

文章编号:1000-8055(2013)12-2691-07

不同压力下微秒脉冲表面介质 阻挡放电流场实验

周朋辉¹, 田希晖², 车学科², 聂万胜², 侯志勇²

(1. 中国人民解放军 装备学院 研究生管理大队, 北京 101416;

2. 中国人民解放军 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 采用粒子图像测速(PIV)技术,在不同空气压力条件下,测量了微秒脉冲等离子体气动激励诱导流场的演化过程,分析了不同压力下的流场启动涡、流场结构和壁面射流.根据实验数据计算研究了诱导力随压力变化的空间分布趋势.实验结果表明:常压和 5 500 Pa 压力下产生一个启动涡,19 000 Pa 和 11 700 Pa 压力下产生两个启动涡.稳定流场结构随压力减少分别为 L 型、∞型和 V 型.压力减小,诱导流场对等离子体气动激励的响应时间减少,射流切向距离变短,距壁面法向距离增加.最大诱导力随压力降低减小, x 坐标逐渐向表面介质阻挡放电(SDBD)激励器靠近.

关 键 词: 表面介质阻挡放电(SDBD); 等离子体; 诱导涡; 压力; 粒子图像测速(PIV)

中图分类号: V211

文献标志码: A

Experiment of airflow induced by microsecond pulse surface dielectric barrier discharge under pressure influences

ZHOU Peng-hui¹, TIAN Xi-hui², CHE Xue-ke²,
NIE Wan-sheng², HOU Zhi-yong²

(1. Company of Postgraduate Management, Academy of Equipment,
The Chinese People's Liberation Army, Beijing 101416, China;

2. Department of Space Equipment, Academy of Equipment,
The Chinese People's Liberation Army, Beijing 101416, China)

Abstract: Particle image velocimetry (PIV) technology was applied to obtain the evolution of the flow field induced by microsecond pulse plasma aerodynamic actuation, while the starting vortex, flow field and wall jet were analyzed at different air pressures. Thrust created by the actuator was calculated and analyzed based on the experimental data. Experiment results showed that one starting vortex was found at the ground pressure and the pressure of 5 500 Pa, while two starting vortices were found at the pressure of 19 000 Pa and 11 700 Pa. The steady configuration of the flow field was complex, and evolved towards L, ∞ and V structure as the pressure decreased. The reaction time of the flow field and the tangential distance of the wall jet induced by plasma aerodynamic actuation decreased as the pressure decreased, while the normal distance of the wall jet increased. The maximum thrust also decreased as the pressure decreased, and its x coordinate became closer to the actuator.

Key words: surface dielectric barrier discharge (SDBD); plasma; induced; vortex;

收稿日期:2013-04-24

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.008.html>

基金项目:国家自然科学基金(11205244)

作者简介:周朋辉(1985—),男,河北沧州人,硕士生,主要研究方向为等离子体流动控制.

pressure; particle image velocimetry (PIV)

等离子体流动控制技术是一项基于等离子体气动激励的主动流动控制技术,在飞行器增升减阻、发动机增效等方面具有巨大的潜在应用前景,已成为国际空气动力学领域的研究热点.表面介质阻挡放电(SDBD)因具有体积小、质量少、功耗低、可靠性高^[1-5]等特点,一直是等离子体流动控制技术研究的重要内容.

根据实际的应用需求,研究不同压力下 SDBD 特性是非常必要的.常压下国内外对 SDBD 流场结构^[6]、激励电源对 SDBD 流场的影响^[7-8]、SDBD 等离子体气动激励对流动分离的抑制作用^[9-11]等的研究已较多,其他压力条件下的研究相对较少.日本 Abe 等^[12]研究了压力对 SDBD 等离子体放电区域的影响,结果显示压力下降,放电区域增大.美国 Valerioti 等^[13]研究了 17 000~900 000 Pa 压力范围内激励器最小点火电压和诱导力的变化规律,结果显示:最小点火电压随压力下降而降低;诱导力在压力约为 200 000 Pa 时出现极小值,在 90 000 Pa 和 600 000 Pa 时出现极大值.国内 WU Yun 等^[14]采用正弦交流高频电源,实验研究了电子密度、电子温度和诱导速度等随压力的变化情况,发现电子密度随压力降低而下降,电子温度基本不变,压力为 445 托(59 185 Pa)时诱导速度最大.中国人民解放军装备学院 CHE Xueke 等^[15]仿真研究了 20 km 高空压力下纳秒脉冲 SDBD 的放电过程及其诱导流场,表明采用纳秒脉冲激励时,地面放电为“点爆炸”,高空放电为“面爆炸”.

总体来看,国内外非地面环境压力下的 SDBD 研究主要集中在电参数研究和诱导力研究等方面,对该压力条件下 SDBD 诱导流场的研究还较少.本文采用 PIV 技术测量了不同压力下微秒脉冲激励 SDBD 等离子体诱导流场,研究了压力对流场启动涡和流场结构的影响,计算分析了压力对壁面射流及诱导力的影响.

1 SDBD 激励器放电

等离子体气动激励是以等离子体为载体,在电场力作用下,对流场施加的一种可控扰动,即电流体动力(EHD).典型的 SDBD 的布局形式如图 1(a)所示.将 SDBD 激励器暴露电极和植入电极分别与高压高频电源连接,阻挡介质表面附近的空气在强电场作用下电离,等离子体中的带电粒子在空间不均匀电场的作用下,向电场梯度方向

进行定向运动,带电粒子在定向运动的过程中与环境空气分子碰撞,发生动量交换,诱导 SDBD 激励器表面的空气发生定向运动,改变了边界层的空气动力特性.整个过程伴随着发光现象,距离暴露电极越近光强度越强,如图 1(b)所示为放电俯视图.

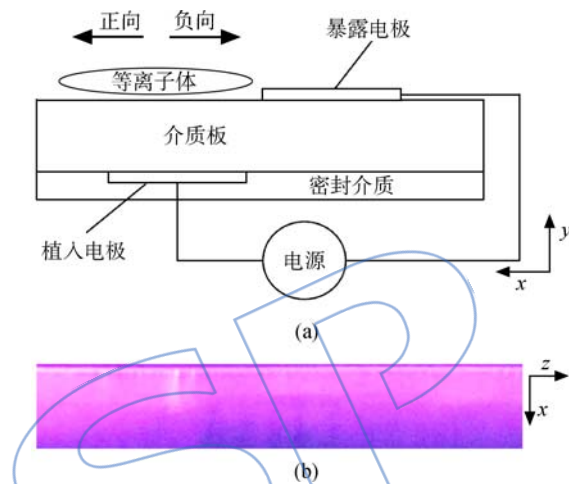


图1 SDBD 激励器布局形式与放电图像

Fig. 1 Configuration of the actuator and the discharge image

2 微秒脉冲 SDBD 流场测量实验系统

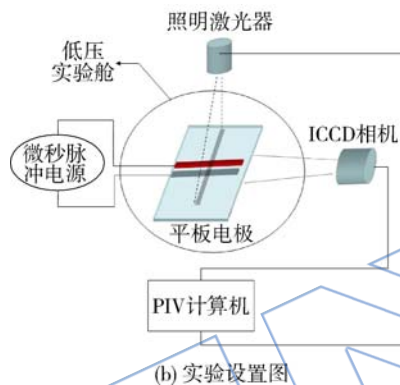
微秒脉冲 SDBD 流场测量系统实验设备如图 2(a)所示,主要包括:低压实验舱及其控制系统、PIV 系统、SDBD 激励器、激励电源系统.低压实验舱净尺寸为 1 000 mm×800 mm×1 750 mm (长×宽×高),辅助设备包括充气阀、微调阀、薄膜规、温度传感器、隔断室、氮气瓶等,低压实验舱气压由真空罐控制柜控制,极限真空度为 10 Pa,真空泵抽速为 14 L/s. PIV 系统包括:照明激光器(Nd:YAG 双脉冲式激光器)、同步控制器(MicroPulse725)、图像采集板、高速数字相机、图像处理、冷却系统等. PIV 观测区域范围为 165 mm×165 mm,计算网格步长为 2 mm,壁面位于观测区 $y=54$ mm 处.示踪粒子为烟粒子,由发烟饼燃烧产生,低压实验舱观察窗口直径为 200 mm,材料为 5 mm 厚钢化玻璃,透光性好.

实验设置如图 2(b)所示,SDBD 激励器面板水平放置于低压实验舱内,上层为暴露电极,下层为植入电极;微秒脉冲激励电源通过两个电压输送通道引入真空舱;激光器片光源镜头位于低压

实验舱上方,激光束垂直于平板且激光在平板上投影与电极长轴垂直;ICCD(intensified charge coupled device)相机光轴与电极长轴重合位于水平面内,ICCD 相机焦平面为激光投影面。



(a) 实验设备



(b) 实验设置图

图 2 微秒脉冲 SDBD 流场测量实验系统

Fig. 2 Experimental system of airflow induced by microsecond pulse surface dielectric barrier discharge

SDBD 激励器电极采用铜箔制作,暴露电极和植入电极宽度均为 5 mm,极间距离为 0 mm,介质层为 3 mm 厚的石英玻璃板。激励电源采用比高频高压电源更高效的微秒脉冲电源,由中国科学院电工研究所研制,型号为 MPC-20L,脉冲半高宽约为 300 ns,如图 3 所示。电源重复频率可在

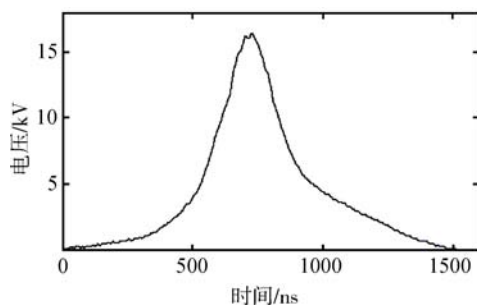


图 3 SDBD 激励器电压

Fig. 3 Voltage of SDBD actuator

1~2000 Hz 连续可调,实验中采用 1000 Hz。

3 实验结果及分析

微秒脉冲激励器诱导的射流方向与正弦交变激励器相反^[5],植入电极一侧为回流区,暴露电极一侧为射流区。为研究压力对微秒脉冲 SDBD 流场的影响,实验压力分别选取为 101 000, 19 000, 11 700 Pa 和 5 500 Pa。

3.1 不同压力下启动涡演化规律

图 4 为不同空气压力条件下, SDBD 激励器开启 0.2 s 时启动涡演化图, SDBD 激励器植入电极位于 68~73 mm 处,暴露电极位于 73~78 mm 处。由图可见,压力为 101 000, 5 500 Pa 时,流场中仅出现一个启动涡,涡心坐标分别约为 (87, 59) mm、(68, 67) mm;压力为 19 000, 11 700 Pa 时,流场中在相似位置出现两个启动涡,涡心坐标分别约为 (70, 60) mm、(77, 57) mm。压力降低,等离子体空气诱导速度下降。101 000 Pa 时,诱导速度最大约为 0.65 m/s,启动涡被向右吹动,涡心横坐标最大;其余压力时,诱导速度相差不大,速度值很小,涡心位置均位于 SDBD 激励器附近。

19 000 Pa 和 11 700 Pa 压力时,诱导射流具有双向性质,植入电极上方(68~73 mm)为右向射流,暴露电极上方(73~78 mm)为左向射流,两股射流流动在 72 mm 坐标处碰撞形成法向流动,诱导出两个启动涡,图 4(e)为 19 000 Pa 时的两个启动涡局部放大图。

单个脉冲放电周期内,脉冲放电上升沿期间,正电荷在介质表面不断积累,产生正向放电;脉冲放电下降沿期间,介质表面积累的正电荷电势会高于暴露电极,形成虚拟“阳极”,产生负向放电。双向放电是产生双向射流的根本原因,正向放电诱导出右向射流,负向放电诱导出左向射流。101 000 Pa 时,正向放电强度远大于负向放电强度,因此整体表现为右向射流;压力为 19 000, 11 700 Pa 时,两向放电强度相当,因此两向流动相遇碰撞后形成法向合流,诱导出两个启动涡;5 500 Pa 时,负向放电强度很弱,因此植入电极上方仅存在诱导速度很低的右向射流,出现一个诱导涡。

右向射流越大,正向放电在介质表面积累的电势越多,负向放电时虚拟“阳极”就越强,因此虚拟“阳极”强度与右向射流强度是正相关的,但虚拟“阳极”又诱导左向射流对右向射流产生抑制作用。在不减弱强度的前提下,减小虚拟“阳极”的影响可以有效改善射流速度。文献[16]中实验表明,

在相同激励电压条件下,增加植入电极宽度可以明显增加射流速度.由文献[11]电路模型可知,植入电极宽度增加加宽了放电区域,相当于电路当中又并联上多组支路,对原电路产生了分流作用,

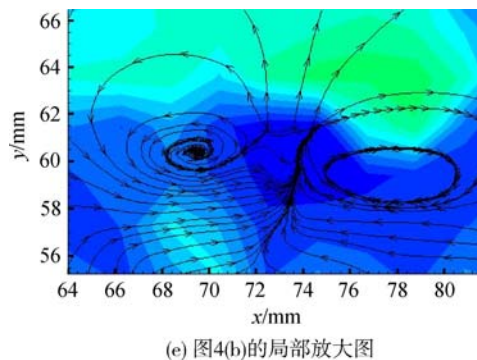
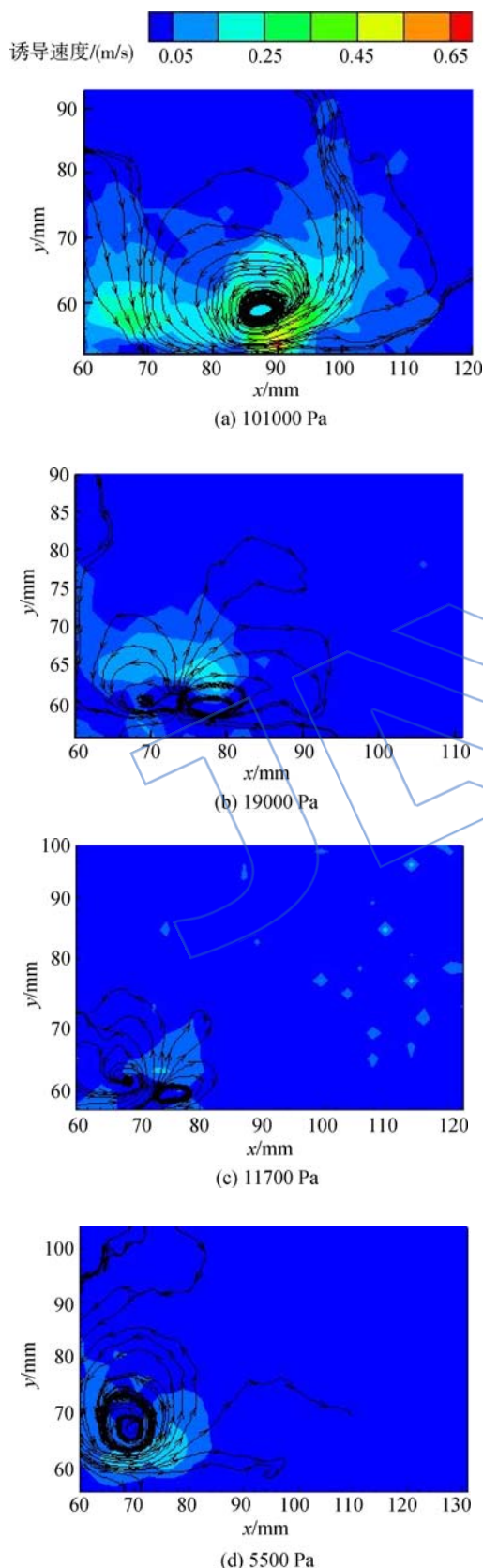


图4 不同空气压力下启动涡演化图

Fig. 4 Evolution of starting vortices at different air pressures

因此在介质表面总电荷(虚拟“阳极”强度)变化不大时,降低了表面电荷密度,从而减弱了虚拟“阳极”的影响.

3.2 不同压力下稳定流场变化规律

不同压力下,从SDBD激励器开始工作到诱导流场趋于稳定的时间均小于2.0 s,PIV系统工作时间均大于22 s,因此用PIV系统所测数据平均值来代替研究稳态流场是合理的.如图5所示为不同压力下平均流场图.

当压力为101000 Pa时,由图5(a)可见,SD-BD激励器左侧流动范围较小,流场主要表现在右侧区域,且右侧流动区域坐标大于125 mm,超出了观测范围.流场整体结构呈L型,最大诱导速度约为0.6 m/s.

当压力为19000 Pa时,由图5(b)可见,SDBD激励器两侧流动范围均比101000 Pa时流动范围大,但其右侧流动区域完全位于观测范围内.从整个流场来看,压力为19000 Pa时流动区域小于101000 Pa时流动区域,最大诱导射流距壁面法向距离增加,最大值约为0.65 m/s,流场整体结构呈L型,射流下侧存在一个诱导涡,射流距离壁面约5~10 mm.

当压力为11700, 5500 Pa时,流场宽度约为50 mm,高度约为30 mm,最大诱导速度约为0.2 m/s,均明显缩小.11700 Pa时,流场中存在两个诱导涡,流场整体结构最为复杂,呈∞型,两诱导涡位于∞型弧形区内部;5500 Pa时,流场中存在一个诱导涡,流场整体结构呈V型,诱导涡位于V型区内部(图5(c)、图5(d)左下角为坏点,不影响分析).

综上所述,随压力降低,流场响应范围缩小,诱导射流距壁面法向距离增加,诱导速度减小.流

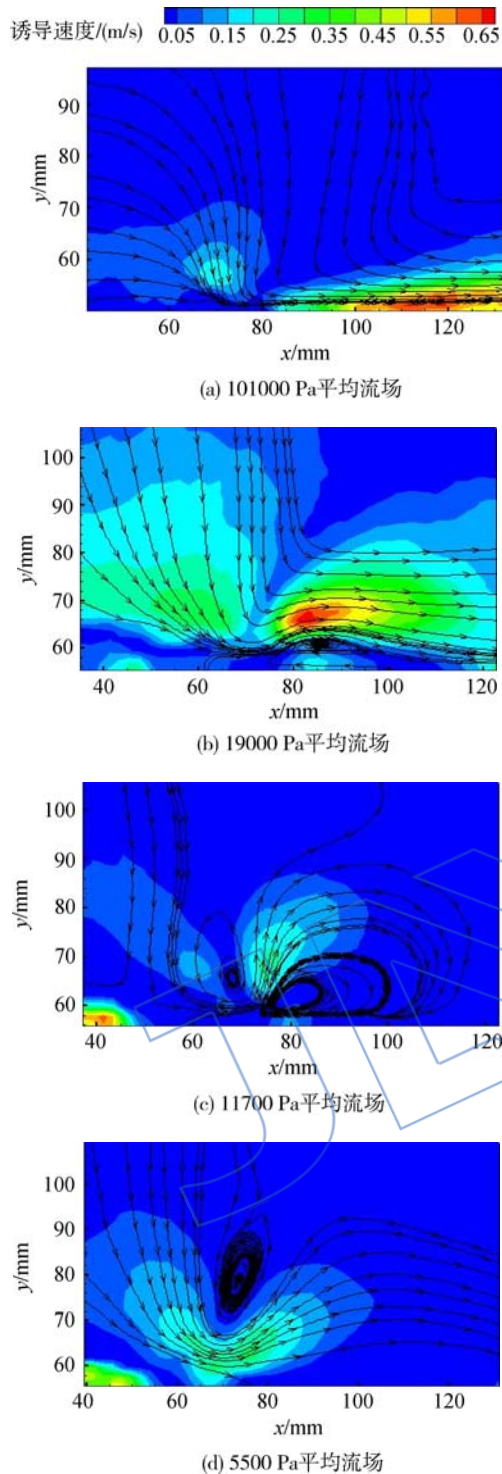


图 5 不同压力下平均流场图

Fig. 5 Flow field at different pressures

场整体结构变化经历是 L 型、∞型、V 型. 压力为 101 000 Pa 时没有诱导涡, 压力为 19 000 Pa 时诱导涡位于 L 型流场射流下侧, 压力为 11 700 Pa 时诱导涡位于 ∞型流场弧形区域内部, 压力为 5 500 Pa 时诱导涡位于 V 型流场内部.

根据平均流场, 可以进一步研究距壁面不同高度气流层的速度分布和诱导力分布. 由公式计

算得出壁面诱导力的空间分布.

$$F_i = ma_i = m \frac{v_{i+1} - v_i}{\Delta t}$$

$$\Delta t = \frac{\Delta s}{0.5(v_i + v_{i+1})}$$

式中 m 为单位质量; Δs 为 PIV 流场计算网格长度; v_i, v_{i+1} 为流场中相邻计算网格点速度值. 最大射流最能反映 SDBD 激励器对气体的诱导加速作用, 通过研究距离壁面不同高度气流层的诱导速度分布变化, 选取最大诱导速度气流层及其相邻气流层数据来研究诱导力分布规律. PIV 网格长度为 2 mm, 气流层厚度选取为 2 mm, 以中线高度代表气流层 (即 1, 3 mm 等). 速度分布曲线采用实际数据绘制, 诱导力分布图根据计算数据采用三次样条插值绘制.

由图 6 可见: 101 000 Pa 压力时, 最大诱导速度位置距离壁面 3 mm, 诱导速度最大值约为 0.6 m/s, x 轴坐标值为 119.3 mm. 1 mm 气流层诱导速度曲线锯齿状明显, 3 mm 和 5 mm 气流层诱导速度曲线较为平缓, 表明壁面阻碍力作用范围小于 2 mm. 射流法向距离范围小于 13 mm, 13 mm 气流层处, 诱导速度均小于 0.2 m/s. 诱导力分布呈不规则脉冲状, 首个诱导力脉冲空间 x 坐标为

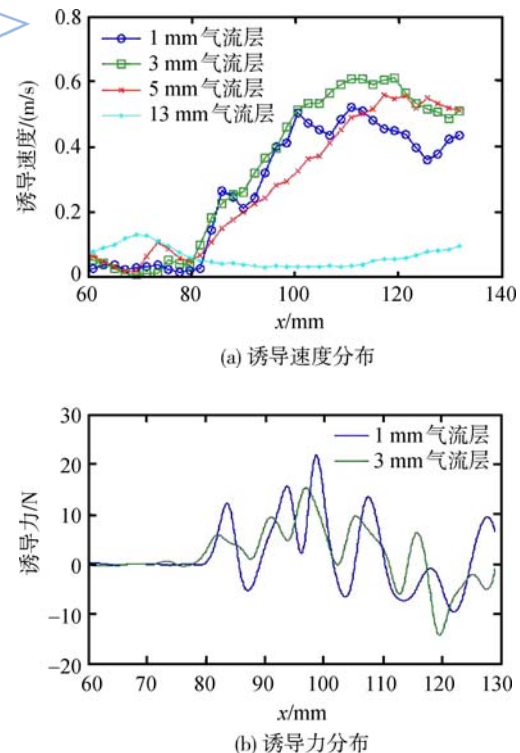


图 6 101000 Pa 压力下壁面诱导速度、诱导力分布图

Fig. 6 Induced velocity and thrust distribution near the wall at the pressure of 101 000 Pa

83.85 mm, 最大诱导力空间 x 坐标为 98.44 mm, 诱导力最大值为 21.34 N. 1 mm 和 3 mm 气流层诱导力分布整体保持一致, 表明气体呈蠕动加速. 1 mm 气流层诱导力相位空间坐标均大于 3 mm 气流层诱导力相位空间坐标, 且 x 轴向距离小于 110 mm 时, 1 mm 气流层幅值更大, 这反映了底层诱导力对上层气体的拖拽作用.

由图 7 可见, 19 000 Pa 压力时, 最大诱导速度位置距离壁面 11 mm, 诱导速度最大值约为 0.64 m/s, 空间 x 坐标为 82.95 mm. 高速气流层壁面法向距离为 9~15 mm, 法向距离小于 8 mm 的气流层整体诱导速度均小于 0.3 m/s, 1 mm 气流层在 74.62~103.8 mm 坐标范围内速度小于 0 m/s, 说明该处速度方向相反, 有诱导涡存在. 9, 11, 13 mm 气流层诱导力分布呈单脉冲状, 且分布整体保持一致. 速度最大气流层的诱导力峰值最大约为 35.2 N, x 坐标为 76.7 mm.

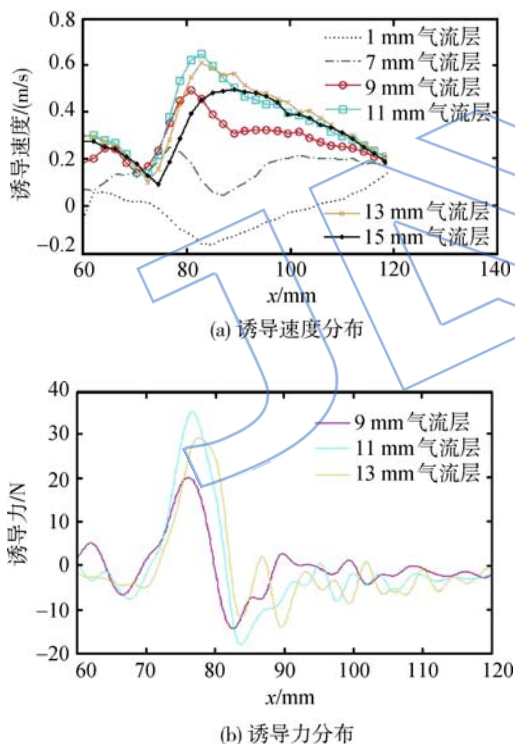


图 7 19 000 Pa 压力下壁面诱导速度、诱导力分布图
Fig. 7 Induced velocity and thrust distribution near the wall at the pressure of 19 000 Pa

图 8 为图 5 中 11 700, 5 500 Pa 压力的流场中最大诱导速度(沿流线选取)及诱导力分布. 11 700 Pa 压力时, 最大诱导速度空间 x 坐标为 76.7 mm; 5 500 Pa 压力时引流区和射流区连接在一起, 诱导速度分布呈梯形, 最高诱导速度空间 x 坐标约为 70~76 mm. 11 700 Pa 压力时, 诱导力为单脉冲分

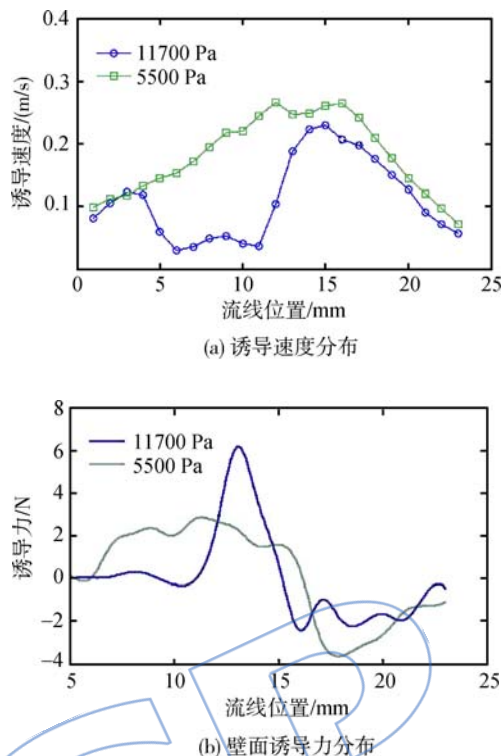


图 8 11 700, 5 500 Pa 压力下壁面诱导速度、诱导力分布图
Fig. 8 Induced velocity and thrust distribution near the wall at the pressure of 11 700 Pa and 5 500 Pa

布, 脉冲峰值空间 x 坐标为 74.3 mm; 5 500 Pa 压力时, 诱导力沿流线分布范围较大, 诱导力均很小, 最大诱导力空间 x 坐标约为 72.7 mm.

综上所述, 压力减小, 诱导力脉冲空间分布由多脉冲分布演化为单脉冲分布, 反映出低压条件下, 流场响应时间缩短. 微秒脉冲电源脉冲半高宽为 300 ns, 频率为 1 000 Hz, 脉冲间隔约为 1 ms. 101 325 Pa 压力时, 流场在 1 ms 放电间隔内响应不充分, 在下一个激励脉冲发生时, 流场仍对前几个脉冲遗留效果继续作出响应, 因此诱导力空间分布表现为多脉冲分布. 低压力时, 流场在 1 ms 放电间隔内已经做出充分响应, 因此在下一个激励脉冲发生时, 仅需对该脉冲做出重复响应, 所以诱导力空间分布表现为单脉冲分布. 该现象暗示低压条件时, 通过增加放电频率, 可以有效增加射流速度.

从本实验其他数据中还可以得出: 压力减小, 流场响应距离减小的结论. 如图 9 所示, 最大诱导速度和诱导力空间 x 坐标随压力降低不断前移, 逐渐靠近激励电极, 且诱导力脉冲与最大诱导速度之间的距离不断缩小. 该现象需综合考虑 SDBD 激励器电压(电场强度)、空气电离程度(电荷密度与空气分子密度)及压力的影响. 仅就压力变化而言, 压

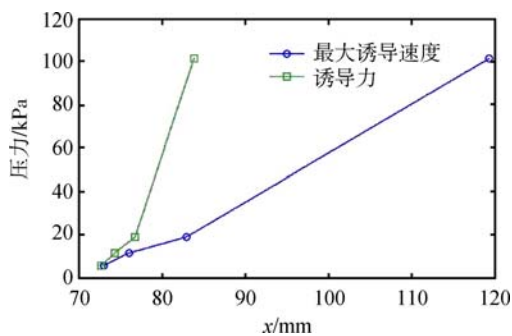


图9 压力对最大诱导速度位置及诱导力位置影响

Fig. 9 Pressure influence on the position of the induced velocity and the thrust

力减小,空气分子平均自由程增大,单位距离内,低压条件下粒子碰撞次数减少,因碰撞损失能量小,碰撞效率升高,因此低压条件下响应距离减小。

4 结 论

本文利用 PIV 技术,研究了不同压力下,微秒脉冲 SDBD 等离子体诱导流场。主要结论有:

1) 压力降低,激励电压和虚拟阳极的强弱变化导致启动涡产生变化,常压和 5500 Pa 压力时有一个启动涡,19000 Pa 和 11700 Pa 压力时有两个启动涡。

2) 稳定流场结构随压力变化较为复杂,常压和 19000 Pa 时为 L 型稳定流场,11700 Pa 压力时为 ∞ 型稳定流场,5500 Pa 压力时为 V 型稳定流场。

3) 压力降低,流场响应距离减小,诱导力空间分布由多脉冲分布演化为单脉冲分布,流场中最大诱导速度和诱导力坐标不断前移,逐渐靠近激励电极,且两者之间的距离不断缩小。

参考文献:

- [1] Roth J R, Madhan R C M, Yadav M, et al. Flow field measurements of paraelectric, peristaltic, and combined plasma actuators based on the one atmosphere uniform glow discharge plasma (OAUGDP™)[R]. AIAA-2004-0845, 2004.
- [2] Gaitonde D V, Visbal M T, Roy S. Control of flow past a wing section with plasma-based body forces[R]. AIAA-2005-5302, 2005.
- [3] Corke T C, Mertz B, Patel M P. Plasma flow control optimized airfoil[R]. AIAA-2006-1208, 2006.
- [4] Roupasov D, Zavialov I, Starikovskii A, et al. Boundary-layer separation plasma control using low-temperature non-equilibrium plasma of gas discharge [R]. AIAA-2006-0373, 2006.
- [5] Porter C O, Baughn J W, McLaughlin T E, et al. Plasma ac-

- tuator force measurements[J]. AIAA Journal, 2007, 45 (7): 1562-1570.
- [6] Estevadeordal J, Gogineni S. Low-speed flow control using dielectric barrier discharge (DBD) [R]. AFRL-VA-WP-TR-2006-3211, 2006.
- [7] 梁华, 李应红, 宋慧敏, 等. 等离子体气动激励诱导空气流动的 PIV 研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 22-26.
LIANG Hua, LI Yinghong, SONG Huimin, et al. PIV investigation on flow induced by plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 22-26. (in Chinese)
- [8] 赵小虎, 李应红, 李益文, 等. 等离子体气动激励诱导气流加速的实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2436-2442.
ZHAO Xiaohu, LI Yinghong, LI Yiwen, et al. Experiment on the induced airflow acceleration by plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2436-2442. (in Chinese)
- [9] Roupasov D V, Nikipelov A A, Nudnova M M, et al. Flow separation control by plasma actuator with nanosecond pulse periodic discharge [R]. AIAA-2008-1367, 2008.
- [10] 王万波, 黄勇, 黄宗波, 等. 介质阻挡放电等离子体对 NACA0015 翼型流动控制的 PIV 实验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 1-5.
WANG Wanbo, HUANG Yong, HUANG Zongbo, et al. PIV measurement of dielectric barrier discharge plasma flow control on NACA0015 airfoil[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 1-5. (in Chinese)
- [11] 梁华, 李应红, 宋慧敏, 等. 多相等离子体气动激励抑制翼型失速分离的实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(4): 867-873.
LIANG Hua, LI Yinghong, SONG Huimin, et al. Experiment investigation on airfoil stall separation suppression by multiphase plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(4): 867-873. (in Chinese)
- [12] Abe T, Takagaki M. Momentum coupling and flow induction in a DBD plasma actuator [R]. AIAA-2009-4068, 2009.
- [13] Valerioti J A, Corke T C. Pressure dependence of dielectric barrier discharge plasma flow actuators[J]. AIAA Journal, 2012, 50(7): 1490-1501.
- [14] WU Yun, LI Yinghong, JIA Min, et al. Influence of operating pressure on surface dielectric barrier discharge plasma aerodynamic actuation characteristics[EB/OL]. [2013-01-25]. <http://dx.doi.org/10.1063/1.2964193>.
- [15] CHE Xueke, SHAO Tao, NIE Wansheng, et al. Numerical simulation on a nanosecond-pulse surface dielectric barrier discharge actuator in near space[EB/OL]. [2013-01-20]. <http://dx.doi.org/10.1088/0022-3727/45144/145201>.
- [16] Thomas F O, Corke T C, Iqbal M, et al. Optimization of dielectric barrier discharge plasma actuators for active aerodynamic flow control[J]. AIAA Journal, 2009, 47(9): 2169-2178.