

大气压等离子体流动控制实验

李应红, 吴云, 宋慧敏, 张朴, 魏津亭

(空军工程大学飞机推进系统军队重点实验室, 陕西西安 710038)

摘要: 进行了大气压等离子体流动控制初步实验。在等离子体激励器表面产生了大气压等离子体, 验证了不对称布局等离子体激励器诱导边界层加速的现象; 发现了一个不对称布局的激励器和一个对称布局的激励器并联、垂直布置的情况下, 不对称布局激励器表面边界层加速现象消失, 对称布局激励器表面边界层发生了旋涡运动; 验证了等离子体激励抑制翼型失速分离的有效性。

关键词: 航空、航天推进系统; 大气压等离子体; 流动控制; 放电; 实验

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2006)03-0001-03

近年来, 大气压等离子体流动控制技术正成为国际上空气动力学领域新兴的重要研究课题, 美国、俄罗斯、英国、法国、德国、阿根廷等国家的研究机构在国家或军队专项基金的资助下进行了广泛地研究^[1-2]。美国田纳西大学、圣母大学、NASA 兰利研究中心、格林研究中心等进行了大量的实验, 取得了较丰硕的研究成果。国内这方面的研究则处于起步阶段^[3], 尚未见研究成果的公开报道。空军工程大学飞机推进系统军队重点实验室从 2001 年以来, 进行了初步的数值仿真研究^[4], 完成了等离子体激励器表面大气压等离子体的产生实验, 验证了等离子体激励器诱导中性本底气体加速的现象; 发现了一个不对称布局的激励器和一个对称布局的激励器并联、垂直布置的情况下, 不对称布局激励器上的近壁边界层加速现象消失, 对称布局激励器上的近壁边界层发生了旋涡运动; 验证了等离子体激励抑制翼型失速分离的有效性。

美国、俄罗斯等国家的研究机构对大气压等离子体流动控制开展了大量的实验研究工作, 在大气压等离子体的产生、边界层控制、叶(翼)型减阻、旋涡控制、激波控制和圆柱绕流控制等方面取得了一定进展。Roth 等利用大气压均匀辉光放电等离子体(OAUGDP)的专利技术, 开展了边界层控制、紊流减阻、翼型大攻角分离流重附等方面的研究^[5]; Artana 等研究了基于直流电晕放电等离子体的流动控制^[6]; Corke 等研制了定相等离子体激励器, 开展了圆柱绕流控制、翼型大攻角分离流控制、低压涡轮叶型分离流控制等方面的研究^[7]; Klimov 等研究等离子体对绕流物体流线的影响^[8]; Soldati 等研究了等离子体激励对紊流边界层的影响^[9], Hultgren 等在模拟低压涡轮叶型的雷诺数和压力梯度环境下, 进行了等离子体激励控制边界层分离的实验^[10]。

最近美国佛罗里达州大学 Shyy 等对辉光放电诱导边界层流动的流体动力学模型进行了研究^[11]; 美国田纳西大学 Chen 等利用 PSpice 软件对大气压等离子体反应系统的宏观电特性进行了仿真^[12]; 美国凯特灵大学对 Rog 等对等离子体-鞘层流体动力学模型、大气压表面等离子体气动流动控制模型进行了研究^[13]。

1 实验设备

等离子体激励流动的实验设备包括高压高频电源、等离子体激励器和示波器、微压传感器等辅助实验设备。研制了电压为 0-20 kV 连续可调, 频率为 20 kHz-40 kHz 连续可调的高压高频电源, 输出波形为正弦波。研制了 2 种布局方式的等离子体激励器, 一种是对称布局的激励器, 另一种是不对称布局的激励器。激励器的绝缘介质采用聚四氟乙烯, 上下表面铺设钼镀镍电极。示波器用于测试等离子体激励器的放电特性,

收稿日期: 2005-11-08

基金项目: 国家“863”计划资助项目(2003AA753025)

作者简介: 李应红(1963-), 男, 重庆奉节人, 教授, 博士生导师, 主要从事航空推进系统研究。

型号为泰克 TDS3012B;微压传感器用于测量等离子体激励诱导边界层加速后的边界层速度,型号为 CYG1221P2。

2 实验内容

2.1 顺电加速现象

在由多组不对称的电极阵列组成的等离子体激励器上施加电激励,当电压和频率超过一定的阈值时,激励器表面产生一层淡紫色的辉光放电等离子体,伴随着大气压等离子体的产生,激励器附近被电离的空气释放出浓烈的臭氧。产生的大气压等离子体见图 1。

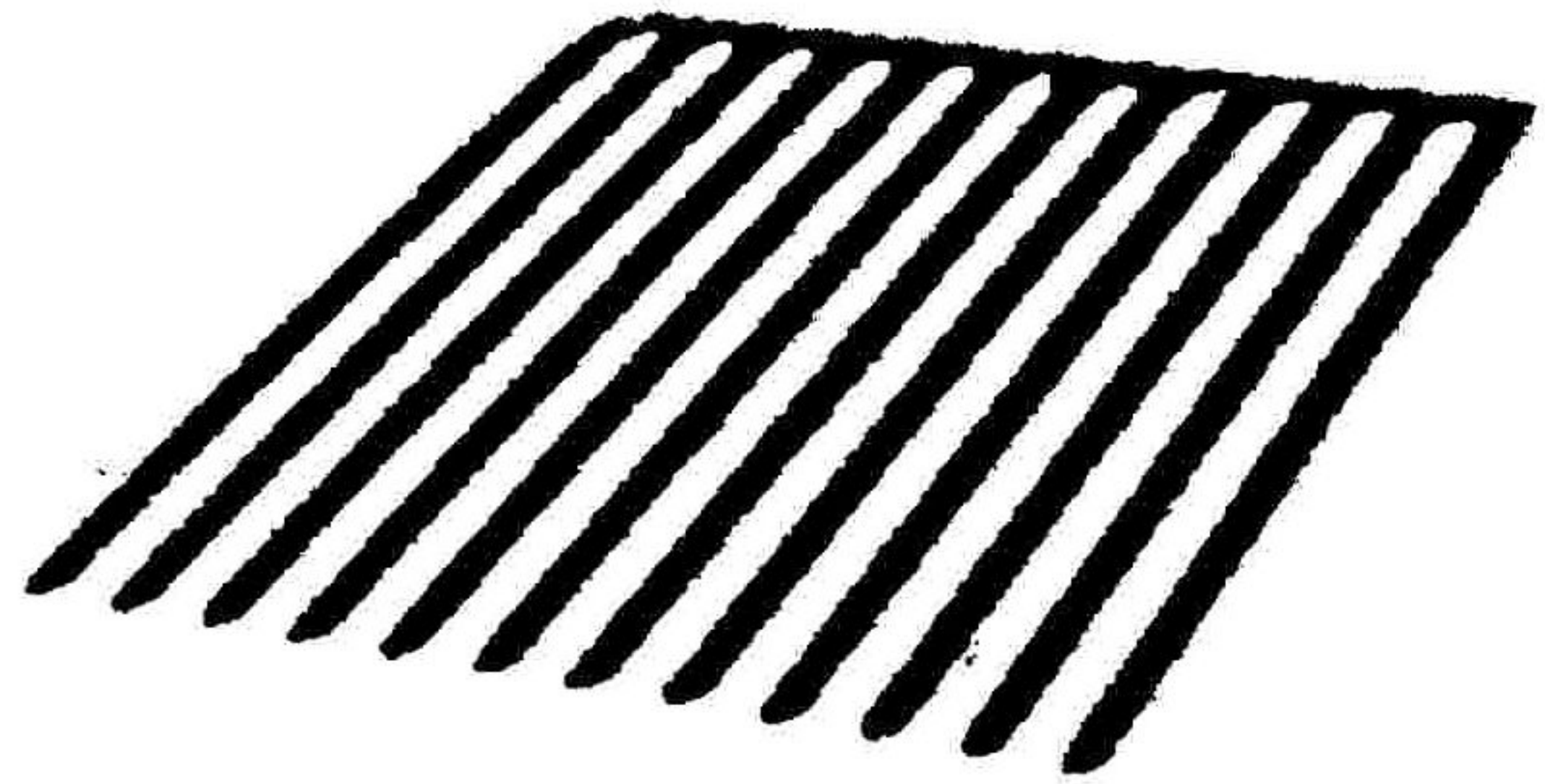


图 1 实验中产生的大气压等离子体

不对称布局的等离子体激励器表面产生电场梯度,等离子体在该电场梯度的作用下发生定向运动,运动过程中等离子体中的带电粒子与中性本底空气发生强烈的碰撞和动量传递,诱导中性本底气体定向运动。为了验证加速作用的存在,将一定量的颗粒撒在等离子体激励器上表面,施加电激励,观察激励器表面颗粒的运动情况,见图 2。

图 2(a)显示了接通等离子体电源前,等离子体激励器表面颗粒的原始分布情况,颗粒主要集中在激励器表面中央。接通电源并逐渐增高电压后,观察到颗粒被激励器表面诱导的加速气流携带着向左(图中为向下)运动。图 2(b)是接通电源后一段时间,激励器表面的颗粒分布情况。由图 2(b)可见,激励器表面上大量的颗粒已经被吹走。在实验中还观察到一个现象,即等离子体激励器表面两根电极之间的颗粒有纵向运动的情形(即运动方向顺纸面向上),与诱导加速的方向相垂直。

使用微压传感器对等离子体激励器诱导的边界层气流速度进行了测量。测点距离不对称激励器上表面最末一根电极(沿流向)12 mm、高出等离子体激励器 5 mm。在 4 kVrms、25 kHz 的电源激励下,测得测点处的气流速度为 4.8 m/s。增大激励电压时,激励器被击穿,击穿瞬间观察到大于 6 m/s 的诱导气流速度。

2.2 旋涡运动现象

在一个不对称布局的激励器和一个对称布局的激励器并联、垂直布置的情况下,不对称布局激励器表面的近壁边界层加速现象消失,对称布局激励器表面的近壁边界层发生了旋涡运动。初步的数值仿真已经验证了这一现象,但由于等离子体、电磁场和空气耦合运动的关系十分复杂,该现象产生的物理机制还有待于进一步研究。

2.3 抑制翼型吸力面流动失速分离

将等离子体激励器齐平敷设在翼型表面,逐渐增大翼型攻角,观察等离子体激励施加前后翼型失速分离的情况,试验翼型见图 3。翼型弦长为 173 mm,材料为有机玻璃。初步实验表明,来流速度为 4.3 m/s,对应雷诺数为 4.96×10^4 的情况下,从翼型从攻角为 8° 起开始发生显著的吸力面流动失速分离,施加 4.5 kVrms、25 kHz 的电源激励后,对翼型绕流施加等离子体激励,观察到了失速分离被抑制的情况。

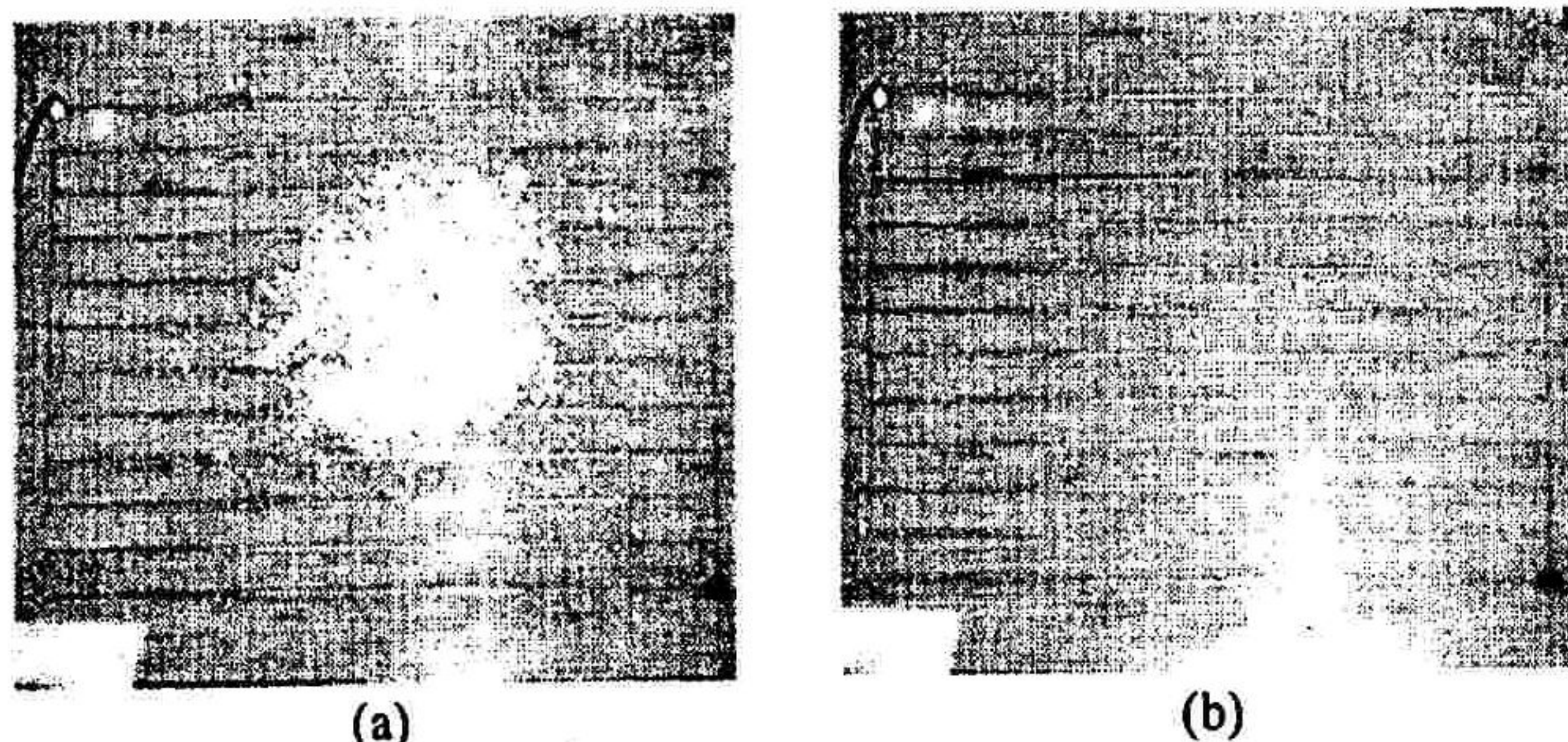


图 2 等离子体激励器表面颗粒的分布情况

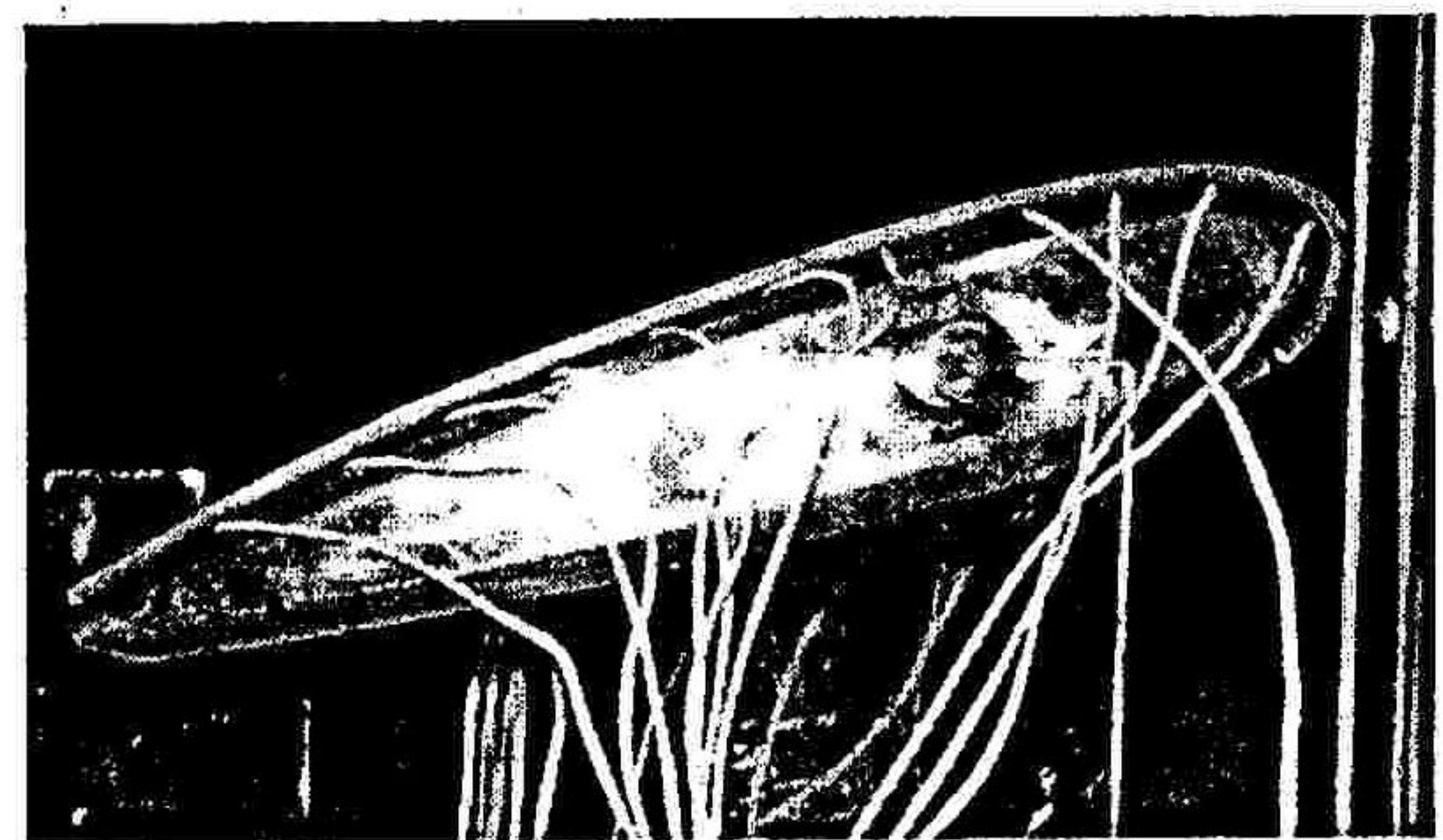


图 3 试验翼型

3 结束语

进行的大气压等离子体流动控制初步实验以及对该技术的机理分析表明:基于等离子体电流体动力的

激励装置是纯粹电子式的,结构简单紧凑,功耗低,施加的激励作用频带较宽,激励参数容易调节,容易起动,响应迅速,用于流动控制有着显著的优越性。等离子体流动控制技术在推进系统内流和飞行器外流控制领域具有广阔的潜在应用前景:在推进系统内流控制领域,等离子体激励可以用于压气机转子叶尖的流场控制、压气机旋转失速的主动控制和进气道流动分离的抑制;在飞行器外流控制领域,等离子体激励可以用于机翼的减阻、增升和提高操纵效能。在等离子体激励诱导的速度进一步提高后,大气压等离子体推进技术可以作为一种新概念的大气推进技术,用于飞艇等浮空器的推进。

大气压等离子体流动控制作为一个新兴的学科交叉的研究领域,涉及空气动力学、等离子体物理学、电磁学、材料学、传热学、计算流体力学等学科,其内在的物理机制还有待进一步深入研究。本文仅是初步实验,提出的应用途径还只是一种设想和研究目标,要达到该目标还需要进行大量的长时间的艰苦细致的研究工作。

参考文献:

- [1] Roth J R, Dai X, Rahel J, et al. The Physics and Phenomenology of Paraelectric One Atmosphere Uniform Glow Discharge Plasma (OAUGDP) Actuators for Aerodynamic Flow Control[R]. AIAA, 2005 - 0781.
- [2] Roy S, Gaitonde D V. Radio Frequency Induced ionized Collisional Flow Model for Application at Atmospheric Pressures[J]. Journal of Applied Physics, 2004, 96(5): 2476 - 2481.
- [3] 李应红, 张 朴, 刘建勋, 等. 基于等离子体的流动控制研究现状及分析[A]. 中国航空学会航空百年学术论坛动力分论坛论文集:自动控制分册(七分册)[C]. 北京:中国航空学会动力专业分会, 2003: 131 - 136.
- [4] 宋慧敏, 李应红, 魏泮亭, 等. 等离子体电流体动力激励器的 PSpice 仿真[J]. 高电压技术, 2006, 32(3): 72 - 74.
- [5] Roth J R, Sherman D M, Wilkinson S P. Electrohydrodynamic Flow Control With a Glow - Discharge Surface Plasma[J]. AIAA J, 2000, 38(7): 1166 - 1172.
- [6] Artana G, D'Adamo J. Flow Control With Electrohydrodynamic Actuators[R]. AIAA 2001 - 0351.
- [7] Post M L, Corke T C. Separation Control on High Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators[R]. AIAA 2003 - 1024.
- [8] Skvortsov V, Kunetsov Y, Klimov A, et al. Investigation of the Plasma Aerodynamic Effects On the Models of Various Geometry [R]. AIAA 99 - 4854.
- [9] Soldati A. Influence of Large - Scale Streamwise Vortical EHD Flows on Wall Turbulence[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2002, 23: 441 - 443.
- [10] Hultgren L S, Ashpis D E. Demonstration of Separation Delay With Glow - Discharge Plasma Actuators[R]. AIAA 2003 - 1025.
- [11] Shyy W, Jayaraman B, Andersson A. Modeling of Glow Discharge - Induced fluid Dynamics[J]. Journal of Applied Physics, 2002, 92(11): 6434 - 6443.
- [12] Chen Z. PSPICE simulation of OAUGDP Reactor Systems[J]. IEEE Trans on Plasma Science, 2003, 31(4): 511 - 520.
- [13] Roy S, Gaitonde D V. Ionized Collisional Flow Model for Atmosphere RF Application[R]. AIAA 2004 - 0354.

(编辑:姚树峰)

Preliminary Experimental Investigation of Atmosphere Plasma Flow Control Technology

LI Ying -hong, WU Yun, SONG Hui -min, ZHANG Pu, WEI Feng -ring

(PLA Key Laboratory of Aircraft Propulsion System, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract:Elementary atmosphere plasma flow control experiment is performed. Atmosphere plasma is generated on the surface of plasma actuator and the phenomenon of asymmetric plasma actuator inducing boundary layer to accelerate is verified. It is found that in the case of laying a symmetric actuator and an asymmetric actuator in bridge and vertically, the acceleration phenomenon of boundary layer on the surface of asymmetric actuator will disappear and a vortex motion of boundary layer on the surface of symmetric actuator will arise. The effectiveness of using plasma actuation to suppress airfoil stall separation is verified.

Key words: aerospace propulsion system ; atmosphere plasma: flow control : discharge : experiment