

高温高速气流中航空煤油横向射流实验研究^{*}

王晓洁^{1,2}, 王少林^{2,3,4}, 王凯兴^{2,3,4}, 潘剑锋¹, 刘舆帅^{2,3,4}, 刘存喜^{2,3,4},
穆勇^{2,3,4}, 徐纲^{2,3,4}

- (1. 江苏大学 能源与动力工程学院, 江苏 镇江 212013;
2. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;
3. 中国科学院大学 航空宇航学院, 北京 100049;
4. 中国科学院轻型动力创新研究院, 北京 100190)

摘要: 横向射流是航空发动机加力燃烧室中常见的煤油掺混组织方式。本文使用激光诱导荧光(PLIF)技术,在加力燃烧室的工况条件下,对航空煤油横向射流过程进行测量,研究了液气动量比、气体雷诺数、气体韦伯数对射流深度的影响。通过自编程序对煤油PLIF结果进行处理,获取了横向射流的射流深度。进行了空气来流温度303~1100K,气流速度100~300m/s,液气动量比9~843,气体雷诺数357~4863,气体韦伯数61~716内射流深度的测量。结果表明,射流深度随动量比的增加而显著增大;气体雷诺数的增加增强了动量比对射流深度的影响;射流深度随气体雷诺数的增加而增大,但增大程度随气体雷诺数的增加而减小;射流深度随着气体韦伯数的增加而减小,但气体韦伯数对射流深度的影响相对次要。通过对实验数据的拟合,获得了无量纲射流深度关于无量纲轴向距离、动量比、雷诺数以及韦伯数的经验公式。

关键词: 航空发动机; 横向射流; 穿透深度; 航空煤油; 加力燃烧室

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2204002-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2204002

Experimental Study on Jet in Crossflow of Aviation Kerosene in High Temperature and High Speed Airflow

WANG Xiao-jie^{1,2}, WANG Shao-lin^{2,3,4}, WANG Kai-xing^{2,3,4}, PAN Jian-feng¹, LIU Yu-shuai^{2,3,4},
LIU Cun-xi^{2,3,4}, MU Yong^{2,3,4}, XU Gang^{2,3,4}

- (1. School of Energy and Power Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;
2. Laboratory of Light-Duty Gas-Turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
3. School of Aeronautics and Astronautics, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
4. Innovation Academy for Light-Duty Gas Turbine, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Jet in crossflow is a commonly used kerosene mixing configuration in the aeroengine afterburner. In present study, different aviation kerosene jet in crossflow were measured by Planar Laser Induced Fluorescence (PLIF) technique under aeroengine afterburner operating conditions, and the effects of the jet to crossflow momentum ratio, crossflow Reynolds number and crossflow Weber number on the penetration depth were studied.

^{*} 收稿日期: 2022-04-01; 修订日期: 2022-10-24。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0004-0047; J2019-III-0006-0049)。

作者简介: 王晓洁, 硕士生, 研究领域为航空发动机加力燃烧室雾化特性。

通讯作者: 穆勇, 博士, 正高级工程师, 研究领域为航空发动机燃烧室设计与实验平台规划建设。E-mail: muyong@iet.cn

引用格式: 王晓洁, 王少林, 王凯兴, 等. 高温高速气流中航空煤油横向射流实验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(5):2204002.
(WANG Xiao-jie, WANG Shao-lin, WANG Kai-xing, et al. Experimental Study on Jet in Crossflow of Aviation Kerosene in High Temperature and High Speed Airflow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5):2204002.)

The jet in crossflow penetration depths were obtained from the kerosene PLIF results with an inhouse image processing code. The jet in crossflow penetration lengths was measured in the crossflow temperature range from 470K to 1100K, crossflow velocity range from 100m/s to 300m/s, jet to crossflow momentum ratio range from 9 to 843, crossflow Reynolds number range from 357 to 4863, and crossflow Weber number range from 61 to 716. The results show that the jet penetration depths increased with the increase of the jet to crossflow momentum ratio, the influence of momentum ratio on the penetration depths increased with the increase of the crossflow Reynolds number. The jet penetration depths increased with the increase of the crossflow Reynolds number, the effect from crossflow Reynolds number decrease with the increase of the crossflow Reynolds number. The jet penetration depths decreased with the increase of the crossflow Weber number, while its effect is not significant. By fitting the experimental data, the correlation of the nondimensional jet penetration depths with the nondimensional axial distance, jet to crossflow momentum ratio, crossflow Reynolds number and crossflow Weber number was obtained.

Key words: Aeroengine; Jet in crossflow; Penetration depth; Aviation kerosene; Afterburner

1 引言

加力燃烧室是一种不改变航空发动机主机特性可实现推力大幅提升的重要部件,被大量运用到军用航空发动机中。为保证增推效果和燃烧性能,新一代加力燃烧室采用横向射流与火焰稳定器组合方式,实现高温高速来流条件燃烧组织。燃油在火焰稳定器前喷入高温高速燃气,使其提前雾化蒸发,并在火焰稳定器后回流区内稳定燃烧。为保证加力燃烧室可以在有限稳定器面积下的高效组织燃烧,需要优化燃油分布,实现加力燃油雾化蒸发后的浓度分布与稳定器布置匹配。为较准确地预测射流下游燃油分布,对航空煤油在高温高速气流中的横向射流轨迹进行研究具有重要意义。

现有文献中已经对横向射流轨迹展开了大量的研究,得到了一些经验公式,可以在某些工况下较好地预测射流轨迹。实验工质包括水、煤油等有机物,实验工况也涵盖了从常温到高温,从低速到高速。比如Chen等^[1]利用激光成像方法在高速气流场中对液体燃料的横向射流进行实验研究,研究了射流穿透深度与液气动量比的拟合公式。Wu等^[2],Lin等^[3-4]分别在亚声速、超声速横向气流中液体的横向射流中进行实验研究,得到了关于动量比 q 和 d_0 为参数的射流轨迹函数,但由于测量方法不同,结果处理方式存在差异,导致射流轨迹描述公式存在很大差别,这说明测量方法会影响到结果分析。Ghenai等^[5]在超声速气流中研究了充气和非充气流体的穿透深度和雾化状态,研究结果表明在超声速气流中流体充气会增加射流穿透深度,并建立了液体射流充气时的关于气液动量比、气液质量比和 Oh 数的射流深

度经验关系式。王延胜等^[6]在空气压力0.3~0.6MPa,气流温度358K,动量比10~40,韦伯数170~340范围内,利用激光诱导荧光PLIF技术研究了直射式喷嘴横向射流穿透深度。实验结果表明:不同压力下,穿透深度随动量比增加而增加;韦伯数对射流穿透深度无显著影响,并拟合出射流穿透深度关于动量比、韦伯数和轴向距离的经验关系式。Geery等^[7]在气流温度常温~937K,来流速度 $Ma=0.22\sim0.72$ 的流场中,以水为介质进行横向射流实验,最终拟合出一个关于喷嘴直径和动量比的射流半宽度公式。Hojnacki^[8]采用纹影法针对多种射流介质,在常温、气流速度0.63 Ma 的高速流场中展开横向射流实验,射流轨迹公式使用动量比 q 进行拟合。Stenzler等^[9]是在气流温度573K工况下,针对三种射流介质展开横向射流实验,研究动量比 q , We 和动力黏度比对射流轨迹的影响规律,再利用这些参数对射流轨迹进行拟合。Ragucci等^[10]在气流温度600K工况下,进行煤油和水横向射流实验,采用纹影法捕捉射流轨迹,最后以动量比 q ,韦伯数 We ,动力黏度比作为变量进行射流轨迹拟合。Masuda等^[11]通过实验证明,在较高温度的横向气流中,当动量比 q 较大时,拟合射流轨迹需要考虑动力黏度比,而当动量比 q 比较小时,射流轨迹基本只与动量比 q 相关。Bellofiore等^[12]研究了水和航空煤油Jet-A1在空气温度300~600K,空气速度20~60m/s来流条件下,使用动量比 q , We 和 Re 拟合射流轨迹。Amighi等^[13]在高温(298~573K)但速度较低的气流中展开实验,研究射流轨迹,以动量比、射流雷诺数和气流雷诺数作为变量,拟合出射流外缘和中心线的射流轨迹。Lakhamraju等^[14]在气流温度505K,气流速度0.68 Ma 的条件下展开实验,研究水和

煤油的横向射流轨迹,在拟合射流轨迹时除动量比外还加入了温比项,拟合公式为对数型。Lin等^[15]在温度为660K的低速气流中对直射式喷嘴进行横向射流实验,以液气动量比、温比、韦伯数为自变量,建立了射流穿透轨迹的对数型公式。Amighi等^[16]使用阴影法对高压、高温稳定横向气流中射流的运动轨迹进行实验研究,得到了射流轨迹与动量比、喷嘴直径和液体射流雷诺数的函数关系式。Leong等^[17]采用PLIF技术对航空煤油的横向射流轨迹展开实验研究,结果表明,在常温、低速的气流条件下,改变气流压力、空气密度对射流轨迹有一定的影响。周毅等^[18]使用PIV对不同喷孔直径的直射式喷嘴,在速度43.641~109.420m/s,温度400~750K空气来流条件下,进行横向射流实验研究,最后拟合出一个与喷嘴直径、动量比 q 有关的幂函数型射流轨迹公式。横向射流拟合经验公式不仅与动量比、喷嘴直径和位置参数^[18-21]相关,韦伯数^[15,22]、动力黏度^[9-11]、雷诺数^[12-13,16]等对穿透深度均有不同程度的影响。可以看出在高温高速气流中,动量比几乎作为射流轨迹拟合不可缺少的一项,而韦伯数、雷诺数、温比、黏度比和压比均可作为影响因素影响射流轨迹。

国内外学者实验研究横向射流,常采用的测量方法有传统光学测试技术和平面激光测试技术。传统光学测试技术包括阴影法和纹影法等^[23];平面激光测试技术包括平面激光散射(PLS, Planar Laser Scattering)技术、Mie散射技术和平面激光诱导荧光(PLIF, Planar Laser Induced Fluorescence)技术等^[24-25]。

PLIF测量技术利用激光照射燃油诱导产生荧光,再使用CCD相机捕捉荧光区域。Zhang等^[26]采用PLIF测量技术和Mie散射技术研究了汽油、甲醇和乙醇燃料的喷雾特性。刘林峰等^[27]采用PLIF测量技术和高速阴影法,研究了凹槽超声速气流中的喷射掺

混现象,分析了燃油的破碎雾化及煤油穿透深度。

在已有研究中,多采用PIV、纹影法及Mie散射技术捕捉燃油轨迹,这些测量方法很难捕捉到气相燃油。而加力燃烧室属于高温环境,该环境中燃油蒸发不可忽视,采用PLIF技术既能捕捉到液态燃油又能捕捉到雾化蒸发后的气态燃油,这一技术应用于加力燃烧室中横向射流实验具有重要的意义。现役发动机加力燃烧室的推重比达到7~8,进口气流总温1000~1200K,燃烧段进口速度约为120~180m/s,扩压段的速度约为350~450m/s。如何实现燃油在该环境下的雾化、掺混和稳定燃烧是燃油喷射雾化与火焰稳定器组合结构研究的主要方向^[28]。虽然国内外已经开展了大量横向射流实验,但无论是速度还是温度几乎都达不到加力燃烧室的工作条件。因此,开展喷油杆侧喷入高温高速横向气流中射流实验也有一定价值。

参考加力燃烧室进口温度条件、速度条件,又考虑到实验装置的限制,本文制定实验工况即进气温度470~1100K,气流速度100~300m/s。在这样的气流条件下,采用PLIF测量技术对航空煤油横向射流展开了实验研究,分析无量纲液气动量比、气体韦伯数、雷诺数对射流深度的影响规律,并拟合出穿透深度经验公式,以期对加力燃烧室内稳定器的设计与布置给予参考。

2 实验方案

2.1 实验装置

为了满足加力燃烧室入口高温高速的气流条件,设计了高温热风洞实验装置。如图1所示,实验装置主要包括燃气发生器、整流段和测量段。

在燃气发生器内通过燃烧丙烷加热气流,通过调节丙烷流量,进而控制气流温度,以此实现温度稳

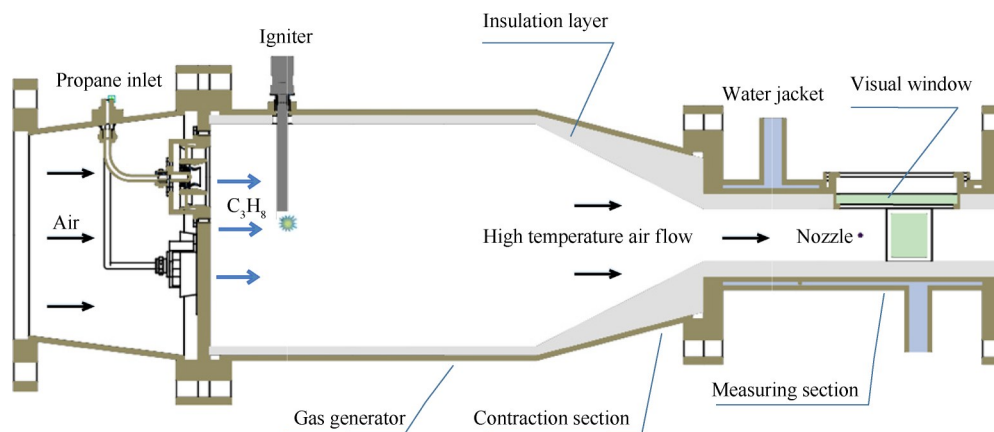


Fig. 1 High temperature hot air tunnel test device diagram

定的气流条件。整流段内部设计为收缩段,可以使气流从大直径的燃气发生器缓慢过渡到小截面的测量段,以此保证测量段流场的均匀性。测量段侧面及上部各设有一个可视窗,分别为观测窗和激光入射窗,内部为 70mm×70mm 的正方形通道,高温热风洞实验装置如图 2 所示。测量段侧面设有开孔,用以固定喷油杆,喷油杆可通过旋转调整射流角度。喷油杆结构如图 3 所示,喷嘴直径为 0.4mm,在本实验中,喷嘴位于喷油杆正上方($\theta=90^\circ$)的位置,角度安装误差 $\leq\pm 1^\circ$ 。此外,由于本实验为高温实验,为防止实验件在实验过程中因承受高温而损坏,因此在实验装置内设置防火耐高温隔热材料,并在测量段设计水套冷却系统,以保护实验件并防止可视窗发生剧烈形变。

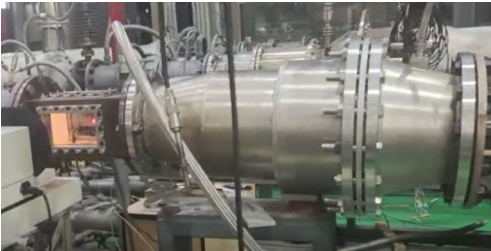


Fig. 2 High temperature hot air tunnel test device



Fig. 3 Nozzle diagram

实验采用 PLIF 激光测量技术记录实验过程,拍摄航空煤油射流喷雾。实验的激光测量系统如图 4 所示,其中 Nd:YAG 双腔激光器产生波长 266nm 激发光,能量为 30mJ;ICCD 相机分辨率 1376×1040,帧频为 10 帧/秒;图像增强器直径 25mm 门宽 10ns。由于燃油射流过程中的不稳定性,每个实验工况拍摄 100 张瞬时图像做时间平均。

Fuel-PLIF 信号强度正比于燃油的体积通量,不区分单个液滴,在液滴浓度大的燃油区域误差较低,可以较好地定性描述横向射流的燃油分布。结合圆锥平面激光诱导荧光(PLIF)技术与 CCD 相机的雾化特性,测量基本原理为:激光发射器产生的片光源将雾锥局部区域照亮,燃油在激光的照射下,一小部分的分子吸收能量,跃迁至较高能级而成为激发态分子,之后激发态分子以光的形式放出所吸收的能量,发出的光即为荧光。激光器出口布置在激光入射窗正上方,CCD 相机布置在激光面垂直方向即垂直于

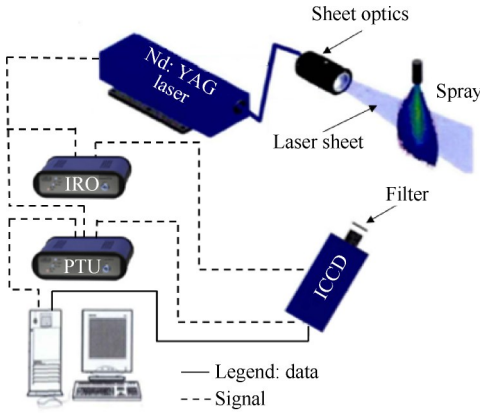


Fig. 4 PLIF measurement system

观测窗,CCD 相机配有镜头和滤波片(266nm 长通),滤波片使特定波长的光信号进入 CCD 相机,进而获取雾化信息。

2.2 实验工况

实验选用的喷嘴直径为 0.4mm,在不同气流温度、气流速度和燃油流量的 80 个工况下开展。实验压力均为常压,雾化段布置有热电偶,用于测量气流温度,测温为 303~1100K;气流流量由进气段孔板流量计得到,并通过换算得到气流速度为 100~300m/s;射流介质为航空煤油,燃油流量由涡轮流量计测量,流量为 10~40kg/h;另外,采用称重法进行流量特性实验,测得喷嘴流量系数为 0.847。

动量比定义式如下,即

$$q = \frac{\rho_j u_j^2}{\rho_a u_a^2} \tag{1}$$

气体韦伯数定义式如下,即

$$We_a = \frac{\rho_a d u_a^2}{\sigma} \tag{2}$$

气体雷诺数定义式如下,即

$$Re_a = \frac{\rho_a u_a d}{\mu} \tag{3}$$

式中下标 a 和 j 分别表示介质空气和煤油; ρ 为密度,单位为 kg/m^3 ; d 为喷嘴直径,单位 mm; μ 表示动力黏度; σ 表示表面张力。在不同气流条件下,燃油的关键性能参数(Relevant Properties)不变,如表 1 所示。表 2 为本文的部分实验工况即图中涉及到的工况,其中 T 为温度,单位 K; v 为速度,单位 m/s; m 为质量流量,单位 kg/h。

表 3 为实验工况范围。通过不确定度传递准则,本

Table 1 Relevant properties of test liquids

Fluid	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	$\mu/(\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s}))$	$\sigma/(\text{N/m})$
Kerosene	780	0.0015	0.027

Table 2 Experimental test conditions

Case	T/K	$v_{\text{air}}/(m/s)$	$m_{\text{jet}}/(kg/h)$	q	Re_a	We_a
1	303	200	10	19	4863	672
2	303	200	20	77	4863	672
3	303	200	30	174	4863	672
4	473	200	10	29	2115	446
5	473	200	20	116	2115	446
6	673	100	10	168	563	77
7	673	250	10	27	1399	479
8	673	250	20	108	1399	479
9	673	300	10	18	1698	716
10	673	300	20	72	1698	716
11	673	300	30	163	1698	716
12	873	200	10	53	715	246
13	873	200	20	211	715	246
14	873	200	30	474	715	246
15	873	200	40	843	715	246
16	1066	250	20	175	623	303
17	1077	300	40	472	741	439
18	1093	300	10	30	732	444
19	1093	300	20	117	732	444

Table 3 Scope of experimental test conditions

T/K	$v/(m/s)$	$m_{\text{jet}}/(kg/h)$	q	Re_a	We_a
303~1100	100~300	10~40	9~843	357~4863	61~716

Table 4 Uncertainty of the measuring equipment and parameter

Measuring equipment	Thermocouple	Orifice flowmeter	Turbine flow meter (kerosene)
Uncertainty/%	1	1	1.5
Parameter	q	Re_a	We_a
Uncertainty/%	1	2	2

文中动量比 q , 雷诺数 Re_a 和韦伯数 We_a 的不确定度如表 4 所示。

2.3 数据处理方法

本文关注射流轨迹, 在进行射流轨迹边缘提取时, 本文所用的处理方法与Xue等^[29]方法类似。使用Matlab软件自编程序, 采用Edge函数提取边界, 灰度值通过像素点的RGB值计算得到, 公式如下

$$g = 0.3R + 0.6G + 0.1B \tag{4}$$

根据式(4), 可以获得照片的灰度分布, 如图5所示。通过对比调试, 最终阈值设定为10%。射流穿透深度抽取射流上边缘轮廓如图5所示, 图中所示为来流温度 $T=673K$, 来流速度 $v_{\text{air}}=150m/s$, 燃油质量流量 $m_{\text{jet}}=20kg/h$ 工况下射流轨迹的提取结果, 图6所示为阈值分别取9%, 10%和11%时射流轨迹的对比, 其

射流深度差别小于3%, 说明了本文选取的阈值对射流穿透深度具有无关性。

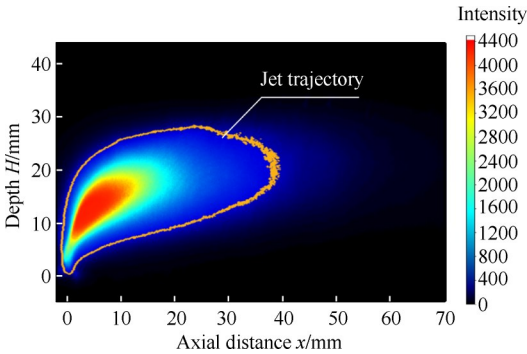


Fig. 5 Jet trajectory extraction method

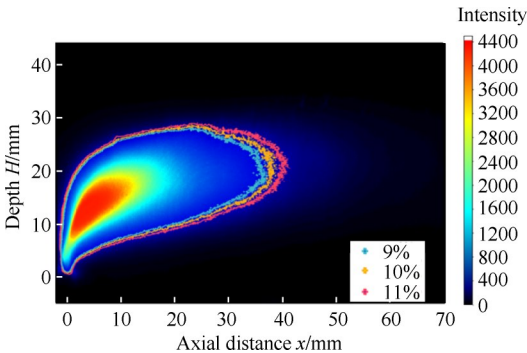


Fig. 6 Comparison diagram of jet trajectory when the threshold is 9%, 10% and 11% respectively

3 实验结果及分析

3.1 燃油分布

如图7航空煤油射流PLIF时均图所示, 列举了实验拍摄到的部分工况的射流中心截面燃油分布, 图中标注信息依次代表来流温度 T , 来流空气流速 v_{air} , 燃油流量 m_{jet} 。燃油以液柱的形式横向射入流场后, 在来流气动力的作用下沿流向发生弯曲。射流内燃油的空间分布具有一定的相似性, 在喷油孔出口存在一个肾形的高浓度燃油核心区, 轨迹背风侧燃油与气流的剪切作用加快了燃油液滴从液柱上的剥离, 在射流背风侧形成相对较宽的外围区, 燃油核心区更靠近射流的中上部。随着射流的发展, 液柱发生破碎, 燃油核心区消失, 液雾浓度的横向分布趋于一致。

3.2 射流深度

横向射流轨迹主要受惯性力、表面张力和气动力(压差力和黏性力)的共同作用。流体自喷嘴横向射入流场中, 在惯性力的作用下沿射流方向运动即横向运动, 在气流黏性力与压差阻力的共同作用下削弱在射流方向的运动, 逐渐将动量的作用完全抵

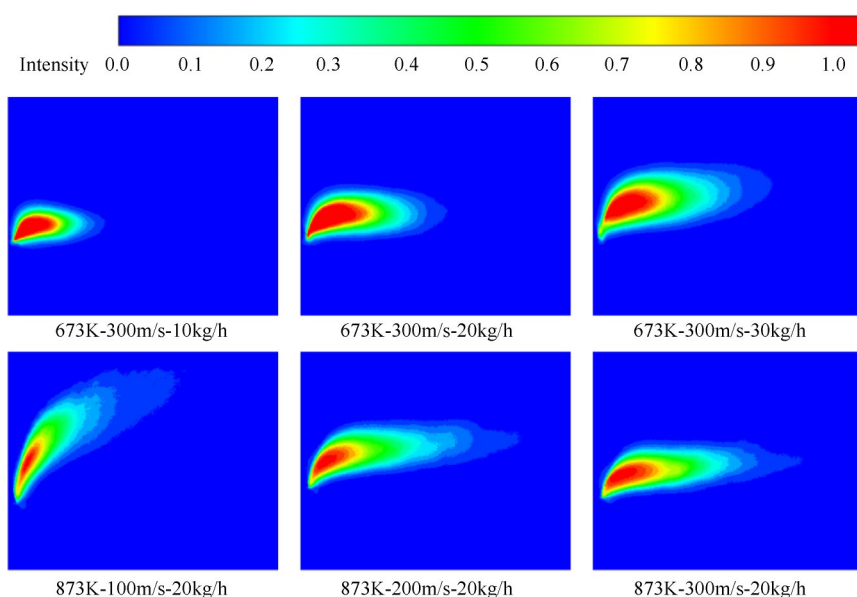


Fig. 7 Mean PLIF images of kerosene jets

消。而气流以一定的速度吹向射流液体,在气动力的作用下射流会发射弯曲,并在黏性力的作用下促进射流在流向上的运动,而射流的表面张力则会阻止流体发生形变,最终形成了典型的横向射流轨迹。

从横向和流向两个方向分别考察射流动量的变化。在横向上,惯性力起主导作用,反映了初始动量,燃油以一定的初始速度横向射入流场中,即燃油受惯性力的作用沿横向运动,直接决定了射流深度。在横向上射流还受到压差阻力和黏性力的作用,加速了射流动量的消耗,阻碍了射流在横向上的发展,减小了射流深度。另外,射流还受到表面张力的作用,燃油的表面张力会阻止流体发生形变,给射流弯曲带来了一定的阻碍,一定程度上增加了射流的横向穿透趋势。在流向上,黏性力起重要作用,射流流向初始速度接近于0,在黏性力的作用下逐渐加速至气流速度,黏性力越大,射流在流向上同一时间内运动距离越远。而气流动压则会在射流迎风侧形成高压区,射流向流向发生弯曲,并在黏性力的作用下加速。综上,燃油的惯性力对射流的穿透深度起决定性作用,压差力、黏性力均可加大射流弯曲减小射流深度,而表面张力会阻碍射流弯曲。

通过以往的学术研究和经验来看,动量比和雷诺数对射流深度有显著的影响。另外,关于在加力状态下韦伯数对射流深度的影响的相关研究有待补充。因此,本文研究了三者对射流深度的影响。

3.2.1 动量比对射流深度的影响

液气动量比 $q = \frac{\rho_j u_j^2}{\rho_a u_a^2}$ 直接反映了射流与气流的

惯性力之比和动量交换水平。在以往的研究中,液气动量比已经被认定为影响射流深度的重要因素。在实验中,动量比 q 的变化范围为 18~843。气流温度升高会使气流密度降低,进而使 q 增大,而气流速度的增加会使 q 减小。在加力燃烧室这种高温高速的气流条件中,温度与速度对动量比 q 有相反的作用。

为研究动量比 q 对射流深度的影响,改变燃油质量流量,进而改变动量比,并保持气体 Re 数和气体 We 数不变,研究不同动量比 q 时的射流轨迹。如图 8 所示,对比了 $Re_a=715$, $We_a=246$ 工况下,不同液气动量比 q 下的射流轨迹。由图可知,保持 Re 数和气体 We 数不变,随着液气动量比 q 的增大,射流的惯性力增大,射流深度随之增大;轴向上,射流深度的稳定位置也随之后移。这是由于,动量比增大,燃油射流动量增加,惯性力增大,射流深度增加,有利于射流横向发展。因此,动量比对射流深度有重要作用,动量比的增大会使射流深度显著增大。

为研究气体 Re 数对动量比 q 作用于射流深度的影响,改变气流温度和气流速度,进而改变气体 Re 数,并保持动量比增量和气体 We 数不变,研究气体 Re 数对动量比作用于射流深度的影响。如图 9(a) 和 9(b),分别对比了 $We_a=716$, $q=18, 72, 163$ 工况及 $We_a=672$, $q=19, 77, 174$ 工况下,保持 We 数、动量比和动量比增量近似,对比不同气体 Re 数下射流轨迹的变化。

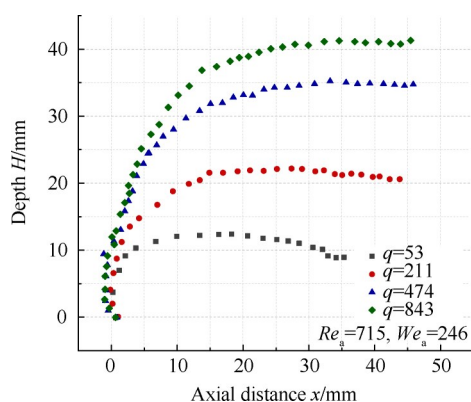


Fig. 8 Effect of momentum ratio q on penetration depths under the working conditions of $Re_a=715$, $We_a=246$

如图所示, 气体 Re 数的增加, 相近的动量比增量下, 气体 Re 数越大, 射流深度改变幅度越大。这是因为, 气体 Re 数增大时, 惯性力对流场的影响逐渐大于黏性力, 进而强化了动量比对射流深度的影响, 而气体 Re 数较小时, 黏性力对流场的影响较大, 流场中的扰动会因黏性力而衰减, 因此削弱了动量比的作用。因此, 气体 Re 数对动量比 q 作用于射流深度的影响有一定作用, 气体 Re 数增加会强化动量比对射流深度的影响。

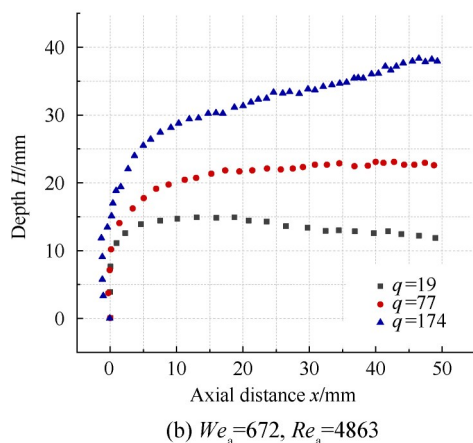
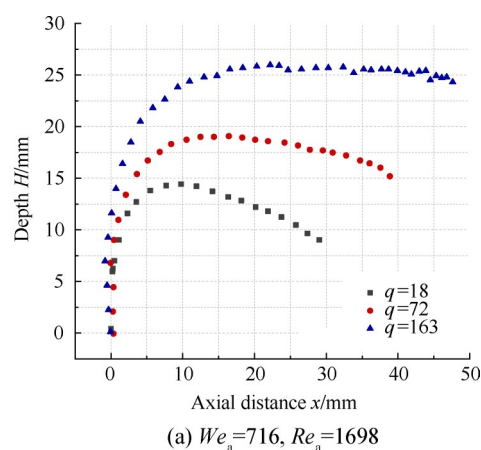


Fig. 9 Effect of momentum ratio q on penetration depths

3.2.2 气体雷诺数对射流深度的影响

气体雷诺数 $Re_a = \frac{\rho_a u_a d}{\mu}$ 物理上表示惯性力和黏性力量级的比。气流速度增加, 会使气体 Re 数增大, 温度升高, 则气流密度降低, 使气体 Re 数随之减小。

为研究气体 Re 数对射流深度的影响, 改变了气流温度和气流速度, 保持动量比 q 和气体 We 数不变, 研究不同气体 Re 数时的射流轨迹。如图 10(a) 与图 10(b) 所示为 $q \approx 29$, $We_a \approx 456$ 以及 $q \approx 114$, $We_a \approx 456$ 工况下, Re_a 数分别为 732, 1399 和 2115 时的射流轨迹。由图可知, 在动量比 q 一定时, 随着 Re_a 数的增加, 射流深度随之增大, 但随着 Re 数的进一步增大, 射流深度改变幅度减弱。这是因为, Re_a 数较小时, 黏性力对流场的影响大于气体惯性力, 黏性力的作用更加显著, 因此增加 Re_a 数会使射流深度显著增大。而随着 Re_a 数的进一步增大, 气体惯性力增大, 气体惯性力对射流深度的影响程度逐渐增大, 因此, 随着 Re_a 数的继续增加, 射流深度继续增大, 但改变幅度减弱。因此, Re_a 数对射流深度有重要作用, Re_a 数的增加会使射流深度增加, 但增大程度会随着 Re_a 数的增加而减弱。

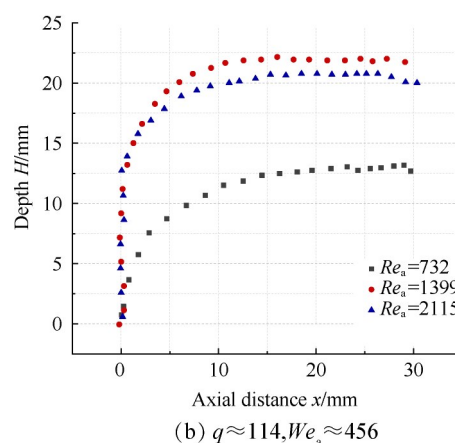
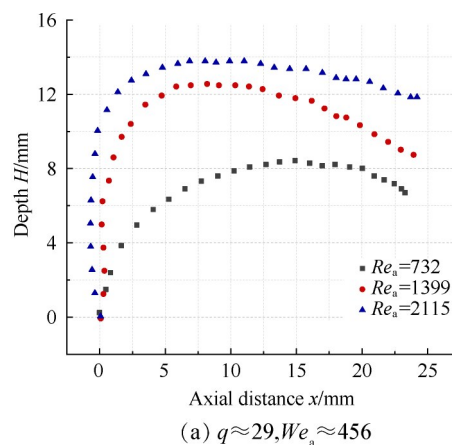


Fig. 10 Effect of crossflow Reynolds number on penetration depths

3.2.3 气体韦伯数对射流深度的影响

韦伯数是惯性力与表面张力之比,气流韦伯数 $We_a = \frac{\rho_a du_a^2}{\sigma}$ 表示流向上气流惯性力与射流表面张力的关系。气流惯性力增大,冲击射流发生动量交换,产生压差力促进射流弯曲,不利于射流深度的增加。

为研究气体韦伯数对射流深度的影响,通过改变气流的温度与气流速度改变韦伯数,并保持动量比、雷诺数不变,进而分析气体韦伯数的变化对射流轨迹的影响。如图 11(a)和图 11(b)所示分别为, $q \approx 171.5$, $Re_a \approx 591.5$ 与 $q \approx 473$, $Re_a \approx 728$ 工况下,改变气体韦伯数时的射流轨迹。在各组工况中,始终保持动量比和雷诺数一定,探究气体韦伯数对射流深度的影响。由图可知,气体韦伯数增加,射流轨迹下移,射流深度减小,但减小幅度较小。这是由于,增大气体韦伯数时,气流惯性力增大,压差力增强,此时压差力、黏性力对射流轨迹的作用强于射流惯性力的作用,所以射流深度会在高温高速气流中减小。因此,气体韦伯数对射流深度有一定影响,气体韦伯数的增加会使射流深度减小,影响程度较小。

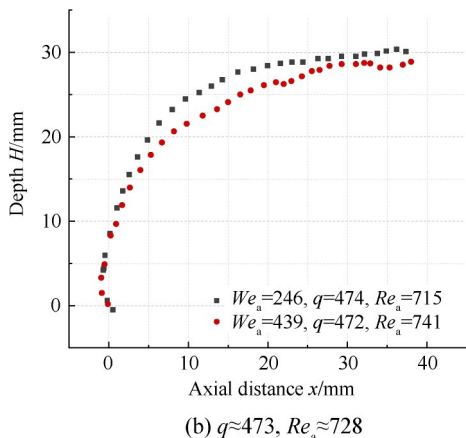
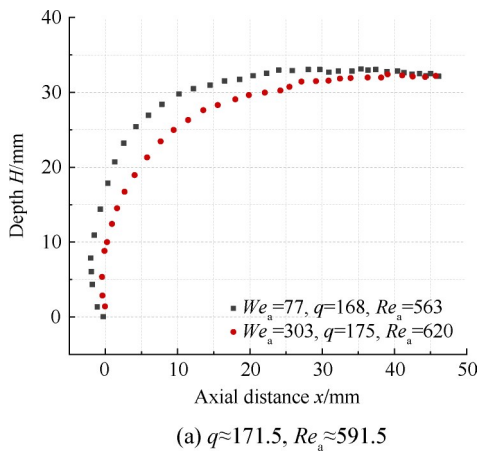


Fig. 11 Effect of crossflow Weber number on penetration depths

3.3 拟合穿透深度经验公式

通过上述分析发现,轴向距离 x ,液气动量比 q ,气体雷诺数 Re_a 和气体韦伯数 We_a 对射流穿透深度 H 有着不同程度的影响。为了进一步探究穿透深度的经验关系式,需将参数做无量纲化处理,即无量纲的射流穿透深度 H/d 和无量纲轴向距离 x/d 。从国内外学者拟合的穿透深度经验关系式来看,其形式主要分为:幂函数型、指数型和对数型,本文选取幂函数型进行拟合^[11-16]。通过上述分析,将无量纲轴向距离 x/d ,液气动量比 q ,气体雷诺数 Re_a 和气体韦伯数 We_a 作为独立变量拟合进公式,穿透深度经验关系式形式如(5)所示,式中 a, b, c, d, e 均为拟合系数。

$$\frac{H}{d} = a \left(\frac{x}{d} \right)^b q^c Re_a^d We_a^e \tag{5}$$

采用 Stata 软件对数据进行多元线性回归分析,拟合结果如表 5 所示。结果显示,整个模型在 0.01 显著性水平上有效;在 95% 的置信区间内,模型拟合程度较好。

Table 5 Correlation coefficients				
<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>	<i>e</i>
0.26917	0.20240	0.45550	0.31036	-0.00810

根据拟合结果可以看出,动量比 q 对射流深度的影响最大,之后依次是气体雷诺数 Re_a ,轴向距离 x/d ,气体韦伯数 We_a ,这一结果与前文的分析是相符的。本文得到的高温高速来流条件下的射流深度经验关系如式(6)所示。

$$\frac{H}{d} = 0.26917 \left(\frac{x}{d} \right)^{0.20240} q^{0.45550} Re_a^{0.31036} We_a^{-0.00810} \tag{6}$$

根据拟合得到的关系式绘制拟合曲线,图 12 展示了部分工况的穿透深度实验数据点及其拟合曲线。从图中可以看出,本文提出的经验关系式可以

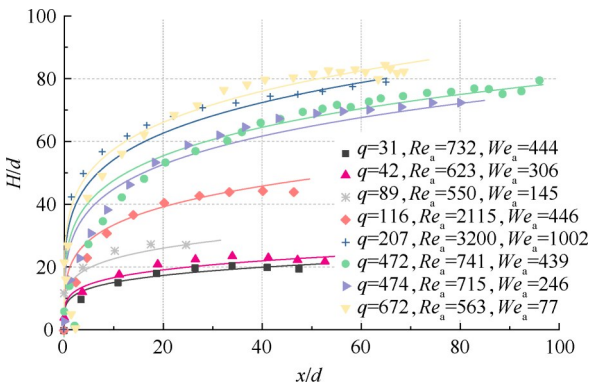


Fig. 12 Penetration depth test data points and fitting curve

较好地预测相应工况中下游的穿透深度。燃油射流的穿透深度会对下游的燃油分布产生直接的影响,进而影响整个燃烧室的性能。在高温高速气流中,展开油气空间分布形态分布规律研究,拟合出无量纲射流深度的经验关系式,能够较准确地预测射流下游燃油分布规律,可以为制定喷油方案和稳定器布局设计提供依据,为优化燃油分布,实现加力燃油雾化蒸发后的浓度分布与稳定器布置匹配提供数据

基础。

为进一步探究经验公式的准确性,如图13所示对拟合曲线做误差分析。从图中可以看出,实验数据点绝大部分都处于拟合曲线10%误差带内,误差较大的点主要分布在喷嘴出口附近 $x/d \leq 10$,而在实际的工程应用中所关心是射流充分发展后的穿透深度,即 $x/d > 20$ 的区域,在此区域经验公式和实验点匹配较好。

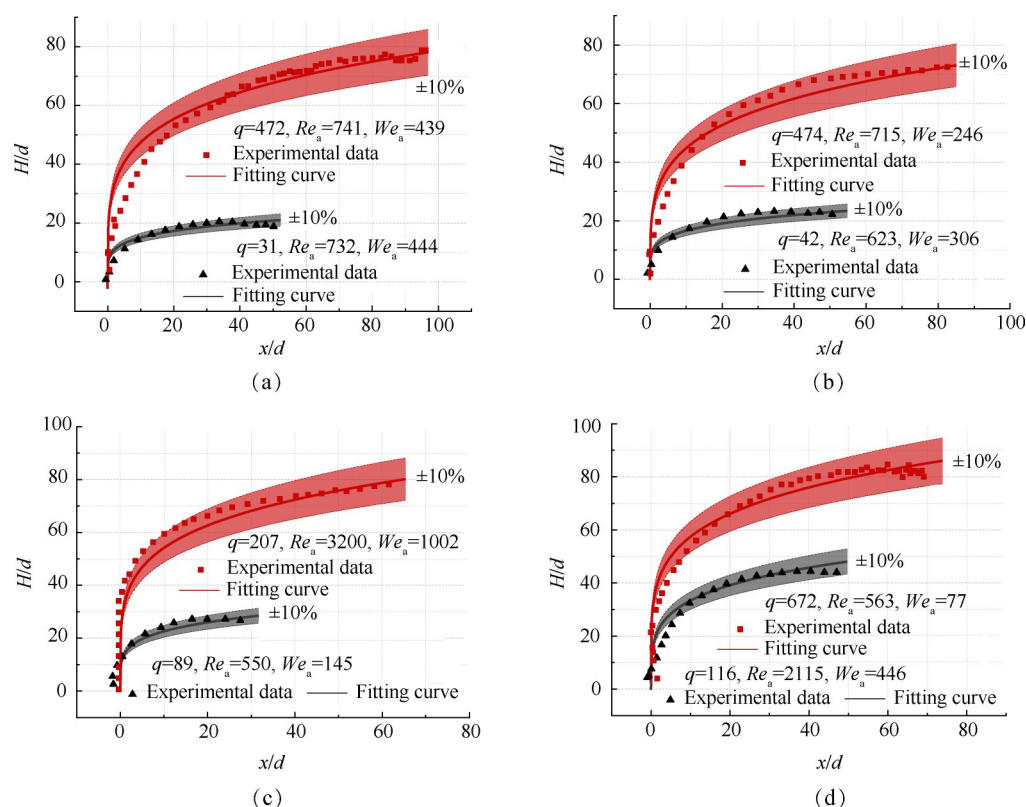


Fig. 13 Error analysis diagram of fitting curve

4 结 论

本文采用PLIF测试技术,研究了航空煤油在高温高速来流下横向射流的穿透深度,得到如下结论:

(1)燃油的惯性力对射流的穿透深度起决定性作用,压差力、黏性力均可加大射流弯曲、减小射流深度,而表面张力会阻碍射流弯曲。

(2)动量比增加,射流的惯性力增大,射流深度随之显著增大,动量比对射流深度有重要作用。

(3)气体雷诺数较小时,黏性力对流场的影响较大,会削弱流场中的扰动,削减动量比的作用。随着气体雷诺数增大,惯性力对流场的影响逐渐大于黏性力,强化动量比对射流深度的影响。

(4)气体雷诺数较小时,黏性力对流场的影响大

于气体惯性力,增加气体雷诺数,射流深度随之增大。随着气体雷诺数的进一步增大,气体惯性力的影响程度逐渐增大,射流深度继续增大但增大幅度减弱。气体雷诺数对射流深度有显著影响。

(5)增大气体韦伯数,气流惯性力增大,压差力增强,压差力、黏性力对射流轨迹的作用强于射流惯性力的作用,射流深度随之小幅度减小。因此气体韦伯数对射流深度影响程度较小。

(6)在温度303~1073K,气流速度100~300m/s,动量比9~843,气体雷诺数357~4863,气体韦伯数61~716的范围内,获得了无量纲穿透深度关于无量纲轴向距离、动量比、气体雷诺数和气体韦伯数的经验关系式,此经验关系式可以较准确地预测中下游燃油射流深度。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] Chen T H, Smith C R, Schommer D G, et al. Multi-Zone Behavior of Transverse Liquid Jet in High-Speed Flow[C]. *Reno: 31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1993.
- [2] Wu P K, Kirkendall K A, Fuller R P, et al. Spray Structures of Liquid Jets Atomized in Subsonic Crossflows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(2): 173-182.
- [3] Lin K C, Kirkendall K, Kennedy P, et al. Spray Structures of Aerated Liquid Fuel Jets in Supersonic Crossflows [C]. *Los Angeles: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1999.
- [4] Lin K C, Kennedy P J, Jackson T. Structures of Aerated-Liquid Jets in Subsonic Crossflows[C]. *Reno: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2001.
- [5] Ghenai C, Sapmaz H, Lin C X. Penetration Height Correlations for Non-Aerated and Aerated Transverse Liquid Jets in Supersonic Cross Flow[J]. *Experiments in Fluids*, 2009, 46(1): 121-129.
- [6] 王延胜, 林宇震, 李 林, 等. 基于 PLIF 技术的航空煤油横向射流穿透深度研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(9): 1395-1402. (WANG Yan-sheng, LIN Yu-zheng, LI Lin, et al. Research on Penetration of Aviation Kerosene Injected into Crossflows Based on PLIF Technique [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(9): 1395-1402.)
- [7] Geery E L, Margett M J. Penetration of a High-Velocity Gas Stream by a Water Jet[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1969, 6(1): 79-81.
- [8] Hojnacki J T. Ramjet Engine Fuel Injection Studies[R]. *AFAPL-TR-72-76*, 1972.
- [9] Stenzler J N, Lee J G, Santavicca D A, et al. Penetration of Liquid Jets in a Crossflow [J]. *Atomization & Sprays*, 2006, 16(8): 887-906.
- [10] Ragucci R, Bellofiore A, Cavaliere A. Breakup and Breakdown of Bent Kerosene Jets in Gas Turbine Conditions[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2231-2238.
- [11] Masuda B J, Mcdonell V G. Penetration of a Recessed Distillate Liquid Jet into a Crossflow at Elevated Pressure and Temperature[C]. *Kyoto: Proceedings of 10th International Conference on Liquid Atomization and Spray System*, 2006.
- [12] Bellofiore A, Cavaliere A, Ragucci R. Air Density Effect on the Atomization of Liquid Jets in Crossflow [J]. *Combustion Science and Technology*, 2007, 179(1-2): 319-342.
- [13] Amighi A, Eslamian M, Ashgriz N. Trajectory of a Liquid Jet in High Pressure and High Temperature Subsonic Air Crossflow[C]. *United States: Event 11th International Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, 2009.
- [14] Lakhamraju A B, Raju R. Liquid Jet Break up Studies in Subsonic Airstream at Elevated Temperatures[D]. *Cincinnati: University of Cincinnati*, 2005.
- [15] Li L, Lin Y, Xin X, et al. Injection of Liquid Kerosene into a High-Pressure Subsonic Air Crossflow from Normal Temperature to Elevated Temperature[C]. *Copenhagen: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition*, 2012.
- [16] Amighi A, Ashgriz N. Trajectory of a Liquid Jet in a High Temperature and Pressure Gaseous Cross Flow [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2019, 141(6).
- [17] Leong M Y, Mcdonell V G, Samuelson G S. Mixing of an Airblast-Atomized Fuel Spray Injected into a Crossflow of Air[R]. *NASA/CR-2000-210467*.
- [18] 周 毅, 何小民, 章宇轩. 高速高温空气横向射流条件下直射式喷嘴燃油轨迹研究[J]. *航空发动机*, 2020, 46(1).
- [19] Fuller R, Wu P K, Kirkendall K, et al. Effects of Injection Angle on the Breakup Processes of Liquid Jets in Subsonic Crossflows [C]. *Seattle: American Institute of Aeronautics and Astronautics 33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1997.
- [20] Wang Q, Mondragon U M, Brown C T, et al. Characterization of Trajectory, Break Point and Break Point Dynamics of a Plain Liquid Jet in a Crossflow [J]. *Atomization & Sprays*, 2011, 21(3): 203-219.
- [21] Gopala Y, Zhang P, Bibik O, et al. Liquid Fuel Jet in Crossflow-Trajectory Correlations Based on the Column Breakup Point[C]. *Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [22] Hwang Y S, Jin Y I. The Penetration Characteristics of Normally Injected Kerosene Liquid Jet in High Weber Number Flow [C]. *Denve: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2009.
- [23] Filipovic I M, Pikula B, Bibic D S. Influence of Geometric and Hydro-Dynamic Parameters of Injector on Calculation of Spray Characteristics of Diesel Engines [J].

- Thermal Science*, 2011, 15(4): 1095–1109.
- [24] Ianko C, Nicholas R, Hanna E, et al. Simultaneous High Speed (5kHz) Fuel-PLIF, OH-PLIF and Stereo PIV Imaging of Pressurized Swirl-Stabilized Flames using Liquid Fuels [C]. *Texas: 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2017.
- [25] 刘存喜. 多级旋流空气雾化喷嘴雾化特性及光学测试方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2012.
- [26] Zhang M, Xu M, Zeng W, et al. Characterization of Methanol and Ethanol Sprays Using Mie-Scattering and Laser Induced Fluorescence under Engine Cold-Start Conditions [C]. *Wuxi: 3rd Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems-Asia*, 2009.
- [27] 刘林峰, 徐胜利, 郑日恒, 等. 超声速气流中凹槽结构煤油喷射和掺混研究[J]. *推进技术*, 2010, 31(6): 721–729. (LIU Lin-feng, XU Sheng-li, ZHENG Ri-heng, et al. Studies on Kerosene Injection and Mixing with Cavity in Supersonic Flow [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(6): 721–729.)
- [28] 黄 勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [29] Xue X, Gao W, Xu Q, et al. Injection of Subcritical and Supercritical Aviation Kerosene into a High-Temperature and High-Pressure Crossflow [C]. *Vancouver: Proceedings of the ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, 2011.

(编辑:白 鹭)