. 结果表明: 喷嘴出口处高速流出的压缩气体与燃油发生强烈的耦合, 并于下游处产生强烈的涡环结构; 试验中环境背压减少 0.2 MPa 时所增加的平均贯穿速率是喷气压力增加 0.2 MPa 时的 3.62 倍; 喷雾平均贯穿速率的试验结果与仿真结果的平均误差为 9.94%; 试验得到的喷嘴外围的喷雾平均索特直径与仿真平均索特直径的平均误差为 4.33%.

关 键 词: 夹气喷嘴; 瞬态喷雾; 仿真; 计算流体力学 (CFD); 索太尔平均直径 (SMD)

中图分类号: V234.2

文献标志码: A

CFD simulation and experiment of transient spray for an air-assisted injector

YANG Hai-qing¹, CHEN Mao-jie¹, HUANG Li-ping¹, HU Chun-ming¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Tianjin Internal Combustion Engine Research Institute,

Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to research the transient spray characteristics of the air-assisted injector and verify the accuracy of the simulation model, the spray characteristics of the air-assisted injector were investigated by CFD simulation and experiment. The CFD simulation had been carried out that the transient injection with different back pressure and inject pressure was simulated. The spray development in the constant volume bomb had visualized by the high speed camera. The SMD of the fuel droplets in the atmospheric environment had measured by the laser particles test device. The results show that the high speed compressed air from the injector and the fuel are strongly coupled, and the vortex ring structures come out in the downstream; the increased average rate in experiment by reducing 0.2 MPa of back pressure is 3.62 times than increasing 0.2 MPa of inject pressure; the average error of average rate between experiment and simulation is 9.94%; the SMD average error of the outlying of injector between experiment and simulation is 4.33%.

Key words: air assisted injector; transient spray; simulation;
computational fluid dynamics (CFD); Sauter mean diameter (SMD)

美国国家航空航天局(NASA)和美国国防部(DoD)在 1994 年的航空活塞发动机发展指南中提出,未来军用活塞动力装置应全部采用重油燃料,包括 JP-8,JP-5 航空煤油和柴油,同时美国适航安全标准(FAA)也要求未来通用航空必须采用重油航空发动机.重油航空活塞发动机按着火方式分为点燃式和压燃式两类,其中点燃式活塞发动机由于体积小、质量轻、功质比高,更适合于功率在 120 hp(88.26 kW)以下的重油航空发动机应用场合^[1].由于重油燃料黏度大、蒸发性差,不易挥发,喷射雾化效果较差,难以点燃^[2],导致点燃式重油活塞发动机冷启动困难,火花塞容易淹缸、积炭.另一方面,航空煤油最低点火能量与其燃油雾化粒径的 4.5 次方成正比^[3].因此,对于点燃式重油活塞发动机,其燃油雾化粒径要求比汽油还要细小得多.而要实现点燃式重油活塞发动机的应用,必须解决重油燃料喷射雾化的关键技术.

夹气喷射技术的原理是利用辅助压缩空气离开夹气喷嘴时的超声速流动气动力克服重油液滴的表面张力从而促进燃油雾化,其雾化粒径较小,且燃油雾化质量对燃料的种类不敏感,可以使用包括汽油、煤油、轻柴油、天然气等的燃料,尤其是使用闪点较高的煤油或轻柴油燃料^[4-6].这对于有燃料使用安全、发动机体积和质量要求的特殊应用场合意义重大.

本文通过开展夹气喷嘴的定容弹 RP-3 航空煤油喷射高速摄影试验和粒径测试试验,以及相应的喷雾 CFD 数值模拟,对夹气喷嘴在不同喷射条件下的喷雾特性进行了研究,并验证了数值计算模型的可靠性.

1 夹气喷嘴的工作过程

夹气喷射系统包括喷油部分、气源部分、电控单元、传感器和执行器等组成部分^[7].图 1 为夹气喷嘴燃油喷射系统的喷油部分,由一个普通进气道喷射燃油喷嘴和一个夹气喷嘴组成.普通 PFI 燃油喷嘴和夹气喷嘴的开启相互独立,保证燃油

计量和燃油喷射单独进行,从而确保整个燃油喷射系统的流量特性.

图 2 为夹气喷射系统的工作时序.普通燃油喷嘴被触发之后将按照触发信号开启一定的喷油脉宽来确保循环所需的供油量.燃油从喷嘴出口离开,进入普通燃油喷嘴与夹气喷嘴之间的气腔里发生第 1 次雾化,并与压缩空气进行混合.经过一定时间间隔(图 2 中的“油气喷射间隔”)之后,夹气喷嘴开启,压缩空气与燃油液滴的混合物通过喷嘴出口喷出.压缩空气在膨胀过程中加速,带动燃油液滴进行加速运动从而使其发生第 2 次雾化.经过两次雾化的燃油液滴,索太尔平均直径(SMD,记为 d_{32})一般小于 $10\text{ }\mu\text{m}$,贯穿距离较小^[8].

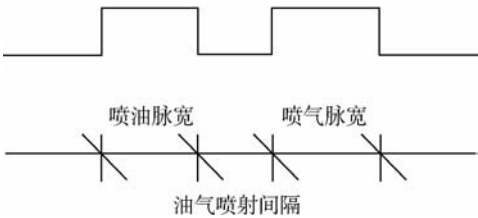


图 2 夹气喷嘴工作时序

Fig. 2 Operation sequence of an air-assisted injector

2 仿真模型与试验手段

2.1 仿真模型

完全模拟燃油从喷嘴内部到定容弹空间的流动的 CFD 技术是难以实现的.特别是对于具有两次喷射过程的夹气喷嘴,模拟绝大部分的过程不仅需要巨大的计算资源,也需要巨大的时间成本^[9].本次仿真基于夹气喷嘴的工作过程,假设在喷嘴下游 4 个狭缝之前的管状气腔处发生第 1 次雾化.图 3 为夹气喷嘴流动区域的模型.

真实的喷嘴针阀,其开启和关闭均具有一定的延迟.因此为提高仿真的准确性,本次仿真通过

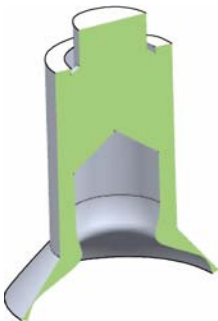


图 3 喷嘴流场区域模型(1/2)

Fig. 3 Model of the injector flow field (half)

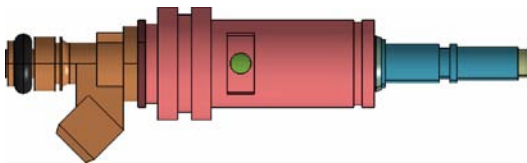


图 1 夹气喷嘴三维模型

Fig. 1 3-D model of an air-assisted injector

动网格技术考虑了夹气喷嘴针阀的开启和关闭。图 4(a)和图 4(b)分别表示针阀关闭和开启时夹气喷嘴网格的状态。针阀的升程曲线来自于参考文献[10]。使用动网格技术的网格要求网格划分的质量较高,但由于针阀运动引起的流体区域变化,使得该模型较难应用结构网格进行划分。本文采用 ICEM(integrated computer engineering and manufacturing)软件对喷嘴模型进行网格划分,通过精细控制各个面的网格,在选择全局四面体非结构网格的基础上保证最小网格尺寸为 20 μm ,最小网格质量因数不低于 0.3。最终得到喷嘴模型的网格数为 42 万,基本满足喷雾仿真计算的要求。

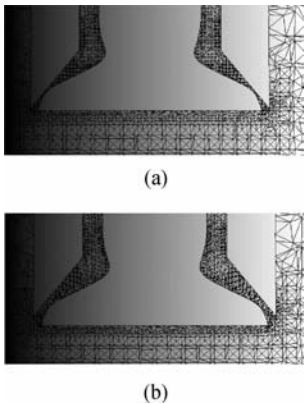


图 4 夹气喷嘴动网格

Fig. 4 Dynamic mesh of air-assisted injector

夹气喷嘴的喷雾是一种两相流动。拉格朗日方法作为处理两相流动问题最精确的方法,在 Fluent 中体现为拉格朗日离散相模型。其遵循欧拉-拉格朗日方法,流体相被处理为连续相,由球形颗粒(液滴或气泡)构成的第二相即离散相分布在连续相中^[11-13]。最终计算的喷雾模型没有选择类似于参考文献[14]中提及的油膜模型,而是采用参考文献[9]中所认为的更具优势和实际意义的离散项模型。

本次喷雾计算使用 Fluent 作为仿真工具,连续相选择标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和组分运输模型,离散项选择 TAB(Taylor analogy breakup)破碎模型、动态曳力模型并考虑与连续相之间的耦合。喷雾模型选择面喷射源,假定在喷嘴内部流道的下游开始喷射,初次喷射液滴粒径分布为 Rosin-Rammler 分布模型,最小粒径为 0.01mm,最大粒径为 2.2mm,质量流量为 3.5 g/s,液滴初始速度为 20m/s。喷嘴模型的入口面和出口面分别采用

压力进口边界条件和压力出口边界条件。其中入口面对应压缩气体的来源,其值等同于喷气压力;出口面对应定容弹出口或者大气环境,其值等同于出口环境压力。定容弹试验中定容弹内部压缩气体为压缩氮气,因此仿真中喷嘴外围也选择氮气进行了初始化。

2.2 试验手段

试验所用的喷嘴为前文提到的夹气喷嘴及其相配套的普通进气道喷射喷嘴。夹气喷嘴为外张式,升程为 0.23mm。普通进气道喷射喷嘴具有单孔、流量稳定和喷雾锥角小的特点,有利于燃油液滴在其与夹气雾化喷嘴之间的气腔里面发生第 1 次雾化。

试验主要分为两部分。一部分是利用高速摄像机拍摄在定容弹里的不同喷射条件下的瞬态喷雾。试验时喷嘴轴线与定容弹上平面垂直安装,定容弹观察窗由石英玻璃制成,有效视场范围为 100mm。高速摄像机为 Photron 公司的 FAST-CAM SA1.1 型,可输出分辨率为 512 像素 $\times$ 512 像素的彩色位图,采样频率为 5 000 帧/s。图 5 为定容弹试验方案示意图。为防止燃烧,定容弹内部气体为氮气,由氮气瓶作为气源。另一部分是通过激光粒度测量仪对大气环境下不同喷气压力的燃油喷雾进行燃油液滴 SMD 的测量。该测试设备为天津大学设计制造的 LSA-III 型激光粒度测量仪,包括粒度分析仪和激光发射仪,最小分辨率为 6 μm 。图 6 所示为粒径测试装置,分别为夹气喷射系统和激光发射仪。为保证试验安全以及与喷雾 CFD 仿真进行对比,整个试验所用燃油均为煤油。

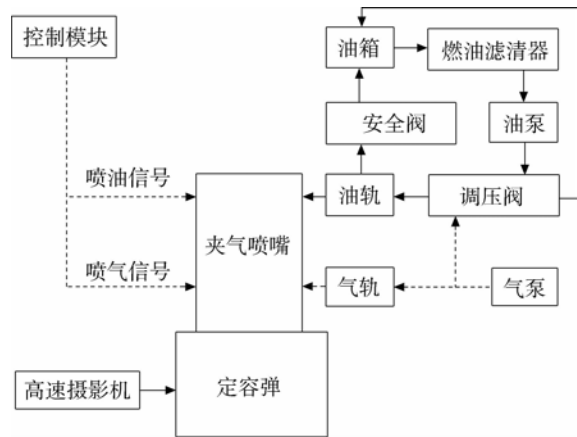


图 5 定容弹试验方案示意图

Fig. 5 Solution diagram in constant volume bomb

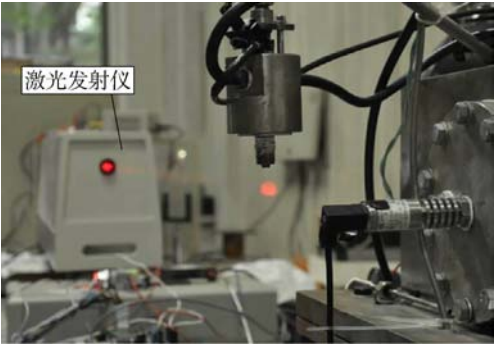


图 6 粒径测试装置
Fig. 6 Particles test device

3 结果与分析

3.1 试验及仿真条件

表 1 为包括背压、喷气压力等可调参数在内的试验和 CFD 仿真的条件,其中 1#,2#为喷气压力相同但背压不同的定容弹试验,2#,3#,4#是背压相同但喷气压力不同的定容弹试验,5#,6#,7#则是大气环境下测量不同喷气压力下的 SMD 的粒径测试试验. 喷油压力与喷气压力之间保持 0.15 MPa 的差值. 其中表中所示压力值均为表压.

表 1 夹气喷嘴试验及仿真条件
Table 1 Condition of experiment and simulation for an air-assisted injector

试验 序号	环境背压/ MPa	喷油压力/ MPa	喷油脉宽/ ms	喷气压力/ MPa	喷气脉宽/ ms	喷气压力与环境背压 之差/MPa
1	0.1	0.80	4	0.65	4	0.55
2	0.3	0.80		0.65		0.35
3	0.3	0.70		0.55		0.25
4	0.3	0.90		0.75		0.45
5	0	0.70		0.55		0.55
6	0	0.80		0.65		0.65
7	0	0.90		0.75		0.75

3.2 喷雾的发展

图 7~图 10 的上面部分和下面部分分别为 1#,2#,3#,4# 的试验喷雾图像和仿真喷雾图像,表示喷雾在不同喷射阶段的形态. 在喷嘴针阀开启初期,燃油液滴沿着喷嘴出口处阀座锥角方向进入定容弹内. 随着针阀完全打开,辅助压缩空气与燃油大量喷出喷嘴,高速气流对燃油产生强烈的气动力,在与环境气体的相互作用中形成了独特的涡环结构,并随着喷射时间向下发展,进而向四周扩散. 喷雾中直径大的液滴,其惯性大,受

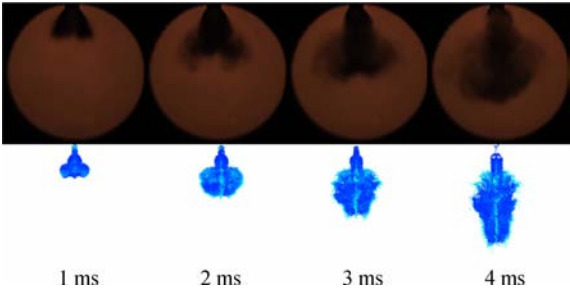


图 8 试验喷雾与仿真喷雾(2#)
Fig. 8 Spray of experiment and simulation of 2#

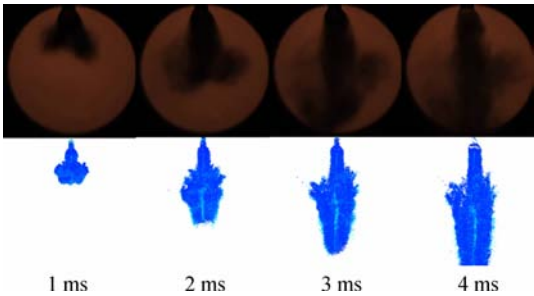


图 7 试验喷雾与仿真喷雾(1#)
Fig. 7 Spray of experiment and simulation of 1#

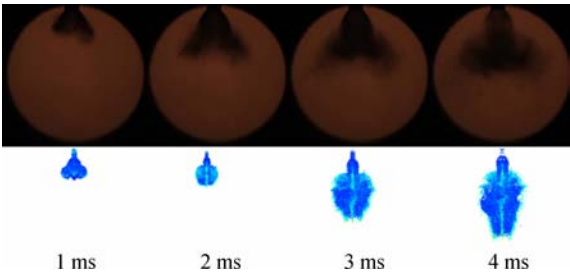


图 9 试验喷雾与仿真喷雾(3#)
Fig. 9 Spray of experiment and simulation of 3#

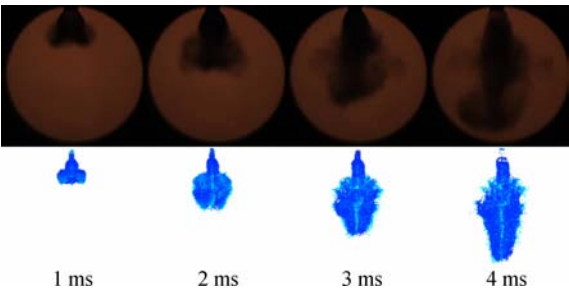


图 10 试验喷雾与仿真喷雾(4#)

Fig. 10 Spray of experiment and simulation of 4 #

气动力的影响相对较小,沿喷嘴出口的切线方向离开喷嘴后,向喷嘴轴线收拢并一直沿着轴线向下发展;直径较小的液滴容易受气动力的影响,在高速气流所产生的涡环结构的影响下,液滴扩散到喷雾外围并与大液滴一起形成云团状喷雾. 如图所示的夹气喷嘴的喷雾形态,更容易与周围空气混合,形成所需的可燃混合气.

3.3 贯穿距离和平均贯穿速率

通过从定容弹试验得到的高速摄影图片,以及从喷雾 CFD 仿真结果中得到的喷雾变化图片,利用 MATLAB 软件沿喷嘴轴线方向测量其喷雾前端至喷嘴出口处的距离,可以得到相应的贯穿距离^[15].

表 2 为喷射结束时试验平均贯穿速率和仿真平均贯穿速率的比较. 图 11 表示环境背压对贯穿距离的影响. 在夹气喷嘴中,环境背压对贯穿距离和平均贯穿速率的影响非常明显. 随着环境背压的增加,喷雾沿前进方向受到的阻力增大,其贯穿距离和平均贯穿速率减小. 其中仿真贯穿距离和仿真平均贯穿速率分别与对应的试验贯穿距离和试验平均贯穿速率具有非常好的一致性.

表 2 试验与仿真的平均贯穿速率的比较

Table 2 Average penetration rate of experiment and simulation

试验 序号	试验平均贯穿 速率/(m/s)	仿真平均贯穿 速率/(m/s)
1 #	31.58	31.82
2 #	17.73	17.18
3 #	15.78	12.85
4 #	19.61	23.02

图 12 表示喷气压力对贯穿距离的影响. 随着喷气压力的提高,气腔与环境之间的压差增大,燃油液滴所承受的气动力随之增大,使得喷雾的贯

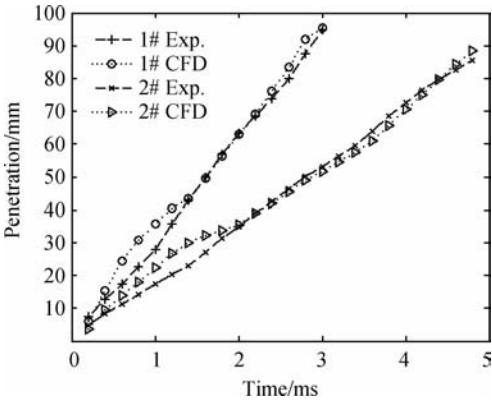


图 11 环境背压对贯穿距离的影响

Fig. 11 Influence of back pressure on penetration

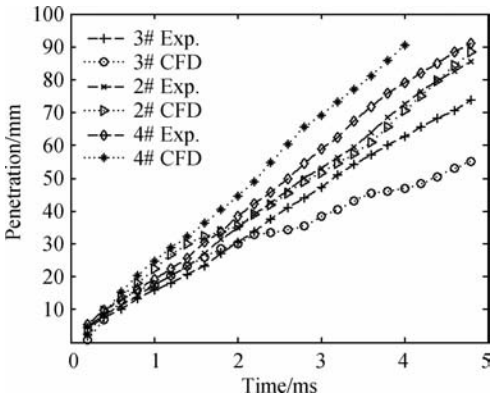


图 12 喷气压力对贯穿距离的影响

Fig. 12 Influence of inject pressure on penetration

穿距离和贯穿速率相应增大. 但相比于环境背压对贯穿距离和贯穿速率的影响,喷气压力的影响要小. 在喷雾的仿真过程中,喷射初期贯穿距离的变化与试验测量得到的结果比较接近,喷射后期两种贯穿距离的差异逐渐增大. 喷气压力对 CFD 仿真中喷雾发展的影响较其对试验喷雾的影响要大,这在一定程度上降低了喷雾 CFD 仿真模型的准确性. 但考虑到该仿真模型主要应用在活塞发动机缸内喷雾的仿真计算上,其计算误差是可以接受的.

3.4 SMD

表 3 中分别列举了在距离喷嘴出口处轴向距离 $L=15,30,45,60,75,100\text{ mm}$ 的位置测量得到的试验 SMD,以及仿真得到的喷射结束后的整体 SMD. 受试验条件的制约,粒径测试试验无法测量定容弹试验中的燃油液滴 SMD,故表 3 中仅列举了 5 #,6 #,7 # 三组大气环境下的试验数据和仿真数据. 从表中数据可以看出,随着喷气压力的提高,空气动力的作用得到增强,燃油液滴的 SMD

表 3 试验 SMD 与仿真 SMD
Table 3 SMD of experiment and simulation

试验序号	$d_{32,t}/\mu\text{m}$						真 $d_{32,s}/\mu\text{m}$
	$L=15\text{ mm}$	$L=30\text{ mm}$	$L=45\text{ mm}$	$L=60\text{ mm}$	$L=75\text{ mm}$	$L=100\text{ mm}$	
5 井	11.0	11.7	17.2	11.4	17.8	10.2	10.3
6 井	10.3	10.9	14.9	10.5	16.4	9.3	9.9
7 井	9.8	10.1	13.6	9.7	14.6	9.0	9.5

会有一定程度的减小,但变化幅度并不大.另一方面,仿真 SMD($d_{32,s}$)比试验 SMD($d_{32,t}$)要偏小,这是因为仿真 SMD 的数据来自于喷射结束时刻,而试验 SMD 是在多次喷射之后测量得到的.从喷射时间上来说试验值测试的时间更加靠后,期间燃油液滴因为没有了气动力的影响,以及液滴碰撞和聚合的作用使得液滴的 SMD 具有增大的趋势.

图 13 为仿真喷雾 SMD 的分布情况.直径较大的液滴因为惯性大,沿喷嘴出口切线方向离开喷嘴后,在涡环的影响下,向喷嘴轴线靠拢并保持其运动轨迹,主要分布在喷雾前端和喷嘴轴线外围;直径较小的液滴因为惯性小,易受空气运动的影响,被涡环结构带动形成漂浮状的云团喷雾.

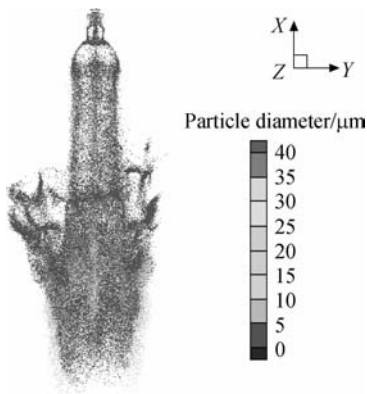


图 13 仿真喷雾 SMD 的分布

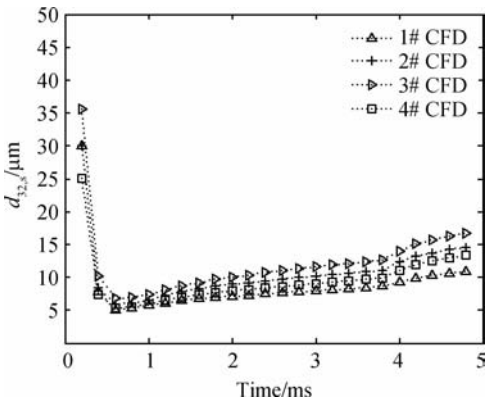


图 14 仿真 SMD 随喷射时间的变化

Fig. 14 Simulation SMD versus inject time

后 SMD 值会缓慢增大,这是因为在喷射后期,喷雾主体开始远离喷嘴出口,气动力的作用下降,燃油液滴之间同时发生碰撞、破碎和聚合,使其逐渐增大.

4 结 论

通过 CFD 仿真、定容弹试验以及粒径测试试验的整体工作,初步研究了夹气喷射系统中夹气喷嘴的喷雾特性,结果表明:

- 1) 夹气喷嘴出口处高速流出的压缩气体与燃油发生强烈的耦合,产生一个随着环境背压增大会愈加明显的涡环结构,进而形成云团状的喷雾.随着环境背压的提高,其贯穿距离减小,SMD 增大;随着喷气压力的提高,其贯穿距离增大,SMD 减小.
- 2) 夹气喷嘴的 CFD 仿真结果与试验结果具有较高的一致性,其贯穿距离、平均贯穿速率和 SMD 均能较好地反映试验喷雾的变化,为进一步的缸内直喷燃烧系统 CFD 仿真设计以及喷嘴内部气道结构优化提供了基本的模型.
- 3) 经夹气喷嘴喷射得到的航空煤油喷雾,其雾化粒径非常细小,平均贯穿速率相对于高压喷射而言也非常低,实现了“软喷射”,减轻了燃油在活塞顶堆积程度,有利于防止冷启动时火花塞淹

Fig. 13 Distribution of the simulation spray SMD

图 14 所示为在夹气喷嘴喷雾的 CFD 仿真中,其燃油液滴 SMD 随喷射时间的变化规律.由于试验条件的制约,无法测量非大气环境下喷射过程中真实液滴 SMD 的变化,因此仅对该条件下燃油液滴 SMD 的变化作定性研究.喷射初期喷嘴针阀开启的幅度较小,且第 1 次雾化的燃油液滴仍大部分存在于气腔之中,此时整体 SMD 较大.随后气动力对燃油液滴的作用迅速加强,使燃油液滴开始进行破碎雾化,SMD 急剧减小.之

缸现象,进而改善点燃式重油活塞发动机的冷起
动性能^[7].

参考文献:

[1] Cathcart G, Dickson G, Tubb J, et al. Development of
lightweight 2-stroke & 4-stroke heavy fuel UAV engines
[C]// Proceedings of Unmanned Systems North America
Conference, Orlando, Florida; Association for Unmanned
Vehicle Systems International (AUVAI), 2006:1235-1249.

[2] 莫胜钧. 小型航空点燃式重油活塞发动机点火及火焰传播
特性的模拟研究[D]. 北京:北京交通大学, 2012.

MO Shengjun. Study of the ignition and flame propagation
property of light-weight spark ignition, heavy oil aero-
engine[D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2012. (in
Chinese)

[3] 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.

[4] 杨嘉林. 车用汽油发动机燃烧系统的开发[M]. 北京:机械
工业出版社, 2009.

[5] 巴斯怀森. 汽油机直喷技术[M]. 宋进桂, 李栋, 于京诺, 等
译. 北京:机械工业出版社, 2011.

[6] Yang J, Yi J, Anderson R, et al. Study of a stratified-charge
DISI engine with an air-forced fuel injection system[J].
SAE TP 2000-01-0901, 2000.

[7] Cathcart G, Zavier C. Fundamental characteristics of an
air-assisted direct injection combustion system as applied
to 4-stroke automotive gasoline engines [R]. SAE TP
2000-01-0256, 2000.

[8] Hatakeyama S, Kondo M, Sekiya Y. An attempt at lean
burn of a 4 stroke gasoline engine by the aid of low pres-
sure air assisted in-cylinder injection[R]. SAE TP 982698,
1998.

[9] Boretta A A, Jin S H, Zakis G, et al. Experiment and nu-
merical study of an air assisted fuel injection for a D. I. S. I
engine[R]. SAE TP 2007-01-1415, 2007.

[10] Jin S H, Brear M, Watson H, et al. An experimental study
of the spray from an air-assisted direct fuel injector[R].
Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers; Part
D Journal of Automobile Engineering, 2008, 222 (10):
1883-1894.

[11] 王福军. 计算流体动力学: CFD 软件原理与应用[M]. 北
京:清华大学出版社, 2004.

[12] 韩占忠, 王敬, 兰小平. FLUENT 流体工程仿真计算实例
与应用[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2004.

[13] 吕洪. 燃油喷射过程的数值模拟[D]. 南昌:南昌大学,
2006.

LÜ Hong. Numerical simulation of fuel injection process
[D]. Nanchang: Nanchang University, 2006. (in Chinese)

[14] MacInnes J M, Bracco F V. Computation of the spray from
an air-assisted fuel injector[R]. SAE TP 902079, 1990.

[15] 李波, 李云清, 王德福. 往复式汽油直喷发动机燃油喷雾特
性研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8):1723-1727.

LI Bo, LI Yunqing, WANG Defu. Study on fuel spray char-
acteristics of gasoline direct injection reciprocating engine
[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8):1723-1727.
(in Chinese)

(编辑:秦理曼)