

文章编号:1000-8055(2017)10-2371-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.10.009

火花型激励合成射流瞬时流场测试

吕元伟¹, 单 勇¹, 张靖周^{1,2}, 谭晓茗¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机创新协同中心, 北京 100191)

摘 要: 采用粒子图像测速仪(PIV)相位锁定采样方法对一个特定结构的火花型合成射流的非定常流场进行了实验测量,得到了火花型合成射流形成的涡对在外场的发展过程;同时采用热线风速仪对喷孔下游固定位置的瞬时速度进行了测试,对火花型合成射流激励参数(放电器储能、激励频率)的影响进行了初步的对比分析。结果表明:合成射流在孔口喷射初期呈现球面扩散状,在发展过程中不断剪切和卷吸外部气流,形成一系列旋向相反的涡串;合成射流的最大瞬时峰值法向速度出现在放电后大约 $0.05T$ 时刻,随后其作用范围迅速扩大,瞬时峰值速度和涡量逐渐降低。在该激励器结构参数和激励参数范围内,合成射流随激励频率和放电器储能的增大而有所增加。

关 键 词: 合成射流; 火花型激励器; 瞬时流场; 粒子图像测速仪(PIV); 热线风速仪
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Measurement on instantaneous flow fields of a spark-excited synthetic jet

LÜ Yuanwei¹, SHAN Yong¹, ZHANG Jingzhou^{1,2}, TAN Xiaoming¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Phase-resolved instantaneous flow fields were experimentally measured by using particle image velocimetry (PIV) for the synthetic jets, which were excited by a specific spark-discharge actuator. The unsteady flow structures of the spark-excited synthetic jet during the developing process were captured. Meanwhile, the instantaneous velocities of the spark-excited synthetic jet at some fixed axial positions downstream the nozzle were measured by using the hot-wire anemometer. The effects of the spark-excitation parameters (such as discharge frequency and capacitance energy storage) on the synthetic jet were preliminarily analyzed. It was revealed that the spark-excited synthetic jet took on spherical-shape diffusion near the jet nozzle at the initial stage of synthetic jet formation. As the synthetic jet developed, a series of vortices were induced by the shear and entrainment actions of the synthetic jet. The maximum peak normal-velocity appeared about $0.05T$ after pulsed discharge.

收稿日期: 2016-03-11
基金项目: 国家自然科学基金(51306088)
作者简介: 吕元伟(1990—),男,博士生,主要航空发动机流体主动控制工作。

引用格式: 吕元伟,单勇,张靖周,等. 火花型激励合成射流瞬时流场测试[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2371-2377. LÜ Yuanwei, SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, et al. Measurement on instantaneous flow fields of a spark-excited synthetic jet[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2371-2377.

From this moment the synthetic jet diffused rapidly, resulting in the decrease of peak velocity and vorticity. For the present spark-excited actuator and the excitation parameters, the spark-excited synthetic jet was strengthened with the increase of excitation frequency and capacitance energy storage.

Key words: synthetic jet; spark-excited actuator; instantaneous flow field; particle image velocimetry (PIV); hot-wire anemometer

合成射流(synthetic jet)是利用腔体内压力周期性变化而在孔口诱导出的一系列非定常涡对衍生形成的一种射流形式,其执行装置为合成射流激励器^[1]。合成射流激励在流动主动控制^[2-3]、强化掺混^[4]和强化传热^[5-6]等领域的应用已引起广泛关注。

就合成射流激励器而言,目前研究较为普遍的是压电膜片激励^[7]、声激励^[8]和活塞驱动激励等^[9-10],其中压电和声激励驱动结构简单、工作频带宽、响应迅速,但射流动量偏低;活塞型虽能够提供高动量合成射流,但需要机械传动装置,工作频率较低。由美国约翰霍普金斯大学 Grossman 和 Cybyk 等提出的利用高压放电驱动的火花型或脉冲等离子体合成射流激励器^[11-13],可以形成高动量、高穿透能力的合成射流,被认为是一种可以对高速气流流场实施流动控制的有效技术方法。

近年来国内外研究人员针对火花型或脉冲等离子体合成射流激励开展了有益的基础研究。Narayanawamy 等^[14-15]对火花型合成射流在超音速主流流动的影响进行了实验研究,研究表明射流的穿透深度可以达到 1.5 倍的主流边界层厚度,高频激励下射流出口速度与放电电流相关,而与空腔体积和喷口直径等激励参数的相关性微弱。Jin 等^[16]也采用实验方法对脉冲等离子体合成射流在静止空气和超音速气流中的特性进行了研究。王林等^[17-18]采用放电测量和高速阴影技术对低脉冲频率的两电极和三电极等离子体合成射流激励器工作特性进行了系统实验研究,研究表明激励器腔体体积和放电频率的增加会降低腔内气体的加热效果并减小射流速度,激励器出口直径和环境压强对射流速度的影响也不容忽视。Haack 等^[19-20]完善了等离子体合成射流一维理论分析方法,利用实验测得激励器的能量利用效率大约在 20%~30%之间。其他相关的研究还涉及放电模式^[21-22]、能量沉积和激励频率^[23-24]、结构参数化分析^[25]等。

鉴于火花型合成射流脉冲强、速度高的特点,

粒子图像测速仪(PIV)技术由于示踪粒子的播撒困难和跟随性不足而鲜有相关研究报道^[26]。与其他常规的测试方法相比,粒子图像测速法是一种瞬态、多点、无接触式的测速方法。它能在同一瞬态记录下大量空间点上的速度分布信息,并提供丰富的流场空间结构以及流动特性。同时,热线风速仪探头体积小,对流场干扰小;它对流场的变化响应快,能测量非定常流速等优点。本文设计了一种小能量激励的火花型合成射流激励器,进行了火花型合成射流的瞬时流场测试,一方面试图揭示火花型合成射流发展的流场特征;另一方面,对火花型合成射流激励器的放电器储能和激励频率影响进行初步的对比分析。

1 火花型合成射流激励器

本文设计制作的火花型合成射流激励器由腔体、火花塞和控制电路组成,如图 1(a)所示。激励器腔体与火花塞采用螺纹连接,火花塞的内芯为正极,外环为负极,中间镶嵌一层陶瓷用于绝缘,火花塞两极由导线接向高压放电器。高压放电器利用变压器将 220 V 交流电升压后对电容进行充电,通过控制信号实现火花型合成射流激励器的可控的周期性脉冲激励。高压电极脉冲放电后迅速加热腔体内的气体,使得腔体内的气流压力在极短时间内急剧升高并从孔口喷出,从而在孔口外部形成剪切涡对。当腔内气体喷射出去后,腔内的压力小于外界压力,外界的气体将进入腔体。激励器多次激发后,其诱导的涡对聚合形成对外穿透的准连续射流(如图 1(b))。单脉冲装置放电器储能分别为 0.20、0.37、0.54 J 共 3 个调节值。在低放电器储能下,激励频率可在 6~250 Hz 之间调节,对于 0.54 J 的放电器储能,激励频率可在 6~50 Hz 之间调节。

激励器为圆孔圆腔结构,几何参数包括内径 d_c 、高度 h_c 、喷孔直径 d_o 及厚度 h_o 。本文实验设计中,喷孔直径 $d_o=1\text{ mm}$,厚度 $h_o=2\text{ mm}$,腔体直径 $d_c=8\text{ mm}$,高度 $h_c=10\text{ mm}$ 。

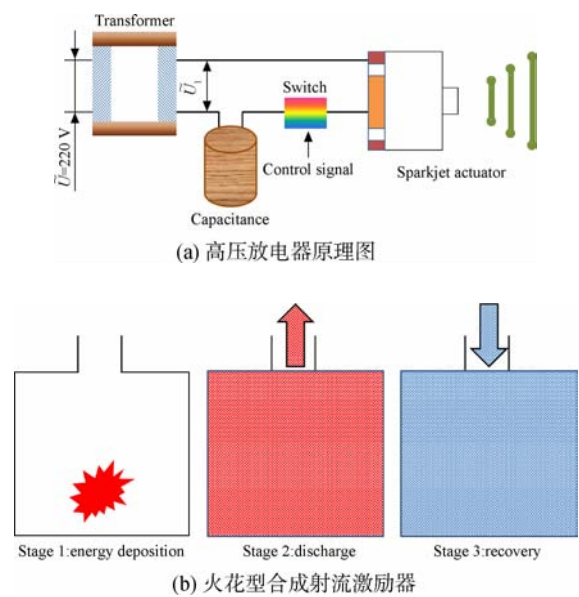


图 1 火花型合成射流激励器原理

Fig. 1 Schematic principle of sparkjet actuator

2 实验系统

火花型合成射流激励器实验模型如图 2(a)所示,将其固定在坐标架上,并置于透明玻璃罩内。玻璃罩使得激励器周围区域的示踪粒子浓度易于控制且维持在一定范围。粒子图像测速仪测试时,调整片光平面与合成射流中心线重合,并且保持电荷耦合器件(CCD)相机光轴与片光平面垂直,如图 2(b)所示。

粒子图像测速仪测试系统主要包括激光器,互相关数字相机和同步器。双脉冲 Nd-YAG 激光器单脉冲最大输出功率为 50mJ,脉冲激光波长为 532nm,双脉冲激光重复频率为 5Hz。在激光器出口安装了片光光学组件,使所测流场区域片光厚度小于 1mm。互相关数字相机分辨率为 1016像素×1008 像素,双帧频为 15 帧/s。由计算机控制的同步器控制双脉冲激光和互相关数字相机工作时序。实验过程中,每一种实验工况均在激励器工作 10 个周期后开始测量。由于采用的粒子图像测速仪测量系统对瞬时速度场的最高采样率为 5 Hz,而激励器的工作频率大于系统最高采样频率,测试系统不能满足实际动态连续采样的要求。因此本文实验中采用了相位锁定技术。具体操作为:激励器腔内电极放电的同时,高压放电器输出一个与放电信号同步的触发信号至同步器,同步器利用高压放电器内的放电信号作为主时序触发信号控制互相关数字相机和 Nd-YAG 激光器。通过相位锁定技术可以得到不同

周期同一个时刻的流场特征。

测量实验中,孔口附近区域流场亮度易受到放电后电弧产生辉光的影响,受限与粒子图像测速仪数据获取的分辨率,实验虽不能精确测量紧邻孔口附近区域的局部流场,但可以捕捉离开孔口下游合成射流的发展。

在热线风速仪测量方面,实验系统如图 2(c)所示。热线探头迎着来流方向安装,将其放置于火花型合成射流激励器孔口出口的轴线上。热电偶与热线探头并行放置,它用于测量射流的温度以便进行温度补偿。实验系统中,热线和热电偶通过导线与固定在数据采集箱内的电桥相连。进行实验之前,需要对热线风速仪进行校准,本实验

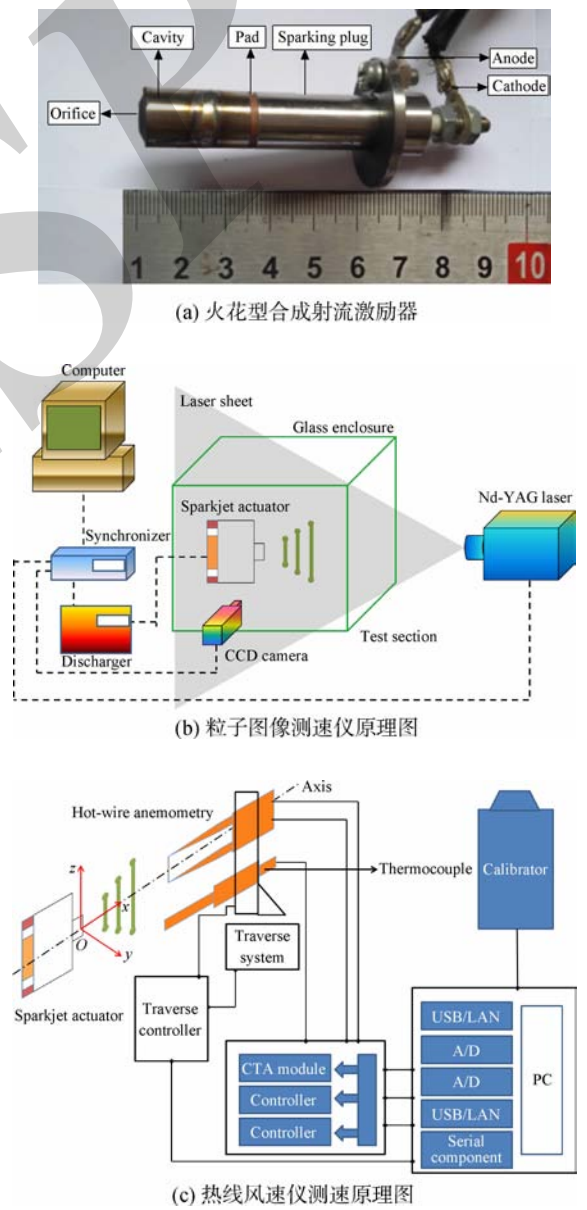


图 2 实验装置

Fig. 2 Experimental setup

在 Dandynamic 公司提供的校准器上进行。校准的量为 $0\sim50\text{m/s}$,校准时的温度为 300K ,校准后校准曲线的误差为 3.5% 。

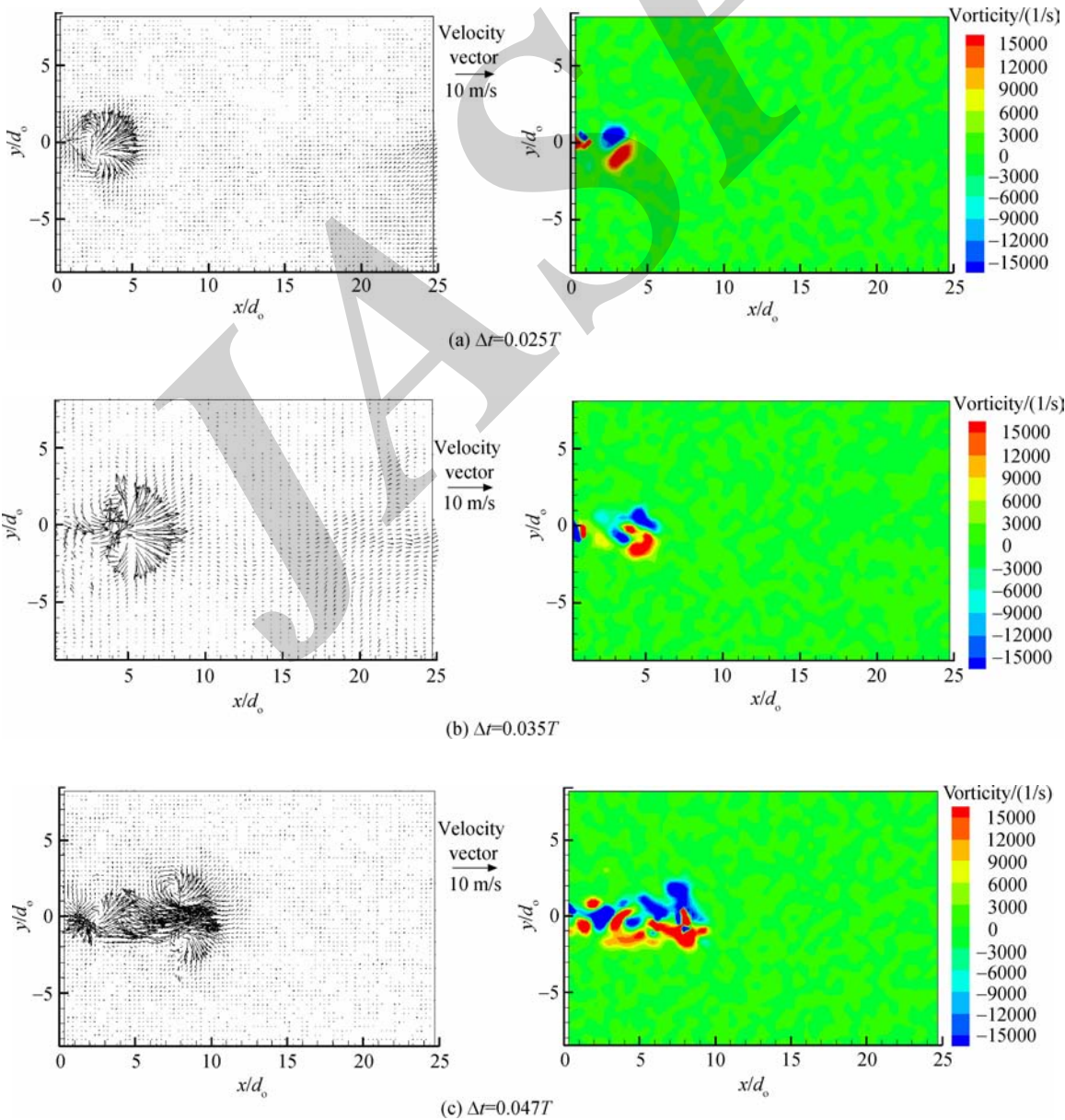
3 实验结果与分析

3.1 火花型合成射流的发展过程

图 3 为激励器在激励频率 $f=100\text{Hz}$ 、高压放电器储能 $Q=0.20\text{J}$ 工况下,不同时刻的喷射冲程粒子图像测速仪锁相测试流场。

高压放电器放电后的 $\Delta t=0.025T$ 时刻,如图 3(a) 所示,腔体内的高压气体经孔口形成喷射,在紧邻孔口下游出现的瞬时速度呈现半球面扩散状,射流前锋处沿喷口法线方向的速度达到 15m/s ,在 $x\text{-}y$ 平面中对应于射流前缘处诱导出

强度大、旋向相逆的涡对。至 $\Delta t=0.035T$ 时刻,如图 3(b) 所示,合成射流前锋大约抵至 $x/d_0=8$,依然保持球面扩散状,影响区域有所增加;此后合成射流在发展过程中不断剪切和卷吸外部气流,诱导出系列涡串,在 $\Delta t=0.047T$ 时刻,合成射流前锋大约抵至 $x/d_0=10$,法向穿透速度达到 30m/s 以上,如图 3(c) 所示。至 $\Delta t=0.18T$ 时刻,如图 3(d) 所示,合成射流前缘抵至 $x/d_0=15$,此时涡串分布相对集中且涡量较大;随着激励时间增至 $\Delta t=0.35T$ 时刻,合成射流前缘发展至 $x/d_0=25$ 以后,此时旋涡的作用区域扩大但强度有很大程度的降低,尤其是在合成射流发展的初始区域,合成射流前锋峰值速度呈现明显的衰减,如图 3(e) 所示。



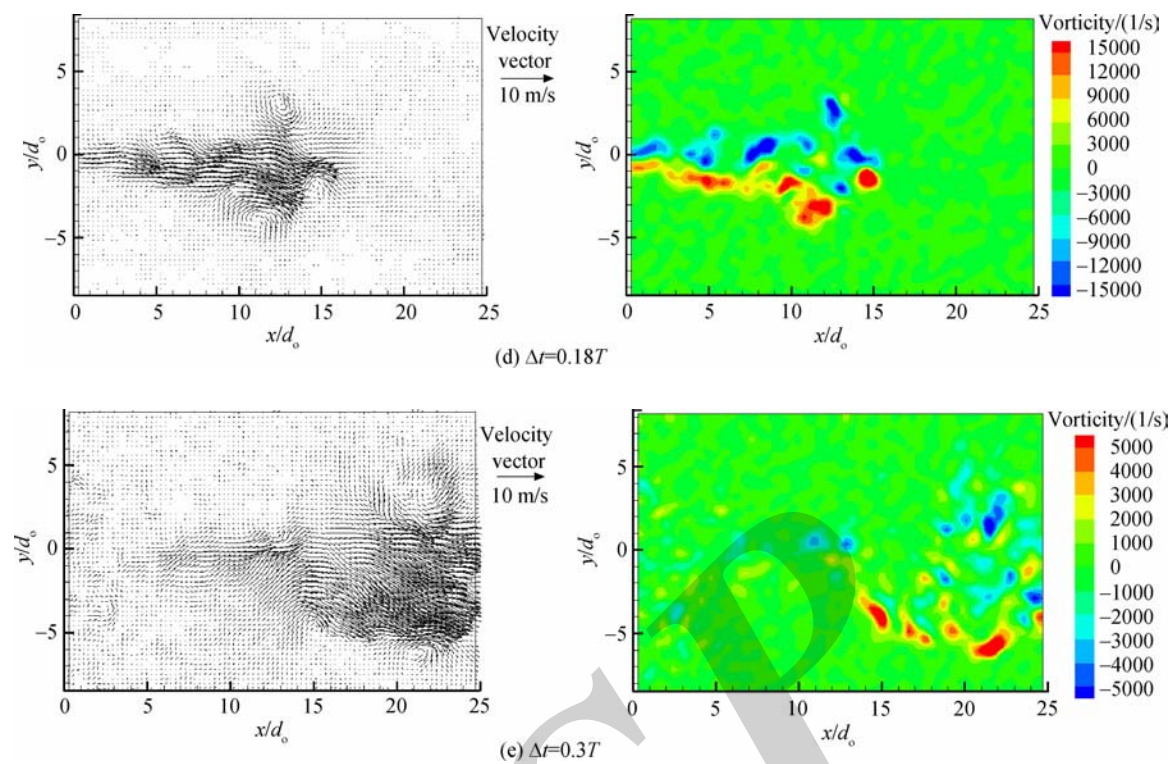


图 3 合成射流喷射锁相流场($Q=0.20\text{ J}$, $f=100\text{ Hz}$)

Fig. 3 Phase-resolved synthetic jet flow fields ($Q=0.20\text{ J}$, $f=100\text{ Hz}$)

图 4 为激励器在 $Q=0.20\text{ J}$, $f=100\text{ Hz}$ 工况下,距孔口出口不同位置轴线上的合成射流速度随时间变化的热线风速仪测试结果。可以看出,合成射流在喷孔轴线上的速度值随着距孔口出口的距离增加而衰减,在 $x/d_0\geq 30$ 以后,速度值急剧衰减,与粒子图像测速仪测试结果具有很好的吻合程度。

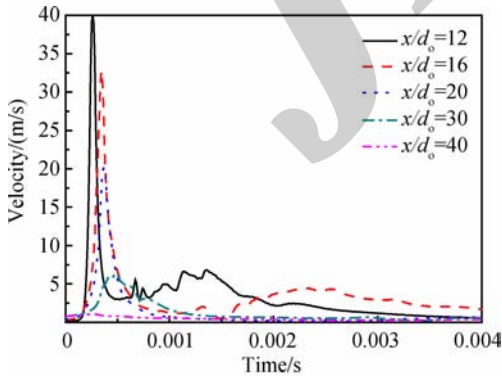


图 4 喷孔下游轴线上的合成射流瞬时速度

($Q=0.20\text{ J}$, $f=100\text{ Hz}$)

Fig. 4 Instantaneous velocity of synthetic jet at axial line downstream nozzle ($Q=0.20\text{ J}$, $f=100\text{ Hz}$)

3.2 激励频率和放电器储能的影响

针对本文的激励器结构,通过改变激励频率

f 和放电器储能 Q ,利用热线风速仪对固定位置处的合成射流流场瞬时速度进行实验测量。

图 5 为在两种放电器储能下,位于喷口下游轴线 $x/d_0=16$ 的合成射流瞬时速度变化。在放电器储能 $Q=0.20\text{ J}$ 工况下,激励频率 50 Hz 的合成射流在喷口下游轴线上的瞬时峰值速度明显弱于高频激励的合成射流,表明激励频率的提高有利于合成射流;在放电器储能 $Q=0.37\text{ J}$ 工况下,高频激励下的火花型合成射流较低频激励具有更强的穿透能力,但实验过程中观察到在较高的激励频率下出现掉频的现象。这个现象诱发的原因可能在于:在本文设计的激励器腔体和喷口参数下,放电器储能增加或单次脉冲放电的能量输入增大会导致腔体内部的气流温度和压力变化频率加剧,从而造成气流的喷吹和吸入过程难以响应。

图 6 为在激励频率 $f=20\text{ Hz}$ 下,放电器储能对于喷口下游合成射流瞬时速度的影响。可以看出,在放电器储能 $Q=0.20\text{ J}$ 工况下,很低的频率诱导的合成射流在喷口下游 30 倍孔口直径的距离上已趋于消失,无论是 $x/d_0=16$ 位置还是 $x/d_0=30$ 位置,火花型合成射流的速度峰值和持续时间均随着放电器储能的增加而增加。

由于激励参数的影响与激励器结构参数具有紧密的关联,因此在不同的激励器结构参数下针

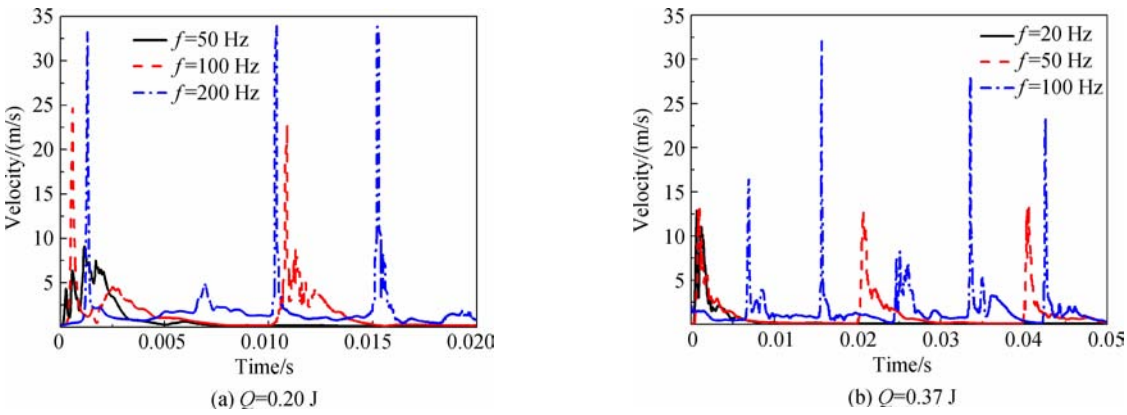


图 5 激励频率对喷孔下游轴线 $x/d_o=16$ 处的合成射流瞬时速度的影响

Fig. 5 Effect of excitation frequency on instantaneous velocity of synthetic jet at $x/d_o=16$ downstream nozzle

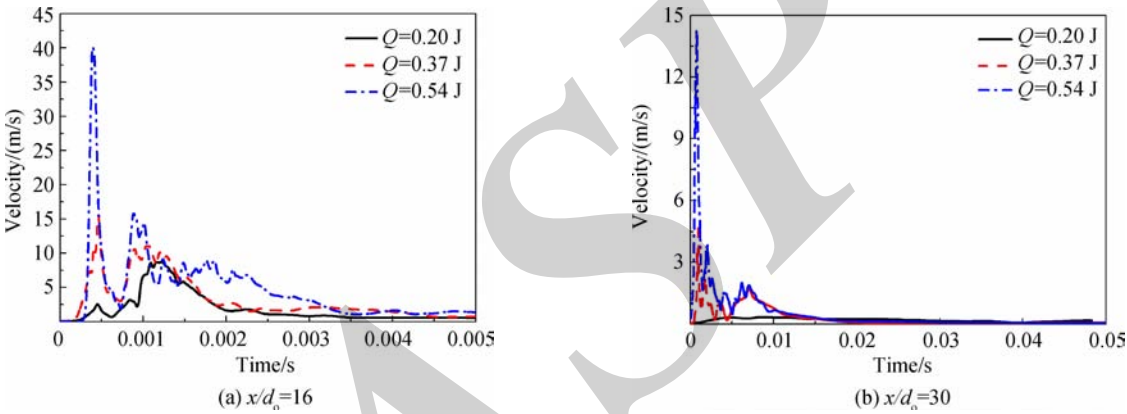


图 6 电容器储能对喷孔下游合成射流瞬时速度的影响 ($f=20\text{ Hz}$)

Fig. 6 Effect of capacitance energy storage on instantaneous velocity of synthetic jet downstream nozzle ($f=20\text{ Hz}$)

对火花型合成射流激励参数的影响规律仍有待深入的研究。

4 结 论

本文采用粒子图像测速仪相位锁定采样方法对火花型合成射流的非定常流场进行了测量,并采用热线风速仪对激发器孔口下游轴线上的合成射流瞬时速度进行了测试,主要研究结论如下:

- 1) 合成射流在孔口喷射初期呈现球面扩散状,在发展过程中不断剪切和卷吸外部气流,形成一系列旋向相反的涡串。
- 2) 合成射流的瞬时峰值速度出现在放电后大约 $0.05T$ 时刻,随后合成射流作用范围迅速扩大,瞬时峰值速度和涡量逐渐降低。
- 3) 在本文激励器结构参数和激励参数范围内,合成射流的扩展能力和高法向速度区域均随激励频率和放电能量的增大而有所增加。

参考文献:

[1] GLEZER A,AMITZY M. Synthetic jets[J]. Annual Review of Fluid Mechanics,2002,34(1):503-529.

[2] GLEZER A,AMITZY M,HONOHAN A M. Aspects of low-and high-frequency actuation for aerodynamic flow control[J]. AIAA Journal,2005,43(7):1501-1511.

[3] 邓雄,夏智勋,罗振兵,等. 非对称合成双射流激励器矢量特性实验研究[J]. 航空学报,2015,36(2):510-517.

DENG Xiong,XIA Zhixun,LUO Zhenbing,et al. Experimental investigation on the vectoring characteristic of dual synthetic jets actuator with asymmetric exits [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(2):510-517. (in Chinese)

[4] RITCHIE B D,MUJUMDAR D R,SEITZMAN J M. Mixing in coaxial jets using synthetic jet actuator[R]. AIAA-2000-0404,2000.

[5] ZHANG Jingzhou,GAO Shan,TAN Xiaoming. Convective heat transfer on a flat plate subjected to normally synthetic jet and horizontally forced flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2013,57(1):321-330.

- [6] TAN Xiaoming, ZHANG Jinzhou. Flow and heat characteristics under synthetic jet impingement driven by piezoelectric actuator[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2013, 48(4): 134-146.
- [7] 沈丹东, 马炳和, 邓进军, 等. 压电式微型合成射流器结构参数优化设计[J]. *航空学报*, 2011, 32(9): 1755-1760.
SHEN Dandong, MA Binghe, DENG Jinjun, et al. Structural parameters optimization of piezoelectric micro synthetic jet actuators[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(9): 1755-1760. (in Chinese)
- [8] BHAPKAR U S, SRIVASTAVA A, AGRAWAL A. Acoustic and heat transfer characteristics of an impinging elliptical synthetic jet generated by acoustic actuator[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2014, 79(2): 12-23.
- [9] CRITTENDEN T M, GLEZER A. A high-speed compressible synthetic jet[J]. *Physics of Fluids*, 2006, 18(1): 823-840.
- [10] GAO Shan, ZHANG Jinzhou, TAN Xiaoming. Experimental study on heat transfer characteristics of synthetic jet driven by piston actuator[J]. *Science China Technological Science*, 2012, 55(6): 1732-1738.
- [11] GROSSMAN K R, CYBYK B Z, VANWIE D M. Sparkjet actuators for flow control[R]. AIAA-2003-0057, 2003.
- [12] GROSSMAN K R, CYBYK B Z, RIGLING M C, et al. Characterization of sparkjet actuators for flow control[R]. AIAA-2004-0089, 2004.
- [13] CYBYK B Z, WILKERSON J T, GROSSMAN K R. Performance characteristics of the sparkjet flow control[J]. AIAA-2004-2131, 2004.
- [14] NARAYANASWAMY V, RAJA L L, CLEMENS N T. Characterization of a high-frequency pulsed-plasma jet actuator for supersonic flow control[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(2): 297-305.
- [15] NARAYANASWAMY V, RAJA L L, CLEMENS N T. Control of unsteadiness of a shock wave/turbulent boundary layer interaction by using a pulsed-plasma-jet actuator[J]. *Physics of Fluids*, 2012, 24(7): 543-564.
- [16] JIN Di, CUI Weibin, LI Yinghong, et al. Characteristics of pulsed plasma synthetic jet and its control effect on supersonic flow[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(1): 66-76.
- [17] 王林, 夏智勋, 罗振兵, 等. 两电极等离子体合成射流激励器工作特性研究[J]. *物理学报*, 2014, 63(19): 219-230.
WANG Lin, XIA Zhixun, LUO Zhenbing, et al. Experimental study on the characteristics of a two-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. *Acta Physical Sinica*, 2014, 63(19): 219-230. (in Chinese)
- [18] WANG Lin, XIA Zhixun, LUO Zhenbing, et al. Three-electrode plasma synthetic jet actuator for high-speed flow control[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(4): 879-882.
- [19] HAACK S J, TAYLOR T, EMHOFF J, et al. Development of an analytical sparkjet model[R]. AIAA-2010-4979, 2010.
- [20] HAACK S J, TAYLOR T M, CYBYK B Z. Experimental estimation of sparkjet efficiency[R]. AIAA-2011-3997, 2011.
- [21] JICHUL S. Characteristics of high speed electro-thermal jet activated by pulsed DC discharge[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(5): 518-522.
- [22] BELINGER A, NAUDE N, CAMBRONNE J P, et al. Plasma synthetic jet actuator: electrical and optical analysis of the discharge[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2014, 47(34): 345202. 1-345202. 11.
- [23] ZONG Haohua, CUI Wei, WU Yun, et al. Influence of capacitor energy on performance of a three-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2015, 222(1): 114-121.
- [24] ZONG Haohua, WU Yun, LI Yinghong, et al. Analytic model and frequency characteristics of plasma synthetic jet actuator[J]. *Physics of Fluids*, 2015, 27(2): 247-272.
- [25] SARY G, DUFOUR G, ROGIER F, et al. Modeling and parametric study of a plasma synthetic jet for flow control[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(8): 1591-1603.
- [26] KO H S, HAACK S J, LAND H B, et al. Analysis of flow distribution from high-speed flow actuator using particle image velocimetry and digital speckle tomography[J]. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2010, 21(4): 443-453.

(编辑:叶 青)