

超声速非平衡电离磁流体动力技术 实验系统

樊昊¹, 张百灵¹, 李益文¹, 阳鹏宇¹, 高岭¹, 张义宁²

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院 等离子体动力学重点实验室, 西安 710038;

2. 中国航天科工集团公司 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 介绍了超声速非平衡电离磁流体动力技术实验系统的设计思想和组成, 设计、制作了马赫数为3.5的吸气式双喉道风洞, 采用以陶瓷板为阻挡介质的电容耦合射频阻挡放电, 实现了超声速流场中大体积、连续、稳定、均匀等离子体的产生。主要结论有: 实验测试风洞稳定工作时间为18s, 稳定运行时实验段静压为650Pa; 电容耦合射频放电典型工作状态下, 通过伏安诊断法测出超声速条件下等离子体的电导率为 $1.27 \times 10^{-3} \text{ S/m}$ 。

关 键 词: 超声速; 磁流体; 非平衡电离; 吸气式风洞; 电容耦合射频放电; 电导率

中图分类号: V211.71; TK123

文献标志码: A

Supersonic non-equilibrium ionization magnetohydrodynamic technical experimental system

FAN Hao¹, ZHANG Bai-ling¹, LI Yi-wen¹, YANG Peng-yu¹,
GAO Ling¹, ZHANG Yi-ning²

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory,

Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Beijing Power Machinery Research Institute,

China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

Abstract: Design methods and composition of supersonic non-equilibrium ionization magnetohydrodynamic (MHD) technical experimental system were introduced; the aspirated double-throat wind tunnel operated in Mach number 3.5 flow was designed and made. The large-scale, stable and uniform plasma was obtained continuously in supersonic flow through the capacitively coupled radio-frequency (CCRF) barrier discharge, in which the ceramic plate was taken as the barrier dielectric. Main conclusions are made as follows: the stable working time of the wind tunnel and the static pressure of experimental section are approximately 18 s and 650 Pa, respectively. Besides, when tunnel works in typical conditions of CCRF discharge, the conductivity of plasma is estimated to be $1.27 \times 10^{-3} \text{ S/m}$ in supersonic air.

Key words: supersonic; magnetohydrodynamic (MHD); non-equilibrium ionization; aspirated wind tunnel; capacitively coupled radio frequency discharge; conductivity

收稿日期: 2014-07-09

基金项目: 国家自然科学基金(11372352); 国家自然科学基金(51306207); 陕西省自然科学基金(2013JQ1016)

作者简介: 樊昊(1991—), 男, 河南三门峡人, 硕士生, 主要研究方向为高超声速飞行磁流体动力技术。

动力问题是制约高超声速飞行器发展的重要问题,由于传统发动机在高马赫数来流条件下存在进气道的激波系配置困难、燃烧效率低等难以解决的问题,这就要求我们必须寻求新的动力,以磁流体动力技术为核心的磁流体冲压组合动力发动机为解决这类难题提供了一种新的思路.在进气道中利用磁流体动力技术对高焓高马赫数来流进行能量提取,降低进入发动机气流的温度和速度,扩大发动机工作范围,从而提高发动机的推进性能^[1-6].鉴于其良好的应用前景,国际上开展了大量的研究.

开展地面磁流体动力技术实验研究的关键是产生均匀的超声速导电流体,对于导电流体的产生主要有热电离和外部电离两种技术手段.当气体温度高于 2500 K 时,通常采用热电离方式产生导电流体,通过添加电离种子增强电离效果,目前国内外大都采用这种方法开展磁流体实验研究.日本的长冈大学建立了基于激波管的磁流体加速实验系统,采用金属铯作为电离种子,在马赫数为 1.5 的来流下实现了导电流体的产生^[7].空军工程大学建立了基于激波风洞的超声速磁流体动力技术实验系统,设计了马赫数为 2 的超声速喷管,采用氦气驱动氩气,通过注入 K_2CO_3 粉末电离种子,实现高温条件下导电流体的产生^[8-9].

外部电离技术是在空气温度低于 2500 K 时,通过高能电子束、交流放电、直流放电等外部放电形式产生导电流体^[10-11].由于在超声速条件下实施均匀电离的技术难度很大,国际上此方面研究比较少,仅有美国的俄亥俄州立大学和普林斯顿大学开展过实验研究.美国普林斯顿大学研制了冷态磁流体功率提取实验系统,该实验系统采用纳秒脉冲介质阻挡放电对实验段超声速气流进行电离产生超声速导电流体^[12-14].俄亥俄州立大学则针对磁流体流动控制建立了相关系统,采用纳秒脉冲介质阻挡放电和直流放电组合放电的形式产生导电流体^[15-16].

尽管普林斯顿大学和俄亥俄州立大学在磁流体动力技术研究方面都取得了一定成果,但他们无法克服纳秒脉冲放电等离子体在时间域上不连续的缺点,这对实验结果必然产生很大影响.本文针对这一缺点,研制了一种基于电容耦合射频(简称 CCRF)放电的磁流体动力技术实验系统,设计了小型吸气式超声速风洞系统,采用电容耦合射频放电电离超声速气体,在实验段形成连续、均匀、稳定、弥散的放电等离子体,为后续开展磁流

体动力技术实验研究奠定了基础.

1 实验系统设计

1.1 总体方案

实验系统包括小型吸气式超声速风洞、真空舱、射频电源、激励电极、电磁铁、进气调节系统、数据采集系统以及开关阀门等.超声速非平衡电离磁流体动力技术实验系统流程图如图 1 所示.关闭阀门,采用真空泵对真空舱进行抽气,真空舱压力降至 300 Pa 左右时打开阀门,气流经拉瓦尔喷管膨胀加速形成超声速气流,在磁流体通道中采用射频电源对超声速气流进行电离产生超声速导电流体,开展磁流体动力技术实验研究.

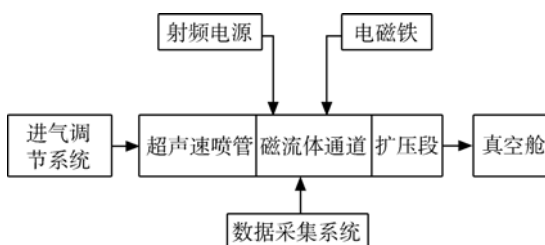


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch map of the experimental system

1.2 小型吸气式超声速风洞

采用吸气式风洞,下游接真空舱,上游为外界大气.为了减小风洞起动时的压力比,延长风洞稳定运行的时间,采用双喉道设计^[17].双喉道风洞由 3 部分组成:超声速喷管、实验段、扩压段.3 段整体加工,这样既可以保证风洞的密封性,又能减小风洞运行时的总压损失.采用二元型面设计,上下壁面为曲线壁,左右壁面为平壁.风洞的材料采用有机玻璃,一方面能够绝缘放电电极的高电压,另一方面方便直接观察实验段放电现象.

1.2.1 进气调节系统

进气调节系统包括减压阀和过滤器.减压阀能够减小进口气流的总压,进而减小实验段的气流压力,降低电离的难度.对于马赫数为 3.5 的风洞,如果风洞上游直接与外界大气相连,稳定运行时实验段的压力在 1300 Pa 左右,气体电离的难度较大,很难实现均匀电离.接入减压阀后,将进口气流总压调节到 50 kPa(0.5 个大气压)时,实验段的压力在 650 Pa 左右,此时放电均匀弥散.放电对比如图 2 所示.

过滤器的主要作用是吸收空气中的水蒸气,

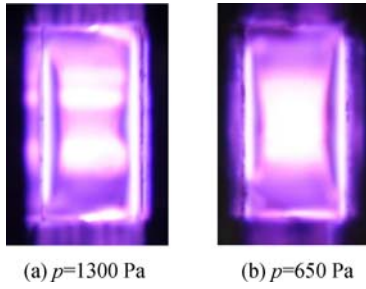


图2 不同静压下超声速气流放电图像

Fig. 2 Supersonic airflow discharge images with different static pressure

增强气体电离效果。

1.2.2 理论运行时间

超声速风洞的压力比是维持风洞运行的关键,对于第2喉道不可调的双喉道喷管,起动压力比与运行最小压力比基本相同。风洞中的压力损失,主要包括:激波损失、扩压段损失以及摩擦和附面层分离损失等,其中激波损失和扩压段损失占到90%以上,因此计算时可以忽略摩擦和附面层分离损失。风洞起动过程中,激波到达喷管出口时,激波损失最严重,此时压力比为最小起动压力比。起动压力比 π

$$\pi = \frac{p^*}{p_1} = \frac{\left[\frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma_1^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\left[\frac{(\gamma+1) Ma_1^2}{2 + (\gamma-1) Ma_1^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2 \right)^{\frac{(1-\eta)\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

$$Ma_2^2 = \frac{(\gamma-1) Ma_1^2 + 2}{2\gamma Ma_1^2 - (\gamma-1)} \quad (2)$$

式中 p^* 和 p_1 分别表示激波前后的总压。 Ma_1 为实验段设计马赫数, Ma_2 为激波后马赫数。 η 代表扩压段动能向压力能的转换效率,根据经验公式 η 一般取 0.75, γ 取 1.4。 $Ma_1 = 3.5$, 计算得 $Ma_2 = 0.45$, 起动压力比 $\pi = 4.86$ 。此时,风洞运行的最小压力比可以认为是 4.86。

实验时真空舱的初始气压 $p_{\min}$ 在 300 Pa 左右,风洞的入口压力为 50 kPa (0.5 个大气压),温度为室温,计算时取 300 K。根据最小压力比,风洞工作时真空舱的最大压力 $p_{\max}$ 为 10 kPa 左右。真空舱体积为 0.75 m³,风洞运行的时间风洞气流量决定

$$t = \frac{\Delta m}{W} \quad (3)$$

$$m = M \cdot n \quad (4)$$

$$pV = nRT \quad (5)$$

$$W = K_m \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A_1 q(\gamma) \quad (6)$$

式中 M 是空气摩尔质量,大小为 29 g/mol; n 为摩尔的量; R 为常数,大小为 8.314; W 为风洞运行时的空气流量; A_1 为第 1 喉道面积; V 是真空舱体积; K_m 为常数,大小为 0.0404。为了实验的可靠进行,风洞运行时间不能太短,风洞的气流量不应太大。在进口条件给定时,喉道面积大小决定风洞气流量的大小,截面宽度为 10 mm,此处设计喉道高 2.47 mm,气流量大小为 2.88 g/s,计算得风洞的工作时间为 30 s 左右。

1.2.3 型线设计

超声速喷管由亚声速收缩段和超声速扩张段组成。亚声速收缩段型线采用维托辛斯基曲线公式。

$$R = \frac{R_*}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{R_*}{R_0} \right)^2 \right] \frac{1 - x^2}{(1 + x^2/3)^3}}} \quad (7)$$

其中 R_* 为风洞第 1 喉道半高, R_0 为风洞入口半高, x 为相对距离, $0 < x < 1$ 。 $R_* = 1.2359$ mm, 设计 $R_0 = 10$ mm。

对于超声速扩张段的设计,我们采用富尔士解析法,这种设计简单实用,流场质量比较好。

实验段是一个等截面的二元通道,又称磁流体通道。正常起动时实验段中充满了均匀的马赫数为 3.5 气流。

扩压段采用第 2 喉道的设计,既可以减小风洞正常起动和工作时的压力比,又可以延长风洞的稳定工作时间。第 2 喉道采用等截面设计,组成“3 段平板扩压段”,这样的设计可以在较小的损失下把超声速气流减速到亚声速,同时等截面喉道可以更好地保证风洞的稳定工作。

风洞的型线设计如图 3 所示。

1.2.4 数值计算

采用 CFD 软件对风洞进行数值计算来检验风洞是否达到设计要求。湍流模型选用 Komega 的剪切应力输运湍流 (SST) 模型,入口总压为 50 kPa,静压为 49 kPa,出口反压为 5 kPa。计算得到风洞马赫数分布如图 4,实验段气流分布比较均匀,马赫数为 3.4,扩压段有明显激波。实验段的附面层发展的较厚,致使主流区的横截面减小,对实验系统有一定影响。同时计算得到实验段静压约为 650 Pa,静温约为 90 K。

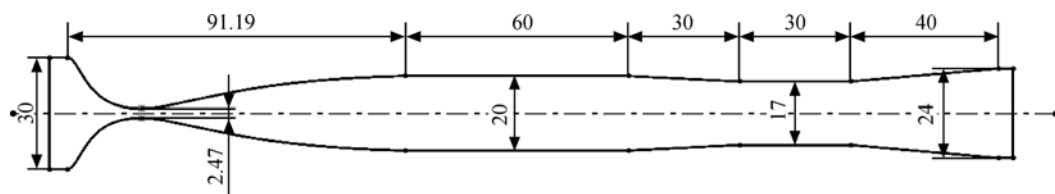


图3 风洞型线及尺寸(单位:mm)

Fig. 3 Molded lines and size of wind tunnel (unit:mm)

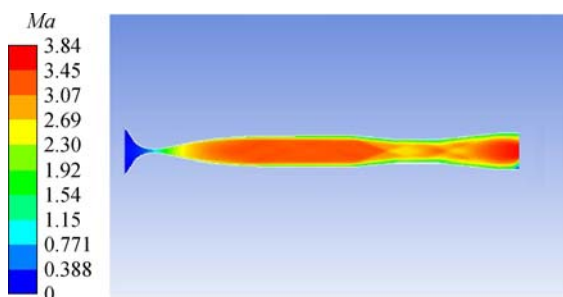


图4 流场马赫数分布

Fig. 4 Distribution of Mach number in wind tunnel

1.3 电离方式

1.3.1 非平衡电离

非平衡电离是通过施加强电场、用带电粒子冲击或电磁辐射其他方式产生的电离,主要手段包括:中子束、离子束、电子束、 α 粒子、直流放电以及交流放电。

交流放电的形式有 CCRF 放电、电感耦合射频放电和微波放电。CCRF 放电通过在外加施加高频交变电场对电子的加速作用引起电离而产生等离子体,在低气压条件下能够产生大范围均匀连续等离子体^[18]。

本系统采用 AG1017L 射频电源,设计参数为:最大输出功率 200 W,频率 $10 \sim 10^4$ kHz。

1.3.2 影响参数

对于超声速气流的非平衡电离,影响气体电离的主要参数有电场强度 E 、分子数密度 N 和气体静压 p 。

理论得知: E/N 越大,气体越容易电离。气体分子数密度 N 在宏观上表现为气体密度 ρ 。超声速风洞中气流等熵膨胀时

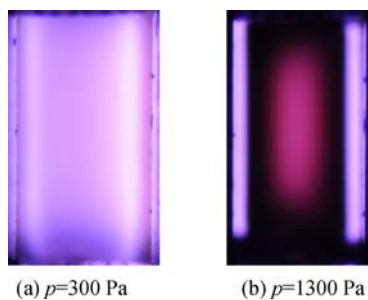
$$\rho = \frac{\rho^*}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2\right]^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (8)$$

气体的密度由滞止密度和气流马赫数决定,本系统中实验段马赫数是固定的,为了降低实验段气体分子密度,只能降低滞止密度。根据气体完全状态方程

$$\rho^* = \frac{p^*}{T^* R} \quad (9)$$

式中 R 是常数。降低超声速风洞入口总压和提高入口总温都可以降低气体滞止密度,从而减小实验段的分子数密度,降低电离难度。

在电离气体时, E/p 大小对气体电离也有很大影响。根据康普顿准则,当 $E/p > 1$ 时,带电粒子与气体分子之间发生的碰撞为非弹性碰撞,碰撞过程中发生能量转移,有利于气体的电离。图 5 为静止条件下 $E=600$ V/cm 时,气压为 300 Pa 和 1300 Pa 时的放电图像。

图5 不同 E/p 下的放电图像Fig. 5 Discharge images with different E/p

1.3.3 电极结构

介质阻挡放电可以实现大体积、均匀、稳定放电。采用阻挡介质可以有效限制电流增长和阻止电极间火花和弧光的形成,如果采用裸露电极,放电的边缘处会出现强烈的局部放电(如图 6 所

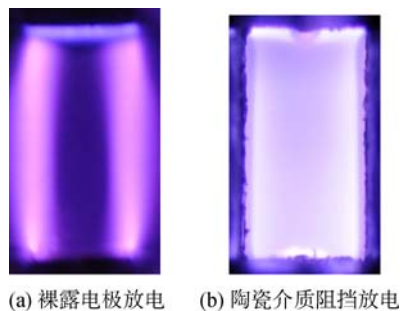


图6 不同电极的放电图像

Fig. 6 Discharge images of different electrode

示). 阻挡介质采用厚度均匀的平板, 镶嵌在实验段, 对称放置. 阻挡介质选用氧化铝陶瓷, 大小 $40\text{ mm} \times 40\text{ mm}$, 厚度为 1 mm , 既可以很好地限制电流的大小, 产生均匀稳定的放电等离子体; 又能够长时间工作, 不易击穿.

电极选用导电性良好的钨金属, 直接焊接在陶瓷平板上, 电极高度与壁面同高(如图 7 所示).

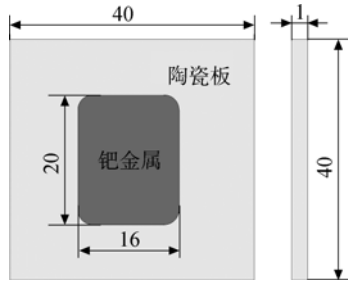


图 7 放电电极 (单位: mm)

Fig. 7 Discharge electrode pole (unit: mm)

1.4 磁流体通道

磁流体通道是进行磁流体动力技术实验的关键, 其结构采用传统的二元通道结构和紧凑空间布局, 如图 8 所示.

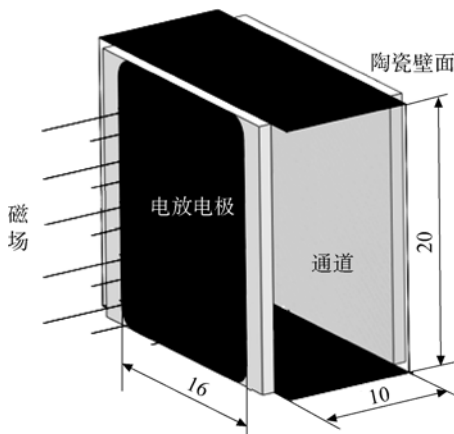


图 8 磁流体通道示意图 (单位: mm)

Fig. 8 Schematic diagram of the MHD channel (unit: mm)

磁感应强度 (B) 的大小对磁流体通道性能有很大的影响. 本实验系统采用由 WD-200 型直流电磁铁, 配套 ZLK 系列可调直流电源、YPLSY-7910 型冷水机共同使用. 产生磁场方向水平, 可以双向气隙宽度 (L) 调节, 极头尺寸为 $\Phi 80\text{ mm}$, 气隙宽度可调范围 $0 \sim 140\text{ mm}$, 可以通过电压 (U) 大小和气隙宽度改变磁感强度大小和方向, 气隙宽度为 30 mm 和 26 mm 时的磁感应强度如图 9 所示.

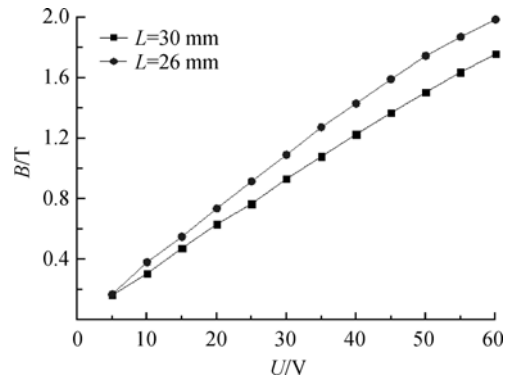


图 9 电磁铁特性

Fig. 9 Characteristic of electromagnet

综合考虑电离、磁感应强度、气流量和附面层发展等问题, 设计左右壁面宽 10 mm . 磁流体通道宽度增大, 电离场强度减小, 击穿电离的难度增加. 气隙增大, 需要耗费掉更多的能量来产生磁场; 磁流体通道宽度减小, 对实验段的附面层发展不利, 实验段的流场质量恶化, 影响磁流体通道性能, 磁流体通道的匹配如图 10 所示.

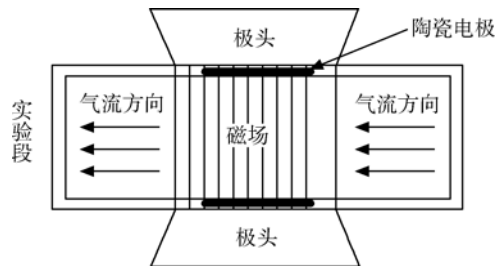


图 10 磁流体通道的匹配

Fig. 10 Match of the MHD channel

1.5 数据采集系统

实验中需要采集的参数包括电参数、流场参数及放电图像.

对于流场参数, 主要观测风洞运行时的压力比, 判断风洞工作状态. 采用真空表测量风洞的入口压力, 量程为 $0 \sim 101\,325\text{ Pa}$ ($0 \sim 1$ 个大气压), 采用三接头将真空表接入实验系统. 风洞运行时实验段压力较低 (约几百帕), 实验中采用 Yokogawa EJA 型绝压变送器 ($0 \sim 5\text{ kPa}$), 由 WYK-303B2 直流稳压稳流电源供电. 静压测量压力孔在距离电极后 10 mm 左右. 由于实验段尺寸和气流量较小, 实验时采用长为 1 m 、直径为 2 mm 的橡胶管连接侧壁上的压力孔和绝压变送器, 为了防止电源放电和磁场给测试带来的电磁干扰, 提高数据的精确性, 实验中将绝压变送器放在屏蔽箱内.

电参数测试系统包括 DPO4104 示波器、P6015A 高压探针、TCPA300+TCP312 电流探针等。

放电空间等离子体的状态决定着磁流体动力技术实验的效果,为了更加清晰地了解实验段放电等离子体空间分布,设计了多角度拍摄结构,如图 11 所示。

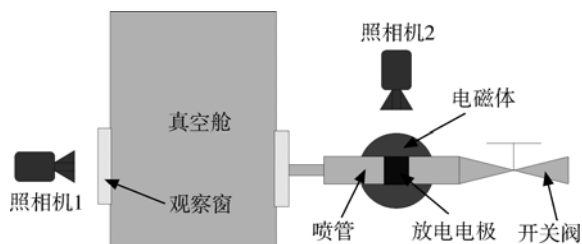


图 11 拍摄角度示意图

Fig. 11 Schematic diagram of the shooting angle

2 实验系统运行及结果

2.1 风洞运行

风洞起动时实验段的静压变化如图 12 所示, A 时间段为风洞起动前真空舱的初始压力,约为 200 Pa; B 时间段为风洞的起动阶段,约 10 s,实验段中的压力先迅速上升,而后缓慢增加,最终达到稳定; C 时间段为风洞稳定工作阶段,此时实验段超声速气流的静压约为 650 Pa,压力稳定时间约 18 s; D 时间段为激波向前推进经过测量点,实验段静压突然升高,风洞正常运行结束。

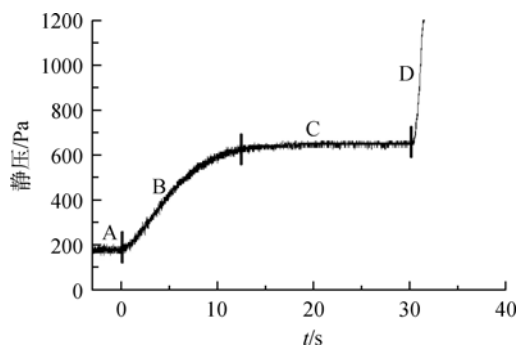


图 12 实验段静压变化曲线

Fig. 12 Static pressure change in test channel during wind tunnel working

2.2 超声速气流电离

2.2.1 射频电源匹配

射频电源的匹配电路对其性能有着重要的影响,本系统的负载包括陶瓷电极和超声速气体,其

阻抗呈容性,AG1017L 射频电源内部的阻抗匹配升压变压器只能实现阻性负载与射频信号发生器的阻抗匹配,因此需要额外的感性匹配电路。由于超声速气体在击穿前后阻抗会发生很大变化,完全匹配难度很大,因而只能追求在击穿前后都有较好的匹配。使用漆包线缠绕空心自感线圈,通过增减线圈匝数调节电感大小,将自感线圈直接串联接入电路,通过实验调整电感大小,实现了在放电频率 6.5 MHz 时气体电离前后都有良好的匹配。

2.2.2 电离结果

CCRF 放电的典型放电波形图如图 13 所示,电压、电流 (I) 波形为正弦波,受气流波动很小,放电稳定。风洞稳定运行时,实验段静压约 650 Pa,其两端加 30 W 负载功率,放电如图 14(a)。相比于静止条件下放电,超声速气流中放电等离子体的空间分布集中在中心区域,原因在于:首先,超声速气流带走一部分维持放电的能量,在负载功率不变的情况下放电区域会缩小;其次,超声速流场的不均匀性导致放电等离子体空间分布不均。在磁流体通道两端加 1.2 T 的横向磁场,超声速条件下放电如图 14(c),磁场通过洛伦兹力的约束作用减少扩散损失,使放电等离子体上下延伸填充暗区。

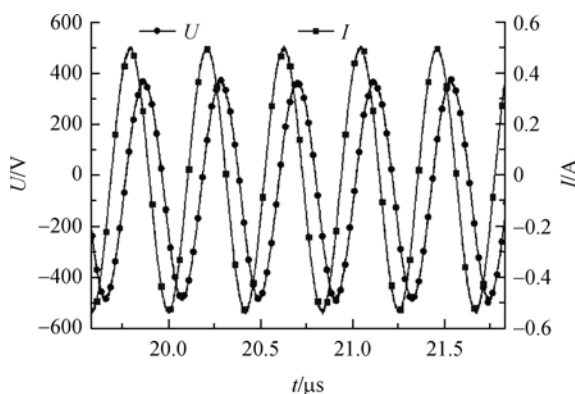


图 13 CCRF 放电电压、电流

Fig. 13 Voltages and currents of CCRF

2.3 电导率测试与分析

放电等离子体的电导率大小对到超声速磁流体动力技术性能有很大影响,因此有必要对放电等离子体电导率进行诊断。本文采用伏安特性诊断法,在磁流体通道上下插入 MHD 电极(如图 15),通过感应电动势和输出电压计算超声速导电体的电导率。

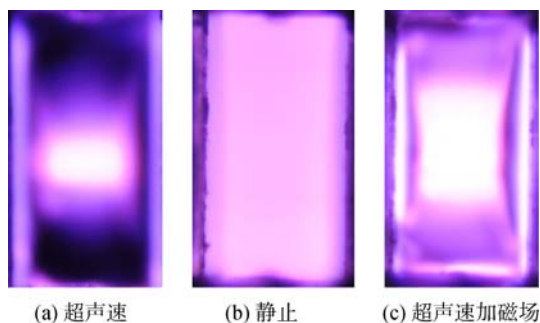


图14 不同条件的放电图像

Fig. 14 Discharge images of different conditions

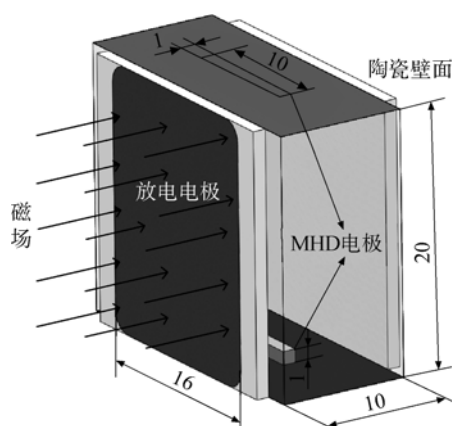


图15 MHD电极(单位:mm)

Fig. 15 MHD electrode pole (unit:mm)

诊断方法为:

1) MHD电极两端连接电压探针,测量超声速条件下磁流体通道的感应电动势。

2) MHD电极外接20 kΩ定值电阻,测量磁流体通道的输出电流,并计算输出电压。

3) 根据感应电动势和输出电压,计算磁流体通道内阻及导电液体电导率。

$B=0.93\text{ T}$,放电负载功率为35 W条件下,实验测得磁流体通道的感应电动势为8.41 V,输出电压为1.55 V,根据分压原理,计算磁流体通道内阻为88516 Ω,由公式(10)可得

$$\sigma = \frac{l}{R \cdot s} \quad (10)$$

式中 $l=18\text{ mm}$, $s=10\text{ mm} \times 16\text{ mm}$,则超声速条件等离子体的电导率为 $1.27 \times 10^{-3}\text{ S/m}$ 。

等离子体电导率越高,磁流体动力技术性能越好。等离子体的电导率由下面公式确定:

$$\sigma = \frac{n_e \cdot e^2}{m_e \cdot n \cdot Q \cdot c_e} \quad (11)$$

式中 n_e 电子数密度, n 分子数密度, m_e 电子质量, c_e 电子平均热速度, Q 输运动量横截面。提高电导

率可行的方法:一是降低气体温度,从而降低电子平均热速度,但是在实验室比较难实现;二是提高电子数密度,增大负载功率、改善电极结构以及采用效率更高的电离方式都可以提高电子数密度。

3 结 论

本文针对开展磁流体动力技术基础实验研究的设备要求,研制了基于吸气式风洞的超声速非平衡磁流体动力技术实验系统,介绍了实验系统设计及调试情况,主要结论有:

1) 小型吸气式双喉道风洞可以提供均匀稳定的超声速流场,稳定运行时间约18 s。

2) 以陶瓷板为阻挡介质的电容耦合射频阻挡放电能够在超声速流场中产生连续稳定均匀放电等离子体。

3) 磁场可以改善超声速放电等离子体的空间分布。

4) 通过伏安诊断法可以计算出:超声速条件下, $B=0.93\text{ T}$,负载功率35 W时导电流体的电导率为 $1.27 \times 10^{-3}\text{ S/m}$ 。

参考文献:

- [1] Chase R L, Boyd D R, Czysz D P, et al. An AJAX technology advanced SSTO design concept[R]. AIAA 98-5527, 1998.
- [2] Gurijanov E P, Harsha P T. AJAX: new directions in hypersonic technology[R]. AIAA 96-4609, 1996.
- [3] Sheikin E G, Kuranov A L. Scramjet with MHD bypass under "AJAX" concept[R]. AIAA-2004-1192, 2004.
- [4] Bityurin V A, Lineberry J T, Litchford R J, et al. Thermodynamic analysis of the AJAX propulsion concept(invited)[R]. AIAA-2000-0445, 2000.
- [5] Ramon L C, Unmeel B M, David W B. Comments on MHD energy bypass engine powered spaceliner[R]. AIAA 99-4975, 1999.
- [6] 张百灵,陈峰,李益文,等.超声速磁流体加速实验及一维模型分析[J].航空动力学报,2013,28(6):1364-1371. ZHANG Bailing, CHEN Feng, LI Yiwen, et al. Experimental demonstration and one-dimensional model analysis of supersonic magnetohydrodynamic(MHD) acceleration[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1364-1371. (in Chinese)
- [7] Harada N. MHD acceleration studies at Nagaoka University of Technology[R]. AIAA-2001-2744, 2001.
- [8] LI Yiwen, LI Yinghong, LU Haoyu, et al. Preliminary experimental investigation on MHD power generation using seeded supersonic argon flow as working fluid[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(12): 701-708.
- [9] 李益文,李应红,张百灵,等.基于激波风洞的超声速磁流体动力技术实验系统[J].航空学报,2011,32(6):1015-1024.

- LI Yiwen, LI Yinghong, ZHANG Bailing, et al. Supersonic magnetohydrodynamic (MHD) technical experimental system based on shock tunnel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2011, 32(6): 1015-1024. (in Chinese)
- [10] 阳鹏宇, 张百灵, 李益文, 等. 超声速气流中纳秒脉冲放电特性实验研究[J]. *航空学报*, 2014, 35(6): 1539-1548.
- YANG Pengyu, ZHANG Bailing, LI Yiwen, et al. Experimental study of the discharge characteristic of nanosecond voltage pulses in supersonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(6): 1539-1548. (in Chinese)
- [11] 化为卓, 李应红, 牛中国, 等. 低速三角翼纳秒脉冲等离子体激励实验[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(10): 2331-2339.
- HUA Weizhuo, LI Yinghong, NIU Zhongguo, et al. Experiment on low-speed delta wing using nanosecond pulse plasma actuation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10): 2331-2339. (in Chinese)
- [12] Murray R C, Zaidi S H, Carraro M R, et al. Observation of MHD effects with non-equilibrium ionization in cold supersonic air flows[R]. AIAA-2004-1025, 2004.
- [13] Murray R C, Zaidi S H, Shneider M N, et al. Non-equilibrium ionization techniques for MHD power extraction in high-speed flows[R]. AIAA-2003-1049, 2003.
- [14] Murray R C, Zaidi S H, Carraro M R, et al. Magnetohydrodynamic power generation using externally ionized, cold, supersonic air as working fluid[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(1): 119-127.
- [15] Nishihara M J, Rich W, Lempert W R, et al. MHD flow control and power generation in low-temperature supersonic flows[R]. AIAA-2006-3076, 2006.
- [16] Nishihara M, Jiang N B, Rich W, et al. Low-temperature supersonic boundary layer control using repetitively pulsed MHD forcing[R]. AIAA-2005-5178, 2005.
- [17] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1985.
- [18] 赵青, 刘述章, 童洪辉. 等离子体技术及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.

(编辑: 叶 青)