

喷油杆和凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化

刘玉英, 周弘毅, 谢奕, 钱佳兴

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 液雾分布与稳定器的燃油布置方式、油气分配、火焰稳定及火焰传播密切相关。以 RP-3 为雾化介质, 在来流马赫数为 0.2 及来流温度为 10~400℃ 的条件下, 采用高速摄影法和激光片光/照相法, 对喷油杆与凹腔支板稳定器间隔 31.5 mm 且顺喷时的液雾分布特点进行了可视化研究, 并探讨了来流温度及油气动量比对其液雾分布轨迹的影响。结果表明: 顺喷喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配方式有利于燃油在支板前缘形成挡溅雾化; 挡溅雾化后的一部分燃油在支板表面形成油膜, 并在凹腔前缘与尾缘进行二次雾化, 来流温度较高时高温支板表面也有利于燃油的蒸发雾化; 另一部分燃油则以类似横向射流的形式进行雾化。当来流温度一定时, 油气动量比增大, 液雾轴向分布距离和横向穿透深度均增大; 来流温度升高, 液雾穿透深度增加, 油气动量比对液雾分布的影响更明显。

关 键 词: 液雾分布; 凹腔支板稳定器; 高速摄影法; 激光片光/照相法; 油气动量比; 穿透深度

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Visualization on spray distribution of close-coupled fuel injector and strut with cavity flameholder system

LIU Yuying, ZHOU Hongyi, XIE Yi, QIAN Jiaying

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

Abstract: Spray distribution is closely related to the fuel supply methods, fuel-air distribution ratio, flame stability and flame propagation properties of flameholders. Taking RP-3 as atomization medium, the spray distribution characteristics of close-coupled fuel injector and strut with cavity flameholder system were visualized by high-speed photography and laser sheet/photography, under the condition of incoming flow Mach number 0.2, incoming flow temperature varying from 10℃ to 400℃, the distance of fuel injector and stabilizer kept as 31.5mm and the downstream injection direction. Meanwhile, the effects of incoming flow temperature and fuel-to-air momentum flux ratio on spray distribution trajectory were studied as well. The result showed that, downstream injection close-coupled fuel injector and strut with cavity folder system was beneficial to the fuel atomization by splashing fuel jet at the leading edge of strut. After the splashing, a part of fuel was distributed on the surface of strut as fuel film and atomized further at the leading edge and trailing edge of cavity, during which higher in-

收稿日期: 2016-08-31

基金项目: 航空科学基金(2013ZB51014)

作者简介: 刘玉英(1974—), 女, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机液雾燃烧相关研究。

引用格式: 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.

coming flow temperature led to faster evaporation. And another part of fuel spray was atomized as cross-flow. Under the same incoming flow temperature, the axial-direction distribution distance and cross-direction penetration depth of spray increased with the fuel-to-air momentum flux ratio. With the increase of air incoming flow temperature, penetration depth increased and fuel-to-air momentum flux ratio's effect to spray distribution became more obvious.

Key words: spray distribution; strut with cavity flameholder;
high-speed photography; laser sheet/photography;
fuel-to-air momentum flux ratio; penetration depth

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、追击或加速、爬升等机动飞行时短时增推的有力手段。对于高推质比航空发动机,先进的加力燃烧室仍然是不可缺少的增推装置^[1-2]。涡轮后承力支板与火焰稳定器合一的一体化加力燃烧室是美国“多用途经济可承受的先进涡轮发动机计划”(即 VATTE 计划)提出的一种新型加力燃烧室方案,也是我国近年来在未来高推质比航空发动机领域的重要研究内容之一^[3-7]。凹腔支板稳定器正是基于一体化先进加力燃烧室概念而提出的一种新型火焰稳定器,且初步研究已经表明^[8-12],该稳定器具有阻力损失小、能够可靠点火、稳焰、传焰及高效燃烧等优点,具有潜在的应用前景。

燃油雾化质量及燃油质量分数分布与稳定器的燃油布置、油气分配、火焰稳定、火焰传播及加力燃烧室的分区供油设计密切相关,因此非常重要。在传统加力燃烧室中,燃油喷射方式有顺喷、逆喷、侧喷、角度喷射等方式^[13],其中以横向射流雾化最具代表性。目前,有关横向喷射的雾化过程、液雾结构、雾化机理、穿透深度、雾化索太尔平均直径(SMD)、影响因素等在国内外均开展了大量的试验与理论研究工作^[14-22]。但是, Lovett 等^[23]指出,新一代航空发动机的涡轮出口温度为 926~1026℃,此时燃油自燃时间小于 1 ms,为保证油气混合物在到达火焰稳定器回流区之前不发生自燃,燃油喷射位置与火焰稳定器间的最大预混距离仅为 50 mm 量级。基于此,喷油系统与稳定器需要近距离匹配甚至一体化设计,这对提高燃料分布的均匀性、减小燃油与稳定器火焰区的干扰、改进雾化质量与燃油质量分数分布等均提出了新的要求。因此,开展喷油杆与凹腔支板稳定器近距离匹配条件下的液雾分布研究是探索新型一体化加力燃烧室燃烧组织方法的重要基础。

文献[24]采用马尔文激光测雾仪开展了喷油杆与凹腔支板稳定器近距离匹配且顺喷时的冷态喷

雾特性,得到了凹腔支板稳定器下游不同截面处的液雾 SMD 情况。研究结果表明,支板稳定器的凹腔和尾缘截面处液雾 SMD 沿径向增大,初步证明了顺喷撞击雾化方式对稳定器附近的局部供油是有利的,可作为其值班供油方式的一种选择;同时,液雾 SMD 沿轴向逐渐减小,指出近距离匹配条件下的雾化是逐渐完成的,这为其燃烧组织带来挑战。但是,由于该试验为常温雾化性能试验,且仅测量了液雾 SMD 大小,对来流温度、液雾分布情况并未探讨,因此有必要进一步开展研究。

本文以航空煤油 RP-3 为雾化介质,在来流马赫数为 0.2、来流温度为 10~400℃的条件下,采用高速摄影法和激光片光/照相法相结合的方法,对喷油杆与凹腔支板稳定器间隔 31.5 mm 且顺喷匹配时的液雾分布进行可视化研究,并探讨来流温度及油气动量比对其液雾分布规迹的影响规律,旨在为指导凹腔支板稳定器的燃油喷射方案设计及分析凹腔支板稳定器的燃烧性能奠定基础。

1 试验及测试系统

1.1 试验模型

模型试验件与文献[24]相同,凹腔支板稳定器长为 108 mm,最大槽宽为 30 mm,凹腔深为 7 mm,截尾宽为 16.2 mm,凹腔长高比为 1.7,倾角为 30°。喷油杆垂直气流方向放置于支板正前方,喷杆中心距支板前缘的距离 $L=31.5$ mm,喷油杆为单孔(孔径 $d=0.6$ mm),图 1 给出了试验模型示意图。此外,图 1 还给出了对液雾分布可视化照片进行详细处理时采用的距喷口下游 $55d\sim70d$ 四个截面的位置示意图。

1.2 试验系统

试验在北京航空航天大学能源与动力工程学院热能工程系二元加力/冲压燃烧试验台上完成。

试验台包括预加热段、前测量段、雾化试验段、回收燃烧段、供气系统、供油系统、测试系统及数据采集系统,如图 2 所示。其中预加热段由三个 BK-1A 单管燃烧室火焰筒并联组成,最高可加温至 500℃;前测量段、雾化试验段和回收燃烧段均为 170 mm×150 mm 的矩形截面通道。雾化试验段主要包括凹腔支板稳定器、喷油杆、安装座、液雾可视化观察窗及光源窗口。前测量段主要布置雾化试验段的进出口总温、总压及静压测量传感器。回收燃烧段主要布置点火器及燃烧器,以烧

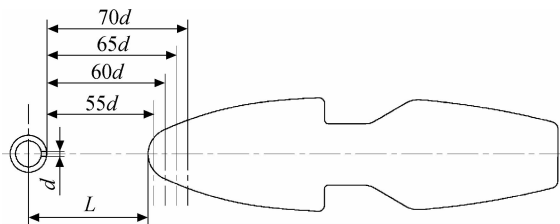


图 1 试验件布置及测试位置示意图
Fig. 1 Schematic diagram of spray pattern and test section of specimen

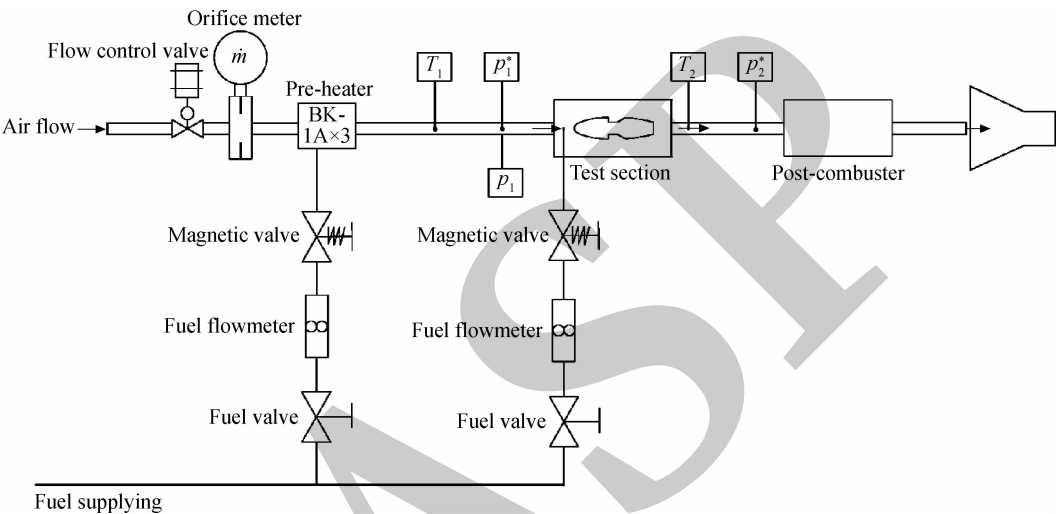


图 2 试验系统示意图
Fig. 2 Schematic diagram of test system

掉雾化试验完成的燃料。供气系统为暂充式低压气源,可提供 0~4 kg/s 的空气流量。供油系统由两级输油泵和相应的油管组成,分别给燃气加热器及雾化试验段的喷油杆供油。测试系统包括位于前测量段上的 K 型热电偶、五点总温总压耙、KYB18 型压力传感器。数据采集系统主要记录来流参数及测试时间。

1.3 可视化测试系统

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, PDA (particle dynamic analyzer)激光器)、柱面透镜和照相机(NIKON D7000),试验中光圈值为 F5.6,曝光时间为 50 ms,无闪光模式拍照。高速摄影法测试系统主要包括碘钨灯(功率为 1 000 W)和高速相机(high speed camera, IDT, X-Stream Vision XS-3),试验中曝光时间为 10 μs,拍摄频率为 500 Hz。液雾可视化测试系统图分别参见图 3 和图 4。

本文喷雾试验在来流温度 $t=10\sim400\text{ }^{\circ}\text{C}$,来

流马赫数 $Ma=0.2$ 的条件下展开。试验中燃油压差 $\Delta p=0.02\sim0.14\text{ MPa}$,对应折算油气动量比 $q=0.1\sim3.7$,且油气动量比 q 定义为

$$q = \dot{m}_f / \dot{m}_a = (\rho_f u_f^2) / (\rho_a u_a^2)$$

其中下标 a、f 分别代表空气和燃油, $\dot{m}$ 代表质量流量, u 代表速度, ρ 代表密度。

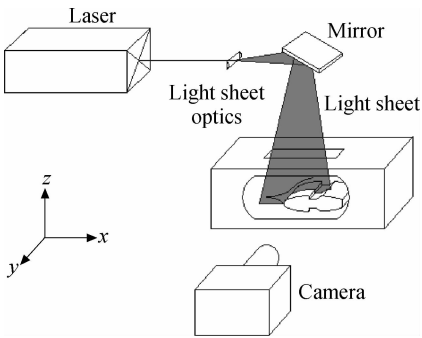


图 3 激光片光/照相法示意图
Fig. 3 Schematic diagram of laser sheet/photography

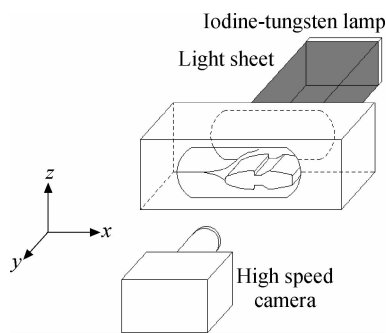


图 4 高速摄影法示意图

Fig. 4 Schematic diagram of high-speed photography

2 液雾分布的高速摄影法试验结果及分析

基于高速摄影法的液雾分布可视化试验目的在于观察喷油杆出口及凹腔内的液雾瞬态分布情况。图 5~图 7 给出了来流马赫数 $Ma=0.2$ 、来流温度 $t=10\sim400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时采用高速摄影法得到的

液雾分布随机瞬态照片,因同一工况瞬态照片类似,因此任意三张均具有代表性。试验中由图 5~图 7 可以看出,燃油从喷油杆喷出后,首先在支板前缘形成撞击雾化,然后一部分液雾与来流呈一定角度向下游扩散,进行类似横向射流形式的二次雾化;另一部分液雾在支板表面形成油膜进而在凹腔前缘与尾缘进行二次雾化,这表明顺喷喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配的雾化形式有利于燃油分布的均匀及液雾质量的提高。

此外,支板稳定器的凹腔内有液雾存在,且随着来流温度的升高,凹腔区可见液雾明显减少。这是因为,温度升高促进液雾蒸发,燃油蒸发有利于形成良好的油气混合,但此时高速摄影法无法捕捉燃油蒸气的存在,这也是本可视化试验选择来流温度在 $10\sim400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的原因之一。凹腔内液雾的存在,一方面是由主流液雾被卷吸而形成;另一方面是由支板表面液膜二次破碎形成,这一结果从液雾分布的角度也进一步证实了该支板稳定器的凹腔具有良好的稳焰效果。



图 5 高速摄影照片 ($t=10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)

Fig. 5 High-speed photograph ($t=10\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)

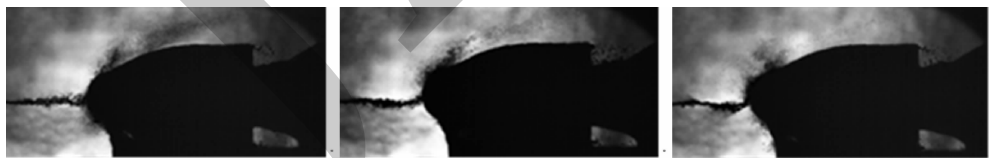


图 6 高速摄影照片 ($t=300\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)

Fig. 6 High-speed photograph ($t=300\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)



图 7 高速摄影照片 ($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)

Fig. 7 High-speed photograph ($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=2.4$)

3 液雾分布的激光片光/照相法试验结果及分析

基于激光片光/照相法的液雾分布可视化试验

目的在于分析来流温度及油气动量比对喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配时液雾分布规迹的影响。

3.1 图像处理方法

如图 8 给出了激光片光/照相法的液雾分布

试验原始图片典型工况示例, 图片分辨率为 4928 像素 $\times$ 3264 像素, 根据标尺折算满足 1000 像素等于 47 mm。由于激光光源位于支板稳定器上方, 支板下方喷雾无法照亮, 根据对称性本文只研究支板一侧液雾分布情况。由图可见, 燃油从直射式喷嘴喷出后的基本过程与高速摄影法类似, 不再赘述。

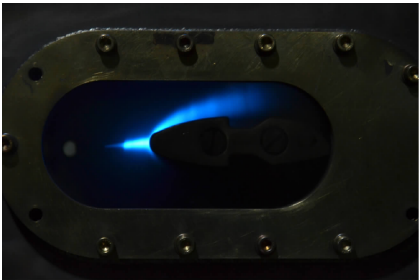


图 8 激光片光/照相法照片
($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=3.7$)
Fig.8 Laser sheet/photograph
($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=3.7$)

为了提取液雾轨迹, 本文在 Matlab 平台上采用基于 Sobel 算子^[25]的亮度梯度法对试验照片进行处理, 截取支板稳定器附近部分, 如图 9 所示。图中坐标原点为喷油孔中心, x 轴方向为空气来流方向, z 轴方向为径向。具体而言, 首先对同一工况下的 10 张照片取平均值, 之后运用 Sobel 算子和图像中所有点附近的亮度值做卷积运算, 得到该点处的亮度梯度, 再将亮度梯度相对于周围较大的点在图中标记出来, 作为图像中的轨迹边缘。这种计算方法相对于统一的亮度阈值识别方法可以减小液雾质量分数分布不均、激光照射角度不同、支板稳定器反光等因素带来的影响, 更加精确地识别到轨迹的边界。为了更清晰地观察液雾分布范围, 本文还采用了二值化方法对原始照片进行了处理。

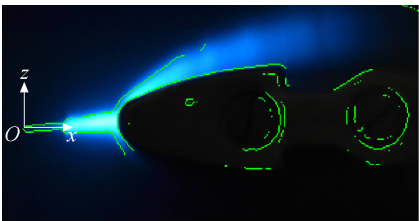
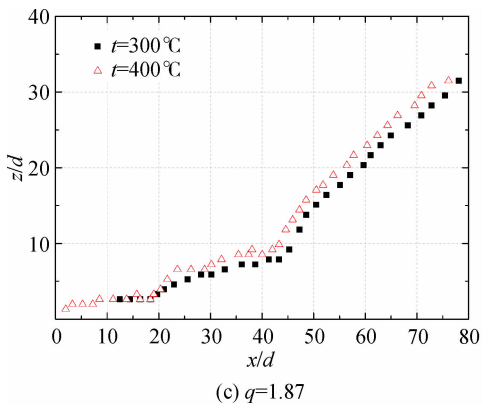
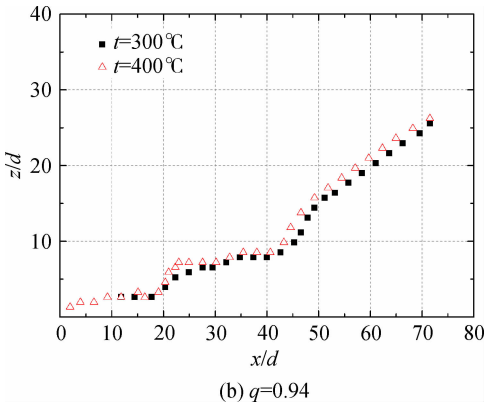
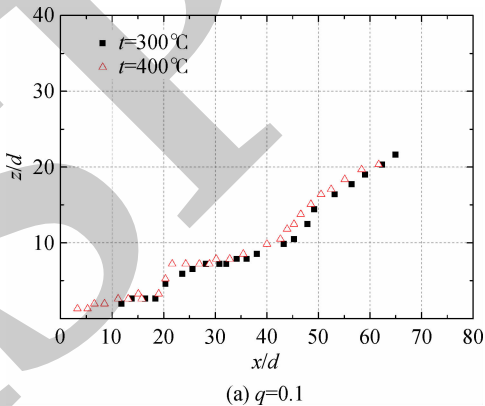


图 9 液雾轨迹提取
($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=3.7$)
Fig.9 Highlighted spray trajectory
($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$, $q=3.7$)

3.2 来流温度对液雾分布范围的影响

图 10 给出了在来流马赫数为 0.2、来流温度为 300 $^{\circ}\text{C}$ 和 400 $^{\circ}\text{C}$ 时, 不同油气动量比条件下的液雾分布范围。图 11 进一步给出了喷口下游 55 $d\sim 70d$ 处的液雾分布。由图 10 可以看出, 随着来流温度升高, 液雾在径向上分布范围更广, 这一现象和文献[19-20]中提及的一致。造成这一结果的原因可能是, 喷嘴出口的燃油在支板前缘碰撞后具有了部分横向射流的特点。随着来流温度的升高, 蒸发作用的影响变大: 一方面减小了油滴的尺寸, 使得其在运动中受到阻力减小, 横向穿透距离增加; 另一方面蒸发使液滴汽化为气态, 体积膨胀引起液雾整体分布范围扩大。由图 11 还



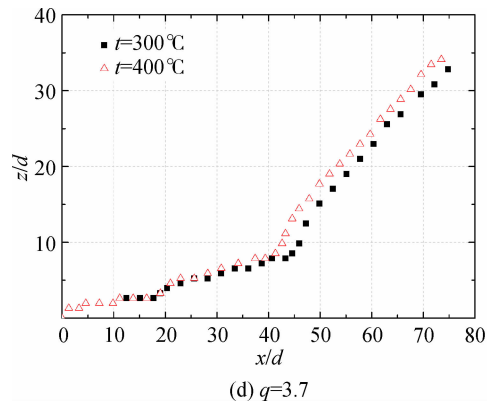


图 10 来流温度对液雾分布的影响
Fig. 10 Effect of incoming flow temperature on spray distribution

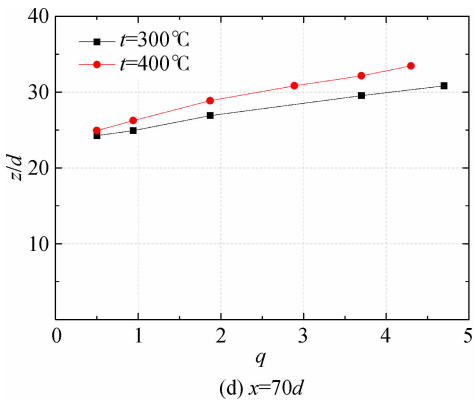
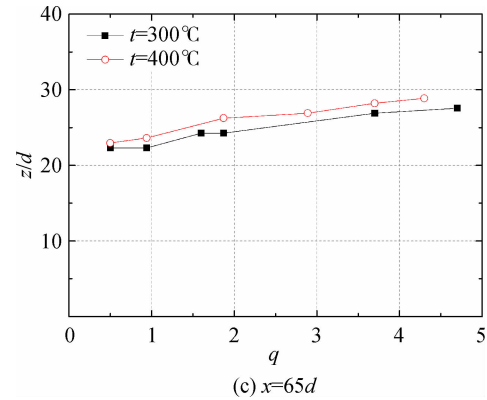
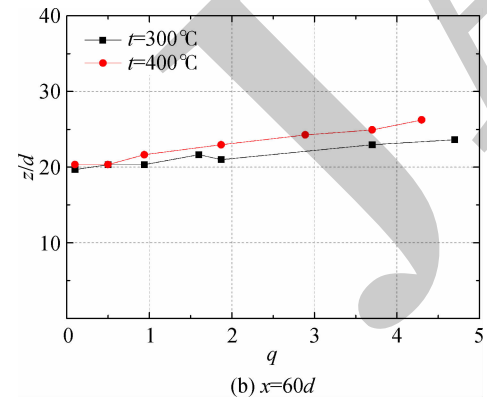
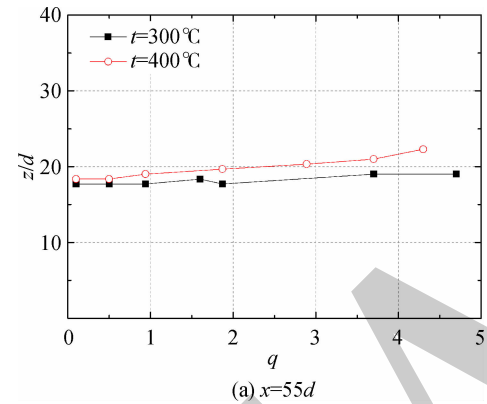


图 11 轴向不同位置处液雾分布
Fig. 11 Spray distribution at different axial direction distances



3.3 油气动量比对液雾分布范围的影响

图 12 和图 13 进一步给出了在来流马赫数 $Ma=0.2$ 、来流温度 $t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 条件下,不同油气动量比(q)的液雾分布情况。其中图 12 为试验照片经过二值化处理后的照片,图中白色部分代表照片中较亮的部分,反映了液雾的分布,黑色部分为其他背景。由图可以看出随着油气动量比增大,液雾横向穿透深度增大,液雾分布范围更广;同时,液雾的轴向分布距离也随着油气动量比的提高而增大。随着油气动量比的增加,可能一方面喷雾射流速度增大,碰撞后的横向速度更高,由此具有更大的穿透深度;另一方面燃油的质量流

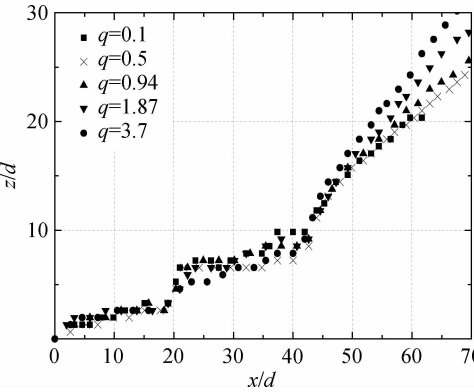


图 12 液雾轨迹分布 ($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$)
Fig. 12 Distribution of spray trajectory ($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$)

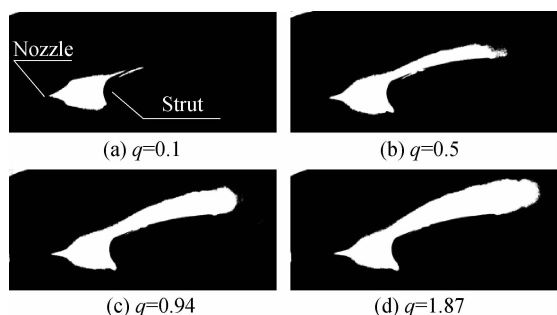


图13 不同油气动量比下液雾分布
($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$)

Fig. 13 Spray distribution of different fuel-to-air momentum flux ratios ($t=400\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma=0.2$)

量增大,雾化所需的时间变长,因此液雾可视化范围变大。

4 结 论

在来流马赫数为0.2、来流温度为 $10\sim 400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 条件下,通过高速摄影法和激光片光/照相法对喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化研究,得到如下结论:

1) 顺喷喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配的雾化形式使燃油在支板前缘形成撞击雾化,并在支板表面及凹腔形成油膜二次雾化及横向喷射二次雾化,有利于燃油分布的均匀及液雾质量的提高。

2) 凹腔内的液雾存在从燃油分布角度证实了凹腔具有增强稳焰的作用,随来流温度升高,由于蒸发作用,凹腔内液雾减少,油气混合效果更好。

3) 在来流马赫数和油气动量比一定的条件下,随着来流温度由 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 提高到 $400\text{ }^{\circ}\text{C}$,液雾的横向穿透深度增大;在来流马赫数和来流温度一定的条件下,随着油气动量比增大,液雾横向穿透深度增大,液雾分布范围更广。

4) 来流温度升高,油气动量比对液雾分布的影响更加明显。

参考文献:

[1] 季鹤鸣. 新一代战斗机发动机的加力燃烧室技术[J]. 国际航空, 1996(1): 22-23.
JI Heming. Afterburner technology in new generation fighter engines[J]. International Aviation, 1996(1): 22-23. (in Chinese)
[2] 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.

[3] 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.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30. (in Chinese)
[4] 金如山, 索建秦. 先进加力燃烧室技术发展[C]//中国航空学会第七届动力年会论文摘要集. 贵阳: 中国航空学会, 2010: 45.
[5] 季鹤鸣, 樊未军, 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 Weijun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)
[6] 马梦颖, 金捷, 季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及其新颖结构方案[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
[7] 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)
[8] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[C]//中国航空学会第七届动力年会论文摘要集. 贵阳: 中国航空学会, 2010: 49.
[9] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣, 等. 凹腔支板尾缘涡脱落频率试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 48-50.
WU Di, JIN Jie, JI Heming, et al. Experimental study of vortex shedding frequency at trailing edge of a cavity-based strut[J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 48-50. (in Chinese)
[10] 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)
[11] 刘玉英, 谢奕, 杨柳, 等. 支板火焰稳定器自燃点火性能初步试验研究[R]. 北京: 纪念航空科学基金30年暨中航工业青年科技论坛, 2015.
[12] 张容琿, 刘玉英, 谢奕, 等. 燃油喷射方式对凹腔支板稳定器火焰传播性能的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(9): 2046-2054.
ZHANG Ronghui, LIU Yuying, XIE Yi, et al. Fuel Injection way effect on the flame propagation of the cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(9): 2046-2054. (in Chinese)
[13] 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.

[14] FULLER R P, WU P K, KIRKENDALL K A, et al. Effects of injection angle on atomization of liquid jets in transverse airflow[J]. AIAA Journal, 2000, 38(1): 64-72.

[15] CHEN T H, SMITH C R, SCHOMMER D G, et al. Multi-zone behavior of transverse liquid jet in high-speed flow [R]. AIAA 93-453, 1993.

[16] LAKHAMRAJU R R. Liquid jet breakup studies in subsonic airstream at elevated temperatures[D]. Cincinnati, US: University of Cincinnati, 2005.

[17] ESLAMIAN M, AMIGHI A, ASHGRIZ N. Atomization of liquid jet in high-pressure and high-temperature subsonic crossflow[J]. AIAA Journal, 2014, 52(7): 1374-1385.

[18] SCHETZ J A, SITU M, HEWITT P W. Transverse jet breakup and atomization with rapid vaporization along the trajectory[J]. AIAA Journal, 1985, 23(4): 596-603.

[19] INAMURA T, TAKAHASHI M, KUMAKAWA A. Combustion characteristics of a liquid-fueled ramjet combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 860-868.

[20] STENZLER J N, LEE J G, SANTAVICCA D A, et al. Penetration of liquid jets in a cross-flow[J]. Atomization and Sprays, 2006, 16(8): 887-906.

[21] BUNCE K, LEE J G, SANTAVICCA D A. Characterization of liquid jets-in-crossflow under high temperature, high velocity non-oscillating and oscillating flow conditions [R]. AIAA-2006-1225, 2006.

[22] 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)

[23] LOVETT J A, BROGAN T P, PHILIPPONA D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA-2004-4192, 2004.

[24] 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)

[25] KANOPOULOS N, VASANTHAVADA N, BAKER R L. Design of an image edge detection filter using the Sobel operator[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 1988, 23(2): 358-367.

(编辑: 陈 越)