

文章编号: 1000-8055(2023)03-0607-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210592

侧喷式一体化支板火焰稳定器液雾分布试验

张 权, 刘玉英, 谢 奕, 高 昭, 刘广海

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在常温常压、来流马赫数为 0.182 及液气动量比为 10~70 的条件下, 以水为雾化介质, 采用激光片光照相法开展了侧喷式一体化支板火焰稳定器的液雾分布特点研究, 并探讨了液气动量比及喷射位置对液雾分布轨迹的影响规律。研究表明:侧喷式一体化支板火焰稳定器液雾分布的外轨迹与横向射流类似, 内轨迹受稳定器回流区卷吸作用的影响而弯向回流区, 且在低液气动量比条件下影响显著。液气动量比是影响一体化支板火焰稳定器喷雾内外轨迹的重要因素, 液气动量比增加, 液雾穿透深度增加。喷射位置对液雾外轨迹的影响较小, 但对内轨迹影响显著; 过近或过远的喷射距离均不利于回流区对液雾的卷吸, 这与液雾喷射和稳定器的近距耦合有关。

关 键 词: 一体化支板火焰稳定器; 液雾分布轨迹; 液气动量比; 喷射位置; 一体化设计

中图分类号: V231.23

文献标志码: A

Experiment on spray distribution of an integrated strut flameholder with cross injection

ZHANG Quan, LIU Yuying, XIE Yi, GAO Zhao, LIU Guanghai

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The liquid spray distribution characteristics of a kind of integrated strut flameholder (ISF) with cross injection were studied with water, under the conditions of ambient temperature and pressure, incoming flow Mach number 0.182 and liquid-air momentum ratio range from 10 to 70, using laser sheet/photography. The effect of liquid-air momentum ratio and injection position on the distribution trajectory of liquid spray was discussed. The results showed that the outer trajectory of the liquid spray of ISF was similar to that of the crossflow, and the inner trajectory was bent back to the recirculation zone owing to the entrainments of the recirculation zone, which was more significant for low liquid-air momentum ratio condition. The liquid-air momentum ratio served as an important factor for inner and outer trajectory of the spray; the penetration depth of the liquid spray of ISF increased with the increase of liquid-air momentum ratio. The injection position of ISF had little influence on the outer trajectory of the liquid spray, but had a significant influence on the inner trajectory. It was not good for the entrainments of spray into recirculation zone when the injection distance was too far or too close, which was related to the closely coupling of the liquid injection and the flameholder.

Keywords: integrated strut flameholder; trajectory of spray distribution;
liquid-air momentum ratio; injection position; all-in-one design

加力燃烧是飞机获得超声速飞行能力的一种有效手段, 也是战斗机在起飞、追击、加速、爬升

等高性能机动动作时短时增推的有力手段。随着航空技术的不断发展, 新一代加力燃烧室的设计

收稿日期: 2021-10-17

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-III-0016-0060)

作者简介: 张权(1996—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机雾化研究。

通信作者: 刘玉英(1974—), 女, 教授, 博士, 主要从事发动机燃烧研究。E-mail: yyliu@buaa.edu.cn

引用格式: 张权, 刘玉英, 谢奕, 等. 侧喷式一体化支板火焰稳定器液雾分布试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(3): 607-617. ZHANG Quan, LIU Yuying, XIE Yi, et al. Experiment on spray distribution of an integrated strut flameholder with cross injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(3): 607-617.

需要进一步整合零部件、减轻质量并减小损失,一体化加力燃烧技术已成为国内外加力燃烧技术的重要研究方向^[1-6]。

相较于传统的加力燃烧室,一体化加力室设计要求其结构更为紧凑,因此以涡轮支板与火焰稳定器一体化设计为主要特点的一体化加力燃烧室方案在国内外公开报道的专利、研究计划及文献中已被明确提出。在这类加力燃烧室中,由于支板与火焰稳定器功能合一,因此其火焰稳定器也常被称为支板稳定器^[4-16]。一体化加力燃烧室由于进口来流温度与来流速度更高,在喷油系统结焦积碳、燃油自燃时间缩短、油气掺混距离变短及降低喷油稳定系统的损失等方面面临着诸多挑战,因此喷油系统与稳定器的一体化设计已成为必然。一体化支板火焰稳定器正是基于上述两个一体化概念而提出的新型火焰稳定器概念。

与传统加力燃烧室中的稳定器上游喷射不同^[17],一体化支板火焰稳定器由于燃油喷射装置一般内置于支板稳定器中,且离稳定器尾缘距离较近,液雾一方面可能在尚未完成雾化与蒸发时即被卷入回流区进而与回流区相互作用从而不利于燃烧,另一方面也可能会有更多的燃油蒸汽或小液滴被卷入稳定器回流区从而有利于形成稳定的点火源,提高燃烧性能。因此,开展一体化支板火焰稳定器的燃油雾化分布基础研究,特别是开展燃油喷射位置对一体化支板火焰稳定器燃油分布的影响规律研究是该类稳定器设计的关键。

目前,在针对支板、火焰稳定器和喷油系统的一体化或部分一体化设计的相关研究中,Clement等^[7-8]、Koshoffer^[9]、Zinn等^[10]、Lovett等^[11]、刘玉英等^[12-16]的研究工作具有很强的代表性,但这些工作主要以专利概念、燃烧室方案设计及稳定器燃烧性能评估为主,对相关的燃油分布特性研究几乎处于空白,对喷油系统与稳定器的一体化结构的喷雾特性研究尤为缺乏。值得一提的是,Lovett等^[11]针对一种U型一体化稳定器,基于PDPA(相位多普勒粒子分析仪)开展了初步的喷雾特性研究,并开展了其燃烧性能的系列研究。该研究指出,当燃油与稳定器近距离耦合喷射时,稳定器的剪切回流区对于喷雾轨迹具有重要影响,大液滴出现在燃料射流的外围,小液滴受到剪切回流层的作用卷吸进入尾迹流动中,有利于稳定点火。但是,该研究对于喷射位置对于液雾分布的影响并未做进一步的探讨。

基于上述,本文在常温常压、来流马赫数为

0.182及液气动量比为10~70的条件下,以水为雾化介质,拟采用激光片光照相法开展侧喷式一体化支板火焰稳定器的液雾分布特点研究,并探讨了液气动量比及喷射位置对液雾分布轨迹的影响规律,旨在为一体化支板火焰稳定器的燃油喷射方案设计及一体化支板火焰稳定器的燃烧性能研究奠定基础。

1 模型试验件及试验系统简介

1.1 一体化支板火焰稳定器模型试验件

图1(a)给出了试验用一体化支板火焰稳定器(integrated strut flameholder, ISF)的结构示意图。支板稳定器尾缘宽 $D=40$ mm,稳定器长 $L=150$ mm,展向长度 $Z=36$ mm。内置式直射式喷嘴位于展向中心线位置,由稳定器表面采用侧喷方式喷出,其中喷嘴采用直射式喷嘴,直径 $d_j=0.6$ mm,喷口长度为2.5 mm,根据流量标定试验测得流量系数为0.77。燃油喷射位置与支板稳定器尾缘的距离 L_n 分别为30、40、50 mm。为表述方便,根据喷射位置不同,支板稳定器分别采用代号ISF-30、ISF-40和ISF-50表示。在试验中,考虑对称性,雾化试验件为支板厚度的一半,即 $D^*=0.5D=0.5\times 40$ mm=20 mm。

试验件的试验通道如图1(b)所示,其中 V_{in} 为进口气流速度,试验中定义液气动量比为液体动量与支板尾缘处的气体动量之比,即

$$q = \rho_j V_j^2 / (\rho_{air} V_{air}^2) \quad (1)$$

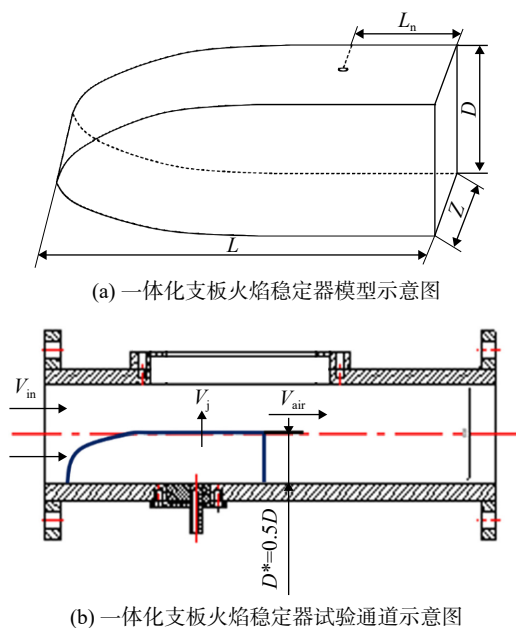


图1 一体化支板火焰稳定器示意图

Fig. 1 Diagram of ISF

其中 q 为液气动量比, ρ_j 为液体密度, V_j 为液体喷射初速度, ρ_{air} 为尾缘处的气体密度, V_{air} 为支板尾缘处的气流速度。

马赫数 Ma 定义为流体质点的运动速度与流体质点当地的声速之比, 温度 T 为热力学中的开氏温度。

1.2 液雾分布的激光片光照相法试验系统

试验在如图2所示的可加温加压立式两相喷雾试验台上进行。试验系统主要由试验工质供给系统、空气供给系统、试验段组成。本试验采用

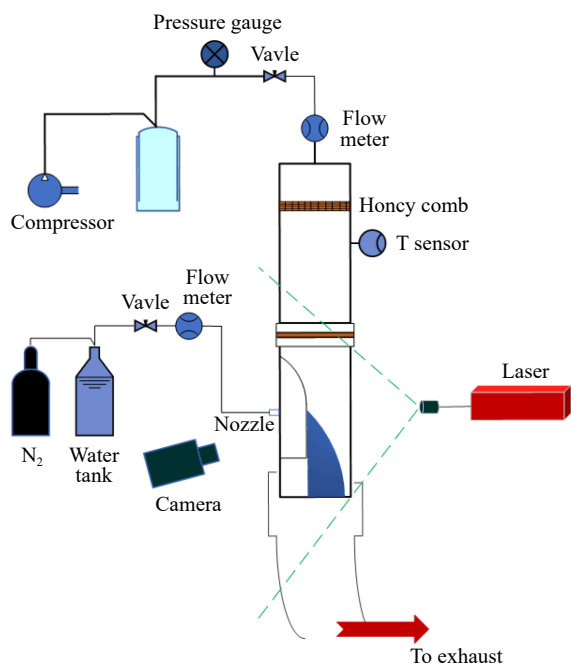


图2 雾化测试系统示意图

Fig. 2 Diagram of atomization test system

的试验段包括整流段和测试段, 其中整流段长 770 mm, 通道内装有长 60 mm 的整流格栅。测试段长 300 mm, 通道面积为 36 mm×60 mm, 通道一个侧壁面开有 100 mm×60 mm 窗口并安装石英玻璃, 用于片光进入, 侧壁装有近距耦合喷射支板, 空气供给系统为北京航空航天大学热动力工程研究所的暂冲式气源及储气罐, 为试验段提供稳定的空气气流。液雾分布的激光片光照相法测试系统主要包括激光发生器(Dantec, Particle Dynamic Analyzer 激光器)、柱面透镜和照相机(Canon EOS 7D Mark II), 试验中光圈值为 $F/4$ (F 为光圈系数), 无闪光模式拍照, 曝光时间为 $1/4\ 000\text{ s}$, 感光度为 8 000。试验中激光片光位于喷孔中心截面, 相机垂直于片光截面进行拍照, 距离试验件中心线为 680 mm。

2 试验结果分析

2.1 试验结果分析方法

激光片光照相法作为一种简化的 Mie 散射测雾方法, 具有方便快捷、易于实现的特点, 其试验结果主要可用于分析液雾分布的范围。本研究参照传统直射式喷嘴横向喷射特点^[18-22], 并结合一体化支板火焰稳定器与燃油喷射近距耦合的特点, 主要分析支板液雾分布的外边界和内边界, 以分别分析液雾沿喷射方向的穿透深度以及稳定器回流区液雾的分布特点。

试验结果的图像处理主要采用灰度处理及其阈值法^[23-24]。图3给出了典型工况条件下($ISF-40$, $q=30$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)试验结果的原始照片、

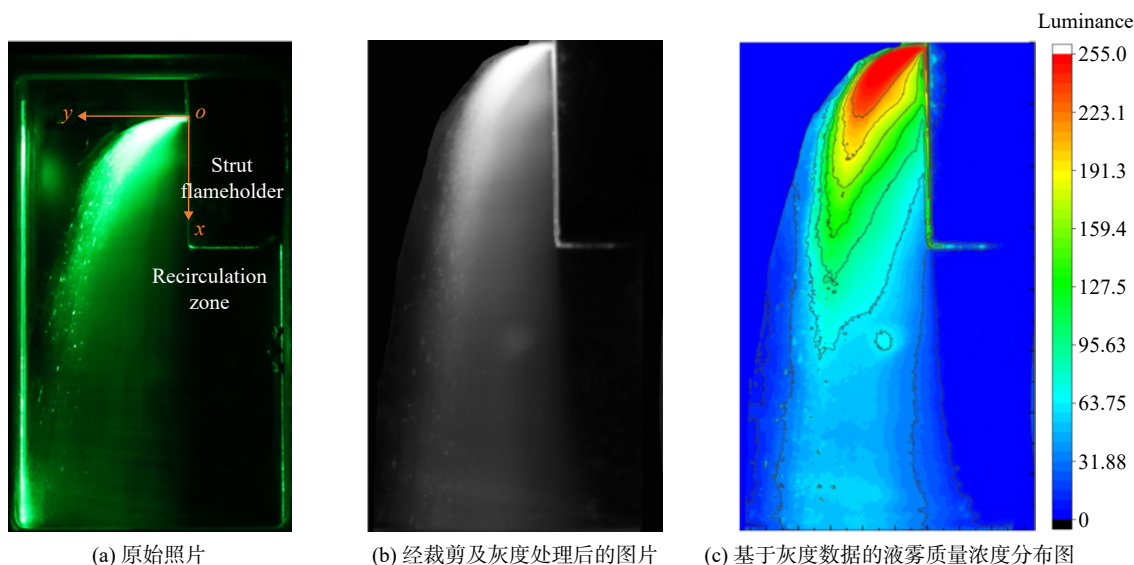


图3 图片处理过程($ISF-40$, $q=30$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 3 Process of image processing ($ISF-40$, $q=30$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

经裁剪及灰度处理^[24]后的图片以及基于灰度数据的液雾质量浓度分布云图(用亮度替代,数值仅表示相对关系)。在 Mie 散射测试方法中,粒子散射出来的激光光强与喷雾中液滴大小和液滴数密度成正比,在稳态条件下可认为同一位置上粒子大小与密度变化是一致的,因此可以将散射光强度性地表示为液滴的质量浓度分布^[25]。

试验数据处理中选取如图 3(a)所示的坐标系,以液体喷口为原点,空气来流方向为 x 方向,喷射方向为 y 方向。支板稳定器液雾分布的外边

界和内边界均采用灰度阈值法获得^[24]。定义 C 为单位像素与灰度峰值的百分比,选取内外边界提取阈值分别为 0.2 和 0.033,提取的边界如图 4 所示。当外边界阈值为 0.2 时,外轨迹的离散液滴数量比较少,对轨迹的确定不会造成很大的影响,证明此时外轨迹的阈值选取是合理的^[25];当内边界阈值为 0.033 时,所得液雾分布范围与质量浓度分布云图基本一致,证明此内边界的阈值选取合理。

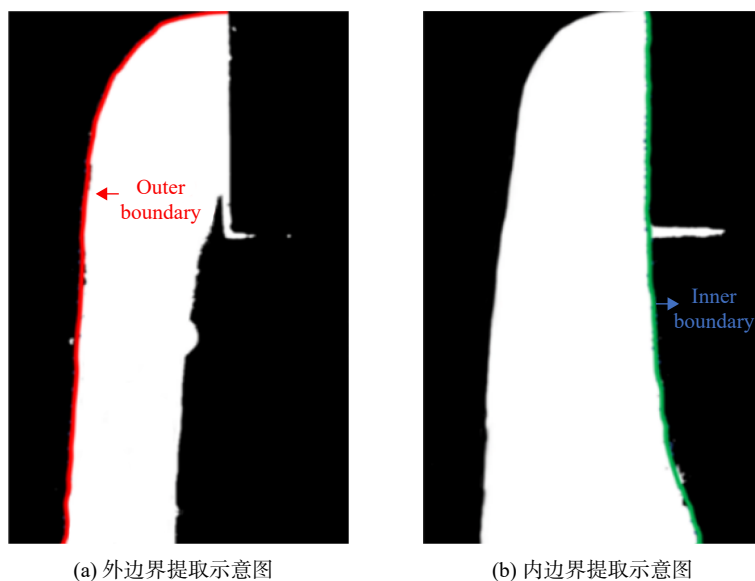


图 4 内外边界示意图(ISF-40, $q=30$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 4 Diagram of inner and outer boundaries (ISF-40, $q=30$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

2.2 侧喷式一体化支板火焰稳定器液雾分布的典型特点分析

与火焰稳定器上游喷射不同,一体化支板火焰稳定器由于将喷雾装置内置于支板中,且喷射位置距离支板稳定器尾缘较近,因此液雾喷射可能受稳定器回流区的影响。根据 Lovett 等^[11]对一体化火焰稳定器的研究可知,首先该类稳定器的流场可以分为三个区域,第一部分为支板后方形成的回流区及附近的剪切层(recirculation zone shear-layer region)范围为 1~1.5 倍稳定器厚度;第二部分为收尾区(close-out region),从回流区的末端开始,流线的先收缩后扩张,范围为 2~4 倍稳定器厚度;第三部分为火焰传播区(flame-spreading region),主要特征为流线发散,如图 5(a)所示;其次该类稳定器回流区对液雾径向分布具有较大的影响,如图 5(b)所示的液雾速度矢量显示,液滴在支板尾缘处的回流区影响下会进入回

流区中,且稳定器附近的速度矢量明显指向回流区。显然,这类一体化火焰稳定器的剪切回流区及收尾区的流场耦合作用使得燃油分布兼具横向射流及钝体回流区流场的特征,但与独立的传统横向射流液雾分布不同。这是因为,独立的横向射流其来流流场不存在收缩扩张的情况,因此不存在沿流向的剪切回流区,液雾内轨迹不存在向下扩展。

图 5 给出了在来流温度 $T=300$ K、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim70$ 时,本文提出的侧喷式一体化支板火焰稳定器 ISF-40 的液雾分布典型结构。可以看出,该一体化支板火焰稳定器的液雾分布外边界与横向射流类似,随着液气动量比增大,液雾高质量浓度区域面积增大,并且沿喷射方向液雾分布范围扩大,穿透深度增加;同时,其液雾分布内轨迹在不同液气动量比条件下均向回流区位置扩展,即稳定器回流区对液雾

具有明显的卷吸作用。此外,以图 5(b)为例,进一步发现该一体化支板火焰稳定器内边界液雾在 $x/D=0.75\sim 1.3$ 范围内聚集较多。根据 Lovett 等的研究结果,该范围为剪切回流区的下游位置,由图 6(图中 L_{rz} 为回流区长度)可知,这类稳定器的

流场在回流区下游向中心收缩,剪切层厚度增大,其剪切雾化更为明显,受回流区的影响更大,液雾在回流区后部的径向分布范围更大,进入回流区的液雾更多。因此,这一现象也进一步证实了支板稳定器后部回流区对燃油雾化具有较大的影响。

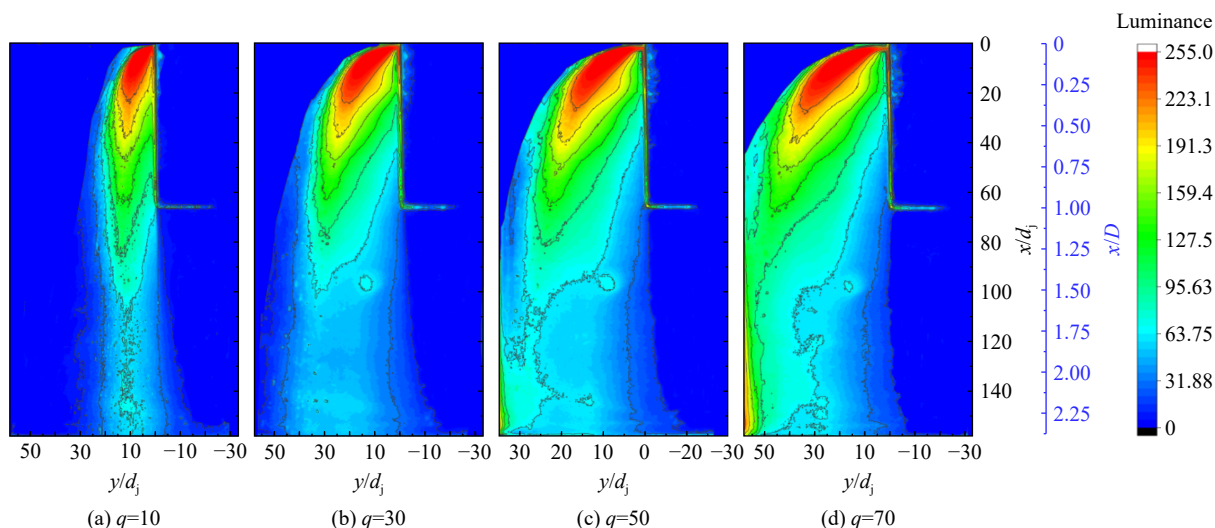


图 5 不同液气动量比下的质量浓度云图 (ISF-40, $q=10\sim 70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 5 Mass cloud map of concentration about different liquid-air momentum ratios (ISF-40, $q=10\sim 70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

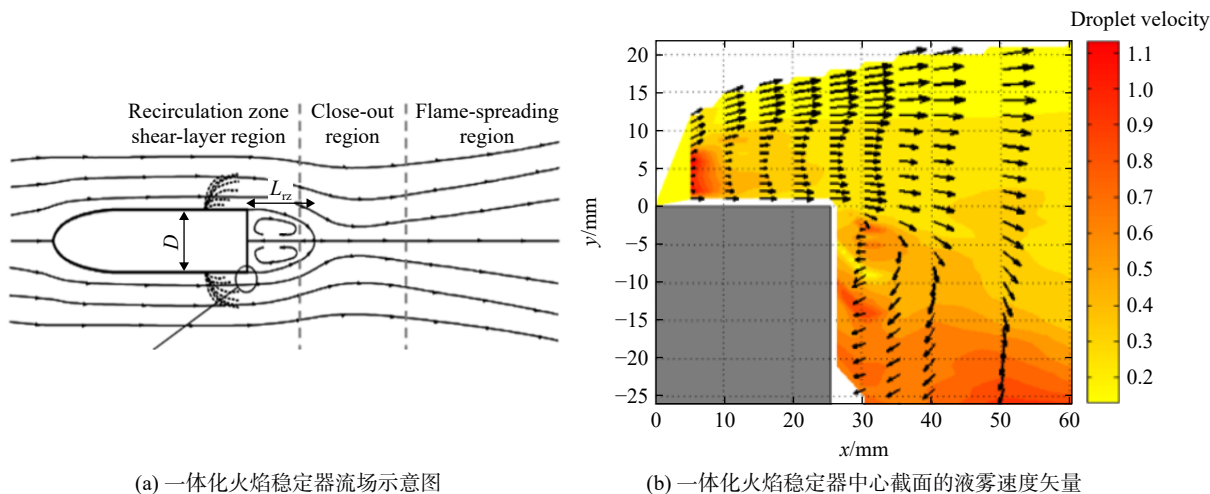


图 6 一体化火焰稳定器速度与液雾分布特性^[11]

Fig. 6 Characteristics of velocity and spray distribution in ISF^[11]

2.3 液气动量比对一体化支板火焰稳定器液雾分布的影响

图 7 给出了在来流温度 $T=300\text{ K}$ 、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim 70$ 时支板稳定器 ISF-30 的液雾分布云图。由图可见,随着液气动量比增大,液雾分布的高质量浓度区域沿喷射

方向穿透深度增加,分布范围变大,这与来流马赫数一定时液体喷射速度增大进而引起喷射方向动量增大有关。此外,当液气动量比增加至 $q=70$ 时,壁面有大量高亮区域,表明此时液雾已发生了明显撞壁,其液雾分布的外轨迹分析失真,因此后续试验结果的外轨迹分析中不再予以考虑。

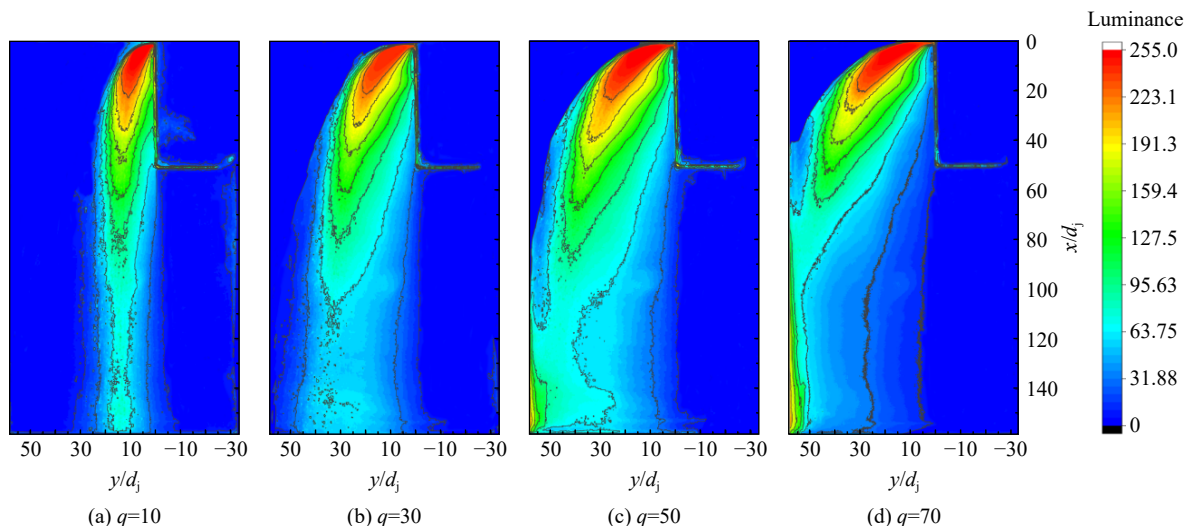


图7 不同液气动量比下的质量浓度云图(ISF-30, $q=10\sim70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 7 A cloud map of the concentration about different liquid-air momentum ratio (ISF-30, $q=10\sim70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

2.3.1 液气动量比对液雾分布外轨迹的影响

图8~图10分别给出了在来流温度 $T=300\text{ K}$ 、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim50$ 时 ISF-30、ISF-40 和 ISF-50 三个支板稳定器的液雾分布外轨迹的基本规律,其中图中的竖虚线表示支板尾缘位置,以喷射位置为坐标原点,三个支板稳定器的尾缘位置分别位于下游 50、67、83 倍 x/d_j 处。由图可见,与图7类似,随着液气动量比增大,三个支板稳定器液雾分布的外轨迹沿喷射方向均增大。在沿来流方向的任一位置 x/d_j 处,定义液雾外轨迹穿透深度为喷口截面至射流外轨迹的垂直距离 y_j 。与横向射流类似,液气动量比对一体化支板火焰稳定器液雾分布的外轨迹穿透深度影响显著。以 ISF-40 为例,在 $x/D=2.15$ 处,当液气动量比 q 由 10 增加至 30,其外轨迹穿透深度增加 57.1%;当液气动量比 q 由 30 增加至 50 时,其外轨迹穿透深度增加 42.2%;即液气动量比增加 50% 时,其穿透深度约增加 49.5%,此外,由图8~图10还可以看出,当液气动量比较高时,液雾分布外轨迹在一体化支板火焰稳定器下游基本不变;当液气动量比较低时($q=10$),液雾分布外轨迹在一体化支板火焰稳定器下游存在明显的下凹,且以 ISF-40 支板稳定器的液雾分布外轨迹下凹最为明显。造成这一现象的可能原因在于,当液气动量比较低时,液雾穿透深度小,雾化液滴距离稳定器回流区更近,更易受到回流区卷吸作用的影响。此外,这一现象也表明,一体化支板火焰稳定器液雾分布的外轨迹在液气动量比较低时受喷射位置的影响更为明显。

此外,为了进一步分析液气动量比对该一体化支板火焰稳定器液雾分布外轨迹的影响规律,将其与相同工况参数条件下的横向射流轨迹进行对比分析。以 ISF-30 为例,图11给出了基于 Wu 等^[26] 及 Yoon 等^[27] 提出的半经验横向射流轨迹预测公式(2)和公式(3)的计算结果与本文试验研究结果的对比情况。其中式(2)的适用范围为常温

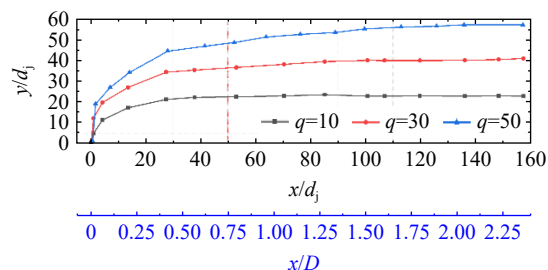


图8 液气动量比对液雾分布外轨迹的影响
(ISF-30, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 8 Effect of different liquid-air momentum ratios on outer boundary of spray distribution (ISF-30, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

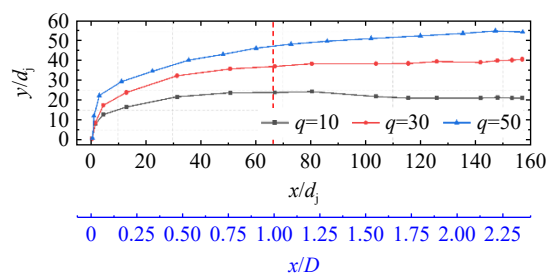


图9 液气动量比对液雾分布外轨迹的影响
(ISF-40, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 9 Effect of different liquid-air momentum ratios on outer boundary of spray distribution (ISF-40, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

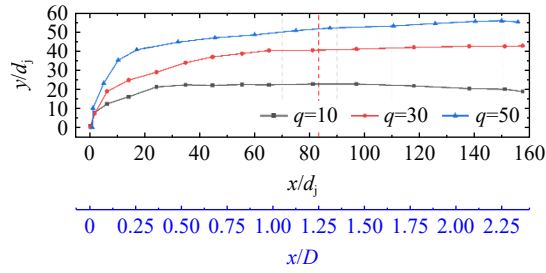


图 10 液气动量比对液雾分布外轨迹的影响
(ISF-50, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 10 Effect of different liquid-air momentum ratios on outer boundary of spray distribution (ISF-50, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

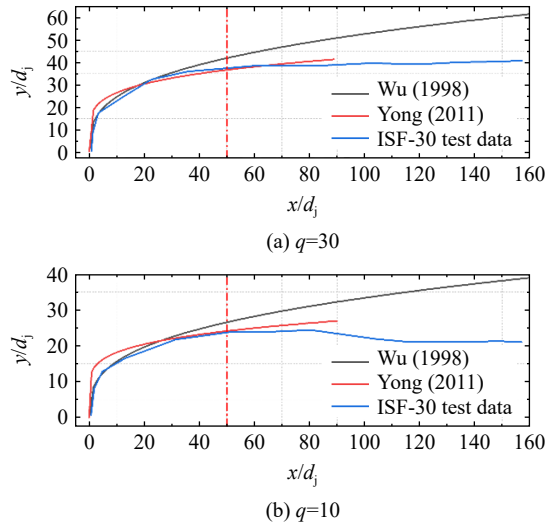


图 11 试验数据与经验关系式对比

Fig. 11 Comparison between test data and experience relationship

常压、 $q=4.9\sim 48.8$ 、 $x/d_j=0\sim 500$ 且 $Ma=0.18\sim 0.2$;
式(3)的适用范围为常温常压、 $q=2\sim 40$ 、 $x/d_j=0\sim 90$
且 $Ma=0.1\sim 0.51$ 。

$$\frac{y}{d_j} = 4.3 \sqrt{q^{0.33} \left(\frac{x}{d_j} \right)^{0.33}} \quad (2)$$

$$\frac{y}{d_j} = 2.267 \sqrt{q^{0.409} \left(\frac{x}{d_j} \right)^{0.24}} \quad (3)$$

图 11 为 ISF-30 支板稳定器在 $q=10$ 和 $q=30$ 时的对比结果, 其中红色虚线代表尾缘位置。由于式(3)的适用范围为 $x/d_j=0\sim 90$, 因此只显示了前半段的距离。可以看出, 在支板稳定器尾缘上游, 一体化支板火焰稳定器液雾外轨迹与两个半经验公式拟合出的横向射流轨迹差别不大, 支板稳定器液雾外轨迹与基于 Wu 半经验公式的横向射流轨迹相比, 其最大相对误差为 14.9% 与 5.6%;

与基于 Yoon 半经验公式的横向射流轨迹相比, 其最大相对误差为 15.3% 与 8.9%。这表明支板稳定器液雾分布轨迹在支板尾缘前与横向射流的破碎情况类似。但是, 在支板尾缘后的下游区域, 支板稳定器液雾外轨迹与横向射流轨迹差别较大, 与 Wu 半经验公式的最大相对误差达 70.8% 与 66.3%。如前所述, 支板稳定器尾缘后部的回流区卷吸作用对射流轨迹外边界影响较大, 射流外轨迹在尾缘之后的抬升量降低, 与横向射流不同。

2.3.2 液气动量比对液雾分布内轨迹的影响

图 12~图 14 给出了在来流温度 $T=300\text{ K}$ 、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim 70$ 时支板稳定器液雾分布内轨迹的基本规律, 与前述一致, 图中竖虚线表示支板尾缘位置, 以喷射位置为坐标原点。由图可见, 随着液气动量比增大, 支板稳定器的液雾分布内轨迹同样沿喷射方向抬升, 但与外轨迹不同, 液气动量比对液雾分布的内轨迹影响并不显著。喷射位置距离支板尾缘最近的 ISF-30 支板稳定器液雾分布的内轨迹受液气动量比影响最为明显, ISF-40 支板稳定器液雾分布的内轨迹受液气动量比影响最小, 而喷射距离最远的 ISF-50 支板稳定器液雾分布内轨迹受液气动量比影响居中。在沿来流方向的任一位置 x/d_j 处, 定义液雾内轨迹穿透深度为喷嘴截面 ($y=0$) 至射流内轨迹的垂直距离的绝对值 $|y_i|$ 。以内轨迹受液气动量比影响最为显著的 ISF-30 支板稳定器为例, 当液气动量比 q 由 10 增加至 30, 在 $x/D=2.4$ 处, 其内轨迹穿透深度仅增加 16.7%, 当液气动量比 q 由 30 增加至 50 时, 其内轨迹穿透深度增加 44.2%, 当液气动量比 q 由 50 增加至 70 时, 其内轨迹穿透深度增加 32.93%, 整体的变化并不显著。在液气动量比较低时, 支板液雾分布内轨迹均沿 y 方向明显向回流区附近下凹, 液

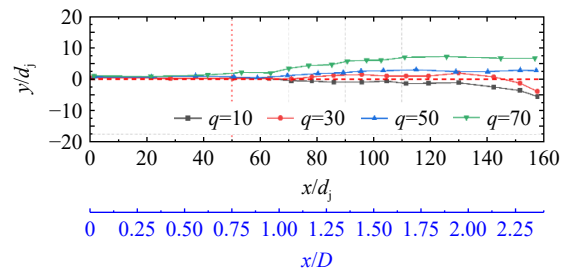


图 12 液气动量比对液雾分布内轨迹的影响
(ISF-30, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 12 Effect of different liquid-air momentum ratios on inner boundary of spray distribution (ISF-30, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

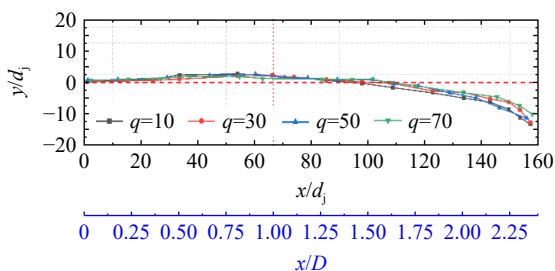


图 13 液气动量比对液雾分布内轨迹的影响
(ISF-40, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 13 Effect of different liquid-air momentum ratios on inner boundary of spray distribution (ISF-40, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

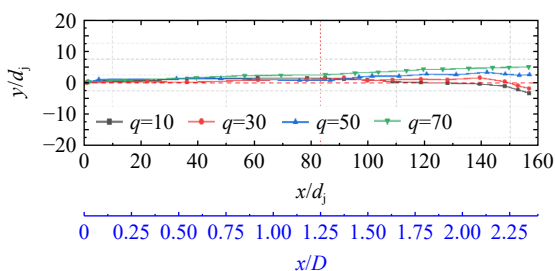


图 14 液气动量比对液雾分布内轨迹的影响
(ISF-50, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 14 Effect of different liquid-air momentum ratios on inner boundary of spray distribution (ISF-50, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

雾进入回流区。其中 ISF-40 支板稳定器的液雾分布内轨迹在不同液气动量比条件下均沿 y 方向下凹, 这也表明该喷射位置的回流区对液雾卷吸作用最强。

2.4 喷射位置对一体化支板火焰稳定器液雾分布的影响

2.4.1 喷射位置对液雾分布外轨迹的影响

图 15~图 17 分别给出了在来流温度 $T=300$ K、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim70$ 时, 喷射位置对支板稳定器液雾分布外轨迹的影响规律, 图中竖虚线①、②和③分别表示喷射位置距

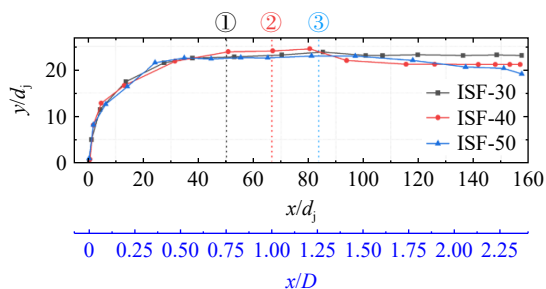


图 15 喷射位置对液雾分布外轨迹的影响
($q=10$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 15 Effect of different injection positions on outer boundary of spray distribution ($q=10$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

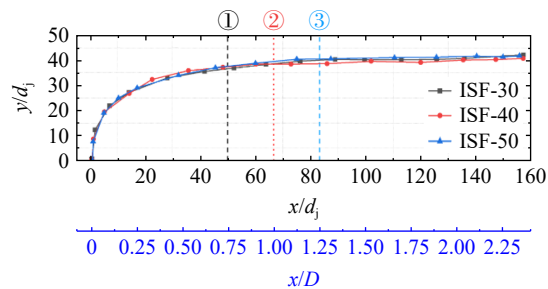


图 16 喷射位置对液雾分布外轨迹的影响
($q=30$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 16 Effect of different injection positions on outer boundary of spray distribution ($q=30$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

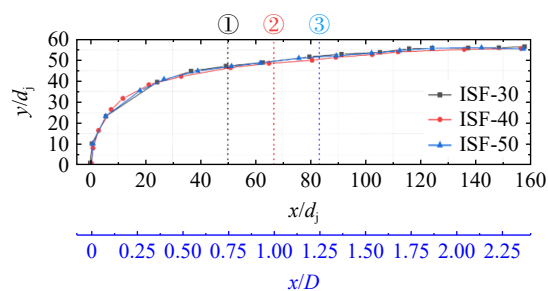


图 17 喷射位置对液雾分布外轨迹的影响
($q=50$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

Fig. 17 Effect of different injection positions on outer boundary of spray distribution ($q=50$, $T=300$ K, $Ma=0.182$)

离支板稳定器尾缘为 30、40、50 mm, 即分别代表支板稳定器 ISF-30、ISF-40 和 ISF-50。

由图 15~图 17 可以看出, 在液气动量比一定的条件下, 喷射距离对支板稳定器液雾分布的外轨迹影响较小, 特别是液气动量比较大时几乎没有影响; 当液气动量比较低时($q=10$), 不同喷射位置的支板稳定器液雾分布外轨迹沿 y 方向均略有下凹, 且喷射位置距离尾缘越远, 液雾分布外轨迹受回流区影响越大。由图 13 可以看出, 当 $q=10$ 时, 在 $x/D=2.4$ 的位置, 支板稳定器 ISF-30、ISF-40 和 ISF-50 的液雾分布外轨迹与尾缘位置相比, 分别下凹了约 1%、1.2% 和 1.5%。

横向喷射的液雾外轨迹主要表征尚未破碎的液柱段以及液柱破碎后形成的大液滴的运动轨迹, 因此液气动量比是液雾分布外轨迹的主要影响因素。当液气动量比保持不变时, 来流速度与液体喷射速度保持不变, 液柱或大液滴的穿透深度基本不变。液气动量比较大时, 支板稳定器回流区与液雾射流外轨迹在 y 方向上的距离较远, 回流区卷吸大液滴的可能性较小。但是, 当液气动量比较小时, 由于液雾穿透深度降低, 回流区离外

轨迹距离较近,可能会受回流区卷吸作用的影响。此外,喷射距离越远,外轨迹附近液雾的雾化时间更为充分,在低液气动量比条件下,更易形成更多的小液滴从而被卷吸进入回流区。

2.4.2 喷射位置对液雾分布内轨迹的影响

图 18~图 21 分别给出了在来流温度 $T=300\text{ K}$ 、来流马赫数 $Ma=0.182$ 和液气动量比 $q=10\sim 70$ 时,喷射位置对支板稳定器液雾分布内轨迹的影响规律。由图可见,一体化支稳定器的内轨迹与喷射位置紧密相关,这与文中第 2.3.2 节的分析一致。

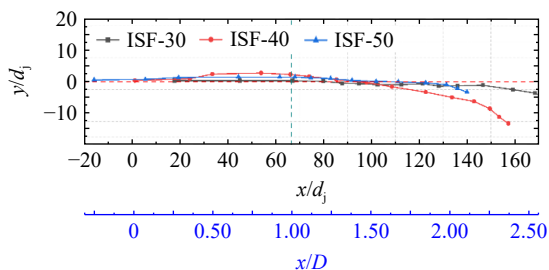


图 18 喷射位置对液雾分布内轨迹的影响
($q=10$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 18 Effect of different injection positions on inner boundary of spray distribution ($q=10$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

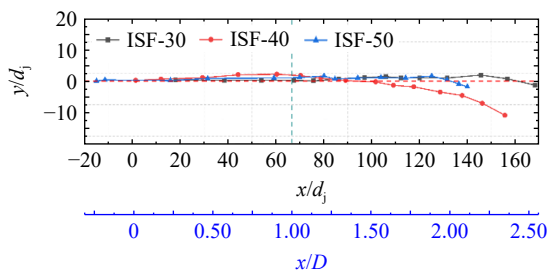


图 19 喷射位置对液雾分布内轨迹的影响
($q=30$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 19 Effect of different injection positions on inner boundary of spray distribution ($q=30$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

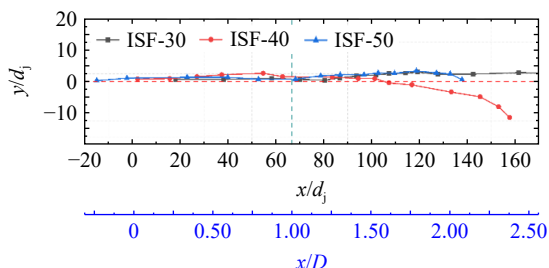


图 20 喷射位置对液雾分布内轨迹的影响
($q=50$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 20 Effect of different injection positions on inner boundary of spray distribution ($q=50$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

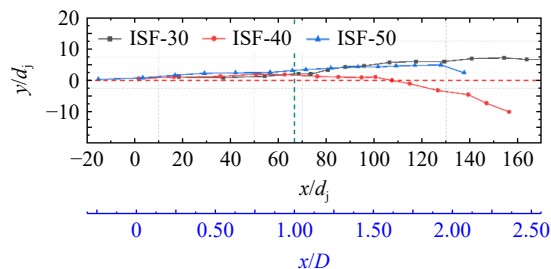


图 21 喷射位置对液雾分布内轨迹的影响
($q=70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

Fig. 21 Effect of different injection positions on inner boundary of spray distribution ($q=70$, $T=300\text{ K}$, $Ma=0.182$)

在液气动量比一定的条件下,不同喷射位置的支板稳定器液雾内轨迹沿 y 轴均出现不同程度的向下弯曲,其中 ISF-40 支板稳定器的液雾内轨迹弯向回流区侧的程度最大,也即其回流区卷吸入的液雾最多。

喷射位置距离稳定器尾缘最近的 ISF-30 支板稳定器的液雾分布内轨迹沿 y 轴离回流区最远,即回流区液雾分布最少。特别地,当液气动量比较大时,ISF-30 支板稳定器的液雾分布内轨迹沿 y 轴远离回流区,回流区无法卷入液雾,这可能会造成该一体化稳定器需要在稳定器较远的下游才能完成燃烧,火焰较长。

此外,对喷射位置距离稳定器尾缘最远的 ISF-50 支板稳定器而言,尽管其具有类似传统供油方式更远的喷射及雾化距离,但其液雾分布的内轨迹表明,该稳定器沿 y 轴卷入回流区的液雾却少于 ISF-40 支板稳定器。

造成上述现象的可能原因在于:当喷射距离太小时,横向喷射的液雾在支板稳定器回流区附近尚未来得及雾化成小液滴,因此回流区对液雾的卷吸作用较弱;当喷射距离增大时,喷油系统与支板稳定器的一体化设计使得液体雾化过程受稳定器影响增强;当喷射距离过长时,横向喷雾射流雾化液滴附着于支板稳定器表面的可能性增大,沿程更易形成更多的液滴附着,从而增厚支板尾缘处的液膜,进而形成更多的大液滴,不利于液膜的剪切雾化以及回流区的卷吸。但是,鉴于本研究采用的片光照相法仅为简单的 Mie 散射法,支板表面的液膜及回流区液雾形成仅在试验中肉眼可见,仍需要进一步开展基于高速摄影法以及相位多普勒测量系统(PDA)的液雾分布信息更为精细的测量。

3 结 论

在常温常压、来流马赫数为 0.182 及液气动量比为 10~70 的条件下,以水为雾化介质,采用激光片光照相法开展了侧喷式一体化支板火焰稳定器的液雾分布特点研究,得到以下结论:

1) 侧喷式一体化支板火焰稳定器液雾分布的外轨迹与横向射流类似,但支板后部回流区会对横向射流产生卷吸作用,使得部分液雾弯向回流区。

2) 液气动量比对于一体化支板火焰稳定器液雾分布外轨迹影响显著,随着液气动量比增加,射流穿透深度逐渐增大;在液气动量比较高时,外轨迹在一体化支板火焰稳定器下游基本不变;在液气动量比较低时($q=10$),外轨迹存在明显的下凹,以 ISF-40 支板稳定器下凹最为明显。内轨迹受液气动量比的影响并不显著,当液气动量比较小时,由于液雾更靠近回流区,受回流区的卷吸作用更强,液雾分布轨迹均向回流区下凹。但是,ISF-40 支板稳定器的液雾内轨迹在不同液气动量比下均沿回流区下凹。

3) 喷射位置对射流轨迹外边界的影响在液气动量比较大时并不显著;在液气动量比较小时,喷射距离越远,雾化越充分,形成的小液滴更容易卷入回流区,轨迹下凹程度越大;喷射位置对内轨迹的影响成因复杂,其中 ISF-40 支板稳定器向回流区下凹最为明显,但仍需要进一步开展研究。

参考文献:

- [1] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced after-burner designs[R]. AIAA 2004-4192, 2004.
- [2] 胡晓煜. 美国全面实施下一代军用航空发动机技术发展计划[J]. 国际航空, 2007(12): 40-42.
HU Xiaoyu. US' new advanced turbine engine technology development program[J]. International Aviation, 2007(12): 40-42. (in Chinese)
- [3] EBRAHIMI H B. Overview of gas turbine augmentor design, operation and combustion oscillation[R]. Toronto, Canada: 19th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 2006.
- [4] 张孝春, 孙雨超, 刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30, 60.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30, 60. (in Chinese)
- [5] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74.
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [6] 季鹤鸣, 樊于军, 杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.
JI Heming, FAN Yujun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
- [7] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner: US5385015A [P]. 1995-01-31.
- [8] CLEMENTS T R. Method for distributing fuel within an augmentor: US5685140[P]. 1997-11-11.
- [9] KOSHOFER J M. Method and apparatus for gas turbine engine: US6983601[P]. 2006-01-10.
- [10] ZINN B T, VAKILI A D, YU F M. Stability limits and fuel placement in carbureted fuel injection system (CFIS) flameholder[R]. AIAA 86-0280, 1986.
- [11] LOVETT J A, CROSS C, LUBARSKY E, et al. A review of mechanisms controlling bluff-body stabilized flames with closely-coupled fuel injection[R]. ASME GT2011-46676, 2011.
- [12] 刘广海, 刘玉英, 谢奕. 凹腔对一体化支板火焰稳定器燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1838-1844.
LIU Guanghai, LIU Yuying, XIE Yi. Effect of cavity on combustion characteristics of integrated strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1838-1844. (in Chinese)
- [13] 刘玉英, 周春阳, 谢奕, 等. 一体化凹腔支板稳定器贫油熄火性能初步试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 75-80.
LIU Yuying, ZHOU Chunyang, XIE Yi, et al. Preliminary experiment on the lean blow-off of an integrated cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 75-80. (in Chinese)
- [14] 刘广海, 刘玉英. 翼型支板火焰稳定器结构参数的研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1350-1356.
LIU Guanghai, LIU Yuying. Investigation on structural parameters of airfoil shaped strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1350-1356. (in Chinese)
- [15] 罗莲军, 刘玉英, 张文龙, 等. 喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配雾化特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2462-2467.
LUO Lianjun, LIU Yuying, ZHANG Wenlong, et al. Atomization characteristics of fuel injector and cavity-based strut flame stabilizer under close-range matching condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2462-2467. (in Chinese)
- [16] 刘玉英, 周弘毅, 谢奕, 等. 喷油杆和凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 549-556.
LIU Yuying, ZHOU Hongyi, XIE Yi, et al. Visualization on spray distribution of close-coupled fuel injector and strut with cavity flameholder system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 549-556. (in Chinese)
- [17] 黄勇, 林宇震, 樊未军. 燃烧与燃烧室[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [18] 林宇震, 李林, 张弛, 等. 液体射流喷入横向气流混合特性研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 46-57.
LIN Yuzhen, LI Lin, ZHANG Chi, et al. Progress on the mixing of liquid jet injected into a crossflow[J]. Acta Aeronautica Sinica, 2014, 35(1): 46-57. (in Chinese)
- [19] ELSHAMY O M. Experimental investigations of steady and dynamic behavior of transverse liquid jets[D]. Cincinnati, US: University of Cincinnati, 2007.
- [20] 金仁瀚, 张铮, 刘勇, 等. 横向加热气流中直射式喷嘴侧喷雾化特性研究[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 658-663.
JIN Renhan, ZHANG Zheng, LIU Yong, et al. Experimental study

- on atomization characteristics of simple nozzle in heating cross flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(5): 658-663. (in Chinese)
- [21] LEFEBVRE A H. Atomization and spray[M]. New York, US: Hemisphere Publishing Corporation, 1989.
- [22] AMIRREZA A, NASSER A. Global droplet size in liquid jet in a high-temperature and high-pressure crossflow[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(3): 1260-1273.
- [23] 李晨阳, 吴里银, 李春, 等. 超声速气流中凹腔对液体射流穿透深度的影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(1): 232-238.
LI Chenyang, WU Liyin, LI Chun, et al. Effect of cavity on liquid jet penetration in supersonic crossflow[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(1): 232-238. (in Chinese)
- [24] 谢凤英. 数字图像处理及应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2016.
- [25] AMIGHI A, ESLAMIAN M. Atomization of liquid jet in high-pressure and high-temperature subsonic crossflow[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(7): 1374-1385.
- [26] WU P K, KIRKENDALL K A, FULLER R P, et al. Spray structures of liquid fuel jets atomized in subsonic crossflows[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1988, 14(2): 173-182.
- [27] YOON H J, HONG J G, LEE C. Correlations for penetration height of single and double liquid jets in cross flow under high-temperature conditions[J]. *Atomization and Sprays*, 2011, 21(8): 673-686.

(编辑: 陈 越、秦理曼)