

磁流体流动控制在航空工程中的应用与发展

程邦勤, 孙 权, 苏长兵, 李益文, 喻永贵

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要:总结了国内外磁流体(MHD)流动控制的研究现状,重点介绍了磁流体流动控制的 3 个典型实验:调节超音速进气道激波系结构,抑制流体边界层分离,减弱诱导激波强度;对磁流体流动控制机理进行了初步分析,说明放电等离子体能在激励区产生高温等离子体层,由于局部气体高温高压诱导出激波,形成虚拟尖劈,从而改变原有流场结构,施加磁场的主要用途是对放电电弧施加宏观的洛仑兹体积力,控制电弧运动的方向。最后,总结了磁流体流动控制的优势,并对国内 MHD 流动控制在航空工程上的应用与发展进行了展望。

关键词:磁流体;流动控制;高超声速;激波;边界层

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2010.02.003

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:**1009-3516(2010)02-0011-05

磁流体动力学(MagnetoHydroDynamics, MHD)是流体动力学一个新的重要分支,主要研究导电流体(等离子体、液态金属或电解液等)在磁场中流动时与电磁场之间的相互作用,其中研究最为广泛且与航空应用联系密切的是等离子体和磁场的相互作用。近年来,随着俄罗斯 Leninetz 公司 MHD-冲压组合的 AJAX 概念的提出,很多学者针对高超声速飞行器开展了大量 MHD 的应用研究^[1-2]。图 1 为 NASA 格林研究中心提出的磁流体-涡轮联合发动机方案。

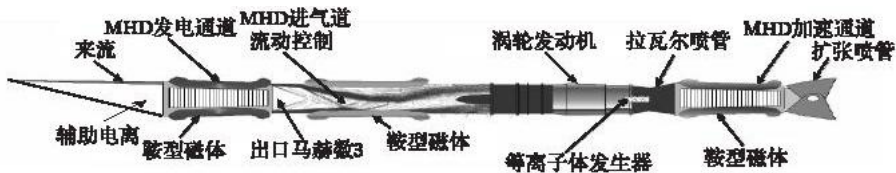


图 1 磁流体-涡轮联合发动机方案

Fig. 1 Schematic diagram of MHD combination with turbojet engine concept

1 MHD 流动控制的研究现状

1.1 国外研究现状

近年来,MHD 流动控制技术研究主要集中在高超声速进气道流动控制、激波控制、传热控制。

美国普林斯顿大学 Macheret S 教授等针对非设计状态下超声速进气道工作马赫数小于设计马赫数提出了虚拟唇口(Virtual Cowl)概念^[3],进而增加了进气捕获量。另外,他们对激光注入能量方法在激波控制上的应用进行了非定常仿真实验研究。结果表明激光辐照的区域产生热点(thermal spot)并伴随有冲击波的出现,当模型的斜激波经过热点时,激波形状畸变,角度变大,强度减弱^[4]。

美国俄亥俄州立大学进行了磁控等离子体气动激励的机理研究,把热效应和电离效应分开,单独研究其对激波的影响作用,提出了“射频放电给低速边界层加热—尖劈前流场出现热不均匀性—激波发生变化”,

* 收稿日期:2009-09-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50776100)

作者简介:程邦勤(1972-),男,安徽怀宁人,副教授,博士,主要从事飞机推进系统气动热力学理论和等离子体动力学及其应用研究。E-mail:cbqchina@163.com

即热效应是主导影响因素^[5]。

美国空军研究实验室、俄罗斯 Leninetz 公司等针对高超声速进气道的流动控制问题进行了探讨,研究结果表明,超声速气流等离子体与 MHD 相互作用提升了高超声速飞行器燃烧室、进气道的性能^[6]。

俄罗斯科学院高温研究所 (IVTAN) Leonov 等人进行了大量的基础实验研究^[7-9],总体思想来源于管道流动控制和进气道波系的调节,将准直流放电产生的等离子体对超声速流场的气动激励归纳为 4 大效应,即“诱导激波效应”、“尖劈前缘激波前移效应”、“反射激波减弱效应”和“磁控增强效应”。

另外,Shang 等人还研究了钝体头部脱体激波控制,目的是减小钝体总阻力和峰值热流,研究结果表明,所采用的头部丝状放电或等离子体射流等方法都能造成激波前移,波强减弱,从而对脱体激波进行有效控制^[10]。

1.2 磁流体流动控制典型实验

超声速进气道的非设计状态激波系控制是 MHD 流动控制的例子之一。当飞行马赫数小于设计马赫数时,MHD 控制见图 2,此时应用 MHD 加速模态 (Accelerator Mode) 控制,产生顺气流方向的体积力,波前速度增大,马赫数增大,激波角度减小,若控制得当,交汇到唇口外的激波系能够重新交于唇口;当飞行马赫数大于设计马赫数时,MHD 控制见图 3,此时应用 MHD 发电模态 (Generator Mode) 控制,产生逆气流方向的体积力,波前速度减小,马赫数减小,激波角度增大,若控制得当,交汇到管道内的激波系能够重新交于唇口。

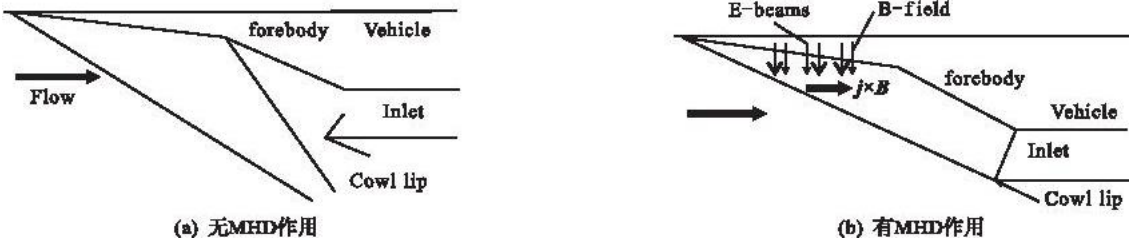


图 2 来流 Mach 数低于设计 Mach 数时进气道激波系结构 MHD 控制效果 (类似 MHD 加速模态)

Fig. 2 MHD control effect to shock wave structure in flow Mach lower design Mach (similarity accelerator)

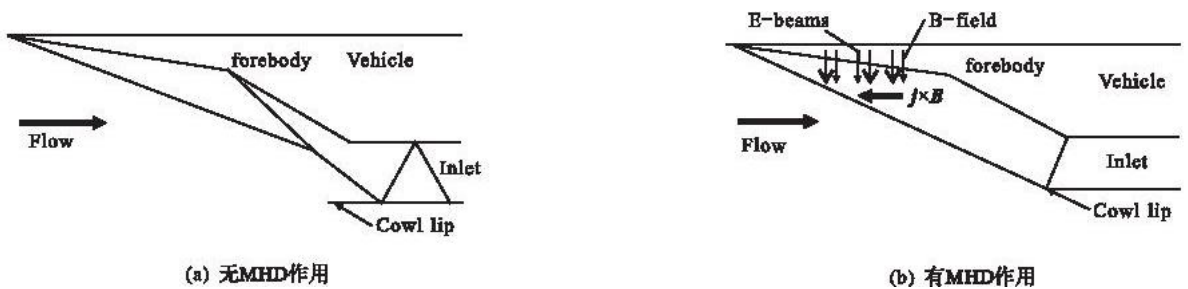


图 3 来流 Mach 数高于设计 Mach 数时进气道激波系结构 MHD 控制效果 (类似 MHD 发电模态)

Fig. 3 MHD control effect to shock wave structure in flow Mach higher design Mach (similarity generator)

美国俄亥俄州立大学机械工程学院研究了 MHD 对超声速电离边界层的影响,分别采用射频放电、纳秒脉冲放电的方式,在 1.5 T 的磁场强度中电离 Mach 数 3、4 的超声速氮气流制备磁流体。图 4 显示施加 MHD 作用后,PIV 测试的边界层速度明显增加,分离减缓。

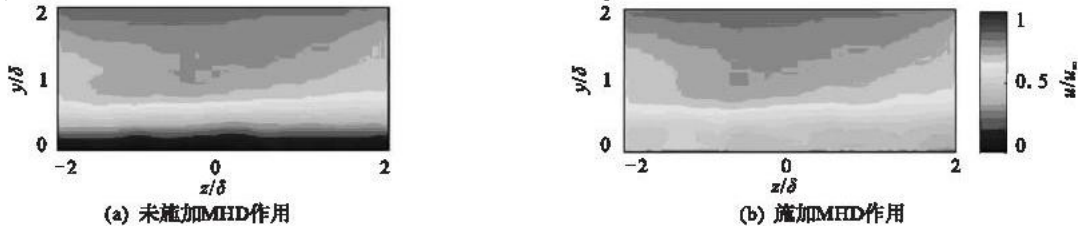


图 4 MHD 流动控制对边界层速度分布的作用效果

Fig. 4 Effect of MHD control on boundary layer velocity distribution

日本东京工业大学、日本宇航开发署针对超燃冲压发动机进气道隔离段边界层分离问题,利用激波管开展了 MHD 边界层流动控制的实验^[11],研究了在不同的参数下 MHD 效应对诱导激波的影响,结果表明尖劈诱导激波前移 (见图 5,左侧为顺气流方向,右侧为逆气流方向)。



图5 20°尖劈诱导斜激波与MHD相互作用

Fig. 5 MHD interaction with oblique shock wave induced by 20° ramp

1.3 国内研究现状

国内在飞行器等离子体流动控制方面已取得许多重要的研究成果,但仍处于起步阶段,研究单位少且主要集中在电流体(EHD)的作用方面,在实验和机理研究方面和国外差距较大。北京航空航天大学进行了高超声速MHD进气道流动控制的三维仿真^[12]。南京航空航天大学黄护林等人研究了磁控等离子体对收敛喷管传热及红外隐身性能的影响^[13]。空军工程大学开展了等离子体流动控制和磁流体动力改善空气动力特性的机理研究^[14]。在来流马赫数为2.2的小型暂冲式超声速风洞中进行了等离子体气动激励控制尖劈斜激波实验,结果表明:施加磁控等离子体气动激励后,尖劈斜激波起始端由一道窄的强波变为一束宽的压缩波系,激波强度减弱,位置前移,波角减小(见图6,由上而下分别为无磁控、顺气流磁控、逆气流磁控)。用尖劈斜激波的波后压力(P_{10})与波前(P_7)压力之比来表征激波强度(见图7),实验结果表明,在施加不同等离子体气动激励条件下,尖劈斜激波时均强度值平均相对降低10%~20%^[15]。

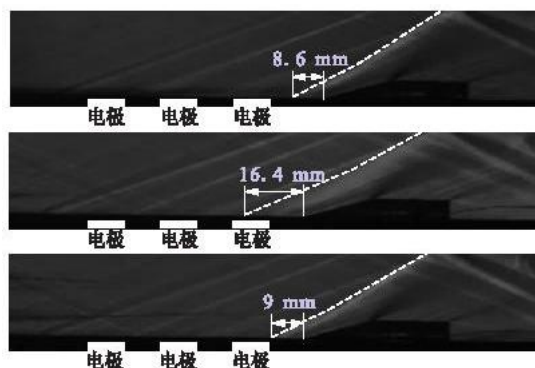


图6 磁场对激励效果影响纹影图

Fig. 6 Schlieren pictures of actuating effect by applying magnet

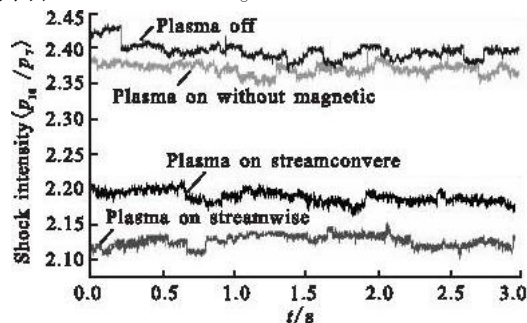


图7 磁场对激励效果(激波强度)的影响

Fig. 7 Actuating effect (intensity) by applying magnet

2 磁流体流动控制机理分析

基于以上实验结果分析磁控等离子体流动控制的机理,首先分析等离子体诱导激波的原理。弧光放电等离子体气动激励能在激励区产生高温等离子体区域,在超音速来流条件下,高温气体迅速被来流吹向下游,壁面附近形成高温等离子体层。由于温度升高,导致边界层内气体压力升高,因此等离子激励区下游的边界层内气体压力要高于激励区上游边界层内气体压力,形成了较大的逆压梯度。边界层的粘性和逆压梯度的双重作用都会使流体减速,因此边界层底层的速度迅速减小,边界层的厚度迅速增大,在激励区下游S点将使 $\left(\frac{dv}{dx}\right)_{y=0} = 0$ 。在S点以后,边界层底层的流体在逆压梯度的继续作用下向前倒流,倒流而上的流体和顺流而下的流体在S点相遇,使边界层拱起而脱离物面,并形成大量的漩涡被主流带走,于是形成了边界层的分离。局部的分离区形成以后,边界层的厚度增大,造成超音速气流向内转折,因而产生一系列的弱斜激波,这些弱斜激波在主流区汇合形成一道较强的分离激波。当边界层在平板下游某处再附时,在再附点附近将形成一个再附激波。在分离激波和再附激波之间,产生一系列的膨胀波,见图8。

其次,图9说明了等离子体气动激励和尖劈前缘斜激波的相互作用机理。施加等离子体气动激励后,高温等离子体层迅速被来流吹向下游,由于受到尖劈的阻挡,在尖劈前缘形成了局部的高温区域,使边界层分离点逆气流前移,改变了原有的波系结构,使原有激波位置前移,激波角减小;同时,局部的高温区导致了当

地音速值增大,在来流速度一定的情况下,马赫数减小。由式(1)可知,当激波角和来流马赫数降低时,激波强度将降低。

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma+1} M_1^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \quad (1)$$

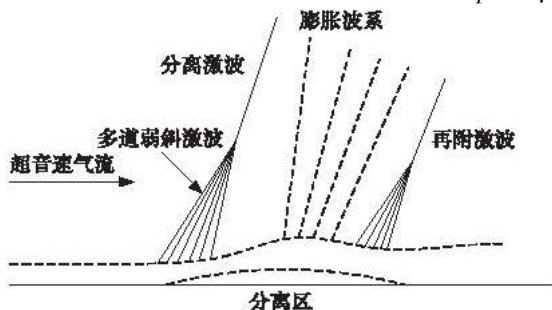


图8 局部分离区诱导激波的产生

Fig. 8 Local separation induce shock wave

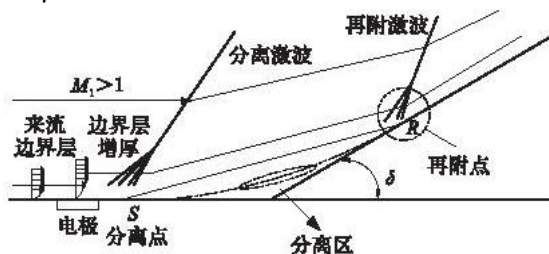


图9 等离子体气动激励对尖劈前缘斜激波的影响

Fig. 9 Influence on forward of shock wave by plasma aerodynamic actuation

最后,根据磁流体力学基本原理,施加磁场的主要用于对放电电弧施加宏观的洛仑兹体积力,控制电弧运动的方向。通过改变磁场方向或放电电流方向,可实现不同方向的电弧柱偏转,偏转效果见图10和图11。逆气流方向偏转可以抵抗电弧被风吹走的惯性力,增强虚拟阻挡强度,以增强流动控制功效;顺气流方向偏转可以与风吹惯性力形成电弧往下游运动的合力,类似等离子体推进中的磁加速原理。



图10 无来流条件下逆气流放电纹影图像

Fig. 10 Schlieren pictures of discharge in up - wind flow

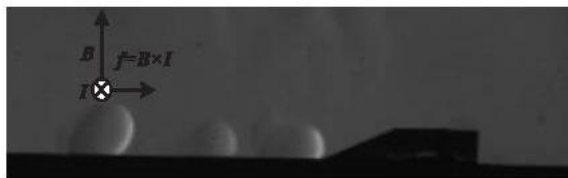


图11 无来流条件下顺气流放电纹影图像

Fig. 11 Schlieren pictures of discharge in down - wind flow

逆气流方向的洛仑兹力会抵抗电弧被超声速气流吹向下游的惯性力,增强电弧的虚拟阻挡能力,通过带电粒子与中性粒子的碰撞效应实现动量传递,减小波前气流的速度,使得波前马赫数减小,从而减弱激波强度;在气流流动的相对坐标系下,顺气流方向的洛仑兹力使得电子进一步加速,进一步加强了电子的碰撞效应,电子温度进一步传递给离子和中性粒子,等离子体温度进一步趋于平衡,由于中性粒子的温度升高,使得波前气流温度升高,马赫数减小,所以激波强度减弱。总结逆气流方向磁控为增强虚拟型面效应,顺气流方向为增强热效应。

3 结论与展望

等离子体和电磁场的相互作用,目前已在多个物理学分支和广泛的工程技术中得到应用。等离子体激励是电场或电磁场激励,没有运动部件,具有结构简单紧凑、施加的激励作用频带宽、激励参数容易调节、响应迅速等优点,为实现适应性主动流动控制提供了有利条件。

下一步需重点做的工作:

1) 进行光谱分析实验。通过光谱分析可以测得等离子体区的温度,对等离子体气动激励的“热效应”进行进一步的研究分析。

2) 优化实验方案,增加实验测量手段。初步的实验只对壁面静压进行了测量,下一步实验可以考虑测量主流流场的流动参数进行,以验证局部的气动激励对全局流场的作用。

3) 完善描述等离子体气动激励和激波相互作用关系的物理模型。完整的模型应包括流体模型、气体电离模型和电磁场模型,涉及到多物理场的耦合求解,过程十分复杂。

4) 国内研究应以俄罗斯的准直流放电为突破点,复现美、俄实验结果,并在超声速进气道非设计状态激波系调节或钝体前缘减阻方面开展研究,在超声速和高超声速的相关领域有所创新。

参考文献:

- [1] Fraishtadt V L, Kuranov A L, Sheikin E G. The Application of MHD Systems in Hypersonic Flight Vehicle[J]. Technical Physics, 1998, 43(11):27-34.
- [2] Gurijanov E P, Harsha P T. AJAX: New Directions in Hypersonic Technology[R]. AIAA 96-4609.
- [3] Shneider M N, Macheret S O. Modeling Plasma and MHD Effects in Hypersonic Propulsion Flowpath [R]. AIAA 2005-5051.
- [4] Shneider M N, Macheret S O, Miles R B. Comparative Analysis of MHD and Plasma Methods of Scramjet Inlet Control [R]. AIAA 2003-170.
- [5] Meyer Rod, Chintala Naveen, Bystricky Bryan, et al. Lorentz Force Effect on A Supersonic Ionized Boundary Layer[R]. AIAA 2004-510.
- [6] Nishihara M, Jiang N, Rich J W. Low-temperature Supersonic Boundary Layer Control Using Repetitively Pulsed MHD Forcing [J]. Physics of Fluids, 2005, 17:1-12.
- [7] Leonov, S, Valentin Bityurin, Yury Kolesnichenko. Dynamic of A Single-Electrode HF Filament in Supersonic Airflow[R]. AIAA 2001-0493.
- [8] Leonov S B, Bityurin V, K Savelkin, et al. Progress in Investigation for Plasma Control of Duct-Driven Flows [R]. AIAA-2003-0699.
- [9] Leonov S B, Firsov A A, Yarantsev D, et al. Flow Control in Model Supersonic Inlet by Electrical Discharge[R]. AIAA 2009-7367.
- [10] Shang J S, Kimmel R, Hayes J, et al. Hypersonic Experimental Facility for Magnetoaerodynamic Interactions[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(5):780-789.
- [11] Udagawa Keisuke, Kawaguchi Kenji, Saito Shinya, et al. Experimental Study on Supersonic Flow Control by MHD Interaction [R]. AIAA 2008-4222.
- [12] 田正雨, 张康平, 潘沙, 等. 磁流体动力学斜激波控制数值模拟分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(1): 72-77.
TIAN Zhengyu, ZHANG Kangping, PAN Sha, et al. Numerical Investigation and Analysis for MHD Oblique Shock Control [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(1): 72-77. (in Chinese)
- [13] 张炎, 黄护林. 磁控等离子体对收敛喷管性能的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1024-1030.
ZHANG Yan, HUANG Hulin. Influence of Magnetic Plasma on Performances of the Convergent Nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1024-1030. (in Chinese)
- [14] 李应红, 吴云, 张朴, 等. 大气压等离子体流动控制实验[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2006, 7(3) 1-3.
LI Yinghong, WU Yun, ZHANG Pu, et al. Experimental Investigation of Atmosphere Plasma Flow Control Technology [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2006, 7(3): 1-3. (in Chinese)
- [15] 程邦勤, 李应红, 李军, 等. 等离子体气动激励改变激波系结构实验研究[J]. 核聚变与等离子体物理, 2009, 29(2): 189-192.
CHENG Bangqin, LI Yinghong, LI Jun, et al. Experimental Investigation for Structure of Shock Waves Influenced by Plasma [J]. Nuclear Fusion and Plasma Physics, 2009, 29(2): 189-192. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

Application and Development of Magneto hydrodynamics (MHD) Flow Control in Aeronautic Engineering

CHENG Bang-qin, SUN Quan, SU Chang-bing, LI Yi-wen, YU Yong-gui
(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The paper summarizes the development of MHD flow control in the world and emphatically introduces three typical experiments: modifying shock wave structure of supersonic inlet; restraining separation of boundary layer; weakening shock wave intensity. The mechanism about MHD flow control is analyzed primarily, i. e. discharge plasma can produce high temperature plasma layer, which will induce new shock wave and become virtual ramp, and thus the former flow field is changed. The use of applying magnetic field is to control discharge arc direction due to electromagnetic force. Finally, the advantage of MHD flow control is summarized, and according to the comparisons between the foreign and the domestic in research development, the prospect of MHD application and development in aeronautic engineering is performed.

Key words: magneto hydrodynamics; flow control; hypersonic; shock wave; boundary layer