

文章编号: 1001-4322(2010)02-0348-05

基于等离子体气动激励的斜劈诱导激波控制^{*}

程邦勤, 孙 权, 李 军, 苏长兵, 喻永贵

(空军工程大学 飞行器与动力工程系, 西安 710038)

摘 要: 基于弧光等离子体气动激励,采用不同的放电通道间距、放电通道数、放电直流输入电压、斜劈劈角、有无磁场作用等激励条件,实验研究了在超音速来流条件下(马赫数为 2.2)斜激波位置、角度、强度的变化规律。结果表明:施加等离子体气动激励后,激波的起始位置平均前移 1~8 mm,激波角平均减小 4%~8%,激波强度平均减弱 8%~26%。这主要是由于等离子体气动激励产生高温高压的表面等离子体层,使边界层分离点逆气流前移,改变了原有激波系结构,使原有的激波位置前移,激波角减小;同时由于局部的高温导致当地音速增大,使得当地马赫数减小,上述两个原因均可导致激波强度减弱。

关键词: 等离子体; 弧光放电; 激波; 边界层

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

doi:10.3788/HPLPB20102202.0348

降低激波阻力、调节激波系结构改善进气道性能、解决气动阻力和气动热问题都是航空航天领域与激波相关的实际问题,都需要对激波进行有效控制。前苏联在 20 世纪 80 年代最先开展了激波管内非定常正激波与等离子体相互影响的实验研究。实验观察到了激波在弱电离、非平衡等离子体中的反常传播现象,因此后续实验相继在美国和苏联(俄罗斯)继续开展,观察到了相同的实验现象:一是激波加速,二是激波强度减弱,三是激波形状弯曲、分叉和畸变,另外,放电关闭后,上述现象仍能滞留一段时间^[1]。

国外进行等离子体气动激励对激波进行控制方法研究的代表性单位有两个:一是美国俄亥俄州立大学进行的实验研究,主要研究等离子体对激波影响的因素究竟是热机理还是电离机理;另一个是俄罗斯科学院高温学会(IVTAN),以准直流放电为研究载体,开展了系统深入的实验和理论研究,取得了很多有意义的成果。另外,还有美国普林斯顿大学、俄罗斯其它研究机构等,都在该领域进行了很多有意义的研究^[2-10]。研究表明:等离子体对流场的影响主要基于以下 4 个方面:改变气体的热力学性质;改变流场结构;等离子体诱导分离;改变边界层^[11]。通过在预定的位置通过表面放电产生等离子体可以给流场注入能量,该等离子体层能够改变边界层特性,导致局部和全局边界层分离,并伴随激波的出现。流场参数如马赫数、压力和激波位置都可发生可控改变^[12]。而且,等离子体层的产生能够对壁面的不平整性起到一种遮蔽作用,能够有效的降低阻力。

本文基于电弧放电等离子体气动激励,在小型暂冲式超声速风洞中开展了等离子体气动激励控制斜激波的实验研究,包括放电通道间距、放电通道数、放电直流输入电压、斜劈劈角、有无磁场作用等对激波结构的影响,初步分析了等离子体气动激励控制激波的作用机理。

1 实验装置

低温超声速风洞设计马赫数 2.2,稳定工作时间 30~60 s,实验段静压 50 650 Pa,温度 152 K。实验段长 115 mm,宽 80 mm。

准直流电源,由高压脉冲电路和高压直流电路耦合而成,见图 1。高压脉冲电路输出电压高达 90 kV,用于击穿等离子体激励器附近空气,产生等离子体,但放电功率较小;高压直流电路为 3~4 kV 直流源,稳定输出电流较大,用于击穿后放电功率的提升和热等离子体的维持。

等离子体气动激励器由电极和绝缘介质组成。电极设计为 3 组,阴阳极间距设计为 5 mm 和 8 mm,圆柱形结构,嵌入到绝缘介质中,要求两者迎气流表面必须平整,以减少杂波干扰。用斜劈产生斜激波,劈角设计为 15°和 20°两种。将等离子体激励器装配到有机玻璃底座中,构成实验件,如图 2 所示。按来流方向,实验件上

^{*} 收稿日期:2009-09-28; 修订日期:2009-11-10

基金项目:国家自然科学基金项目(50776100)

作者简介:程邦勤(1972—),男,安徽怀宁人,博士,副教授,硕士生导师,研究方向为飞机推进系统气动热力学理论和等离子体动力学及其应用;cbqchina@163.com。

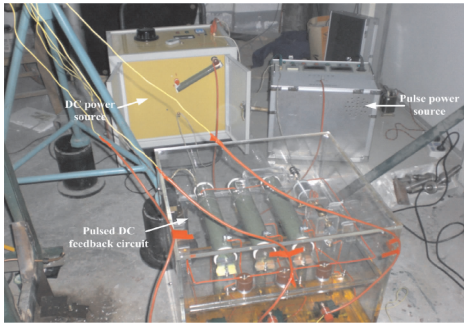


Fig. 1 Pulsed quasi-DC power source

图 1 准直流电源

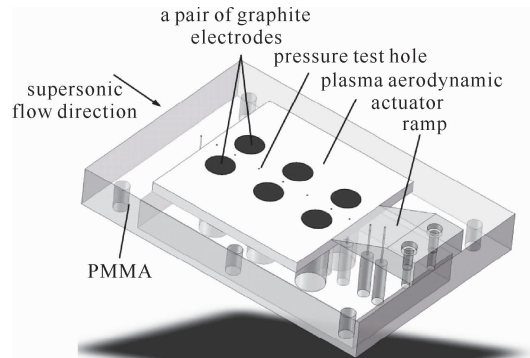


Fig. 2 Sketch map of arc discharge plasma aerodynamic actuator

图 2 弧光等离子体气动激励器示意图

共设有 10 个直径 0.5 mm 测压孔。实验件在风洞实验段内的安装见图 3, 图 4 为其实验结构示意图。

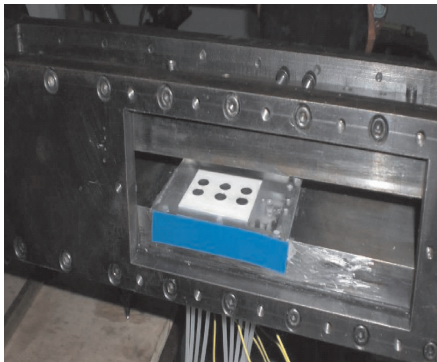


Fig. 3 Experimental structure in wind tunnel

图 3 实验件在风洞实验段内的安装图

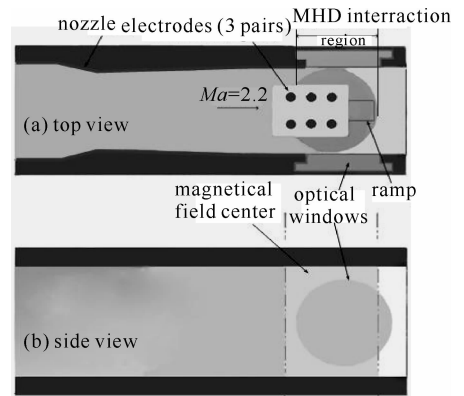


Fig. 4 Sketch map of experimental structure

图 4 实验结构示意图

磁控实验磁场发生装置采用钕铁硼稀土永磁体, 由 4 块永磁体叠加而成, 2 块构成磁场的 N 极, 2 块构成磁场的 S 极。

测量系统包括气流静压测量系统、纹影系统、电参数测量系统。气流静压测量系统采用计算机并行采集方式, 采样频率 1 kHz, 采样时间 3~10 s, 流向共有 6 个测压点, 覆盖自由来流, 测量放电区域的上下游以及斜劈上方气流压力, 实验中采用波后静压和波前静压之比来表征激波强度的变化, 测压孔分布如图 5 所示。纹影仪采用 Optronis 高速 CCD 摄影, 实验用帧频为 8 000 帧/s, 曝光时间为 10^{-4} s, 分辨力为 512 pixel×218 pixel。

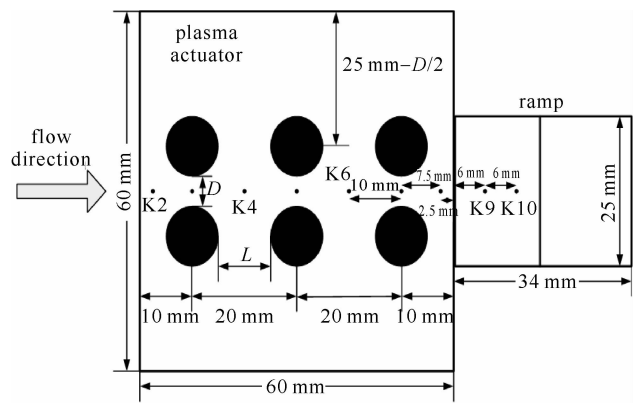


Fig. 5 Sketch map of pressure test hole distribution

图 5 测压孔分布示意图

2 实验结果及初步机理分析

在来流马赫数 $Ma=2.2$ 的条件下, 电弧被超声速气流强烈限制在近壁面处, 由空间的大体积放电转化为近壁面的大面积表面放电, 放电区域甚至可以到达斜劈表面, 形成表面等离子体层。放电焰心呈强白光, 外焰呈蓝紫色光, 见图 6。

放电实验是在多种条件组合下进行的, 包括不同的放电通道间距 (5 mm 和 8 mm)、不同的放电通道个数 (3 通道、2 通道和 1 通道)、不同的直流输入电压 (3.0, 2.5 和 2.0 kV)、不同的斜劈劈角 (15° 和 20°) 以及有无磁场作用。在典型的条件下, 如电极间距 $d=8$ mm, 斜劈角度 20° , 3 通道放电, 电压 3 kV, 施加和未施加等离子体激励 (施加时采取顺气流磁控) 实验区流场纹影图像如图 7 所示。由图 7 可见, 施加等离子体激励后, 在下壁面附近可以观察到一层明显的等离子体层, 厚度约为 2 mm, 使得边界层变厚。在等离子体的作用下, 斜劈前

缘斜激波角度由 41.18° 变为 38.66° , 相对减小约为 6%; 激波起始点前移约 2.2 mm, 计算得出时均激波强度由 2.50 减为 1.98, 相对减小 20.9%。其它条件可得到类似结果, 数值大小有变化。

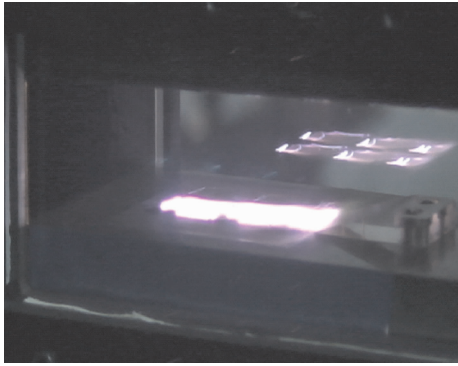


Fig. 6 Photograph of discharge in supersonic flow
图 6 超音速来流条件下的放电图像

初步分析认为: 施加电弧放电等离子体气动激励后, 紧贴壁面在边界层之内形成一层特有的等离子体层, 该等离子体层温度很高(高达 3 000 K), 使得边界层内的气体温度迅速升高, 声速增大, 气流马赫数降低, 声速线高度增大, 因而边界层厚度增大。同时由于热气流的膨胀作用, 边界层厚度也会有所增大。边界层厚度增大就会在尖劈前缘形成新的虚拟气动型面, 如图 8 所示, 并且该新虚拟气动型面的转折处型面更为平坦, 虚拟转折角更小, 从而

使得激波位置前移, 激波起始段波系增厚。由于来流马赫数一定, 转折角减小就会使得激波角度减小, 激波强度也随之减弱, 测得图 7(b) 中激波角度减为 38° , 激波起始点前移约 2.2 mm, 激波强度减为 1.98。由于激波位置与波角变化可以通过激波强度的改变所体现, 本文几种条件下只考虑对激波强度变化的影响。

直流电压分别为 3 kV, 2 kV, 斜劈角度 15° , 电极间距 8 mm, 3 通道放电加上顺气流磁控条件, 不同直流电压条件下的压比变化如图 9 所示 (p_{10} 为波后静压, p_7 为波前静压)。由图可以看出, 未施加等离子体气动激励时, 计算得出时均激波强度约为 2.51, 激励电压为 2 kV 时, 时均激波强度约为 1.92, 相对下降 23%; 激励电压为 3 kV 时, 时均激波强度约为 1.85, 相对下降 26%。

放电通道数分别为 3 通道、2 通道、1 通道, 斜劈角度 20° , 8 mm 间距, 3 kV 直流电压以及顺气流磁控条件保持一致, 不同放电通道数作用时斜劈前缘斜激波强度如图 10 所示, 由图可见, 随着放电通道数减小, 等离子体气动激励的效果减弱。

斜劈角度由 20° 降为 15° , 施加等离子体气动激励后, 斜劈前缘斜激波强度变化如图 11 所示, 从图中可以看出, 斜劈前缘斜激波强度减弱。在施加同等条件下的等离子体气动激励时, 20° 斜劈斜激波强度减弱的幅度要

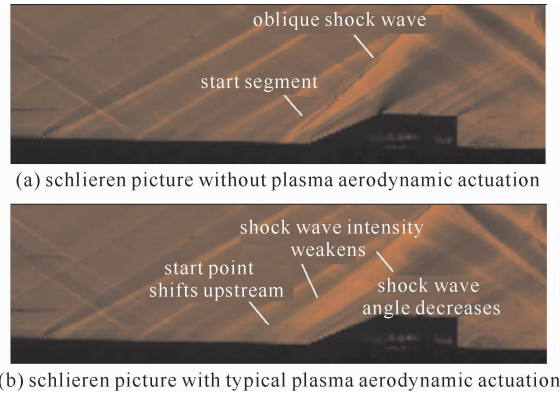


Fig. 7 Influence of typical plasma aerodynamic actuation on ramp-induced shock wave characteristics
图 7 典型等离子体激励尖劈诱导激波特性的影响

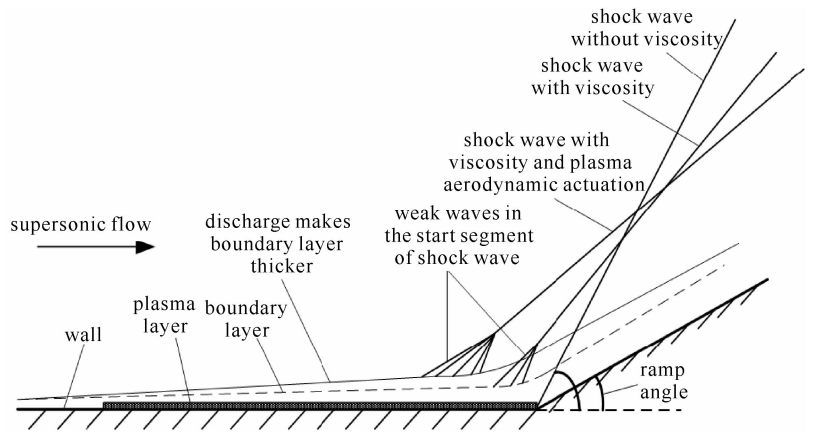


Fig. 8 Mechanism sketch of plasma aerodynamic actuation on shock wave control
图 8 等离子体气动激励控制激波机理示意图

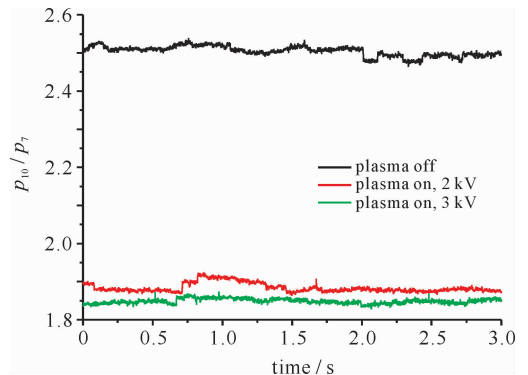


Fig. 9 Influence of DC discharge voltage on plasma aerodynamic actuation
图 9 电压对等离子体气动激励影响

比 15°斜劈大, 20°斜劈斜激波强度的时均值相对减小 20.6%, 而 15°斜劈斜激波强度的时均值相对减小仅为 5.6%。

不同放电间距条件下斜劈前缘斜激波强度如图 12 所示, 可见, 8 mm 间距的等离子体气动激励效果要强于 5 mm 间距激励效果, 放电间距为 8 mm 的时均激波强度相对减小值为 20.6%, 而 5 mm 间距时均激波强度相对减小值为 11.8%。

磁场作用对斜劈前缘斜激波强度影响如图 13 所示, 施加磁场作用增强了激励效果, 不施加磁场时, 斜劈前缘斜激波强度时均值由 2.40 降为 2.37, 相对改变 1.4%; 施加顺气流方向磁控后, 激波强度时均值降为 2.12, 相

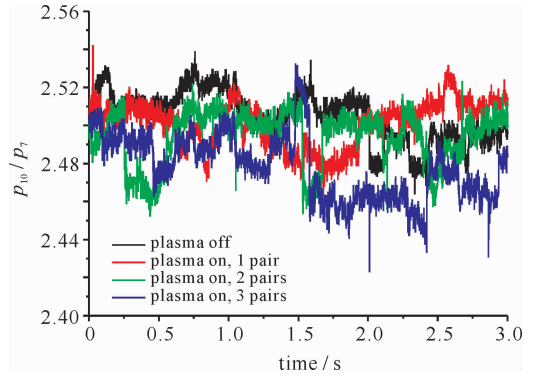


Fig. 10 Influence of discharge channel amount on plasma aerodynamic actuation

图 10 放电通道数对等离子体气动激励影响

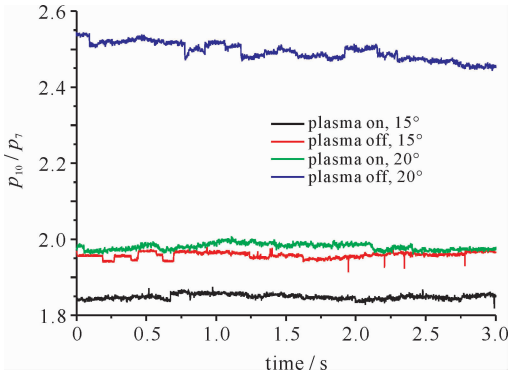


Fig. 11 Influence of ramp angle on plasma aerodynamic actuation

图 11 尖劈角度对等离子体气动激励影响

对改变 11.8%; 施加逆气流方向磁控后, 激波强度时均值降为 2.19, 相对改变 8.9%。由此可知: 施加磁场作用能够增强等离子体对激波的控制作用, 顺气流方向的磁控作用要优于逆气流方向的磁控。

3 结 论

在来流马赫数为 2.2 的低温超音速风洞中进行了多种工况下的弧光放电等离子体与激波相互作用实验, 结果表明, 施加等离子激励后, 斜劈前缘斜激波位置平均前移 1~8 mm, 激波角度平均减小 4%~8%, 激波强度平均减小 8%~26%。可得以下结论: (1) 直流电压增大, 输入功率变大, 激励效果变强。(2) 放电通道数越多, 激励效果越强。(3) 采用 8 mm 间距激励器作用效果要强于 5 mm 间距的激励器。(4) 20°斜劈对激励器作用效果要强于 15°斜劈。(5) 施加磁场作用后, 激励效果要强于无磁场作用时的激励效果; 顺气流方向磁控作用要优于逆气流方向磁控作用。

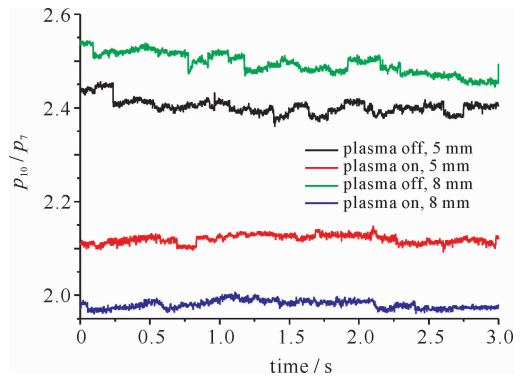


Fig. 12 Influence of discharge channel spacing on plasma aerodynamic actuation

图 12 不同电极间距对等离子体气动激励影响

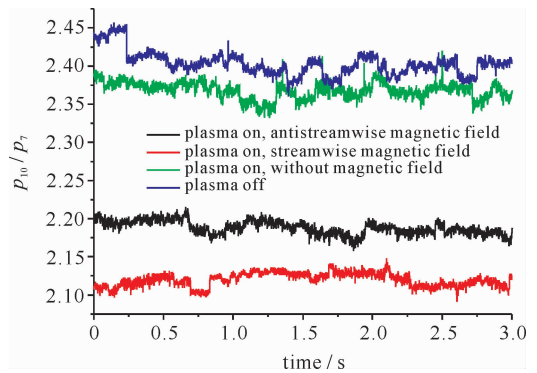


Fig. 13 Influence of magnetic field on plasma aerodynamic actuation

图 13 磁场对等离子体气动激励影响

参考文献:

[1] Bletzinger P, Ganguly B, Van Wie D, et al. Plasmas in high speed aerodynamics[J]. *J Phys D: Appl Phys*, 2005, **38**:33-57.
 [2] Nishihara M, Jiang N, Rich J W, et al. Low-temperature supersonic boundary layer control using repetitively pulsed MHD forcing[J]. *Physics of Fluids*, 2005, **17**:106102.
 [3] Meyer R, Nishihara M, Hicks A, et al. Measurements of flow conductivity and density fluctuations in supersonic nonequilibrium MHD flows[J]. *AIAA Journal*, 2005, **43**(9):1923-1930.

- [4] Shang J S, Kimmel R, Hayes J, et al. Hypersonic experimental facility for magnetoaerodynamic interactions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, **42**(5):780-789.
- [5] Shang J S, Surzhikov S T. Magnetoaerodynamic actuator for hypersonic flow control[R]. *AIAA Journal*, 2005, **43**(8):1633-1652.
- [6] Menart J, Shang J S, Atzbach C, et al. Total drag and lift measurements in a Mach 5 flow affected by a plasma discharge and a magnetic field[R]. AIAA Paper 2005-947.
- [7] Leonov S B, Kuriachy A, Yarantsev D. Mechanisms of flow control by near-surface electrical discharge[R]. AIAA Paper 2005-0780.
- [8] Leonov S B, Yarantsev D A. Near-surface electrical discharge in supersonic airflow: properties and flow control[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, **24**(6):1168-1181.
- [9] Bityurin V A, Bocharov A N, Baranov D S. Experimental and theoretical study of MHD interaction in hypersonic ionized air over a wedge [R]. AIAA Paper 2004-1195.
- [10] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Magneto hydrodynamic and electrohydrodynamic control of hypersonic flows of weakly ionized plasmas[J]. *AIAA Journal*, 2004, **42**(7):1378-1387.
- [11] Leonov S B, Bityurin V, Savelkin K, et al. Progress in investigation for plasma control of duct-driven flows[R]. AIAA-2003-0699.
- [12] Samuel M, Elke P, Peter P, et al. Shock wave control by nonequilibrium plasma in cold subsonic gas flows[R]. AIAA-2000-2327.

Ramp-induced shock wave control through plasma aerodynamic actuation

Cheng Bangqin, Sun Quan, Li Jun, Su Changbing, Yu Yonggui

(Department of Aircraft and Power Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Based on surface arc plasma aerodynamic actuation, demonstration experiments have been conducted on the variation rules of the shock wave's position, degree and intensity through varying actuation conditions (such as discharge channel number and spacing, DC discharge voltage, ramp angle and magnetic field) in Mach number 2.2 supersonic flow. The results indicate that, when applying plasma aerodynamic actuation, the start position of the shock wave moves upstream 1 mm to 8 mm averagely, the shock wave angle decreases by 4% to 8% averagely, and the shock wave intensity weakens by 8% to 26% averagely. The local plasma aerodynamic actuation can produce high temperature and pressure plasma layer. The plasma layer makes the separation point of the boundary layer move upstream, which changes the structure of the original shock wave. Thus, the position of the original shock wave moves upstream, and the angle decreases. In addition, due to the local high temperature, the local sound speed increases, and the local Mach number decreases. As a result, the shock wave intensity decreases.

Key words: plasma; arc discharge; shock wave; boundary layer