新型自激扫掠喷嘴及其工作特性研究*

王士奇,温泉

(中国航空发动机集团 中国航空发动机研究院,北京 101304)

摘 要:针对涡轮、冲压发动机等空天动力装置对提高燃油雾化性能和油气掺混均匀度的迫切需 求,提出一种内含扰流柱的新型自激扫掠喷嘴结构,能够实现0.5mm通径尺度下的自激发扫掠振荡液态 燃料喷射。采用高速阴影成像、激光粒径测量等多种实验方法,研究了0.5mm特征尺度下,采用水和航 空煤油介质时,新型自激扫掠喷嘴的质量流量、工作频率、扫掠张角、雾化粒径等参数随工作压降的响 应变化情况。结果表明,此新型自激扫掠喷嘴在较宽的工作压力(0.05~5MPa)内均能够实现稳定的自 激发扫掠振荡,产生50°以上的扫掠张角和1600Hz以上的振荡频率,且其扫掠张角和表征工作频率的斯 特劳哈尔数St在较宽工作压力范围内保持恒定;与圆孔直射式喷嘴相比,其流量系数提高了12%,雾化 能力实现了数量级的提升。本研究初步验证了新型自激扫掠喷嘴在空天动力装置典型应用环境和工况下 的应用可行性。

关键词:自激扫掠喷嘴;流体振荡器;扰流柱;振荡频率;扫掠张角;高速阴影成像法;马尔文粒径测量

中图分类号: V231.2; V235.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2210072-10 **DOI**: 10.13675/j.enki. tjjs. 2210072

Working Characteristics of a New Self-Excited Sweeping Nozzle

WANG Shi-qi, WEN Quan

(Aero-Engine Academy of China, Aero-Engine Corporation of China, Beijing 101304, China)

Abstract: In view of the urgent need for improving fuel atomization performance and oil-gas mixing uniformity of aero-aircraft engines and other aerospace power units, a new self-excited sweeping nozzle with spoiler column structure is proposed, which can realize self-excited sweeping oscillation liquid fuel injection at 0.5mm diameter scale. Using a variety of experimental methods such as high-speed shadowgraph imaging and laser particle size measurement, with water and aviation kerosene at the characteristic scale of 0.5mm, the response of mass flowrate, working frequency, sweeping angle and atomized particle size of the new self-excited sweeping nozzle to the working pressure drop was studied. The results show that the new self-excited sweeping nozzle can achieve stable self-excited sweeping oscillation in a wide working pressure range (0.05~5MPa), resulting in a sweeping opening angle of more than 50° and an oscillation frequency of more than 1600Hz, and its sweeping angle and the Strouhal number characterizing the working frequency remain constant in a wide working pressure range. Compared with the plain-orifice nozzle, the flowrate coefficient increases by 12%, and the atomization capacity is improved by orders of magnitude. This study preliminarily verifies the application feasibility of the new

^{*} 收稿日期: 2022-10-17;修订日期: 2023-01-24。

基金项目:先进航空动力创新工作站(HKCX2022-01-010)。

通讯作者:王士奇,博士,高级工程师,研究领域为新型燃油雾化喷嘴设计,主动流动控制技术,航空发动机总体设计技术。E-mail: wangsq6@126.com

引用格式:王士奇,温 泉. 新型自激扫掠喷嘴及其工作特性研究[J]. 推进技术, 2023, 44(10):2210072. (WANG Shiqi, WEN Quan. Working Characteristics of a New Self-Excited Sweeping Nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10):2210072.)

self-excited sweeping nozzle under the typical application environment and working conditions of aerospace power units.

Key words: Self-excited sweeping nozzle; Fluidic oscillator; Spoiler column; Oscillation frequency; Sweeping angle; High-speed shadowgraph method; Malvern particle size measurement

1 引 言

对于采用液态燃料的燃气轮机、冲压发动机等 动力装置来说,燃油喷嘴的形式直接影响燃料的雾 化精细程度以及燃油与空气的掺混均匀度,从而影 响动力装置的整体工作性能^[1-3]。例如,在燃气轮机 主燃烧室内,在进入燃烧室主燃区之前,就需要将燃 油雾化、蒸发,并与空气充分混合,以降低NO_x等污染 物排放;在加力燃烧室或冲压燃烧室内,提高燃油的 雾化性能以及在通道内的分布均匀度,还能够大幅 提高加力/冲压燃烧室的工作效率^[4]。除了已经广泛 应用的离心式喷嘴、空气辅助雾化喷嘴、直射式喷嘴 之外,广大学者和工程师也都一直探索新型的燃油 喷射和雾化形式,以进一步提高燃油的雾化性能和 油气掺混均匀度。

本研究中的自激扫掠喷嘴是在流体振荡器(Fluidic oscillators)的基础上发展而来的一种新型燃油喷 嘴。流体振荡器是一种基于康达效应(Coanda effect, 即贴壁效应)的流体装置,其不含任何活动部件,完 全依靠流体自身特性,在稳定的进口压力条件下,即 可在出口产生自激发自维持的周期性射流,因此天 然具有高可靠性和高鲁棒性。如图1所示,其具有一 个进口,一个出口,两个反馈通道和一个耦合腔。大 量学者通过实验测量^[5-8]和数值模拟方法^[9-11]对其内 部的流动过程进行了详细研究。图1为此结构流体 振荡器的基本工作原理^[12]:主射流在稳定的进口压 力作用下,自进口进入耦合腔内后,由于流体的康达 效应,主射流会随机地贴附在某一侧壁流动(图1 (a)),由于出口喷孔的限流作用,部分流体进入反馈 通道并回流至控制口喉道,随后填充耦合腔内的分 离泡(图1(b)),分离泡的增大将主射流推向另一侧 壁和反馈通道(图1(c)),周而复始(图1(d)),从而在 喷孔处形成喷射速度大小基本不变,喷射方向在一 定角度范围内扫掠摆动的周期性振荡射流。

学术界在最近10多年内对流体振荡器的研究主 要是以主动流动控制作为应用背景,对其频率/速度 特性[13-15]、内部流动结构[5]、与主流的作用机理[16]等 都进行了深入的探讨^[17-18]。Woszidlo等^[17]、Gregory 等^[18]、Raghu^[19]对各类流体振荡器在流动控制方面的 应用进行了较好的综述。在燃料喷射应用领域, 2008年, Guyot等^[20-21]使用流体振荡器对燃烧器的甲 烷燃料喷射进行主动控制,降低了燃烧室压力脉动。 2018年, Hassan 等^[22]采用流体振荡器作为气体燃料 喷射装置,研究了脉冲燃料喷射对旋流预混燃烧特 性的影响。2021年, Ćosić等^[23-24]首次将此构型流体 振荡器作为液态燃油喷射装置并应用于双燃料地面 燃机的主燃级喷嘴,验证了此结构降低主燃烧室污 染排放的潜力。同年,王士奇等[25-26]公开了将此结构 应用于航空发动机中心分级燃烧室以及加力/冲压燃 烧室内的相关实现方案。

可见,基于流体振荡器结构的自激扫掠喷嘴的 应用潜力已经开始得到学术界和工业界的关注,初 步验证了其提高燃料与空气的掺混均匀度,改善雾 化性能,以及提升燃烧性能的发展潜力。但是绝大 多数公开研究都是将其作为一种主动流动控制激励 器,其研究介质一般为空气,工作压力一般在0~



2210072-2

0.5MPa以内,喉道特征尺寸一般在1~3mm^[7, 27-29];以 水作为工作介质的研究主要是为了对其内部流动机 理进行补充研究,或对其出口射流角度进行显示拍 照,其喉道特征尺寸一般在2~10mm,水流压力一般 在0.1MPa以内^[5, 8, 30]。航空发动机主燃烧室或者加 力燃烧室内均使用航空煤油等液体燃料,燃油喷嘴 的特征尺寸一般为亚毫米级(~0.5mm),工作压降最 高可达到5MPa^[31-33]。据笔者所知,在以上工况下,自 激扫掠喷嘴的相关工作特性研究在公开文献中尚属 空白。

从空气等气体介质变为水或航空煤油等液态介质,其最显著的变化就是完全消除了工作介质的可 压缩性^[34];同时,随着流道尺寸的降低,流体的表面 积与体积比迅速增加,导致液体与壁面间的粘性力 作用也越来越明显,尺度效应的影响逐渐凸显^[35]。 随着流道尺寸的降低,机械加工误差、焊接变形的影 响逐渐加大,多个关键尺寸误差的累积效应有可能 会导致自激扫掠喷嘴的工作特性发生重大变化;以 上多种因素的耦合作用可能导致自激扫掠喷嘴在亚 毫米尺度、液体介质下自激发反馈作用的失效。

因此,以航空发动机中心分级主燃烧室主燃级 和加力燃烧室内的燃油喷射为应用背景,针对高速 横向来流中燃油高效雾化和掺混问题,本文主要研 究基于流体振荡器结构的自激扫掠喷嘴在0.5mm特 征尺度、高落压比下的应用可行性,并对其在典型应 用工况下的工作特性进行详细测量研究。本研究主 要分为两个部分,第一部分为自激扫掠喷嘴可行性 研究,首先针对公开文献中被广泛研究的流体振荡 器构型,对其进行等比缩放,测量不同缩比尺寸下的 起振特性,即能否在液体介质下产生自激发扫掠振 荡。针对0.5mm通径尺寸下,传统流体振荡器构型难 以激发扫掠射流的问题,本研究提出了一种含有扰 流柱结构的新型自激扫掠喷嘴构型,验证其改善自 激扫掠喷嘴起振特性的能力。第二部分则针对 0.5mm特征尺度下的新型自激扫掠喷嘴,采用高速阴 影成像法、马尔文激光粒径测量等试验手段,对此新 型喷嘴在静止大气中的基本工作特性,如流量数、工 作频率、扫掠张角、雾化粒径等进行全面的测试,并 对比传统圆孔直射式喷嘴的相关特性参数,形成对 此新型自激扫掠喷嘴工作特性的基本认知。

2 自激扫掠喷嘴可行性研究

2.1 研究对象

本文研究的自激扫掠喷嘴内部流道设计如图2

和表1所示,以整个喷嘴内部最窄处,即进口喉道的 宽度T作为其特征尺寸。此构型作为一种低阻、高效 的流体振荡器设计,在多种气体介质、毫米以上特征 尺寸下的工作频率、扫掠张角等工作特性均得到了 较好的研究和验证^[8,15,36-39],可实现超过2kHz的工作 频率,以及近110°的扫掠张角。以此被广泛研究的 设计构型为基础,采用水作为工作介质,同时对其进 行等比缩放至亚毫米尺度,可初步探索工作介质变 化和亚毫米尺度效应对流体振荡器工作特性的影 响,并初步判断自激扫掠喷嘴的工程可实现性。



图2 自激扫掠燃油喷嘴内部流道构型

表1 自激扫掠燃油喷嘴内部流道核心尺寸参数

尺寸比	比值	说明	
Т	-	进口喉道宽度	
W_1/T	1.5 控制口距离		
W_2/T	4.2 耦合腔宽度		
W_3/T	1.4	出口喉道宽度	
W_4/T	8.1 喷嘴整体宽度		
W_5/T	1.5 反馈通道宽度		
H_1/T	1.4 控制口高度		
H_2/T	11.2 喷嘴整体高度		
S/T	1.0	喷嘴流道深度	

图 3 为本研究中自激扫掠喷嘴的整体结构,由底 板和盖板双层结构组成,均采用不锈钢材料,针对 图 2 所示的内部核心流道,则采用高速平面铣削加工 手段,在底板上加工而成,最终采用激光焊接手段, 将盖板与底板焊接为一体,保证自激扫掠喷嘴的装 配面接缝处在高压进口条件下不发生泄漏。为了最 大程度地降低加工尺寸误差对自激扫掠喷嘴工作特 性的影响,在底板上的自激扫掠喷嘴流道加工完成 后,均采用高分辨率影像测量仪对核心关键尺寸进 行无接触式光学测量,保证所有尺寸的加工误差均 在可控范围内。采用上述加工成型手段,第一批共 加工了5支自激扫掠喷嘴,其中前4支喷嘴的流道 深度S与喉道宽度T相同,即进口喉道截面高宽比 S/T=1,特征尺寸T分别为0.4,0.5,0.8和1.25mm,第5 支喷嘴的喉道宽度T=1.25mm,深度S=0.16mm,其等 效通径为0.5mm,进口喉道截面高宽比则为0.128。 依次命名为1~5号喷嘴。



2.2 实验测试研究

自激扫掠喷嘴可行性研究采用的实验测试系统 如图4所示,采用液体柱塞泵(上海三为LPO310)为喷 嘴提供液体工质,可通过控制面板设定向喷嘴供给 的流量,设置范围为0~3000ml/min,最高压力可达 10MPa。通过单反相机(尼康D610)拍摄喷嘴出口水 射流的液雾分布,即可判断喷嘴是否产生自激扫掠 振荡现象,并可得到喷嘴出口的平均扫掠张角,并定 性分析喷嘴出口的液雾浓度分布。在喷雾平面两侧 放置了高亮度的LED光源,用于增大喷雾液滴的亮 度,同时在喷嘴后方放置了黑色吸光布,用于增加液 雾在图像中的分辨率和对比度。



针对4号喷嘴,即T=S=1.25mm构型,采用上述测试系统,通过改变相机的快门曝光时间,则可以分别得到喷嘴出口液柱的瞬态图像和长时曝光图像。将进口流量设置为900ml/min,对应的雷诺数为Re=

12000,此时的进口压力约为0.1MPa,当快门曝光时 间为1/2000s时,由于曝光时间远低于喷嘴的扫掠工 作周期,则可以得到出口液柱的瞬态工作图像,如图 5(a)所示,可以清晰地看到,由于射流方向的周期性 扫掠摆动,在出口形成了S型的液柱,并且在一定角 度范围向下游扩散,液柱在扩散过程中发生破碎。 当快门曝光时间为1s时,由于曝光时间内包含了喷 嘴的多个扫掠工作周期,其得到的图像则可等效为 出口液柱的时间平均工作图像,如图5(b)所示,同样 由于射流方向的周期性扫掠摆动,在出口平面形成 了二维的扇形液膜,此液膜扇形夹角则可以定义为 自激扫掠喷嘴的扫掠工作角。





由于长时曝光图像中扇形液膜的本质是喷嘴出 口高频摆动液柱的宏观表现,因此可以通过此扇形 液膜张角的大小来判断自激扫掠喷嘴的是否振荡工 作,如果此张角过小(<10°),则可认为其未产生自激 发的扫掠振荡现象。

图 6 展示了 5 个喷嘴在约 0.5 MPa 进口压力下的 出口长时曝光图像,可以看出当进口喉道截面高宽 比为 1 时,只有特征尺寸为 0.8 mm 及以上的构型在出 口形成了较大角度的扇形液膜,即产生了自激发扫 掠振荡现象。而对应的,当特征尺寸为 0.5 mm 及以下 时,无论进口压力多高(测试最高进口压力 5 MPa),在 出口均只形成了一个笔直的液柱,这意味着其内部的 反馈流道未激发流体的康达效应,未在出口形成自激 扫掠振荡射流。当特征尺寸 *T*=1.25 mm,流道深度 *S*= 0.16 mm 时,同样未在出口产生自激发振荡射流。

以上结果表明,传统自激扫掠喷嘴结构特征尺 寸的减小,或者特征流道高宽比的降低,使得扫掠振 荡现象的自激发难度大幅增加,无法实现0.5mm尺度 下的自激扫掠燃料喷射,这有可能是由于液体粘性 与尺度效应的耦合作用、相对加工误差增大、焊接变 形等多种原因导致的,有待进一步的深入研究。

2.3 构型改进设计研究

上节的实验测试结果表明,当特征尺度缩小至

0.5mm 及以下,或流道高宽比较小时,主射流从喷嘴 进口喉道进入内部流动腔室后,流体的康达效应失 效,无法实现主射流的附壁,也就无法利用流体在反 馈通道的回流实现出口射流的自激扫掠振荡,流动 从进口喉道进入主流动腔内后直接从出口喉道排 出,其方向基本不发生变化,如图6(b)所示。为了能 够实现在0.5mm特征尺度激发喷嘴的扫掠振荡现象, 本研究提出了一种内含扰流柱结构的新型自激扫掠 喷嘴流道结构^[40],如图7(a)所示,在原始设计的基础 上(图2、表1),在靠近出口喉道1.7T的位置添加一个 直径 D=1.2T 的扰流柱。采用此设计构型,以及与上 节相同的加工和测试手段,试制T=S=0.5mm的新型 自激扫掠喷嘴,并拍摄其出口射流的时均图像。如 图 7(b) 所示, 在压力仅为 0.1 MPa 时, 其出口形成了一 个约50°张角的液膜,即扰流柱的加入成功激发了喷 嘴的扫掠振荡现象,并在出口产生了自激扫掠振荡 液柱。

随着进口压力的不断升高,最高测试压力达到 5MPa时,此扇形液膜一直存在,且其张角基本保持不 变。图片中的亮度可以定性地代表喷嘴出口喷雾的 浓度分布,亮度越高,则意味着其喷雾浓度越高。图 7(d)中高亮区域的大量增加代表了液柱在喷嘴下游 完成了破碎,变成了大量细小的液雾。

2.4 小结

面向航空发动机的应用背景,采用传统的自激 扫掠喷嘴结构设计,在0.5mm及以下的特征尺度下, 由于内部流道较为复杂,在流体的粘性效应与尺寸 效应的耦合作用下,流动不稳定性降低,导致流体康 达效应失效,难以激发喷嘴的扫掠振荡现象。对比 之下,新型自激扫掠喷嘴中由于扰流柱的加入,主射 流从进口喉道进入流动腔室内部后,流动的不稳定 性被迫加强,流体的康达效应重新占据主导地位,在 流动腔内的隔板以及反馈通道的作用下,重新恢复 自激振荡的过程,在出口形成扫掠型的振荡射流,从 而实现了0.5mm尺度下自激扫掠喷嘴的设计。

新型自激扫掠喷嘴工作特性实验研究 3

3.1 测试系统

在完成新型自激扫掠喷嘴的可行性验证后,需 要对其基本特性,如工作频率、流量数、雾化粒径等 参数进行准确的测量。因此,本部分研究采用了全 新的测试系统,如图8所示,为了完全消除进口液体 的压力脉动,避免其与喷嘴本身的自激扫掠频率产 生干涉,并对进口压力进行精确控制,测试系统采用 了高压氮气挤压式供水/油,高压贮罐最高耐压 10MPa;采用高精度科氏质量流量计(首科实华DMF-1-S6, 量程 40kg/h, 测量精度为 0.2%) 测量不同进口 压力条件下的喷嘴流量,从而得到自激扫掠喷嘴的 流量-压力响应特性;采用高速阴影成像法,测量自 激扫掠射流的瞬态工作图像,通过对多帧瞬态图像 的分析,得到自激扫掠喷嘴的频率-压力响应特性。 采用的背景光源为白色纯屏 LED 平板光源,大小为



(a) *T*=*S*=0.4mm (b) *T*=*S*=0.5mm

(c) T=S=0.8mm

(e) T=1.25mm. S=0.16mm

图6 多个喷嘴出口液柱的平均图像(Δp=0.5MPa)



500mm×500mm;采用的高速相机为Photron FAST-CAM SA-Z,采集频率25 kHz,快门速度1/50000s,采 集分辨率为1024×788 像素,完全满足本研究中自激 扫掠喷嘴工作频率的分辨力需求。同时采用马尔文 激光粒度分析仪(济南微纳颗粒Winner 319激光粒度 仪)测量了喷嘴下游的索太尔平均直径SMD。



图8 自激扫掠喷嘴特性测试系统图

3.2 射流振荡过程和张角特性

图9为采用上述测试系统,以水作为工作介质得 到的部分实验结果,即不同压降下,新型自激扫掠喷 嘴喷射的瞬态液柱形态。可以看出,本研究中的自 激扫掠喷嘴在极低的压降下(<0.05MPa)即可产生扫 掠振荡射流,其张角约为39°。由于喷射方向的不断 变化,液柱在空间内成连续"S"型分布。并且,随着 液柱沿一定张角向下游扩散,其逐渐破碎形成更为 细小的液滴。当压降增加至0.1MPa时,扫掠张角增 大至约54°,之后随着压力的升高,扫掠主张角基本 不发生变化,但是由于液柱表面与空气之间的作用 增强,导致液柱的破碎雾化作用越来越明显,破碎雾 化的液滴颗粒也使得扫掠张角增大,但扫掠张角始 终在60°以内。

3.3 流量特性

流量特性是喷嘴的另一个重要工作特性,如图10 所示,图10(a)为水介质和煤油介质下,新型自激扫 掠喷嘴的质量流量随喷嘴压降开方的响应曲线,并 与传统直射式喷嘴(图10(a),直径0.5mm,长径比2) 的流量响应曲线进行了对比。可以看出,其质量流 量均与压降的开方成正比,对其进行线性拟合后,则 可以得到两个喷嘴的流量数。如图10(a)所示,新型 自激扫掠喷嘴的流量数显著高于直孔喷嘴。由于喷 嘴的质量流量与流道的流通截面积有关,通过进一 步比较单位面积内的质量流量,具体的就是比较喷 嘴喉道截面的平均速度,则可以定量比较新型自激



图9 不同压降下的自激扫掠喷射液柱

扫掠喷嘴和圆孔直射喷嘴的流通能力。定义喉道截 面的平均速度 u_r为

$$u_{\rm T} = \frac{\dot{m}}{\rho A_{\rm T}} = k \Delta p^{0.5} + b \tag{1}$$

式中 \dot{m} 为实验测量得到的质量流量, ρ 为流体的密度, A_r 为喉道截面积。理想状态下,如果压降全部转化为流体的动能,不考虑任何的流动损失,则上述拟合公式中的 $k = \sqrt{2/\rho}$ 。

将实验结果得到的拟合斜率与理想无损状态下的斜率相比,即可得到喷嘴的流量系数。如表 2 所示,传统圆孔直射式喷嘴在水介质下的流量系数为0.62,而新型自激扫掠喷嘴在水介质和煤油介质下的流量系数分别为0.76 和0.75,即新型自激扫掠喷嘴比传统直射式喷嘴的流通能力提高了12%。虽然自激扫掠喷嘴流道更为复杂,却获得了更高的流量系统,这可能是由于其采用了大收缩比的进口流道(图 3),避免了直射式喷嘴中经常出现的空化现象^[41],实现了流通能力的提升,其中具体的作用机理,有待更加深入的对比研究。

3.4 频率特性

图 11 为新型自激扫掠喷嘴工作频率随进口压力 的响应曲线,可以看出,其工作频率随喷嘴进口压力 的提高而增加。从图 12则可以看出其工作频率基本 与压降的开方成线性正比关系。在航空煤油介质、 4MPa压降工况下,其工作频率达到了 1600Hz以上。 相同压降条件下,相比水介质,采用航空煤油介质时



图 10 新型自激扫掠喷嘴和圆孔直射喷嘴的(a)质量流量(b)喉道速度随压降开方的变化对比

表2 新型自激扫掠喷嘴和传统圆孔直射式喷嘴的流量特性 参数对比

类型	工作介质	流量数/ (kg/(h・MPa ^{0.5})	流量系数
自激扫掠喷嘴 (T=S=0.5mm)	水煤油	30.68 26.77	0.76 0.75
直射喷嘴(D=0.5mm)	水	19.64	0.62



的自激扫掠喷嘴工作频率更高,此时的喷嘴喉道流 速也更高。

3.5 斯特劳哈尔数(St)

经上文分析可知,本研究中自激扫掠喷嘴的工 作频率f与其进口压力的开方及进口喉道截面的平 均速度u_r成正比(图10(b)),取进口喉道的宽度T作 为自激扫掠喷嘴的特征尺寸,则可以得到无量纲参数斯特劳哈尔数 St 为

$$St=f \cdot T/u_{\rm T}$$
 (2)

图 13 为新型自激扫掠喷嘴在不同介质下, *st* 随 喷嘴压降的变化情况,可以看到在较宽的压降范围 内(0.2~4MPa)*St* 基本保持恒定,煤油介质下的*St* 约为 0.01,水介质下的*St* 约为0.011。这意味着自激扫掠燃 油喷嘴的频率工作特性基本由无量纲参数*St* 确定, 此特性也与其他针对气体介质下流体振荡器的特性 研究结果一致^[17,37-39],将极大地方便自激扫掠喷嘴的 按需优化设计。



图13 新型自激扫掠喷嘴的St值随压降的响应变化对比

Ostermann 等^[42]和 Wen 等^[8]对流体振荡器内部流 动机理的研究表明,自激发扫掠振荡过程与反馈通 道内流体对振荡腔内回流泡(Recirculation bubble)的 填充过程密切相关,对于相同的几何尺寸,振荡腔室 的容积是一定的,流动速度越高,回流泡填充的速度 就越快,因此,其扫掠振荡的频率也就越高。当对其 等比缩小时,在相同的流动速度下,流体在反馈通道 和振荡腔室内所需的流动和填充时间越短,其扫掠 振荡的周期也就越短。在上述流动机理的作用下, 导致自激扫掠喷嘴的工作频率与特征速度成正比, 与特征尺寸成反比,并最终保证 St 不变。

3.6 雾化特性

燃油的雾化能力是喷嘴的一个重要性能指标, 针对新型自激扫掠喷嘴在静止大气中的雾化能力, 以航空煤油为工作介质,采用马尔文激光粒径测量 方法^[43],在距离喷嘴出口下游28mm处,测量了时间 和空间平均的液滴索太尔平均直径(*SMD*)随喷嘴压 降的变化情况。如图14所示,随着喷嘴压降的提高, 其液滴直径不断降低,当压降为1MPa时,其粒径已 降低至约75μm,当压降高于4MPa时,则其粒径低于 30μm。雾化能力略低于文献中的离心式压力雾化喷 嘴(0.9MPa,56μm)^[44]。但是与传统圆孔直射式喷嘴 相比,新型自激扫掠喷嘴使得单股液柱在静止大气 中的雾化能力得到了数量级的提升。



4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)自激扫掠喷嘴能够通过燃油喷射方向的高频变化,显著提高燃油的空间散布均匀度和雾化性能,作为一种新型燃油喷射装置,可为航空发动机等动力装置的燃烧组织方案设计提供一种新选择。

(2)在较小特征尺度或流道高宽比下,自激扫掠 喷嘴的工作特性会发生较大变化,其详细的影响规 律和作用原理目前尚不明确,有待进一步深入研究。

(3) 在现有的成型工艺条件下,含扰流柱构型的 新型自激扫掠喷嘴结构能够显著改善微小尺寸和较 低高宽比下的起振特性,拓宽其自激扫掠燃油喷射 的工况范围。有关扰流柱的详细作用机理及其设计 参数的优化,有待进一步深入研究。

(4)与传统直射式喷嘴相比,新型自激扫掠喷嘴 的流量系数提高了12%,且其质量流量同样与进出口 压降的开方成正比。 (5)自激扫掠喷嘴的出口射流在一定角度范围内,以一定的频率摆动,形成S型的扇形扩散液柱。 其扫掠摆动的张角可达50°以上,在较低压降条件下 (<0.1MPa),此扫掠张角随压降的增大而增加,但是 在较宽的压降范围内(>0.1MPa),此扫掠张角基本保 持不变。

(6)新型自激扫掠喷嘴的工作频率与质量流量 成正比,即质量流量/特征速度越高,喷嘴的工作频率 越高,在4MPa工作压降条件下,采用煤油介质时,其 工作频率可达到1600Hz以上。

(7)新型自激扫掠喷嘴的频率工作特性可由斯特劳哈尔数,即St值确定,同一构型的自激扫掠喷嘴 在相同工作介质、不同工作压力下的St值基本保持 不变,约为0.01~0.011。

(8)新型自激扫掠喷嘴在静止大气中即具备较强的雾化能力,使单股液柱在静止大气中的雾化能力,有到了数量级的提升,其雾化粒径可低于30μm。

在后续工作中,将继续对此新型自激扫掠喷嘴 在高速来流下的雾化和分布特性、与不同火焰结构 耦合后的燃烧特性进行深入研究,全面探究此新型 燃油喷嘴在空天动力装置内的应用可行性。

致 谢:感谢先进航空动力创新工作站(依托中国航空 发动机研究院设立)的资助;感谢北京航空航天大学航 空发动机研究院林宇震教授研究团队在相关试验测量 方法、应用可行性探讨方面提供的有益帮助;感谢上海 交通大学机械与动力工程学院温新副教授在流体振荡 器的流道尺寸确定上提供的有益帮助。

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.
- [2] 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.
- [3] 徐 旭.冲压发动机原理及技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2014.
- 【4】 邓爱明,王中豪,张军华,等.高性能经济可承受先进加力燃烧室技术 Gotcha 分解[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(5):53-57.
- [5] Bobusch B C, Woszidlo R, Bergada J M, et al. Experimental Study of the Internal Flow Structures Inside a Fluidic Oscillator[J]. Experiments in Fluids, 2013, 54(6): 1-12.
- [6] Gaertlein S, Woszidlo R, Ostermann F, et al. The Time-Resolved Internal and External Flow Field Properties of a Fluidic Oscillator[C]. Maryland: 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.

- [7] Woszidlo R, Ostermann F, Nayeri C N, et al. The Time-Resolved Natural Flow Field of a Fluidic Oscillator [J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(6): 1-12.
- [8] Wen X, Li Z, Zhou L, et al. Flow Dynamics of a Fluidic Oscillator with Internal Geometry Variations [J]. Physics of Fluids, 2020, 32(7): 075111.
- [9] Krüger O, Bobusch B C, Woszidlo R, et al. Numerical Modeling and Validation of the Flow in a Fluidic Oscillator [C]. San Diego: 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [10] Kara K. Numerical Simulation of a Sweeping Jet Actuator
 [C]. Washington: 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2016.
- [11] Oz F, Kara K. Jet Oscillation Frequency Characterization of a Sweeping Jet Actuator [J]. Fluids, 2020, 5(2): 72.
- [12] Sieber M, Ostermann F, Woszidlo R, et al. Lagrangian Coherent Structures in the Flow Field of a Fluidic Oscillator[J]. Physical Review Fluids, 2016, 1(5): 050509.
- [13] Cerretelli C, Gharaibah E. An Experimental and Numerical Investigation on Fluidic Oscillators for Flow Control
 [C]. Miami: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2007.
- [14] Gosen FV, Ostermann F, Woszidlo R, et al. Experimental Investigation of Compressibility Effects in a Fluidic Oscillator[C]. Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [15] Melton LGP, Koklu M, Andino M, et al. Sweeping Jet Optimization Studies [C]. Washington: 8th AIAA Flow Control Conference, 2016.
- [16] Ostermann F, Woszidlo R, Nayeri C N, et al. The Interaction Between a Spatially Oscillating Jet Emitted by a Fluidic Oscillator and a Cross-Flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2019, 863: 215-241.
- [17] Woszidlo R, Ostermann F, Schmidt H J. Fundamental Properties of Fluidic Oscillators for Flow Control Applications[J]. AIAA Journal, 2019, 57(3): 978-992.
- [18] Gregory J W, Tomac M N. A Review of Fluidic Oscillator Development and Application for Flow Control [C]. San Diego: 43rd Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [19] Raghu S. Fluidic Oscillators for Flow Control[J]. Experiments in Fluids, 2013, 54(2): 1-11.
- [20] Guyot D, Bobusch B, Paschereit C O, et al. Active Combustion Control Using a Fluidic Oscillator for Asymmetric Fuel Flow Modulation [C]. Hartford: 44th AIAA/ASME/ SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [21] Guyot D, Paschereit C O, Raghu S. A Fluidic Actuator for Active Combustion Control [C]. Berlin: ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, 2008.
- [22] Hassan S H, Emara A A, Elkady M A. An Influence of a

Fluidic Oscillator Insertion in a Swirl-Stabilized Burner on Turbulent Premixed Flame [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 141(6): 1-9.

- [23] Ćosić B, Waßmer D, Genin F. Integration of Fluidic Nozzles in the New Low Emission Dual Fuel Combustion System for MGT Gas Turbines[J]. Fluids, 2021, 6(3).
- [24] Ćosić B, Reiß F, Blümer M, et al. Development and Integration of the Dual Fuel Combustion System for the MGT Gas Turbine Family [C]. Virtual, Online: ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2021.
- [25] 王士奇,温 泉,韩 啸,等.一种基于自激发扫掠振荡燃油喷嘴的中心分级燃烧室[P].中国专利: CN202110747716.8,2021-10-01.
- [26] 王士奇,温 泉,韩 啸.一种基于自激扫掠振荡燃油喷 嘴的加力燃烧室结构[P].中国专利: ZL202110519916.8, 2021-05-13.
- [27] Seo J H, Zhu C, Mittal R. Flow Physics and Frequency Scaling of Sweeping Jet Fluidic Oscillators [J]. AIAA Journal, 2018, 56(6): 2208-2219.
- [28] Hirsch D, Gharib M. Schlieren Visualization and Analysis of Sweeping Jet Actuator Dynamics [J]. AIAA Journal, 2018, 56(8): 2947-2960.
- [29] Koklu M, Melton LGP. Sweeping Jet Actuator in a Quiescent Environment [C]. San Diego: 43rd Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [30] Tomac M N, Gregory J W. Phase-Synchronized Fluidic Oscillator Pair [J]. AIAA Journal, 2018, 57(2): 670-681.
- [31] Johnson J, Lubarsky E, Zinn B. Experimental Investigation of Spray Dynamics under Jet Engine Augmentor Conditions [C]. Tucson: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2005.
- [32] Bush S M, Gutmark E J. Reacting and Nonreacting Flowfields of a V-Gutter Stabilized Flame[J]. AIAA Journal, 2007, 45(3): 662-672.
- [33] Rachner M, Becker J, Hassa C, et al. Modelling of the Atomization of a Plain Liquid Fuel Jet in Crossflow at Gas Turbine Conditions [J]. Aerospace Science and Technology, 2002, 6(7): 495-506.
- [34] Schmidt H J, Woszidlo R, Nayeri C N, et al. Separation Control with Fluidic Oscillators in Water [J]. Experiments in Fluids, 2017, 58(8).
- [35] Novotný J, Foret F. Fluid Manipulation on the Micro-Scale: Basics of Fluid Behavior in Microfluidics [J]. Journal of Separation Science, 2017, 40(1): 383-394.
- [36] Vatsa V, Koklu M, Wygnanski I. Numerical Simulation of Fluidic Actuators for Flow Control Applications [C]. New Orleans: 6th AIAA Flow Control Conference, 2012.
- [37] Slupski B J, Kara K, Parezanovic V, et al. Experimental

Inner Pressure Analysis of a Sweeping Jet Actuator [C]. Atlanta: Applied Aerodynamics Conference, 2018.

- [38] Slupski B J, Tajik A R, Parezanović V B, et al. On the Impact of Geometry Scaling and Mass Flow Rate on the Frequency of a Sweeping Jet Actuator[J]. FME Transactions, 2019, 47(3): 599-607.
- [39] Bohan B T, Polanka M D. The Effect of Scale and Working Fluid on Sweeping Jet Frequency and Oscillation Angle[J]. Journal of Fluids Engineering, 2020, 142(6).
- [40] 王士奇,温 泉,刘英杰.一种亚毫米自激扫掠喷射振荡器[P].中国: ZL202210041292.8, 2022-04-19.
- [41] 熊溢威,李 锋,高伟伟,等.直射式喷嘴流动特性的数值和试验研究[J].航空发动机,2016,42(6);

68-75.

- [42] Ostermann F, Woszidlo R, Nayeri C, et al. Experimental Comparison Between the Flow Field of Two Common Fluidic Oscillator Designs [C]. Kissimmee: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [43] Boer G, Weerd C, Thoenes D, et al. Laser Diffraction Spectrometry: Fraunhofer Diffraction Versus Mie Scattering [J]. Particle & Particle Systems Characterization, 1987, 4(187): 14-19.
- [44] Dafsari R A, Lee H J, Han J, et al. Evaluation of the Atomization Characteristics of Aviation Fuels with Different Viscosities Using a Pressure Swirl Atomizer [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 145: 118704.

(编辑:白 鹭)