

单路单喷口 RP-3 航空煤油雾化特性试验研究

吴宗霖, 马洪安, 付淑青, 杨 聪, 曾 文

(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: 为了获取单路单喷口喷嘴的雾化特性及其影响因素, 在综合试验台上进行供油压力为 200~600 kPa 的某喷嘴雾化特性试验, 得到 RP-3 航空煤油喷雾雾化锥角, 使用相位多普勒粒子分析仪测得喷口处雾化粒度和油滴平均速度。结果表明: 在不同油压下的雾化锥角与韦伯数呈正比; 在同一水平截面内, 雾锥中心的油滴平均速度较大, 且油滴平均速度也与韦伯数呈正比; 索特尔平均直径与韦伯数呈反比; 喷口处索特尔平均直径最小; 通过准则方程得到单路单喷口的 RP-3 航空煤油索特尔平均直径的关系式为 $D_{32} = 58014d_0^{0.18416} v^{0.08768} \Delta P^{-0.45176}$; 从关系式可见, 压力对索特尔平均直径影响较大, 压力的升高能迅速降低雾化粒度。

关键词: 雾化特性; 锥角; 油滴平均速度; 索特尔平均直径; 韦伯数; RP-3 航空煤油; 航空发动机

中图分类号: V231.2+3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.S1.007

Test Study on Spray Characteristics of RP-3 Aviation Kerosene of Simplex Swirl Atomizer

WU Zong-lin, MA Hong-an, FU Shu-qing, YANG Cong, ZENG Wen

(Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System, Faculty of Aero-space Engine, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to obtain the spray characteristics and influencing factors of simplex swirl atomizer, the spray characteristics of a atomizer was tested on the comprehensive test bench with a pressure of 200 ~ 600 kPa. The atomization cone angle of RP-3 aviation kerosene spray was obtained and the atomization particle size and droplet velocity mean at the nozzle were measured by Phase Doppler Particle Analyzer. The results show that the atomization cone angle is proportional to the Weber number under different oil pressure. In the same horizontal section, the droplet velocity mean in the center of atomization cone is larger, and the droplet velocity mean is proportional to Weber number. The Sauter mean diameter is inversely proportional to that of Weber. The Sauter mean diameter is the smallest at the nozzle. According to the criterion equation, the formula of the Sauter mean diameter of RP-3 aviation kerosene of simplex swirl atomizer is . It can be seen from the relationship that the pressure has a great influence on the Sauter mean diameter, and the increase of pressure can rapidly reduce the atomization particle sizes.

Key words: spray characteristics; cone angle; droplet velocity mean; Sauter mean diameter; Weber number; RP-3 aviation kerosene; aeroengine

0 引言

在航空航天领域, 燃油雾化特性对航空发动机燃烧室的性能有重大影响, 其主要包括流量特性、锥角特性、雾化粒度特性等, 研究燃油雾化特性对燃烧室内燃烧完全度、效率、点火性能、出口温度场及污染物排放等具有重要意义^[1-3]。

国内外研究人员从不同角度对航空煤油的基础物性、着火特性、燃烧特性、雾化特性进行了研究, 但

多集中于燃料基础燃烧特性的分析与研究, 比如着火延迟时间、层流燃烧速度、火焰稳定性等, 而对不同工况下航空煤油雾化特性研究较少。Fernandes 等^[4]和刘伍权等^[5]研究 RP-3 航空煤油在柴油机中的应用; Chen 等^[6]研究了柴油及其替代燃料通过单路单喷口喷嘴的雾化特性, 使用 2 号柴油、地沟油提炼生物柴油 (Fatty Acid Methyl Ester, FAME)、20% 生物柴油混合燃料 (B20) 和 Jet-A 作为试验燃料, 得到各燃料的

收稿日期: 2019-05-28 基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51506132, 51606129)资助

作者简介: 吴宗霖(1994), 男, 在读硕士研究生, 主要研究方向为流体工程试验技术与仿真, E-mail: wzl_rn@163.com。

引用格式: 吴宗霖, 马洪安, 付淑青, 等. 单路单喷口 RP-3 航空煤油雾化特性试验研究[J]. 航空发动机, 2021, 47(增刊1): 40-45. WU Zonglin, MA Hongan, FU Shuqing, et al. Test study on spray characteristics of RP-3 aviation kerosene for simplex swirl atomizer[J]. Aeroengine, 2021, 47(S1): 40-45.

贯穿长度、雾化粒度等特性; Bao 等^[7]研究超燃冲压发动机的航空煤油雾化对点火的影响, 得到喷口处压力和喷射位置影响较大, 喷口处压力存在可点火范围的结论; Gebel 等^[8]使用激光诱导的爆轰波引起 Jet-A 1 航空煤油液滴颗粒破碎, 得到其破碎机制; Ghose 等^[9-10]研究了航空煤油与乙醇的混合燃料圆柱形雾化燃烧特性, 并得到航空煤油喷雾燃烧的辐射换热性能和结焦性能; Song 等^[11]利用高速摄像机拍摄出跨临界航空煤油喷雾; Yang 等^[12-13]分别使用试验和数值模拟研究航空煤油与生物燃料混合燃料的雾化燃烧特性, 得到雾化锥角与氧化剂有关及喷雾燃烧机理和生成物随生物燃料占比的改变而改变的结论; 高伟等^[14]和梁获胜等^[15]分别研究了超临界航空煤油雾化特性; 刘涛^[16]使用定容弹研究了温度对航空煤油雾化特性的影响; 宋澜波^[17]使用定容弹研究了不同压力、温度下, 不同掺混比的乙醇-航空煤油/生物柴油的雾化特性, 得到雾化粒度随喷射压力增大而减小, 以及温度变化时, 液相贯穿长度增加, 雾化粒度无明显变化, 随着乙醇比例提高, 锥角变大, 雾化粒度减小的结论; 刘凯等^[18]和翟维阔等^[19]使用多普勒相位粒子激光仪对某重型燃气轮机双燃料喷嘴组雾化特性进行测试, 得出双路共同供油相互干扰的定量规律, 同时得到雾化粒度、喷雾锥角等指标, 为喷嘴组改进、加工等提供可靠依据; 马洪安等^[20]对比某型航空发动机 3 个喷嘴的雾化特性, 得到喷口直径和旋流槽截面积是影响雾化特性的主要因素, 流量随供油压力的增大而增大, 且增速逐渐减慢的结论; 雾化粒度随供油压力增大而减小, 且逐渐趋于稳定。从国内外的研究现状来看, 对 RP-3 航空煤油等化石燃料的研究取得了很多成果, 但到目前为止, 国内对燃料的雾化特性研究较少。

本文采用 RP-3 航空煤油为试验燃料, 在喷嘴综合试验台上完成了供油压力为 200 ~ 600 kPa 的雾化试验, 并通过拟合得到 RP-3 航空煤油由单路单喷口时索特尔平均直径的拟合关系式, 为后续分析温度对燃料雾化特性的影响、生物燃料雾化特性提供参考依据。

1 试验方法

喷嘴激光多普勒综合试验器如图 1 所示。试验系统由喷雾台、供油系统、光学测量系统、摄影仪、数据收集系统、控制台等构成。试验采用相位多普勒激光粒子分析法分析雾化粒度, 所应用 TSI 公司的相位多普勒粒子分析仪/激光多普勒测速仪系统如图 2 所

示。该系统主要包括功率为 5 W 的激光器、分光器、发射探头、接收探头、光电转换器和数据处理器等。

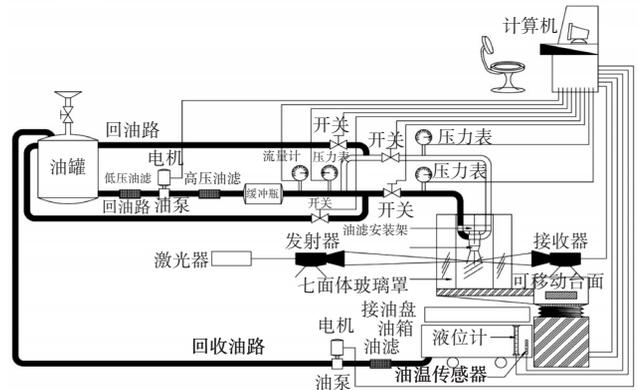


图 1 喷嘴激光多普勒综合试验器

试验时, 燃油由油罐供给, 经由油滤、流量计和压力表到达喷嘴, 在喷雾台内雾化, 由 PDPA 装置采集雾化粒度, 同时采用摄影仪对喷雾状态进行拍照, 由喷雾台下方的油箱收集喷出的燃油, 经回油路

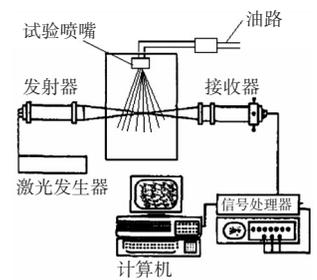


图 2 多普勒粒子分析仪系统

2 喷雾状态分析

从燃料质量守恒出发, 得到喷口处雾滴的轴向速度 U_a 。

$$U_a = \frac{m}{\rho_f \pi t_f (d_0 - t_f)} \quad (1)$$

式中: m 为流量; ρ_f 为燃料密度; t_f 为喷口处油膜厚度; d_0 为喷口直径。

根据几何关系和流动条件, Rizk 等^[21]提出了单路单喷口喷嘴油膜厚度 t_f 的计算方法为

$$t_f = 3.66 \left(\frac{m d_0 \mu_f}{\rho_f \Delta P} \right) \quad (2)$$

式中: μ_f 为燃料动力黏度; ΔP 为喷口处压力。

由喷口喷出的油膜将形成雾锥状, 雾锥外边界与喷口中心线所形成的夹角 θ 称为锥角, 如图 3 所示。

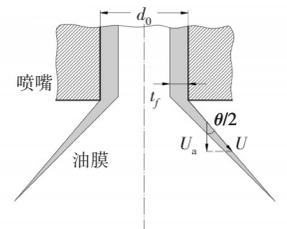


图 3 单路单喷口喷嘴出口处几何细节

根据几何关系,得到喷口处雾滴切向速度 U

$$U = \frac{U_a}{\cos\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (3)$$

式(1)~(3)计算出的单路单喷口喷嘴油膜厚度 t_f 、轴向速度 U_a 、切向速度 U 随压力 ΔP 的变化规律如图4所示。

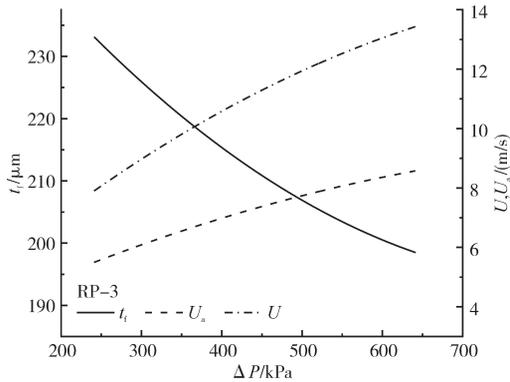


图4 油膜厚度、轴向速度、切向速度随压力变化

从图4中可见,随着供油压力的增大,喷口油膜厚度逐步减小,而航空煤油的轴向和切向速度均有所增大。切向速度较轴向速度增大得更迅速。将上面获得的参数代入式(4),可得韦伯数 We (变化规律如图5所示)。

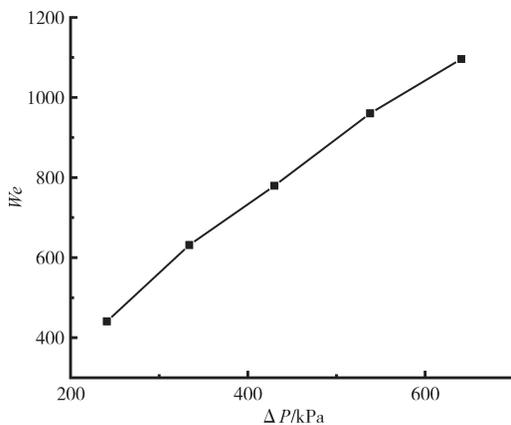


图5 韦伯数随压力变化

$$We = \frac{\rho_f U^2 t_f}{\sigma} \quad (4)$$

式中: σ 为燃料张力。

从图中可见,当使用RP-3航空煤油作为燃料时,随着供油压力的提高,韦伯数呈现出线性增长,且100%呈现雾化状态^[1]。为进一步研究喷雾贯穿长度、临界韦伯数等,本文使用韦伯数作为试验分析标准。

3 结果与讨论

3.1 雾化锥角特性

雾化锥角主要根据火焰筒的形状与尺寸确定,其大小将直接影响燃料与空气混合时的当量比,从而影响燃烧效率和火焰筒的使用寿命。雾化锥角过大时,燃料溅射到火焰筒壁面,导致火焰筒积碳,使火焰筒过热损坏^[22];雾化锥角过小时,中心富油,燃烧不充分,影响燃烧性能和火焰形状等。

本次试验的RP-3航空煤油雾化锥角通过捕获的喷雾图像测量得到。利用Matlab/GUI图像处理功能编制程序对雾化锥角图片进行测量与分析,对喷雾图像进行降噪滤波、二值化等预处理,并提取其边缘图像。测量时,标定距离喷口70 mm处(一般为点火位置)雾锥外边界与喷口连线的夹角为雾化锥角,取样本平均值作为实际雾化锥角。

对于给定的流动条件,通过摄影仪捕获30~50组图像,随后对图片进行处理,得到边缘检测后的图像,RP-3航空煤油由单路单喷口喷嘴喷出时,不同韦伯数下边缘检测后的图像如图6所示,雾化锥角随韦伯数的变化关系如图7所示。

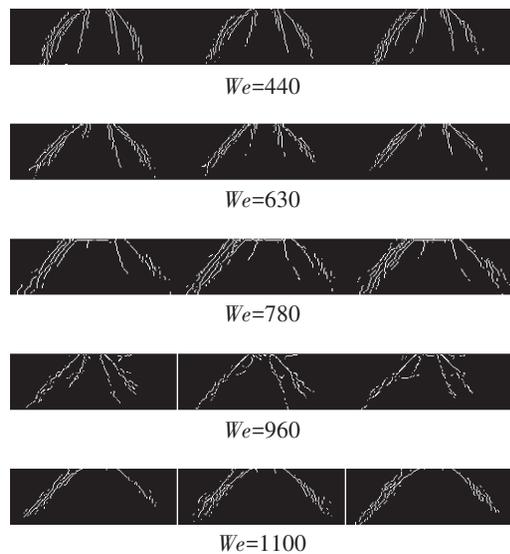


图6 不同韦伯数下边缘检测结果

从图6中可见,燃料与空气边界很难清晰界定与辨别。因此,表征燃料雾化锥角时,不适合给出确定值,而应该通过范围给出。从图7中可见,雾化锥角随着韦伯数的增大而增大。当韦伯数为440时,雾化锥角为 $86^\circ \pm 5^\circ$;当韦伯数为630~960时,雾化锥角为 $92^\circ \pm 4^\circ$;当韦伯数为1100时,雾化锥角最大,为 $97^\circ \pm 4^\circ$ 。

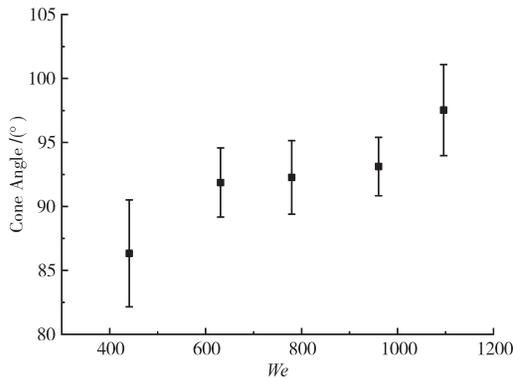


图7 雾化锥角随韦伯数变化

3.2 速度特性

油滴平均速度的大小主要影响油膜破碎特性,从而影响雾化射程等,平均速度过小时,雾化射程小,影响点火性能。

测量距离喷口 20 mm 处、水平间隔相同距离的 15 ~ 20 个工况点的油滴平均速度,为减小试验误差,取其中 12 个工况点统计。RP-3 航空煤油由单路单喷口喷嘴喷出时,油滴平均速度与水平位置、韦伯数的关系如图 8 所示(横坐标数值越大,距离雾锥中心越近)。

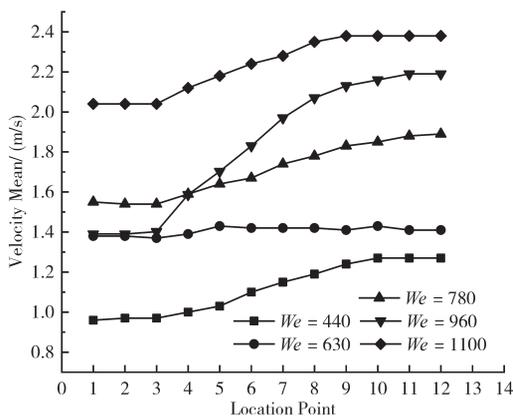


图8 油滴平均速度与水平位置、韦伯数关系

从图中可见,在水平方向上,距离雾锥中心越近,油滴平均速度越大;在韦伯数为 440 ~ 780 时增速较慢,在韦伯数为 780 ~ 1100 时增速较快;除韦伯数为 960 时外,各工况最小平均速度随韦伯数的增大而增大,所有工况的最大平均速度随韦伯数的增大而增大。

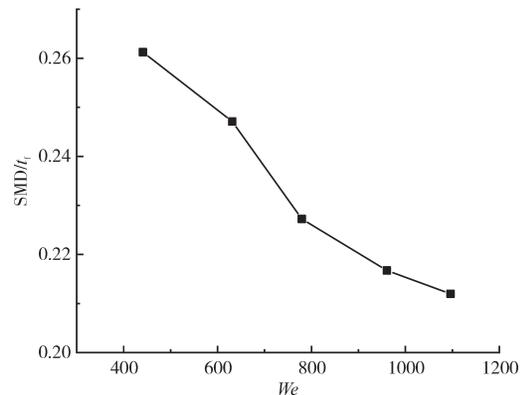
3.3 雾化粒度特性

雾化粒度的大小主要影响燃油表面与空气接触的情况,从而影响蒸发速度和燃烧速度。雾化粒度过大时,燃油与空气接触不充分,燃烧不完全,影响能量

转化效率;雾化粒度过小时,点火困难。本次试验采用索特尔平均直径(Sauter Mean Diameter) D_{32} 作为 RP-3 航空煤油雾化粒度的衡量标准。

3.3.1 雾化粒度随韦伯数的变化规律

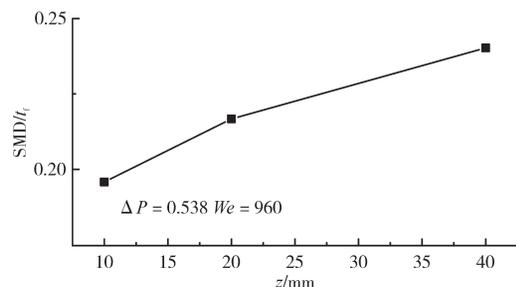
测量距离喷口 20 mm 处、水平间隔相同距离的 15 ~ 20 个工况点的 D_{32} ,取平均值。RP-3 航空煤油由单路单喷口喷嘴喷出时,无量纲数 D_{32}/t_f (D_{32} 与油膜厚度 t_f 的比值)随韦伯数的变化关系如图 9 所示。

图9 D_{32}/t_f 随韦伯数的变化

从图中可见 D_{32}/t_f 随着韦伯数的增大而减小;当韦伯数从 440 增大到 1100 时, D_{32}/t_f 从 0.261 减小到 0.212;当韦伯数小于 780 时, D_{32}/t_f 迅速减小,当韦伯数大于 780 时, D_{32}/t_f 减小速度明显放缓。

3.3.2 雾化粒度随垂直位置的变化规律

测量不同截面、相同压力下,平均间隔相同距离的 15 ~ 20 个工况点的 D_{32} ,取平均值。RP-3 航空煤油由单路单喷口喷嘴喷出时, D_{32}/t_f 随截面与喷口距离 z 的变化关系如图 10 所示。

图10 D_{32}/t_f 随截面与喷口距离的变化

从图中可见, D_{32}/t_f 随 z 增加而增大,且 $z=10 \sim 20$ mm 时的变化率比 $z=20 \sim 40$ mm 时的大。

3.4 准则方程拟合

根据单路单喷口喷嘴雾化机理和结构特性,对 D_{32} 的主要影响因素为旋流槽截面积、喷口直径、喷口

处压力、平均速度和燃料的张力、黏性、密度等,因此, D_{32} 可表示为

$$D_{32} = f(S, d_0, \Delta P, v, \sigma, \mu_f, \rho_f) \quad (5)$$

式中: S 为旋流槽截面积。

各参数见表1。

表1 试验参数

参数	量纲	单位
S	L^2	m^2
d_0	L	m
ΔP	$ML^{-1}T^{-2}$	$kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-2}$
v	LT^{-1}	$m \cdot s^{-1}$
σ	MT^{-2}	$kg \cdot s^{-2}$
μ_f	$ML^{-1}T^{-1}$	$kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}$
ρ_f	ML^{-3}	$kg \cdot m^{-3}$

根据基本单位制, d_0, ρ_f, μ_f 拥有基本单位,因此RP-3航空煤油由单路单喷嘴喷出时的无因次群为

$$\left\{ \begin{aligned} \pi_1 &= \frac{D_{32}}{d_0^x \rho_f^y \mu_f^z} \\ \pi_4 &= \frac{S}{d_0^{x_4} \rho_f^{y_4} \mu_f^{z_4}} \\ \pi_5 &= \frac{v}{d_0^{x_5} \rho_f^{y_5} \mu_f^{z_5}} \\ \pi_6 &= \frac{\sigma}{d_0^{x_6} \rho_f^{y_6} \mu_f^{z_6}} \\ \pi_7 &= \frac{\Delta P}{d_0^{x_7} \rho_f^{y_7} \mu_f^{z_7}} \\ \pi &= f(\pi_4, \pi_5, \pi_6, \pi_7) \end{aligned} \right. \quad (6)$$

分析量纲各无因次量为

$$\left\{ \begin{aligned} L &= L^x (ML^{-3})^y (ML^{-1}T^{-1})^z \\ L^2 &= L^{x_4} (ML^{-3})^{y_4} (ML^{-1}T^{-1})^{z_4} \\ LT^{-1} &= L^{x_5} (ML^{-3})^{y_5} (ML^{-1}T^{-1})^{z_5} \\ MT^{-2} &= L^{x_6} (ML^{-3})^{y_6} (ML^{-1}T^{-1})^{z_6} \\ ML^{-1}T^{-2} &= L^{x_7} (ML^{-3})^{y_7} (ML^{-1}T^{-1})^{z_7} \end{aligned} \right. \quad (7)$$

解得

$$\frac{D_{32}}{d_0} = f\left(\frac{S}{d_0^2}, \frac{vd_0\rho_f}{\mu_f}, \frac{\sigma d_0\rho_f}{\mu_f}, \frac{\Delta P d_0^2 \rho_f}{\mu_f^2}\right) \quad (8)$$

有关 D_{32} 的经验公式往往表示成幂函数的形式,当喷嘴和燃料不变时,设参数 m, n ,式(8)可表示为

$$D_{32} = Cd_0 \left(\frac{vd_0\rho_f}{\mu_f}\right)^m \left(\frac{\Delta P d_0^2 \rho_f}{\mu_f^2}\right)^n \quad (9)$$

式中: C 为常数。

带入试验数据,其中 v 取算数平均值,使用Levenberg-Marquardt优化算法,得到 $C=1.6046 \times 10^8$, $m=0.08768$, $n=-0.45176$,相关性大于0.99998。带入RP-3航空煤油对应参数,得到如下拟合结果

$$D_{32} = 58014d_0^{0.18416} v^{0.08768} \Delta P^{-0.45176} \quad (10)$$

即压力对 D_{32} 的影响最大,喷口直径对 D_{32} 的影响相对较大,油滴平均速度对 D_{32} 的影响相对较小,其原因可能是压力变化引起速度变化。RP-3航空煤油 D_{32} 的试验结果与拟合结果随压力的变化关系如图11所示。

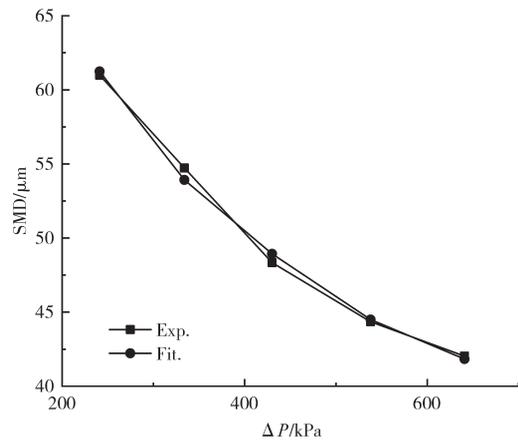


图11 试验结果与拟合结果对比

4 结论

通过进行单路单喷嘴RP-3航空煤油雾化特性试验,并对捕获的图像和数据进行分析,基于分析结果,得到以下结论:

(1)采用基于Matlab/GUI图像处理功能提取雾化图像边缘,测量角度得到雾化锥角随韦伯数增大而增大;

(2)在水平方向上,距离雾锥中心越近,油滴平均速度越大,油滴平均速度随韦伯数增大而增大;

(3) D_{32} 随韦伯数增大而减小,且增速逐渐放缓, D_{32} 随雾滴与喷口距离增加而增大;

(4)通过拟合得到 D_{32} 关系式,得到对 D_{32} 影响从小到大的是:油滴平均速度、喷口直径、喷口压力。

基于研究结论,将陆续开展对某生物燃料雾化特性、低温对航空煤油雾化特性的影响等试验。

参考文献:

- [1] 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, 2006:150-155.
GAN Xiaohua. Aviation gas turbine engine fuel nozzle technology[M].

- Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 150–155. (in Chinese)
- [2] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 563–571.
ZHANG Baocheng. Aeroengine testing and testing technology[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 563–571. (in Chinese)
- [3] Kouremenos D A, Rakopoulos C D, Hountalas D T. Experimental investigation of the performance and exhaust emissions of a swirl chamber diesel engine using JP-8 aviation fuel[J]. International Journal of Energy Research, 1997, 21(12): 1.
- [4] Fernandes G, Fuschetto J, Filipi Z, et al. Impact of military JP-8 fuel on heavy-duty diesel engine performance and emissions[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2007, 221(8): 957–970.
- [5] 刘伍权, 张光超, 杨春浩, 等. RP-3 航空煤油在高压共轨柴油机中的应用[J]. 军事交通学院学报, 2017(11): 43–48.
LIU Wuquan, ZHANG Guangchao, YANG Chunhao, et al. Application of RP-3 aviation kerosene in high pressure common rail diesel engine [J]. Journal of Military Transportation University, 2017(11): 43–48. (in Chinese)
- [6] Chen P C, Wang W C, Roberts W L, et al. Spray and atomization of diesel fuel and its alternatives from a single-hole injector using a common rail fuel injection system[J]. Fuel, 2013, 103: 850–861.
- [7] Bao H, Zhou J, Pan Y. The effect of kerosene injection on ignition probability of local ignition in a scramjet combustor[J]. Acta Astronautica, 2017, 132: 54–58.
- [8] Gebel G C, Mosbach T, Meier W, et al. An experimental investigation of kerosene droplet breakup by laser-induced blast waves[C]// Asme Turbo Expo, Power for Land, Sea & Air, DLR, 2013: 253–269.
- [9] Ghose P, Patra J, Datta A, et al. Effect of air flow distribution on soot formation and radiative heat transfer in a model liquid fuel spray combustor firing kerosene[J]. International Journal of Heat & Mass Transfer, 2014, 74(5): 143–155.
- [10] Patra J, Ghose P, Datta A, et al. Studies of combustion characteristics of kerosene ethanol blends in an axi-symmetric combustor[J]. Fuel, 2015, 144: 205–213.
- [11] Fan W, Song H, Jin L, et al. Experimental study on transcritical spray of liquid aviation kerosene[J]. Atomization & Sprays, 2013, 23(7): 605–621.
- [12] Yang S I, Wu M S, Hsu T C. Spray combustion characteristics of kerosene/bio-oil part I: experimental study[J]. Energy, 2017, 119: 26–36.
- [13] Yang S I, Hsu T C, Wu M S. Spray combustion characteristics of kerosene/bio-oil part II: numerical study[J]. Energy, 2016, 115: 458–467.
- [14] 高伟, 林宇震, 梁获胜, 等. 超临界航空煤油喷射的射流结构及变化过程[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2661–2665.
GAO Wei, LIN Yuzhen, LIANG Huosheng, et al. Jet structures and phase transition process of supercritical aviation kerosene fuel injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2661–2665. (in Chinese)
- [15] 梁获胜, 高伟, 许全宏, 等. 超临界航空煤油喷射到大气环境的喷射特性[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1258–1263.
LIANG Huosheng, GAO Wei, XU Quanhong, et al. Injection characteristics of the supercritical jet fuel injected into the atmospheric environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1258–1263. (in Chinese)
- [16] 刘涛. 航空煤油雾化特性试验研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
LIU Tao. Experimental study on characteristics of aviation kerosene atomization[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [17] 宋澜波. 乙醇混合燃料喷雾特性的研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2018.
SONG Lanbo. Study on the spray characteristics of ethanol blended fuel[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2018. (in Chinese)
- [18] 刘凯, 张宝诚, 马洪安. 某重型燃气轮机双燃料喷嘴组试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009(1): 19–22.
LIU Kai, ZHANG Baocheng, MA Hongan. Experimental study of double fuel injector group of heavy-duty gas turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009(1): 19–22. (in Chinese)
- [19] 翟维阔, 张宝诚, 刘凯, 等. 某重型燃气轮机燃料喷嘴工作特性试验研究[J]. 航空发动机, 2008(3): 39–45.
ZHAI Weikuo, ZHANG Baocheng, LIU Kai, et al. Experimental investigation of fuel nozzle operational characteristics for a heavy gas turbine[J]. Aeroengine, 2008(3): 39–45. (in Chinese)
- [20] 马洪安, 张宝诚, 刘凯. 某型航空发动机燃油喷嘴对比试验研究[J]. 航空发动机, 2009, 35(3): 54–57.
MA Hongan, ZHANG Baocheng, LIU Kai. Comparative experiment study of fuel nozzles for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 54–57. (in Chinese)
- [21] Rizk N K, Lefebvre A H. Internal flow characteristics of simplex swirl atomizers[J]. Journal of Propulsion and Power, 1985, 1(3): 193–199.
- [22] 张春霞. 航空燃气涡轮发动机喷嘴制造工艺[M]. 北京: 国防工业出版社, 1965: 116–175.
ZHANG Chunxia. Aviation gas turbine engine nozzle manufacturing process[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1965: 116–175. (in Chinese)

(编辑: 刘 亮)