

# 不同磁感应强度下的磁流体加速实验研究

张 杨, 张百灵, 李益文, 阳鹏宇, 朱 涛

(空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西西安, 710038)

**摘要** 利用基于激波风洞的磁流体动力技术实验系统,设计了超声速喷管和分段法拉第型试验段,选用合理的电场及磁场方案,开展了不同磁感应强度下的磁流体加速实验研究。当激波管高压段压力 1.2 MPa、低压段压力 500 Pa,电容充电电压为 400 V 时,得到的主要实验结论如下:随着磁感应强度增大,加速通道电极间电压增加,电流降低,单个电极的输入功率降低,负载系数略有降低,电效率略有升高;当磁感应强度分别为 0.5 T、1 T、1.5 T 时, #10 电极处超声速气流的电导率分别约为 181 S/m、81 S/m 和 50 S/m,利用 #20 电极开路电压的方法评估出口速度增量分别约为 16.1%、14.7%、14.3%。电导率对输入功率的影响较大,提高加速效果需要同时提高气流的电导率和通道的电效率。

**关键词** 推进系统;磁流体加速;磁感应强度;超声速气流;电导率

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.03.006

**中图分类号** V231 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)03-0023-05

## Experimental Investigation on MHD Acceleration under Different Conditions of Magnetic Induction

ZHANG Yang, ZHANG Bai-ling, LI Yi-wen, YANG Peng-yu, ZHU Tao

(Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** MHD acceleration technology is of great hope in application. In this paper, with a MHD experimental system based on shock tunnel being used, the supersonic nozzle and test section (segmented Faraday accelerator) are designed as well as reasonable electric field and magnetic field facilities. Experiments under different magnetic induction are carried out. Under the conditions of 1.1 MPa driver pressure, 500 Pa driven pressure and 400 V capacitance voltage, some results are obtained as follows: With the increase of the magnetic field, the voltage at electrode pair #10 rises, while the current is decreased, the input power and the load factor are decreased. When magnetic inductions are differently as 0.5 T, 1 T and 1.5 T, the conductivities of supersonic airflow are about 181 S/m, 81 S/m and 50 S/m respectively, and the increasing rates of outlet speed are estimated to be 16.1%, 14.7% and 14.3% by evaluation method of using open circuit voltage at electrode pair #20. The conductivity of supersonic airflow has an important effect on acceleration, and both the enhancements in electric conductivity and in efficiency are simultaneously needed to improve MHD acceleration.

**Key words:** aerospace propulsion; MHD acceleration; magnetic induction; supersonic airflow; electric conductivity

**收稿日期:** 2012-09-25

**基金项目:** 国家自然科学基金资助项目(10972236)

**基金项目:** 张 杨(1989-),男,四川遂宁人,硕士生,主要从事高超声速磁流体动力学研究.

E-mail: zhangyangkd@126.com

在化学燃料发动机中,由于燃烧温度和压力的限制,燃气内能转换为动能的效率受到限制,纯化学推进的能量发挥已接近其理论极限<sup>[1]</sup>,要追求更高的飞行速度,需要采用新的技术途径。磁流体加速是磁流体发电的逆过程。目前,超声速气流磁流体加速实验研究主要集中于美俄等航空航天大国,主要针对磁流体加速原理性验证<sup>[2-3]</sup>、超声速气流电离技术以及高焓高超声速磁流体风洞的研制等<sup>[4-8]</sup>。但电磁场和流场之间的相互作用过程、耦合机理及电磁场对磁流体通道相关参数的影响规律还不是很清晰,有待于进一步深入研究。国内的相关实验才刚刚起步,李益文<sup>[9]</sup>等研制了基于激波风洞的磁流体动力技术实验系统,并开展了磁流体加速的初步实验研究。

本文利用文献[9]建立的磁流体动力技术实验系统,开展了不同磁感应强度下的磁流体加速实验研究,获得了电压、电流、电导率及电效率等参数随磁感应强度的初步变化规律。

## 1 实验系统及参数测试方法

### 1.1 实验系统

实验系统由热电离激波管、超声速喷管与分段法拉第型试验段、电能注入系统和磁场产生装置、电离种子注入装置、控制与测试系统等构成。其中激波管高压段长 2 m,低压段长 8 m,矩形内截面为 130 mm×80 mm,采用双膜机构破膜方式。超声速喷管和试验段采用一体化设计,见图 1,喷管设计马赫数 1.5,喉道半高 4.133 mm,出口宽 20 mm、高 10 mm;分段法拉第型试验段均匀布置有 20 对 6 mm×20 mm 的铜电极,其轴向间距为 4 mm,考虑壁面边界层的影响,试验段采用 0.5°的扩张角。实验时, #1~#18 电极分别由 18 个 1 000 μF、1 kV 的电容提供电能(其充电电压都为 400 V), #19、#20 电极作为测试电极则不输入电能;为了防止电容放电时电流过大,每个电极回路都串入了 2 Ω 的无感限流电阻。试验段的外加磁场由 WD-200 型直流电磁铁提供,磁场指标如下:当气隙固定为 30 mm 时,随着电磁铁电流的增加,中心磁感应强度最大可达 1.8 T。

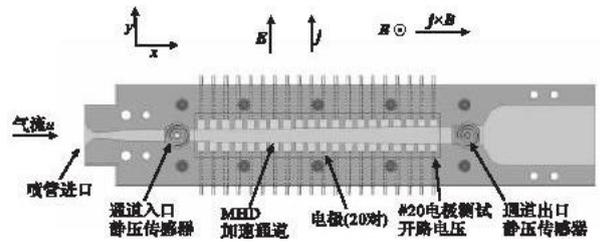


图 1 试验段示意图

Fig.1 Schematic diagram of testing section

### 1.2 参数测试方法

激波管低压段壁面布置有 4 个 PCB 压力传感器,其安装位置见图 2。根据相邻传感器之间的距离和压力脉冲到达的时间差可以计算出入射激波马赫数,进而推算出实验气体的总温总压条件。其中,总压可由低压段末端 PCB #1 压力传感器直接测量得到,而总温则需要结合激波管运行的初始条件及压力曲线,由激波管理论计算获得。

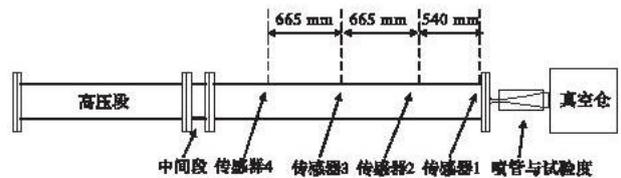


图 2 传感器在激波管上的安装位置

Fig.2 The location of sensor in shock tube

在电参数测试时,电容充电及电极放电时的电压测量都采用 P6015A 高压探针;由于电流可能较大,在线路中串联了一个 0.1 Ω 的无感电阻,通过测量电阻两端的电压间接获得电流值;对于 #20 电极发电电压的测量,则采用了 TekP6135A 电压探针。电压测试信号均用 DPO4104 示波器记录。

电导率表征物质传输电流的能力,气体电导率测试方法见图 3。将距离为  $b$  的一对探针插入电极之间,电极的面积为  $A$ ,假设电极间电流为  $I$ ,示波器测得放电时探针之间的电压为  $V$ ,则可计算出主流区域气流的电导率  $\sigma$  为:

$$\sigma = \frac{Ib}{VA} \quad (1)$$

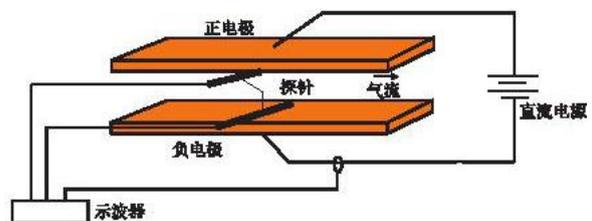


图 3 电导率测量示意图

Fig.3 Schematic diagram of measure conductivity

## 2 实验条件

实验的总体方案及基本过程如下:激波管高压段充入 1.2 MPa 氦气,低压段充入 500 Pa 氩气与  $K_2CO_3$  的混合物,真空仓的起始压力为 500 Pa,电离种子  $K_2CO_3$  的注入方式参考文献[9],破膜运行后,将在低压段下游末端产生高温高压的导电气流,气流通过超声速喷管膨胀加速后进入分段法拉第型试验段,在外加电、磁场的共同作用下实现加速。

为了较好地实现气流的热电离,激波管采用平衡接触面运行方式以提高气流的平衡温度,根据激波管的初始条件及测得的压力曲线,参考文献[10]的计算方法,得到激波管的运行条件为:高压段压力 1.2 MPa,低压段压力 500 Pa,入射激波马赫数 5.283 5,平衡压力  $P_e$  为 0.182 5 MPa,理论平衡温度  $T_e$  为 7 719.16 K。由喷管入口与出口的压力比可知,喷管处于完全膨胀状态,取氩气的绝热指数为 1.667,计算得到喷管出口的静压约为 0.045 MPa,理论静温约为 4 410.32 K。

## 3 实验结果与讨论

### 3.1 典型磁场条件下磁流体加速实验

由于测试条件的限制,仅对 #10 电极处的电压电流特性进行测量。当磁感应强度为 0.5 T 时,见图 4,电容放电时间约为 0.5 ms,电压从 400 V 释放电量后降至约 329.3 V,电极间电压平均值约为 113.1 V,电流平均值约为 125.0 A。需要注意此电压不仅有主流区域导电液体的压降,还包括电极本身引起的压降、边界层压降等。

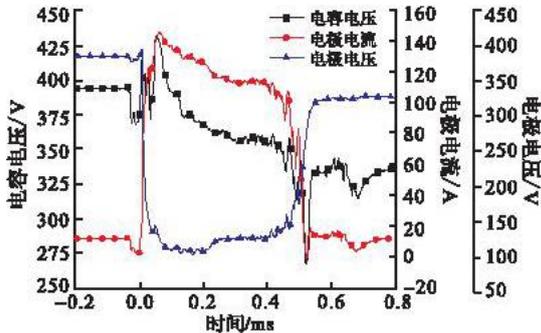


图 4 #10 电极电压电流图

Fig.4 Voltage and current of electrode pair #10

#10 电极处气流的电导率及其等效电阻变化情况见图 5。对 0.1~0.4 ms 进行平均,可得主流区域气流电导率的平均值约为 181 S/m,电极间气流的等效电阻约为 0.81  $\Omega$ 。

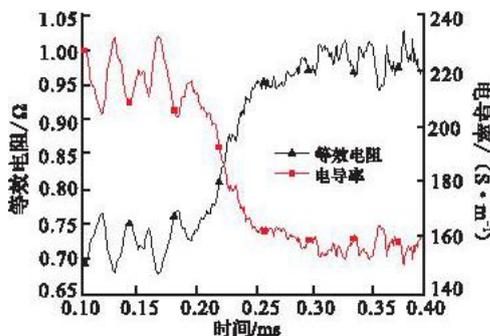


图 5 #10 电极处电导率和等效电阻测试结果

Fig.5 Measurement results of electric conductivity and equivalent resistance of electrode pair #10

### 3.2 不同磁感应强度下磁流体加速实验

当电容充电电压为 400 V 时,进行了磁感应强度分别为 0 T、0.5 T、1 T、1.5 T 条件下各 3 组实验,每组的测量值均取平均值计算。

由图 6 知,在不同磁感应强度下,#10 电极处电导率的平均值分别约为 202 S/m、181 S/m、81 S/m、50 S/m,无磁场时的电导率较高,电导率随着磁感应强度的增大而减小。其主要原因如下:当加速通道中存在磁场时,由于电子以回旋频率在垂直于磁场的平面内绕磁力线做圆周运动,电子将沿着圆弧而不断碰撞,导致电子在沿着电场方向和沿着气流方向都存在碰撞,从而使在垂直于磁场平面内原先同向的电场和电流相互之间偏移了一定的角度,这样从宏观上导致沿着电场方向气体传输电流的能力减弱,引起磁场中的电流并不沿外加电场方向流动,即霍尔效应。由于霍尔效应的影响,气流沿着电场方向的有效电导率的表达式为<sup>[11]</sup>:

$$\alpha_{\text{effective}} = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} \quad (4)$$

式中: $\alpha_{\text{effective}}$ 为气体有效电导率; $\sigma$ 为标量电导率(即无磁场时的电导率); $\beta$ 为电子的霍尔参数,是电子回旋频率( $eB_e/m_e$ )与碰撞频率( $\nu$ )的比值。随着磁感应强度的增大,电子的回旋频率增加,霍尔参数增大,气流的有效电导率降低。

由文献[11]知,对于热电离而言,霍尔参数的大小随压力的降低或温度的增加都存在近似的上升关系。实验中,激波风洞的阀门、法兰密封圈及其他接口等地方存在少量漏气,致使低压段所充入氩气的纯度及压力很难控制,造成每次实验时的来流压力和温度可能存在差异,所以也会影响电导率结果。

由图 7 知,当磁感应强度增大时,电极间电压有所增加,电流减小。这是因为磁场增强使得气流电导率降低,电极间等效电阻增大,在外加电压及限流电阻保持不变的情况下,回路电流减小,电极间分得了更多电压。通道输入功率的平均值可由实验时电

极间的平均电压和平均电流近似求得,当磁感应强度分别为 0 T、0.5 T、1 T、1.5 T 时,单个电极输入功率的平均值分别约为 14.81 kW、14.14 kW、9.64 kW 和 6.53 kW,输入功率随着磁感应强度的增大而减小很多。可见随着磁感应强度的增加,气流的电导率降低很多,气体传输电流的能力也急剧下降,洛伦兹力的有效功和产生的焦耳热都减小,导致向加速通道注入能量越来越困难。

磁流体加速的负载系数满足如下公式:

$$k = \frac{q}{q_f} = \frac{j_y E_x}{u_j B_z} = \frac{E_x}{u B_z} = \frac{U}{u B_z h} \quad (5)$$

设  $U_{10}$  为 #10 电极处的电极间电压,  $h$  为通道高度,  $u$  为气流速度。实验中气流速度非常大,很难测试,由于实验段采用  $0.5^\circ$  的扩张角,  $h_{10}$  和  $h_{20}$  相差不大,故在磁流体加速中近似满足  $U_{10} = k u B_z h_{10} \approx k u B_z h_{20}$ ,即负载系数可以通过电极间电压和 #20 发电电压近似求得。实验结果表明:当磁感应强度分别为 0.5 T、1 T、1.5 T 时,负载系数的平均值分别约为 3.83、3.70 和 3.62,略有降低;电效率的平均值分别约为 26.3%、27.0%、27.6%,略有上升。表明 MHD 加速通道中用于提高气流动能部分的能量所占比重有所增加,但增加量不大,而其余部分的能量主要转化为焦耳热以及电极压降等损失。

由于导电气流在磁场作用下会产生感应电动势

$$U = u B_z h \quad (6)$$

式中  $B_z$  为磁感应强度,实验时的  $B_z$  和  $h$  均为常数,则感应电动势与气流速度成正比,所以可通过测量 #20 电极开路电压,将输入电能和未输入电能下电压值进行对比来衡量加速效果。图 8 为加速效果随磁感应强度的变化情况,当磁感应强度分别为 0.5 T、1 T、1.5 T 时,超声速气流加速率的平均值分别约为 16.1%、14.7%、14.3%,加速效果随着磁感应强度的增大而略有下降。

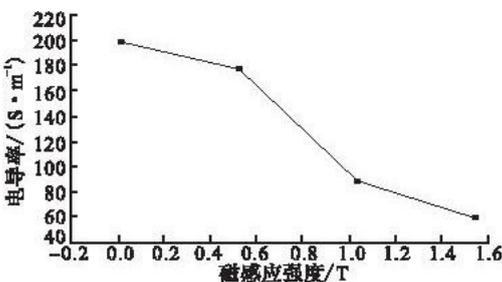


图 6 不同磁感应强度下 #10 电极气流电导率

Fig. 6 Variation of conductivity at electrode pair #10

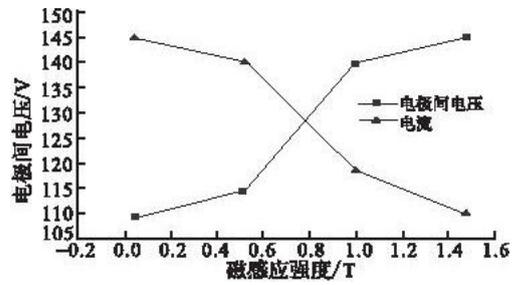


图 7 不同磁感应强度下 #10 电极间电压和电流

Fig. 7 Variation of voltage and current at electrode pair #10 with different magnetic induction

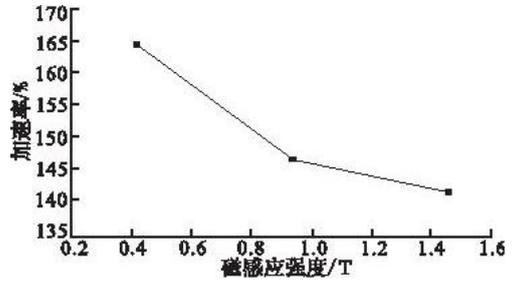


图 8 气流的加速率

Fig. 8 Variation of acceleration rate of airstream

图 6~8 表明,当保持电容充电电压不变、磁感应强度增大时,电效率略有增加,而气流的电导率下降明显,通道输入功率减小较多,导致用于加速的有效功减小,加速效果下降;由此可知,电导率对通道的输入功率影响很大。超声速气流磁流体加速的过程可认为受到了洛伦兹力效应和焦耳热效应的共同作用;洛伦兹力效应表现为导电流体在电、磁场的耦合作用下,将电能直接转化为气流的动能;焦耳热效应虽然也将能量注入到气流中,提高了气流的总焓,但使气流的总压减小,降低了气流的做功能力,且在超声速气流中加热会使气流的速度减小<sup>[6]</sup>,给超声速气流加速带来不利的影响。

因此,要提高磁流体加速效果,必须同时提高超声速气流的电导率和通道的电效率,高电导率可以使通道的输入功率增加,高电效率可以增加洛伦兹力有效功占输入功率的比重。对于热电离导电气流而言,提高电导率可以通过增加气流总温来实现,提高电效率的方法之一是增加来流速度。

## 4 结论

本文利用基于激波风洞的磁流体动力技术实验系统,开展了不同磁感应强度下的磁流体加速实验研究,得到如下结论:

1)随着通道内磁感应强度的增加,电极间电压有所增加,电流降低,单个电极的输入功率降低,通道的电效率略有上升,表明 MHD 加速通道中输入

的能量用于提高气流动能部分的能量所占比重增加。

2)当电容充电电压为400V,磁感应强度分别为0.5 T、1 T、1.5 T时,超声速气流电导率的平均值分别约为181 S/m、81 S/m、50 S/m;利用#20电极开路电压的方法评估出口速度增量分别约为16.1%、14.7%、14.3%。

3)电导率对通道的输入功率影响较大,要提高加速效果,应尽可能同时提高超声速气流的电导率和通道的电效率。

本文的实验研究都是基于激波风洞的设备,实验段尺寸较小,实验时间极短,下一步的研究中,需设计稳态的热电离超声速气流磁流体动力技术实验系统,得到较长的工作时间,选取合理精确的测量方法及测控系统,精确测试各参数的影响规律。

#### 参考文献(References):

- [1] 毛根旺,唐金兰. 航天器推进系统及其应用[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.  
MAO Genwang, TANG Jinlan. Space vehicle propulsion and its application [M]. Xi'an: Northwestern polytechnical university press, 2009. (in Chinese)
- [2] Pate S R, Sile L G, Stallings D W, et al. Development of an MHD-augmented, high enthalpy, shock tunnel facility [J]. AIAA journal, 1974, 12(3): 289-297.
- [3] Bogdanoff David W, Mehta Unmeel B. Experimental demonstration of magneto-hydro-dynamics (MHD) acceleration [R]. AIAA 2003-4285.
- [4] Deere K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA langley research center [R]. AIAA 2003-3800.
- [5] Moeller T, Robert Rhodes, Lineberry J T, et al.

HVEPS combustion driven MHD power demonstration tests[R]. AIAA 2008-4097.

- [6] Leonov S B, Yarantsev D A. Near-surface electrical discharge in supersonic airflow: properties and flow control[J]. Journal of propulsion and power, 2008, 24(6): 1168-1181.
- [7] Bobashev S V, Erofeev A V, Lapushkina T A, et al. Air plasma produced by gas discharge in supersonic MHD channel[R]. AIAA 2006-1373.
- [8] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B, et al. Electron-beam-generated plasmas in hypersonic magnetohydrodynamic channels [J]. AIAA journal, 2001, 39(6): 1127-1138.
- [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] 朱涛,李应红,张百灵,等.磁激等离子体超声速气流的瞬态加速系统及其实验研究[J].航空学报,2012,33(8):1375-1383.  
ZHU Tao, LI Yinghong, ZHANG Bailing, et al. Transient acceleration system of magnetoplasmadynamic supersonic airstream and its experimental research [J]. Acta aeronautica et astronautica sinica, 2012, 33(8): 1375-1383. (in Chinese)
- [11] 刘鉴民.磁流体发电[M].北京:机械工业出版社,1984.  
LIU Jianmin. MHD Generation [M]. Beijing: Mechanical industry press, 1984. (in Chinese)

(编辑:徐敏)