

低气压条件下多缝式等离子体合成射流 激励器特性实验

张宇超, 谭慧俊, 程林, 何小明

(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)

摘 要: 设计了一种低气压条件下工作的大间距多缝式等离子体合成射流激励器,旨在应用于高空飞行器的内部流动控制。实验中利用气体放电电压在低气压条件下迅速降低的特性,将激励器放电电极间距设计为 26 mm,使激励器腔体和出气口均得到显著拉长,并通过电参数测量、高速纹影观察分别研究了其放电特性及瞬态流场特性。实验结果表明:激励器的初始射流锋面速度达到了 761 m/s,故在高速流动控制中具有较大的应用潜力。此外,激励器射流导致的压缩波和射流边界均接近半椭圆形,具有较大的流场均匀区,因此其流动干扰能力和动量交换能力较常规孔式射流要更强。

关 键 词: 多缝式等离子体合成射流激励器; 低气压; 高空飞行器; 流动控制; 放电

中图分类号: V439.1

文献标志码: A

Experiment on characteristics of plasma synthetic jet actuator with multiple slots under low pressure condition

ZHANG Yuchao, TAN Huijun, CHENG lin, HE Xiaoming

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A large interval plasma synthetic jet actuator (PSJA) with multiple slots under low pressure condition was designed to control the flow-field for high-altitude vehicle. Since the breakdown voltage decreased rapidly under low pressure condition, the distance of cathode and anode can be extended to 26 mm, much larger than that of traditional PSJA. This optimization also could make the cavity and output of actuator extend remarkably. The discharge characteristics and flow-field were researched by electric parameter measurement system and high-speed schlieren technology, respectively. The results showed that the initial jet velocity of the actuator reached 761 m/s, indicating the actuator had excellent application prospect in high speed flow control. In addition, comparing with the normal perforated jet generated by the actuator, the compression wave and plasma jet appeared in an ellipse shape with a large flat portion, contributing to enhance the perturbation and momentum exchange capability.

Key words: plasma synthetic jet actuator with multiple slots; low pressure;

收稿日期:2016-06-16

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:张宇超(1992—),男,硕士生,主要从事等离子体流动控制技术研究。

引用格式:张宇超,谭慧俊,程林,等.低气压条件下多缝式等离子体合成射流激励器特性实验[J].航空动力学报,2018,33(3):711-716. ZHANG Yuchao, TAN Huijun, CHENG lin, et al. Experiment on characteristics of plasma synthetic jet actuator with multiple slots under low pressure condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 711-716.

high-altitude vehicle; flow control; discharge

流动控制技术是实现流体机械气动可调的核心技术。主动流动控制技术通过向主流添加额外扰动,如质量、热量或动量,从而实现对目标流场的调节与控制,并且可以根据流体机械的工作情况自动匹配调节^[1-2]。等离子体流动控制技术是一种基于多学科交叉的新型主动流动控制技术。目前有三种激励器形式被广泛研究,分别为:阻挡介质放电激励器、当地电弧放电激励器、等离子体合成射流激励器(plasma synthetic jet actuator, PSJA)。

阻挡介质放电激励器主要存在问题为诱导速度较低,在高速流动控制中应用受限。当地电弧放电激励器主要存在问题为电极烧蚀严重,电弧易被来流吹灭,消耗功率大。受合成射流技术的启发,美国约翰霍普金斯大学应用物理实验室的 Grossman 等人创新性地提出了一种等离子体合成射流技术^[3]。相较其余两种等离子体激励器形式,等离子体合成射流激励器因其具有诱导速度大,工作频率可调等优点^[4],成为了目前在超声速主动流动控制技术领域的重点关注对象。同时, Cybyk 等人还建立了 PSJA 的基于一维流理论的数学模型以描述其工作过程^[5-7],并且将 PSJA 工作过程大致划分为如下三个阶段:能量注入阶段、喷气阶段和吸气恢复阶段。此后国外相继开展了 PSJA 设计研究、电源研究,并且进行了流动分离的抑制、激波诱导附面层分离的抑制等流动控制研究^[8-10]。

在国内,空军工程大学和国防科技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。空军工程大学在 PSJA 的电参数特性仿真、激励电路形式、激励器气动工作特性及构型优化等方面取得大量研究进展^[11-17]。国防科技大学的王林等人对 PSJA 的射流流场特性和放电工作效率开展了大量研究^[18]。

目前国内外研究的 PSJA 设计均是按照大气压下放电进行设计,随后研究激励器的放电特性、流场特性及低气压特性等。然而在实际高空飞行器的飞行过程中,来流的气压较低,气体的击穿电压也随之降低。鉴于此,本文根据高空飞行条件设计了一种在低气压条件下工作的大间距多缝式 PSJA,运用高速纹影技术和电参数测量技术分析了其流场特性及放电特性,并分析其在高空飞行器流动控制中的潜在优势。

1 实验设备

实验系统由激励器、电源及电参数测试系统、同步系统、低压舱及高速纹影系统组成。实验系统示意图如图 1 所示(不含电参数测量系统),同步控制器 Micro pulse 725 发出两路同步信号,分别控制电源和触发高速相机,确保电源系统和流场时序的同步。低压舱在实验过程中气压设置为 15 kPa,气压依据 14 km 左右高空飞行器的飞行环境大气压选取。激励器、电源及电参数系统、高速纹影系统将于下文详细介绍。

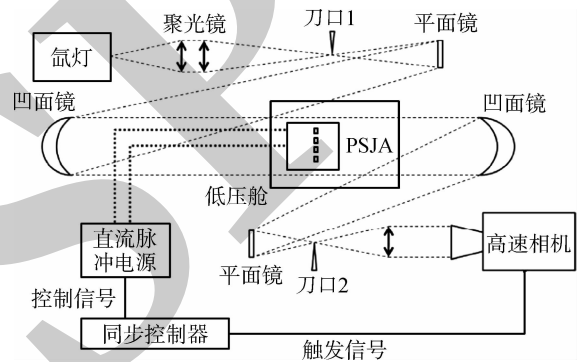


图 1 实验系统示意图
Fig. 1 Schematic of experimental system

1.1 多缝式 PSJA

实验中设计了一种大间距多缝式 PSJA(图 2)。为保证激励器腔体的绝缘性能和散热性能,氮化硼陶瓷被选为激励器的制作材料。腔体侧面开有直径为 2.4 mm 的通孔,用于安装电极。两电极间所夹的腔体作为放电腔体。激励器射流出口为上表面四条宽为 0.5 mm,长为 5 mm 的直缝,缝间距设置为 2 mm,从左至右依次为 1、2、3、4 号出口。放电开始后,气体在放电腔体内被电弧加

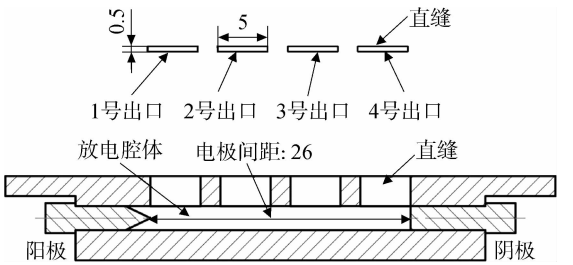


图 2 大间距多缝式 PSJA 示意图(单位:mm)
Fig. 2 Schematic of large interval PSJA with multiple slots (unit:mm)

热,继而从上方四条直缝喷出。

放电电极直径为 2.4 mm,制作材料为钨铜合金;电极限位凸台直径为 3 mm,放电间隙长度为 26 mm。激励器中放电腔体体积为 117.6 mm³。采用耐高温硅胶对腔体与电极的结合处进行密封以确保腔体的气密性和绝缘性,三维模型如图 3 所示。

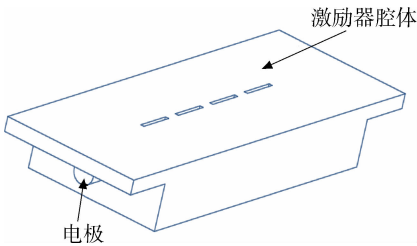


图 3 激励器模型
Fig. 3 Model of actuator

1.2 电源及电参数测试系统

本次实验中对击穿电压与电流的测量方法如图 4 所示。调节高压脉冲的电压值,当高压脉冲通过火花放电的形式击穿放电间隙之间的空气时,激励器正常工作。其中高压直流脉冲电源参数:工作电压为 0~10 kV 连续可调,脉冲频率为 0~1 kHz,单脉冲能量为 0~1 J。高压硅堆在电路中起到保护电源的作用,主要表现为阻止反向电流冲击电源。

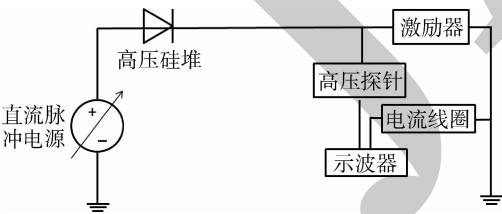


图 4 电源及电参数测试系统示意图
Fig. 4 Schematic of power supply and electrical parameter measurement system

实验中,为确保数据的有效性减小强电场带来的干扰,电流探头采用英国 PEM 电流线圈 CWTminiHF60B(带宽为 30 MHz);电压探头采用 P6015A 泰克高压探头(衰减比为 1000 : 1,带宽为 75 MHz);放电电压与电流的采集装置选用泰克示波器 DPO2014B(带宽为 100 MHz,采样频率为 1 GHz)以确保数据不会失帧。电流线圈接在激励器下游以采集工作电流,电压探头直接接在激励器上游以获得激励器的工作电压。

1.3 高速纹影系统

高速纹影系统中的光路布置采用经典的 Z 字形布局(图 1)。高速摄影仪采用 NAC-HX3,最大拍摄帧率为 2×10⁵ 帧/s,满足实验要求。射流气团与诱导波系是等离子体合成射流流场的两个重要特征。为了得到更加精细的射流气团与诱导波系的流场结构,本次纹影采集采用竖直刀口切光的形式进行拍摄。本次实验中高速相机的采集频率设置为 10⁶ 帧/s,以便拍摄清晰连续的射流结构演变过程。相机图片为 256 像素×232 像素,像场覆盖射流主要区域。相机曝光时间设定为 1 μs,确保能够瞬间凝固流场。大功率氙灯作为纹影系统的点光源为高速相机在快门设置为 1 μs 工作时提供连续的高质量光场,以获得高品质纹影结果。

2 实验结果分析

2.1 等离子体电特性分析

为了避免多脉冲放电周期所产生的历史效应的影响,以获得高品质的单周期多缝式等离子体合成射流流场结构图,本次实验采用单周期工作模式。实验条件:环境温度为 294 K,环境压力为 15 kPa,环境湿度为 78%。实验中激励器放电电压-电流特性图如图 5 所示。电流(I)、电压(U)均呈现振荡衰减的趋势,符合典型的欠阻尼放电系统的放电特征。实验中电源为容性脉冲电源(由电容供电),同时放电间隙被击穿后,间隙之间的等离子体受强电场影响,电阻极小(近似于短路),因此可大致将实验中发生的放电形式类比为欠阻尼 RLC 放电。本次实验中,放电能量根据国际电工协会标准 IEC61241 进行估算,将由电压探头与电流探头所测得的击穿电压、电流波形进行积分从而得到放电电弧中所具有的能量。

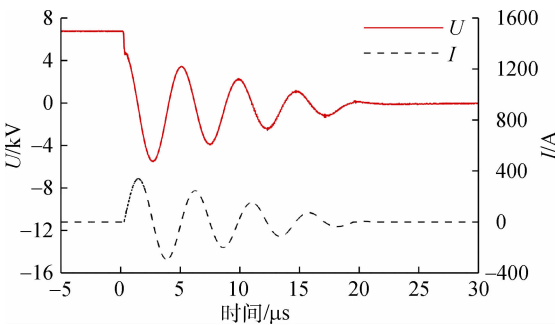


图 5 放电电压-电流特性图
Fig. 5 Characteristic diagram of discharge voltage-current

如图 5 所示,电参数采集采用下降沿出发模式,示波器记录触发点前 10% 与后 90% 的数据,触发点即为图 5 中的 $0\mu\text{s}$ 时刻。放电间隙击穿电压为 6840 V。在放电开始 $1.5\mu\text{s}$ 后,电压迅速降为零,电流上升至最大值 344 A。随后电压、电流波形呈现振荡衰减趋势,振荡频率约为 200 kHz。整个放电过程持续 $20\mu\text{s}$,能量注入 545 mJ。

2.2 低气压条件下多缝式等离子体合成射流
流场特性分析

2.2.1 激励器的瞬态流场结构演化过程

大间距多缝式 PSJA 在环境压力为 15 kPa 时的流场演化如图 6 所示,图中 t 表示时间。其中,主要的流体特征已在图中标出,四个直缝射流出口使用白色轮廓线标注。放电开始时(图 6(a)),在 $0\mu\text{s}$ 时,可以看到一道白色的明亮弧光。这主要是放电开始时产生的高温低密度的等离子体由于压差作用,运动至激励器腔外而形成的。

在 $10\mu\text{s}$ 时,激励器呈现出一道强压缩波,射流组成的流场结构。值得注意的是,较以往孔式射流的球形压缩波,多缝式激励器形成的压缩波更趋向于半椭圆形,存在较长的平直均匀区。同时,两侧的射流锋面速度明显大于中间的射流锋面速度,射流形态呈现两边高、中间低的形态。在后面的射流锋面速度特性分析中,还将详细对这一现象进行分析。

$10\mu\text{s}$ 后压缩波不断向四周传播,同时纹影中的射流气团与强压缩波逐渐模糊。说明随着压缩波导致的压力梯度逐渐变小,该激波的激波强度逐渐衰减。另一方面,在射流气团向四周传播的过程中,由于射流气团与周围静止气体相互作用,不同射流出口的锋面速度之间的差异逐渐减小,射流演化为半椭圆形,中间具有较大的平直均匀区。射流边界由于周围环境气体的剪切作用也逐渐变得粗糙。

2.2.2 激励器的射流锋面速度特性分析

等离子体合成射流的射流锋面速度是评判该装置实际流场扰动能力的重要参数。由于该流场具有轴对称效应,所以实验中以图像处理技术为基础对 1、2 号出口每隔 $10\mu\text{s}$ 射流锋面至激励器上表面的距离进行测量,该测量精确至 1 像素点,并且通过位移的差值以计算射流锋面平均速度。本次实验中规定,将该速度等同于从射流开始喷射起,每 $10\mu\text{s}$ 时刻的瞬时速度考虑。实验中以激励器 55 mm 的上表面长度作为标尺对像素进行

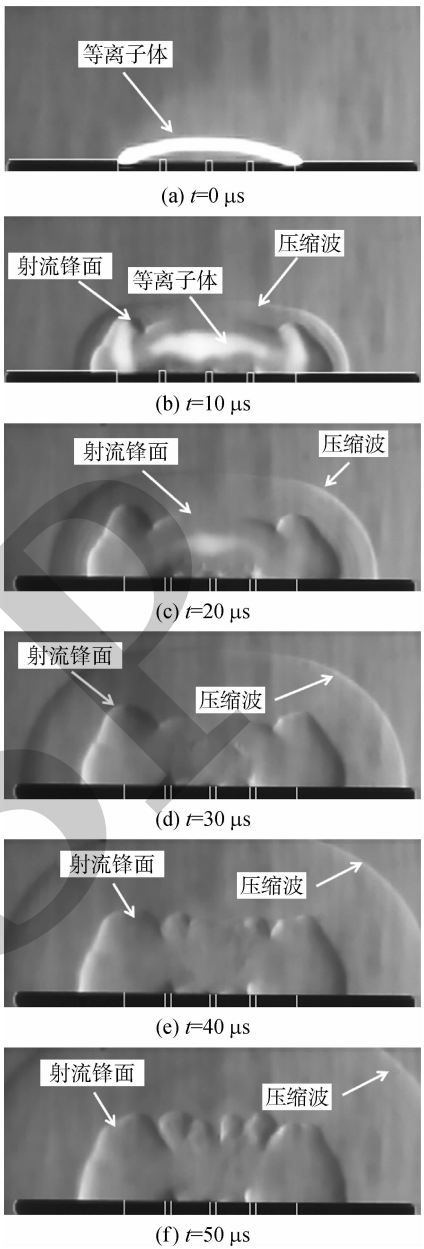


图 6 大间距多缝式 PSJA 的射流流场演化图
Fig. 6 Jet flow-field evolution diagram of large interval PSJA with multiple slots

标定,经标定的单像素实际长度为 0.112 mm,故本次射流锋面速度的测量存在 11.2 m/s 的测量误差。

图 7 给出了直缝式和直孔式激励器从放电开始到 $60\mu\text{s}$ 的速度演化图。在间隙击穿后 $10\mu\text{s}$,1 号出口射流锋面速度达到 761 m/s,2 号出口射流锋面速度为 620 m/s。这也说明实验中所设计的多缝式激励器具有较高的射流锋面速度,动量输入能力强,在超声速甚至高超声速等高速流动控制中均具有较大的应用潜力。另一方面,1 号出口速度高于 2 号出口,主要是由于 1 号出口更加

靠近电极。在放电开始瞬间,1号出口部分的气体加热效应更加明显,因此射流锋面速度更大。

在 $20\mu\text{s}$ 时两个出口的射流锋面速度急剧下降,1号出口射流锋面速度下降到 239m/s ,2号出口速度下降到 225m/s 。这说明射流和周围环境气流之间进行着剧烈的动量交换,射流动量转换为环境气流的动量。同时,1号出口的速度与2号出口速度差值也减小到 14m/s 。 $30\mu\text{s}$ 时,1号出口速度与2号出口速度相等。此后1号出口下降至 50m/s 以下,2号出口速度开始大于1号出口,并且速度下降速率也较小。这主要是因为1号出口的射流与两侧的环境气流速度差较大,剪切作用更强,因此速度衰减更快。

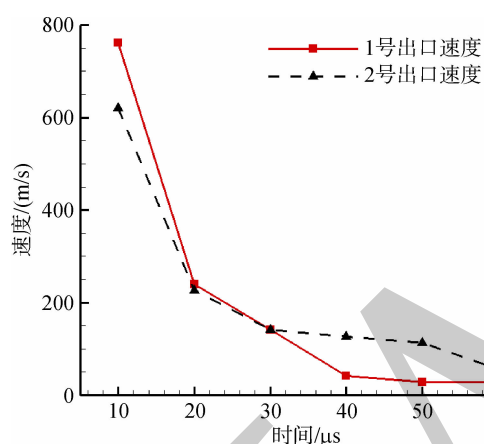


图7 激励器速度特性图

Fig. 7 Velocity characteristic diagram of the actuator

3 结 论

本文设计了一种低气压条件下工作的大间距多缝式 PSJA,采用高速纹影研究其流场演化。实验发现该激励器具有流动控制范围更大、应用针对性强、动量输入能力大、流动控制均匀性好等特点。主要结论如下:

1) 本文所设计的激励器主要用于高空飞行器流动控制,应用针对性更强。实验利用气体放电电压在低气压环境下迅速下降的特性,将 PSJA 电极间距延长为 26mm 。这将极大地扩大激励器的流动控制范围。同时,多缝出口与电弧采用平行布置,更加有利于气体加热和射流流出。

2) 在垂直于射流平面上,多缝式 PSJA 的压缩波和射流形态均表现为半椭圆形,具有较大的流场平直均匀区。因此,其流动干扰能力和动量交换能力较常规孔式射流要更强。

3) 实验中所设计的激励器获得了 761m/s

的初始射流锋面速度,具有很强的动量输入能力。因此,该激励器在高速流动控制中具有较大的应用潜力。

参考文献:

- [1] KRALL D. Active flow control technology[R]. ASME Paper FEDSM 2001-18196, 2000.
- [2] GADELHAK M. Flow control; the future[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 402-418.
- [3] GROSSMAN K R, CYBYK B Z, VANWIE D M. Sparkjet actuators for flow control[R]. AIAA-2003-57, 2003.
- [4] 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)
- [5] CYBYK B Z, GROSSMAN K R, WILKERSON J T, et al. Single-pulse performance of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA-2005-401, 2005.
- [6] CYBYK B Z, WILKERSON J T, GROSSMAN K R. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA-2004-2131, 2004.
- [7] CYBYK B Z, SIMON D H, LAND H, et al. Experimental characterization of a supersonic flow control actuator[J]. AIAA-2006-478, 2006.
- [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: D Applied Physics, 2011, 44(36): 365201. 1-365201. 45.
- [9] NARAYANASWAMY V, RAJ 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 Yun, LI Yinghong, LIANG Hua, 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 Astronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 501-509. (in Chinese)

[14] 宋慧敏,李应红,魏沅亭,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 electro hydro dynamic 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:陈 越)