

斜孔式等离子体合成射流激励器 静特性的实验

程林¹, 孙姝², 谭慧俊¹, 何小明¹, 张宇超¹, 张悦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. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘 要: 设计了斜孔式等离子体合成射流激励器, 采用电参数测量和高速纹影技术研究了其放电特性及瞬态流场特性。实验表明: 相较直孔式等离子体合成射流激励器, 斜孔式等离子体合成射流激励器的射流流动表现出明显的附壁效应和非对称性, 这有利于提高射流对流动分离的控制能力。同时, 实验中还观察到了浮力对等离子体高温射流流场演化的影响, 特别是在射流演化的末期, 其诱导的垂向速度分量显著地改变了射流的最终运动方向。

关键词: 斜孔式; 等离子体合成射流激励器 (PSJA); 流动控制; 非对称性; 浮力影响; 附壁效应
中图分类号: V439.1 **文献标志码:** A

Experiment on static characteristics of plasma synthetic jet actuator with oblique orifice

CHENG Lin¹, SUN Shu², TAN Huijun¹,
HE Xiaoming¹, ZHANG Yuchao¹, ZHANG Yue¹

(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. College of Civil Aviation,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A plasma synthetic jet actuator with oblique orifice was designed. The discharge characteristics and flow field characteristics were researched by electric parameter measurement system and high-speed Schlieren technology. Results showed that compared with the actuator with normal orifice, the injection flow induced by the jet actuator with oblique orifice tended to attach the wall and behave with significant asymmetry, enhancing the jet flow control capability. Moreover, the effect of buoyancy on the evolution of high temperature plasma jet flow was observed, the normal velocity induced by the buoyancy effect altered the flow direction, and this effect got stronger at the end of the evolution.

Key words: oblique orifice; plasma synthetic jet actuator (PSJA); flow control; asymmetry; buoyancy effect; wall attaching effect

收稿日期: 2016-04-22

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(11532007); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 程林(1990—), 男, 硕士生, 主要从事等离子体流动控制技术研究。

引用格式: 程林, 孙姝, 谭慧俊, 等. 斜孔式等离子体合成射流激励器静特性的实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2784-2790.
CHENG Lin, SUN Shu, TAN Huijun, et al. Experiment on static characteristics of plasma synthetic jet actuator with oblique orifice[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2784-2790.

等离子体流动控制技术是一种基于等离子体流动激励器的主动流动控制技术,鉴于其相较以往传统的流动控制技术,具有激励频率范围大、激励强度可调(电压、电流等参数可控)、低功耗、激励形式多样、结构简单、附加质量少,易于在飞行器上应用等诸多优点,近些年来已成为国内外流体领域学者研究的重点。

等离子激励器作为等离子体流体控制技术的核心部件主要有以下常见的 3 种:介质阻挡放电激励器、当地电弧气动激励器、等离子体合成射流激励器^[1]3 种。相较前两种激励器形式,等离子体合成射流激励器在高速流动控制有较大的优势,主要表现在功率消耗低、控制能力强、参数可控且放电稳定可靠 3 个方面^[2]。等离子体合成射流气动激励器最早是由美国霍普金斯大学的 Grossman 在 2003 年提出并设计的^[3]。该激励器通过在腔体内进行火花放电,进而对腔体内的气体加热增压,腔内的高压气体通过腔体上方的小孔喷出形成射流。在等离子体合成射流激励器理论研究方面,Cybyk 等建立了激励器能量沉积阶段和射流阶段的模型^[4-6],归纳出等离子合成射流气动激励器工作过程由 3 个阶段构成:能量沉积阶段、喷气阶段和吸气恢复阶段。随后,Haack 完善了等离子体合成射流分析模型,并与实验及仿真结果进行对比验证,符合程度较好^[7]。

法国航空航天研究院 Belinger 等针对激励器的电源进行了研究,研制出了感性和容性两种类型的直流脉冲电源^[8],并指出能量沉积率更高的容性电源能够产生更大的射流速度。德克萨斯州立大学 Narayanaswamy 等将等离子体合成射流激励器应用在斜激波边界层干扰控制的研究上^[9-10]。实验结果表明等离子体合成射流激励器显著减少了分离区内的低频振荡,有效控制了分离激波的不稳定性,并将脉动压力降低了 30%。

在国内,空军工程大学和国防科学技术大学对等离子体合成射流流动控制技术的实现和应用开展了深入的研究。其中空军工程大学研究成果主要集中在等离子合成射流的仿真技术、纳秒脉冲等离子合成射流激励器、射流流场特性及参数化研究等方面^[11-17]。而国防科学技术大学开展了等离子体合成射流激励器流场特性和能量效率的研究^[18],同时就两电极等离子体合成射流激励器开展了细致全面的参数化研究,发现大的能量沉积和小的出流孔径可以形成更大的峰值射流

速度。

总的来看,在已有等离子体合成射流技术的相关研究中,激励器的开孔方式多为直孔,然而在实际应用中,斜孔射流可能对于抑制流动分离更为有效。因此,本文采用高速纹影系统,对斜孔式等离子体合成射流激励器的流动特性进行了细致研究,并通过与直孔激励器进行对比,分析了斜孔式等离子合成射流激励器在流动控制中的潜在优势。

1 实验设备

1.1 等离子合成射流激励器

为了进行对比实验,实验分别制作了直孔激励器(图 1(a))和斜孔激励器(图 1(b))。为了保证腔体的散热能力和耐温性能,激励器腔体由导热性好、良好绝缘的氮化硼陶瓷制成。长方体腔体外部尺寸为 15 mm×15 mm×6.4 mm,侧面开有 2.4 mm 通孔,用于安装电极。在其顶部分别开有直径为 1.8 mm 的竖直圆孔和倾角为 30°,直径为 1.8 mm 的斜孔。

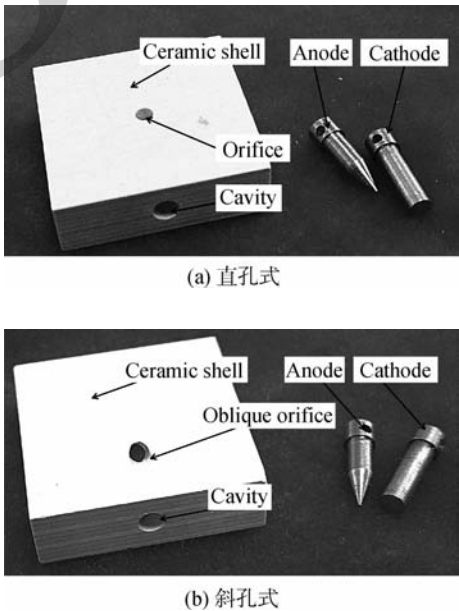


图 1 等离子体合成射流激励器
Fig. 1 Plasma synthetic jet actuator

电极直径为 2.4 mm,为了保证电极的耐腐蚀以及机械强度,电极选用钨铜合金进行制作。同时为了降低击穿电压,阳极电极制作成尖端电极。两电极间隙控制在 5 mm,腔体体积为 33 mm³。电极与腔体之间采用硅胶密封,确保腔体的气密性(图 2)。

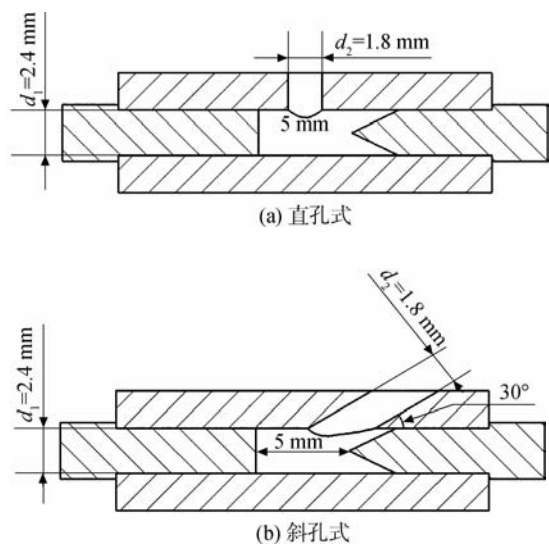


图 2 等离子体合成射流激励器剖面示意图
Fig. 2 Schematic diagram of plasma synthetic jet actuator

1.2 电源及电参数测试系统

图 3 给出了电源系统及电参数测试系统的原理图。实验放电电路由高压脉冲电源、高压硅堆、限流电阻、等离子体合成射流激励器组成。高压脉冲电源参数电压为 $-10\sim 0\text{ kV}$ 连续可调, 频率为 $0\sim 500\text{ Hz}$ 可调, 单脉冲最大能量为 500 mJ 。当高压脉冲电压超过激励器的击穿电压时, 激励器电极击穿空气发生火花放电。高压硅堆在电路中起到保护电源的作用, 防止放电反冲电压损坏电源。限流电阻用于控制放电电流, 从而实现对放电能量的控制, 本实验采用阻值为 $200\text{ }\Omega$ 的限流电阻。

放电参数测量系统由泰克示波器 DPO2014B (带宽为 100 MHz , 采样频率为每秒采集 1 亿个点), 高压探头 P6015A (带宽为 75 MHz , 衰减比为 $1\text{ }000:1$), 电流探头 TCP2020 (带宽为 50 MHz) 组成。电压探头采集激励器阳极对地电压, 电流探头采集放电电流。

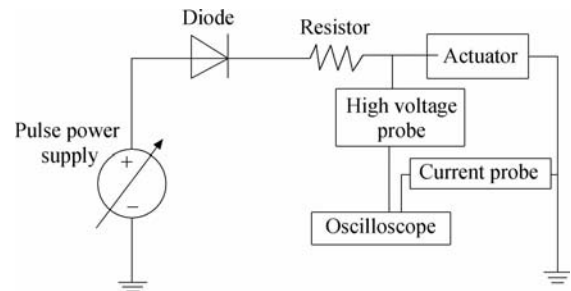


图 3 电源系统及电参数测试系统
Fig. 3 Power supply system and electrical parameters measurement system

1.3 高速纹影系统

本次实验采用高速纹影技术用于流场观测, 显示流场的密度梯度分布情况。高速纹影系统由氙灯连续点光源、凹面镜、反射镜、刀口、高速摄影仪 (相机型号: NAC-HX3) 组成, 纹影系统采用典型的 Toepler-Z 字形光路布置 (如图 4 所示)。实验过程中相机曝光时间设定为 $1\text{ }\mu\text{s}$, 确保能够瞬间凝固测量流场以获得准确的流场结构。相机图片为 $256\text{ 像素}\times 232\text{ 像素}$, 帧率设置为 10 万帧, 像场覆盖射流主要区域, 可以获得连续的射流演化过程。为了更好地观测射流诱导的激波系等流动结构, 实验过程中始终采用竖直刀口拍摄的方式。实验中通过同步控制器 (MicroPulse 725) 实现放电触发和流场采样的同步。

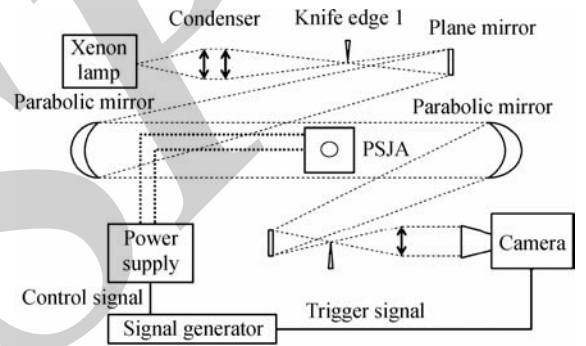


图 4 高速纹影系统示意图
Fig. 4 Schematic diagram of the high-speed schlieren system

2 实验结果分析

2.1 放电电压-电流特性

实验中直孔射流激励器及斜孔射流激励器的放电电压-电流波形图如图 5 所示。实验条件室温为 285 K , 气压为 $102\text{ }670\text{ Pa}$, 湿度为 66% 。放电电路由电源、限流电阻、连接导线和激励器组成。为了更好地观测腔体的流场特性, 本次实验采用单脉冲形式, 限流电阻为 $200\text{ }\Omega$ 。从电流波形可以看出, 电流增长到最大值后缓慢下降为零, 可以判定激励器放电属于典型的过阻尼 RLC (电阻-电感-电容) 放电系统。同时, 实验中伴有明显的爆炸声响, 说明放电形式为火花电弧放电。实验中放电能量计算采用直接测量激励器放电电压和电流波形, 并通过电压、电流波形积分得到火花放电能量。

直孔激励器击穿电压为 -8.8 kV , 在放电开始的 14 ns 瞬间降为零, 44 ns 时出现反冲电压峰

值 4.6 kV,随后呈现震荡衰减特征。250 ns 后电压缓慢下降,直至放电结束。整个放电过程持续 28 μ s,最大电流为 40.4 A,能量注入 218 mJ。

斜孔激励器电流电压特性与直孔激励器相似。由于安装精度及加工误差等原因,斜孔式等离子体合成射流激励器与直孔式合成射流激励器击穿电压有一定差别。斜孔激励器击穿电压为 -7.4 kV,放电持续 35 μ s,最大电流为 33.2 A,能量注入 207 mJ。

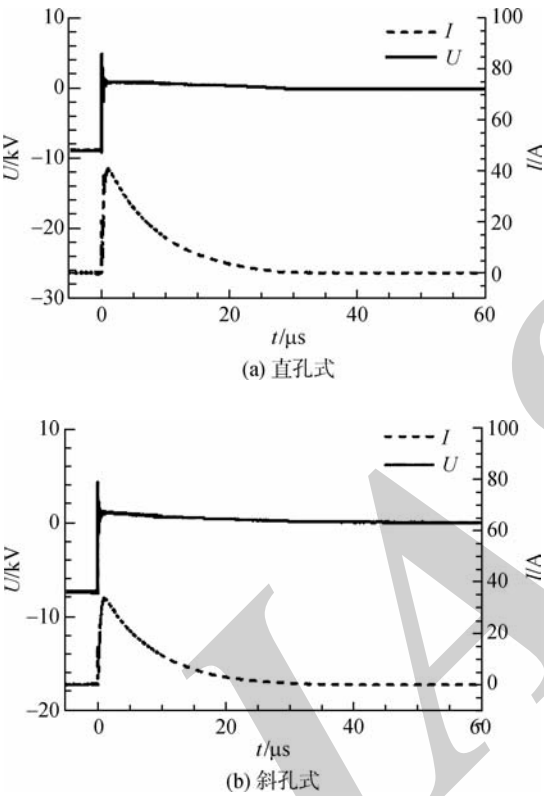


图 5 放电电压-电流特性图

Fig. 5 Characteristic diagram of discharge voltage-current

2.2 等离子体合成射流速度特性分析

实验中,斜孔式合成射流速度具有竖直分量和水平分量,对于斜孔合成射流的总动量进行度

量存在一定困难。因此,直孔式合成射流激励器在实验中一方面作为斜孔式合成射流流场结构的对照实验,同时作为斜孔式合成射流总射流动量的参照。为了保证参照的有效性,直孔式合成射流激励器与斜孔式合成射流激励器除出口射流角度不同,其他电路参数和几何参数均保持一致。从直孔式合成射流激励器流场演化图(图 6)中可以看出,放电开始 10 μ s 后射流出口出现呈球状对称的前驱激波(如图 6 中标示的 1),同时出现一道反射的弱压缩波,射流锋面(如图 6 中标示的 2)紧随其后。此后,射流演化为典型的蘑菇状射流形态,速度逐渐降低,前驱激波距离射流锋面位置逐渐变大。

实验中将放电时刻作为零时刻($t=0 \mu$ s),然后利用图像处理技术测量了每隔 10 μ s 前驱激波及射流锋面至激励器出口的距离(d),实验中约定将每 10 μ s 的射流平均速度作为后一时刻的瞬时速度考虑。实验中相机图片为 256 像素 $\times$ 232 像素,测量精度精确到 1 个像素,故测量存在 11.2 m/s 的测量误差。由射流速度时间演化图(图 7)可以看出:在 10 μ s 时,初始射流锋面速度达到 175 m/s,压缩波速度 375 m/s。此后射流锋面速度逐渐衰减,30 μ s 后衰减速率降低。射流锋面与周围气体的相互作用导致射流锋面速度逐渐降低。同时腔体内的气体随时间全部喷出,不能为射流提供新的动量输入,也是射流前锋速度逐渐衰减的原因。另一方面,当地声速为 338 m/s,压缩波初始马赫数为 1.1,可以判断压缩波为弱激波。弱激波速度随时间缓慢降低,纹影图像逐渐淡化。这表明弱激波强度逐渐衰减,最终弱化为声波。

等离子体合成射流的射流锋面速度是衡量激励器流动控制能力的重要参数。实验中直孔等离子体合成射流锋面瞬时最大速度达到 175 m/s,表明实验中所设计的等离子体合成射流激励器可以

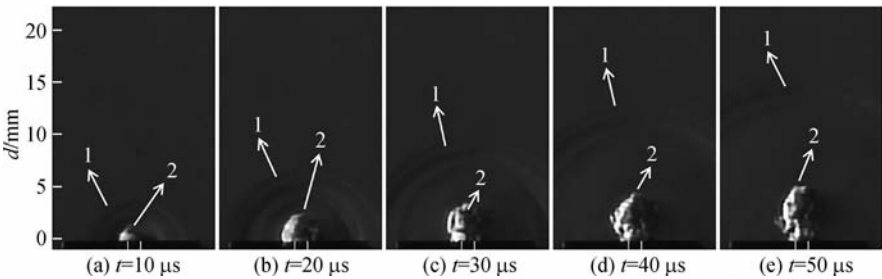


图 6 直孔式等离子合成射流激励器的射流流场演化图

Fig. 6 Jet flow field evolution diagram of normal orifice PSJA

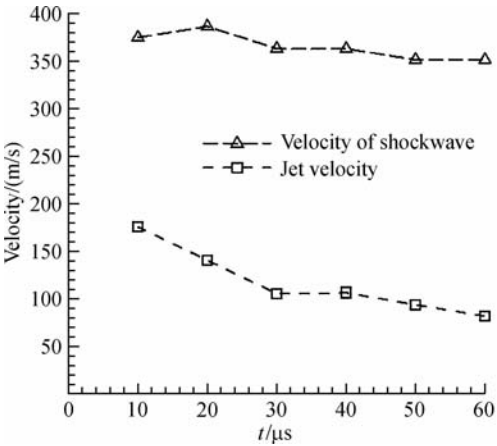


图 7 直孔式等离子体合成射流激励器速度特性图
Fig. 7 Velocity characteristic of normal orifice PSJA

向主流输入较大的动量,具有较强的流动控制应用潜力。根据电参数实际测量结果,直孔式等离子体合成射流实际放电能量为 218 mJ,斜孔式等离子体合成射流激励器实际放电能量为 207 mJ。因此在动量输入方面,斜孔式等离子体合成射流激励器与直孔式等离子合成射流激励器具有相当的动量输入能力。

2.3 斜孔式合成射流典型流场结构及演化过程

本次实验中利用高速纹影技术对斜孔式等离

子体合成射流激励器的流场演化进行了细致的研究。为了更好地展示斜孔式合成射流激励器的流场特点,实验中将直孔式合成射流激励器流场结构作为对照流场,进行对比研究。

从斜孔射流流场时间演化对图(图 8)可以看出,10 μs 时高温射流沿斜孔方向喷出,射流前方有强压缩波。与直孔 10 μs 时射流流场相比(图 6),斜孔合成射流垂直位移较小,说明斜孔在竖直速度分量上低于直孔等离子体射流速度,其最大垂向速度为 91 m/s。随后,斜孔射流沿水平和竖直两个方向运动。从流场对比图中可以看出,斜孔射流相较直孔式合成射流激励器,斜孔式等离子合成射流激励器射流流场具有非对称性、附壁效应、浮力影响 3 个典型特点,下面将分别进行介绍。

2.3.1 斜孔式合成射流非对称性及附壁效应

从斜孔直孔典型流场结构对比图(图 9)中可以看出:斜孔式合成射流相较直孔式合成射流具有明显的射流方向性,同时压缩波系分布和强度也表现出很强的非对称性。等离子合成射流激励器流动激励原理主要依靠射流动量注入和压缩波流动控制两个方面。斜孔射流具有明显的方向性,相较直孔的对称性射流,更有助于控制射流动

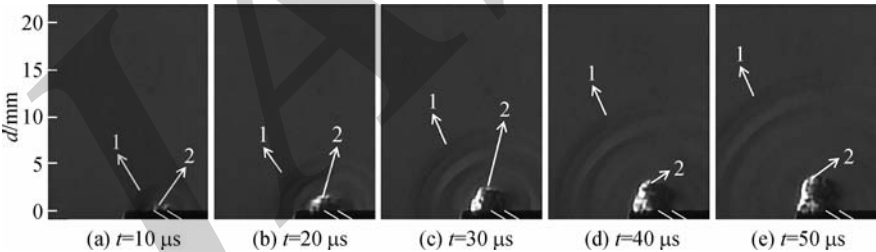


图 8 斜孔式等离子合成射流激励器的射流流场演化图
Fig. 8 Jet flow field evolution diagram of oblique orifice PSJA

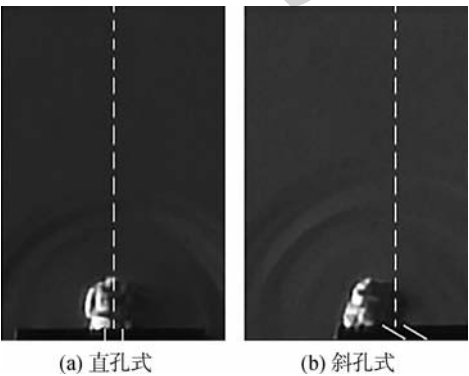


图 9 斜孔式与直孔式激励器流场纹影对比图
Fig. 9 Schlieren image comparison between normal and oblique orifice PSJA

量的注入方向。在常规流动控制的应用中,带有明确方向性的射流具有更加广泛的应用场景。在压缩波分布方面,直孔等离子合成射流压缩波系关于射流出口对称分布,球状压缩波向周围流场均匀传播。斜孔等离子合成射流压缩波系呈现出非对称性。沿射流水平流向方向,压缩波分布更加密集。同时纹影能够反映流场密度梯度的大小,可以看出斜孔射流沿射流方向波系更加密集且明显,说明该方向上压缩波强度更大,压缩波扰动能力更强。射流方向性和压缩波系不对称均可以很好地保证流动控制的针对性,提高激励器的流动控制能力。

另一个斜孔合成射流的典型流动特点是具有明显的附壁效应。从附壁效应示意图(图 10)可以看出,在 $20\mu\text{s}$ 时,左侧的射流紧贴激励器上壁面。此后,射流始终沿着激励器壁面向左运动,表现出了明显的附壁效应。在流动控制中,边界层

中的低能流是流动控制的重点。斜孔等离子合成射流表现出明显的附壁效应,在射流向主流输入动量的过程中,可以更直接地将动量注入边界层底层低能流。这种动量注入方式可以实现能量的更高效利用,避免更多动量消耗在主流的高速区中。

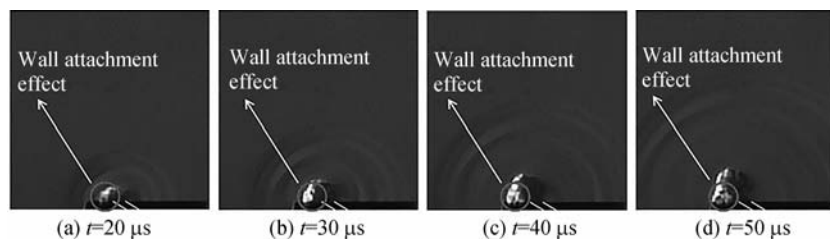


图 10 斜孔式等离子体合成射流激励器附壁效应示意图

Fig. 10 Wall attachment effect schematic diagram of jet of PSJA with oblique orifice

2.3.2 浮力对斜孔式等离子体高温射流流场演化的影响

等离子体合成射流是一种高温射流,以往的直孔等离子合成射流实验中,射流方向与浮力方向均为竖直向上。因此浮力对于等离子体合成射流的影响一直未能有直接的观测结果。从斜孔直孔流场结构演化图(图 7)可以看出,斜孔射流在放电开始的 $10\mu\text{s}$ 和 $20\mu\text{s}$ 时,射流方向基本沿射流孔方向。但从 $30\mu\text{s}$ 开始,我们可以清楚的看到,射流有向上偏转的趋势,并且向上的速度分量逐渐增大。射流方向的改变可以说明浮力对等离子射流的方向具有明显的影响。因此在等离子合成射流流动控制中,浮力也是影响射流形态的重要因素之一。

3 结 论

本文设计了一种斜孔式等离子体合成射流激励器,并采用高速纹影的实验方法研究其流场演变过程。实验发现斜孔等离子合成射流激励器射流流场具有明显的方向性、非对称性和附壁效应,有助于实际流动控制中的应用。主要结论如下:

1) 斜孔式等离子合成射流的射流具有明显的方向性,同时压缩波系具有不对称性。在实际流动控制过程中,明显的方向性更有利于流动控制的针对性和可控性。

2) 斜孔等离子合成射流表现出了明显的附壁效应,可以更有效地将能量注入边界层低能流中。因此在能量注入方式和效率上斜孔式合成射流激励器均优于直孔式合成射流激励器。

3) 实验中还观察到了浮力对于高温合成射

流的速度影响。实验表明浮力对射流速度及方向均有较为明显的影响,在实际流动控制应用中应予以考虑。

参考文献:

- [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] 李应红. 航空等离子体动力学与技术的发展[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 127-132.
LI Yinghong. Development of aero-plasma dynamics and technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 127-132. (in Chinese)
- [3] GROSSMAN K R, CYBYK B Z, WIE D M V. Sparkjet actuator for flow control[R]. AIAA-2003-0057, 2003.
- [4] CYBYK B Z, GROSSMAN K R, WILKERSON J T. Single pulse performance of the spark jet flow control actuator [R]. AIAA-2005-0401, 2005.
- [5] CYBYK B Z, WILKERSON J T, GROSSMAN K R. Performance characteristics of the spark jet flow control actuator [R]. AIAA-2004-2131, 2004.
- [6] CYBYK B Z, SIMON D H, LAND H B. Experimental characterization of a supersonic flow control actuator[R]. AIAA-2011-0478, 2011.
- [7] HAACK S J, TAYLOR T, EMHOFF J, et al. Development of an analytical sparkjet model [R]. AIAA-2010-4979, 2010.
- [8] BELINGER A, HARDY P, BARRICAU P, et al. Influence of the energy dissipation rate in the discharge of a plasma synthetic jet actuator [J]. Journal of Physics, 2011, 44 (36): 365201. 1-365201. 12.
- [9] NARAYANASWAMY V, RAJA L L, CLEMENS N T. Control of a shock/boundary-layer interaction by using a

pulsed-plasma jet actuator[J]. AIAA Journal, 2012, 50(1):246-249.

[10] 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):076101. 1-076101. 22.

[11] WU Y, LI Y H, LIANG H, et al. Nanosecond pulsed discharge plasma actuation: characteristics and flow control performance[R]. AIAA-2014-2118, 2014.

[12] 梁华, 李应红, 吴云, 等. 等离子体气动激励的数值仿真[J]. 高电压技术, 2009, 35(5):1071-1076.

LIANG Hua, LI Yinghong, WU Yun, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2009, 35(5):1071-1076. (in Chinese)

[13] 孙权, 崔巍, 程邦勤, 等. 等离子体气动激励控制超声速边界层分离的实验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(2):501-509.

SUN Quan, CUI Wei, CHENG Bangqin, et al. Experimental investigation on supersonic boundary layer separation by plasma aerodynamic actuation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2):501-509. (in Chinese)

[14] 宋慧敏, 李应红, 魏泮亭, 等. 等离子体电流体动力激励器的建模与仿真[J]. 高电压技术, 2006, 32(3):72-74.

SONG Huimin, LI Yinghong, WEI Fengting, et al. Modeling and simulation of plasma electrohydrodynamic actuator[J]. High Voltage Engineering, 2006, 32(3):72-74. (in Chinese)

[15] JIN D, CUI W, LI Y, 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.

[16] ZONG H, CUI W, WU Y, et al. Influence of capacitor energy on performance of a three-electrode plasma synthetic jet actuator[J]. Sensors and Actuators: A Physical, 2015, 222:114-121.

[17] 宗豪华, 宋慧敏, 梁华, 等. 纳秒脉冲等离子体合成射流特性实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(10):1474-1478.

ZONG Haohua, SONG Huimin, LIANG Hua, et al. Experimental study on characteristic of nanosecond pulsed plasma synthetic jet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(10):1474-1478. (in Chinese)

[18] 王林, 罗振兵, 夏智勋, 等. 等离子体合成射流能量效率及工作特性研究[J]. 物理学报, 2013, 62(12):125207. 1-125207. 10.

WANG Lin, LUO Zhenbing, XIA Zhixun, et al. Energy efficiency and performance characteristics of plasma synthetic jet[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(12):125207. 1-125207. 10. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)