

并联放电等离子体合成射流激励器工作特性*

王林¹, 周岩¹, 罗振兵¹, 夏智勋¹, 邵涛², 邓雄¹

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073; 2. 中国科学院电工研究所, 北京 100190)

摘要: 等离子体合成射流激励器凭借射流速度高、工作频带宽、响应迅速等优势在高速流场主动流动控制领域具有良好的应用前景。为了克服单个激励器控制能力弱、控制范围窄的缺点, 开展了并联放电等离子体合成射流激励器的研究, 搭建了最多支持三路并联放电的微秒脉冲电源。测试结果表明, 电源在空载及负载条件下可以实现 1000 Hz 稳定放电。随着放电电容的增大, 放电电能的提高, 等离子体电弧的温度升高, 激励器腔体内气体被加热得更剧烈, 产生的射流速度增大。随着工作频率的提高, 激励器的击穿电压降低, 放电电能减小, 射流速度减小。通过对触发信号的调制, 可以实现每个激励器的独立控制, 使得并联式激励器具有更强的流动控制灵活性。试验结果显示, 激励器工作相位与触发相位具有较好的对应关系。

关键词: 等离子体合成射流; 两电极; 主动流动控制; 并联式阵列; 放电频率; 放电电容

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2018)04-059-08

Characteristics of plasma synthetic jet actuator array in parallel

WANG Lin¹, ZHOU Yan¹, LUO Zhenbing¹, XIA Zhixun¹, SHAO Tao², DENG Xiong¹

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Institute of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Due to its superiorities of high exhaust speed, wide frequency band and rapid response, the plasma synthetic jet actuator has shown wide and promising application prospects in high-speed flow control. On account of the weak control authority and small affected area of single actuator, a parallel actuator array was investigated. A parallel microsecond-grade pulse power supply was developed to achieve a three-path discharge. The power supply shows good stability with and without the load at 1000 Hz working frequency. As the capacitor increases, the temperature of the plasma arc increases. The air in the actuator chamber is heated more prominently. So the speed of the jet rises. As the frequency increases, the jet speed decreases due to a lower breakdown voltage. The parallel actuators can be controlled independently by manipulating the trigger signals, which makes the parallel actuators more flexible than the serial actuators. The phase of the actuator was shown to be controlled accurately by the trigger signal.

Key words: plasma synthetic jet; two-electrode; active flow control; parallel array; discharge frequency; discharge capacitor

优良的空气动力学特性是实现飞行器性能跨越的必要条件。研究表明, 主动流动控制技术对于改善飞行器的气动力特性具有重要作用, 是未来新型飞行器以及发动机气动设计中的关键手段^[1-3]。高超声速是未来飞行器的重要发展方向^[4-6], 为了实现高超声速条件下的流动控制, 需要开发响应时间短、流场控制作用强、工作频带宽的新型高速主动流动控制技术。

等离子体合成射流激励器是一种新型的高速主动流动控制激励器, 通过在小腔体内进行气体放电, 使得腔内气体快速升温、增压后从射流出孔高速喷出, 对外界流场施加干扰。它融合了合成射流与等离子体激励器两者的优势, 克服了常规等离子体激励器诱导气流速度较低的不足, 在激

波强度及非定常性控制等高速流动控制领域表现出良好的应用前景^[7-11]。

目前国内外多个机构都开展了等离子体合成射流激励器工作特性及流动控制的应用研究^[12-18]。结果表明, 等离子体合成射流的峰值速度超过 500 m/s, 响应时间约 10~20 μs, 工作频带可达数千赫兹。Grossman 等通过数值计算结果发现, 等离子体合成射流可以穿透马赫数 3 的超声速流场边界层, 并引起横向主流边界层转捩, 首次验证了等离子体合成射流激励器用于超声速流场主动流动控制的可行性^[12]。Narayanaswamy 等的试验结果表明, 峰值电流为 1.2 A 的等离子体合成射流对马赫数 3 的超声速主流垂直喷射时的射流穿透度达到 6 mm, 并在上游处引起一道激波, 初步估

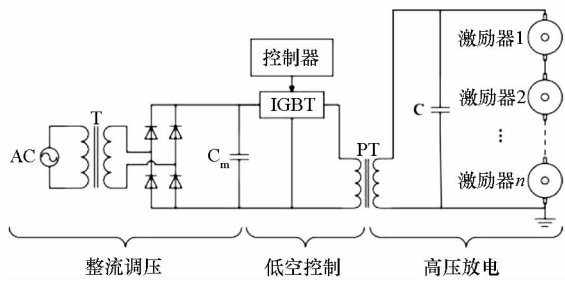
* 收稿日期: 2017-05-17

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11372349, 11502295, 11572349); 国防科技大学科研计划资助项目(JC15-01-01)

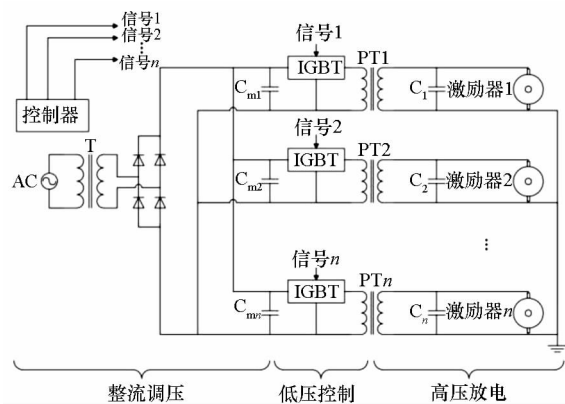
作者简介: 王林(1984—), 男, 河南夏邑人, 讲师, 博士, E-mail: wanglin-2007@126.com

计得到射流与主流的动量通量比约为 0.6,并且在射流的非定常控制下,下游的压缩拐角斜激波的移动频率被锁定为射流激励频率^[7-8]。Zhou 等的试验结果表明,等离子体高能合成射流控制能够有效减弱甚至消除激波,减小飞行器阻力^[9]。

目前,对于等离子体合成射流激励器的研究主要集中于单个激励器工作特性。在实际应用中,由于单个激励器的控制能力、控制范围有限,需要采用多个激励器构成的阵列进行协同工作。对于两电极等离子体合成射流激励器阵列,有并联式和串联式两种基本连接方式,如图 1 所示。串联式激励器的特点是电路结构简单,但是控制不够灵活,串联式激励器必须同时击穿放电工作,各激励器不能单独进行控制。并联式激励器的特点是每一路激励器的频率、相位、能量等可以单独控制,可以适应更为多变的控制工况,但是需要多套控制及升压电路。本文针对大气压静止空气条件下两电极等离子体合成射流激励器并联协同工作特性开展了试验研究。



(a) 串联式激励器阵列
(a) Actuator array in serial



(b) 并联式激励器阵列
(b) Actuator array in parallel

图 1 两电极等离子体合成射流激励器阵列

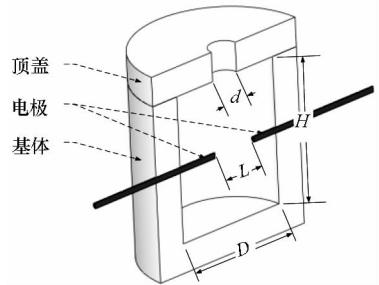
Fig. 1 Two-electrode plasma synthetic jet actuator array

1 试验系统简介

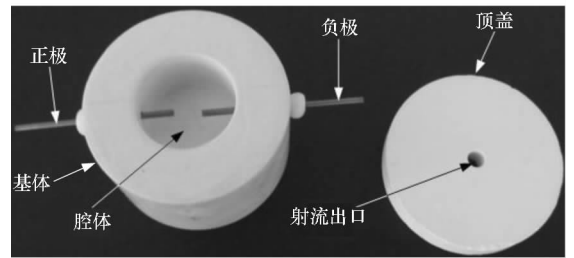
1.1 激励器及电源

两电极等离子体合成射流激励器如图 2 所

示。激励器由基体、顶盖和一对电极构成。在基体上加工有直径 D 、高度 H 的圆柱形腔体,一对电极通过小孔穿过壁面进入腔体,在腔体内形成长度为 L 的气体间隙。在激励器顶盖上开有直径 d 的射流出口。工作时,顶盖、电极与基体通过硅密封胶连接在一起。顶盖与基体采用电绝缘性及导热性良好、耐烧蚀、易于加工成形的热压六方氮化硼陶瓷。电极采用直径 1 mm 的纯钨棒。



(a) 激励器截面图
(a) Section view of actuator



(b) 激励器组件实物图
(b) Photo of actuator components

图 2 两电极等离子体合成射流激励器

Fig. 2 Two-electrode plasma synthetic jet actuator

电源系统原理如图 1(b) 所示,由整流调压单元、低压控制单元和高压放电单元组成,最终搭建完成的电源系统由三层结构相似的电路并联构成,每一层可以单独控制一个激励器工作,最高输出电压为 10 kV,最高工作频率为 1000 Hz。

1.2 试验测试系统

激励器的放电特性采用高压探头 (Tektronics P6015A, 75 MHz, measurement range 0 ~ 20 kV)、电流线圈 (Pearson 4997, 20 MHz, measurement range 0 ~ 20 kA) 进行测量。输出信号通过示波器 (Tektronix DPO3014, 100 MHz, 2.5 GS/s) 进行采集。采用高速相机 (PCO. Dimax HD)、显微放大镜头及滤光片对放电电弧进行观测,相机的曝光时间设为最小 (1.6 μ s),拍摄速度为 50 000 fps。

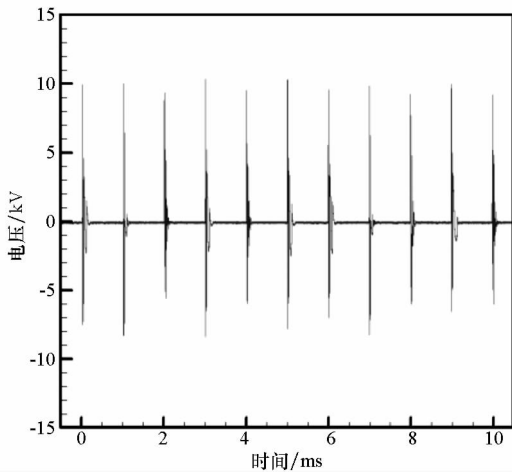
采用高速纹影系统对射流流场进行观测,纹影光源为碘钨灯 (功率 300 W),光路由两面凹面

镜(直径 200 mm、焦距 2 m)和两面转换光路的平面镜构成。采用 12 位的 CMOS 高速相机(Photron FASTCAM SA - X2)及焦距 200 mm 镜头(AF NIKKOR 80 - 200 mm f/2.8D ED)进行纹影图像采集,相机的曝光时间设为 $1.25 \mu\text{s}$,拍摄速度为 200 000 fps。

2 试验结果分析

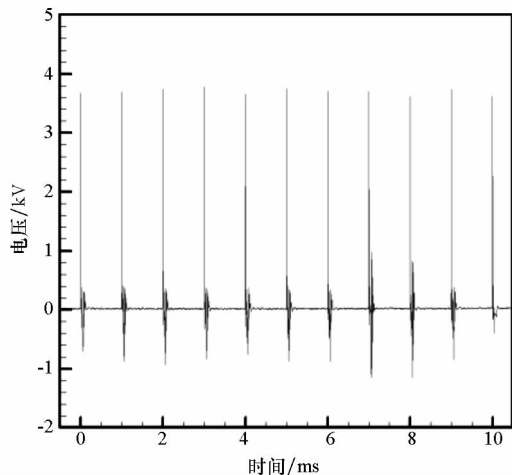
2.1 放电特性

并联式电源在空载及负载条件下,1000 Hz 稳定工作的输出波形如图 3 所示。如图 3(a)所示,在空载条件下,脉冲电源的输出电压基本稳定在 10 kV。如图 3(b)~(c)所示,采用 10 nF 放电电容及 2 mm 电极间距的激励器负载后,击穿电压约为 3.8 kV,放电的峰值电流约为 500 A,放电较为稳定,没有“熄火”现象,每次脉冲放电波形具有较好的一致性。



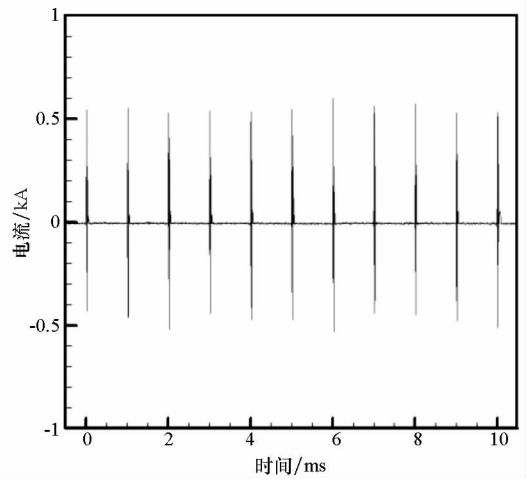
(a) 空载电压

(a) Output voltage without load



(b) 放电电压

(b) Discharge voltage



(c) 放电电流

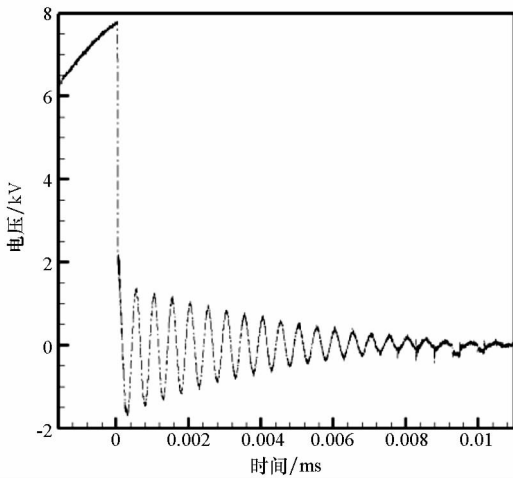
(c) Discharge current

图 3 单路 1000 Hz 输出波形

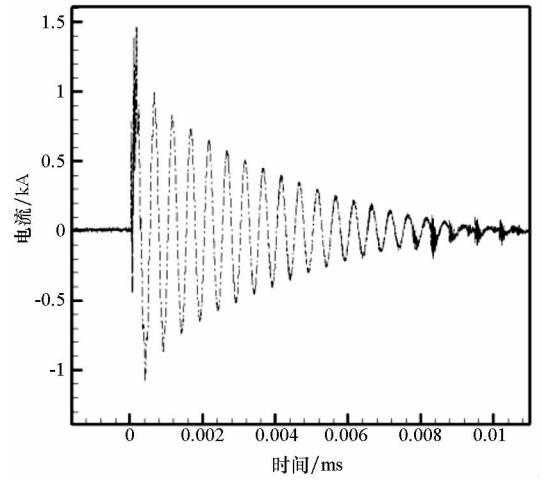
Fig. 3 Waveforms of single path at working frequency of 1000 Hz

图 4、图 5 所示为不同放电频率条件下的放电电压、电流波形,其中,放电电容、电极间距分别保持 10 nF、2 mm。放电电压、电流波形进行放大后,其波形呈现明显的衰减振荡类型,这是由于电容及负载构成了一个过阻尼的 RLC 振荡电路,放电电压、电流衰减振荡的频率由 RLC 回路的电阻、电感和电容值决定。因为图 4、图 5 三种工况下电容值恒定,电路的电感、电阻变化较小,所以三种工况下电压、电流衰减振荡的频率基本一致。在相同放电电容及电极间距条件下,放电的击穿电压随放电频率的降低而明显增大,在 300 Hz 时击穿电压升高至约 4.5 kV,在 1 Hz 时,击穿电压接近 8 kV。这一方面是由于随着放电频率的增加,激励器电极、腔体的加热效果变得显著,从而导致腔体回填过程中吸入的气体被加热,温度升高气体分子动能增大,具有较大动能分子的气体更易于击穿;另一方面是由于放电频率增加使得两次放电时间间隔缩短,电极间隙内剩余带电粒子没有完全消失,气体电离度增大,放电通道更易于建立,从而降低气体击穿电压。每次放电输入的能量为 $0.5 C \cdot U_B^2$,其中 C 为电容, U_B 为击穿时电容两端的电压(击穿电压)。随着频率的提高,击穿电压降低,单次放电输入能量减小,根据 RLC 电路的特性,放电峰值电流也随之减小。

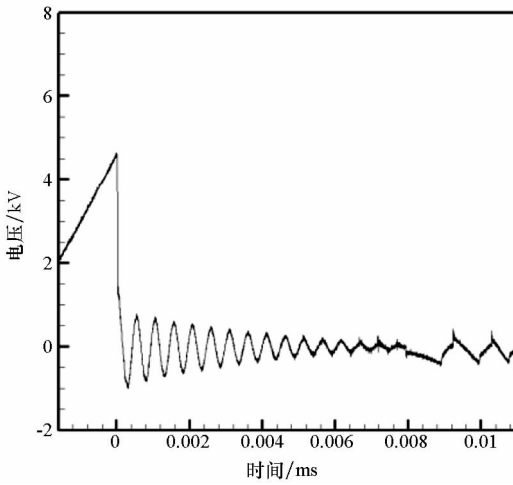
图 6 所示为不同放电电容条件下的等离子体电弧形态,图 7、图 8 为不同放电电容条件下电压、电流波形。其中,高速相机在放电击穿时刻接收到触发信号开始拍摄,相机的曝光时间均为 $1.6 \mu\text{s}$,电极间距、放电频率分别保持 2 mm、



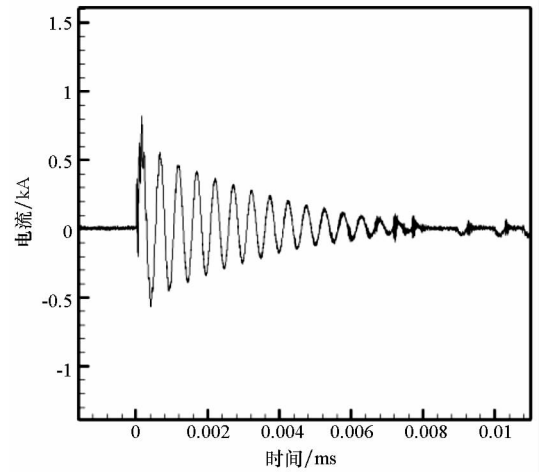
(a) $f = 1 \text{ Hz}$



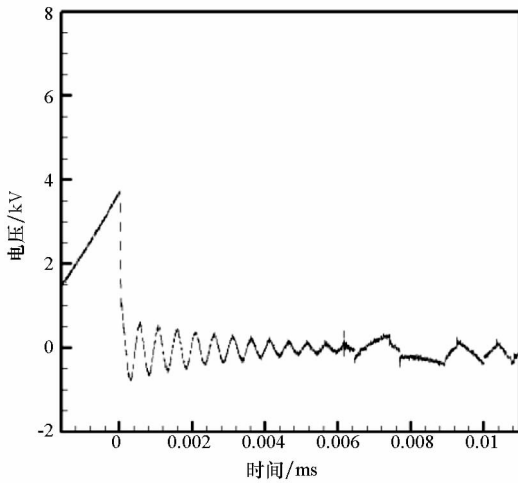
(a) $f = 1 \text{ Hz}$



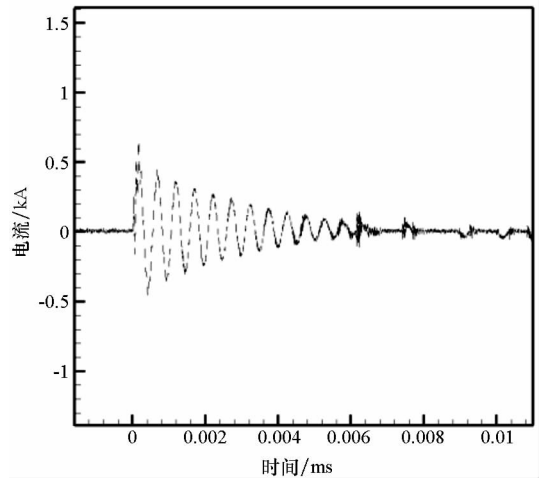
(b) $f = 300 \text{ Hz}$



(b) $f = 300 \text{ Hz}$



(c) $f = 1000 \text{ Hz}$



(c) $f = 1000 \text{ Hz}$

图 4 不同放电频率条件下电压波形

Fig. 4 Voltage waveforms for various discharge frequency

1 Hz。如图 7、图 8 所示,因为三种工况下电容值变化较大,所以电压、电流衰减振荡的频率差别很大。由于电极间距及放电频率固定,放电的击穿电压基本不变,因此单次放电的输入能

图 5 不同放电频率条件下电流波形

Fig. 5 Current waveforms for various discharge frequency

量随放电电容线性增大。随着电容的增大,放电电流及电压的振荡幅值增加,等离子体电弧的温度升高,电弧形态变宽,等离子体晕由蓝色过渡到紫色。

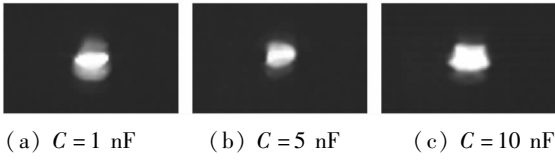
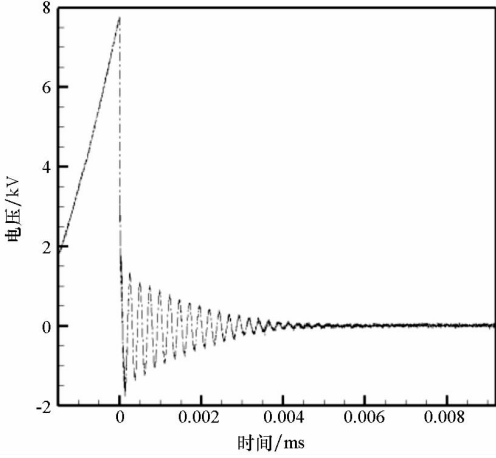
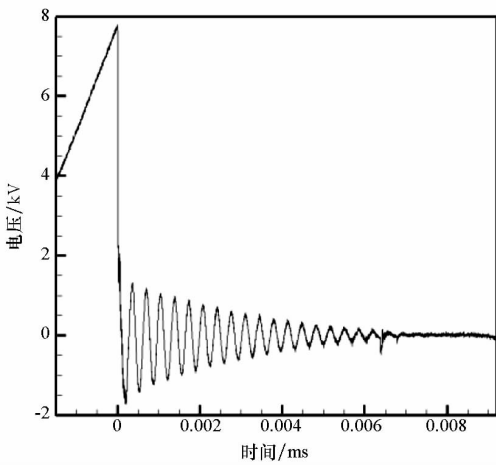


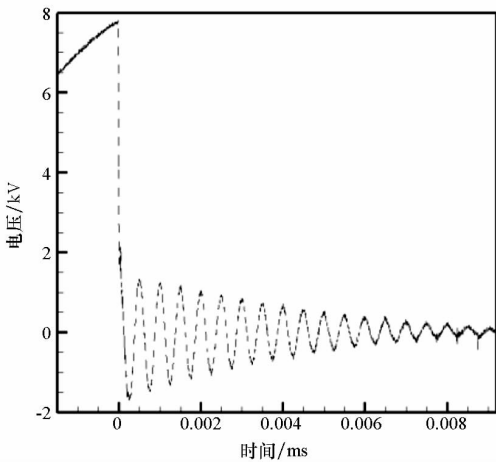
图6 不同放电电容条件下等离子体电弧
Fig.6 Plasma arc for various discharge capacitor



(a) $C = 1 \text{ nF}$

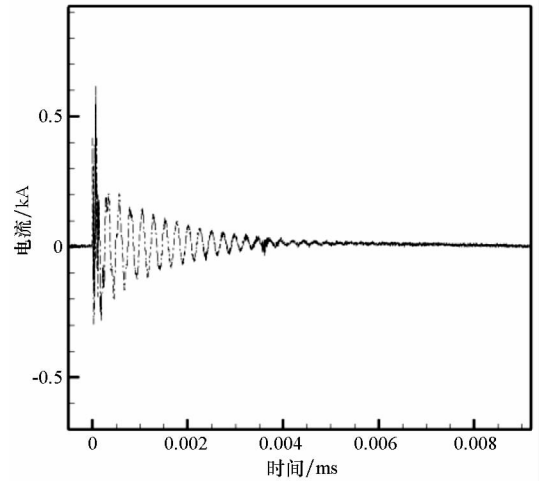


(b) $C = 5 \text{ nF}$

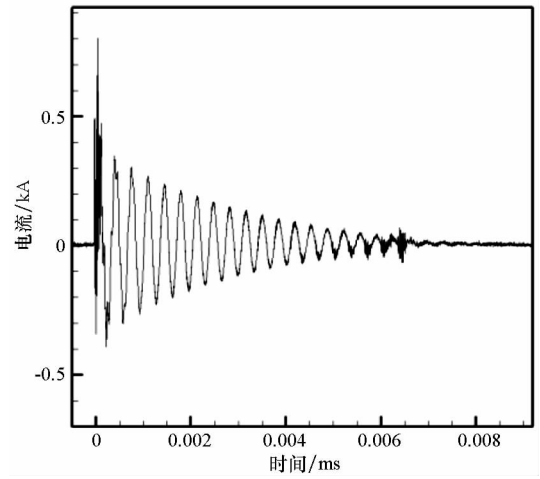


(c) $C = 10 \text{ nF}$

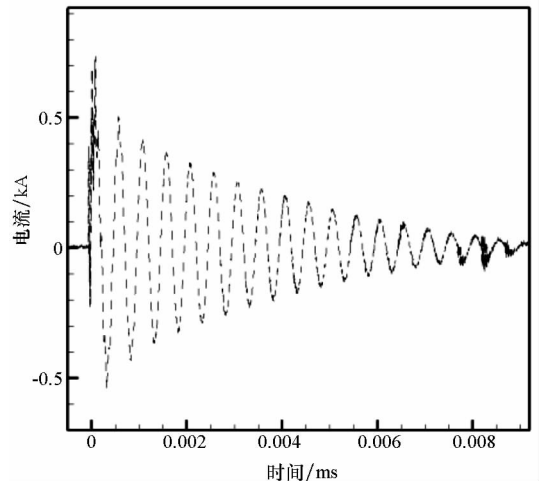
图7 不同放电电容条件下电压波形
Fig.7 Voltage waveforms at various discharge capacitor



(a) $C = 1 \text{ nF}$



(b) $C = 5 \text{ nF}$



(c) $C = 10 \text{ nF}$

图8 不同放电电容条件下电流波形
Fig.8 Current waveforms at various discharge capacitor

2.2 流场特性

开展了三并联放电等离子体合成射流激励器流场特性的研究,高速纹影拍摄得到的放电开始后不同时刻射流流场图像如图9所示,其中激励

器腔体的体积均为 210 mm^3 , 电极间距为 2 mm , 射流出口直径为 3 mm , 出口间距为 6 mm , 放电电容为 10 nF , 放电频率为 1 Hz 。在 $10 \text{ }\mu\text{s}$ 时刻, 由于腔体内气体快速加热及膨胀作用, 射流出口处开始出现球形的压缩波, 压缩波以声速向下游传播, 并逐渐融合。在压缩波之后, 三股射流从腔体喷出。在出口位置, 射流呈现涡环状, 随后逐渐发展为蘑菇状。由于腔体体积及放电能量相同, 三股射流形态类似, 以相同的速度向下游流动。由于射流互相之间的卷吸作用, 三股射流逐渐融合, 形成类似于“狭缝”射流的形状。射流动能及涡强度在流动中逐渐降低, 射流的传播速度逐渐下降。根据两帧之间射流锋面位移计算得到射流的峰值速度约为 150 m/s 。

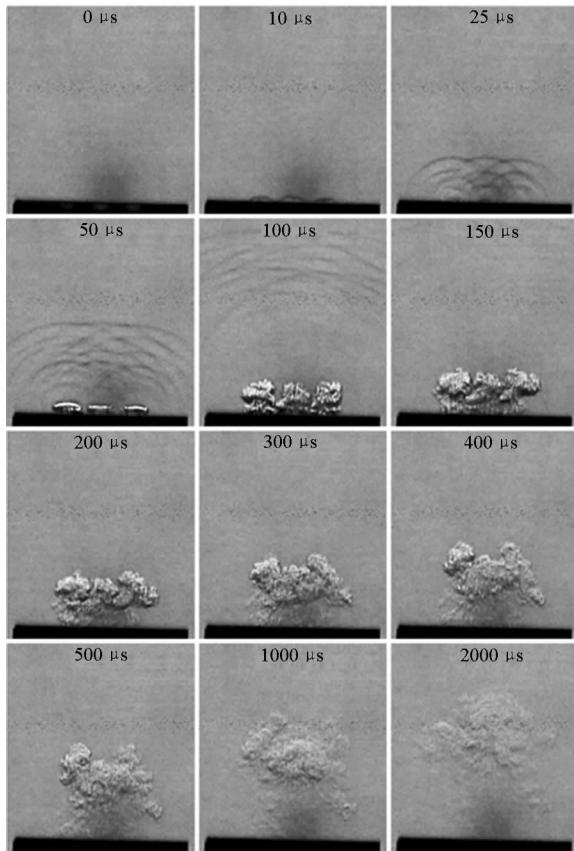


图 9 放电开始后不同时刻射流纹影图像
Fig. 9 Schlieren images at different time delays from the discharge trigger

图 10、图 11 所示为不同放电电容及放电频率射流的纹影图像。如图 10 所示, 相比 10 nF 电容, 5 nF 电容激励器的放电能量降低, 腔体内的压升减小, 激励器产生的压缩波及射流强度明显减弱, 在 $75 \text{ }\mu\text{s}$ 时刻, 射流刚刚喷出, 还呈现涡环状, 射流锋面到出口的距离明显小于 10 nF 激励器, 表明射流喷射速度较小, 激励器响应速度变慢。如图 11 所示, 随着放电频率的提高, 击穿电压减

小, 放电能量降低, 射流出现类似的变化。此外, 随着放电频率升高, 相邻射流的间隔变短, 在新射流喷出时, 上个脉冲的射流还未完全耗散, 两射流出现重叠。

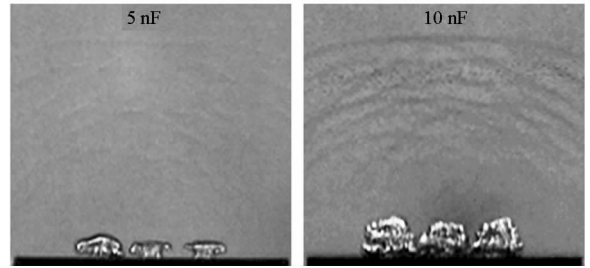


图 10 不同放电电容放电开始 $75 \text{ }\mu\text{s}$ 时刻射流纹影
Fig. 10 Schlieren image at $75 \text{ }\mu\text{s}$ for various discharge capacitor

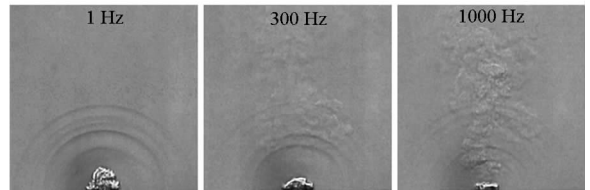


图 11 不同放电频率放电开始 $75 \text{ }\mu\text{s}$ 时刻射流纹影
Fig. 11 Schlieren image at $75 \text{ }\mu\text{s}$ for various discharge frequency

2.3 非同步工作特性

对于串联式激励器阵列, 各激励器的空气间隙必须同时击穿。而并联式激励器阵列的优势在于工作灵活、各激励器可以单独控制。比如激励器仅在需要进行控制的区域工作, 或各激励器对不同区域施加不同频率的控制。下面开展了三并联激励器非同步工作特性的研究。图 12 所示为采用信号发生器对各激励器施加的触发信号(脉

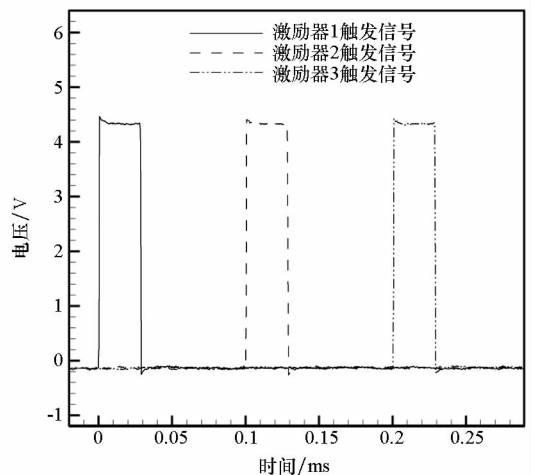


图 12 非同步工作激励器触发信号
Fig. 12 Trigger signals for different actuators working asynchronously

宽 $30\ \mu\text{s}$, 赋值 $4.4\ \text{V}$), 触发信号之间间隔为 $100\ \mu\text{s}$, 对应的射流发展过程如图 13 所示。由于激励器参数相同, 三股射流形态演化过程基本类似, 但工作相位差约为 $100\ \mu\text{s}$ 。试验结果显示, 激励器工作相位与触发相位具有较好的对应关系, 这对于激励器阵列实现灵活的非定常控制, 以及利用相位差放电实现激励器工作频率的倍增具有重要意义。

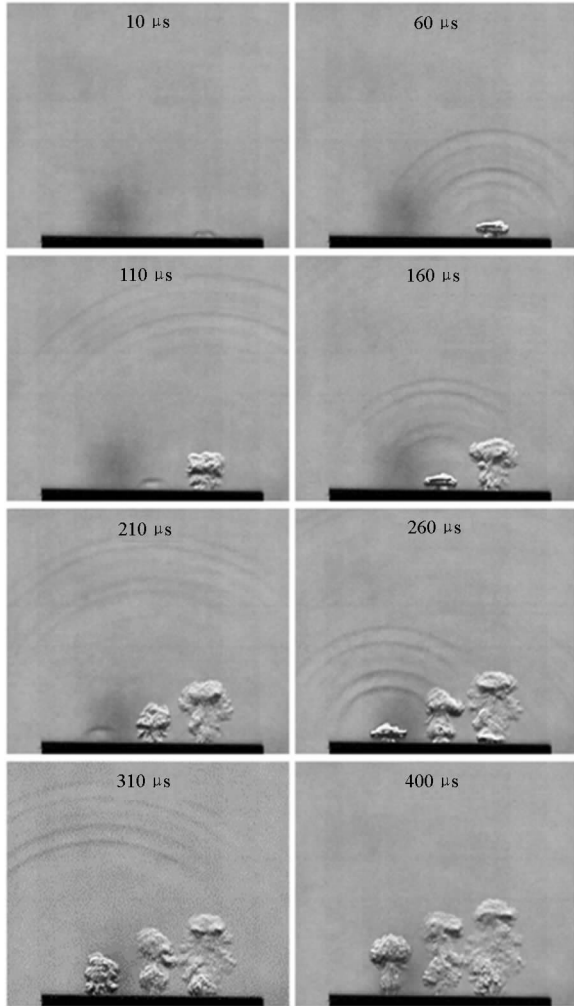


图 13 非同步工作等离子体合成射流纹影
Fig. 13 Schlieren images of plasma synthetic jets working asynchronously

3 结论

开展了三并联放电等离子体合成射流激励器工作特性的试验研究。并联式微秒脉冲放电电源系统由整流调压单元、低压控制单元、高压放电单元构成, 测试结果显示, 三并联放电电源可以实现 $1000\ \text{Hz}$ 稳定放电, 输出电压为 $0\sim 10\ \text{kV}$, 单路最大电容能量为 $500\ \text{mJ}$ 。试验结果表明, 随着放电电容的增大, 等离子体电弧的温度升高, 电弧形态变宽, 等离子体晕由蓝色过渡到紫色, 产生的射流

速度增大, 在 $10\ \text{nF}$ 电容、 $2\ \text{mm}$ 电极间距时的射流峰值速度可以达到约 $150\ \text{m/s}$ 。随着工作频率的提高, 激励器的击穿电压降低, 放电电能减小, 射流速度减小。相比于串联式激励器的单一控制, 并联式激励器具有控制灵活的优势。试验通过触发信号的调制, 实现了对每个激励器的单独精确控制, 激励器工作相位与触发相位保持良好对应关系, 这对于激励器阵列进行灵活的非定常气动激励, 以及利用相位差放电实现激励器工作频率的倍增具有重要意义。

参考文献 (References)

- [1] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 381-405. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 罗振兵, 夏智勋, 方丁酉, 等. 合成射流影响因素[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(3): 32-35.
LUO Zhenbing, XIA Zhixun, FANG Dingyou, et al. The factors influencing the synthetic jet[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2002, 24(3): 32-35. (in Chinese)
- [4] 王东方, 邓小刚, 王光学, 等. 高超声速尖双锥流动高精度数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(4): 54-63.
WANG Dongfang, DENG Xiaogang, WANG Guangxue, et al. Numerical simulation of hypersonic double cone flows with high-order methods[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(4): 54-63. (in Chinese)
- [5] 孟竹喧, 胡凡, 彭科, 等. 高超声速飞行器边界层外缘参数仿真分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 31-36.
MENG Zhuxuan, HU Fan, PENG Ke, et al. Simulation analysis of outer edge boundary parameters for hypersonic glide vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 31-36. (in Chinese)
- [6] 李新春, 王中伟. 高超声速飞行器的热电技术热管理系统参数[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 43-47, 86.
LI Xinchun, WANG Zhongwei. Parametric of an integrated thermoelectric generation thermal management system for hypersonic vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 43-47, 86. (in Chinese)

- [7] Narayanaswamy V, Clemens N T, Raja L L. Investigation of a pulsed-plasma jet for shock/boundary layer control [C]//Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.
- [8] Greene B R, Clemens N T, Magari P, et al. Control of mean separation in shock boundary layer interaction using pulsed plasma jets[J]. *Shock Waves*, 2015, 25(5): 495–505.
- [9] Zhou Y, Xia Z X, Luo Z B, et al. Effect of three-electrode plasma synthetic jet actuator on shock wave control [J]. *Science China (Technological Sciences)*, 2017, 60(1): 146–152.
- [10] Liu R B, Niu Z G, Wang M M, et al. Large-eddy simulation of shock-wave/turbulent boundary layer interaction with and without SparkJet control[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(11): 617–629.
- [11] Liu R B, Niu Z G, Wang M M, et al. Aerodynamic control of NACA 0021 airfoil model with spark discharge plasma synthetic jets [J]. *Science China Technological Sciences*, 2015, 58(11): 1949–1955.
- [12] Grossman K R, Cybyk B Z, VanWie D M. Sparkjet actuators for flow control[C]//Proceedings of 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [13] Wang L, Xia Z X, Luo Z B, et al. A three-electrode plasma synthetic jet actuator for high speed flow control [J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 879–882.
- [14] Zhou Y, Xia Z X, Luo Z B, et al. A novel ram-air plasma synthetic jet actuator for near space high-speed flow control[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 95–102.
- [15] Caruana D, Barricau P, Hardy P, et al. The “plasma synthetic jet” actuator aero-thermodynamic characterization and first flow control applications [C]//Proceedings of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009.
- [16] Zong H H, Wu Y, Song H M, et al. Efficiency characteristic of plasma synthetic jet actuator driven by pulsed direct-current discharge[J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(11): 3409–3420.
- [17] Zhang Z B, Wu Y, Jia M, et al. The multichannel discharge plasma synthetic jet actuator[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2017, 253: 112–117.
- [18] 王宏宇, 李军, 金迪, 等. 激波/边界层干扰对等离子体合成射流的响应特性[J]. *物理学报*, 2017, 66(8): 232–245.
- WANG Hongyu, LI Jun, JIN Di, et al. Response of the shock wave/boundary layer interaction to the plasma synthetic jet[J]. *Acta Physica Sinica*, 2017, 66(8): 232–245. (in Chinese)