

文章编号:1000-8055(2011)11-2503-07

几何参数影响改进型压电合成射流驱动器实验

张立¹, 王帮峰¹, 周勇²

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;
2. 南京信息工程大学 气象传感网络技术工程中心, 南京 210044)

摘 要: 通过实验的方法研究了开孔尺寸与腔体体积对改进型压电合成射流驱动器出口处射流强度的影响,由热线风速仪测得的瞬时速度,得到了各驱动器试件单位周期内最大速度与时均速度的频响曲线,并引入腔体体积与开孔面积的比值作为无量纲参数,使得能够将驱动器几何尺寸参数对其射流的影响统一起来。结果显示:在低频谐振频率处,单位周期内最大速度值与时均速度值单调下降;而在高频谐振频率处,时均速度单调下降,单位周期内最大速度值存在极值点;驱动器的几何参数主要对高频区的谐振频率有重要影响。

关 键 词: 改进型压电合成射流驱动器; 几何参数; 热线风速仪; 频率响应; 时均速度

中图分类号: V211; O34

文献标志码: A

Experimental investigation on improved piezoelectric synthetic jet actuator of geometric parameters

ZHANG Li¹, WANG Bang-feng¹, ZHOU Yong²

(1. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Technology and Engineering Center for Meteorological Sensor Network,
Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China)

Abstract: A novel piezoelectric synthetic jet actuator was studied experimentally. The velocities of outflows were detected by hotwire anemometer. The frequency responses of time-average velocity and maximum velocity during one period were obtained. The results show that: in the region of low frequency, the time-average velocity and maximum velocity decrease monotonically; in the region of high frequency, the maximum velocity is affected by geometric parameters of the actuator evidently. And there is an optimum geometric size for the actuator to obtain the maximum peak velocity during the high frequency region.

Key words: improved piezoelectric synthetic jet actuator; geometric parameter; hotwire anemometer; frequency response; time-average velocity

压电振动隔膜式驱动器是一种利用压电材料驱动腔底隔膜振动,改变腔体容积产生吹/吸气效应从而产生射流的驱动器结构。悉尼理工大学 Mallinson S G 和 Lee C 等^[1-4]分别对压电陶瓷片(PZT)驱动腔底金属隔膜的具有圆形喷口和窄缝喷口合成射流驱动器(SJA)进行了数值仿真和实

验研究;Florida 大学 Utturkar Y 等^[5]对二维轴对称合成射流的形成准则进行了理论研究,并利用数值仿真和激光多普勒测速仪的实测加以验证。Maryland 大学的 Morel-Fatio S 等^[6]将 PZT-黄铜隔膜的 SJA 阵列集成于无人飞行器(UAV)缩比模型的机翼中,通过理论分析获得 SJA 的最

收稿日期:2010-12-22; 修订日期:2011-03-18

基金项目:国家自然科学基金(90405008, 10772081, 90605003)

作者简介:张立(1982—),男,江苏徐州人,博士生,主要从事压电合成射流驱动器方面研究。

佳激励参数,然后通过风洞实验验证了合成射流可以有效地提高飞升系数,升阻比提高了16%;波音公司^[7-8]对多层膜驱动的SJA的设计形式,理论分析和流场主动控制试验进行了多方面的研究;美国国家航空航天局兰利研究中心^[9-10]在研究底部板式隔膜和腔内悬臂式振动膜驱动性能的同时,还对合成射流的测试与评价试验系统进行研究.国内北京航空航天大学、南京航空航天大学等科研院所也对其数值模拟^[11]、结构参数^[12]、流动特性^[13-15]等方面做了很多研究.本文介绍的改进型压电合成射流驱动器由于其驱动性能相比传统的驱动器性能有着明显的提升,故对其结构参数对射流的影响展开研究.

1 改进型压电合成射流驱动器设计

1.1 压电式合成射流驱动器原理

传统式的压电式合成射流驱动器,是在一个密闭的金属空腔顶端开孔或槽作为出口;底端通过一附着有压电片的振动膜振动,使得腔体内气体通过开口周期性吹出或吸入.吹出的气体由于和周围静止气体之间产生剪切形成一层涡旋,在自引作用下离开腔体向上运动,当处于吸入状态时孔周围各方向气体吸入腔体,前半周期吹出的气体由于已远离腔体而不再受影响,这样经过周期运动,合成射流形成.原理图如图1所示.

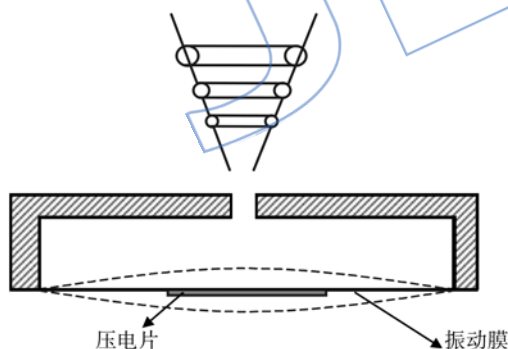


图1 压电合成射流驱动器原理图

Fig.1 Principle of piezoelectric SJA

1.2 改进型压电合成射流驱动器

从以上压电合成射流驱动器的原理可以看出,驱动器的振动膜驱动强度对于合成射流的影响是非常重要的,如果能通过改进振动膜的设计,增大它的振动强度,驱动器的所产生的射流强度即会有效增强.本文实验研究的改进型合成射流驱动器结构如图2所示.

驱动器的振动膜不再是简单的平面振膜,而

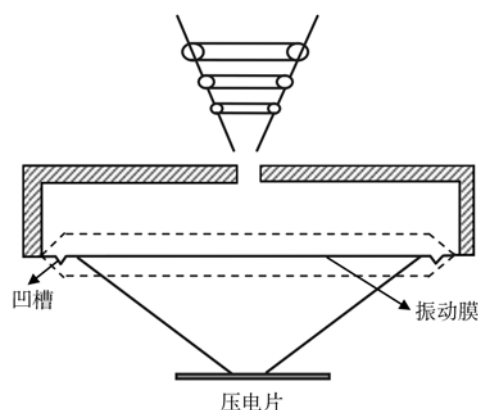


图2 压电-活塞式合成射流驱动器

Fig.2 Principle of piezoelectric-piston SJA

是在振动膜的边缘处设计了一个凹槽,在平面上形成一个凹环;振动膜也不是在下端直接粘贴压电片,而是通过一个锥形结构延伸到压电片上.通过这种设计,振动膜在振动时的形变不再是随压电片同步的曲面变形,而是随凹环的弹性形变做上下往复运动.

2 实验设备

2.1 驱动器试件制作

为了考察新型结构的实际驱动效果,一组驱动器试件按以下方案制作:所有试件为三层结构,第一层为有机玻璃板(聚甲基丙烯酸甲酯),中心钻孔作为出口;第二层也为有机玻璃板,中间切割出圆柱型空缺作为腔体;第三层为振动膜.三层结构由环氧树脂紧密胶结而成.各驱动器腔体直径相同,都为40 mm;开孔厚度相同,都为1.4 mm,其他尺寸见表1,并引入无量纲参数 μ :腔体体积与开孔面积的比值.驱动器实物照片如图3所示.

表1 驱动器试件的几何尺寸参数

Table 1 Geometric parameters of specimens

驱动器序号	孔直径/mm	腔体厚度/mm	μ
A	2.0	2.8	1.12
B	1.5	2.8	1.991
C	1.0	2.8	4.48
D	1.0	4.2	6.72
E	1.0	5.6	8.96
F	1.0	7.0	11.2

2.2 测试系统

施加于驱动器的正弦交流电压信号首先由信

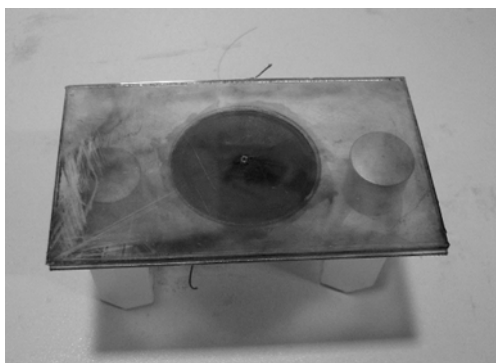


图 3 合成射流驱动器实验件

Fig. 3 Specimen of SJA

号发生器(GWGFC8016G)产生,再经功率放大器(KROHN-HITE7602)放大至 $U_{pp}=40\text{ V}$. 风速测试仪器为压差补偿式热线风速仪(TSI100). 整个测量过程中,热线探针始终垂直于试件出口平面距离开孔一倍孔径高度,由三向定位系统控制其在驱动器上方的位置,可在竖直方向以及水平面内自由移动. 使用基于计算机的数据采集卡采集信号. 采集到的信号经过标定,得到实际流体速度. 测试系统的示意图与照片如图 4、图 5 所示.

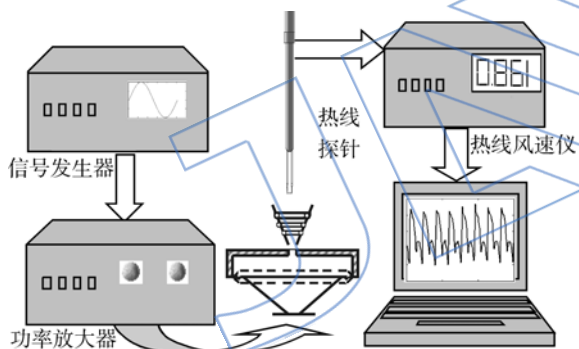


图 4 实验装置结构示意图

Fig. 4 Schematic picture of experimental setup

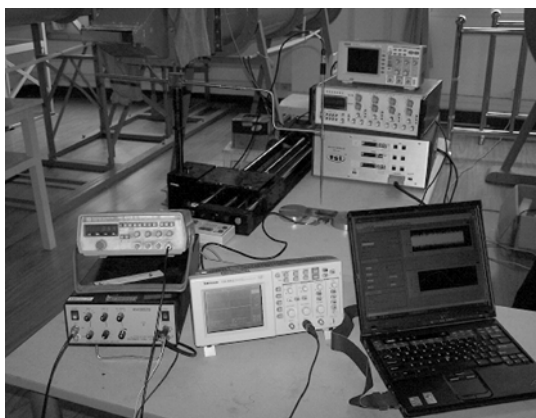


图 5 实验装置照片

Fig. 5 Experiment setup

3 实验结果与分析

3.1 开孔直径对驱动器的影响

驱动器试件 A~C,开孔直径分别为 2.0,1.5,1.0 mm,在激励信号为 40 V 正弦交流电压的情况下,测得其在单位周期内最大速度频率响应曲线如图 6 所示. 图中,驱动器试件的频响曲线在 1250 Hz 区域(下文称低频区)附近有一个峰值,在 2000~3500 Hz 附近(高频区)有单个或多个峰值. 在低频区,各驱动器的谐振频率几乎完全相同,最大速度值略有不同;而在高频区,非但最大速度值各不相同,谐振频率更是相差甚远. 除孔径为 1.5 mm 的响应曲线高频区最大速度值大于低频区外,其他曲线都为低频区最大速度值高于高频区.

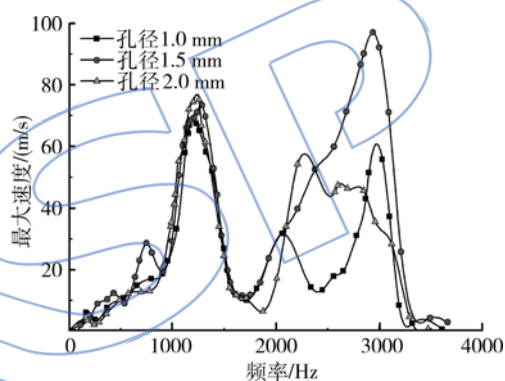


图 6 不同孔径单位周期内最大速度频响曲线

Fig. 6 Frequency response of maximum velocity during one period with varied orifice diameters

不同孔径下,时均速度频响曲线如图 7 所示. 与最大速度频响曲线相同的是在谐振频率依然出现在两个区域内,而不同点在于:在时均速度频响

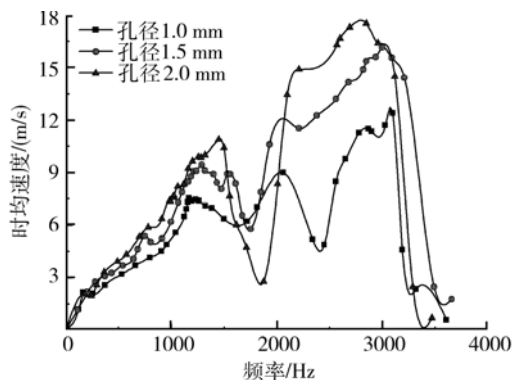


图 7 不同孔径时均速度频响曲线

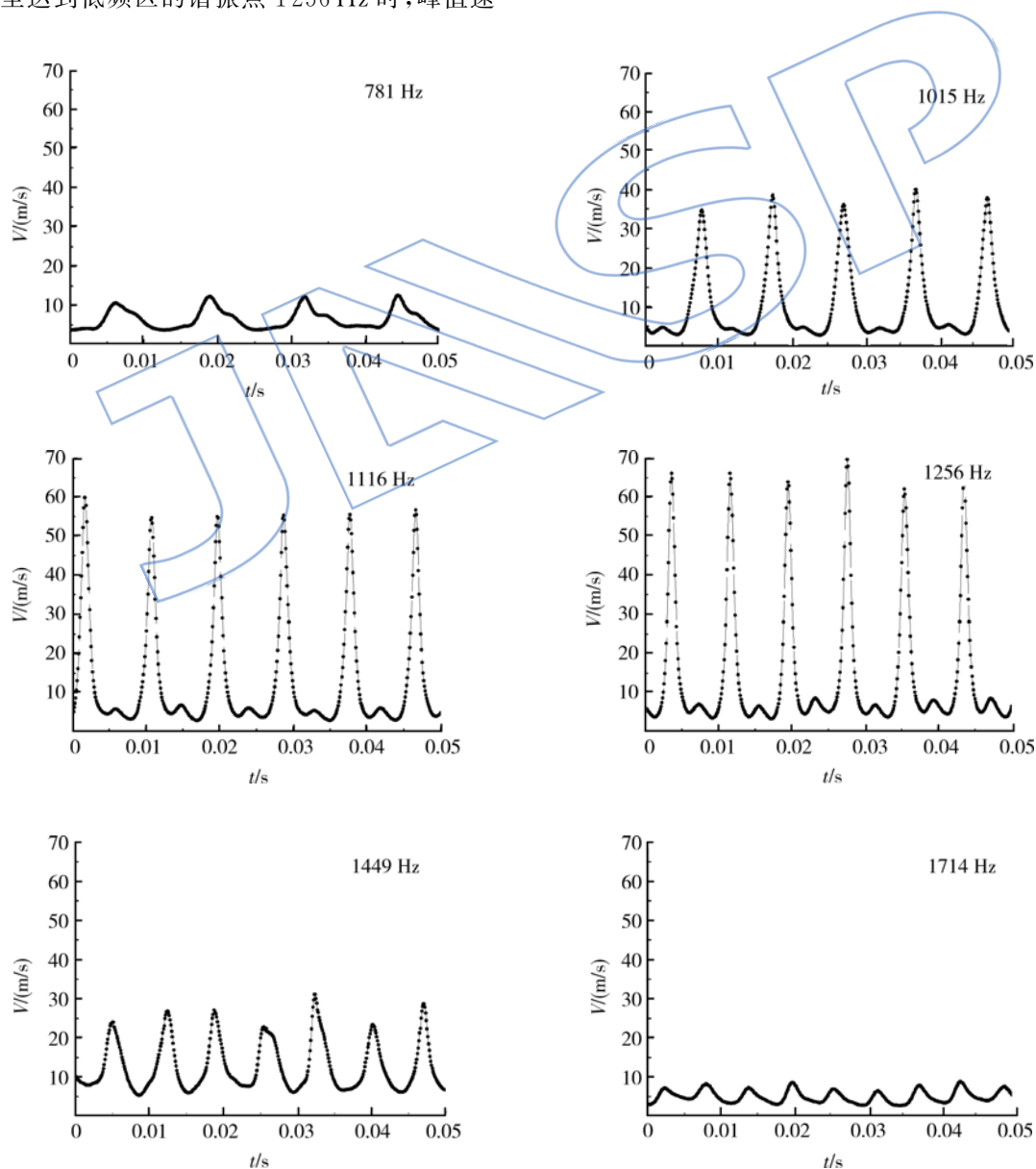
Fig. 7 Frequency response of time-average velocity with varied orifice diameters

曲线中,高频区的峰值都大于低频区的峰值,并且曲线变化更为平缓。

3.2 驱动器各频率下射流变化

为了研究驱动器在高频区与低频区峰值高低的转换,取试件 A 在不同频率下随时间响应的曲线如图 8 所示。在频率为 781 Hz 时,微弱的射流已经产生,喷出射流的速度峰值已经出现,而吸入阶段的回流速度并不明显。当最大速度平缓的上升到 1015 Hz 时,正向射流与反向吸入流峰值速度已明显分离,而正向速度区域点之间的间隙开始变大,而大量的点处于底部。进入到峰值速度快速上升的 1116 Hz 时刻,在正向速度区域,点变得非常稀薄,但峰值明显提高。反向速度峰值更加明显。直至达到低频区的谐振点 1256 Hz 时,峰值速

度最大,正向速度点最稀薄,而反向速度曲线也最明显。当越过低频区谐振频率点,峰值速度处于快速下降的过程,自 1449 Hz 开始,由于继续增高的频率,在热线探针测量的区域,喷出的射流已经脱离了吸入阶段的影响,而不再出现反向峰值点。越过 1714 Hz,最大速度的峰谷点后,驱动器达到了高频区的谐振点 2210 Hz,这时与在 1256 Hz 时相比,虽然峰值速度要小,但由于没有反向速度点,而同一时间段峰值速度个数要多,点之间的间隙更密一些,所以时均速度反而要更高一些。当越过高频区的谐振频率点后,振动特性依然不变,而最大速度值逐步减小,所以频响曲线上的速度值开始衰退。当高于 3000 Hz 后,射流开始进入紊乱状态,直至消失。



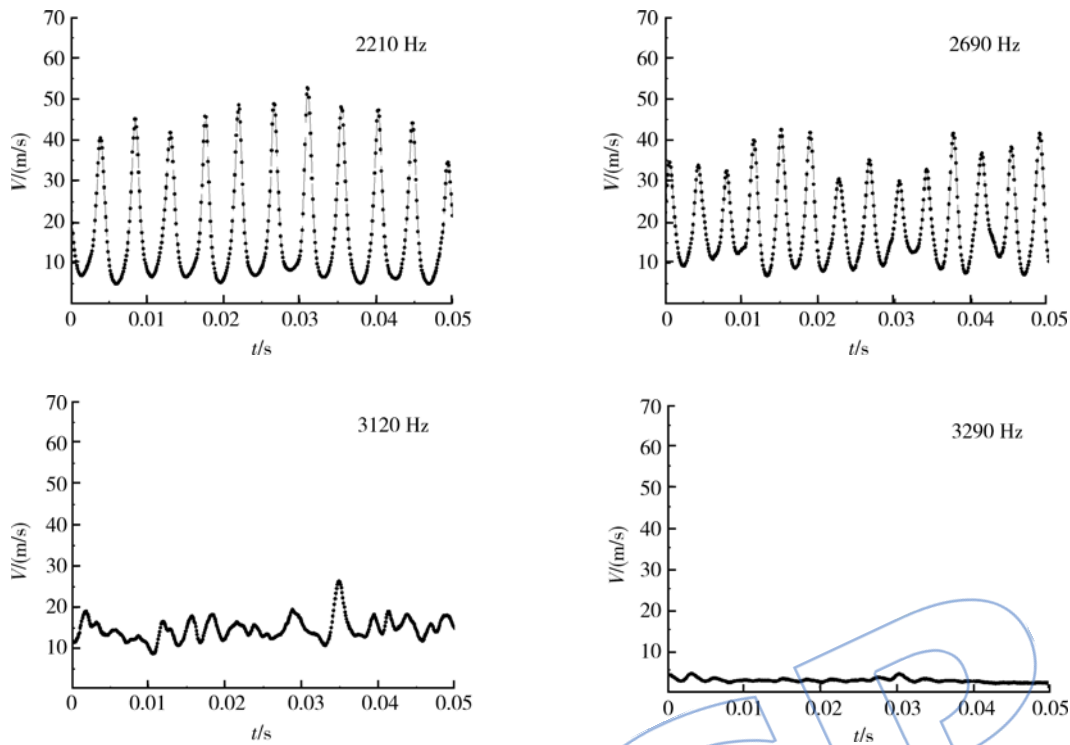


图 8 不同频率时间响应曲线

Fig. 8 Time response with varied frequencies

3.3 腔体体积对驱动器的影响

驱动器 C~F, 腔体厚度从 2.8 mm 增至 7 mm, 同样在激励信号为 40 V 正弦交流电压下, 测得其在单位周期内最大速度频率响应曲线如图 9 所示. 与图 6 相比, 低频区谐振频率点完全相同, 都在 1250 Hz 达到了峰值点, 而最大值随腔体的增大而略有下降, 可见无论驱动器的几何结构如何改变而低频区的谐振频率点是不变的, 这就说明了低频区谐振频率的值主要由驱动器振动膜所决定; 在高频区最大速度值与谐振频率依然处于较混乱的状态, 这说明了此处是驱动器几何结构

尺寸影响较为剧烈的地方.

不同腔体的时均速度频响曲线如图 10 所示, 和图 9 比较, 同样存在最大速度在低频区高于高频区, 而在时均曲线中相反的显现. 并且时均速度随腔体的增大也称下降趋势.

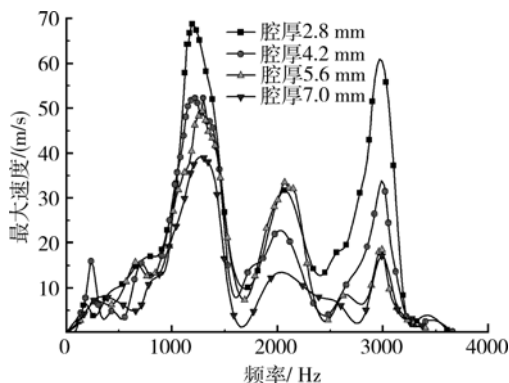


图 9 不同腔体单位周期内最大速度频响曲线

Fig. 9 Frequency response of maximum velocity during one period with varied chambers

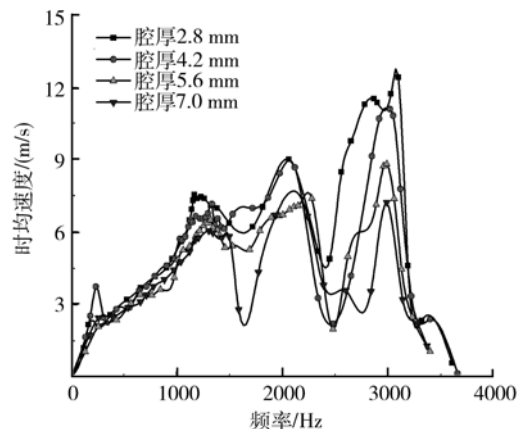


图 10 不同腔体时均速度频响曲线

Fig. 10 Frequency response of time-average velocity with varied chambers

3.4 无量纲参数 μ

为了将驱动器几何参数对射流的影响统一起来, 现引入无量纲参数 μ , 为腔体体积除以开孔直径的值. 各驱动器 μ 的值已由表 1 列出. 当 μ 在

1~12的范围内变化时,得到高频区与低频区最大速度与时均速度随之变化的曲线分别如图11、图12所示.在这里再引入另一个无量纲参数 φ ,其值为一周期内腔体体积最大变化量 ΔV_{ol} 与腔体体积 V_{ol} 的比值,即: $\Delta V_{ol}/V_{ol}$,其体现了射流的总能量的大小^[16].

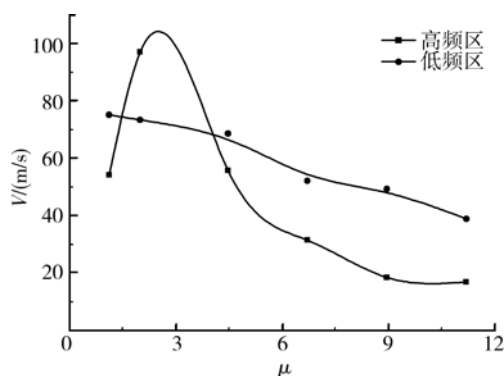


图11 μ 对最大速度的影响

Fig. 11 Maximum velocity switch with μ

由图11中可见,虽然在低频区谐振频率点并不由驱动器几何尺寸所决定,而射流最大速度却随着 μ 的增大而呈线性减弱.在高频区驱动器的尺寸显然起到了相当重要的作用,在 μ 达到极值点之前的区域, φ 变化并不显著,则随着开孔的减小,使得射流更加集中,所以最大速度显著增大;而 μ 达到极致点之后,随着 φ 的显著减弱,射流的能量衰减迅速,使得最大速度也急剧下降.

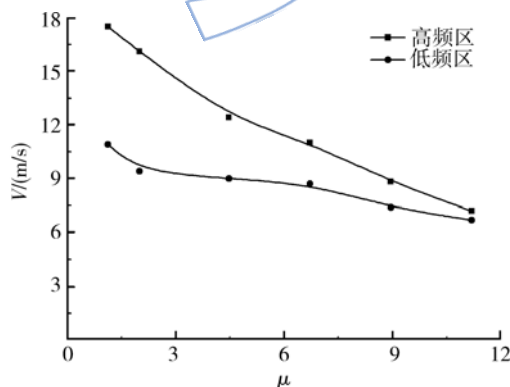


图12 μ 对时均速度的影响

Fig. 12 Time-average velocity switch with μ

图12是驱动器射流时均速度曲线,而时均速度是宏观上射流强度的体现,当 μ ,即单位开孔面积上射流能量,不断衰弱时,时均速度自然随之不断衰弱.

4 总 结

本文通过实验,研究了开孔尺寸与腔体大小对改进型压电合成射流驱动器的影响.从实验结果上来看,这种改进型驱动器瞬时最大射流速度近100 m/s,平均速度近20 m/s,的确比普通的压电合成射流驱动器有着较大的提升.同时可以看出,在低频区域,驱动器的谐振频率与驱动器几何尺寸无关,并随着腔体的增大,射流速度逐步减小;而在高频区域,通过引入无量纲参数 μ ,说明了存在最优尺寸,使得射流瞬间速度迅速增大,而射流的时均速度总是随着 μ 的增大而减弱.

参考文献:

- [1] Mallinson S G, Reizes J A, Hong G, et al. Synthetic jet actuators for flow control[C]// Proceedings of SPIE, The International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA: SPIE, 1999, 3891: 146-156.
- [2] Lee C, Hong G, Ha Q P, et al. A piezoelectrically actuated micro synthetic jet for active flow control[J]. Sensors and Actuators A, 2003, 108(1-3): 168-174.
- [3] Mallinson S G, Kwok C Y, Reizes J A. Numerical simulation of micro-fabricated zero mass-flux jet actuator[J]. Sensors and Actuators A, 2003, 105(3): 299-236.
- [4] Mallinson S G, Reizes J A, Hong G, et al. Analysis of hot-wire anemometry data obtained in a synthetic jet flow[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2003, 28(4): 265-272.
- [5] Utturkar Y, Holman R, Mittal R, et al. A jet formation criterion for synthetic jet actuators[R]. AIAA 2003-633, 2003.
- [6] Morel-Fatio S, Pines D J, Kiddy J. UAV performance enhancements with piezoelectric synthetic jet actuators[R]. AIAA 2003-6932, 2003.
- [7] Bailo K C, Brei D E, Calkins F T. Investigation of PVDF active diaphragms for synthetic jets[C]// Proceedings of SPIE, The International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA: SPIE, 2000, 3991: 220-231.
- [8] Calkins F T, Mabe J H. Multilayer PVDF actuators for active flow control[R]. AIAA 2001-1560, 2001.
- [9] Calkins F T, Mabe J H, Smith J P, et al. Low frequency ($F^+ = 1.0$) multilayer piezopolymer synthetic jets for active flow control[R]. AIAA 2002-2823, 2002.
- [10] Gilbert M G, Horner G C. Actuator concepts and mechatronics[C]// Proceedings of SPIE, The International Society for Optical Engineering. Bellingham, WA: SPIE, 1998, 3326: 214-223.
- [11] 罗振兵, 夏智勋, 胡建新, 等. 合成射流流场数值模拟及激励器参数分析[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 199-205.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun, HU Jianxin, et al. Numerical simulation of synthetic jet flow field and parameter analysis of actuator [J]. Journal of Propulsion Technology,

- 2004, 25(3):199-205. (in Chinese)
- [12] 罗振兵, 朱伯鹏, 夏智勋, 等. 激励器结构参数对合成射流影响的试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(6):9-14.
LUO Zhenbing, ZHU Bopeng, XIA Zhixun, et al. Experimental study of the effects of the geometric parameters of actuator on synthetic jets[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(6):9-14. (in Chinese)
- [13] 谭晓茗, 张靖周. 自耦合射流流动特性和相关参数影响规律的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5):836-840.
TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of the influence factors and flow characteristics for a synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5):836-840. (in Chinese)
- [14] 赵宏, 杨治国, 姜慧娟. 合成射流流动特性实验研究及在燃烧中的应用探讨[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4):512-519.
ZHAO Hong, YANG Zhiguo, LOU Huijuan. Experimental investigation of flow characteristics of synthetic jet and it's preliminary application to combustion[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4):512-519. (in Chinese)
- [15] 谭晓茗, 张靖周. 压电驱动自耦合射流冲击冷却特性的实验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6):1000-1004.
TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou. Experimental study on impingement cooling characteristics of synthetic jet flux activated by piezoelectricity[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6):1000-1004. (in Chinese)
- [16] Gallas Q, Holman R, Nishida T, et al. Lumped element modeling of piezoelectric-driven synthetic jet actuators[R]. AIAA 2002-0125, 2002.

JAS SP