

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.06.013

一种单出口流体振荡器件特性实验研究

王 忠¹ 李甘牛¹ 陈 滨²

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016; 2. 中国东方航空工程技术公司, 上海, 200335)

摘要:为了控制机翼上的流动分离、翼尖涡以及抑制腔体共振, 本文设计了一种单出口流体振荡器件。借助流动显示、声级计、热线风速仪及 PIV 等技术手段, 对器件的频率-流量特性及出口流场特性进行了实验研究。结果表明: 振荡器出口的空气射流能扫荡成扇形, 扫荡角接近 90°, 射流振荡频率达 10³ Hz 量级, 振荡器能够将射流束较均匀地分散到整个出口区域, 并且在较小的流量下平均流速可达约几米每秒至十米每秒, 脉动速度与平均速度同量级, 出口气流有较大的动能, 能够控制较大的流场区域。

关键词: 流体振荡器; 流动控制; 热线风速仪; PIV

中图分类号: TB126; O3.35

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)06-0877-07

Experimental Investigation on Characteristics of Single-Outlet Fluidic Oscillators

Wang Zhong¹, Li Ganniu¹, Chen Bin²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;
2. Engineering Technology Company of China Eastern Air Holding Company, Shanghai, 200335, China)

Abstract: A single-outlet fluidic oscillator is designed and used as actuators for controlling flow separation, wing tip vortex and cavity resonance suppression. Experiments on the oscillator characteristics are conducted to measure the frequency-flux relations and the flow field of the outlet of the oscillators by means of flow visualization, sound level meter, hot-wire anemometer and PIV. Experimental results demonstrate that the air jets can sweep and so fan out in an angle of nearly 90°, and the sweeping frequencies reach the order of magnitude of 10³ Hz. The jets can be fan out on the whole plane of the outlet equally, and the velocity fluctuation gets the same order of magnitude as the mean velocity which is from a few meters per second to about ten on low flux conditions. The outlet jets have enough kinetic energy to influence a larger flow field.

Key words: fluidic oscillators; flow control; hot-wire anemometer; PIV

主动流动控制需要向被控流场注入能量。这需要作动器来实现, 因此, 作动器是主动流动控制不可或缺的环节^[1]。作动器多种多样, 如零质量射流^[2-4]、等离子发生器^[5-7]、微小摇摆片^[8-9]、射流或振荡射流^[10-12]等。一般对作动器性能要求是: 具有能量输出高、频带宽和简单可靠等特点。合成射流激励器具有频率选择特性, 但有较高能量输出的频

带很窄; 等离子体激励器的能量输出也有限而且需要很高的电压。而射流振荡器却拥有作动器的很多特点, 它以流体为工作介质, 利用射流的 Coanda 效应进行工作; 它能够适应强电磁干扰、强辐射、高温、强振动和强腐蚀等恶劣环境, 具有安全可靠、体积小、质量轻和经济耐用等优点, 因此是作动器的一种很好的选择, 具有广泛的应用前景。

国内外对振荡射流元件的研究已有多年的历

收稿日期: 2014-11-03; 修订日期: 2014-12-22

通信作者: 李甘牛, 男, 副教授, E-mail: liganiu@nuaa.edu.cn。

史。NASA从20世纪60年代开始研究流体振荡技术。70年代,Viets^[13]在喷管出口做振荡流动实验,实验喷嘴装置中没有任何可动部件,而是设计了反馈回路,从而产生了振荡射流。80年代,Okabayashi等人^[14]研发了多种流控振荡器,并成功地应用到工业生产中。2005年,Simoes等人^[15]研制了一种可作为流量计使用的微型流控振荡器,通过实验得出了振荡频率与反馈回路长度及流速的函数关系。90年代后,我国的科研工作者开始对流控振荡技术进行了广泛的研究。熊青山等人^[16]经过大量实验,总结出射流元件自身结构特点对射流切换性能影响的一般规律,白亚磊等人^[17]数值模拟出射流元件的内部流场。

但是若将上述研究所使用的射流振荡器应用于机翼分离流以及翼间涡的控制,则存在明显的缺点:(1)振荡器出口尺寸较小,气流扫荡的范围狭窄,能有效控制的流场范围有限;(2)大部分振荡射流元件是双出口的,对位于两个出口之间的流场区域不能进行有效控制。为此,本文设计、制作了一种单出口、能大角度扇形扫荡其出口下游流场的振荡射流器件用于机翼流动分离的控制以及腔体共振的抑制。

本文的单出口振荡射流器件有两类:短出口型和长出口型。对其基本要求有:低流量可起振,射流束扫荡角度大、对称性好,振荡频率够高,脉动强和有一定的平均流速。通过反复修改和水流流动显示观察,确定了器件核心构型。在此基础上,利用声级计、热线风速仪和PIV等技术手段,测量了器件的频率-流量特性和出口下游的流场特性。

1 流体振荡器的设计

1.1 单出口流体振荡器的工作原理

图1为单出口射流振荡器工作原理图,其中A,B两点之间的部分为入流段,F,G两点之间的部分为出流段,两段间的部分为腔体。曲线CD和直线DE(平行于中心线)为岛形结构的内侧壁面,气流沿入流段流经收缩的入流孔口处,会由于Coanda效应偏离中心线,附着在岛形结构的内侧壁面CD上,并沿直壁DE段流动。为了使气流束能够沿出流孔口大角度射出,需要设计一段导流壁面,如图1中的圆弧EF和直线FG所示,同时为了使气流能够产生自激振荡,需要设计反馈回路。因此最终设计出的导流壁面如图中的圆弧HF所示。当气流撞到下游导流壁面HF时,会在其上形成一个驻点,驻点处的高压使得一部分气流沿反馈

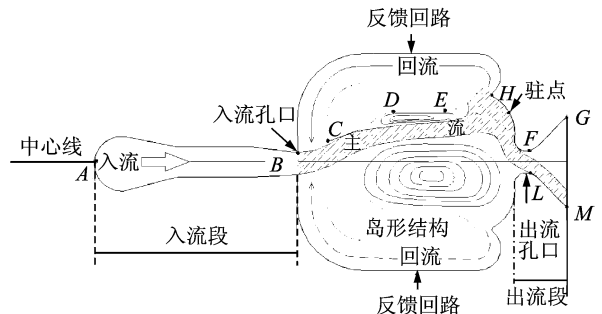


图1 单出口射流振荡器工作原理图

Fig. 1 Schematic diagram of single-outlet fluidic oscillator

回路流动,一部分气流再次因Coanda效应沿着出口壁面切向射出,同时在主流与另一侧的岛形结构内侧壁面之间形成一个较大的回流区。当沿反馈回路流动的气流聚集足够的压力克服壁面CD吸附作用时,主流被推向另一侧岛形结构内侧壁面而附着。于是,主流在两个岛形结构内侧壁面之间来回运动,出口段气流束从出口扫荡着射出,形成振荡射流。

设主流附着在某一岛形结构内侧壁面到其离开该壁面所用的时间为附着时间 $t_{附着}$,离开岛形结构壁面到其附着上另一岛形结构壁面所用的时间为扫荡时间 $t_{扫荡}$,那么主流运动的周期为 $T=2 \times (t_{附着} + t_{扫荡})$,则射流振荡频率为 $f=1/T$ 。

1.2 振荡器的制作

依据流体振荡器工作的一般原理^[18-19],借助CAD设计,用激光切割机切割3块厚度为2~2.5 mm的有机玻璃薄板制作如图2所示的振荡器。首先设计短出口器件,也是基本构件。经反复修改器件构型的尺寸和几何线条、试制及观测的过程,确定了如图3(a)所示的短器件内部基本构型:入流段最窄处宽度1.75 mm,出流段最窄处宽度2 mm,两者间距21 mm,出口流道最宽12 mm。

基于机翼表面流动和翼尖绕流控制的设想,在上述基本构型基础上,加长、加宽器件的出口流道,期望从更宽的窄缝中有振荡气流射入待控流场。于是,试制了所谓的“长出口”振荡器件,见图3(b),出口流道最宽80 mm。它有第二条反馈回路,通过后续的实验发现,若缺少第二条反馈回路,在某些流量下,出口射流只单向偏折而不会扫荡。

2 流体振荡器的特性测试

对制作的流体振荡器件,用声级计和热线风速仪测试其频率-流量特性,用热线风速仪估测其出

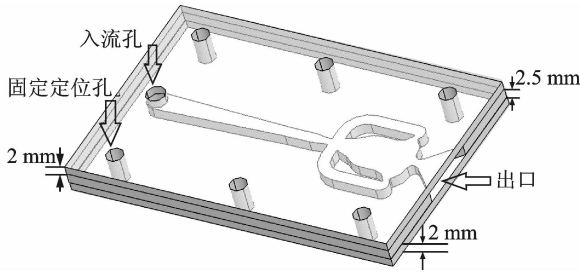
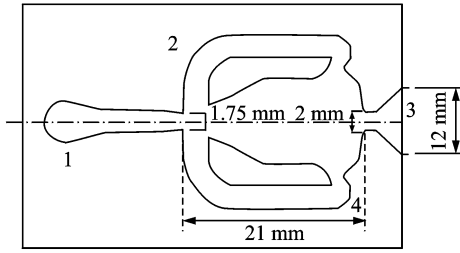
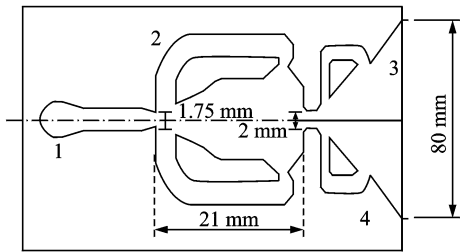


图 2 短出口振荡射流元件三维模型图

Fig. 2 3D model diagram of short-outlet fluidic oscillator



(a) 短出口器件



(b) 长出口器件

1: 流体入口及流入流道; 2, 4: 反馈回路;
3: 出口流道(等腰直角三角形)

图 3 振荡器件内部构型示意

Fig. 3 Schematic diagram of internal configuration of oscillators

口附近流场的流速脉动强度和平均流速, 用 PIV 显示其瞬时流场。图 4 是测试系统的示意图。坐标系原点在器件出口中心, z 轴为中心对称轴, 出口矩形截面位于 xoy 平面, x 轴在宽度方向。

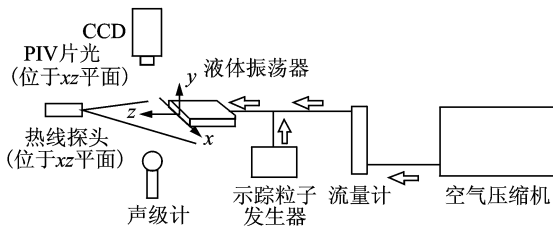


图 4 器件特性测试及供气和示踪粒子投放系统示意图

Fig. 4 Schematic diagram of experimental system

2.1 实验仪器

热线风速仪系统包含: 单丝热线(南京航空航天大学自制)、CF920 和 CF320 频谱分析仪。

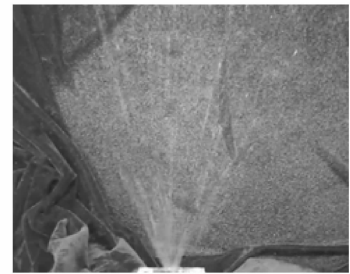
HS5660B 精密脉冲声级计: 测量频率范围为 20 Hz~20 kHz, 采用 A、C 以及 F(线性) 频率权。

美国 MIC 公司 Hotshot1700cc 型高速摄影仪: 拍摄频率为 1 000 帧/s。

德国 LaVision PIV 系统: 双脉冲激光源, CCD 相机, 同步器以及 PIV 软件, 该型 PIV 系统的拍摄频率为 15 帧/s。

2.2 流动显示实验

在振荡器制作过程中, 借用水流显示, 观测器件能否形成偏折、振荡(扫荡)的水射流束及其偏折角度。水流显示视频和高速摄影表明, 定型后的器件可形成振荡的水射流束。视频截图见图 5(a), 射流典型位置高速摄影图像见图 5(b)。若用气流, 在器件出口附近的丝线法流动显示也表明, 器件可形成扇形振荡射流。



(a) 水流视频截图



(b) 射流典型位置高速摄影图

图 5 短出口器件水流显示图

Fig. 5 Flow visualization of short-outlet oscillator

2.3 频率-流量特性

器件出口射流是成扇形扫荡的。其扫荡频率随器件的入流流量而变化。短出口器件出口为 2 mm×12 mm 矩形, 长出口器件出口为 2 mm×80 mm 矩形, 出口附近射流是扁薄的。测量时, 热线探头置于出口下游附近的射流流场之中, 而声级计垂直于扁薄射流, 位于流场之外。入流流量由浮子流量计测定, 器件出口射流的振荡频率, 由热线信号和声级计信号, 分别经 CF920 和 CF320 动态信号仪的频谱分析得到。短出口器件的典型频谱图见图 6。图中的频谱峰的频率有倍频关系。

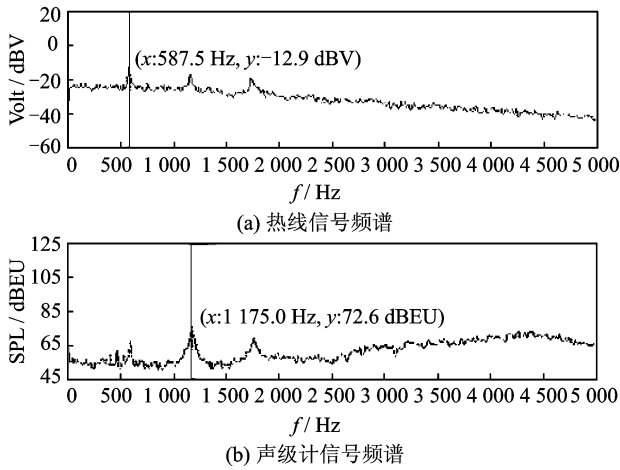


图6 短出口器件热线和声压信号的频谱图

Fig. 6 Hot-wire and sound pressure spectrographs of short-outlet oscillator

图7给出了短出口器件的频率-流量特性,频率随流量几乎线性变化。其原因是:随着流量的增加,在驻点处的总压增大,反馈回路聚集压力克服附壁效应所需要的时间减少,即 $t_{附着}$ 减小,表现为频率随流量增加而增大。短出口器件的起振流量可低至 $0.8 \text{ m}^3/\text{h}$ (低于该流量就没有振荡现象)。图中的频率值对应频谱图中的基频(以下同)。

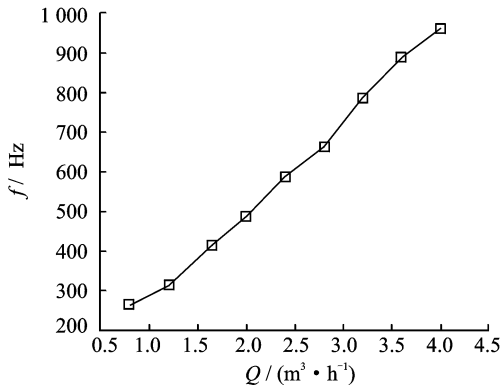
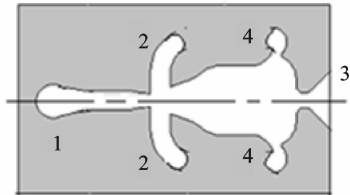
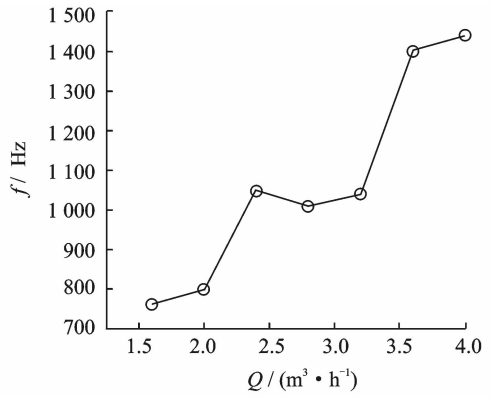


图7 短出口器件的频率-流量特性曲线

Fig. 7 Frequency-flux curve of short-outlet oscillator

如果将短出口器件的反馈回路改用长软管(长度大于 150 mm)连通,器件的频率-流量特性呈现明显的阶梯变化规律见图8。出现这种现象的原因是软管在压力作用下会发生膨胀,即其具有卸压作用。在某个流量范围内,因流量增加使 $t_{附着}$ 减小的趋势被软管因膨胀卸压而使 $t_{附着}$ 增加的趋势相互抵消,即 $t_{附着}$ 最终并没有变化,同时长软管的存在并不会改变主流来回扫荡的时间 $t_{扫荡}$,因此频率并没有随流量的增加而增大。



2与4两孔口间用长软管连通

图8 长软管反馈回路的短出口器件的频率-流量特性曲线

Fig. 8 Frequency-flux curve of short-outlet oscillator with long hose feedback loop

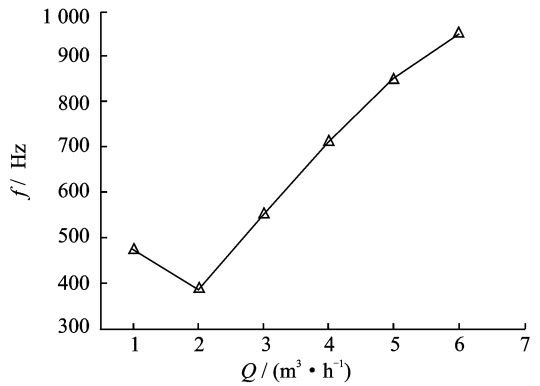


图9 长出口器件的频率-流量特性曲线

Fig. 9 Frequency-flux curve of long-outlet oscillator

长出口器件的频率-流量特性随流量增加,频率先有所降低而后持续升高,见图9。与短出口相比,长出口器件增加了一个反馈回路,因此有两个反馈回路对主流进行作用,这两个反馈对主流的作用时间的不同步可能是导致长出口器件的频率-流量特性呈现与短出口不同的原因,这有待后续做相关的实验来验证。

2.4 出口附近流场热线测量

用标定好的单丝热线风速仪测量振荡器件出口射流附近流场,以期获取其时间平均流速 V 和脉动流速的均方根 v' 的空间分布。依据 2.2 节流动显示,热线探头轴平行于从器件出口段等腰直角

三角形顶点发出的射线, 这样能较好地用单丝热线进行测量^[20]。然而, 射入空气的水射流与空气射流不会完全一样, 而且振荡射流流场中某点的流速方向也随时间变化, 因此单丝热线的测量给出的只是一种粗略的评估。

对短出口器件, 热线探头距出口截面 $z = 25$ mm、在 xoz 平面移动, -21 mm $\leq x \leq 21$ mm, 见图 4; 对长出口器件, 热线探头距出口截面 $z = 10$ mm、在 xoz 平面移动, -50 mm $\leq x \leq 50$ mm。测量结果见图 10 和图 11。图中横坐标(测量点位置 x), 用测量范围的半宽度 L 量纲一化; 纵坐标(流速 V 或脉动流速均方根 v'), 用几何平均速度 V_m (各测量点位的时间平均流速之平均值)量纲一化。

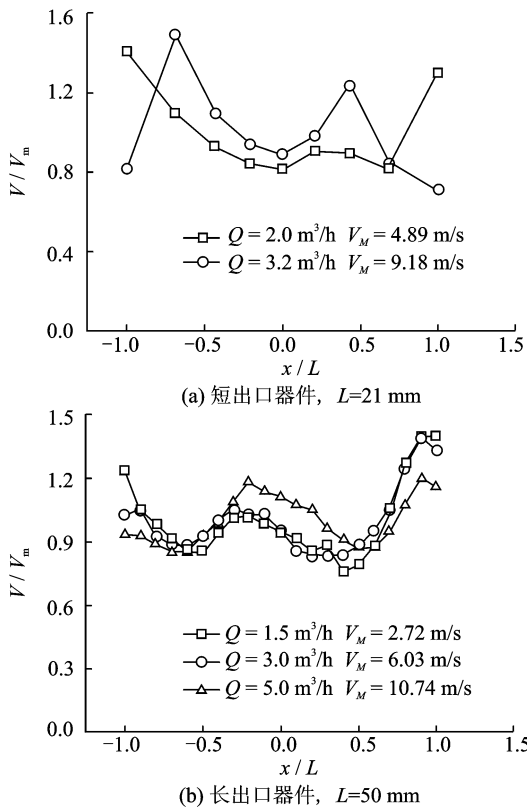


图 10 平均流速分布

Fig. 10 Distribution map of mean velocity on outlet

图 10 表明, 无论器件出口流道的长或短, 振荡射流在扫荡过程中, 各方位的时间平均流速大致在 V_m 的 80%~120% 范围。说明振荡器出口的速度分布比较均匀, 波动幅度不大, 在振荡器出口两侧气流仍然有较大的速度, 这是普通射流振荡器不能达到的效果。图 11 显示, 短出口器件振荡射流的脉动强度(脉动流速的均方根除以平均流速 V_m)大

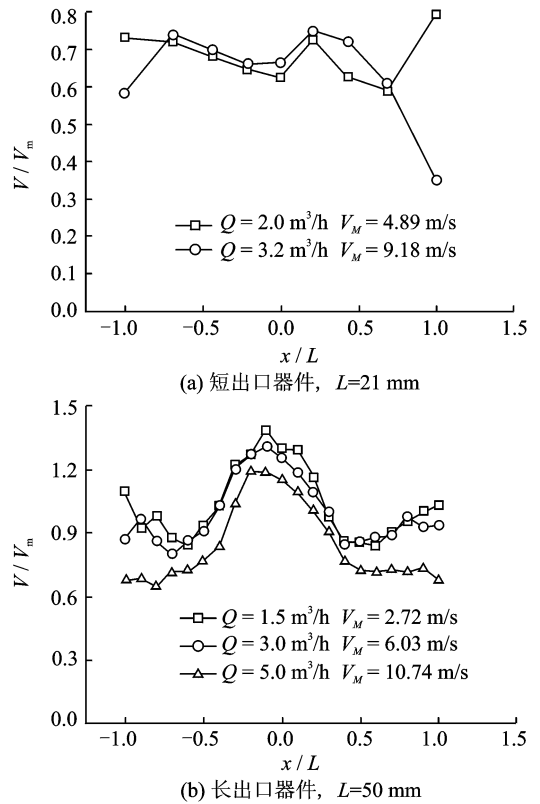


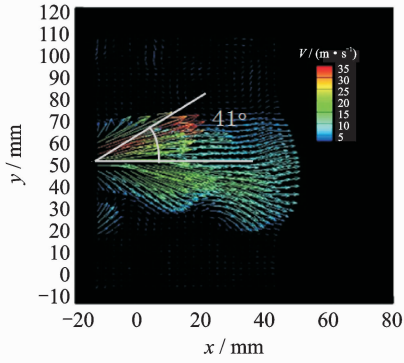
图 11 脉动均方根流速分布

Fig. 11 Distribution map of ripple RMS velocity on outlet

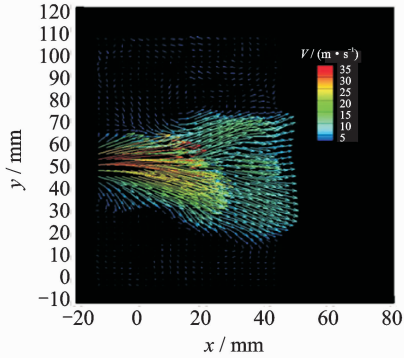
致在 60%~80% 范围, 长出口器件振荡射流的脉动强度大致在 60%~130% 范围。可见, 振荡射流的脉动极其强烈, 脉动均方根速度与平均流速同一量级, 远高于一般湍射流的脉动强度。

2.5 出口流场的 PIV 测显

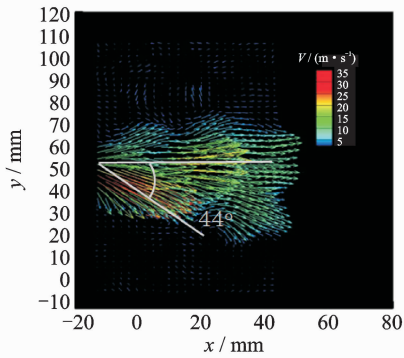
为获取振荡射流的瞬间流场信息, 采用 PIV 测量流速场。从器件结构分析, xoz 平面为射流的一个主对称面, 能给出流速的主要时空分布信息; 另外, 调整激光片光落在 xoz 平面, 垂直于该平面单个 CCD 就能准确测量流速。本节的 PIV 测量仅对 xoz 平面流场进行, 得到的射流振荡过程中典型相位有: 射流偏向正 x 方向, 近似沿 z 轴方向及射流偏向负 x 方向。PIV 测量典型结果如图 12 和图 13 所示。图 12 是短出口器件的流速分布图, 流量为 $Q=3.2$ m³/h。由图 12 可见, 射流在正、负 x 方向上来回扫荡, 扫荡角在轴线上 41° 和 44° 间; 瞬间流速可高达 30~35 m/s。图 13 是长出口器件的流速分布图, 流量为 $Q=5$ m³/h。射流也是在正、负 x 方向上来回扫荡, 扫荡角在轴线 $\pm 45^\circ$; 瞬间流速可高达 40~45 m/s。



(a) 气流向上偏转(就图而言)



(b) 气流沿轴射出



(c) 气流向下偏转

图 12 短出口器件射流极限位置的瞬时速度分布图

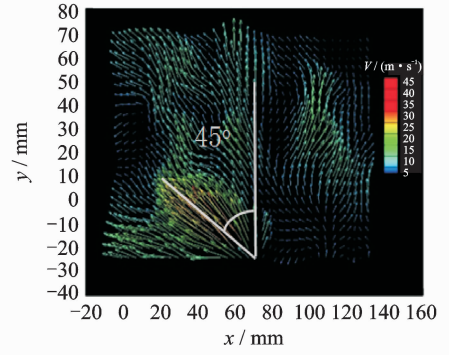
Fig. 12 Instantaneous velocity distribution map of short-outlet oscillator on limit positions

3 结 论

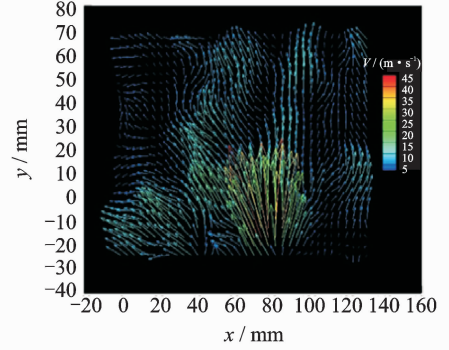
本文论述了对一种单出口流体振荡器的试制以及对其相关流动特性的测量实验,根据实验结果得出如下结论:

(1) 该型单出口流体振荡器出口空气射流,能够在其中心轴 $\pm 45^\circ$ 范围来回扫荡,频率基本上随流量增加而增大,达到 10^3 Hz量级。

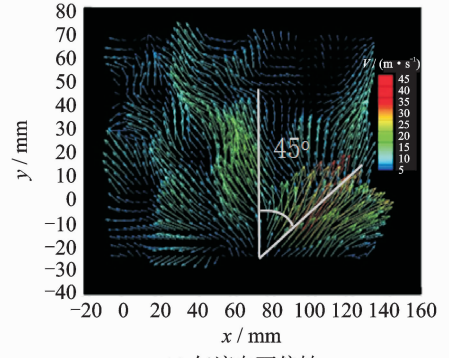
(2) 振荡器出口附近,时间平均速度在几何平均速度 V_m 的80%~120%之间,空间分布比较均匀;流速脉动均方根与平均流速同量级;随流量增大,几何平均速度 V_m 可由2 m/s增至10 m/s左



(a) 气流向上偏转(就图而言)



(b) 气流沿轴射出



(c) 气流向下偏转

图 13 长出口器件射流极限位置的瞬时速度分布图

Fig. 13 Instantaneous velocity distribution map of long-outlet oscillator on limit positions

右;流量为 $5 \text{ m}^3/\text{h}$ 时,局部瞬间流速可高达 $40 \sim 45 \text{ m/s}$ 。

(3) 延伸振荡器出口段的长度以加宽出口、扩大射流影响范围时,还要设计合理的反馈回路,否则不能产生振荡射流。

本文设计的振荡器出口尺寸大,出口气流速度分布均匀对称,而且有足够大的动能,能够有效控制低速情况下的较大范围流场,因此具有很好的应用前景;同时本文以短出口(基本构型)振荡器为基础,增加一条反馈回路设计长出口振荡器的思路,可以为设计更大出口的射流振荡器提供指导。

参考文献:

- [1] Gad-el-Hak M, Pollard A, Bonnet J P. Flow control-fundamentals and practices[M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 1998.
- [2] 罗振兵,夏智勋. 合成射流技术及其在流动控制中应用的进展[J]. 力学进展, 2005, 35(2): 221-234.
Luo Zhenbing, Xia Zhixun. Progress in synthetic jet technology and its application in flow control[J]. Advances in Mechanics, 2005, 35(2): 221-234.
- [3] Gilarranz J L, Traub L W, Rediniotis O K. Characterization of a compact high-power synthetic jet actuator for flow separation control[R]. AIAA Paper 2002-0217, 2002.
- [4] Glezer A, Amitay M. Synthetic jets [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2002, 34(1): 503-529.
- [5] 苏长兵,宋慧敏,李应红,等. 基于等离子体激励的圆柱绕流控制实验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(4): 45-48.
Su Changbing, Song Huimin, Li Yinghong, et al. Experiments of the flow field structure control around a circular cylinder based on plasma actuation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(4): 45-48.
- [6] 杜海. 等离子体流动控制技术及其在飞行器上的应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.
Du Hai. Plasma flow control technology and its application on flight vehicle [D]. Nanjing: Nanjing Aeronautics and Astronautics University, 2012.
- [7] Goksel B, Greenblatt D, Rechenberg I, et al. Pulsed plasma actuators for active flow control at MAV reynolds numbers [R]. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2007: 42-55.
- [8] Ng T T, Malcolm G N. Aerodynamic control using forebody Strakes [R]. AIAA 91-0618, 1991.
- [9] 李广新,刘学强,陈乐乐,等. 高频微振振动对机翼减阻效果影响的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(5): 611-615.
Li Guangxin, Liu Xueqiang, Chen Lele, et al. Numerical simulation on effect of micro-vibrating at high frequency on drag reduce with wing surface[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astro-
- navics, 2013, 45(5): 611-615.
- [10] 薛飞. 飞行器增升减阻技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
Xue Fei. The characteristic research of lift enhancement and drag reduction on aircraft [D]. Nanjing: Nanjing Aeronautics and Astronautics University, 2013.
- [11] Raman G, Raghu S. Cavity resonance suppression using miniature fluidic oscillators [J]. AIAA, 2004, 42(12): 2608-2612.
- [12] 程瑞斌. 振荡射流改善飞行器气动特性的实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
Cheng Ruibin. Study of oscillation jet to improve aerodynamic characteristics of air vehicle [D]. Nanjing: Nanjing Aeronautics and Astronautics University, 2013.
- [13] Heranann V. Flip-flop jet nozzle [J]. AIAA, 1975, 13(10): 1375-1379.
- [14] Okabayashi M, Haruta M. Fluidic flowmeters [P]. U. S. Patent: 4610162, 1986-09-09.
- [15] Wagner S E, Rogerio F, Bruzetti L, et al. Microfluidic oscillator for gas flow control and measurement [J]. Flow Measurement and Instrumentation, 2005, 16(1): 7-12.
- [16] 熊青山,孙震,刘加旭. 深宽比及劈高对气动射流元件射流切换影响模拟试验研究 [J]. 液压与气动, 2007(3): 20-23.
Xiong Qingshan, Sun Zhen, Liu Jiayu. Analog test study of nozzle width and split type's influence on Pneumatic efflux element switching performance [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2007(3): 20-23.
- [17] 白亚磊,明晓. 附壁射流元件的仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(1): 32-36.
Bai Yalei, Ming Xiao. Numerical simulation of wall-attached jet device [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(1): 32-36.
- [18] Conway A. A guide to fluidics [M]. London: Macdonald; New York: American Elsevier, 1971.
- [19] Kirsner J, Katz S. Design of fluidic components [M]. New York: Academic Press, 1975.
- [20] 戴昌辉. 流体流动测量[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.
Dai Changhui. Fluid flow measurement [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1991.

