

等离子体气动激励控制圆锥激波实验

程邦勤, 王浩, 孙权, 胡伟波, 陈志敏, 李军

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 以减弱超声速飞机头部和进气道调节锥的激波强度为背景, 开展了等离子体气动激励控制圆锥激波实验, 通过纹影显示以及壁面压力测量来研究圆锥激波形态和激波强度变化的规律。结果表明: 当激励电压幅值分别为 600 V, 800 V, 1 000 V 时, 等离子体气动激励使圆锥激波变为 2 道激波, 激波角度分别增大 7.3°、13.2°、18.9°, 锥体头部壁面总压分别增大 6.52%、8.17%、9.52%, 表征总压损失减小, 验证了等离子体气动激励可以有效减弱超声速飞机头部和进气道调节锥圆锥激波强度。

关键词 超声速流; 流动控制; 圆锥激波; 等离子体气动激励

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.002

中图分类号 V211.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0006-04

Experimental Research on Plasma Actuation in Controlling Conical Shock

CHENG Bang-qin, WANG Hao, SUN Quan, HU Wei-bo, CHEN Zhi-min, LI Jun

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to weaken conical shock strength around the aircraft head and the inlet adjustment cone caused by supersonic flow, the experiment of plasma aerodynamic actuation in controlling conical shock is conducted. Variable laws of conical shock shape and in different excitation voltage conditions are performed by means of optical measurement and wall static pressure measurement. When the amplitude value of actuation voltage is 600V, 800V, and 1000V respectively, the results show that when plasma aerodynamic actuation conical shock shape is turned into 2 shocks, the shock wave angle is increased by 7.3°, 13.2°, 18.9° respectively and the cone head wall maximum total pressure is increased by 6.52%, 8.17%, and 9.52% accordingly. So, the fact that conical shock strength can be weakened by plasma aerodynamic actuation is verified.

Key words: supersonic flow; flow control; conical shock; plasma aerodynamic actuation

超声速气流流过锥体时, 在锥体半顶角不太大的情况下, 就会产生一个顶点与锥体顶点重合, 具有锥体表面的激波, 即圆锥激波。超声速飞机的机身

和超声速进气道的调节锥都是圆锥形的, 超声速气流流过时产生圆锥激波。

传统的激波控制方法存在机械结构复杂、控制

收稿日期: 2013-12-03

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51276197)

作者简介: 程邦勤(1972—), 男, 安徽怀宁人, 副教授, 博士, 主要从事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研究。

E-mail: cbqchina@163.com

引用格式: 程邦勤, 王浩, 孙权, 等. 等离子体气动激励控制圆锥激波实验[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2015, 16(1): 6-9. CHENG Bang-qin, WANG Hao, SUN Quan, et al. Experimental Research on Plasma Actuation in Controlling Conical Shock[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 6-9.

灵活性差、可靠性低等不足。主动流动控制技术则可以克服上述缺点,显著改善空气动力特性。等离子体流动控制在电磁场力作用下运动或气体放电引起压力、温度变化,对流动场施加快速、宽频的可控扰动,进而改善空气动力特性,已成为国际上激波控制领域研究前沿和热点^[1-4]。

国内关于等离子体气动激励控制圆锥激波实验研究尚未见公开文献报道。主要原因在于等离子体气动激励控制圆锥激波实验锥体模型前缘很尖,锥体前缘空间十分狭小,使得激励器与传感器的布置困难,同时锥体头部的强度和耐热性非常有限^[5-8]。本文兼顾表面气动模型的完整性、激励对圆锥激波影响的有效性和压力数据采集的可靠性,进行了深入研究。

1 实验设备

实验系统主要包括高速激波风洞($Ma = 2$),等离子体电源,流动控制实验段,参数测量系统,同步控制系统。等离子体电源是实验系统的核心部分,用于在特定时间和特定区域产生等离子体,设计采用同步高压脉冲电离和直流维持放电原理。

实验段见图 1,实验用锥体材料为有机玻璃,长 45 mm,半锥角为 36.87° ,底部直径 60 mm。距锥体头部 10 mm 处沿轴向对称开有 2 个直径为 10 mm 的电极安装孔,既可以保证绝缘材料具有一定厚度而不被高温烧蚀,又保证了放电位置处于对锥体头部圆锥激波的有效作用距离。由于压电传感器的表面积相对于锥体头部的尖端太大,所以压电传感器的安装孔置于锥体尾部,安装孔前部设有导通气流的针形孔。实验用锥体采用后部固定,后部开有固定杆安装孔。电极材料为铜,形状为圆柱凸台状,头部直径 10 mm,底部直径 8 mm,电极底部开有直径 3 mm 的导线连接孔。

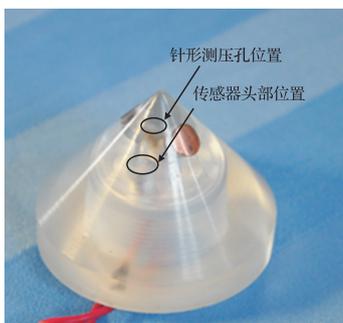


图 1 锥体实验段

Fig.1 Cone test section

参数测量系统包括压力测量和流场显示系统等。由于激波风洞实验时间短,所以参数测量系统应具有较高的响应频率。压电传感器采用美国 PCB 公司 ICP 压电传感器。流场显示系统采用同步脉冲光学测量系统,光源选用 LED 灯,利用传统纹影设备对流场结构进行显示。

由于实验时间为 ms 量级,因此需要对实验进行精确同步控制。同步控制系统包括阻抗匹配器和通道延时器,是整个实验系统的控制枢纽。传感器的输出信号经恒流源传递给同步控制系统,经阻抗匹配放大后传递给通道延时器,设定各个实验系统和参数测试系统的准确延时,对等离子体流动控制实验进行精确控制和参数诊断。

实验条件为高压段气体绝对压力为 833 kPa,中间段气体绝对压力为 490 kPa,低压段气体绝对压力为 196 kPa,真空舱中气压为 4.9 kPa,工作介质为干空气(忽略水蒸气的影响)。高压段与低压段温度均为 300 K,气流马赫数为 2。

2 实验结果

在超声速气流中,等离子体激励影响流场结构的同时,超声速气流对等离子体激励放电本身也会产生影响,首先研究等离子体气动激励在超声速气流下的放电特性。电源参数为放电电容 $100 \mu\text{F}$,激励电压 1 000 V,限流电阻 50Ω 。

图 2(a)为静止气流条件下的直流放电特性。放电分为两部分,高压脉冲放电和高压直流放电。图中只显示高压直流维持放电部分。高压脉冲放电的作用是击穿当地气体,对气体进行预电离产生种子电荷,减小当地阻抗,放电时间小于 $10 \mu\text{s}$,之后高压直流放电维持放电通道,产生高温、高压的等离子体,直流放电持续时间为 10 ms,电压从 1 000 V 瞬间降到 200 V,电流从放电开始的 24 A 平缓降到 3 A,平均功率约 2.7 kW,释放能量约 27 J。图 2(b)为超声速气流条件下的直流放电特性,与静止气流中放电特性不同之处在于放电过程中发生了中断,之后再次击穿直至放电结束,直流放电持续时间为 10 ms,平均功率约 2 kW,释放能量约 20 J。

对比发现:超声速气流中直流放电是不稳定的,放电通道不能维持。主要因为:电弧刚熄灭时,热量来不及散发掉,依靠热能的作用,再次击穿介质产生电弧,此种解释对应电弧熄灭到再次产生的时间间隔为 μs 量级。

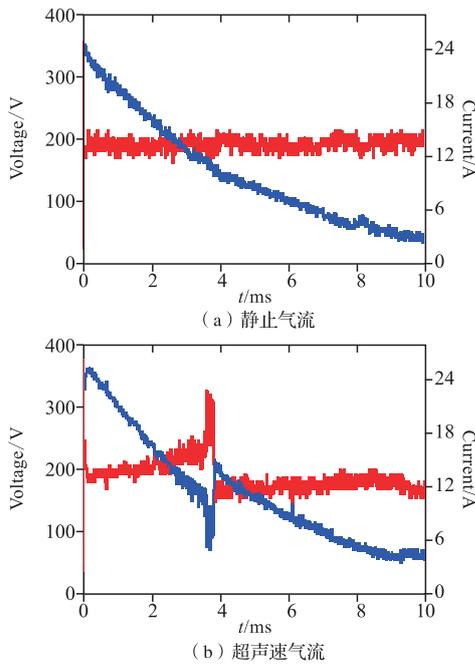


图 2 等离子体气动激励的放电特性
Fig.2 Plasma discharge characteristic

图 3 为实验拍摄的施加激励前后电弧放电等离子体气动激励的流场图像,放电延迟时间 10 ms,拍照延迟时间 10.5 ms,数码相机曝光时间为 5 s。气流方向自右侧水平向左。激励电压幅值分别为 600 V、800 V、1 000 V。从图 3(a)中可以看出锥体右侧的圆锥激波呈上下对称,附在实验件表面,激波角为 42.8° ,在圆锥与后部柱体的交界面上,有膨胀波产生。由于流场的对称性,本文截取了无激励图像的上半部分和激励图像的下半部分作对比分析。与基准图像相比,电弧放电在电极附近最强烈,呈亮白色,且整个实验件呈现明亮的红色,激波弯曲,锥体头部的流场被放电的强光遮挡,模型上部的激波角增大,分别增大为 50.1° 、 56.0° 、 61.7° ,膨胀波向气流上游运动。

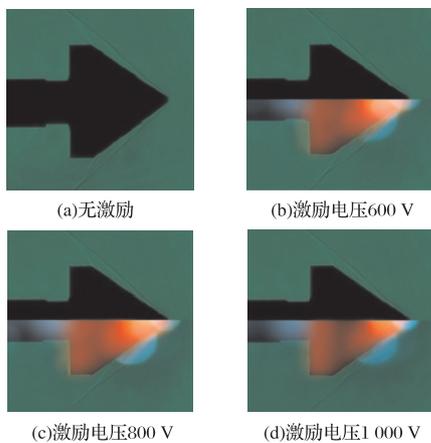


图 3 等离子体气动激励的流场图像

Fig.3 Schlieren images of flow field with plasma discharge

图 4 为实验测得的锥体头部壁面总压随时间变

化曲线。比较发现,施加等离子体气动激励后,锥体头部壁面总压提高,当激励电压分别为 600 V、800 V、1 000 V 时,时均头部壁面总压由 226.38 kPa 提高到 240.49 kPa、244.9 kPa、247.79 kPa,相对增加 6.52%、8.17%、9.52%。

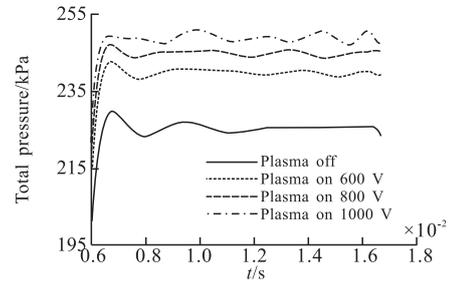


图 4 锥体头部壁面总压曲线

Fig.4 Results of test section total pressure measurements

3 结果分析与讨论

图 3 中,模型头部的强电弧遮盖了流场细节,无法直接观察得到规律。根据热效应机理和圆锥激波性质,参考 Ganiev 等^[9]的结果,对模型头部的流场作简要分析。首先,等离子体气动激励使无激励基准流场的圆锥激波变为 2 道激波。因为根据热效应的机理,电弧放电形成的等离子体层在锥形流的作用下,在锥体头部形成虚拟圆锥面。假设形成的虚拟圆锥面的半锥角为 θ' ,而实验模型的半锥角为 θ 。根据流场的对称性,模型的头部流场只能是图 5 中 2 种情况之一。图 5(a)中, $\theta > \theta'$,虚拟锥面头部诱导形成圆锥激波。圆锥激波角大于基准流场中的激波角,其顶点在实验件顶点右侧的中心轴线上。而根据图 3 的流场照片,流场中观察到的激波顶点是不可能处于模型头部右侧的。所以,锥体头部流场只能是图 5(b)中所示的情形,即 $\theta' > \theta$ 是不可能存在的,只能是 $\theta' < \theta$,等离子体气动激励使一道圆锥激波变为两道激波。文献[9]中,等离子体层形成的虚拟锥面诱导出激波 1。虽然从放电开始到放电结束的整个时间范围来看,流场的总焓是变化的,但是在超声速气流中的电弧放电稳定维持阶段,近似认为流场总焓是不变的。根据热效应机理,流场中注入热量不会改变气流的速度,改变的只是气体温度及与此相关的马赫数。根据文献[10]中的轴对称超声速气流绕半锥角为 θ 的圆锥流的基本方程和边界条件的方程组,热量注入后,无粘、定常、绝热的流体运动基本方程组、锥形流和轴对称条件方程的形式不变,激波边界条件参数发生改变,但不会影响方程解的形式,即激波 1 仍为轴对称超声速圆锥流的圆锥激波。根据圆锥激波不容易脱体的性质,激

波 1 仍为附体激波。由于虚拟圆锥的轴向长度很短且角度较小,使激波 1 角度很小且长度很短,被放电电弧的强光掩盖,不容易被观察到。根据 Ganiev 等^[9]的结果,激波 1 下游的流场大部分仍为超声速流场。虚拟圆锥与实验模型的交界面会形成压缩拐角,气流受到进一步压缩形成 5(b)中的激波 2,激波 2 即为图 3(a)中看到的激波。

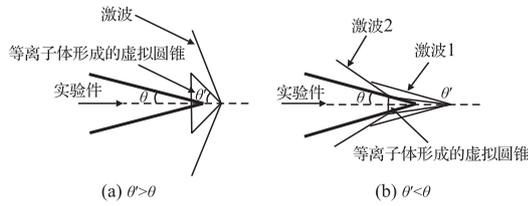


图 5 锥体头部流场示意图

Fig.5 Schematic of supersonic flow in front of the model

其次,随着放电电压的增大,流场纹影照片中的激波角增大,模型头部壁面总压也增大。这是因为随着放电电压的提高,向流场中注入的能量越强,等离子体层形成的虚拟型面的范围越大,见图 6。假设放电电压分别为 U_1 和 U_2 , $U_1 < U_2$ 。从图中可以看出,由于电压 U_2 放电形成的虚拟圆锥的范围大于电压 U_1 ,半锥角 $\theta_2 < \theta_1$,使虚拟圆锥与锥体模型的锥面夹角 $\alpha_2 > \alpha_1$ 。因此,随着放电电压的提高,虚拟型面头部诱导的激波角越小,激波强度越弱,头部壁面总压增大,虚拟型面与实验圆锥交界面形成压缩拐角处的激波角越大。

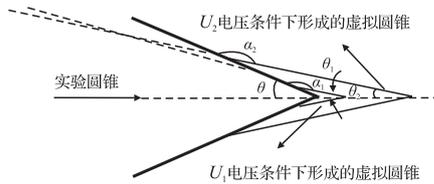


图 6 不同电压条件下虚拟型面示意图

Fig.6 Schematic of virtual cones at different voltage conditions

4 结论

本文利用光学测量和壁面压力测量在不同激励电压幅值条件下圆锥激波形状和锥体头部壁面总压变化规律的实验研究,得出如下主要结论:

1) 锥体模型的尖前缘使等离子体气动激励控制锥体圆锥激波的实验段设计较为困难,本文对此进行了探索性的实验段设计,结果表明等离子体气动激励可以使锥体头部激波强度减弱,锥体头部壁面总压增大;

2) 等离子体气动激励使锥体圆锥激波变为两道激波。放电形成的虚拟型面在锥体前方诱导出圆锥

激波,这道激波仍为附体圆锥激波,长度很短且角度较小,在流场照片中放电产生的强光的影响不容易被观察到,虚拟型面与模型型面相交形成的压缩拐角处也有诱导激波产生;

3) 激励电压幅值越大,虚拟型面前方诱导出的激波角度越小,锥体头部壁面总压越高,虚拟型面与模型型面相交处诱导的激波角越大。

参考文献 (References):

- [1] Sasoh A, Kikuchi K, Sakai T. Spatio-Temporal Filament Behavior in A Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuator [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 4181-4184.
- [2] 李应红,吴云.等离子体流动控制技术进展[J].空军工程大学学报:自然科学版,2012, 13(3): 1-5.
LI Yinghong, WU Yun. Progress of Research on Plasma Flow Control Technology [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2012, 13(3): 1-5. (in Chinese)
- [3] Elias P Q, Chanetz B, Larigeldie S, et al. Mach 3 Shock Wave Unsteadiness Alleviation Using A Negative Corona Discharge [J]. AIAA Journal, 2008, 46(8): 2042-2049.
- [4] Soloviev V, Krivtsov V, Konchakov A, et al. Modeling of the MHD Effects in 2-D Planar Flow over A Wedge [R]. AIAA 2002-2138, 2002.
- [5] Kuo S P, Bivolaru D. The Similarity of Shock Waves Generated by A Cone-Shaped Plasma and by A Solid Cone in A Supersonic Airflow [J]. Physics of Plasmas, 2007, 14(6): 2350-2353.
- [6] Kuo S P, Kuo S S. Theoretical Study of Plasma Effect on A Conical Shock Wave [J]. Physics of Plasmas, 2006, 13(4): 3350-3358.
- [7] Rodney Meyer, Peter Palm, Elke Plonjes, et al. The Effect of A Nonequilibrium RF Discharge Plasma on A Conical Shock Wave in A $Ma = 2.5$ flow [R]. AIAA 2001-3059.
- [8] Samuel Merriman, Adam Christian, Rodney Meyer, et al. Studies of Conical Shock Wave Modification by Nonequilibrium RF Discharge Plasma [R]. AIAA 2001-347.
- [9] Ganiev Y C, Gordeev V P, Krasilnikov A V, et al. Panasenko. Theoretical and Experimental Study of the Possibility of Reducing Aerodynamic Drag by Employing Plasma Injection [R]. AIAA 1999-603.
- [10] 王保国,刘淑艳,黄伟光.气体动力学[M].北京:北京理工大学出版社, 2005:117-122.
WANG Baoguo, LIU Shuyan, HUANG Weiguang. Gas Dynamic [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2005:117-122. (in Chinese)

(编辑:徐敏)