

燃油温度对离心式喷嘴雾化性能影响

刘爱骥, 王 栋, 于浩洋, 刘 凯, 陈 雷
(沈阳航空航天大学 航空发动机学院
辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 以离心式压力雾化喷嘴为研究对象, 对不同压力下燃油温度对航空煤油雾化特性的影响进行了实验测试和数值模拟研究, 获得了燃油在喷嘴内的流动特性及温度、压力对燃油雾化特性参数的影响规律。实验研究了燃油温度变化范围在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 至 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的雾化特性, 数值模拟对燃油温度在 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 至 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内喷嘴内燃油的流动特性及燃油的雾化特性进行了数值模拟。结果表明: 燃油压力对雾化特性影响不大; 在所研究的温度范围内, 温度增加会导致雾化角增大、索太尔平均直径(SMD)减小、周向分布不均匀性增大, 在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 升至 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时 SMD 由 $45\text{ }\mu\text{m}$ 降低到 $30\text{ }\mu\text{m}$; 油膜厚度会随燃油温度的降低而增厚, 有利于提高燃油周向分布均匀性, 但会导致雾化液滴直径增大。

关 键 词: 离心式喷嘴; 雾化特性; 喷注压力; 燃油温度; 航空煤油

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Effect of fuel temperature on atomization characteristics of centrifugal nozzle

LIU Aiguo, WANG Dong, YU Haoyang, LIU Kai, CHEN Lei
(Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technique for Aviation
Propulsion System, Liaoning Province, School of Aero-engine,
Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Taking the centrifugal pressure atomizer as the research object, the effects of fuel temperature on the atomization characteristics of aviation kerosene under different pressures were experimentally tested and numerically simulated. The atomization characteristics of the fuel within the range of $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ were studied experimentally. The flow and atomization characteristics of the fuel within the range of $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ were simulated by numerical simulation. Results showed that the fuel pressure had little effect on the atomization characteristics; within the studied temperature range, the increase of temperature led to the increase of atomization angle, the decrease of Sauter mean diameter (SMD) and the increase of the non-uniformity of circumferential distribution. When the temperature rose from $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $50\text{ }^{\circ}\text{C}$, the SMD decreased from $45\text{ }\mu\text{m}$ to $30\text{ }\mu\text{m}$; the thickness of oil film increased with the decrease of fuel temperature, which was conducive to the improvement of the uniformity of fuel circumferential distribution, but led to the straight atomization droplets Track enlargement.

收稿日期:2019-11-26

基金项目:辽宁省自然科学基金(20180550358,2019-ZD-0226); 航空科学基金(20170354001)

作者简介:刘爱骥(1979—),男,副教授,博士,主要研究方向为先进低排放燃烧技术。E-mail:agliu@sau.edu.cn

引用格式:刘爱骥,王栋,于浩洋,等. 燃油温度对离心式喷嘴雾化性能影响[J]. 航空动力学报,2020,35(9):1793-1800. LIU Aiguo, WANG Dong, YU Haoyang, et al. Effect of fuel temperature on atomization characteristics of centrifugal nozzle[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(9):1793-1800.

Key words: centrifugal nozzle; atomization characteristics; injection pressure; fuel temperature; aviation kerosene

离心式喷嘴目前在航空燃气轮机、地面燃气轮机及其他燃烧设备上得到了广泛的应用,这类喷嘴具有宽的燃油流量调节范围和良好的雾化质量,保证了燃烧室具有较好的点火性能和宽广的贫油熄火范围^[1]。由离心式喷嘴喷出的燃油,在其所喷入介质的外阻力及在射流流动时出现在射流本身内部的紊流所产生的内力的共同作用下破碎成为油滴^[2]。因此,液滴破碎过程受气动阻力、黏性力、液体的表面张力和惯性力 4 种力的控制,雾化过程是雾化介质克服表面张力及黏性力的阻尼作用离散化为液滴的过程^[3]。

对离心式燃油喷嘴,影响燃油雾化特性的除了喷嘴的结构参数外,供油压力、燃油本身的物理化学特性及喷嘴的工作环境等外部参数也会对雾化特性产生较大的影响^[4]。国内对外部参数对离心喷嘴雾化特性影响开展较多的是供油压力的影响。已有的研究表明,随着喷油压力的增加,由于液膜破碎距离减小,表面波的扰动变大,在喷嘴雾化角充分展开后,会使雾化角和雾化粒度逐渐变小,但当压力达到一定后,雾化粒度保持不变^[5-7]。陈俊等^[8]发现随着供油压力增加,油滴平均速度增加而湍流度减小。成丁南等^[9]发现双油路供油时,随供油压力的增大,油膜开始破碎位置距离喷口长度逐渐缩短,雾化锥角逐渐增大。张弛、霍伟业等^[10-11]对正癸烷、含氧生物燃料和航空煤油的雾化过程进行了对比性研究,获得了空气压降和供油压力对生物燃料雾化特性的影响规律,并与航空煤油进行了对比。

在燃气轮机工作过程中,外部环境温度变化较大,尤其是航空发动机的飞行高度和飞行速度都会影响到燃油的温度,同时还有来自于滑油、压缩空气和火焰热辐射传递的热量,这些都会影响到燃油的温度。燃油温度的变化会引起包括密度、动力黏度、表面张力等燃油物理参数的变化,进而影响到燃油的雾化特性。目前国内外对离心式喷嘴雾化特性研究虽较多,但针对航空煤油不同温度下的燃油物性参数对离心式喷嘴雾化特性影响的研究较少。梁兵^[12]测量发现,在不同温度下油的表面张力系数及其黏滞系数随着温度的升高而降低。闵爱琳等^[13]发现随着液体温度的升高,液体的密度减小,表面张力减小。Lamanna 等^[14]研究了燃料温度对喷雾破碎过程的影响,发

现提高燃料温度会导致雾化角增加和喷雾扩散的增强。Wang 等^[15]对燃料温度对雾化特性的影响进行了实验研究,发现燃油温度对航空柴油的影响要比航空汽油的影响明显。Fajgenbaum 等^[16]通过实验研究了汽油和乙醇在使用压力雾化喷嘴时温度变化对雾化特性的影响,发现在 16~55℃ 温度变化范围内,增加燃油温度降低了液滴尺寸,但变化范围不大。

燃油温度的变化会影响燃油的雾化特性,进而影响燃烧室的燃烧特性,掌握不同温度条件下燃油雾化特性,对于预测燃烧室的燃烧特性具有重要作用。为获得航空煤油温度变化对雾化特性的影响规律及影响因素,本文通过实验与数值模拟结合的方法,得到使用离心式雾化喷嘴时在不同燃油温度下燃油的压力分布、速度分布、相分布、雾化锥角、雾化粒度和液膜厚度等喷雾特性参数。

1 雾化特性实验

1.1 实验系统

为获得不同燃油温度下的雾化特性,采用了图 1 所示的激光燃油测试系统对不同燃油温度下燃油的雾化细度和雾化角进行了实验测试。激光燃油测试系统包括燃油供应系统、激光相位多普勒粒子分析仪(PDPA/LDV)、数据采集系统和燃油温度控制系统。

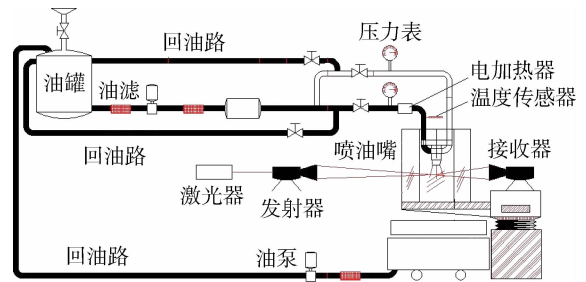


图 1 激光燃油测试系统
Fig. 1 Laser fuel testing system

其中,PDPA/LDV 主要包括激光发射器、激光接收器、信号处理器、光栅转动电动机控制器、微型计算机以及传输电缆等,用于燃油雾化细度指标(索太尔平均直径,SMD)的测量。雾滴尺寸测量范围为 0~500 μm。发射器包括标准的 2 W

氦氖激光光源,接收器由 5 个 108 mm 直径的聚集透镜组成,用于收集散射光,并精确地提供频移和相移信号。燃油温度控制系统用于调节所测燃油的温度,其中常温至 50℃ 范围采用了位于阀门和喷嘴之间的功率为 3 kW 防爆型电加热器来加热燃油,常温至 -20℃ 范围采用了将待测燃油放入冷却装置中降至所需温度,再采用保温装置保存并输送燃油至燃油喷嘴。在距燃油喷嘴入口 100 mm 处安装热电偶,用于测试燃油温度。

实验所测喷嘴为某型航空发动机的离心式雾化喷嘴,所使用的燃油为该型号航空发动机所使用的航空煤油,测试过程中燃油喷入环境为大气环境,即压力为 0.11 MPa,实际测量室温为 22℃。可以通过调节燃油泵的转速调节燃油压力,使燃油压力与外界环境之间的压差 Δp 在 0.3~1.2 MPa 范围内。在燃油喷嘴上游布置压力传感器,测量燃油喷嘴前压力用于计算燃油压差,压力传感器的测量误差为 $\pm 0.5\%$ 。燃油温度采用 K 型热电偶测量,测量误差为 $\pm 1.0\%$ 。

1.2 实验结果与分析

不同温度、压力下喷嘴雾化角 2β 的实验测试结果如图 2 所示。雾化角的测量采用了对喷雾进行拍照,然后用软件识别角度。考虑到液雾射流对周围空气的卷吸作用,在计算雾化角时采用了以喷口为中心,取 120 mm 半径的圆弧和外包络线交点与喷口中心连线之间夹角作为雾化角的计算办法^[17]。由测试结果可以看出,温度对雾化角有较大的影响,温度在 -20~50℃ 范围内变化时,雾化角的变化范围为 90°~105°,并随着温度的升高雾化角增大。温度变化会影响到燃油的密度和黏度,文献[18]中给出了温度对航空煤油黏度和密度的测试结果,可以看出温度由 0℃ 升高

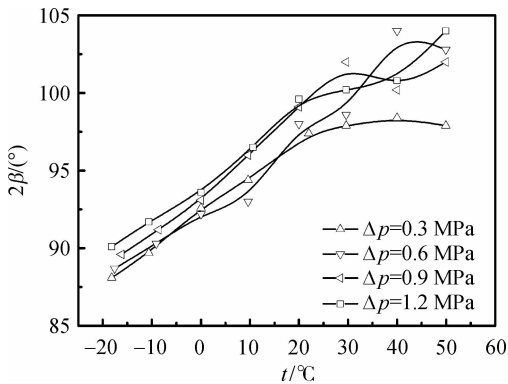


图 2 温度对雾化角的影响

Fig. 2 Effect of temperature on spray cone angle

至 50℃ 的范围内,航空煤油的黏度由 4 MPa·s 下降至 1.5 MPa·s,温度由 0℃ 升高至 30℃ 的范围内密度由 840 kg/s 降低至 810 kg/s。因此,燃油黏度和密度下降导致雾化角增大。由实验结果还可以发现,在温度高于 30℃ 后,油锥边界清晰度下降,导致测试的雾化角的数值有一定的变化,但不影响总的变化趋势。在相同温度下,燃油压差 Δp 对雾化角有一定的影响,但影响不大。

在进行燃油温度对雾化粒度影响的实验测试时,测试点取在离喷嘴出口轴向距离为 100 mm 处,雾化粒径 D_{smd} 随温度和压力的测试结果如图 3 所示。

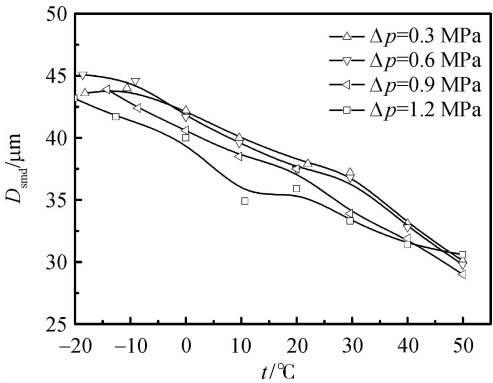


图 3 温度对 SMD 的影响

Fig. 3 Effect of temperature on SMD

燃油的雾化过程是表面张力和气动力相互作用的过程,因此表面张力系数、黏度都会影响到燃油的雾化特性,随着温度的增加,燃油表面张力系数和黏度都会下降。由图 3 所示的实验结果可以看出,随着燃油温度的增加,对于降低雾化粒度是有利的,随着温度由 -20℃ 升高到 50℃,燃油的 SMD 由 45 μm 降低到了 30 μm。在相同温度下,随着压差的升高 SMD 变小,这是由压力升高导致燃油与空气的相对速度增加所导致的。与燃油温度对 SMD 的影响相比,压力的影响不明显。

图 4 为温度和燃油喷射压差对燃油周向分布不均匀性的影响。采用周向分为 12 个扇形区的容器来测量雾锥相对于其轴线的周向分布,不均匀性通过式(1)计算出的标准差 σ 来表示。

$$\sigma = \frac{\dot{m}_{\max} - \dot{m}_{\min}}{\dot{m}} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}_{\max}$ 和 $\dot{m}_{\min}$ 分别为某个工况下 12 个扇形区中燃油量的最大值和最小值, $\dot{m}$ 为 12 个扇形区燃油量的平均值。

由实验结果可以看出,随着燃油温度的降低

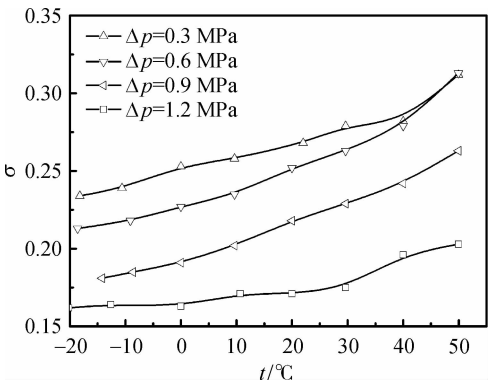


图 4 温度对周向不均匀性的影响

Fig. 4 Effect of temperature on circumferential non-uniformity

和喷射压差的增大, σ 值变小, 即燃油周向分布更加均匀。这是由于随着随着燃油温度的降低, 燃油的黏性系数增加, 黏性增加会使喷嘴口内油膜厚度增加, 使燃油对喷孔表面的瑕疵不敏感。而随着燃油喷射压差的增加, 会促进湍流发展, 使燃油在旋流室内掺混效果得到改善^[19]。

由实验结果可以发现, 燃油温度增加对于燃油的雾化特性有一定的影响, 随着温度的增加使雾化角增大、SMD 减小、 σ 增大。为深入研究燃油温度变化对离心喷嘴内部流动特性及雾化特性的影响因素, 将采用数值模拟的方法对燃油温度在 $-50 \sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内的流动及雾化特性开展研究。

2 数值计算

通过数值模拟的方法, 可以定性地分析不同燃油温度下, 喷嘴内速度、压力、两相分布以及喷口处油膜和锥角的变化规律。

2.1 计算域及网格

所研究的离心式喷嘴油路有 3 个旋流槽, 旋流槽深为 0.51 mm, 槽宽为 0.8 mm, 槽与喷嘴轴方向的夹角为 65° , 旋流室直径为 5.2 mm, 粗糙度为 3.2; 喷口直径为 1.02 mm, 喷口外流场取喷口下方圆柱形区域作为出口流域。图 5 是建立的 1:1 真实模型的流体域, 取离心式喷嘴下游喷口与圆柱形出口区域相交的截面圆心为直角坐标系原点, 离心式喷嘴轴线方向为 y 轴, 喷嘴入口方向与 y 轴方向平行。

进行数值计算时, 采用基于压力求解器进行稳态求解, 选取 volumn of fluid (VOF) 方法, 开启能量方程, 湍流模型采用 realizable $k-\epsilon$ 模型对湍流特性进行模拟。

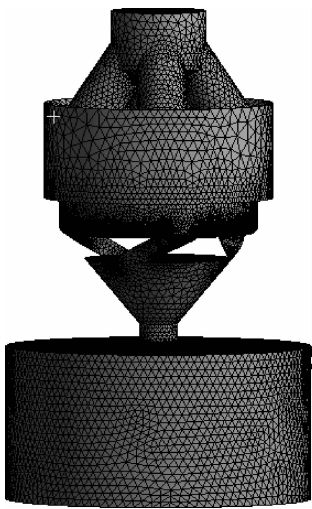


图 5 离心式喷嘴流体域网格

Fig. 5 Centrifugal nozzle fluid domain mesh

2.2 边界条件设置

在流体域燃油入口边界设置不同工况的燃油的喷注压力以及燃油温度, 喷嘴入口压力从低到高分别取为 0.3、0.6、0.9、1.2、1.5 MPa, 燃油相体积分数设置为 1, 入口温度从低到高分别取为 -50 、 -20 、 0 、 22 、 30 、 40 、 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。在空气进出口边界设置不同工况的外界空气的压力以及温度, 燃油相体积分数设置为 0。空气入口和出口压力取为 0.1 MPa, 温度取为 $22\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

3 数值模拟结果与分析

3.1 雾化角

引用文献[20-21]的方法获得喷雾半锥角值, 函数定义如下:

$$\beta = \left(\arctan \sqrt{\frac{v_r^2 + v_{ta}^2}{v_{cir}^2}} \right) \frac{180^{\circ}}{\pi} \tag{2}$$

其中 v_r 、 v_{ta} 、 v_{cir} 分别为轴向速度、切向速度和周向速度。将油膜区节点的速度值代入式(2)后取平均值, 得到模拟的喷雾半锥角值, 最后将模拟和实验的雾化角值结果做对比见图 6。

从图 6 中可以看出, 模拟雾化角与实验雾化角值的变化趋势一致, 都是随着温度的增加, 雾化角增大。但在较低温度时模拟结果高于实验测试结果, 在高温时正好相反, 也就是实验测试的雾化角变化范围要大于数值计算的范围。产生这种差异的原因来源于测试过程中由于仪表误差、温度稳定性以及在用软件识别雾化角时的边界不准确导致的。尤其是在高温区, 由于雾锥附近有大量油雾, 导致测量值偏大。

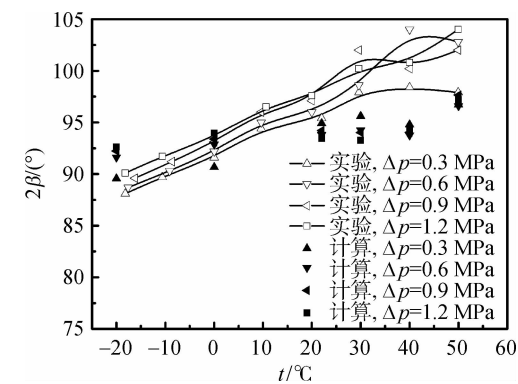


图 6 实验和模拟的雾化角值对比

Fig. 6 Comparative of spray cone angle between test and simulation

3.2 速度矢量分布

对于离心式喷嘴来说,液体自身流动的绝对速度利于液体流场内部湍流和不稳定的产生;液体与空气的相对流动速度,使液体表面产生雾化必需的突起,并提供将突起转换为线条及液滴的能量。因此,对喷嘴内速度的研究显得尤为重要。

对 35 个工况进行了数值模拟,但从各个模拟工况的喷嘴内部速度矢量变化趋势发现燃油的压力和温度对喷嘴内速度矢量分布的变化影响不大,所以本文仅对供油压力为 1.5 MPa、燃油温度为 50 °C 时的速度矢量进行分析。图 7 是模拟得到的喷嘴内部燃油的三维速度矢量图,从图中可以看出,燃油自旋流槽开始速度矢量分布比较密集,意味着旋流强度增大,并一直延续到喷嘴出口。从旋流槽放大图可以看到燃油在旋流槽中有向喷注内部流动的速度存在,可见因旋流槽小尺寸因素的作用,燃油通过此处受到阻碍,产生有漩涡,从而有燃油回流。

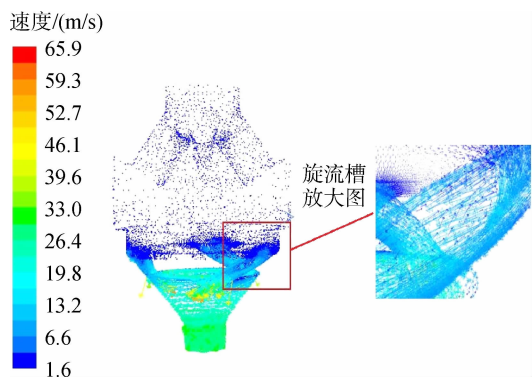


图 7 速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector diagram

3.3 压力分布

各个模拟工况的流体域的压力分布相似,所以此处仅对常温环境条件下燃油压差为 1.5 MPa、喷油温度为 50 °C 时的压力分布进行分析。图 8 所示为流体域轴截面的压力分布云图,可以看出,当流体从前腔流道流经旋流槽进入旋流室后,在喷嘴轴线附近形成低压区,从喷嘴喷出后液膜伸长变薄,最后分裂成小雾滴^[22-23]。从局部放大图可以看到,燃油在此处有较大的压力损失,其中有因燃油黏性而产生的沿程压力损失,还有因燃油突然流入小截面旋流槽造成通流截面急剧变化以及喷嘴外部较低的环境空气压力等综合作用下产生的局部压力损失,流速的大小和方向发生剧烈变化,燃油摩擦碰撞加剧,最后有接近 1 MPa 的压力梯度。

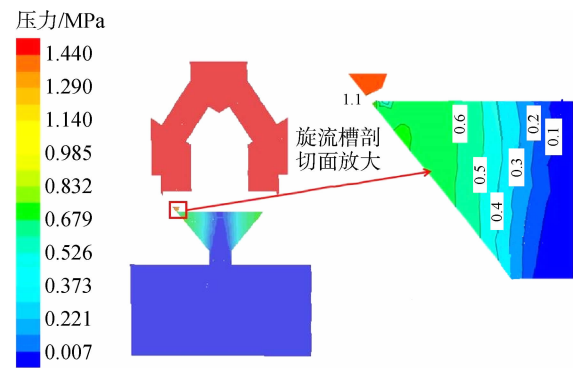


图 8 轴截面的压力分布云图

Fig. 8 Distribution of pressure in the axial section

3.4 速度分布

图 9 取供油压力为 1.5 MPa、燃油温度为 50 °C 时的轴向截面速度分布图,从左到右依次为径向速度、轴向速度和切向速度。

从图 9 中可以看出,径向速度从喷嘴出口流出后明显增大,即形成雾化锥角;轴向速度图中心

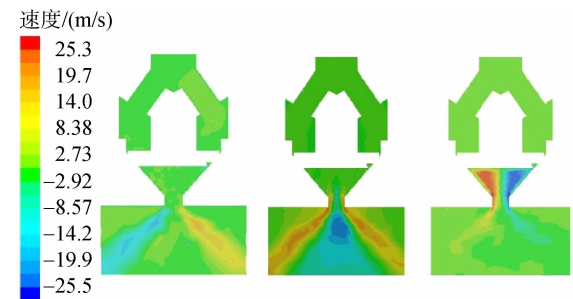


图 9 轴截面速度分布图

Fig. 9 Distribution of velocity in the axial section

处有明显的空气向喷嘴内部流动现象,可见气液两相相互作用增强,液滴进一步破碎;切向速度在收缩段和平直段比较大,从喷嘴出口流出后明显降低,说明旋流室和收缩段液相受离心力作用大,从喷口喷出后,径向速度和轴向速度则占主导。

图 10 是距离出口截面下游 0.5 mm 截面处的液相体积和速度沿半径分布曲线。从图中可看到,燃油受喷嘴内部旋流部件的影响,从喷口旋转喷出,因此径向速度与切向速度沿半径均有正负值的变化。轴向速度在半径 0.8 mm 的位置值最大,两侧速度急剧减小,在截面中心处,因气流被卷吸进入喷嘴,因而有小于零的速度存在。总速度与轴向速度变化趋势类似,说明燃油是沿轴向正方向旋转喷出。中心处的燃油体积分数为 0,说明中心处为空气,此截面燃油体积分数沿半径分向的分布与雾化锥角有关。

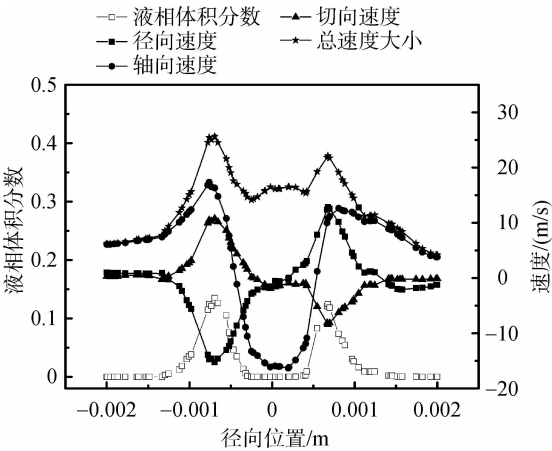


图 10 出口下游 0.5 mm 处速度和液相体积分数的分布
Fig. 10 Velocity and the fuel volume fraction of 0.5 mm downstream of outlet

图 11 是喷油压差为 1.5 MPa 时,距离出口截面下游 0.5 mm 处截面的速度沿半径随燃油温度的变化曲线。从图中可看出,离心喷嘴的速度分布表现出了明显的双峰值分布特点。从不同温度对速度的影响可以看出,随着燃油温度的提高,燃油速度增大。燃油的雾化粒径在一定程度上取决于燃油与周围空气的速度差,随着温度的升高,燃油喷射速度增加,对于降低雾化粒径是有利的。

3.5 液相体积分布

图 12 为供油压差 1.5 MPa、燃油温度为 50 ℃ 时的轴向截面气液两相分布图。

从图中可以看出,燃油流出出口后以气相形式存在为主,跟燃油通过细小尺寸的旋流槽需要

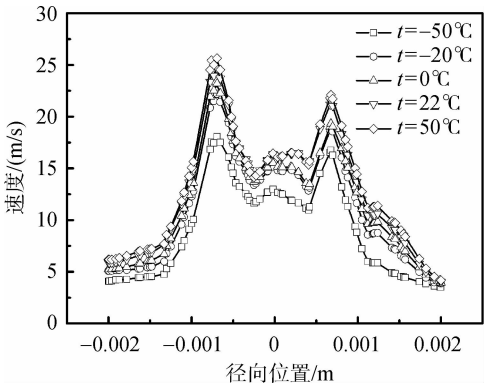


图 11 出口下游 0.5 mm 处温度对速度的影响
Fig. 11 Effect of temperature on velocity at 0.5 mm downstream of outlet

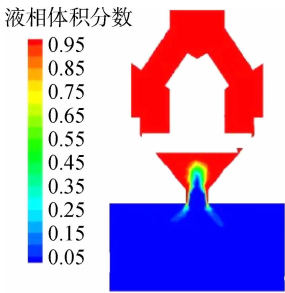


图 12 轴截面气液两相分布图
Fig. 12 Distribution of nozzle gas-liquid two-phase flow in the axial section

很高的油压有关。

图 13 是距离出口截面下游 0.5 mm 处截面的液相体积分数沿半径随燃油温度变化的曲线。在不同燃油温度下,液相体积分数会有所变化,尤其是燃油温度降低至 0 ℃ 以下后,随着温度的降低液相体积分数明显增加,这也是低温下燃油雾化特性变差的一个主要原因。

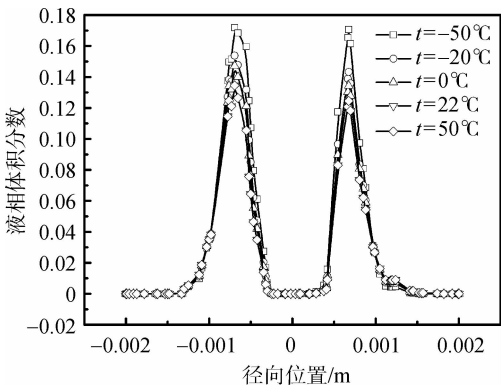


图 13 出口下游 0.5 mm 处温度对液相体积分数的影响
Fig. 13 Effect of temperature on fuel volume fraction of 0.5 mm downstream of outlet

3.6 液膜厚度

图 14 为不同供油工况时喷嘴出口处油膜厚度随燃油温度和压力变化的特性曲线。从图中可看出,在相同喷嘴压力下喷嘴出口处油膜厚度随着燃油温度的降低而增厚。油膜厚度增加,对于提高燃油的周向分布均匀性有利,但会导致燃油液滴 SMD 增大。这是由于在离心式喷嘴中燃油是以薄锥膜形式从喷嘴喷出,并在放射状向外传播的过程中迅速减薄,最终破碎为线条及液滴。油膜较厚使燃油对喷孔表面的瑕疵不敏感,利于提高轴向分布均匀性,但较厚的油膜不利于燃油雾化粒度的降低。在相同温度下,压力的升高有利于油膜厚度的降低。伴随着喷嘴压力提高的雾化质量的改善,在一定程度上是与相应的油膜厚度相应减小是有关的。这些结果在实验测试中也得到了验证。

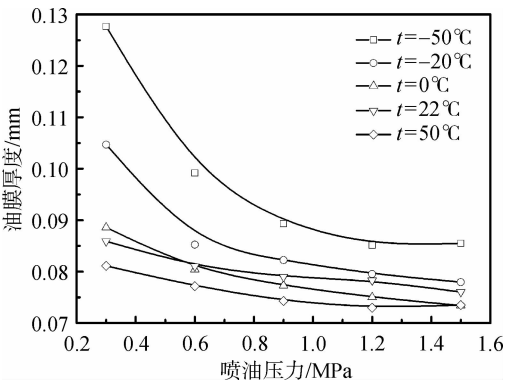


图 14 温度对油膜厚度的影响

Fig. 14 Effect of temperature on film thickness

4 结 论

1) 温度的变化会引起航空煤油密度、黏度和表面张力的变化,进而对雾化特性产生影响。燃油温度升高可以增加雾化角和降低 SMD。当燃油温度从-20℃升高至 50℃时,雾化角由 90°升高至 105°,燃油的 SMD 由 45 μm 降低到了 30 μm。温度升高对燃油的周向分布均匀性是不利的,会导致燃油周向分布标准差 σ 升高;

2) 燃油压差的增加会使雾化角增大、SMD 变小,但与温度的影响相比,压力对雾化特性的影响不明显。压力变化会引起燃油周向分布均匀性的较大变化,尤其是在高温区,压力对周向分布均匀性的影响更大;

3) 燃油在旋流槽内流动时有径向、轴向和切向 3 个分速度,切向速度使燃油做旋转运动,产生

漩涡,并在喷嘴轴线附近形成低压区,燃油从喷嘴喷出后液膜伸长变薄,最后分裂成小雾滴;径向速度从喷嘴出口流出后明显增大,即形成雾化锥角。切向速度在收缩段和平直段比较大,从喷嘴出口流出后明显降低,从喷口喷出后,径向速度和轴向速度则占主导。

4) 在相同喷油压力下喷嘴出口处油膜厚度随着燃油温度的降低而增厚。油膜厚度增加,对于提高燃油的周向分布均匀性有利,但会导致燃油液滴 SMD 增大。

参考文献:

[1] 蔡江千. 双油路离心式喷嘴雾化特性研究[D]. 福建 厦门: 厦门大学, 2018.
CAI Jiangqian. Study on atomization characteristics of dual-channel centrifugal nozzles[D]. Xiamen Fujian: Xiamen University, 2018. (in Chinese)

[2] 肖为, 罗莲军, 马柱, 等. 双油路离心式喷嘴雾化特性的半经验预测方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 463-469.
XIAO Wei, LUO Lianjun, MA Zhu, et al. Semi-empirical prediction method for atomization characteristics of dual-channel centrifugal nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 463-469. (in Chinese)

[3] 李清廉. 同轴式三组元喷嘴性能分析、工程应用及设计评定[D]. 长沙: 国防科技大学, 2003.
LI Qinglian. Performance analysis, engineering application and design evaluation of coaxial three-component nozzles [D]. Changsha: University of Defense Science and Technology, 2003. (in Chinese)

[4] JONES A D. Atomisation and sprays[J]. Journal of Aerosol Science, 1989, 20(7): 843-844.

[5] 张永良. 离心式喷嘴雾化特性实验研究和数值模拟[D]. 北京: 中国科学院, 2013.
ZHANG Yongliang. Experimental study and numerical simulation of atomization characteristics of centrifugal nozzles[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)

[6] 王成军. 燃气轮机燃烧室喷雾燃烧的数值研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2010.
WANG Chengjun. Numerical study of spray combustion in gas turbine combustor[D]. Shenyang: Northeastern University, 2010. (in Chinese)

[7] 刘存喜, 邢双喜, 房爱兵, 等. 双油路离心式喷嘴雾化特性实验[J]. 热能动力工程, 2013, 28(1): 33-37, 108.
LIU Cunxi, XING Shuangxi, FANG Aibing, et al. Experiment on atomization characteristics of dual-oil-path centrifugal nozzles[J]. Thermal Power Engineering, 2013, 28(1): 33-37, 108. (in Chinese)

[8] 陈俊, 吉洪湖, 张宝诚. 双油路离心式喷嘴雾化油滴的平均和脉动速度场的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2464-2471.

CHEN Jun,JI Honghu,ZHANG Baocheng. Experiment on average and pulsating velocity field of atomized oil droplets with dual-channel centrifugal nozzles[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(11):2464-2471. (in Chinese)

[9] 成丁南,郭政言,陈丕敏. 某型双油路喷嘴喷雾特性试验研究[R]. 沈阳:中国航空学会,2019.

[10] 张弛,傅奇慧,荣龙,等. 含氧生物燃料的雾化性能测试及分析[J]. 航空动力学报,2012,27(12):2660-2665.
ZHANG Chi,FU Qihui,RONG Long,et al. Test and analysis of atomization performance of oxygenated biofuels [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27 (12): 2660-2665. (in Chinese)

[11] 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):196-203.
HUO Weiye,LIN Yuzhen,ZHANG Chi,et al. Study on n-decane as surrogate fuel in aviation kerosene atomization process[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(1):196-203. (in Chinese)

[12] 梁兵. 油体表面张力系数与其黏滞系数随温度变化的比较[J]. 百色学院学报,2015,28(6):123-127.
LIANG Bing. Comparison of oil body surface tension coefficient and its viscosity coefficient with temperature[J]. Journal of Baise College,2015,28(6):123-127. (in Chinese)

[13] 闵爱琳,董长瓔,严俊,等. 表面张力与温度关系的探讨[J]. 大学物理实验,1999,12(2):22-23.
MIN Ailin,DONG Changying,YAN Jun,et al. Discussion on the relationship between surface tension and temperature[J]. College Physics experiment,1999,12(2):22-23. (in Chinese)

[14] LAMANNA G,STOTZ I,WEIGAND B,et al. High-speed visualisation of liquid jet disintegration[R]. Como Lake,Italy;European Liquid Atomisation and Spray System,2008.

[15] WANG X F,LEFEBVRE A H. Influence of fuel temperature on atomization performance of pressure-swirl atomizers[J]. Journal of Propulsion and Power,1987,4(3):222-227.

[16] FAJGENBAUM R,SANTOS R G D. Influence of fuel temperature on atomization parameters in a pressure-swirl atomizer from a port fuel injector by Shadowgraphy technique[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering 2016,38(7):1877-1892.

[17] 张群,黄希桥. 航空发动机燃烧学[M]. 北京:国防工业出版社,2015.

[18] 陈国庆. 航空煤油火焰蔓延特性研究[D]. 合肥:中国科学技术大学,2010.
CHEN Guoqing. Study on flame spread characteristics of aviation kerosene [D]. Hefei: University of Science and Technology of China,2010. (in Chinese)

[19] MALÝ M,JANÁČKOVÁ L,JEDELSKÝ J,et al. Influence of operating conditions and atomizer design on circumferential liquid distribution from small pressure-swirl atomizer[J]. The European Physical Journal Conferences, 2017,143:02072. 1-02072. 4.

[20] 孔德英,雷勇,任庆丰. 发动机燃烧室离心式喷嘴喷雾角的数值仿真[J]. 计算机仿真,2007,24(10):45-47,52.
KONG Deying,LEI Yong,REN Qingfeng. Numerical simulation of spray angle of centrifugal nozzle in engine combustor[J]. Computer Simulation,2007,24(10):45-47,52. (in Chinese)

[21] BISWAS G,SOM S K. Coefficient of discharge and spray cone angle of a pressure nozzle with combined axial and tangential entry of power-law fluids[J]. Applied Scientific Research,1986,43(1):3-22.

[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.

[23] 郭宜枯,王喜忠. 喷雾干燥[M]. 北京:化学工业出版社,1983.

(编辑:张 雪)