



航空学报  
*Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*  
ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

## 《航空学报》网络首发论文

题目：高焓风洞中等离子体激励流动控制实验研究  
作者：罗凯，王永海，汪球，栗继伟，李峥，聂春生，李铮  
收稿日期：2022-06-30  
网络首发日期：2022-09-14  
引用格式：罗凯，王永海，汪球，栗继伟，李峥，聂春生，李铮. 高焓风洞中等离子体激励流动控制实验研究[J/OL]. 航空学报.  
<https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20220913.1607.042.html>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

引用格式：罗凯，王永海，汪球，等. 高焓风洞中等离子体激励流动控制实验研究[J]. 航空学报, 2022, 43(S2): 727720. LUO K, WANG Y H, WANG Q, et al. Experimental study of plasma-actuated flow control in high enthalpy shock tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(S2): 727720. (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2022.27720

## 高焓风洞中等离子体激励流动控制实验研究

罗凯<sup>1</sup>，王永海<sup>2,\*</sup>，汪球<sup>1</sup>，栗继伟<sup>1</sup>，李峥<sup>2</sup>，聂春生<sup>2</sup>，李铮<sup>2</sup>

1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190

2. 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室，北京 100076

**摘要：**采用等离子体流动控制改善飞行器气动性能是近年来流动控制领域研究的热点。本文基于爆轰驱动高焓激波风洞的高总温、高马赫数来流状态研究表面电弧放电技术对流场流动结构以及热流、压力等接触式测量方法的影响规律，结果表明，等离子体放电对双楔流动结构的影响可分为干扰激波产生以及原有激波的恢复阶段，其对流动结构的作用时间约为66.68  $\mu\text{s}$ ；强放电对空间电势的影响导致其对热电偶以及压阻传感器等接触式方法的测量数据造成干扰，本文试验状态下的干扰时间约为200  $\mu\text{s}$ ，远大于放电对于流动控制的作用时间；另外，采用低通滤波方法、噪声幅值以及噪声时域幅值的加权处理一定程度上可以对测量的干扰信号进行优化，并得到相对合理的实验数据，但该处理方法的正确性仍然需要更丰富的试验数据进行验证。

**关键词：**流动控制；等离子体；高超声速；风洞试验；电弧放电

**中图分类号：**V19 **文献标识码：**A

随着高超声速飞行器技术的发展，结构布局的优化设计和传统的被动控制方式难以满足飞行器高升阻比、高容积率、低热流率的气动外形要求，主动流动控制越来越凸显出其重要性。美国航空航天局（NASA）三大研究计划，即突破飞行器技术计划（BVT）、超高效发动机技术计划（UEET）和21世纪飞机技术计划（TCAT），都强调了主动流动控制技术，并把它作为这三大研究计划的重要内容之一<sup>[1]</sup>，高效的主动流动控制是实现高超声速飞行的关键技术之一，它对于保证高速飞行器的飞行安全性、改善飞行器性能具有重要意义。主动式流动控制技术主要是通过外

部注入能量来对原有的流动结构进行改变<sup>[1]</sup>，从而实现流场结构控制或调整气动力/热的目的。虽然该技术概念已经提出多年，但由于系统的复杂性，目前还主要停留在实验室研究阶段，真正转化为实际应用成果较为有限。另外，高速飞行器技术的发展也为主动流动控制技术的设计和应用提出了新要求，学者也不断探索新型的高超声速流动控制技术，包括等离子体激励流动控制技术<sup>[2-4]</sup>、冷发汗/溢流冷却技术<sup>[5,6]</sup>、电子蒸腾冷却技术<sup>[7]</sup>、喷流流动控制技术<sup>[8]</sup>等。

等离子激励流动控制作为一种新型的流动控制方式，其主要是在模型表面或者内部装置放电

收稿日期：2022-06-30；退修日期：2022-07-27；录用日期：2022-08-11

基金项目：国家自然科学基金（12072352）和中国科学院青年创新促进会（2021020）

\*通讯作者. E-mail: bghbuaa@aliyun.com

激励器,通过强放电快速产生高温高压的等离子体微团,并作用于流场中,从而改变原有的流场结构分布,实现激波调控、防热减阻等目的。根据激励器结构、放电原理和等离子体特性的不同,等离子体流动控制激励器分为介质阻挡放电等离子体激励器<sup>[9]</sup>、电弧放电等离子体激励器<sup>[10]</sup>、电晕放电等离子体激励器、微波放电等离子体激励器<sup>[11]</sup>、激光电离等离子体激励器<sup>[12]</sup>、组合放电和其他新型等离子体激励器<sup>[13,14]</sup>。李应红<sup>[15]</sup>详细总结了等离子体激励在气动力学研究探索,包括国内外控附面层、分离流动、含激波流动等方面已经开展的工作,这足见其广泛的应用前景。

电弧放电等离子体激励器是目前国内外研究较为广泛的等离子体激励器,它通过电弧放电产生气体焦耳加热,对流场形成温度、压力扰动,它以其激励频带宽,响应快等优点而得以快速发展。国内外在等离子体激励控制激波方面开展了大量的试验和数值模拟工作,也取得了很多成果。但是,在已开展的试验研究方面,主要以低气流速度、低总温状态为主<sup>[16-18]</sup>。随着高超声速的发展需求,对于高总温、高马赫数条件下的等离子体流动控制机理仍有待深入研究,对其控制效果也缺乏试验验证。

本文通过开展高总温、高马赫数来流条件下的表面电弧放电等离子体流动控制试验研究,获得不同激励条件下激波调制效果,同时探讨在强放电条件下开展测热、测压等接触式测量的可行性研究,并为等离子体流动控制效果以及后续的深入研究提供数据支撑。

## 1 实验设置

### 1.1 实验设备

本文实验研究工作在中国科学院力学研究所JFX氢氧爆轰驱动激波风洞中开展,其结构示意图如图1所示,风洞主体结构长约为22 m,它由卸爆段、爆轰驱动段、被驱动段、喷管、试验段、真空罐等组成。辅助系统包括氢气/氧气充气系统、真空机组抽气系统、点火起爆系统、压力及激波速度数据采集等。试验喷管出口直径为500 mm。利用驱动段爆轰波后产生的高温、高压气体作为驱动气体,风洞可以获得高总焓试验气流,具有模拟高温气体效应的能力。大量的理论分析、试验研究以及数值模拟为其工作原理、驱动性能及驱动的关键技术方面提供了可靠的依据,并且改善了试验气流的品质。

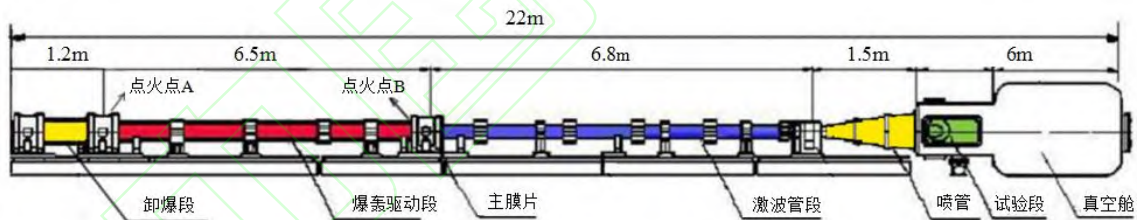


图 1 JFX高焓激波风洞结构示意图

Fig. 1 Sketch of JFX high enthalpy shock tunnel

### 1.2 实验状态和风洞来流参数

实验运行状态参数和风洞喷管自由流参数如表1所示。其中, $p_1$ 为被驱动段的初始压力, $H_0$ 为驻室总焓; $T_0$ 为驻室总温。驱动段中初始充气压力 $p_{4i} = 1.5 \text{ MPa}$ ,氢氧氮混合比为2:1:1,通过反向爆轰驱动方式来获得高温高压的驱动气体。

表 1 风洞运行参数和自由流参数

Table 1 Operation and freestream parameters of shock tunnel

Parameters	Value
$\text{H}_2:\text{O}_2:\text{N}_2$	2:1:1
$p_{4i} / \text{MPa}$	1.5
Operation	
$p_1 / \text{kPa}$	13
$T_0 / \text{K}$	4490
$H_0 / (\text{MJ} \cdot \text{kg}^{-1})$	6.8
Freestream	
$p_\infty / \text{Pa}$	575
$T_\infty / \text{K}$	485
$u_\infty / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	3391
Ma	7.84

试验的驻室压力曲线见图2, 压力平稳时间约为6 ms, 需要协调放电信号和有效测试时间; 试验来流参数如表1所示, 自由流速度为3391 m/s, 气流速度接近真实高马赫数飞行速度。

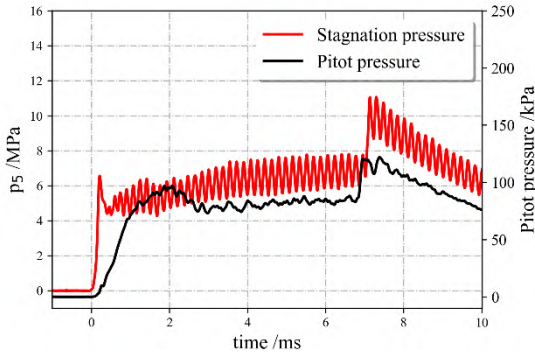


图2 试验驻室压力曲线

Fig. 2 Typical stagnation pressure histories

### 1.3 实验模型与测量技术

实验模型如图3所示, 试验件包括一个30°斜劈, 一个15°的可更换压缩面, 模型下盖板以及支撑杆, 其实物图如图3所示。试验模型的第一道斜劈为非金属材料, 第二道压缩面为金属材料, 实验过程中保证金属材料良好接地, 安装过程中利用倾角仪测量, 保证模型处于0°攻角。模型总长为173.2 mm。

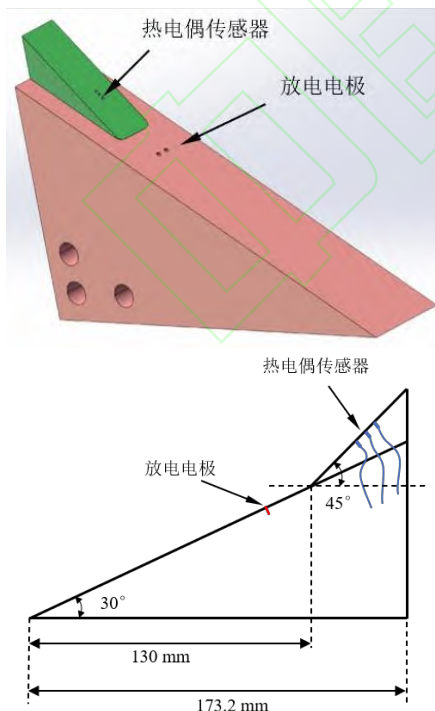


图3 试验模型

Fig. 3 Test model

放电电极布置在第一个压缩面, 在第二个压缩面上同时安装了三个同轴热电偶传感器, 它们的位置示意图如图3所示。该类热电偶传感器是由力学所研制的E型同轴热电偶, 传感器抗冲刷能力强、结构简单、尺寸较小、便于安装, 且频响较高, 适用于脉冲风洞中的热流测量。考虑到放电存在的等离子体可能对接触式的热电偶电信号产生一定的干扰, 本文后续实验还增加了放电对于模型表面压力测量的影响, 压力传感器为压阻式的NS-3型号, 本文中选取的传感器量程为100 kPa, 过载能力为200%, 传感器的综合测试精度达到 $\pm 0.10\%$ 。由于第二个压缩空间有限, 实际的压力信号测量时, 模型有一定的调整, 放电方式和来流参数均保持一致, 模型更换对于压力结果的讨论没有影响, 因此本文没有给出压力测量的模型参数, 特此说明。

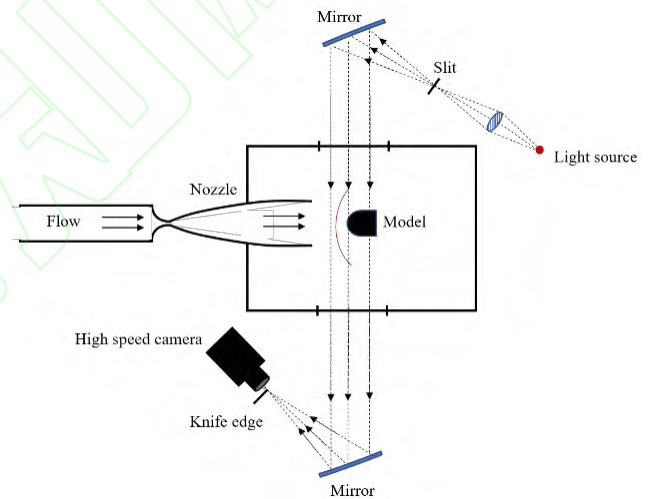


图4 反射式纹影系统布置示意

Fig. 4 Layout of reflective schlieren system

本文采用光学测量技术分析等离子体激励对流动结构的控制效果, 图4是本文采用的反射式纹影测量技术示意图, 该光学测量系统配备了高功率白光、反射镜、高速相机等, 其中高速相机采用Phantom V1612进行拍摄, 其满画幅拍摄帧频为16600fps, 最高帧频可达到1000000fps。本文实验中采用的拍摄帧频为60000 fps, 能够实现对激波结构变化的准确捕捉。

### 1.4 放电参数和时序控制

为了方便时序分析, 数据处理过程中, 时间



起点有一定的调整,把试验气流到达当地测量传感器的时刻定义为0时刻。放电电压和放电电流如图5所示。

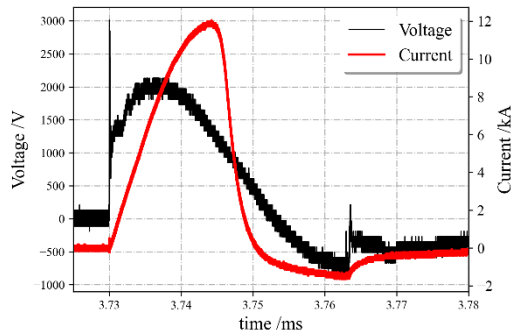


图5 放电电压和电流曲线

Fig. 5 Discharge voltage and current curve histories

风洞试验时间仅为毫秒量级,在试验过程中,电极放电共开展过两种频率,风洞有效试验时间内放电频率分别为1 Hz和10 kHz,放电的起始时刻分别为3.7 ms和4.4 ms,其余保持一致。由于电容充电时间的限制,高频10 kHz放电状态下的能量主要集中于第一次放电,其峰值电压与峰值电流与风洞有效实验段内的单频率放电基本一致,分别约为2 kV和12 kA,结合图4中采集得到的电压电流数据可知,其放电时间约为40  $\mu\text{s}$ 。第二次及其之后的放电能量较弱,对流动结构的控制作用有限,但是其放电本身仍会对风洞中的接触式测量造成干扰,影响最终的定量结果,因此,本文仅分析高频放电条件下第二次及其之后放电对接触式测量数据的影响规律,不讨论其对于流动结构的影响。

## 2 结果与讨论

首先对等离子激励流动控制的原理进行简单描述,如图6的原理图所示,等离子体激励器在高速流动中的作用机理是快速气体加热效应引起的局部密度和声速变化,根据相关研究表明,这种快速的局部加热会在流场中产生强激波,由等离子体激励器产生的局部强激波与主流相互作用会显著改变原有的超声速流场结构,可以通过控制放电强度、电极结构、环境参数等有效改变等离子体的控制效果。

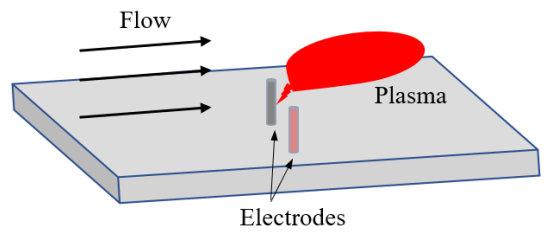


图6 等离子体激励原理示意

Fig. 6 Schematic of plasma excitation

高焓来流下的双楔模型所产生的流场激波结构如图7中 $T + 0 \mu\text{s}$ 时刻,在强来流作用下,在两个压缩楔面前缘会产生两道压缩激波,在第二个压缩面上方,两道激波发生相交、投射,形成复杂的三波点结构,当透射激波作用在第二个压缩面时,壁面上会产生较强的热点,这也是典型双楔模型流场下的激波结构。此时利用等离子体激励放电方法对流场结构进行控制,可以改变流场内激波结构的分布,从而影响壁面上的压力以及热流分布,实现改善壁面的气动环境的目的。

选取60000 fps的拍摄速度对流场结构进行捕捉,以放电时刻的前一帧为0时刻,分析表面电弧放电激励在流场内的整个控制过程,并对其调制规律进行说明。控制时序图像如图7所示,表面电弧放电对流动的控制作用可以分为两个阶段,即干扰激波的产生阶段以及二道楔激波的恢复阶段。干扰激波的产生阶段在 $T + 16.67 \mu\text{s}$ 时开始,可以看出由于放电产生的高温等离子微团发生较强光子跃迁,导致纹影结构的拍摄中出现局部的过曝现象,过曝区域可以近似认为高温等离子体微团所在区域。高温高压的等离子体微团在二道楔激波前会提前产生一道贴近等离子体微团的弯曲激波,该激波会随着气体运动而运动,在 $T + 33.4 \mu\text{s}$ 时刻,该弯曲激波会覆盖到二道楔面,导致原有的二道楔激波消失。随着等离子体向下游的继续运动,流场内的高温等离子体微团在 $T + 50.01 \mu\text{s}$ 时大部分已经流动至模型外,模型外缘的激波结构开始进入二道楔激波的恢复阶段。在 $T + 66.68 \mu\text{s}$ 时刻,二道楔激波重新出现,但前楔激波仍然在激波交汇位置出现鼓包,原有流场结构并未完全恢复,这一现象至 $T + 83.35 \mu\text{s}$ 时刻完全消失,流场内的激波结构恢复至流动初始的无干扰阶段。从电弧放电的开始到流动结构恢复共经历了约为66.68  $\mu\text{s}$ ,该时刻内流动结构的变化势

必会对物面的压力、热流等参数带来影响，接下来将对温度以及压力信号的变化进行分析。

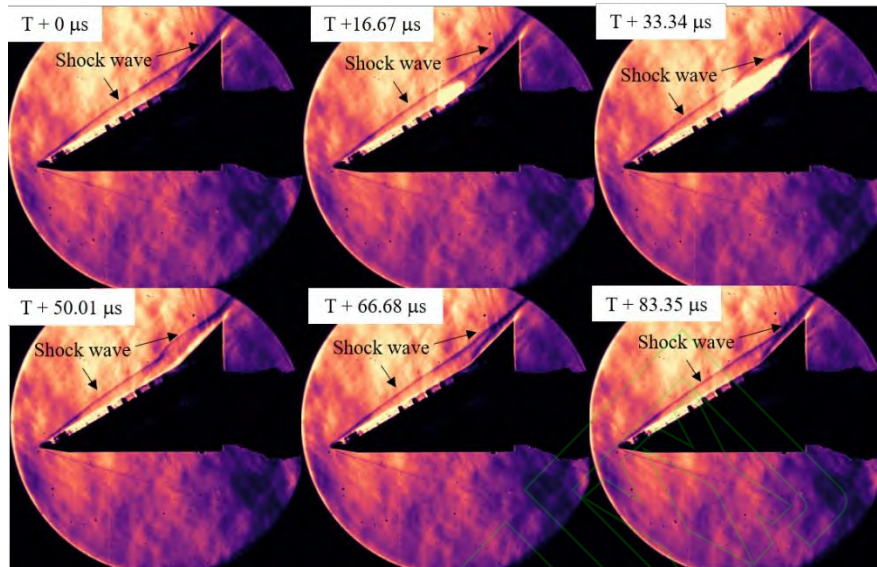


图 7 等离子体激励放电试验模型纹影结果

Fig. 7 Schlieren image results of plasma-actuated on test model

图8给出了施加电弧放电与不放电时二道楔物面同轴传感器温度信号曲线对比。根据温升曲线可知，放电时刻约为3.7 ms，热电偶传感器在放电的前后会存在较强的波动，其扰动从出现到恢复稳定的时间约为200 μs。在6.2-6.3 ms时间段内，传感器信号的温升及温降约为500-1000 K，这与真实的物理过程有较大的出入，可以认为是放电产生的强电磁环境所带来的干扰信号。从传感器的测量信号来看，温升扰动所持续的时间(200 μs)要远大于放电对流动结构的作用时间(~70 μs)，其原因可能是放电所产生的空间电势对测量电信号的干扰，而空间电势需要一定时间才能够恢复平衡。

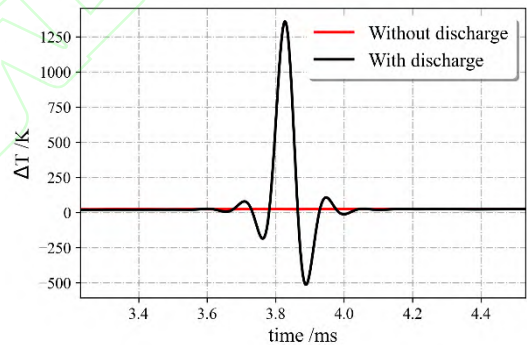
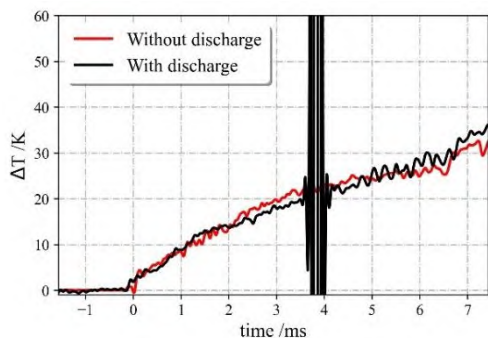


图 8 有无放电状态的温度信号

Fig. 8 Comparison of temperature signals with and without discharge

考虑到热电偶的电极直接和放电后的等离子体直接接触，导电气流可能对测量信号有一定干扰，影响到热电偶信号的分析，本文还了补充探讨了放电对于压力信号的影响。压力传感器为表面封装的NS-3压阻传感器，导电气体不直接和敏感元接触。测试结果如图9所示，放电对于压力的影响与温度信号类似，均在放电前后产生干扰信号，但热电偶信号对于空间电势明显较压阻传感器更敏感，其在放电前后的波动范围更大。该类干扰现象对于接触式测量方法的选取和后续的数据处理都提出了更高的要求。



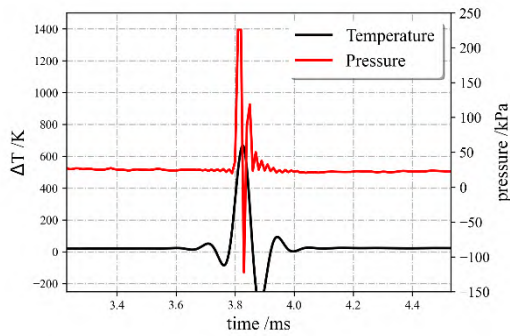


图 9 有放电状态下的压力和温度信号

Fig. 9 Pressure of temperature signals with discharge

图9中放电干扰时间约为200  $\mu\text{s}$ ，在干扰后，无论压力还是热流信号，都能基本恢复到干扰前的数值，由此可见，1 Hz放电的干扰是存在有一定的特征时间，在此特征时间后基本没有影响。图10和图11给出了低频（1 Hz）与高频（10 kHz）放电下测量得到的压力和热电偶温度曲线，10 kHz放电时，第一次放电的起始时刻为4.4 ms。从图中可以看出，高频放电状态下的第一次干扰与单频放电的峰值基本一致，但其仅第一次放电干扰较大，之后的电磁干扰则明显减弱，且基本不影响到压力数据的读取。但需要说明的是，10 kHz放电频率下，能量主要集中于第一次放电，第二次及其之后的放电能量相对较弱，其产生的空间电势干扰可能相对比较弱。后续有待提高第二次及其后的单次放电能量，以此评估第二次及以后的放电是否还存在对空间电势的干扰，若没有影响，则可以将空间放电干扰和等离子体作用的影响进行区分，进而可以定量分析等离子体放电的影响。

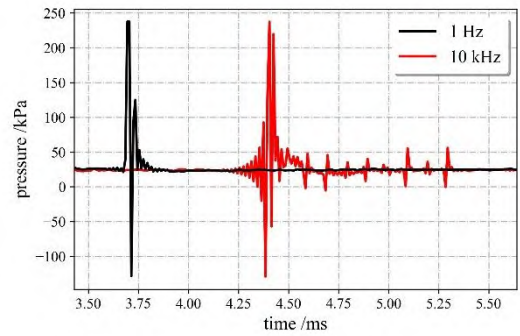
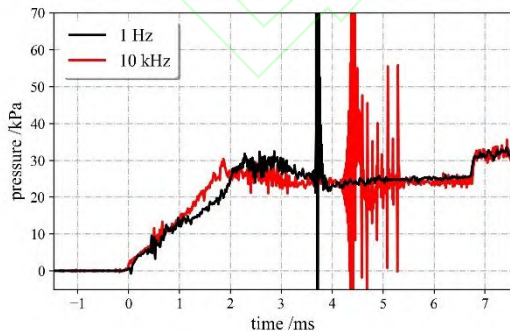


图 10 不同放电频率的压力信号曲线

Fig. 10 Pressure signals under different discharge frequencies

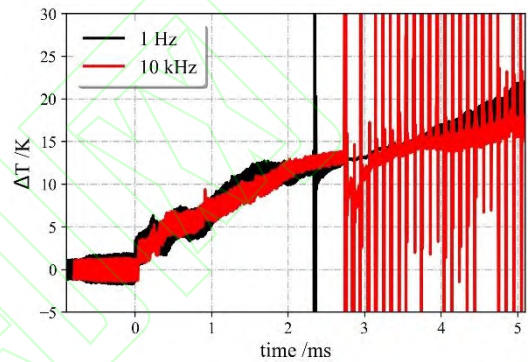


图 11 不同放电频率的温度信号曲线

Fig. 11 Temperature signals under different discharge frequencies

本试验初步尝试对强干扰下的测量结果进行优化处理，选取的优化数据为高频放电下的温升曲线，采用简单的低通滤波方法以及噪声幅值方法修正，并利用噪声时域幅值的较强对称性对测量曲线进行进一步的加权处理，该处理方法能够弥补低通滤波处理时噪声幅值远大于真实信号的不足，可以得到相对合理的处理数据。如图12所示，可以看出处理后的温升数据在放电区域出现一定程度的波动，在短时间内的波动后能够很快的恢复到初始阶段的变化，但该处理方法得到的规律还需要进一步的计算以及更丰富的试验结果进行补充验证。



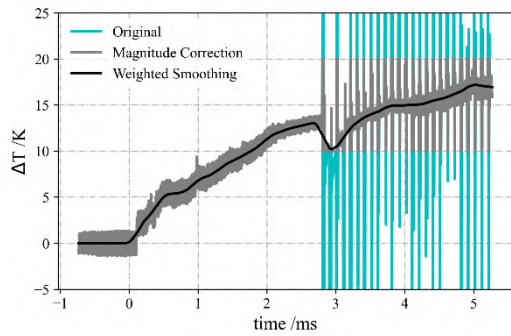


图 12 高频放电状态下的温度信号滤波处理  
Fig. 12 Temperature signals filtering under high discharge frequency

### 3 结 论

本文在JFX高焓激波风洞中开展了等离子体放电对双楔模型的波系流动控制实验研究，并尝试在放电环境影响下的压力和热流定量测量，主要结论如下：

1) 首次将纳秒脉冲放电激励器应用于高焓流动，获得了等离子体激励对激波结构影响的动态过程图像，即干扰激波产生以及原激波的恢复的控制过程，两个过程的作用时间约为66.68  $\mu\text{s}$ 。

2) 高焓流动的纳秒脉冲放电试验中，纹影技术是有效的测量手段，放电电场会对接触测量造成干扰，本文试验状态下的干扰时间约为200  $\mu\text{s}$ ，大于放电对于流动的作用时间。

### 致 谢

本文试验的放电设备是由空军工程大学等离子体动力学重点实验室等离子体流动控制研究团队提供，且协作完成等离子体激励流动控制试验工作，图9放电信号的处理方法由莫晃锐博士提供，在此深表感谢。

### 参 考 文 献

[1] 周岩. 新型等离子体合成射流及其激波控制特性研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2020.  
ZHOU Y. Novel Plasma Synthetic jet and its application in shock wave control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2020 (In Chinese).

[2] WANG J J, CHOI K S, FENG L H, et al. Recent developments in DBD plasma flow control[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 62:52-78.

[3] TANG M X, WU Y, ZONG H H, et al. Experimental investigation of supersonic boundary-layer tripping with a spanwise pulsed spark discharge array[J]. *Journal of Fluid Mechanics*. 2022, 931.

[4] ZHOU Y, XIA Z X, LUO Z B, et al. A novel ram-air plasma synthetic jet actuator for near space high-speed flow control[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 133: 95-102.

[5] 苑朝凯. 溢流冷却液膜厚度测量方法研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.  
YUAN C K. Study on liquid film thickness measurement method for overflow cooling[D]. Beijing, University of Chinese Academy of Sciences, 2017 (In Chinese).

[6] 沈斌贤. 高速飞行器高温燃气逆向射流与发汗热防护的研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2019.  
SHEN B X. Investigation of opposing jet and transpiration thermal protection with hot fuel gas on hypersonic vehicles. Changsha: National University of Defense Technology, 2019 (In Chinese)

[7] HANQUIST K. Modeling of electron transpiration cooling for leading edges of hypersonic vehicles[J]. 2017.

[8] 常雨. 高空反向喷流流场的数值模拟研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004.  
CHANG Y. Numerical simulation research for high altitude reverse jet flow. Changsha: National University of Defense Technology, 2004 (In Chinese).

[9] IM S, DO H, CAPPELLI M A. Dielectric barrier discharge control of a turbulent boundary layer in a supersonic flow[J]. *Applied Physics Letters*, 2010, 97(4):605.

[10] YAN H, LIU F, XU J, et al. Study of oblique shock wave control by surface arc discharge plasma[J]. *AIAA Journal*, 2017:1-10.

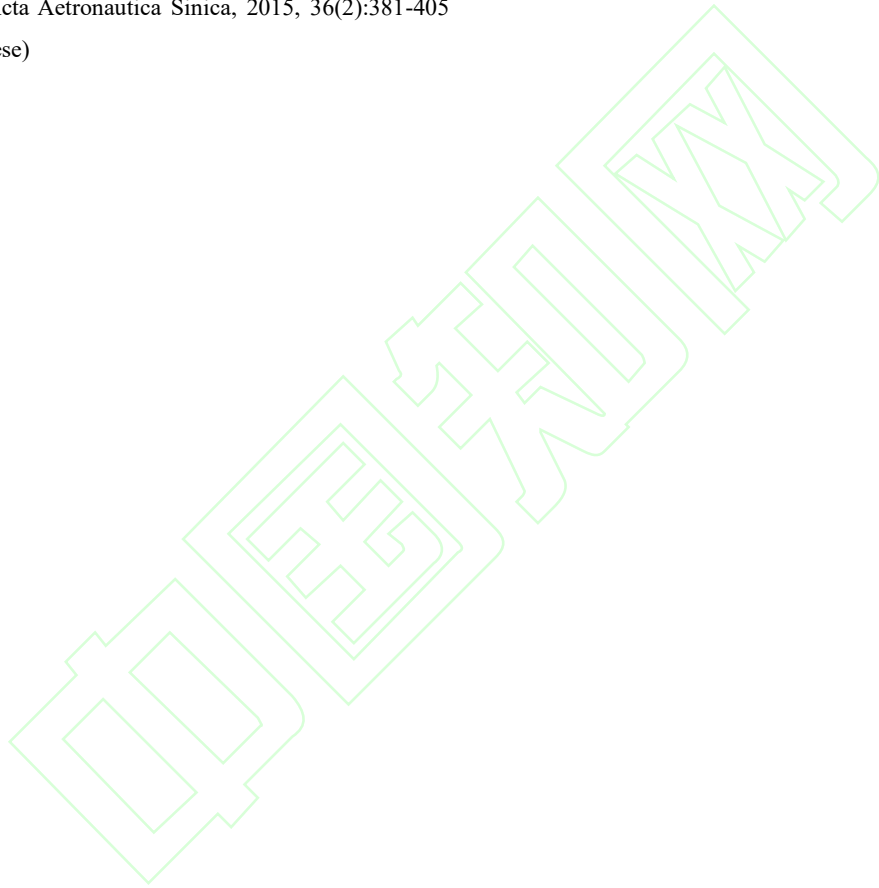
[11] KHODATAEV, KIRILL V. Microwave discharges and possible applications in aerospace technologies[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5):962-972.

[12] 洪延姬, 李倩, 方娟, 等. 激光等离子体减阻技术研究进展[J]. *航空学报*, 2010, 31(1): 93-101.  
HONG Y J, LI Q, FANG J, et al. Advances in study of laser plasma drag reduction technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(1): 93-101 (in Chinese).

[13] MOREAU E. Airflow control by non-thermal plasma actuators[J]. *Journal of Physics D Applied Physics*, 2007,



- 40(3):605.
- [14] 周岩,罗振兵,王林,等.等离子体合成射流激励器及其流动控制技术研究进展[J].航空学报,2022,43(03):98-140.
- ZHOU Y, LUO Z B, WANG L, et al. Plasma synthetic jet actuator for flow control: Review. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022,43(03):98-140 (in Chinese).
- [15] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. 航空学报, 2015, 36(2): 381-405.
- WU Y, LI Y H. progress and outlook of plasma flow control[J]. *Acta Aeronautica Sinica*, 2015, 36(2):381-405 (in Chinese)
- [16] JIN D, LI Y H, JIA M, et al. Investigation on the shock-wave induced by surface arc plasma in quiescent air[J]. *Chin. Phys. B*, 2014, 23(3): 35201-035201.
- [17] LI Y, WANG J, WANG C, et al. Properties of surface arc discharge in a supersonic airflow[J]. *Plasma Sources Science & Technology*, 2010, 19(2):025016.
- [18] SAMIMY M, ADAMOVICH I, WEBB B, et al. Development and characterization of plasma actuators for high-speed jet control[J]. *Experiments in Fluids*, 2004, 37(4):577-588.



## Experimental study of plasma-actuated flow control in high enthalpy shock tunnel

LUO Kai<sup>1</sup>, WANG Yonghai<sup>2, \*</sup>, WANG Qiu<sup>1, \*</sup>, LI Jiwei<sup>1</sup>, LI Zheng<sup>2</sup>, NIE Chunsheng<sup>2</sup>, LI Zheng<sup>2</sup>

1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing, 100190, China

2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China

**Abstract:** The use of plasma flow control to improve the aerodynamic performance of aircraft is a hot research topic in the field of flow control in recent years. In this paper, based on the high total temperature and high Mach number freestream of the detonation-driven high enthalpy shock tunnel, the influence law of surface arc discharge technology on the flow structure of the flow field and contact measurement methods, such as heat flux and pressure, are investigated. The results show that the influence of arc discharge on the double wedge flow structure can be divided into the phases of interference shock generation and recovery of the original shock, and its action time on the flow structure is about 66.68  $\mu\text{s}$ . The effect of arc discharge on the space potential causes interference with the measurement data of contact methods such as thermocouples and piezoresistive sensors, and the interference time in the experimental state of this paper is about 200  $\mu\text{s}$ , which is much longer than the action time of the discharge on the flow; additionally, the low-pass filtering method, the noise amplitude and the weighted processing of the noise time domain amplitude can optimize the interference signal of pressure and temperature to a certain extent and obtain relatively reasonable experimental data. However, the processing method still needs more abundant experimental data for verification.

**Keywords:** flow control; plasma; hypersonic; shock tunnel experiment; arc discharge

Received: 2022-06-30; Revised: 2022-07-27; Accepted: 2022-08-11;

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (12072352) and Youth Innovation Promotion Association CAS (2021020).

\*Corresponding author. E-mail: bghbuaa@aliyun.com