

放电电阻对等离子合成射流激励器特性的影响

程 林¹, 谭慧俊²
(1. 中国民航飞行学院 航空工程学院, 四川 广汉 618307;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 设计了一种射流出口为竖直圆孔的等离子体合成射流激励器(PSJA),旨在研究在不同放电电阻时激励器的特性。实验中通过电参数测量、高速纹影观察获得了放电电阻为 300、200、100 Ω 的激励器放电特性及瞬态流场特性。结果表明:放电过程由于限流电阻的存在,可分为两个阶段,即急剧放电阶段和缓慢放电阶段。这一模式在满足较高初始能量注入的同时可以持续为激励器提供能量,有效提高了稳定性。同时,观察到较小的放电电阻,可以获得较大的射流速度,流动控制能力更强。但减小放电电阻,会导致放电电流增大,射流速度不稳定,工作稳定性变差。在实际应用中,需要综合考虑并确定最终的电阻值,确保两个放电阶段能量的合理分配。

关 键 词: 等离子合成射流激励器(PSJA); 放电电阻; 高速纹影; 放电特性; 流动控制

中图分类号: V439.1 **文献标志码:** A

Effect of discharge resistor on performance of plasma synthetic jet actuator

CHENG Lin¹, TAN Huijun²
(1. Aviation Engineering Institute,
Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China;
2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A plasma synthetic jet actuator (PSJA) with normal orifice was designed to study the effect of discharge resistor. The discharge characteristics and transient flow-field characteristics of actuator with 100, 200, 300 Ω were researched by electric parameter measurement system and high-speed schlieren technology. Results showed that the discharge process can be divided into two stages due to the existence of current limiting resistance, rapid discharge stage and slow discharge stage. This mode can continuously provide energy to the actuator while satisfying the higher initial energy injection, and effectively improve the stability of the actuator. At the same time, the smaller discharge resistance can obtain greater jet velocity, enhancing the jet flow control capability. The smaller discharge resistance led to the increase of discharge current, unstable velocity and worsening of working stability. In practical application, it was necessary to consider and determine the final resistance

收稿日期:2019-01-14
基金项目:国家自然科学基金重点项目(11532007); 中国民用航空飞行学院青年基金(J2018-95)
作者简介:程林(1990—),男,助教,硕士,主要从事等离子体流动控制技术研究。

引用格式:程林,谭慧俊. 放电电阻对等离子合成射流激励器特性的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1724-1730. CHENG Lin, TAN Huijun. Effect of discharge resistor on performance of plasma synthetic jet actuator[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(8): 1724-1730.

value comprehensively to ensure the rational distribution of energy in the two discharge stages.

Key words: plasma synthetic jet actuator (PSJA); discharge resistor; high-speed schlieren; discharge characteristics; flow control

流动控制技术可以使航空器在不同工况下均能达到较好的气动性能,是目前流体研究领域的热点。流动控制技术可以分为被动流动控制和主动流动控制。相较被动流动控制技术,主动流动控制技术可以对流场的变化进行响应,并进行相应调节,调节有效性更强。主动流动控制技术运用射流、加热等主动控制方式对局部流场进行微扰动,进而利用流场放大原理实现对全局流场的控制^[1-2]。等离子体流动控制技术是近年来新兴的一种主动流动控制技术,利用等离子体的不同特性,目前研究较为广泛的有以下 3 种激励器:基于电场驱动的介质阻挡放电激励器,基于加热效应的表面电弧气动激励器,基于定容加热的等离子体合成射流激励器(PSJA)。等离子流动控制技术通过对电参数的调节,可以实现控制的无极可调,控制更加准确,是目前国内外研究的热点^[3]。

等离子合成射流激励器是美国霍普金斯大学基于腔内定容加热效应设计的一种激励器^[4]。在动量输入能力方面,等离子合成射流激励器具有射流速度快,控制能力强的特点,在高速流动控制中有较好的前景。当地电弧激励器直接布置在流体机械表面,与主流流场接触,在高速来流时,等离子体放电易被来流吹灭,导致放电不稳定,进而影响控制效果。本文等离子合成射流激励器在腔内进行放电,避免直接与主流流场接触,放电稳定持续^[5]。Cybyk 等经过大量研究之后,提出了激励器的工作理论模型^[6-8],并总结出工作过程的 3 个阶段:能量沉积阶段、喷气阶段和吸气恢复阶段。国外各研究单位相继开展了激励器参数化研究、驱动电源设计等工作,并开展了初步的应用研究,主要针对流动分离控制、激波附面层干扰进行了控制效果验证实验^[9-11]。

在国内,国防科学技术大学和空军工程大学等研究机构在等离子合成射流方面开展了全面深入的研究。空军工程大学李应红团队在纳秒脉冲激励特性、射流流场特性研究、等离子体射流仿真技术等方面均取得了较大进展^[12-18]。国防科学技术大学王林等开展了三电极激励器和能量效率以及详细的参数化研究工作^[19]。南京航空航天大学谭慧俊团队开展了斜孔式、低气压多缝式等离子体射流激励器研究,并开展了等离子合成射流

激波边界层控制实验研究等工作^[20-23]。目前国内外大多针对等离子体合成射流激励器本身放电特性、流场特性进行研究。然而在实际流动控制过程中,通过限流电阻控制激励器工作是一种有效的方式,放电电路属于强电电路,存在复杂的阻抗匹配问题,但目前相关研究较少。鉴于此,本文运用高速纹影技术和电参数测量技术分析放电电阻变化时激励器的流场变化及放电参数规律。

1 实验设备

1.1 等离子合成射流激励器

实验中选用氮化硼陶瓷制作腔体,保证了激励器的绝缘性能。同时氮化硼陶瓷具有良好的散热能力,可以有效的减弱等离子体合成射流的热饱和现象。腔体侧面开直径为 2.4 mm 的通孔,作为电极安装孔,两电极中间部分为放电空腔。激励器外尺寸为 15 mm×15 mm×6.4 mm,等离子射流从激励器上方圆孔喷出,直径为 1.8 mm (如图 1 所示)。

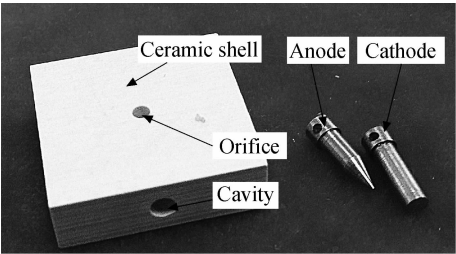


图 1 等离子体合成射流激励器
Fig. 1 Plasma synthetic jet actuator

为了保证电极的机械强度及导电性能,电极材料选取钨铜合金,钨保证了电极的硬度,铜保证可靠的导电性能。电极直径为 2.4 mm,与腔体过余接触,并使用硅胶密封,保证气密性和机械连接可靠(图 2)。限位台阶将电极间距准确控制在 5 mm,放电空腔体积为 33 mm³。

1.2 电源及电参数测试系统

实验选用高压直流脉冲电源,电源主要性能参数:最大工作电压为 10 kV 单脉冲最大放电能量为 500 mJ、最高工作频率为 500 Hz。放电电路

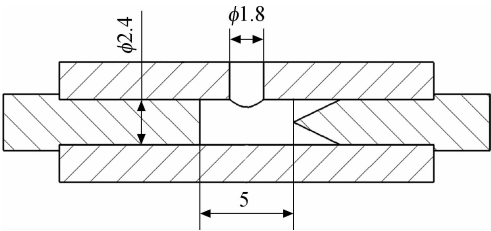


图 2 激励器剖面图(单位:mm)

Fig. 2 Profile diagram of actuator (unit:mm)

由电源供电,经过高压硅堆及大功率限流电阻后作用在激励器两电极上。当电源电压超过击穿电压后,电极间发生火花放电,并伴随剧烈放热。实验电路原理图如图 3 所示。

实验中尝试运用大功率电阻实现激励器的工况控制,采用 100、200、300 Ω 三种阻值的电阻进行实验,进而分析放电电阻对流场特性及电参数的影响。

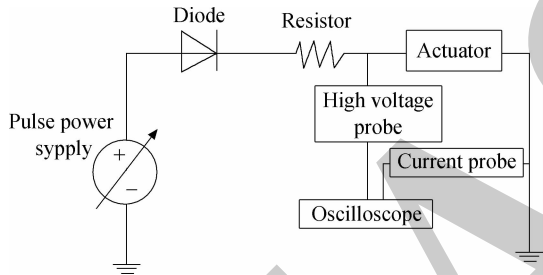


图 3 电参数测量及电源系统

Fig. 3 Electrical measurement and power supply system

实验具有高电压、大电流、强脉冲等电学特点,这给电学参数测量带来了较大挑战。为了保证准确可靠的测得激励器的放电特性,实验选取了以下 3 种高性能测量设备:泰克示波器(型号为 DPO2014B,采样频率为 1 GHz),电流探头(型号为 TCP2020),高电压探头(型号为 P6015A,衰减比为 1000 : 1)。电流线圈采集放电电流,电压探头采集激励器阳极瞬时地对地电压。

1.3 高速纹影及同步系统

等离子合成射流流场是典型的非定常流场,同时射流温度高,密度梯度明显,因此本文选用高速纹影流场观测系统记录激励器的瞬态流场演化情况。高速纹影系统示意图如图 4 所示。实验纹影光源为大功率氙灯点光源,确保高速相机在高速快门工作时仍能获得足够的光强度。高速纹影系统由高速摄影仪(相机型号为 NAC-HX3)、切光刀口、平面反射镜、光学球面镜、大功率连续点光源组成。曝光时间设为 1 μs,避免流场在时间

维度上的积分效应,确保瞬间凝固测量流场。高速相机每秒拍摄 10 万张图片,图片间时间间隔为 10 μs。在极高速帧率工作时,高速相机图片为 256 像素×232 像素。高速相机观察范围覆盖射流的主要区域。射流流场由诱导波系及射流组成,实验采取竖直刀口,可以更好观测诱导波系。实验中通过同步控制器(Micropulse 725)在实验开始时同时发送触发信号给电源及高速相机,从而保证电参数及流场参数的时间同步。

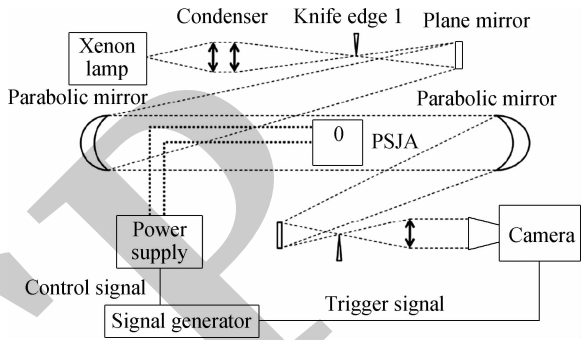


图 4 高速纹影可视化系统

Fig. 4 High-speed schlieren visualization system

2 实验

为了获得激励器清晰的流场特性图,避免各个周期期间流体的叠加效应,实验中电源采取单脉冲工作模式。实验中使用绝缘支架将激励器固定在高速纹影系统的平行光路上。实验条件为室温为 285 K,气压为 102 670 Pa,湿度为 66%。

2.1 不同放电电阻时激励器放电特性分析

实验中分别测量了放电电阻阻值(R)为 300、200、100 Ω 时激励器两端的放电电压(U)及电流(I)随放电时间(t)的变化(如图 5 所示)。观察对比图可以发现,不同放电电阻阻值时放电电流及电压整体变化趋势一致。激励器电极间达到击穿电压后,激励器内发生强烈的火花放电。放电电压迅速下降到零并伴有电压的震荡现象,与此同时放电电流快速上升达到峰值,随后缓慢下降。

另一个值得注意的是,在放电开始时,电压急剧下降,此后缓慢趋于零。这说明限流电阻的存在,会形成一定的感应电压。放电的模式可以分为急剧放电过程与缓慢放电两个阶段。这在保证了放电初期需要的集中能量释放同时,可以继续平稳的为激励器提供能量,是一种较好的能量释放方式。实验发现放电持续时间与放电电阻阻值呈现明显的正相关,放电电阻增大,放电持续时间

变长。这说明,随着电阻增大,放电时间增加,加热时间变长,能量注入较平稳。相反,放电电阻减小,加热所需的时间更短,可以获得更高的腔内压力,继而获得较高的初始射流速度,这将极大的提高射流的流动控制能力。另一个方面,加热过程越短,瞬态效应越明显,会带来明显的冲击效应,有利于进行流动控制。

这说明较小的限流电阻会获得更好的瞬时加热效应,可以获得较好的初始射流速度。较大的电阻可以持续注入能量,工作过程更加稳定。同时,在同一个放电周期内,加热阶段时间较短将使

得散热和再次吸气过程的时间更加充裕,这一特性将很好的减弱热饱和和效应。

图 6 中给出了不同电阻时激励器峰值电流、击穿电压。从图中可以看出,激励器放电电阻 R 为 300、200、100 Ω 时,激励器峰值电流分别为 27、40、70 A,击穿电压分别为 8 600、8 800、8 700 V。激励器击穿电压在不同阻值时基本保持一致,这说明放电电阻对击穿电压影响较小,这可以保证电源工作的稳定。峰值电流与放电电阻呈现明显的负相关,满足伏安特性的描述。这表明通过调节放电电阻值实现放电能量控制是可行的。

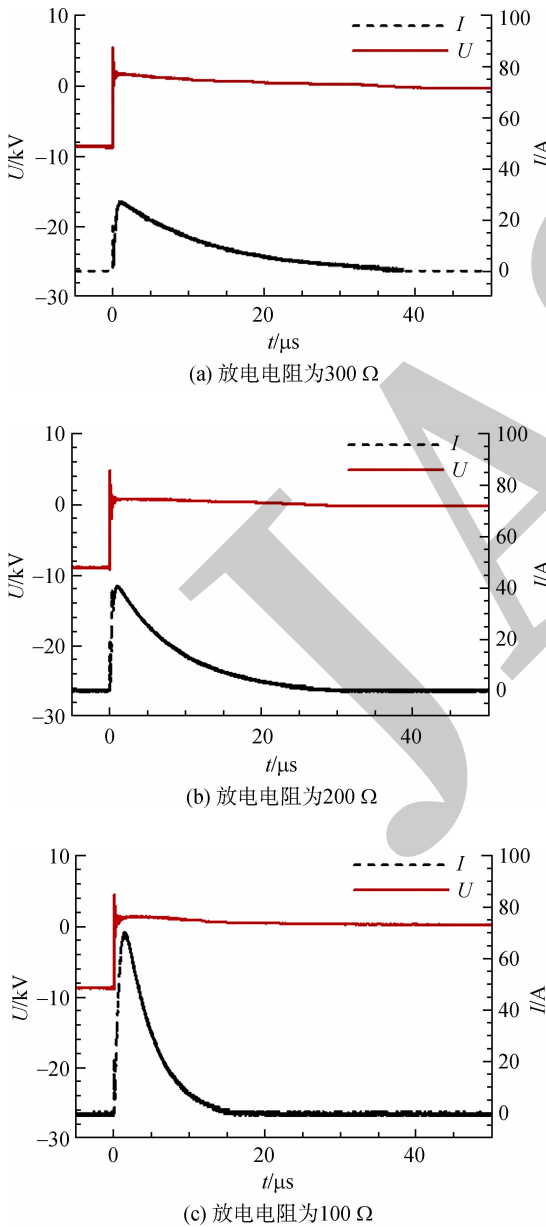


图 5 不同放电电阻放电特性

Fig. 5 Discharge characteristic of different discharge resistors

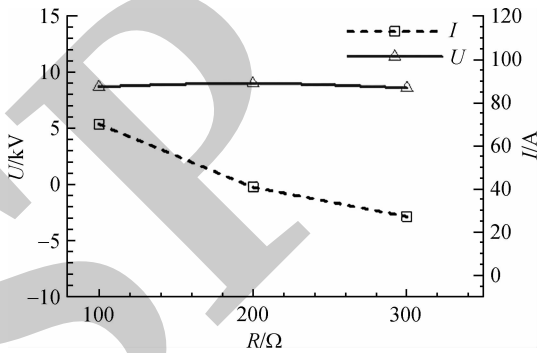


图 6 不同放电电阻时击穿电压及最大电流对比

Fig. 6 Comparison of breakdown voltage and maximum current with different discharge resistors

激励器放电能量(E)是衡量激励器能量注入能力的重要参数。实验中采取分别测量激励器两端的电压、电流参数进行积分的方式获得放电能量的值。从放电能量对比图(图 7)可以看出放电电阻为 300、200、100 Ω 时。放电能量 E 分别为 168、221、418 mJ。放电能量与电阻阻值呈现负相

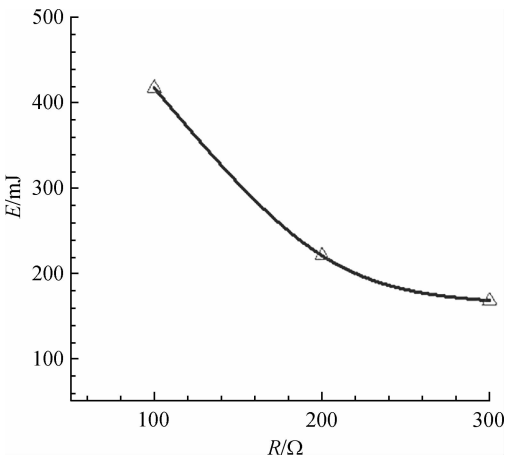


图 7 不同放电电阻时放电能量对比

Fig. 7 Comparison of discharge energy with different discharge resistors

关趋势,这说明放电电阻将会分流部分电源能量。由此可以知道,较小的放电电阻可以获得较大的放电能量。但值得注意的时,较小电阻工作时激励器的电流冲击及波动性更加明显,对激励器的电路稳定性带来了较大的挑战,主要体现在电极烧蚀使用寿命缩短的问题。

2.2 放电电阻对激励器流场特性的影响分析

图 8 给出了放电电阻为 300、200、100 Ω 时激励器的瞬态流场纹影图(图中 1 表示射流前锋,2 表示压缩波)。等离子体合成射流流场结构主要由前驱压缩波与等离子体射流组成。观察图中射流前锋位置可以发现,随着放电电阻减小,初始 10 μs 内射流前锋的运动距离逐渐增长。这说明随着阻值减小,射流初始速度逐渐增大。下面将定量分析压缩波速度及射流前锋速度。

为了获得激励器流场的速度特性,实验选择放电起始时刻为时间序列零点,高速相机每隔 10 μs 拍摄一张图片,实验分别测量了射流锋面及前驱激波不同时刻时至激励器出口的距离(*d*)。由于等离子体射流高温及电特性,目前速度测量存

在较大难度,目前研究者普遍采用纹影图测量射流速度。本文中分别测量射流锋面、压缩波锋面不同时刻时距离射流出口的像素值,采用激励器几何参数作为长度标定标准,从而计算出不同时刻时锋面距离出口的真实距离(如图 9、图 10 所示)。实验中将每 10 μs 的平均速度作为衡量射流速度特性的标准。由于像素测量只能精准到 1 像素,因此存在 11.2 m/s 的测量误差。

放电电阻为 300、200、100 Ω 时,前驱压缩波初始速度分别为 376、384、423 m/s。这说明当放电电阻减小时,前驱压缩波初始速度增大、波强增大。根据实验参数可知,实验室当地声速为 338 m/s。由此可知放电开始时,前驱压缩波均以超声速向外传播(马赫数如图 11),是一道弱激波。随后前驱压缩波弱化为声波,并以声速向外传播。压缩波在流动控制中起到较为重要的作用,可以形成有效的波扰动,因此可知较小的电阻可以获得较强的波扰动能力。

射流速度是衡量激励器流动控制能力的重要参数。放电电阻为 300、200、100 Ω 时,射流锋面初始速度分别为 138、184、276 m/s(图 12)。随着

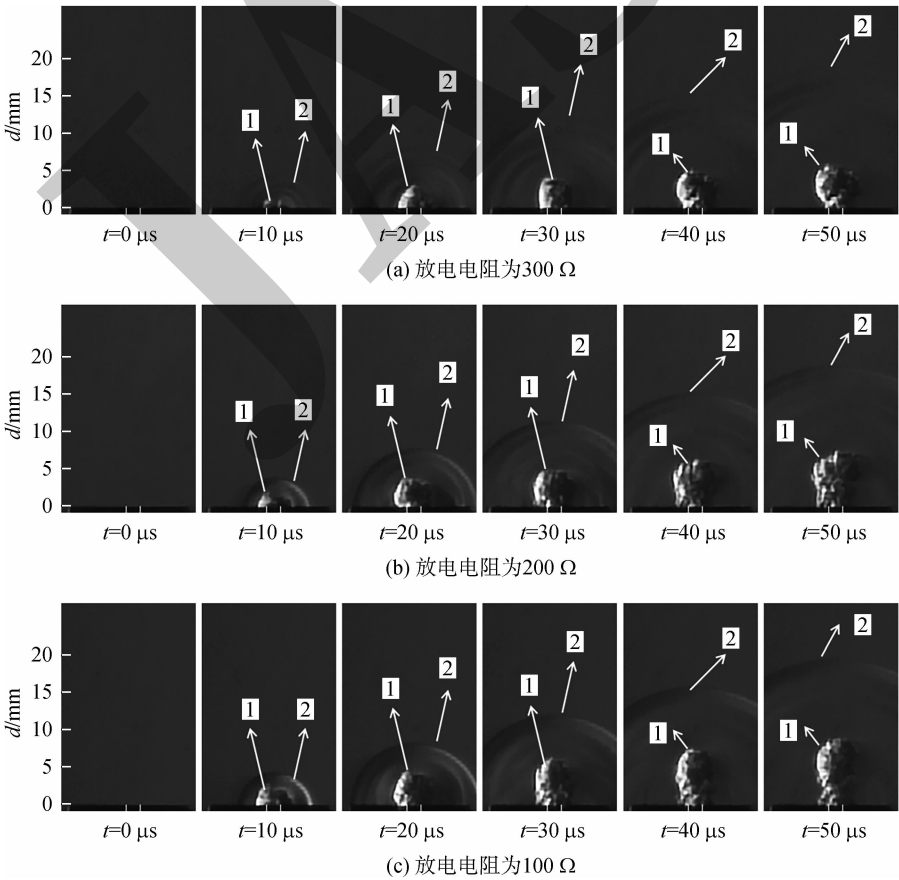


图 8 不同电阻时激励器流场射流瞬态纹影图

Fig. 8 Transient jet flow field schlieren images of actuator with different discharge resistors

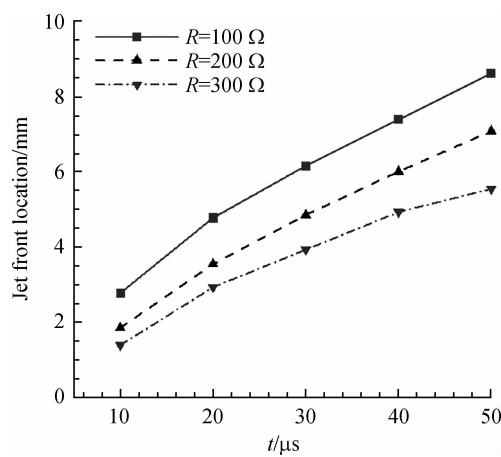


图 9 不同电阻射流前锋位置演化图

Fig. 9 Evolution of jet front location with different resistors

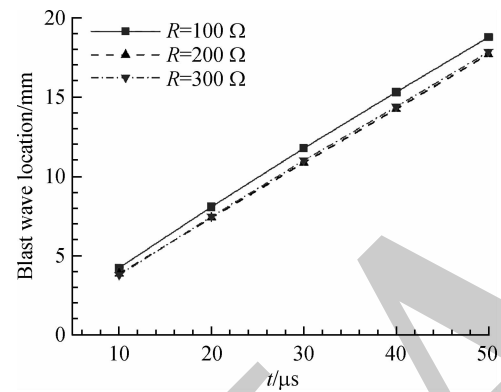


图 10 不同电阻前驱激波位置演化图

Fig. 10 Evolution of blast wave location with different resistors

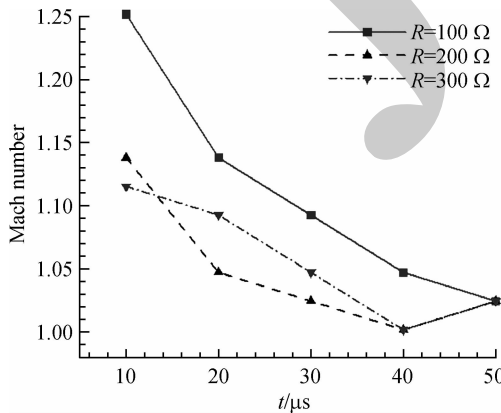


图 11 不同电阻前驱激波马赫数演化图

Fig. 11 Evolution of blast wave Mach number with different resistors

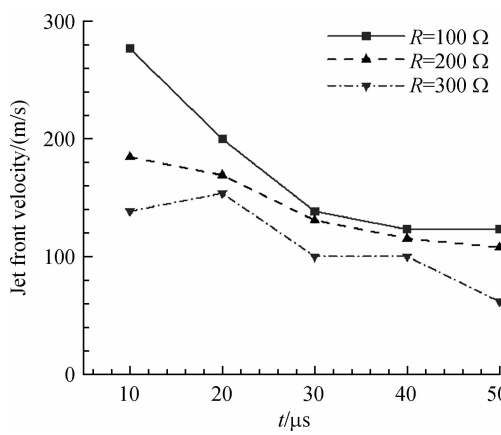


图 12 不同电阻射流锋面速度演化图

Fig. 12 Evolution of jet front velocity with different resistors

速度,流动初始控制能力较强。另一方面,较小电阻的速度下降较快,速度稳定性低于较大电阻,这说明较小的电阻工作稳定性较弱。

3 结 论

本文分析了放电电阻不同时,等离子合成射流激励器的放电特性及流场特性,实验主要结论如下:

- 1) 放电电阻较小时可以获得较快的初始射流速度,具有更强的瞬时冲击效应,形成的压缩波强度更大,流动控制能力更强。
- 2) 较小的放电电阻初始射流速度大,但速度下降极快,流动控制稳定性明显低于较大的放电电阻。
- 3) 较小的放电电阻,放电电流更大,电流对系统冲击更大。同时,集中的放热导致激励器热饱和和效应加剧,对系统散热提出了更高的要求。

参考文献:

[1] KRAL L D. Active flow control technology[R]. [S. l.]: ASME Fluids Engineering Division,2000.

[2] GADELHAK M. Flowcontrol; the future[J]. Journal of Aircraft,2001,38(3):402-418.

[3] 吴云,李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. 高电压技术,2014,40(7):2024-2038.

WU Yun,LI Yinghong. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion [J]. High Voltage Engineering,2014,40(7):2024-2038. (in Chinese)

[4] GROSSMAN K R,CYBYK B Z,VANWIE D M. Sparkjet actuators for flow control[R]. AIAA-2003-0057,2003.

[5] 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

射流喷出,腔内压力降低,压差减小,射流速度逐渐降低。较小的电阻速度下降较快,速度较不稳定。这说明较小的电阻可以获得更大的初始射流

- technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 127-132. (in Chinese)
- [6] CYBYK B Z, GROSSMAN K R, WILKERSON J T, et al. Single-pulse performance of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA-2005-0401, 2005.
- [7] CYBYK B Z, WILKERSON J T, GROSSMAN K R. Performance characteristics of the sparkjet flow control actuator[R]. AIAA-2004-2131, 2004.
- [8] CYBYK B Z, SIMON D H, LAND H, et al. Experimental characterization of a supersonic flow control actuator[R]. AIAA-2006-0478, 2006.
- [9] 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. 12.
- [10] 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.
- [11] 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. 23.
- [12] WU Y, LI Y H, LIANG H, et al. Nanosecond pulsed discharge plasma actuation: characteristics and flow control performance[R]. Atlanta; the 45th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, 2014.
- [13] 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(9): 1071-1076.
LIANG Hua, LI Yinghong, WU Yun, et al. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation[J]. High Voltage Engineering, 2009, 35(9): 1071-1076. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 宋慧敏, 李应红, 魏沅亨, 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)
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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)
- [19] 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)
- [20] HUANG H X, TAN H J, SUN S, et al. Letter: transient interaction between plasma jet and supersonic compression ramp flow[J]. Physics of Fluids, 2018, 30(4): 041703. 1-041703. 4.
- [21] 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(11): 231-237.
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. (in Chinese)
- [22] 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. (in Chinese)
- [23] ZHANG Y, TAN H, HUANG H, et al. Transient flow patterns of multiple plasma synthetic jets under different ambient pressures[J]. Flow Turbulence and Combustion, 2018, 101(3): 741-757.

(编辑: 王碧珺)