

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试验[J]. 航空学报, 2022, 43(S2): 727720. LUO K, WANG Y H, WANG Q, et al. Plasma-actuated flow control test 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试验

罗凯¹, 王永海^{2,*}, 汪球¹, 栗继伟¹, 李峥², 聂春生², 李铮²

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。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 μs ; 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 μs , 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, 并得到相对合理的试验数据, 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; 激波风洞试验; 电弧放电

中图分类号: V19 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2022)S2-727720-08

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。美国国家航空航天局(NASA)3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(UDET)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3大研究计划的重要内容之一^[1], 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^[1], 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的效果较为有限。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^[2-4]、冷发汗/溢流冷却技术^[5-6]、电子蒸腾冷却技术^[7]、喷流流动控制技术^[8]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

收稿日期: 2022-06-30; 退修日期: 2022-07-27; 录用日期: 2022-08-11; 网络出版时间: 2022-09-14 13:59

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2022/V43/IS2/727720>

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

*通信作者. E-mail: bghbuaa@aliyun.com

等离子体激励器^[9]、电弧放电等离子体激励器^[10]、电晕放电等离子体激励器、微波放电等离子体激励器^[11]、激光电离等离子体激励器^[12]、组合放电和其他新型等离子体激励器^[13-14]。吴云和李应红^[15]详细调研了等离子体激励在气动力学研究探索,并总结了国内外利用等离子体激励在附面层、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,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^[16-18]。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,从而为等离子体流动控制效果以及后续深入研究提供数据支撑。

1 试验设置

1.1 试验设备

本文试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22 m,它由卸爆段、爆轰驱动段、被驱动段、喷管、试验段、真空舱等组成。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。

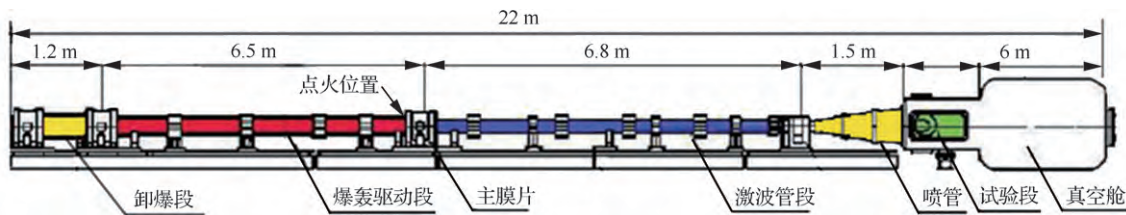


图1 JFX高焓激波风洞结构示意图

Fig. 1 Sketch of JFX high enthalpy shock tunnel

1.2 试验状态和风洞来流参数

试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; p_∞ 、 T_∞ 、 u_∞ 、 Ma 分别为自由流压力、温度、速度和马赫数。驱动段中初始充气压力 $p_{4i}=1.5$ 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。

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3 391 m/s,气流速度接近真实高马赫数飞行速度。

表1 激波风洞运行参数和自由流参数

Table 1 Operation and freestream parameters of shock tunnel

Parameter	Value	
Operation parameter	p_{4i} /MPa	1.5
	p_1 /kPa	13
	T_0 /K	4 490
	H_0 /(MJ·kg ⁻¹)	6.8
Freestream parameter	p_∞ /Pa	575
	T_∞ /K	485
	u_∞ /(m·s ⁻¹)	3 391
	Ma	7.84

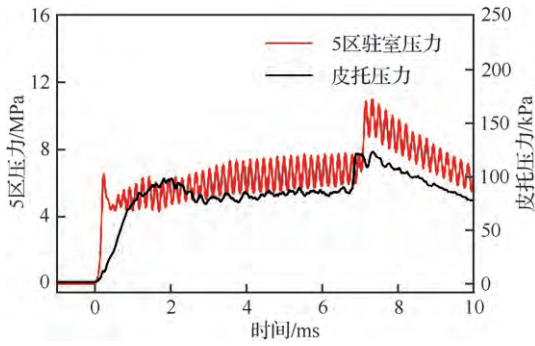


图2 试验驻室压力曲线

Fig. 2 Stagnation pressure histories of test

1.3 试验模型与测量技术

试验模型和实物图如图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。试验模型的第1道斜劈为非金属材料,第2道压缩面为金属材料,试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。

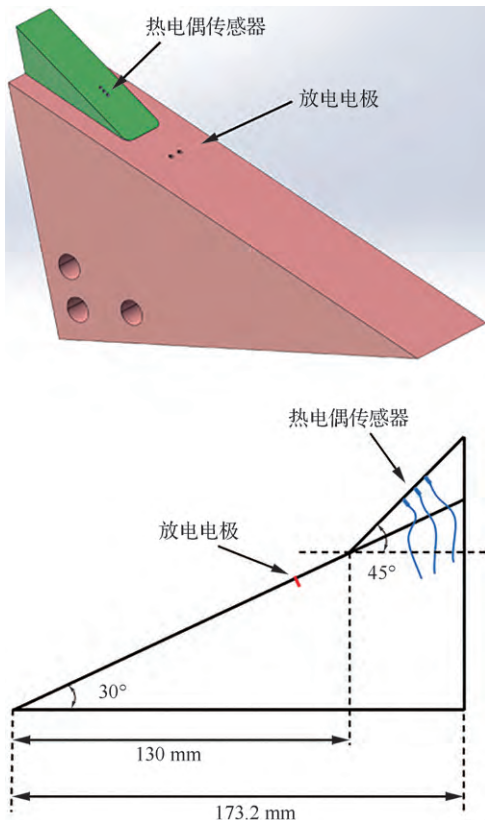


图3 试验模型

Fig. 3 Test model

放电电极布置在第1个压缩面,在第2个压缩面上同时安装3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中国科学院力学研究所研制的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,本文后续试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2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。

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16 600 frame/s,最高帧频可达到 10^6 frame/s。本文试验中采用的拍摄帧频为60 000 frame/s,能够实现激波结构变化的准确捕捉。

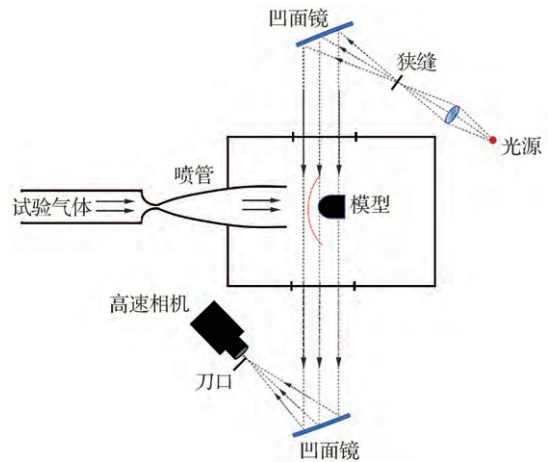


图4 反射式纹影系统布置示意图

Fig. 4 Sketch of layout of reflective schlieren system

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 $t=0$ 时刻。放电电压和放电电流如图5所示。

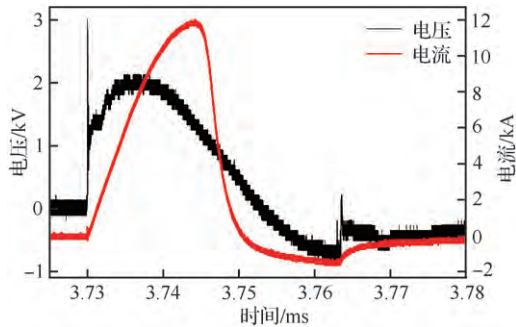


图5 放电电压和电流曲线

Fig. 5 Discharge voltage and current curves 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2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1次放电,其峰值电压和峰值电流与风洞有效试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5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2次及其之后的放电能量较弱,对流场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2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。

高焓来流下双楔模型所产生的流场激波结

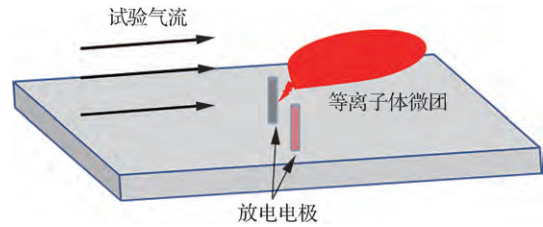


图6 等离子体激励原理示意图

Fig. 6 Sketch of plasma excitation principle

构如图7中 $t=0 \mu\text{s}$ 时刻所示,该时刻对应放电前一帧的稳定流场状态。在强来流作用下,在2个压缩楔面前缘均会产生2道压缩激波,在第2个压缩面上方,2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2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,实现改善壁面气动环境的目的。

选取60 000 frame/s的拍摄速度对流场结构进行捕捉,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2个阶段,即干扰激波的产生阶段以及第2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是高温等离子体团所在区域。高温高压的等离子体微团在第2道楔激波前会提前产生1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 $t=33.34 \mu\text{s}$ 时刻,该弯曲激波会覆盖到第2道楔面,导致原有的第2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第2道楔激波的恢复阶段。在 $t=66.68 \mu\text{s}$ 时刻,第2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

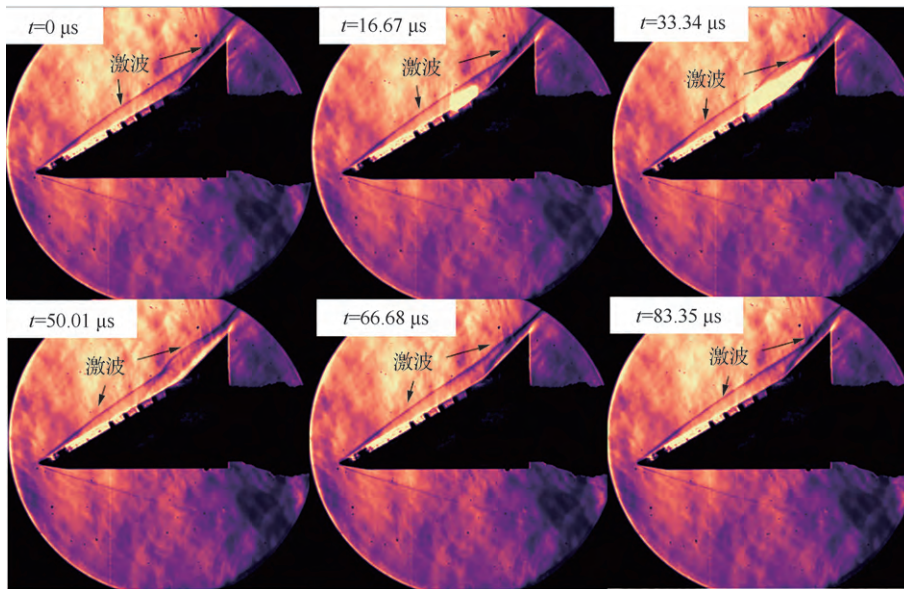


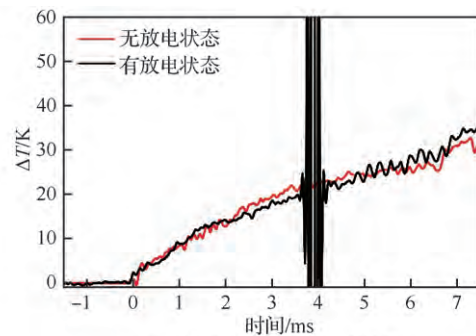
图7 等离子体激励放电试验模型纹影结果

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

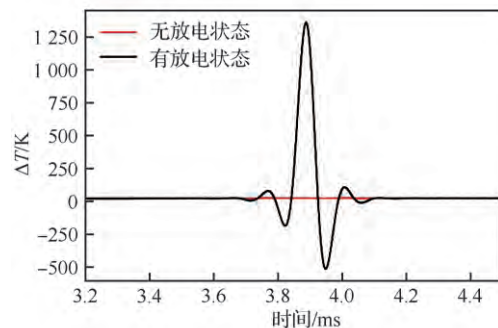
共经历了约 $66.68 \mu\text{s}$, 该时间段内流动结构的变化势必会对物面的压力、热流等参数带来影响, 接下来将对温度以及压力信号的变化进行分析。

图8给出了施加电弧放电与不放电时第2道楔物面同轴传感器温度信号曲线对比, 图中 ΔT 表示相对温升值。根据温升曲线可知, 放电时刻约为 $t=3.7 \text{ ms}$, 热电偶传感器在放电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 $200 \mu\text{s}$ 。在 $t=3.6\sim 4.0 \text{ ms}$ 时间段内, 传感器信号的温升及温降约为 $500\sim 1000 \text{ K}$, 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 ($200 \mu\text{s}$) 要远大于放电对流动结构的作用时间 ($\sim 70 \mu\text{s}$), 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。

考虑到热电偶的电极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



(a) 有效试验时间内的温度信号



(b) 局部放电时间内的温度信号

图8 有/无放电状态的温度信号对比

Fig. 8 Comparison of temperature signals with and without discharge

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。

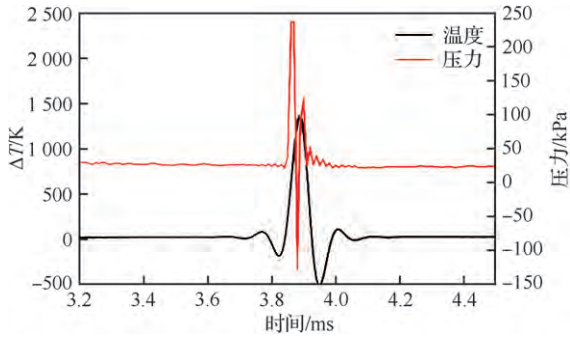


图9 有放电状态下的压力和温度信号

Fig. 9 Pressure and temperature signals with discharge

图9中放电干扰时间约为200 μs,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放电的干扰存在一定的特征时间,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1次放电的起始时刻为 $t=4.4$ ms。从图中可以看出,高频放电状态下的第1次干扰与单频放电的峰值基本一致,测量结果表明仅第1次放电下的电磁干扰

较大,之后的电磁干扰明显减弱,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1次放电,第2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2次及其后的单次放电能量,以此评估第2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。

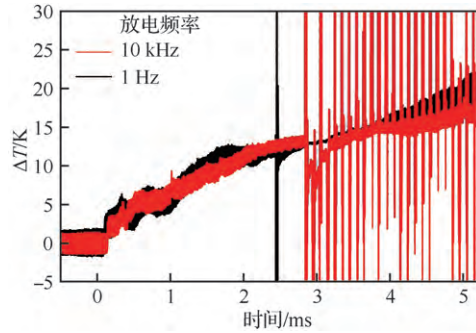
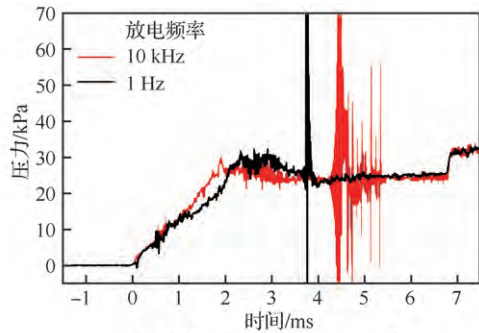
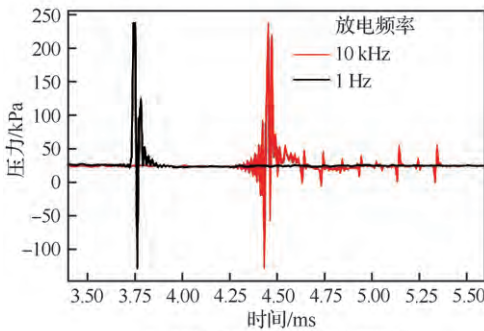


图11 不同放电频率的温度信号曲线

Fig. 11 Temperature signal curves under different discharge frequencies



(a) 有效试验时间内的压力信号



(b) 局部放电时间内的压力信号

图10 不同放电频率的压力信号曲线

Fig. 10 Pressure signal curves 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

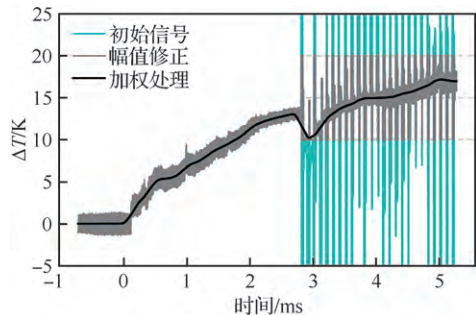


图12 高频放电状态下的温度信号滤波处理

Fig. 12 Temperature signals filtering under high discharge frequency

够很快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。

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试验研究,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恢复的控制过程,2个过程的作用时间约为66.68 μs 。

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 μs ,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,且协作完成了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: 国防科技大学, 2018.
ZHOU Y. Novel plasma synthetic jet and its application in shock wave control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018(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: A16.
- [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 [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2019 (in Chinese).
- [7] HANQUIST K M. Modeling of electron transpiration cooling for leading edges of hypersonic vehicles[D]. Ann Arbor: University of Michigan, 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[D]. 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): 041503.
- [10] YAN H, LIU F, XU J, et al. Study of oblique shock wave control by surface arc discharge plasma[J]. AIAA Journal, 2018, 56(2): 532-541.
- [11] KHODATAEV K 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): 605-636.
- [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的研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(3): 025027.
ZHOU Y, LUO Z B, WANG L, et al. Plasma synthetic jet actuator for flow control: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(3): 025027(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 et Astronautica 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]. Chinese Physics B, 2014, 23(3): 035201.
- [17] LI Y H, WANG J, WANG C, et al. Properties of surface arc discharge in a supersonic airflow[J]. Plasma Sources

Science and Technology, 2010, 19(2): 025016.
[18] SAMIMY M, ADAMOVICH I, WEBB B, et al. Develop-

ment and characterization of plasma actuators for high-speed jet control[J]. Experiments in Fluids, 2004, 37(4): 577-588.

(责任编辑: 王娇)

Plasma-actuated flow control test in high enthalpy shock tunnel

LUO Kai¹, WANG Yonghai^{2,*}, WANG Qiu¹, LI Jiwei¹, LI Zheng², NIE Chunsheng², LI Zheng²

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 μs . The effect of arc discharge on the space potential causes interference with the measurement data of contact methods such as thermocouples and piezoresistive sensors. The interference time in the test state of this paper is about 200 μs , 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 test data. However, the processing method still needs more abundant test data for verification.

Keywords: flow control; plasma; hypersonic; shock tunnel test; arc discharge

Received: 2022-06-30; **Revised:** 2022-07-27; **Accepted:** 2022-08-11; **Published online:** 2022-09-14 13:59

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2022/V43/IS2/727720>

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12072352); Youth Innovation Promotion Association CAS (2021020)

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