

自激扫掠喷嘴工作特性的数值和实验研究

王士奇, 温 泉

(中国航空发动机集团有限公司 中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘 要: 自激扫掠喷嘴通过内部康达壁面和反馈通道结构的对称设计, 在压力驱动下能够实现液柱喷射方向的自激发高频变化。为了探索此新型喷嘴在航空发动机内燃油喷射的应用潜力, 本研究综合采用二维数值模拟和高速阴影成像法, 研究了不同工作介质、不同缩比尺寸下, 自激扫掠喷嘴的特征流速、工作频率、扫掠张角等参数随工作压降的响应变化情况。结果表明: 自激扫掠喷嘴在较宽的工作压力范围(0.01~5 MPa)和特征尺寸范围(0.3~7 mm)内均能够实现稳定的自激发扫掠振荡喷射, 能够产生70°以上的扫掠张角和1 500 Hz以上的振荡频率。其扫掠张角随压力的提高而不断增加, 最高可达110°以上; 自激扫掠喷嘴的工作频率与其喉道处的特征流速成正比, 与喉道宽度成反比, 表征工作频率的斯特劳哈尔数在较宽工作压力范围内保持恒定。以上结果可为自激扫掠喷嘴在航空发动机等动力装置内的应用和优化设计提供有力支撑。

关 键 词: 自激扫掠喷嘴; 流体振荡器; 非定常数值模拟; 高速阴影成像法; 振荡频率; 扫掠张角; 斯特劳哈尔数
中图分类号: V231.2; V235.1 **文献标志码:** A

Numerical and experimental study on the characteristics of self-excited sweeping nozzle

WANG Shiqi, WEN Quan

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

Abstract: Self-excited sweeping nozzle can generate high-frequency self-excited oscillating liquid spray driven by the working pressure, through the symmetrical design of internal Coanda wall surfaces and feedback channels. In order to explore the application potential of this new nozzle to fuel injection in gas turbine engine, by taking advantage of the 2D numerical simulation and high-speed shadow imaging method, the nozzle's characteristic velocity, working frequency, sweeping angle responses to the working pressures were comprehensively studied using various working media and scaling dimensions. The results showed that the self-excited sweeping nozzle can generate stable sweeping oscillating spray within a wide working pressure range (0.01—5 MPa) and characteristic dimension range (0.3—7 mm), its sweeping angle was larger than 70°, and oscillating frequency was higher than 1 500 Hz. Its sweeping angle increased with working pressure, up to 110° or more. The operating frequency was proportional to the characteristic velocity at its throat, but inversely proportional to its throat width, and the Strouhal number St representing the working frequency remained constant within a wide working pressure range. The above results can provide a strong support for the application and optimization design of the self-excited sweeping nozzle in the gas turbine engines.

收稿日期: 2022-11-30

基金项目: 先进航空动力创新工作站资助项目(HKCX2022-01-010)

作者简介: 王士奇(1989—), 男, 研究员, 博士, 研究方向为自激扫掠喷嘴及主动流动控制技术在航空发动机的应用。

E-mail: wangsq6@126.com

引用格式: 王士奇, 温泉. 自激扫掠喷嘴工作特性的数值和实验研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(5): 20220923. WANG Shiqi, WEN Quan. Numerical and experimental study on the characteristics of self-excited sweeping nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(5): 20220923.

Keywords: self-excited sweeping nozzle; fluidic oscillator; unsteady numerical simulation; high-speed shadowgraph method; oscillation frequency; sweeping angle; Strouhal number

对于采用液态燃料的燃气轮机、冲压发动机、活塞式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,还能够大幅地提高加力/冲压燃烧室的工作效率^[4-5]。在活塞式发动机中,提高燃油的雾化和掺混性能,则能够改善其冷启动、碳烟排放性能^[6-7]。

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^[8]。

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,在其内部有两个反馈通道,流体从垂直于纸面的方向进入,由于康达效应,主流靠着某一反馈通道流动,由于出口喷孔的限流作用,部分流体进入反馈通道回流控制喉道,填充了分离泡,将主流推向另一反馈通道,周而复始,在喷孔处形成了扫掠式振荡射流,如图 2 所示。将此结构形式用于燃料喷射,能够获得更好的掺混^[9]和雾化性能^[10]。

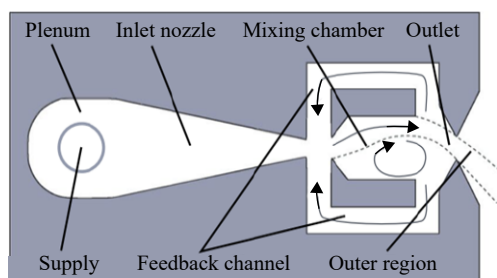


图 1 流体振荡器内部结构示意图^[11]

Fig. 1 Sketch of the fluidic oscillator's internal structure^[11]

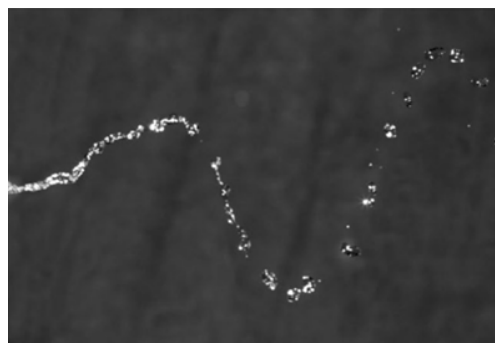


图 2 用水流显影的扫掠射流形状^[11]

Fig. 2 Sweeping pattern of the ejected flow visualized with water^[11]

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^[11]作为应用背景,对其频率/速度特性^[12-14]、内部流动结构^[15-16]、与主流的作用机理^[17]等都进行了深入的探讨^[18-19]。Wosidlo 等^[18]、Gregory 等^[19]、Raghu^[20]以及王士奇^[21]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。但是其研究的工作介质一般为气体,主要应用于提高翼型升力^[22]、降低钝体阻力^[23-24]、降低 S 型进气道总压畸变^[25-26]、涡轮叶片气膜冷却^[27]、降低剪切湍流噪声^[28]等领域。

在燃料喷射应用领域,2008 年, Guyot 等^[29-30]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^[31]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^[32]首次将此构型流体振荡器作为液态燃油喷嘴应用于双燃料地面燃机,初步验证了此新型燃油喷射装置降低污染排放的能力。同年,王士奇等^[33-34]提出了自激扫掠燃油喷嘴的概念,并公开了其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。

综上所述,公开文献已经对流体振荡器的内部流动机理进行了一定的研究,将其作为燃料喷射装置时,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。但是绝大多数研究依然将其作为一种非定常激励装置,研究工作介质一般为空气等气体,振荡器的特征喉道尺寸为 mm 级(>1 mm),工作

压力一般在 0.3 MPa 以内^[35-38]。航空发动机内均使用航空煤油等液体燃料, 燃油喷嘴的特征尺寸一般在 0.5 mm 左右, 工作压力降最高可达到 5 MPa^[39-41]。工作介质的变化完全消除了流体的可压缩性, 尺寸缩小至亚毫米尺度使其工作特性对流道加工精度和表面粗糙度更为敏感, 而工作压力的大幅提高则对装配实现方法提出了更高的要求。据笔者所知, 在以上应用工况下, 流体振荡器的相关工作特性研究在公开文献中尚不多见。

因此, 以航空发动机燃油喷射为应用背景, 本文主要研究基于康达原理和传统流体振荡器结构设计而成的自激扫掠喷嘴的工作特性, 验证其采用水或煤油等液态介质时, 在亚毫米尺度、高落压比下的应用可行性。本研究主要分为两个部分, 第 1 部分采用数值模拟方法, 对此新型喷嘴在较宽特征尺寸和压降范围内, 采用水和航空煤油工作介质下的流量-压力响应、频率-压力响应以及扫掠张角-压力响应特性, 以及等比缩放对其工作特性影响规律的初步研究。第 2 部分采用高速阴影成像法等实验手段, 针对一个特征尺寸为 0.5 mm 的自激扫掠喷嘴, 对其在静止大气中的基本工作特性, 如流量系数、工作频率、扫掠张角等进行全面的测试, 结合数值模拟的结果, 形成对此自激扫掠喷嘴工作特性的基本认知。

1 自激扫掠喷嘴工作特性的数值研究

1.1 研究模型

本文研究的自激扫掠喷嘴内部流道设计如图 3 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, 其关键设计尺寸的说明和设计值如表 1 所示。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、内部流动结构等工作特性均得到了较好的研究和验证^[8, 15, 36-39]。

由于数值模拟的主要目的是为了初步验证此喷嘴在亚毫米尺度、高落压比下是否能够产生自激扫掠振荡现象, 以及其振荡频率和扫掠角度随压力和等比缩放时的变化特性, 不涉及液滴在空气中的破碎和雾化过程, 因此, 为了节约计算资源, 本部分研究选择了二维、单相流动数值模拟方法, 分别使用水和航空煤油作为工作介质, 采用商业软件 ANSYS-Fluent, 进行非定常雷诺平均数值模拟 (URANS)。此方法已经被证明能够以

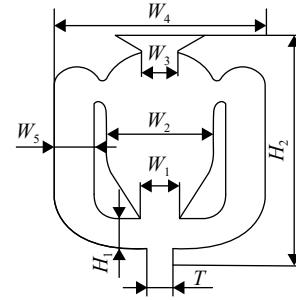


图 3 自激扫掠燃油喷嘴内部流道构型

Fig. 3 Sketch of the flow channel inside the self-excited sweeping nozzle

表 1 自激扫掠燃油喷嘴内部流道特征尺寸参数

Table 1 Key dimensions of the flow channel inside the self-excited sweeping nozzle

尺寸比	比值	说明
T		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	2	喷嘴流道深度

较高的精度预测流体振荡器采用水或空气为工作介质时的工作特性^[42-45]。

1.2 数值模拟方法和校验

为了得到精度较高、成本较低的数值模型设置, 首先要对采用的数值模型进行敏感性分析和校验。Wen 等^[46]采用 TR-PIV(时间解析粒子成像测速)的实验方法在水洞中测量了此构型流体振荡器的工作特性, 测量对象的进口喉道宽度 $T=7.2$ mm, 喉道深度为 $S=10$ mm, 工况流量为 6.7 kg/s, 测得的振荡频率为 1.1 Hz, 出口的平均扫掠张角约为 100°。可采用以上实验数据对数值模型进行精度校验。

本次数值模拟的计算域如图 4 所示, 共生成了 M1、M2、M3 这 3 套网格, 对应的平均 Y^+ 值分别约为 10、5、1。边界条件采用等流量进口, 压力出口, 具体设置与文献^[46]中一致。采用基于压力的瞬态求解器, 时间步长为 $\Delta t=0.01$ s, 约为振荡周期的 1/100。在计算初始化完成后, 再计算 20 000 步, 即超过 180 个振荡周期 P_0 , 从而较为精确地得到振荡器的工作频率, 以及时间平均流场信息。通过对比每个算例的振荡频率和平均

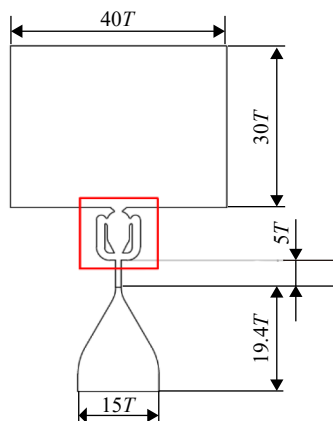


图 4 数值模拟的计算域

Fig. 4 Computational domain in the numerical simulation

扫掠张角信息,除网格密度影响外,还研究了 $k-\varepsilon$ Realizable、 $k-\Omega$ 和 $k-\Omega$ SST 等不同湍流模型对预测精度的影响。

在计算过程中,检测出口偏左侧任意一处的速度绝对值随每个时间步的变化情况,对其进行频谱分析后可得到扫掠振荡工作频率。同时每 5 个时间步提取全部流场信息,最后得到平均流场信息(mean flow field)和方均根脉动流场信息(root mean square error flow field, RMSE flow field)。分析过程中,以进口喉道处的平均速度为基准(校核工况 $U_t=0.93$ m/s),对以上平均和脉动流场进行无量纲化。

图 5 展示了在校核工况下,采用 M1 网格, $k-\varepsilon$ Realizable 湍流模型,自激扫掠喷嘴在半周期内不同时刻的内外瞬态速度场云图,可以清晰看到其主射流在反馈通道回流和涡泡的耦合作用下,

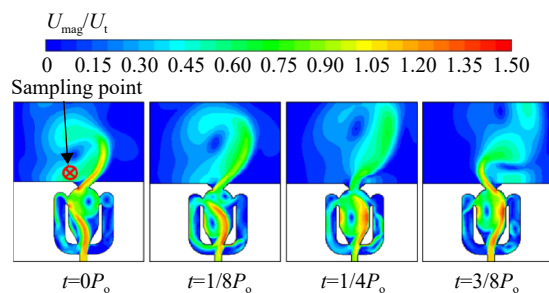


图 5 流体振荡器内部的周期性瞬态流动结构

Fig. 5 Snapshots of the periodic flow structure inside a fluidic oscillator

在出口形成自激发的扫掠喷射流动,其内外部流场结构特征与文献 [46] 中的实验测量结果一致。

通过对其时均流场信息(mean flow field)和方均根脉动流场信息(RMSE flow field)进行对比分析,可以得到其出口的平均扫掠张角。如图 6 所示,在速度绝对值的方均根流场云图($U_{\text{mag-RMSE}}$), y 向分速度的方均根流场云图($U_{y\text{-RMSE}}$),速度绝对值的平均值流场云图($U_{\text{mag-mean}}$)以及 y 向分速度的平均值流场云图($U_{y\text{-mean}}$)中,方均根流场图($U_{\text{mag-RMSE}}$)对扫掠张角表征的最为清晰,其具有出口高脉动速度的中心线夹角(86°),及边界线夹角(96°)两个角度信息。由于方均根流场图出口高脉动速度的中心线夹角与平均速度场的出口高平均速度边界线夹角(87°)更为接近,因此方均根流场图出口的中心线夹角更能代表流体振荡器的出口扫掠张角,故在下文中均以速度绝对值的方均根流场出口高脉动速度中心线夹角为基础提取平均扫掠张角信息。

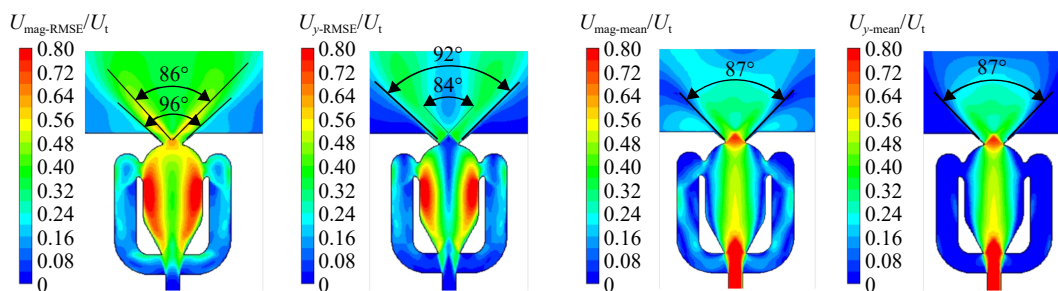


图 6 无量纲化的时均流场云图和方均根脉动流场云图

Fig. 6 Non-dimensional contours of time-averaged flow fields and RMSE flow fields

表 2 中列出不同网格密度和湍流模型下,采用上述数值模拟方法得到工作频率以及平均扫掠张角,并与参考文献中的实验测量结果进行了对比,可以看出,采用 M1 网格和 $k-\varepsilon$ Realizable 湍流模型组合,在单相水介质条件下,能够以较高的

精度对振荡器的工作频率和平均扫掠张角进行预测,满足下文对自激扫掠喷嘴进行数值参数化特性分析的需求。

1.3 等比缩放对其工作特性的影响

首先,采用文中第 1.2 节所述的研究方法,研

表2 不同网格密度和湍流模型下数值模拟得到的工作频率和平均扫掠张角

Table 2 Working frequencies and mean sweeping angles predicted by numerical simulations with various mesh densities and turbulence models

湍流模型	网格	频率/Hz	频率偏差/%	平均扫掠张角/(°)	张角偏差/%
$k-\varepsilon$ Realizable	M1	1.102	0.2	88	-12.0
	M2	1.395	26.8	82	-18.0
	M3	1.453	32.1	67	-33.0
$k-\Omega$	M1	1.123	2.1	79	-21.0
$k-\Omega$ SST	M1	1.129	2.6	75	-25.0
实验基准		1.1		100	

究了等比缩放对自激扫掠喷嘴工作特性的影响。多个文献的研究结果表明, 等比缩放或者改变特征流速会改变自激扫掠喷嘴的工作频率, 为了保证空间分辨率与校核数值方法相似, 对同一套网格进行等比例缩小, 研究对象的特征尺寸, 即喉道宽度分别为 $T=0.3, 0.4, 0.5, 0.8, 1.0, 1.25, 2.0, 3.0, 7.2$ mm; 同时, 为了保证时间分辨率也与校核的数值方法相似, 所有的算例中的时间步长 Δt 均小于对应算例周期 P_0 的 $1/100$, 即 $\Delta t < P_0/100$ 。均采用相同的总压入口条件, 研究的压力降分别为 $\Delta p=1$ MPa 和 3 MPa。

图7表示了两个压降工况下, 自激扫掠喷嘴的工作频率随喉道宽度的响应变化情况, 可以清晰地看出, 其工作频率 f 与喉道宽度 T 成反比关系, 在 $T=0.3$ mm 尺寸, 3 MPa 压降条件下, 其工作频率达到了 1770 Hz。进一步地, 将频率 f 与 T 相乘, 得到一个归一化的频率 fT , 如图8所示, 此归一化频率 fT 基本不随喉道宽度而变化, 但是会随着喷嘴压降的提高而增大。

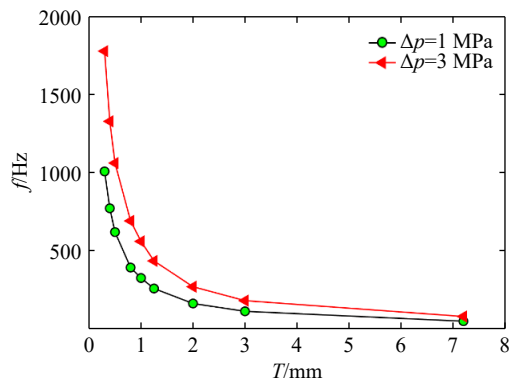


图7 喷嘴不同压降下工作频率随喉道尺寸的响应曲线
Fig. 7 Working frequency responses to various throat width with various nozzle pressure drops

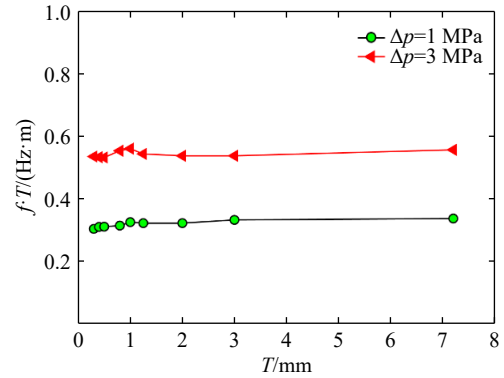


图8 不同喷嘴压降下由喉道宽度归一化后频率响应曲线
Fig. 8 Frequency responses normalized by throat width with various nozzle pressure drops

图9则对比了相同压降下 ($\Delta p=1$ MPa), 不同喉道宽度下的喷嘴出口平均张角, 随着喷嘴尺寸的增加, 其平均张角从 87° 增加到了 92° , 变化幅度不到 6% , 考虑到角度测量时的误差, 可以认为等比缩放对自激扫掠喷嘴的扫掠张角影响不大。

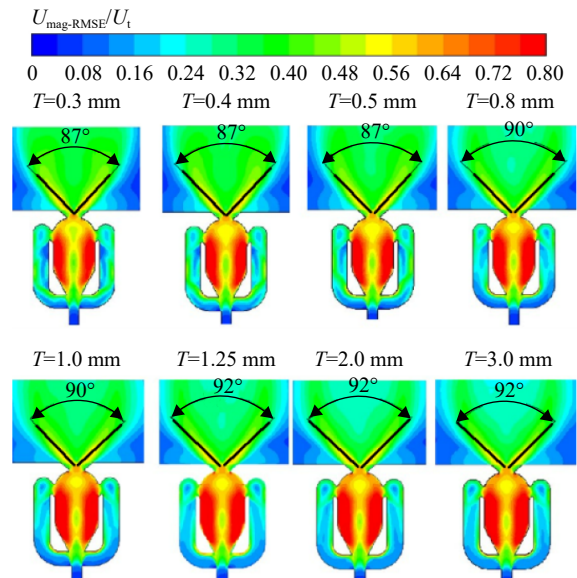


图9 多个等比缩放尺寸下的方均根速度场云图分布
($\Delta p=1$ MPa)

Fig. 9 contours of the RMSE flow fields with various scaling dimensions ($\Delta p=1$ MPa)

1.4 喷嘴压降和工作介质变化的影响

图8可知, 喷嘴进出口的压力降显著影响其频率等工作特性。针对应用场景下的典型尺寸, 即进口喉道宽度 $T=0.5$ mm 的设计构型, 采用上文所述的数值模拟方法, 在较宽压降范围内 ($0.1\sim 5$ MPa), 分别采用水和航空煤油等介质, 研究了自激扫掠喷嘴的工作频率、流量、张角等基本特性随压降的响应情况。

由图 10 可以看出, 自激扫掠喷嘴的振荡工作频率基本与压降的开方成线性正比关系, 在 5 MPa 压降工况下, 采用水介质时的工作频率达到了 1 300 Hz 以上, 采用煤油介质时的工作频率更高, 可达 1 500 Hz 以上。

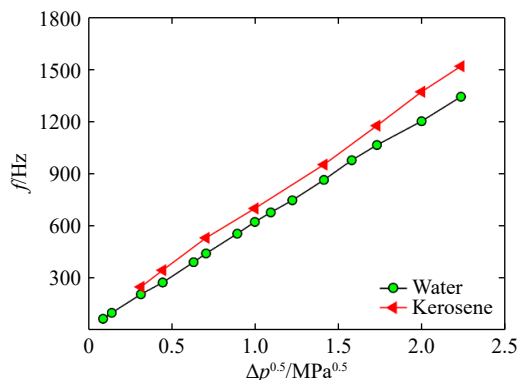


图 10 不同工作介质下工作频率随喷嘴压降开方的响应曲线
Fig. 10 Working frequency responses to the square root of nozzle pressure drops with various working media

流量特性是喷嘴的另一个重要工作特性, 其质量流量与流道的流通截面积有关, 由于本研究采用的是二维数值模拟, 因此采用喉道截面处的平均流速 U_t 作为喷嘴流量特性的表征参数。图 11 表示了水介质和煤油介质下, 喉道截面的平均速度随喷嘴压降开方的响应曲线。与传统直射式燃油喷嘴类似, 其平均流速, 即其质量流量与压降的开方成正比, 对其进行线性拟合后可得到 $U_t = k\Delta p^{0.5} + b$ 。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 $k = 1\,000 \times \sqrt{2/\rho}$, 其中 $\rho(\text{kg/m}^3)$ 为流体的密度。因此, 由于煤油的密度更低, 在相

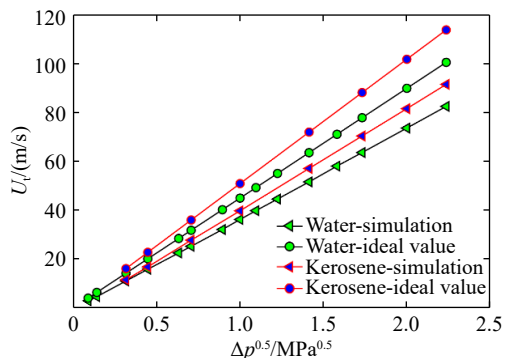


图 11 不同工作介质下喉道平均速度随进出口压降开方的响应曲线

Fig. 11 Average velocity responses across the throat section to the square root of nozzle pressure drops with various working media

同压降下, 其流动速度比水介质时更高。将拟合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。水介质和煤油介质下, 由数值模拟结果得到的喷嘴的流量系数分别为 0.827 和 0.819, 两者相差不到 1%, 可以认为此构型喷嘴在不同工作介质条件下的流量系数基本不变。

图 12 展示了采用水介质, 在不同压降条件下, 自激扫掠喷嘴出口射流的平均扫掠张角。可以明显看出, 在较低压降条件下 ($\Delta p=0.008\text{ MPa}$), 其扫掠张角即达到了 70° , 随压降的提高, 其扫掠张角也随之提高, 在压降为 3 MPa 时, 其扫掠张角达到 86° , 但相比 0.1 MPa 时的 80° , 仅增加了不到 7%。图 13 中则展示了采用煤油介质, 在相应不同压力下的平均扫掠张角, 其变化规律与采用水介质时基本相同, 其张角最终稳定在 80° 左右, 比采用水介质的张角略小, 且在 0.008 MPa 的极低压力下, 其扫掠张角和振幅明显低于采用水介质下的结果, 这可能是由于煤油的黏度较高造成的。考虑到测量误差, 可以认为除去极低工作压力时, 喷嘴的扫掠张角基本维持在 80° 左右不变, 且工作介质的变化基本不影响产生的扫掠平均张角。

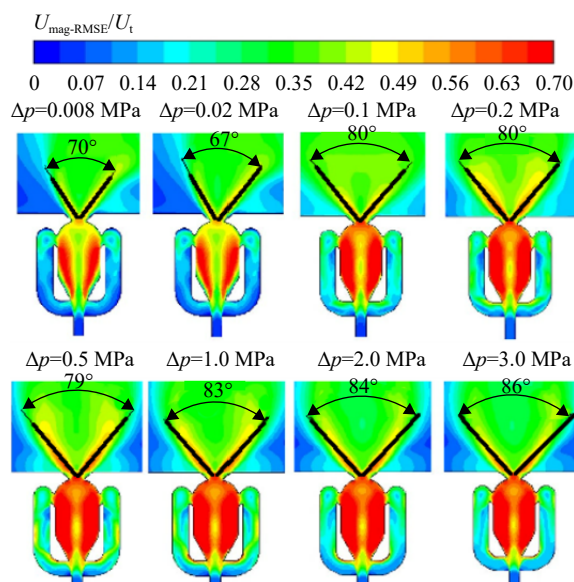


图 12 不同压降下的方均根速度场云图分布
($T=0.5\text{ mm}$, 水介质)

Fig. 12 contours of the RMSE flow fields with various pressure drops ($T=0.5\text{ mm}$, water)

1.5 多参数的归一化分析

经上文分析可知, 本研究中自激扫掠喷嘴的工作频率 f 与其特征尺寸大小成反比 (图 7), 与其

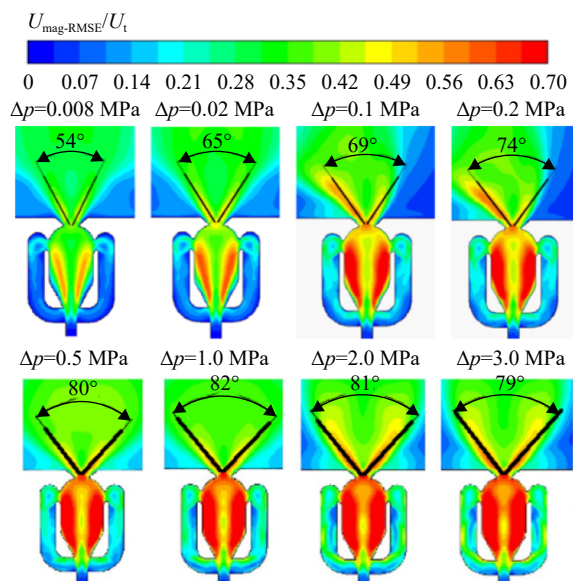


图13 不同压降下的方均根速度场云图分布

(T=0.5 mm, 煤油介质)

Fig. 13 contours of the RMSE flow fields with various pressure drops (T=0.5 mm, kerosene)

进口压力的开方(图10), 及进口喉道截面的平均速度 U_t 成正比(图11), 取进口喉道的宽度 T 作为自激励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:

$$St = f \cdot T / U_t$$

图14表示了自激励扫掠喷嘴在不同流体介质下, 斯特劳哈尔数随压降和尺寸的变化情况。在水介质, 特征尺寸 $T=0.5$ mm 条件下, St 数随压降的提高而不断降低, 当压降高于一定阈值($\Delta p > 0.2$ MPa)后, St 数基本保持在 0.0085 左右。将工作介质改为煤油后, 其基本的变化趋势没有发生

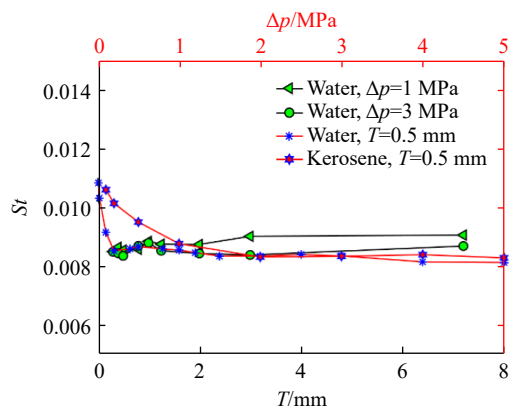


图14 不同工作介质下, 喷嘴斯特劳哈尔数随压降和尺寸的变化情况

Fig. 14 Nozzle's Strouhal number responses to the pressure drops and scaling dimensions with various working media

变化, 但是其阈值压降增加至 $\Delta p > 1$ MPa。高于此阈值压降, 煤油介质和水介质下的 St 值基本相同; 低于此阈值压降, 煤油介质下的 St 值明显高于水介质下的 St 值。在水介质、相同的压降条件下 ($\Delta p=1$ MPa 或 3 MPa), 特征尺寸 ($T=0.3 \sim 7.2$ mm) 的变化基本对 St 数没有影响, St 的值均在 0.009 左右。在 $T > 1$ mm 时, $\Delta p=1$ MPa 时, St 数相比于 $\Delta p=3$ MPa 时略高。自激励扫掠喷嘴的频率工作特性基本由无量纲参数 St 数确定, 对于本研究中的几何构型, 除了极低压降条件下, St 值基本在 0.0085~0.0095 之间保持恒定, 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[18, 47-49]。

2 自激励扫掠喷嘴工作特性的实验研究

为了进一步验证自激励扫掠喷嘴在航空发动机中的应用可行性, 以上述数值研究结果为基础, 采用精密数控加工和特种焊接手段, 加工完成了图3所示的自激励扫掠喷嘴, 并对其基本工作特性进行实验测量。其特征尺寸 $T=0.5$ mm, 流道深度 $S=1.0$ mm, 进口喉道高宽比为 2。图15表示了本研究中自激励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, 保证自激励扫掠喷嘴的装配面接缝处在高压进口条件下不发生泄漏。为了最大程度与实际应用中的直射式喷嘴结构保持一致, 加工的自激励扫掠喷嘴进口采用了突变式流道, 由 $16T$ 的宽度直接收缩为了喉道宽度 T , 如图15所示。

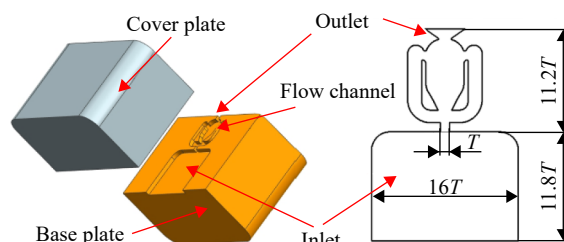


图15 自激励扫掠喷嘴整体实现结构

Fig. 15 Overall assembling structure of present self-excited sweeping nozzle

2.1 测试系统

本部分研究采用的测试系统如图16所示, 为了完全消除进口液体的压力脉动, 避免其与喷嘴

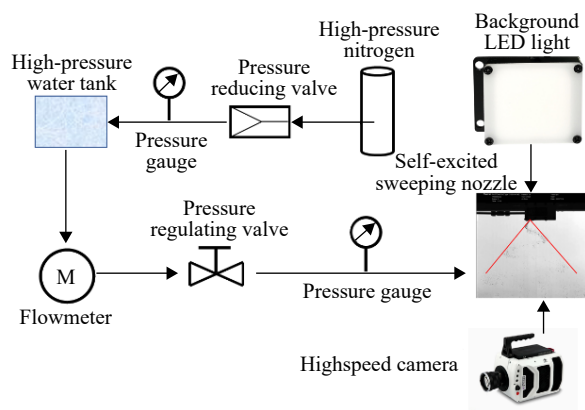


图 16 自激扫掠喷嘴特性测试系统图

Fig. 16 Schematic test system of the self-excited sweeping nozzle's characteristics

本身的自激振荡频率产生干涉,测试系统采用了高压氮气挤压式供水,高压水罐最高耐压 10 MPa;采用高精度科氏质量流量计(首科实华 DMF-1-S8,量程为 200 kg/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响应特性,并通过对多帧图像进行时间平均,得到扫掠张角响应特性。采用的背景光源为白色纯屏平板光源,长和宽均为 500 mm;采用的高速相机为 Photron FASTCAM SA-Z,采集频率为 20 kHz,快门速度为 1/50 000 s,采集分辨率为 1 024 像素 $\times$ 1 024 像素,每个工况采集图片不少于 4 000 张,完全满足本研究中自激扫掠喷嘴工作频率的分辨力需求。

2.2 射流振荡过程和张角特性

图 17 表示采用上述测试系统得到的部分实验结果,即不同压降下,自激扫掠喷嘴喷射的瞬

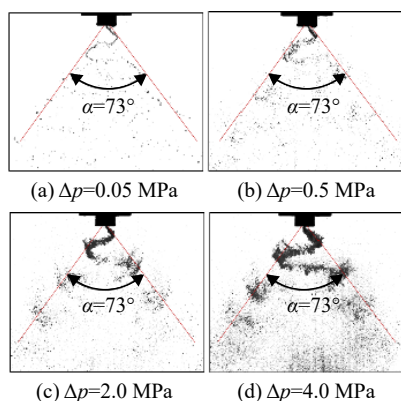


图 17 不同压降下自激扫掠喷嘴的出口瞬态液雾分布

Fig. 17 Transient spray distribution ejected by the self-excited sweeping nozzle at various pressure drops

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(小于 0.05 MPa)即可产生扫掠振荡射流,其张角约为 73°。由于喷射方向的不断变化,液柱在空间内呈连续“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。随着工作压力的提高,液柱喷射速度和扫掠频率不断增加,液柱表面与空气之间的相互作用增强,液柱表面的不稳定性也不断增加,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发生增加。

通过对超过 4 000 张连续拍摄的图片进行平均处理,可得到不同压力下,自激扫掠喷嘴出口的液雾平均分布,如图 18 所示。在 0.05 MPa 的较低工作压力下,其平均液雾浓度场存在一个明显的高浓度区,此高浓度区集中在扫掠张角的两侧,并成为了扫掠张角的边界线。随着工作压力的提高,高浓度区从两条边线逐渐拓展为两个区域,并成了两个张角,即表征高浓度区域外侧边界的主张角 β ,以及表征高浓度区域内测的副张角 γ 。如图 18(b)~图 18(d)所示,主张角 β 逐渐由 73°增加至 95°,又增加至略超过喷嘴的出口几何张角 110°后,逐渐保持不变;而副张角 γ 则基本保持在 51°左右不变。通过与图 17 中的瞬态液雾场进行对比分析,可以发现其基本扫掠张角在低工作压力时已确定,基本不随工作压力而变化,而主副张角的形成是由于液柱的破碎雾化和扩散造成的。对比图 12 中的数值模拟结果,可知单相数值模拟针对低压时的角度预测能力较佳,但是对于较高工作压力下,由于喷嘴射流时发生的雾化破碎作用显著影响了出口扫掠张角的大小,因此无法获得较好的预测结果。

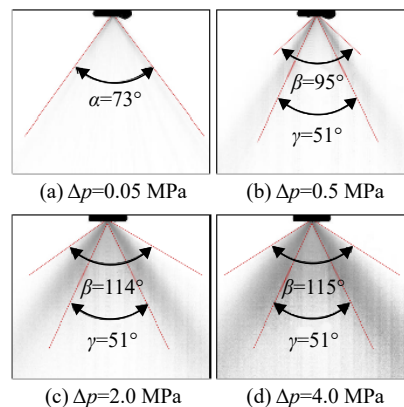


图 18 不同压降下自激扫掠喷嘴的出口平均液雾分布

Fig. 18 Mean spray distribution ejected by the self-excited sweeping nozzle at various pressure drops

2.3 流量和频率特性

由测量得到的质量流量, 以及喷嘴喉道的截面积, 则可计算得到喷嘴喉道截面处的平均特征流速。图 19 表示了自激扫掠喷嘴的特征流速随喷嘴压降开方的线性关系, 这一点与传统直射式燃油喷嘴类似。与二维数值模拟得到的流量系数 0.827 相比, 实际测量得到的流量系数为 0.618, 降低了 25.3%。这可能是由于实验用喷嘴采用的突变式进口处形成了较大的分离旋涡, 导致其有效流通面积下降^[50]。

图 20 则表示了自激扫掠喷嘴工作频率随压降开方的线性变化关系, 与数值模拟结果相比, 其在相同的压降条件下, 实验测量的工作频率略高, 特别是当压降大于 0.5 MPa 后, 数值和实验得到的频率值偏差略微增大, 此现象可能与突变式进口流道以及喷嘴内部流道存在空化效应有关^[51],

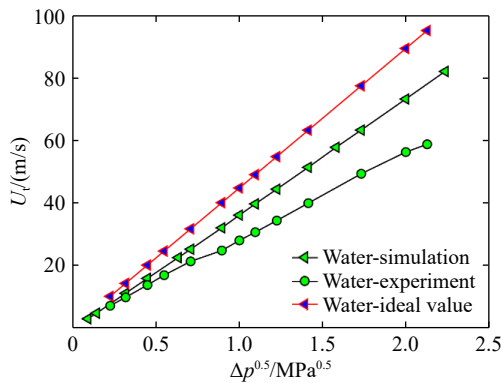


图 19 由数值模拟和实验测量得到的喷嘴特征流速随压降开方的响应特性

Fig. 19 Characteristic velocity responses to the square root of nozzle pressure drops obtained by simulations and experiments

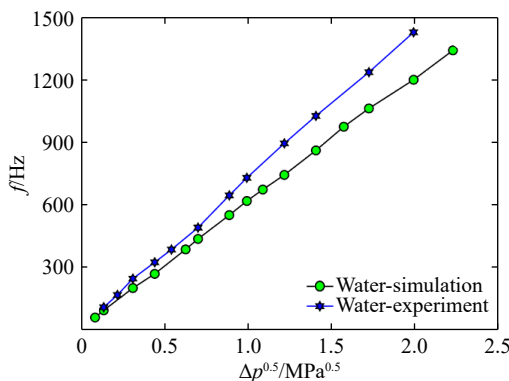


图 20 喷嘴工作频率随压降开方的响应特性, 数值模拟和实验测量

Fig. 20 Frequency responses to the square root of nozzle pressure drops, by simulations and experiments

其背后的作用机理有待进一步地发掘。但总体上, 自激扫掠喷嘴的流量和频率特性与数值模拟得到的结果一致。

2.4 斯特劳哈尔数

取斯特劳哈尔数 St 中的各参数定义与文中第 1.5 节中相同, 则图 21 表示了自激扫掠喷嘴的 St 值随压降的变化情况, 可以明显地看出, 实验测量得到的 St 值高于数值模拟得到的 St 值, 这是由于在相同压降下, 实验测量得到的工作频率更高, 而特征速度反而更低, 从而导致实验测量的 St 值更高。值得注意的是, 当喷嘴的压力降较低时 (小于 0.2 MPa), 实验测量得到的 St 值也随压力的增加而降低, 随后保持不变。但与数值模拟不同的是, 当喷嘴压力降较高时 (大于 0.5 MPa), 实验测量得到的 St 值从 0.010 增加至 0.012, 增加了近 20%, 随后又基本保持不变, 此现象可能与高压进口条件下, 自激扫掠喷嘴进口或内部流道内部发生空化效应, 导致其实际流动面积降低有关^[50-51], 其作用机理有待进行进一步的细化研究。

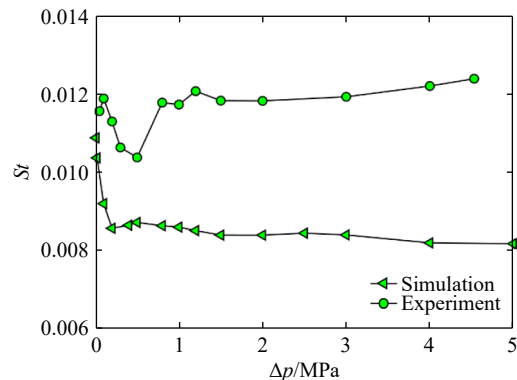


图 21 由数值模拟和实验测量得到的喷嘴 St 值随压降的响应特性、数值模拟和实验测量

Fig. 21 St number responses to nozzle pressure drops obtained by simulations and experiments

3 结论

针对一种基于康达原理和传统流体振荡器结构的自激扫掠喷嘴, 综合采用二维非定常数值模拟方法和高速阴影成像法研究了其在典型应用尺度和工况下的基本工作特性, 结果表明:

1) 与传统直射式喷嘴类似, 自激扫掠喷嘴的质量流量与进出口压降的开方成正比, 其流量系数基本不随工作介质而变化。

2) 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。其扫掠摆动的张角可

达 70° 以上, 且此扫掠张角在极低的压降条件下 (小于 0.05 MPa) 即可形成, 等比缩放和工作介质的变化对其平均扫掠张角基本不产生影响。

3) 随着工作压力的提高, 喷射液柱的雾化破碎作用增强, 使喷嘴的出口出现主张角和副张角, 其中主张角可达到 110° 以上, 主副张角之间的区域为喷嘴出口液雾的高浓度分布区域。

4) 自激扫掠喷嘴的工作频率与质量流量/特征速度成正比, 并与喷嘴的特征尺寸成反比, 即质量流量/特征速度越高, 喷嘴的工作频率越高; 其特征尺寸越小, 喷嘴的工作频率越高。在典型的应用尺度 (0.5 mm) 和工作压降 (5 MPa) 条件下, 其工作频率可达到 $1\ 500\text{ Hz}$ 以上。

5) 自激扫掠喷嘴的基本工作特性可由斯特劳哈尔数, 即 St 值确定, 除了在较低工作压降条件外 (小于 0.2 MPa), 同一构型的自激扫掠喷嘴在不同的工作压力、缩放尺寸下的 St 值基本保持不变, 这可为后续自激扫掠喷嘴的优化设计和应用提供极大的便利。

6) 采用二维单相非定常数值模拟可对自激扫掠喷嘴的流量系数、工作频率、扫掠张角等工作特性进行初步的研究, 但其预测结果与实验测量得到的数据存在一定的偏差, 在后续对自激扫掠喷嘴工作机理的精细化研究中, 可采用气液两相非定常数值模拟手段。

在后续工作中, 将继续对自激扫掠喷嘴在静止大气内的雾化特性、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。

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.
GAN Xiaohua. Aero gas turbine engine fuel nozzle technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [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] 朱彦熙, 王宝昌. 内燃机构造与原理[M]. 3 版. 北京: 电子工业出版社, 2017.
ZHU Yanxi, WANG Baochang. Structure and principle of internal combustion engine[M]. 3rd ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2017. (in Chinese)
- [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.
DENG Aiming, WANG Zhonghao, ZHANG Junhua, et al. GOTChA analysis of high performance affordable advanced afterburner technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(5): 53-57. (in Chinese)
- [5] 徐旭, 陈兵, 徐大军. 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.
XU Xu, CHEN Bing, XU Dajun. Principle and technology of ramjet engine[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2014. (in Chinese)
- [6] FENG Lei, SUN Xingyu, PAN Xiaoyan, et al. Gasoline spray characteristics using a high pressure common rail diesel injection system by the method of laser induced exciplex fluorescence[J]. Fuel, 2021, 302: 121174.1-121174.14.
- [7] CHEN Beiling, FENG Lei, WANG Yu, et al. Spray and flame characteristics of wall-impinging diesel fuel spray at different wall temperatures and ambient pressures in a constant volume combustion vessel[J]. Fuel, 2019, 235: 416-425.
- [8] 邸东, 刘雨辰, 王亚军, 等. 加力用扇形喷嘴雾化特性试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 457-470.
DI Dong, LIU Yuchen, WANG Yajun, et al. Experiment on atomization characteristics of fan nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 457-470. (in Chinese)
- [9] LACARELLE A, PASCHEREIT C O. Increasing the passive scalar mixing quality of jets in crossflow with fluidics actuators[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(2): 021503.
- [10] TOMAC M N. Novel jet impingement atomization by synchronizing the sweeping motion of the fluidic oscillators[J]. Journal of Visualization, 2020, 23(3): 373-375.
- [11] SCHMIDT H J, WOSZIDLO R, NAYERI C N, et al. Drag reduction on a rectangular bluff body with base flaps and fluidic oscillators[J]. Experiments in Fluids, 2015, 56(7): 151.
- [12] CERRETELLI C, GHARAIBAH E. An experimental and numerical investigation on fluidic oscillators for flow control: AIAA 2007-3854[R]. Miami, Florida: 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2007.
- [13] VON GOSEN F, OSTERMANN F, WOSZIDLO R, et al. Experimental investigation of compressibility effects in a fluidic oscillator: AIAA 2015-0782 [R]. Kissimmee, Florida: 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015.
- [14] PACK MELTON L G, KOKLU M, ANDINO M, et al. Sweeping jet optimization studies: AIAA2016-4233 [R]. Washington DC: 8th AIAA Flow Control Conference, 2016.
- [15] 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): 1559.
- [16] 周奎良, 王士奇, 温新. 高频高速流体振荡器工作特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(4): 877-885.
ZHOU Luanliang, WANG Shiqi, WEN Xin. Working characteristics of a fluidic oscillator with high frequency and high speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(4): 877-885. (in Chinese)
- [17] 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.
- [18] WOSZIDLO R, OSTERMANN F, SCHMIDT H J. Fundamental properties of fluidic oscillators for flow control applications[J]. AIAA Journal, 2019, 57(3): 978-992.
- [19] GREGORY J, TOMAC M N. A review of fluidic oscillator development and application for flow control: AIAA 2013-2474 [R]. San Diego: 43rd Fluid Dynamics Conference, 2013.

- [20] RAGHU S. Fluidic oscillators for flow control[J]. *Experiments in Fluids*, 2013, 54(2): 1-11.
- [21] 王士奇. 流体振荡器: 一种有前途的非稳态激励器[J]. *航空动力*, 2022(1): 18-21.
WANG Shiqi. Fluidic oscillator: a promising unsteady actuator[J]. *Aerospace Power*, 2022(1): 18-21. (in Chinese)
- [22] CHOEPHEL T, CODER J, MAUGHMER M. Airfoil boundary-layer flow control using fluidic oscillators: AIAA 2012-2655 [R]. New Orleans, Louisiana: 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2012.
- [23] WOSZIDLO R, STUMPER T, NAYERI C, et al. Experimental study on bluff body drag reduction with fluidic oscillators AIAA 2014-0403 [R]. National Harbor, Maryland: 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- [24] METKA M, GREGORY J W. Drag reduction on the 25-deg Ahmed model using fluidic oscillators[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2015, 137(5): 051108.1-051108.10.
- [25] BURROWS T J, VUKASINOVIC B, GLEZER A, et al. Experimental and numerical investigation of active flow control of a serpentine diffuser[J]. *AIAA Journal*, 2021, 59(2): 607-620.
- [26] SONG Jinsheng, WANG Shiqi, WEN Xin, et al. Active flow control in an S-shaped duct at Mach 0.4 using sweeping jet actuators[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2022, 138: 110699.1-110699.9.
- [27] HOSSAIN MOHAMMAD A, LUCAS A, ALI A, et al. Sweeping jet film cooling on a turbine vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(3): 031007.1-031007.11.
- [28] SHIGETA M, MIURA T, IZAWA S, et al. Active control of cavity noise by fluidic oscillators[J]. *Theoretical and Applied Mechanics Japan*, 2007, 57: 127-134.
- [29] GUYOT D, BOBUSCH B, PASCHEREIT C O, et al. Active combustion control using a fluidic oscillator for asymmetric fuel flow modulation: AIAA 2008-4956 [R]. Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.
- [30] GUYOT D, PASCHEREIT C O, RAGHU S. A fluidic actuator for active combustion control: GT 2008-50797 [R]. Berlin, Germany: ASME, 2008.
- [31] 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*, 2019, 141(6): 061001.
- [32] ČOŠIĆ B, WABMER 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): 129.
- [33] 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: ZL202110747716.8 [P]. 2021-10-01.
- [34] 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: ZL202110519916.8 [P]. 2021-08-20.
- [35] 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.
- [36] HIRSCH D, GHARIB M. Schlieren visualization and analysis of sweeping jet actuator dynamics[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(8): 2947-2960.
- [37] 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(125): 1-12.
- [38] KOKLU M, PACK MELTON L G. Sweeping jet actuator in a quiescent environment: AIAA 2013-2477 [R]. San Diego: 43rd Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [39] JOHNSON J, LUBARSKY E, ZINN B. Experimental investigation of spray dynamics under jet engine augmentor conditions: AIAA 2005-4480 [R]. Tucson, US: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [40] BUSH S M, GUTMARK E J. Reacting and nonreacting flowfields of a V-gutter stabilized flame[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(3): 662-672.
- [41] 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.
- [42] WANG Shiqi, BATIKH A, BALDAS L, et al. On the modelling of the switching mechanisms of a Coanda fluidic oscillator[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2019, 299: 111618.1-111618.12.
- [43] KARA K. Numerical simulation of a sweeping jet actuator: AIAA 2016-3261 [R]. Washington, D C: 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2016.
- [44] KRÜGER O, BOBUSCH B C, WOSZIDLO R, et al. Numerical modeling and validation of the flow in a fluidic oscillator: AIAA 2013-3087 [R]. San Diego: 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [45] BOBUSCH B C, WOSZIDLO R, KRÜGER O, et al. Numerical investigations on geometric parameters affecting the oscillation properties of a fluidic oscillator: AIAA 2013-2709 [R]. San Diego: 21st AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, 2013.
- [46] 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): 075111.1-075111.14.
- [47] SLUPSKI B, TAJIK A, PAREZANOVIĆ V, 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.
- [48] SLUPSKI B Z, KARA K, PAREZANOVIĆ V, et al. Experimental inner pressure analysis of a sweeping jet actuator: AIAA 2018-3337 [R]. Atlanta, Georgia: 2018 Applied Aerodynamics Conference, 2018.
- [49] 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): 061206.1-061206.9.
- [50] 王少林, 黄勇, 邹婷, 等. 空化对燃油喷嘴雾化的影响[J]. *推进技术*, 2014, 35(3): 397-402.
WANG Shaolin, HUANG Yong, ZOU Ting, et al. Effects of cavitation in nozzle on spray[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(3): 397-402. (in Chinese)
- [51] 成晓北, 黄荣华, 王志, 等. 柴油机喷油器喷孔空泡雾化的研究[J]. *内燃机工程*, 2002, 23(2): 60-64.
CHENG Xiaobei, HUANG Ronghua, WANG Zhi, et al. The study on injector nozzle cavitation atomization in a diesel engine[J]. *Chinese Internal Combustion Engine Engineering*, 2002, 23(2): 60-64. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)