

RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化特性的对比试验

刘 靖¹, 胡二江¹, 黄佐华¹, 曾 文²

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院 动力工程多相流国家重点实验室, 西安 710049;

2. 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: 为了获得 RP-3 航空煤油与其模型燃料的雾化特性,在燃油喷嘴雾化激光测试平台上对相对喷射压力分别为 200、400、600、800 kPa 时,RP-3 航空煤油及由 14% 正癸烷/10% 正十二烷/30% 异十六烷/36% 甲基环己烷/10% 甲苯(摩尔分数)组成的模型燃料的雾化特性(雾化锥角、雾化粒度、油滴速度)进行了试验测试,并完成了两者的对比分析。结果表明:随着相对喷射压力的升高,RP-3 航空煤油与其模型燃料的雾化锥角与油滴速度逐渐增大,索太尔平均直径(SMD)逐渐减小;随着离喷嘴出口轴向距离的增加,RP-3 航空煤油与其模型燃料的 SMD 值与油滴速度逐渐减小;在各相对喷射压力下,模型燃料的雾化锥角与油滴速度要略高于 RP-3 航空煤油,SMD 值则要略低;但是,两者之间差异较小,说明该模型燃料的雾化特性与 RP-3 航空煤油有较高的相似性。

关 键 词: RP-3 航空煤油; 模型燃料; 雾化特性; 离心喷嘴; 粒径分布

中图分类号: V231.2; TK401

文献标志码: A

Comparative experiment of atomization characteristics of RP-3 kerosene and surrogate fuel

LIU Jing¹, HU Erjiang¹, HUANG Zuohua¹, ZENG Wen²

(1. State Key Laboratory of Multiphase Flow in Power Engineering,

School of Energy and Power Engineering,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Liaoning Key Lab of Advanced Test Technology for Aerospace Propulsion System,

School of Aero-engine,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to obtain the atomization characteristics of RP-3 kerosene and its surrogate fuel, the atomization characteristics (including the atomization cone angle, atomized particle size, droplet velocity) of RP-3 kerosene and its surrogate fuel (14% *n*-decane/10% *n*-dodecane/30% iso-cetane/36% methylcyclohexane/10% toluene, mole fraction) were experimentally tested and compared in the laser test platform of fuel nozzle atomization at the conditions of relative in-

收稿日期: 2021-04-12

基金项目: 国家自然科学基金(52176131)

作者简介: 刘靖(1995—),女,博士生,主要从事碳氢燃料基础燃烧特性研究

通信作者: 胡二江(1983—),男,教授,博士,主要从事航空发动机点火和燃烧调控研究。E-mail:huijiang@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 刘靖,胡二江,黄佐华,等. RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化特性的对比试验[J]. 航空动力学报,2022,37(4):765-773.

LIU Jing, HU Erjiang, HUANG Zuohua, et al. Comparative experiment of atomization characteristics of RP-3 kerosene and surrogate fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 765-773.

jection pressures of 200, 400, 600, 800 kPa. The results showed that with the increase of relative injection pressure, the atomization cone angle and droplet velocity of RP-3 kerosene and its surrogate fuel increased gradually, but the value of Sauter mean diameter (SMD) decreased. Meanwhile, with the increase of the axial distance from the nozzle outlet, the SMD value and droplet velocity of RP-3 kerosene and its surrogate fuel decreased gradually. Under different relative injection pressures, the atomization cone angle and droplet velocity of the surrogate fuel were slightly higher than those of RP-3 kerosene, and the SMD value was slightly lower. However, the small difference indicated that the atomization characteristics of the surrogate fuel had a high similarity with RP-3 kerosene.

Key words: RP-3 kerosene; surrogate fuel; atomization characteristics; centrifugal nozzle; particle size distribution

在航空发动机燃烧室的结构设计与性能优化过程中,由于试验测试技术的局限性,燃烧室中的流场、燃烧特性和污染物生成特性目前只能通过准确的数值模拟才能获得。同时,相比于试验测试方法,数值模拟也能降低航空发动机的研发成本,缩短研发周期。但是,由于缺乏准确的航空煤油燃烧反应机理,并且航空发动机燃烧室结构又是极其复杂,在燃烧室内燃烧流场与污染物生成特性的数值计算中,一般把某种单组分燃料(如 $C_{12}H_{23}$)作为航空煤油的模型燃料,同时采用该单组分燃料的单步或简单多步燃烧反应机理,虽然可以在一定程度上预测燃烧室的温度场分布特性,但无法对点熄火特性、燃烧组分与主要污染物的产生和消耗进行准确的预测,相应数值计算的精准度偏低,数值模拟的作用在航空发动机燃烧室的结构设计和性能优化过程中无法得到充分发挥^[1]。

作为一种实际碳氢燃料,航空煤油的成份非常复杂,其燃烧反应机理涉及几百种组分、几千个基元反应^[2],在航空发动机燃烧室燃烧流场的数值计算过程中采用如此庞大的燃烧反应机理尚不现实。一种有效的方法就是发展一种具有与航空煤油相似物理特性(密度、比热容、声速、黏性和导热系数等)和化学特性(低温氧化特性、着火延迟特性与层流燃烧特性等)的模型燃料^[3],并形成该模型燃料的燃烧反应简化机理(几十种组分、几百个反应)。针对目前广泛使用的 JP-8、JP-10、Jet-A(国外)与 RP-3(国内)等航空煤油,许多学者根据其成份组成与物理特性,提出了多种单组分、双组分或多组分模型燃料,并对航空煤油与其模型燃料的主要物理和化学特性进行了广泛的试验对比验证^[4-13]。但是,作为一种主要的物理特

性,航空煤油与其模型燃料雾化特性的试验对比验证研究开展较少^[14]。航空煤油雾化特性是研究发动机燃烧室内两相燃烧现象的基础,液体颗粒的直径、空间分布对燃烧效率、污染物生成以及燃烧室内温度分布有显著的影响。因此,模型燃料应具有与航空煤油相似的雾化特性^[15-17]。

在先期研究中,Liu等^[18]对 RP-3 航空煤油的主要组成成分与物理特性进行了试验测试与分析,提出了其模型燃料的遴选指标,确定了由 14% 正癸烷/10% 正十二烷/30% 异十六烷/36% 甲基环己烷/10% 甲苯(摩尔分数)组成的 RP-3 航空煤油模型燃料,并试验测试了该模型燃料的主要物理特性与化学特性。结果发现,该模型燃料的主要物理特性(平均分子量、氢碳比、十六烷值、低热值、不同温度下密度与动力黏度变化趋势)与主要化学特性(着火延迟特性、层流燃烧特性等)与 RP-3 航空煤油吻合较好。本文针对该模型燃料,在燃油喷嘴雾化激光测试平台上对多工况条件下 RP-3 航空煤油及该模型燃料的雾化特性(雾化锥角、雾化粒度、油滴速度)进行了试验测试,并完成了两者的对比分析。

1 试验装置与方法

燃油喷嘴雾化激光测试系统如图 1 所示,由相位多普勒粒子分析仪/激光多普勒测速仪(PDPA/LDV)、三维可调燃油喷嘴雾化试验台、供油供气系统、数据采集系统、雾化锥角测量与分析系统等构成。PDPA/LDV 主要包括激光发射器、激光接收器、光电转换器、信号处理器、光栅转动电动机控制器等,用于燃油雾化细度指标(索太尔平均直径, SMD, 量符号记为 d_{32})以及油滴速度的测量。激光发射器包括标准的 2W 氦氖激光光

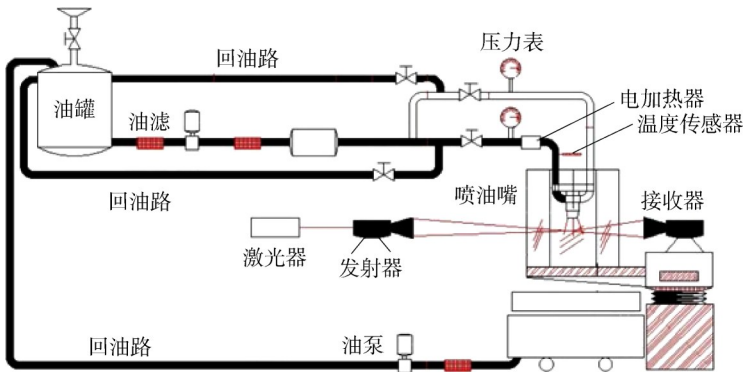


图 1 试验系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of the experimental facility

源,激光接收器由 5 个 108 mm 直径的聚集透镜组成,用于收集散射光,并精确提供频差与相位差信号。依据光学拉曼散射原理,光源与相对运动物体具有多普勒效应,PDPA 采用分析通过激光测量体的散射或折射光产生的相位差的方法来确定粒子直径大小,LDV 利用油滴散射光与入射光的频差来获得粒子速度信息。

试验前需完成 PDPA/LDV 系统标定,确定系统测量误差。采用聚合物微球标准粒子(直径为 37.8 μm)作为标定介质,将标准粒子溶于纯净水中,采用 PDPA 对其粒子直径进行测试,取 3 次测量结果平均值(直径为 37.98 μm),并与标准粒子直径进行对比,发现系统测试误差为 0.48%。LDV 系统标定采用圆盘法,在某一转速下圆盘任一位置线速度已知,可作为标准源。标定试验中圆盘半径为 250 mm、转速为 200 r/min,标定位置为圆盘半径 15 mm 处,线速度为 3.14 m/s,测试平均速度为 3.146 m/s(3 次测量平均值),系统测试误差为 0.19%。在 RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化过程中油滴 SMD 与油滴速度测试时,每个试验状态均进行 3 次测量以减小试验人为误差。

作为压力雾化喷嘴的一种,离心式喷嘴广泛应用于航空发动机、燃气轮机及其他燃烧设备中。燃油进入离心式喷嘴后做切向运动,在离心力作用下,在喷嘴出口形成空心油膜。空心油膜在气动力与油膜表面张力等共同作用下,油膜失稳破碎成油滴。因此,油膜在破碎过程中主要受气动力、黏性力、液体表面张力以及惯性力的共同作用。试验所测某型航空发动机双油路离心式雾化喷嘴如图 2 所示,由喷嘴主体、主、副油路旋流器、喷口、喷嘴外罩组成。本文仅使用其副油路(可视作单油路离心式喷嘴)完成 RP-3 航空煤油与其模

型燃料雾化特性的试验测试。



图 2 某型航空发动机离心式雾化喷嘴

Fig.2 Centrifugal atomizing nozzle for an aero-engine

试验测点布置如图 3 所示。其中 d_0 为喷嘴直径, t_f 为油膜厚度, z 为离喷嘴出口轴向距离, U_a 为轴向速度, U 为切向速度, θ 为雾化锥角, $x_1, \dots, x_{12}$ 为水平测点位置。在离喷嘴出口轴向距离分别选择 3 个测量截面($z=10, 30, 50$ mm);在每个轴向测量截面上,根据油膜厚度,在水平方向上由内向外均匀布置 12 个测点。

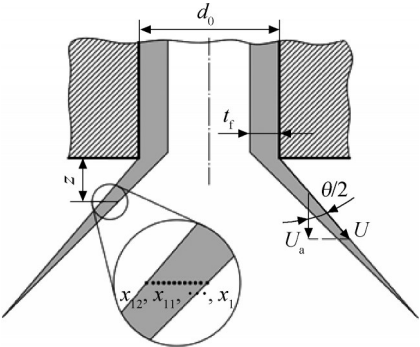


图 3 测点位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of measuring point position

2 试验结果与分析

在燃油喷嘴雾化激光测试平台上对相对喷射压力(燃油压力与外界环境之间的压差, Δp)分别为 200、400、600、800 kPa 时, RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化过程中的雾化锥角、不同轴向截面的雾化粒度(SMD)与油滴速度进行了试验测试。测试过程中, 燃油喷入环境为大气环境, 环境压力为 0.11 MPa, 室温为 291 K。

对各相对喷射压力下该型喷嘴分别喷射 RP-3 航空煤油与其模型燃料时的燃油质量流量进行了测量, 如表 1 所示。RP-3 航空煤油与其模型燃料在温度为 291 K 时密度基本相同^[18], 均为 780.5 g/m³, 但是模型燃料的黏度略低于 RP-3 航空煤油, 因此, 在相同的相对喷射压力下, 模型燃料的质量流量要略高于 RP-3 航空煤油。

表 1 各相对喷射压力下燃油质量流量

Table 1 Fuel mass flow at each relative injection pressure

$\Delta p/\text{kPa}$	质量流量/(g/s)	
	RP-3 航空煤油	模型燃料
200	2.23	2.29
400	2.77	2.87
600	3.57	3.63
800	3.79	3.85

2.1 雾化锥角

在各相对喷射压力下, 采用摄像机拍摄 RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化过程中 30~50 组图像, 采用雾化锥角分析软件自动获取雾化锥角, 并且采用自编程序对图像进行降噪滤波、二值化等预处理, 提取其边缘图像, 获得雾化锥角。相对喷射压力为 800 kPa 时, 模型燃料的雾化图像(图 4(a))、雾化锥角分析软件获取雾化锥角示意图(图 4(b))以及降噪滤波获取雾化锥角示意图(图 4(c))如图 4 所示。雾化锥角分析软件获得的雾化锥角为 81°, 降噪滤波、二值化等预处理后获得的雾化锥角为 83°, 取两者平均值, 该相对喷射压力下模型燃料的雾化锥角为 82°。

不同相对喷射压力下 RP-3 航空煤油与其模型燃料的雾化锥角如表 2 所示。

从表 2 可以看出, 在各相对喷射压力下, RP-3 航空煤油与其模型燃料的雾化锥角范围均在 70°~85°之间; 随着相对喷射压力的升高, RP-3 航

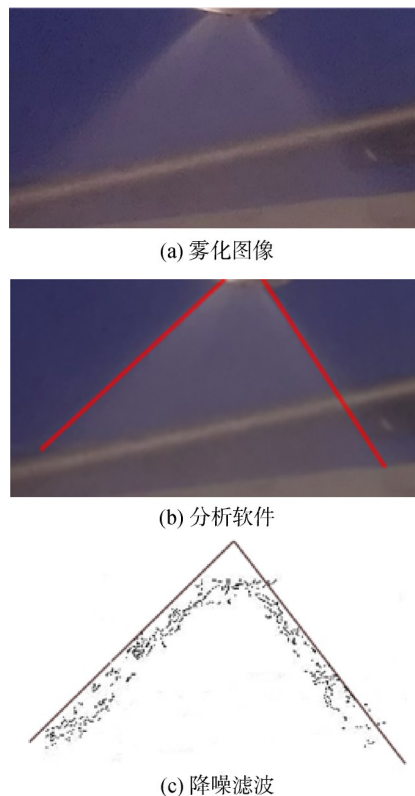


图 4 模型燃料的雾化锥角获取示意图

Fig.4 Schematic diagram of gained atomization cone angle of the surrogate fuel

表 2 RP-3 航空煤油与其模型燃料的雾化锥角

Table 2 Atomization cone angles of RP-3 kerosene and its surrogate fuel

$\Delta p/\text{kPa}$	雾化锥角/(°)		误差/%
	RP-3 航空煤油	模型燃料	
200	70	72	2.86
400	74	75	1.35
600	78	80	2.56
800	81	82	1.23

空煤油与其模型燃料的雾化锥角均呈增加趋势, 但增加幅度不大, 说明相对喷射压力对雾化锥角有一定影响, 但影响不明显。同时, 在各相对喷射压力下, 模型燃料的雾化锥角要略高于 RP-3 航空煤油。雾化锥角主要受雾化喷嘴结构、相对喷射压力、燃油黏度与密度的影响, 在喷嘴结构与相对喷射压力相同的情况下, 燃油黏度与密度对其影响较为显著。由于在不同温度下, 模型燃料的密度与 RP-3 航空煤油基本一致, 但黏度要略低于 RP-3 航空煤油^[18], 从而导致模型燃料的雾化锥角要略高于 RP-3 航空煤油。

图5显示了RP-3航空煤油与其模型燃料的雾化锥角随相对喷射压力的变化趋势。在图中,RP-3航空煤油的雾化锥角值都添加了5%的误差线。

从图5可以看出,在各相对喷射压力下模型燃料的雾化锥角值均在误差线以内,说明该模型燃料的雾化锥角与RP-3航空煤油吻合较好。

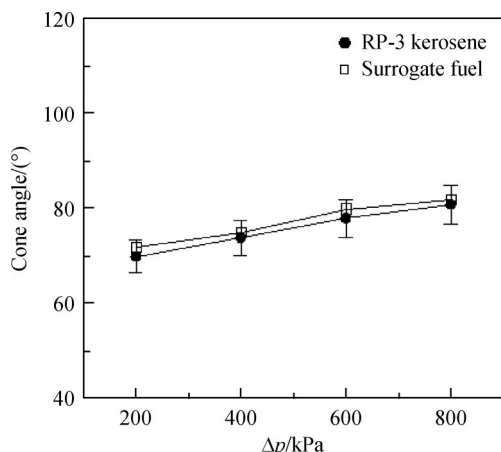


图5 不同相对喷射压力下RP-3航空煤油与其模型燃料的雾化锥角

Fig.5 Atomization cone angles of RP-3 kerosene and its surrogate fuel at different relative injection pressures

2.2 雾化粒度

燃油雾化粒度主要用SMD(d_{32})衡量,如下式所示:

$$d_{32} = \frac{\sum_{i=1}^m n_{d_i} d_i^3}{\sum_{i=1}^m n_{d_i} d_i^2}$$

式中 n_{d_i} 为液滴直径为 d_i 的液滴数量。

SMD为在燃油总质量相等的基础上,根据燃油雾化总表面积不变的原则求出的油滴平均直径。SMD越小,其总表面积越大,燃油总的蒸发速度越快。SMD直接影响发动机燃烧室的燃烧性能,如点熄火、燃烧效率、出口温度分布等,是评价模型燃料与RP-3航空煤油物理特性相似性的一个重要参数。

RP-3航空煤油与其模型燃料在相对喷射压力为200 kPa时,距离喷口 $z=30$ mm截面上水平4个测点(由内向外第1、3、5、7测点)的油雾场粒径 d 分布如图6与图7所示。图中 d 为粒子直径, count为粒子数量。在各相对喷射压力下,对每个轴向测试截面上12个水平测试点的SMD取平均值,如表3所示。

从表3可以看出,在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,随着相对喷射压力的升高,燃油与喷入空间空气的相对速度增加,导致RP-3航空煤油与其模型燃料的SMD值逐渐减小;在各相对喷射压力下,随着离喷嘴出口轴向距离的增加,燃油破碎更为充分,RP-3航空煤油与其模型燃料的

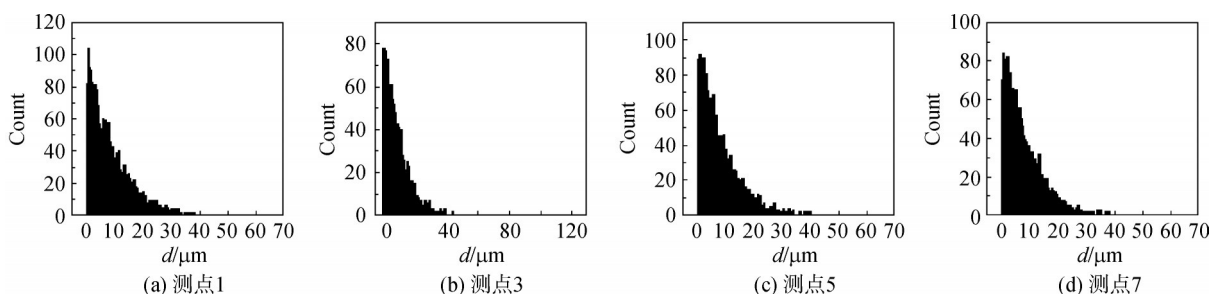


图6 RP-3航空煤油的油雾场粒径分布

Fig.6 Particle size distribution in RP-3 kerosene spray field

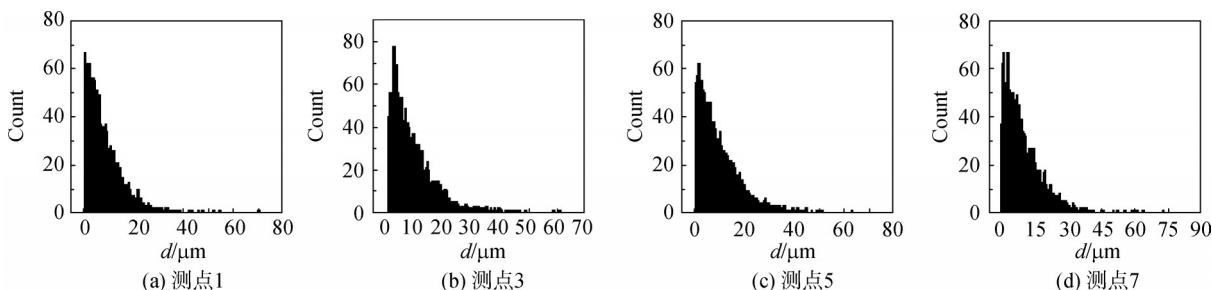


图7 模型燃料的油雾场粒径分布

Fig.7 Particle size distribution in the surrogate fuel spray field

表 3 RP-3 航空煤油与其模型燃料的 SMD
Table 3 SMD of RP-3 kerosene and its surrogate fuel

$\Delta p/\text{kPa}$	$z=10\text{ mm}$			$z=30\text{ mm}$			$z=50\text{ mm}$		
	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%
200	20.12	21.60	6.85	19.68	19.87	0.96	18.09	18.62	2.85
400	18.80	19.46	3.39	17.05	17.26	1.22	16.01	16.68	4.02
600	17.52	19.39	9.64	16.47	16.81	2.02	15.86	16.60	4.46
800	17.48	18.66	6.32	15.79	15.98	1.19	13.72	13.84	0.87

SMD 值也逐渐减小。同时,在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,模型燃料的 SMD 值要略低于 RP-3 航空煤油。燃油的雾化过程是表面张力与气动力相互作用的过程,燃油的雾化粒度受表面张力系数以及黏度的影响明显。由于模型燃料的黏度^[18]和表面张力系数(在温度为 291 K 时为 0.022 9 N/m)要略低于 RP-3 航空煤油(在温度为 291 K 时表面张力系数为 0.023 6 N/m),因此,模型燃料的 SMD 值要略低于 RP-3 航空煤油。

图 8 显示了 RP-3 航空煤油与其模型燃料的 SMD 随相对喷射压力的变化趋势。图中 RP-3 航空煤油的 SMD 值都添加了 5% 的误差线。

从图 8 可以看出,除了离喷嘴出口轴向距离 $z=10\text{ mm}$ 、相对喷射压力分别为 200、600、800 kPa 时,模型燃料的 SMD 值在误差线之外(其中相对压力为 600 kPa 时最大,相对误差为 9.64%),其他工况下均在误差线以内,说明该模型燃料的雾化粒度与 RP-3 航空煤油吻合较好。

2.3 油滴速度

RP-3 航空煤油与其模型燃料在相对喷射压力为 400 kPa 时,距离喷嘴 $z=30\text{ mm}$ 截面上水平 4 个测点(由内向外第 1、3、5、7 测点)的油滴速度(v)分布分别如图 9 与图 10 所示。

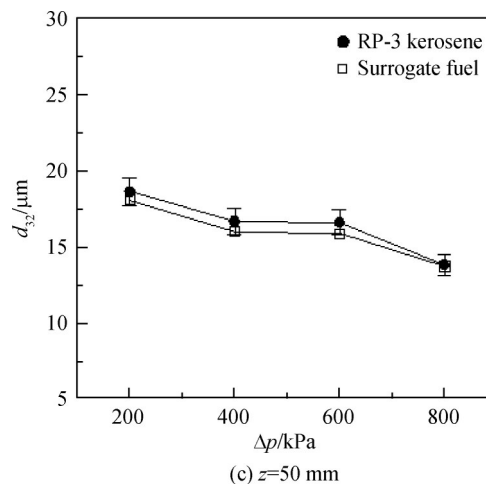
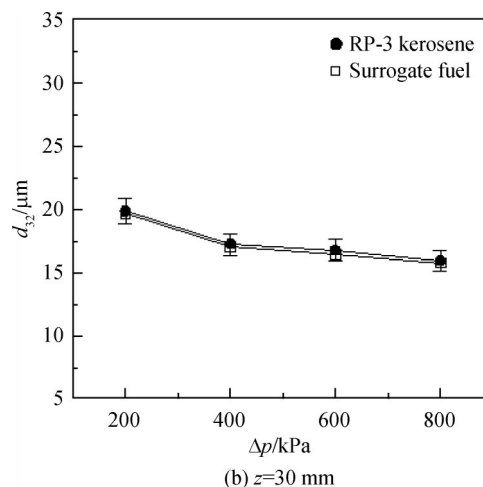
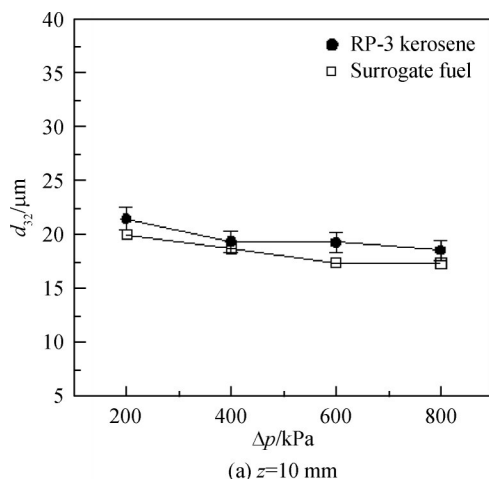


图 8 不同相对喷射压力下 RP-3 航空煤油与其模型燃料的 SMD

Fig.8 SMD of RP-3 kerosene and its surrogate fuel at different relative injection pressures

在各相对喷射压力下,对每个轴向测试截面上 12 个水平测试点的油滴速度取平均值,如表 4 所示。从表 4 可以看出,在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,随着相对喷射压力的升高,喷射速度增大,RP-3 航空煤油与其模型燃料在雾化过

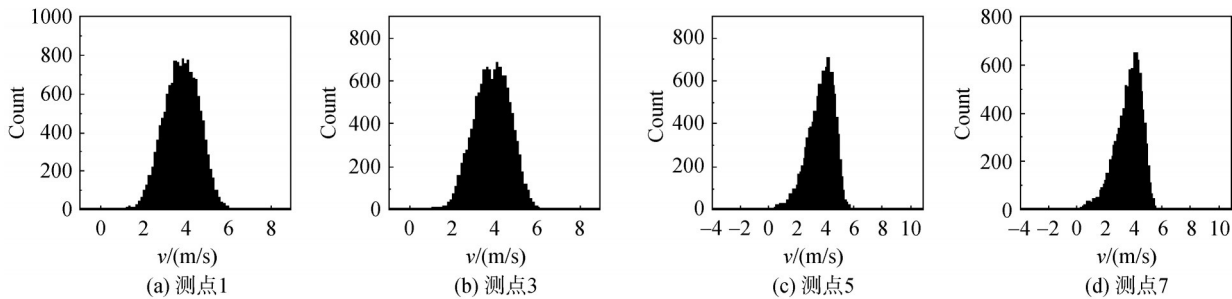


图 9 RP-3 航空煤油的油雾场油滴速度分布
Fig.9 Droplet velocity distribution in RP-3 kerosene spray field

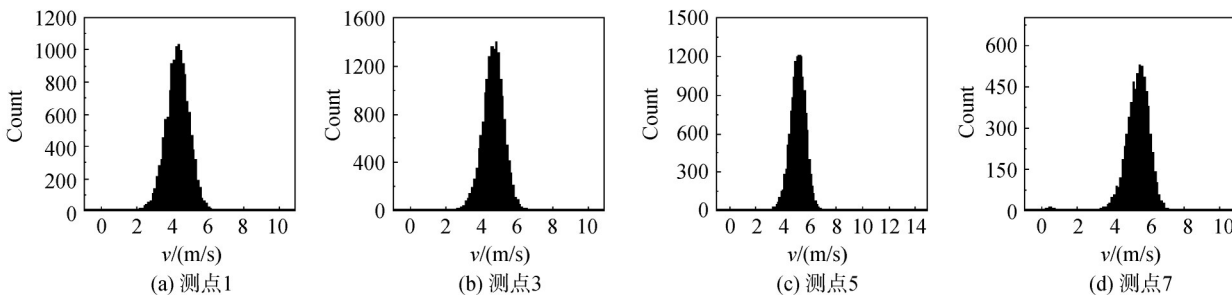


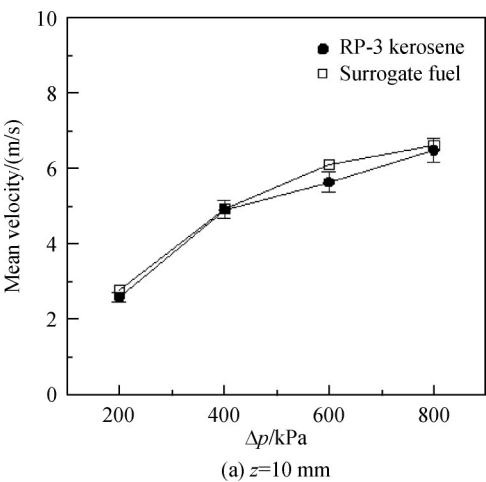
图 10 模型燃料的油雾场油滴速度分布
Fig.10 Droplet velocity distribution in the surrogate fuel spray field

表 4 RP-3 航空煤油与其模型燃料的油滴速度
Table 4 Droplet velocities of RP-3 kerosene and its surrogate fuel m/s

$\Delta p/\text{kPa}$	$z=10\text{ mm}$			$z=30\text{ mm}$			$z=50\text{ mm}$		
	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%	模型燃料	RP-3 航空煤油	误差/%
200	2.77	2.59	6.95	2.39	2.23	7.17	2.06	1.96	5.10
400	4.95	4.92	0.61	3.87	3.84	0.78	2.76	2.65	4.15
600	6.10	5.65	7.96	4.27	4.10	4.15	3.48	3.22	8.07
800	6.61	6.49	1.85	5.31	5.12	3.71	3.94	3.64	8.24

程中油滴的速度逐渐增大;在各相对喷射压力下,随着离喷嘴出口轴向距离的增加,RP-3 航空煤油与其模型燃料在雾化过程中油滴的速度逐渐减小。同时,在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,模型燃料雾化过程中油滴的速度要略高于 RP-3 航空煤油。油滴速度主要与油滴粒径有关,当粒径变小时,油滴速度将会随之增加。由于模型燃料的 SMD 值要略低于 RP-3 航空煤油,导致其油滴速度要略高于 RP-3 航空煤油。

图 11 显示了 RP-3 航空煤油与其模型燃料雾化过程中油滴速度随相对喷射压力的变化趋势。图中 RP-3 航空煤油的油滴速度值都添加了 5% 的误差线。



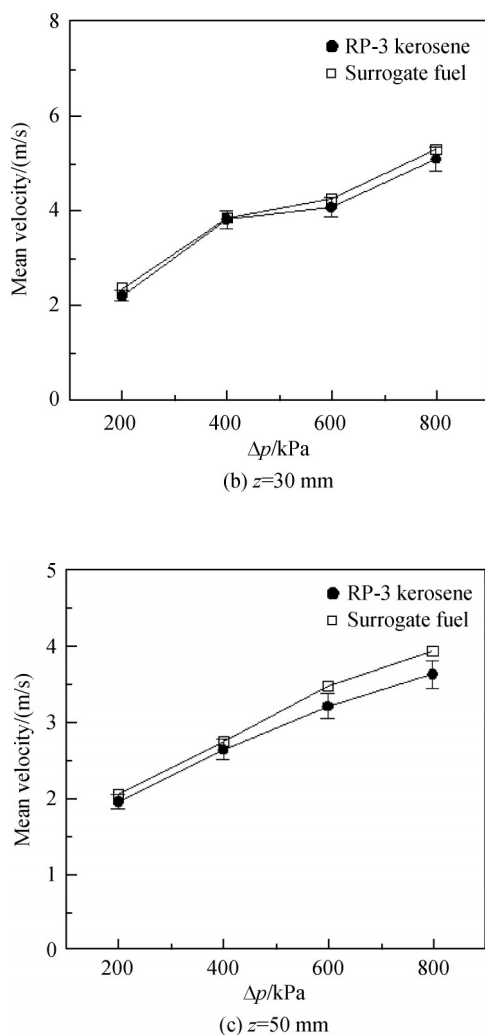


图11 不同相对喷射压力下RP-3航空煤油与其模型燃料的油滴速度

Fig.11 Droplet velocities of RP-3 kerosene and its surrogate fuel at different relative injection pressures

从图11可以看出,模型燃料雾化过程中油滴速度随相对喷射压力的变化趋势与RP-3航空煤油基本一致;但是,在相对喷射压力为200 kPa时,各轴向测试截面上油滴速度与RP-3航空煤油之间的误差都超过了5%(最大误差为7.17%),在相对喷射压力分别为600 kPa和800 kPa时,也有某些轴向测试截面上两者之间的误差超过5%(最大误差为8.07%),说明该模型燃料雾化过程中油滴速度与RP-3航空煤油存在较小差异。

3 结 论

在燃油喷嘴雾化激光测试平台上对不同相对喷射压力下RP-3航空煤油及其模型燃料的雾化特性进行了试验测试,并完成了两者的对比分析。

得到如下结论:

1) 随着相对喷射压力的升高,RP-3航空煤油与其模型燃料的雾化锥角均呈增加趋势;在各相对喷射压力下,模型燃料的雾化锥角要略高于RP-3航空煤油。

2) 随着相对喷射压力的升高或离喷嘴出口轴向距离的增加,RP-3航空煤油与其模型燃料的SMD值逐渐减小;在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,模型燃料的SMD值要略低于RP-3航空煤油。

3) 随着相对喷射压力的降低或离喷嘴出口轴向距离的增加,RP-3航空煤油与其模型燃料雾化过程中油滴的速度逐渐减小;在各相对喷射压力以及轴向测试截面上,模型燃料雾化过程中油滴的速度要略高于RP-3航空煤油。

4) 在不同相对喷射压力下,RP-3航空煤油与其模型燃料在雾化过程中雾化锥角、SMD以及油滴速度差异较小,说明该模型燃料的雾化特性与RP-3航空煤油有较高的相似性。

参考文献:

- [1] MASIOL M, HARRISON R M. Aircraft engine exhaust emissions and other airport-related contributions to ambient air pollution: a review[J]. Atmospheric Environment, 2014, 95:409-455.
- [2] MENSCH A, SANTORO R J, LITZINGER T A, et al. Sooting characteristics of surrogates for jet fuels[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(6):1097-1105.
- [3] KIM D, MARTZ J, VIOLI A A. A surrogate for emulating the physical and chemical properties of conventional jet fuel[J]. Combustion and Flame, 2014, 161(6):1489-1498.
- [4] MUNZAR J D, AKIH-KUMGEH B, DENMAN B M, et al. An experimental and reduced modeling study of the laminar flame speed of jet fuel surrogate components[J]. Fuel, 2013, 113:586-597.
- [5] ABIANEH O S, CHEN C P, MAHALINGAM S. Numerical modeling of multi-component fuel spray evaporation process[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 69:44-53.
- [6] NARAYANASWAMY K, PITSCH H, PEPIOT P. A component library frame work for deriving kinetic mechanisms for multi-component fuel surrogates: application for jet fuel surrogates[J]. Combustion and Flame, 2016, 165:288-309.
- [7] ALEKSEEV V A, SOLOVIOVA - SOKOLOVA J V, MATVEEV S S, et al. Laminar burning velocities of *n*-decane and binary kerosene surrogate mixture[J]. Fuel, 2017, 187:429-434.
- [8] 张英佳,黄佐华,王金华,等.激波管研究煤油/空气混合气的自着火特性[J].科学通报,2011,56(1):85-93.

- ZHANG Yingjia, HUANG Zuohua, WANG Jinhua, et al. Shock tube study on auto-ignition characteristics of kerosene/air mixtures[J]. Chinese Science Bull, 2011, 56(1):85-93. (in Chinese)
- [9] ZHANG C H, LI B, RAO F, et al. A shock tube study of the autoignition characteristics of RP-3 jet fuel[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2015, 35(3):3151-3158.
- [10] 唐洪昌, 张昌华, 李萍, 等. 煤油自点火特性的实验研究[J]. 物理化学学报, 2012, 28(4):787-791.
- TANG Hongchang, ZHANG Changhua, LI Ping, et al. Experimental study of auto-ignition characteristics of kerosene [J]. Acta Physico-Chimica Sinica, 2012, 28(4):787-791. (in Chinese)
- [11] MAO Y B, YU L, WU Z Y, et al. Experimental and kinetic modeling study of ignition characteristics of RP-3 kerosene over low-to-high temperature ranges in a heated rapid compression machine and a heated shocktube[J]. Combustion and Flame, 2019, 203:157-169.
- [12] CHEN B H, LIU J Z, YAO F, et al. Ignition delay characteristics of RP-3 under ultra-low pressure (0.01—0.1 MPa)[J]. Combustion and Flame, 2019, 210:126-133.
- [13] HUMER S, FRASSOLDATI A, GRANATA S, et al. Experimental and kinetic modeling study of combustion of JP-8, its surrogates and reference components in laminar non-premixed flows[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2007, 31(1):393-400.
- [14] 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.
- HUO Weiye, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Research on n-decane as surrogate fuel of aviation kerosene in atomization process[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1):188-195. (in Chinese)
- [15] 任海涛, 甘志文. 掺混长直链烷烃对航空煤油雾化性能影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2):357-367.
- REN Haitao, GAN Zhiwen. Atomization performance effects of aviation kerosene mixed with long straight-chain alkanes [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2):357-367. (in Chinese)
- [16] 刘爱斌, 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. (in Chinese)
- [17] 王家俊, 桂韬, 邱伟, 等. 燃油温度对离心喷嘴雾化特性影响的试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(8):1643-1654.
- WANG Jiajun, GUI Tao, QIU Wei, et al. Experiment on the influence of fuel temperature on the atomization characteristics of centrifugal nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8):1643-1654. (in Chinese)
- [18] LIU J, HU E J, ZENG W, et al. A new surrogate fuel for emulating the physical and chemical properties of RP-3 kerosene [J]. Fuel, 2020, 259:116210.1-116210.9.

(编辑:王碧琚)