

文章编号: 1002-8055(2009)11-2436-07

等离子体气动激励诱导气流加速的实验

赵小虎, 李应红, 李益文, 吴 云, 马清源
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为揭示等离子体气动激励诱导气流加速的作用机理及影响因素, 对静止空气条件下的诱导气流速度进行了测量. 实验结果表明: 等离子体气动激励启动瞬间形成启动涡, 随即旋涡向下游运动并最终演化为近壁面射流; 激励电压增大时, 诱导气流速度增大, 近壁面射流的射程增加; 激励频率增大时, 诱导气流速度变化不明显; 多组电极激励器诱导的气流速度周期性地先增大后减小, 并且诱导气流加速的效果沿流向方向逐渐减弱.

关 键 词: 等离子体; 气动激励; 诱导; 启动涡; 射流

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Experiment on the induced airflow acceleration by plasma aerodynamic actuation

ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, LI Yiwu, WU Yun, MA Qingyuan

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: To show the basic mechanism and the influential factors of induced airflow acceleration by plasma aerodynamic actuation, the induced airflow velocities were measured when the ambient air was still. The experimental conclusion shows that once the instant plasma aerodynamic actuation is started, a startup vortex appears, and then moves behind and finally evolves into jet stream close to the actuator surface; the induced airflow velocities and the range of the jet stream increase when the actuation voltage rises; the induced airflow velocity variation is not obvious when the actuation frequency rises; the airflow velocities induced by plasma actuator with more pairs of electrodes increase firstly and then decrease periodically, and the impact of induced airflow acceleration weakens gradually as the streamwise location rises.

Key words: plasma; aerodynamic actuation; induce; startup vortex; jet stream

等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的主动流动控制技术^[23], 是等离子体动力学在空气动力学领域的典型应用^[47], 在飞行器减阻增升、发动机扩稳增效等方面具有潜在的广阔应用前景, 已成为国际上空气动力学和气动热力学领域新兴的研究热点. 国内外大量基础性的实验研究表明: 等离子体流动控制在边界层控制、抑制失速分离、翼型减阻、旋涡控制、激波控制、圆柱绕流

控制、抑制噪声等方面都取得了明显的作用效果.

鉴于等离子体流动控制在航空领域的重要应用前景, 国内外许多研究单位都开展了大量的研究^[8218]. 法国普瓦捷大学 Forte 等进行了电晕放电和介质阻挡放电等离子体气动激励诱导气流加速的实验研究^[14]; 美国空军学院 Poter 等进行了介质阻挡放电控制附面层的实验研究^[15]; 肯塔基大学 Santhanakrishnan 等使用粒子图像测速仪对

收稿日期: 20081211; 修订日期: 20090203

基金项目: 教育部/新世纪优秀人才支持计划

作者简介: 赵小虎(1986-), 男, 山东济南人, 博士生, 主要研究方向为等离子体流动控制与压气机扩稳增效.

复合等离子体气动激励诱导的空气流动进行了测试^[16]; 中国科学院工程热物理研究所进行了等离子体气动激励诱导平板附面层加速的初步实验和数值仿真, 并与空军工程大学合作, 进行了叶栅和压气机等离子体流动控制的实验研究^[17]; 西北工业大学定性地研究了等离子体气动激励对平板表面附面层的加速作用, 进行了等离子体气动激励抑制翼型流动分离的初步实验研究^[18].

本文中使用了两种不同的测速技术, 在静止空气条件下进行了等离子体气动激励诱导气流加速的实验研究, 分析了诱导气流加速的机理, 并得到了电压、频率和电极组数目的变化对诱导气流速度的影响.

1 实验系统

1.1 高压高频等离子体电源

高压高频电源电压为 0~40 kV 连续可调, 频率为 6~30 kHz 连续可调, 输出电压波形为正弦波形.

1.2 等离子体气动激励器

实验中选用了电极为铜箔、绝缘材料为环氧树脂的典型条状布局的激励器, 结构示意图见图 1, 其中图 1(b)标注了激励器的流向位置(未按比例).

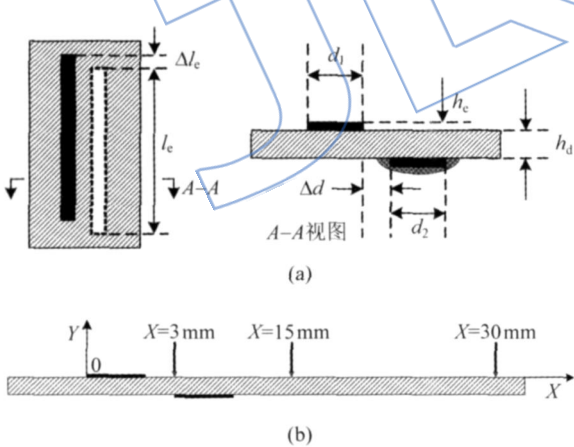


图 1 等离子体气动激励器结构示意图
Fig. 1 Sketch map of plasma aerodynamic actuator

等离子体气动激励器的主要参数: 电极长度 $l_e=100\text{ mm}$, 电极偏置长度 $l_o=10\text{ mm}$, 上层电极宽度 $d_1=2\text{ mm}$, 下层电极宽度 $d_2=2\text{ mm}$, 电极内间距 $d=1\text{ mm}$, 电极厚度 $h_e=0.03\text{ mm}$, 绝缘介质材料厚度 $h_d=1\text{ mm}$.

施加高压高频电源后, 激励器上表面电极附

近的空气被击穿形成等离子体, 其中带电粒子在空间不均匀电场的作用下, 与空气分子发生碰撞, 进行动量与能量交换, 从而诱导激励器表面的空气发生定向运动, 产生局部加速的气体流动. 其气流加速机理示意图如图 2 所示.

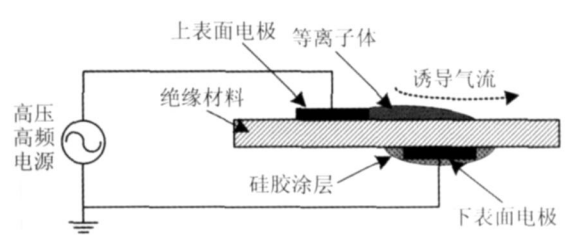


图 2 气流加速机理示意图
Fig. 2 Sketch map of airflow acceleration mechanism

1.3 测量系统

实验选用了基于皮托管和粒子图像测速仪 (particle imaging velocimetry, 简称 PIV) 的两种不同的速度测量系统.

皮托管测量系统由皮托管、DPI 型差压传感器和 USB6008 型数据采集器等组成, 通过测量流场内某点处的总压与静压的差值计算诱导气流速度.

PIV 测量系统由 Litron 激光器、CCD(charge coupled device)相机和同步器等组成, 实验中使用甘油蒸气作为示踪粒子, 其基本测速原理是通过记录 CCD 相机在两次曝光时间间隔内示踪粒子的位移计算平均速度, 经 PC 机处理后输出标定范围内的平均速度矢量.

电参数测试系统由 P6015A 型高压探针、P6022 型电流探针和 TDS3012B 型示波器组成, 分别用于测量等离子体气动激励器放电时的电压、电流和频率等参数.

2 结果与分析

2.1 气流加速机理分析

在激励电压为 12 kV、激励频率为 23 kHz 的实验条件下, 对静止空气条件下等离子体气动激励诱导的气流速度进行了 PIV 测量, 结果如图 3~图 5 所示.

在等离子体气动激励启动瞬间($t=0\text{ s}$), 形成启动涡, 由图 3 可知: 诱导形成的旋涡在激励器电极附近强度最大, 这主要是在激励器上下表面电极之间的电场强度最大的缘故. 随即旋涡向下游运动, 并带动壁面附近的气流运动, 经过约

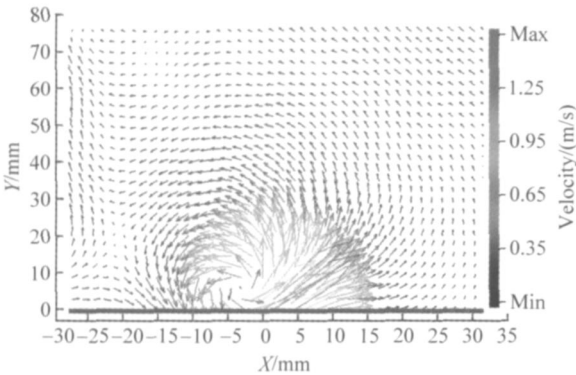


图 3 形成启动涡 ($t=0\text{ s}$)

Fig. 3 Start-up vortex appears ($t=0\text{ s}$)

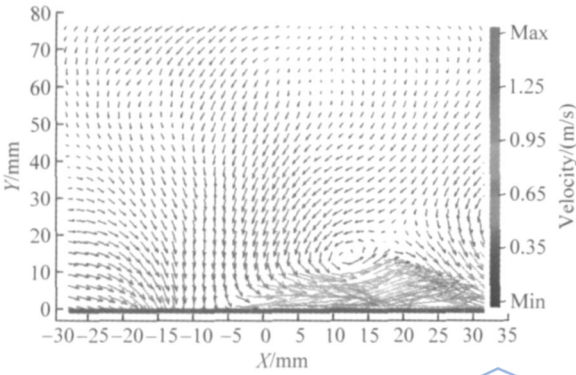


图 4 旋涡向下游运动 ($t=0.25\text{ s}$)

Fig. 4 Vortex moves downstream ($t=0.25\text{ s}$)

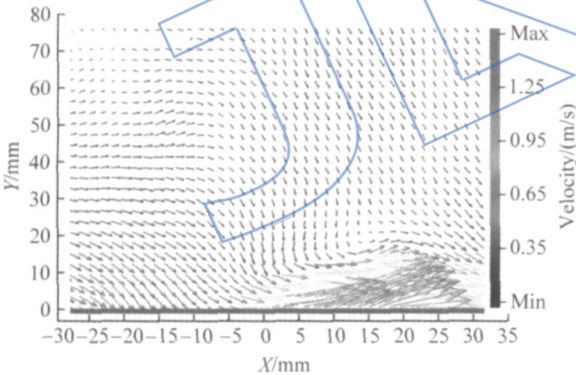


图 5 形成近壁面射流 ($t=0.5\text{ s}$)

Fig. 5 Jet stream appears close to the actuator surface ($t=0.5\text{ s}$)

0.5 s 后, 旋涡消失, 演化为上表面电极下游 35 mm 左右处的近壁面射流. 由图 4 可以发现: 沿流向方向运动的近壁面气流有明显的分层现象, 上层气流的速度小, 下层气流的速度大, 这说明等离子体气动激励诱导气流加速主要作用于靠近激励器壁面很薄的范围内, 加速气流与静止气流之间会产生剪切力, 带动上层气流的运动, 因此形成了气流的分层现象. 图 5 结果表明: 近壁面射流的运动方

向与壁面并不是完全平行的, 而是呈现一定的无规则角度.

施加高压高频电源后, 激励器上、下表面电极之间形成不均匀的强电场, 通过动量与能量交换加速激励器表面的气流, 由动量守恒定理可知, 电极附近范围内流体动量的增加必然等于其它地方流体动量的减少, 就好像有一个把周围气流吸过来的“汇”, 最后把集中起来的气流沿壁面射出去, 促成了向下游运动的定向加速射流.

2.1.2 电压变化对诱导气流加速的影响

固定激励频率为 23 kHz, 对不同激励电压下等离子体气动激励诱导的气流速度进行了实验测量, 结果如图 6 所示, 其中图 6(a)~(c)是使用皮托管测得的不同流向位置的速度分布; 图 6(d)~(f)是使用 PIV 测得的射流速度矢量.

由图 6(a)~(c)可知, 当激励电压增大后, 等离子体气动激励诱导的气流速度增大, 最大诱导气流速度在靠近壁面 0.5~2.5 mm 的高度范围内, 并且随着流向位置越大, 诱导气流速度越小. 当激励电压从 11 kV 逐渐增大到 13 kV 时, 诱导气流速度的增加量逐渐变小, 说明激励电压在 11 kV 时, 激励效果不明显, 随着激励电压的增大, 激励效果逐渐明显. 图 6(d)~(f)结果表明近壁面射流限于距壁面 10~15 mm 的高度范围内, 并且随着激励电压的增大, 近壁面射流的射程增大, 而且其运动方向更大的偏离了壁面, 说明了近壁面射流不规则程度的增加.

为对比两种速度测量系统的准确性, 现以图 6 中 $X=3\text{ mm}$, $U=12\text{ kV}$ 为例, 皮托管测得的最大速度在距激励器壁面 0.5 mm 的高度上, 大小为 21.48 m/s; PIV 测得的最大速度约为 11.5 m/s, 绝对误差为 0.9 m/s, 但这不影响结论的准确性, 因为在 PIV 的测量环境中充满甘油蒸气, 改变了空气的密度等参数, 进而导致了较大的测量偏差.

2.1.3 频率变化对诱导气流加速的影响

固定激励电压为 12 kV, 对不同激励频率下的诱导气流速度进行了实验测量, 结果如图 7 所示, 其中图 7(a)~(c)是使用皮托管测得的不同流向位置的速度分布; 图 7(d)~(f)是使用 PIV 测得的射流速度矢量.

由图 7(a)~(c)可知, 激励频率增大后, 等离子体气动激励诱导的气流速度变化不明显, 只有微弱的增加. 图 7(d)~(f)结果表明: 近壁面射流主要限于距壁面 10~12 mm 的高度范围内, 激励

频率的增大基本没有增加近壁面射流的不规则程度和射程. 综合激励电压与频率对等离子体气动激励诱导气流加速的结果可以得出: 在诱导气流加速的效果上, 激励电压比激励频率有效, 因此提高等离子体气动激励诱导气流加速的一个有效途径是提高激励器两端的激励电压, 激励电压增大, 等离子体气动激励诱导的气流速度增大, 向激励器附近的空气注入的动量和能量增大, 等离子体气动激励的作用范围和能力提高, 但当激励电压

太大时会导致激励器被强电场击穿而损坏, 并且随着激励电压的不断增大, 用于转化成热量的功率比重增大, 能量的利用率降低, 所以要产生最好的诱导气流加速效果, 只靠增大激励电压是不够的.

21 4 电极组数目对诱导气流加速的影响

为了研究电极组数目对等离子体气动激励诱导气流速度的影响, 选用了 4 组电极组数目不同

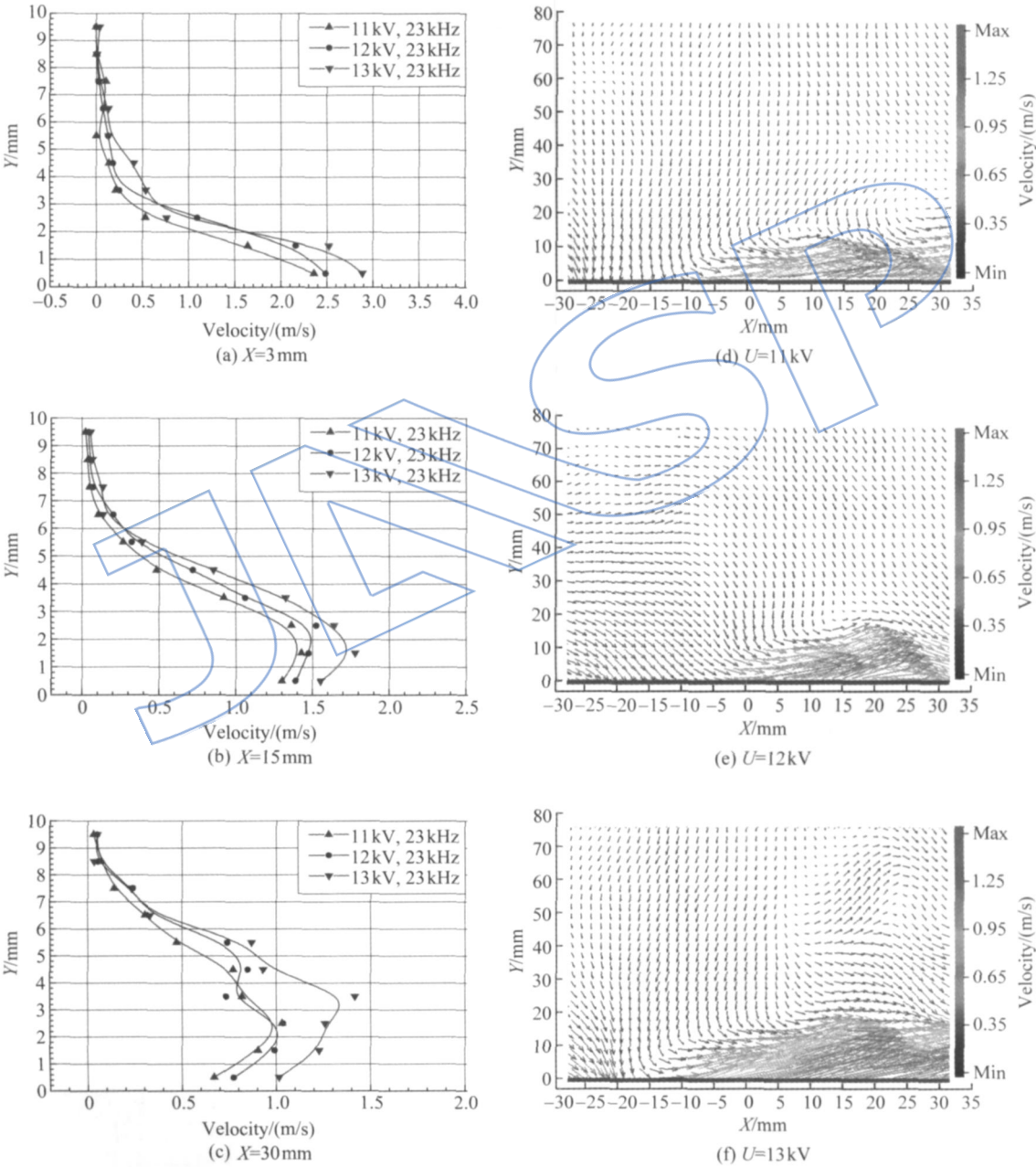


图 6 激励电压变化时诱导气流速度的结果

Fig. 6 Results of induced airflow velocities while actuation voltage changes

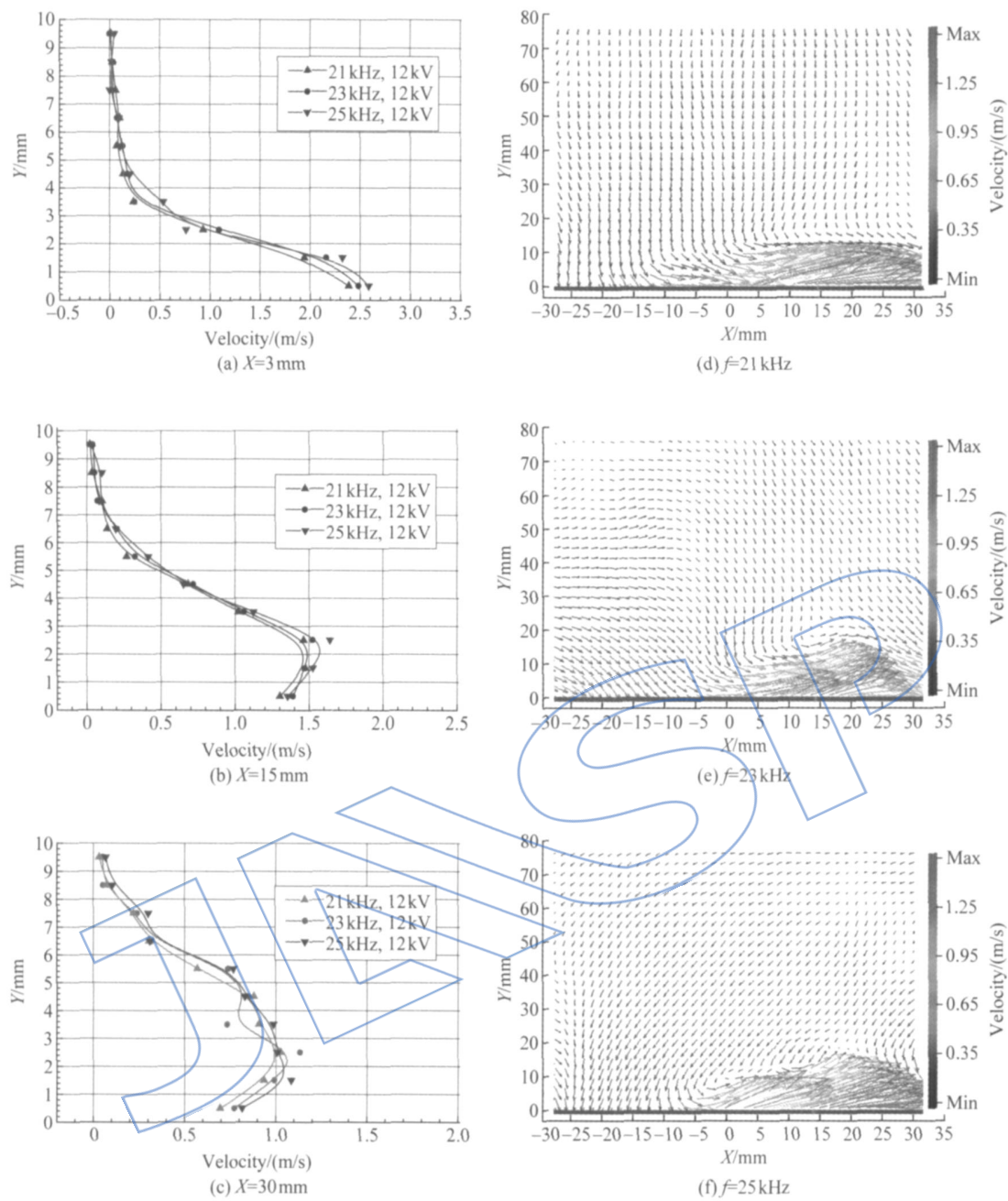


图 7 激励频率变化时诱导气流速度的结果

Fig. 7 Results of induced airflow velocities while actuation frequency changes

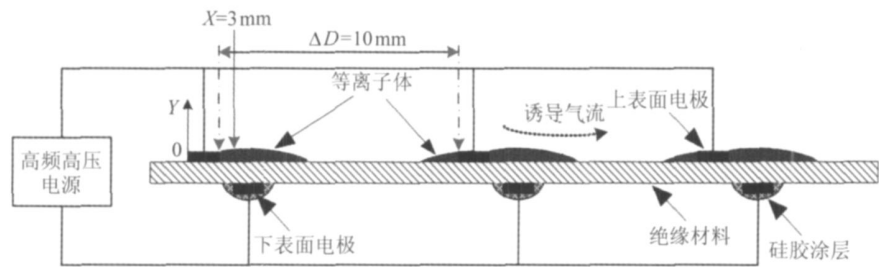


图 8 三组电极激励器的结构示意图

Fig. 8 Sketch map of plasma aerodynamic actuator with three pairs of electrodes

的激励器进行研究, 例如, 3 组电极激励器的结构示意图如图 8 所示, 其中对应电极组之间的内间距为 10 mm, 其它参数与单组电极激励器一致。

在激励电压为 12 kV、激励频率为 23 kHz 实验条件下, 使用皮托管分别对电极组数目为 1, 2, 3 和 4 的激励器诱导的气流速度进行了测量, 得到了距激励器表面 01 5 mm 高度时诱导气流沿流向的速度分布, 结果如图 9 所示。

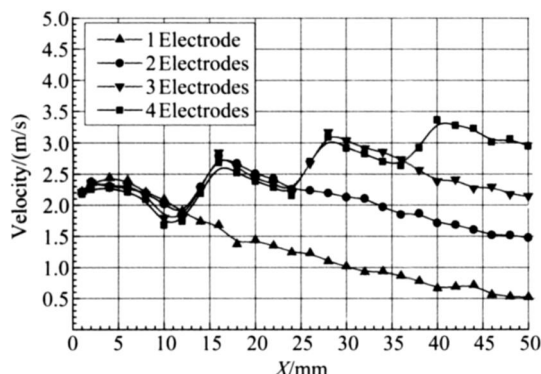


图 9 多组电极激励器诱导气流速度沿流向的分布图

Fig. 9 Profile of streamwise velocities induced by plasma aerodynamic actuators with more pairs of electrodes

从图 9 可以看出: 多组电极激励器诱导的气流速度呈现周期性地先增大后减小的变化规律, 速度减小是因为相邻两组电极中的下表面电极与后一组电极中的上表面电极同样会产生等离子体, 并诱导反向的加速气流, 由于速度的减小量小于加速量, 所以气流将加速至一个更大的峰值速度; 以 4 组电极的激励器为例, 4 个峰值速度的相对增加量分别为 171.84%, 151.33% 和 81.59%, 说明随着流向位置的增大, 气流速度不断增大, 但等离子体气动激励诱导气流加速的效果逐渐下降。

分别对 4 组激励器最后一组电极后方 3 mm 处的诱导气流速度进行了测量, 其速度剖面分布如图 10 所示。

图 10 结果表明: 随着激励器电极数目的增加, 诱导气流速度是不断增大的, 当激励器的电极数目增加时, 诱导气流速度的增加量逐渐变小(例如, 在距壁面 01 5 mm 的高度上, 最大诱导气流速度的相对增加量分别为 141.96%, 71.84% 和 51.00%), 这说明随着电极数目的增加, 等离子体气动激励诱导气流加速的效果逐渐减弱。

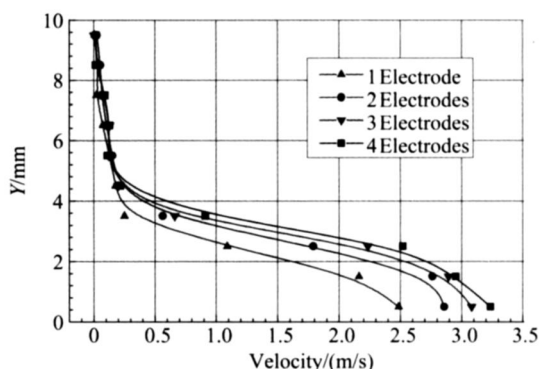


图 10 多组电极激励器的诱导气流速度剖面图

Fig. 10 Profile of velocities induced by plasma aerodynamic actuators with more pairs of electrodes

3 结 论

1) 等离子体气动激励启动瞬间, 形成启动涡, 随即旋涡向下游运动, 经过约 01 5 s 后, 旋涡消失, 演化为 35 mm 左右的近壁面射流。

2) 沿流向方向运动的近壁面气流有明显的分层现象, 其运动方向与壁面不完全平行。

3) 激励电压的增大后, 等离子体气动激励诱导的气流速度增大, 近壁面射流的不规则程度和射程增大, 最大诱导气流速度在距离壁面 01 5~21 5 mm 的高度范围内。

4) 激励频率增大后, 等离子体气动激励诱导的气流速度变化不明显, 只有微弱的增加。在诱导气流加速的效果上, 激励电压比激励频率有效。

5) 多组电极激励器诱导的气流速度周期性地先增大后减小, 随着电极数目和流向位置的增加, 等离子体气动激励诱导气流加速的效果逐渐减弱。

参考文献:

- [1] Moreau E. Airflow control by non-thermal plasma actuators[J]. Journal of Physics D, Applied Physics, 2007, 40: 602636
- [2] Boeuf J P, Lagmich Y, Unfer T, et al. Electrohydrodynamic force in dielectric barrier discharge plasma actuators[J]. Journal of Physics D, Applied Physics, 2007, 40: 652662
- [3] Roth J R, Sin H, Madhan R C M. Flow reattachment and acceleration by piezoelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects[R]. AIAA 2002-0531, 2003
- [4] Corke T C, Post M L. Overview of plasma flow control concepts, optimization, and applications[R]. AIAA 2002-0563, 2005.

- [5] 李应红, 张朴, 刘建勋, 等. 基于等离子体的流动控制研究现状及分析[C]//中国航空学会航空百年学术论坛动力分论坛. 北京: 中国航空学会, 2003: 1312-1361
- LI Yinghong, ZHANG Pu, LIU Jianxun, et al. The development and analysis of plasma based on flow control techniques[C]// Aviation 100th Science Forum Symposium of China Society of Aeronautics and Astronautics. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronauts, 2003: 1312-1361 (in Chinese)
- [6] LI Yinghong, SONG Huimin, WU Yun, et al. Experiments of plasma actuation based compressor cascade flow separation suppression[C]// The 1st International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering, 2006 ISJPPE25008. Kunming: School of Jet Propulsion, National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 2: 420-422
- [7] Johnson G A, Scott S J. Plasma-aerodynamic boundary layer interaction studies[R]. AIAA 2001-23052, 2001
- [8] Skvortsov V, Kunetsov Y, Klimov A, et al. Investigation of the plasma aerodynamic effects on the models of various geometry[R]. AIAA 1999-24854, 1999
- [9] 吴云, 李应红, 朱俊强, 等. 等离子体气动激励扩大低速轴流式压气机稳定性的实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2025-2030
- WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of using plasma aerodynamic actuation to extend low-speed axial compressors stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2025-2030 (in Chinese)
- [10] 吴云, 李应红, 苏长兵, 等. 等离子体气动激励系统的谐振特性实验研究[J]. 高电压技术, 2008, 34(1): 87-90, 98
- WU Yun, LI Yinghong, SU Changbing, et al. Experimental investigation on resonance characteristics of plasma aerodynamic actuation system[J]. High Voltage Engineering, 2008, 34(1): 87-90, 98 (in Chinese)
- [11] Seraudie A, Aubert E, Naude N, et al. Effect of plasma actuators on a flat plate laminar boundary layer in subsonic condition[R]. AIAA 2006-3350, 2006
- [12] Roth J R, Dai X, Rahel J, et al. The physics and phenomenology of paraelectric one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUGDP) actuators for aerodynamic flow control[R]. AIAA 2005-20781, 2005
- [13] Roy S, Singh K, Kumar H, et al. Effective discharge dynamics for plasma actuators[R]. AIAA 2006-0374, 2006
- [14] Forte M, Moreau E, Touchard G, et al. Optimization of a dielectric barrier discharge actuator[R]. AIAA 2006-2863, 2006
- [15] Porter C O, Enloe C L, McLaughlin T E, et al. Boundary layer control using a DBD plasma actuator[R]. AIAA 2007-20786, 2007
- [16] Santhanakrishnan A, Jacob J. On plasma synthetic jet actuators[R]. AIAA 2006-0317, 2006
- [17] WU Yun, LI Yinghong, ZHU Junqiang, et al. Experimental investigation of a subsonic compressor with plasma actuation treated casing[R]. AIAA 2007-23849, 2007
- [18] 刘万刚. 应用等离子体实现主动流动控制的研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004
- LIU Wangang. Application of plasma to achieve active flow control[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004 (in Chinese)