

表面磁流体气动激励控制楔面激波规律数值研究^{*}

王宇天¹, 张百灵¹, 李益文^{1,2}, 段成铎¹, 庄 重¹, 张 磊¹

(1. 空军工程大学 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038;
2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 针对表面磁流体(MHD)气动激励对高超声速进气道在非设计状态下激波控制问题, 从唯象学的角度出发, 基于低磁雷诺数假设, 将电磁作用简化为Navier-Stokes方程组中的源项处理, 同时考虑到低气压、低磁场环境下电子回旋效应引起的Hall效应, 并联立Ohm定律, 建立磁流体动力学模型, 通过与实验纹影对比验证了模型的合理性, 并利用该模型研究了表面MHD加/减速激励作用位置与宽度、磁场强度、电导率和能量转化率等参数对楔面激波的影响规律。结果表明: 表面MHD气动激励包括焦耳热与洛伦兹力作用, 当放电功率密度为 $3.8 \times 10^9 \text{ kW/m}^3$, 磁场强度为0.34T时, MHD加/减速激励分别使激波位置前移6mm与10mm; 而磁场强度较低时, 由于焦耳热的主导作用, 将会出现激波前后压力比增大, 激波强度增加等负面效应; 根据激励参数的影响规律, 激励器电极应靠近尖端布置, 增大磁场强度, 并改善等离子体源以提高气体电导率, 同时适当增大激励区域宽度。

关键词: 磁流体; 激波; 流动控制; 表面放电; 磁场

中图分类号: TK123 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2017) 11-2456-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2017.11.007

Numerical Research for Regularity of Wedge Shock Wave with Surface MHD Aerodynamic Actuation

WANG Yu-tian¹, ZHANG Bai-ling¹, LI Yi-wen^{1,2}, DUAN Cheng-duo¹, ZHUANG Zhong¹, ZHANG Lei¹

(1. Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermal-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The paper is devoted to the scientific problem of control of hypersonic inlet shockwave at off-design state based on surface MHD aerodynamic actuation. The MHD kinetics model is established by a combination of Navier-Stokes equations and Ohm's law, and the electromagnetism interaction is simplified as the source terms of Navier-Stokes based on phenomenology and assumption of low magnetic Reynolds number, meanwhile, the Hall effect is taken into consideration which results from electron cyclotron effect in low pressure and magnetic field intensity. The reasonability of the model is verified in contrast with experiment shockwave schlieren image, and the regularity of location and width of actuation region, magnetic field intensity, conductivity, energy conversion efficiency of MHD effect on the wedge shockwave is investigated by the model. The results show that the surface MHD aerodynamic actuation includes Joule heat and Lorentz force effects, when discharge power density is $3.8 \times 10^9 \text{ kW/m}^3$ and magnetic field intensity is 0.34T, the MHD acceleration/deceleration actuation can make the shockwave 6mm and 10mm ahead respectively. When magnetic field intensity is low, the front-back ratio of pressure and magnetic field intensity increased as the result of leading role of the Joule heat.

^{*} 收稿日期: 2016-06-28; 修订日期: 2016-09-29。

基金项目: 国家自然科学基金(11372352; 51306207)。

作者简介: 王宇天, 男, 硕士生, 研究领域为高超声速飞行磁流体动力技术。E-mail: 3147526498@qq.com

According to the regularity of actuation parameters, the actuator should be arranged closed to tip of the wedge, magnetic field intensity should be enhanced, conductivity should be increased by improving the plasma source technology, and width of actuation region should be increased appropriately.

Key words: Magnetohydrodynamic (MHD); Shockwave; Flow control; Surface discharge; Magnetic field

1 引言

高超声速飞行要求超燃冲压发动机能够在较宽的马赫数范围内稳定工作,但高超声速进气道通常针对一固定马赫数设计,当飞行马赫数大于设计马赫数时,激波将进入进气道内部,形成反射激波并与边界层相互作用而引起边界层分离,将导致进气道性能急剧下降,甚至引发进气道喘振、不起动。目前进气道流动控制一般采用机械变几何与气动变几何流动控制方式,能够对进气道激波系和内收缩比进行调节,从而改善进气道在非设计马赫数下的工作性能,但随着飞行速度向更高马赫数迈进,其存在的附加质量增加、结构复杂、可靠性下降等问题更加突出。等离子体、磁流体(MHD)流动控制技术是一种新概念主动流动控制技术,通过气体放电引起的压力、温度变化对流场施加可控扰动,以及电磁场与导电流体之间相互作用来控制流动特性;其与传统的进气道流动控制技术相比较,具有无运动部件、快速响应、激励频带宽等特点^[1-4]。

针对不同控制方式与机理,可以将进气道激波控制分为大尺寸MHD流动控制、基于表面等离子体的边界层流动控制两类。针对大尺寸MHD流动控制,俄罗斯艾尔菲物理研究所基于激波风洞,采用平衡电离方式,惰性工质气体电导率高达3200S/m,首次通过实验证明了通过MHD作用控制进气道激波的可行性^[5]。但受实际飞行条件的限制,在 $Ma < 12$ 情况下,即使采用电离种子,进气道内气体亦很难实现平衡电离,为此Macheret, Sheikin等提出一种基于电子束电离的MHD进气道激波控制方式,建立无粘磁流体动力学模型并耦合电子束电离等离子体模型,对该控制方式在非设计马赫数下的控制效果进行了理论分析,结果表明,通过合理选择作用参数,可以有效提高进气道在非设计状态下的工作性能^[6,7]。

国内北京航空航天大学、国防科学技术大学等研究团队也对磁控进气道进行了大量的数值模拟研究。其中,郑小梅^[8-10]针对高超声速飞行器的低磁雷诺数特性,建立了粘性磁流体动力学模型,分析了三种磁控进气道性能,并提出一种新型磁控进气道,当

飞行马赫数小于设计马赫数时,施加平行和垂直于流动两个方向的洛伦兹力分别对气体进行加速和压缩,通过合理选择作用参数能够增大空气流率与压缩比;吕浩宇^[11]、田正雨^[12]、苏伟仪^[13,14]等在磁流体动力学模型修正与计算方法改进等方面做出了积极贡献。

受制于非平衡电离、强磁场产生技术的发展,高超声速大尺寸MHD流动控制由于其低电导率与低磁场,以及高流动速度将导致作用数较低,控制效果变差。相比较而言,表面边界层控制无需电离大体积气体,而且气流速度、密度较低,同时壁面处具有最大的磁场强度,因此有更好的控制效果,并可以通过高超声速流动特有的粘性-无粘作用对主流区流场施加可控扰动。俄罗斯科学研究院的Leonov^[15-17]从2003年开始,对表面放电等离子体气动激励激波控制进行了系统研究,并将其基本原理概括为:热、磁流体(MHD)、电流体(EHD)三种作用;2015年,其与欧洲导弹集团的Falempin^[18]等合作开展了基于表面等离子体气动激励的二维三激波压缩斜面大尺寸进气道模型流动控制实验研究,证明了该控制方式在扩展超声速进气道工作范围方面的可行性;美国空军的Kimmel^[19]与Shang^[20,21]等也针对该问题开展了大量的基础性研究工作,采用直流放电激励方式成功实现了平板诱导斜激波的原理性验证实验,并基于Hayes-Probstein超声速理论对该物理现象进行了科学解释;2015年,日本东京大学的Watanabe^[22]在 $Ma7$ 条件下,开展了采用表面电弧放电诱导斜激波来改善高超声速飞行器空气动力性能的实验与数值模拟研究,结果表明该激励作用能够在极短响应时间内($t < 0.1s$)有效减小斜劈表面的阻力。

国内方面,空军工程大学王健^[23,24]等开展了冷态 $Ma2$ 条件下表面电弧放电的气动激励特性研究,首次提出“热阻塞”理论模型,揭示了等离子体气动激励控制激波的热效应机理,又提出了“电磁复合激励”原理,揭示了磁约束放电提高激励强度的物理机制;西北工业大学的严红^[25,26]等采用三维唯象学仿真模型,将放电热激励以体积热源的形式加入能量方程,研究了热激励对超声速进气道激波的控制规律;

装备指挥学院的程钰锋^[27,28]等也针对该问题开展了部分数值模拟研究。

本文在国内外研究的基础上,针对表面 MHD 气动激励控制进气道激波这一科学问题,基于低磁雷诺数假设,从唯象学的角度出发,建立耦合电磁激励源项的二维磁流体动力学模型,开展了激励作用位置与宽度、磁场强度、电导率和能量转化率对楔面激波影响规律的数值研究。

2 计算模型

图 1 为表面 MHD 气动激励控制楔面激波的原理示意图,通过表面电极在近壁面产生等离子体,电流方向垂直于纸面,磁场方向垂直于壁面,产生平行于壁面方向($j \times B$)的加/减速洛伦兹力。

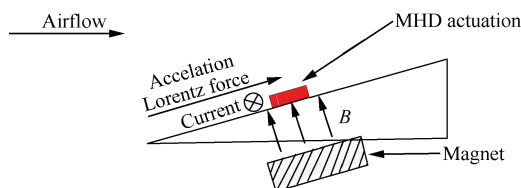


Fig. 1 Principle sketch of wedge shockwave based on surface MHD actuation

基于低磁雷诺数假设,将电磁作用简化为 Navier-Stokes 方程组中的源项处理,同时考虑到低气压、低磁场环境下电子回旋效应引起的 Hall 效应,并联立 Ohm 定律,建立磁流体动力学模型。二维可压缩 Navier-Stokes 方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho e \end{bmatrix} + \nabla \cdot \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u u + p I \\ (\rho e + p) u \end{bmatrix} = \nabla \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \tau \\ u \cdot \tau + \kappa \nabla T \end{bmatrix} + S \quad (1)$$

其中动量、能量源项为

$$S = [S_x, S_y, S_e]^T = [jB \cos \theta, jB \sin \theta, \eta jE]^T \quad (2)$$

式中 θ 为楔面角, B 为磁场强度, E 为电场强度, η 为放电能量转化率, 电流 j 由 Ohm 定律得到

$$j = \frac{\sigma}{1 + \beta^2} (E + V \times B) \quad (3)$$

式中 σ 为空气电导率, β 为霍尔参数。

$$\beta = \frac{eB}{m_e \nu_{en}} \quad (4)$$

$$\nu_{en} = 1.5 \times 10^{11} \frac{N}{2.7 \times 10^{19}} \sqrt{\frac{T}{300}} \quad (5)$$

其中元电荷量 $e = 1.6 \times 10^{-19} \text{C}$, ν_{en} 为电子-分子碰撞碰撞频率^[29], 中性分子数密度 $N = p/Tk_b$, $p(\text{Pa})$ 为气体压力, $T(\text{K})$ 为气体温度, 波尔兹曼常数 $k_b = 1.38 \times 10^{-23} \text{J/K}$ 。

依据实验室风洞条件,在流场中心设置尖劈来产生斜激波,尖劈顶角约为 9.8° ,计算区域示意图与

局部网格如图 2 所示,图中红色区域为 MHD 气动激励区域,其长度为圆柱电极直径,高度为等离子体层高度,设为 1mm 。入口与上下边界条件为压力远场条件:马赫数为 6.79,气流静压为 167.03Pa ,静温为 46.2K ,出口条件为超声速压力出口条件;尖劈壁面设为无滑移绝热壁。由于等离子体焦耳热效应产生的局部高温特性,其高温等离子体将使气体的热物理性质发生改变,而通过求解动力学方程的方法来获得输运参数具有较高的复杂性,所以本模型中的动力粘性系数 μ 与传热系数 k 均采用文献[30]提供的工程拟合公式得到。

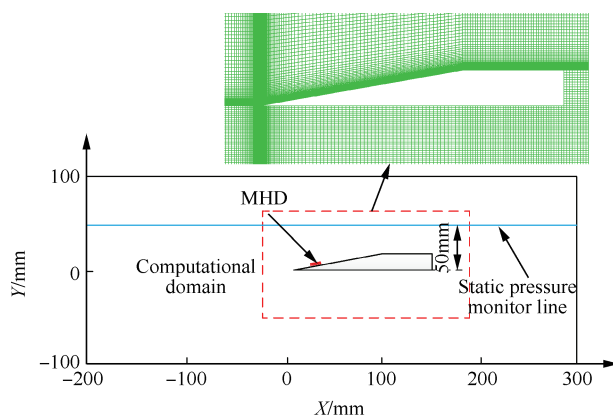


Fig. 2 Sketch of computational domain and local mesh

模型计算基于有限体积稳态求解器,采用结构网格数量约 20 万,并对壁面处网格进行加密处理,以保证 $y^+ < 1$;对于无粘通量采用三阶精度迎风格式,湍流模型选用 SST $k-\omega$ 两方程模型,二阶计算精度。

3 模型验证

为检验数值计算模型的合理性,以实验结果作为典型工况与数值计算结果作对比,首先进行基准流场的校准,图 3 为基准流场的实验激波纹影图、数值计算得到的静压与马赫数分布云图,对比表明吻合度较高。根据实验中测量的放电电压-电流特性计算得到平均放电功率,并根据电极大小与布置方式得到平均功率密度约为 $3.8 \times 10^9 \text{kW/m}^3$,并假设激励区域内的功率均匀分布,能量转化率为 10%;通过高斯计测得壁面处磁场强度约为 0.34T 。施加 MHD 减速激励时,实验激波纹影图与数值计算得到的静压和流线分布对比如图 4 所示,较为相符,进一步验证了模型的合理性;可以看出在 MHD 激励作用下,激励区域局部压力升高,主流区流场无明显变化,表面电磁激励就好像在壁面突起的平板将激波抬起,使激波位置前移,而激波角度并无明显变化。

通过图2中静压考察线得到的有无MHD作用时,主流区沿程静压变化曲线如图5所示,可以清楚看到施加MHD减速激励时,斜激波位置前移约10mm,并且在焦耳热的“热阻塞”效应与减速洛伦兹力的共同作用下,导致激波前后压力比略有增加;而加速激励时,由于超声速流动只当负载系数($K=E/uB$)很小时才能使气体静压减小而速度增加^[31],而此工况下外加磁场只有0.34T,负载系数很大,所以

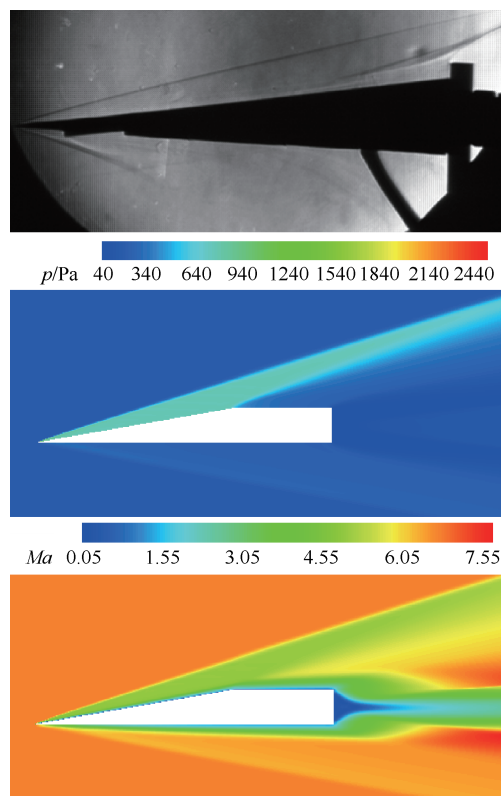


Fig. 3 Contrast of base shockwave schlieren image and result of numerical computation

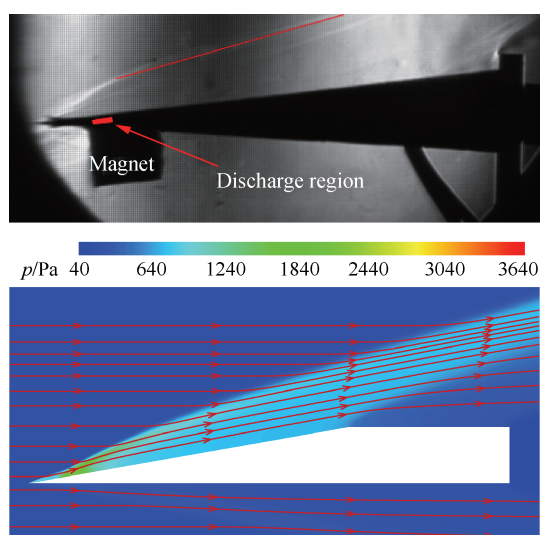


Fig. 4 Contrast of MHD deceleration actuation shockwave schlieren image and static pressure contours and streamlines of numerical computation

焦耳热作用占主导地位,洛伦兹体积力的作用较小,但加速洛伦兹力的作用抵消了部分焦耳热作用,使得其前移距离约6mm,小于减速激励的情况,并使得主流区激波前后压力比略有减小。

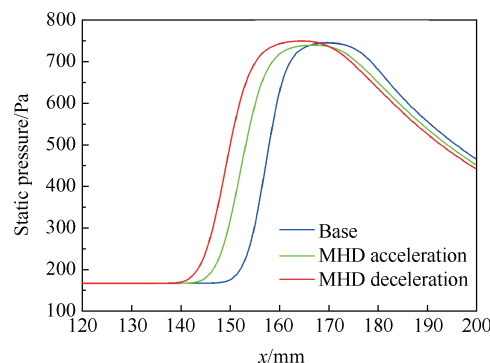


Fig. 5 Variation curves of static pressure in main flow region with and without deceleration/acceleration MHD

图6为数值模拟得到的MHD激励区域中心处边界层内的速度分布曲线,相比于基准状态,由于焦耳热的主导作用,无论是加/减速MHD激励,边界层内的气体速度均有所减小,但是加速激励下的速度大于减速激励的情况,进一步证明了MHD气动激励的洛伦兹体积力作用,并且由于气体粘性作用,使得激励区域上方的气体在加速MHD激励作用下大于基准状态,减速MHD激励反之。

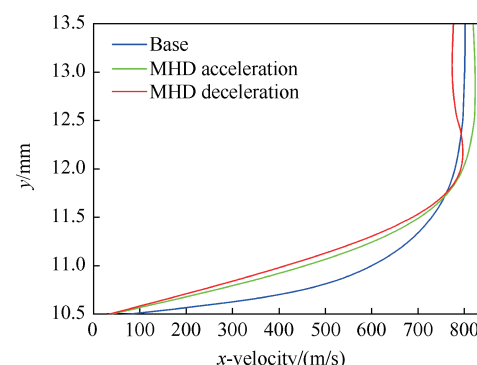


Fig. 6 Velocity distribution curves of numerical computation in boundary layer

4 影响规律研究结果与分析

考察进气道在非设计状态下的流动控制效能,一般通过激波是否重新交于唇口,以及所带来的激波强度增加等负面影响所造成的气动阻力是否增加来考量。综合考虑,主要研究激励参数对激波前移距离和激波前后压力比的影响规律。基于上述建立的磁流体动力学模型与计算方法,分别研究磁场强度、电导率、能量转化率、激励区域位置与宽度对激波前移距离与激波前后压力比的影响规律。

4.1 磁场强度

图7为电导率3.0S/m,电场强度 4.0×10^4 V/m,能量转化率10%,激励区域中心距尖端15mm,宽度6mm时,激波位置前移距离与激波前后压力比随磁场强度的变化规律。施加减速激励时,随着磁场强度的增大激波前移距离线性增大,而施加加速激励时反之;施加减速激励时,当磁场强度较低时,磁场强度的增大导致霍尔参数增大,电导率减小,激励强度降低,导致激波前后压力比低于无磁场的情况,随着磁场强度进一步增大,此时在减速洛伦兹力与热能的作用下,使激波前后压力比逐渐增大;当施加加速激励时,随着磁场强度的增大,加速洛伦兹力的作用逐渐增大,并占主导地位,使得激波强度减小,激波前后压力比逐渐减小。

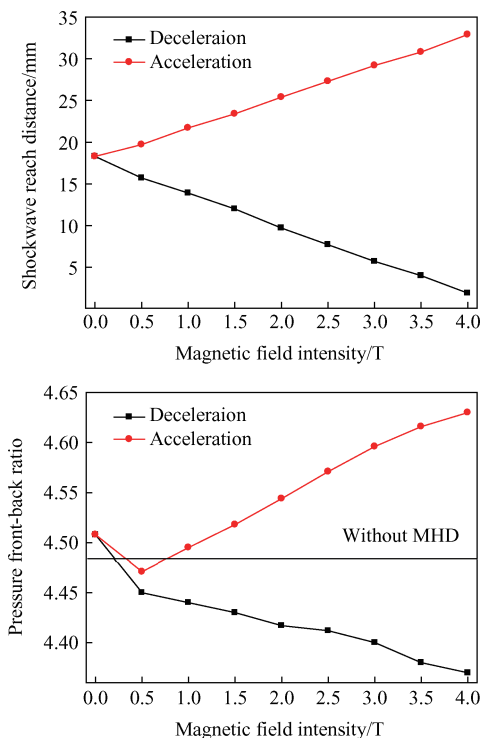


Fig. 7 Influence rules of magnetic field intensity

4.2 电导率

图8为磁场强度1.0T,电场强度 4.0×10^4 V/m,能量转化率10%,激励区域中心距尖端15mm,宽度6mm时,激波前移位置与激波前后压力比随电导率的变化规律。加/减速激励下,随着电导率的增大,激励强度逐渐增大,激波前移距离均逐渐增大;对于减速激励,电导率较小时,此时由于洛伦兹力的作用,激波前后压力比减小,随着电导率增大,由于焦耳热作用逐渐增大,使得激波前后压力比增大;而加速激励时,激波前后压力比先不变后增大,由于电导率较小时,由于洛伦兹力作用占主导作用,激波后压力减

小,随着电导率进一步增大,焦耳热作用逐渐增强,导致激波后压力增大。

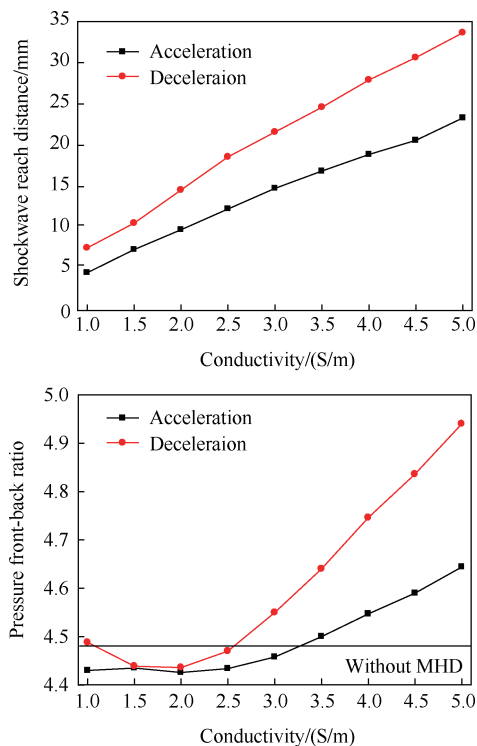


Fig. 8 Influence rules of conductivity

4.3 能量转化率

由于非平衡电离大部分放电能量用于电离气体,在约化场强 E/N (E 为电场强度, N 为分子数密度)小于100Td (1Td= 10^{-21} V·m²)的情况下,其大部分转化为分子的振动能与旋转能^[32~34],研究表明,处于振动激发态的 N_2 分子在氧原子作用下完成振动激发弛豫时间约为200μs^[35],所以导致在高马赫数下,大部能量在激励区域来不及释放,并且能量转化率与约化场强 E/N ,气体成分与湿度有关,具体的能量转化率不是本文关注的重点,本文将能量转化率作为考察对象,研究其对控制效果的响应规律。

图9为磁场强度1.0T,电导率3.0S/m,电场强度 4.0×10^4 V/m,激励区域中心距尖端15mm、宽度6mm时,激波前移距离与激波前后压力比随能量转化率的变化规律。随着能量转化率的增大,焦耳热的作用逐渐增强,无论加/减速激励作用下,激波前移距离和激波前后压力比均逐渐增大。

4.4 激励区域宽度

图10为磁场强度1.0T,电导率3.0S/m,电场强度 4.0×10^4 V/m,能量转化率10%,激励区域中心距尖端15mm,激波前移位置与激波前后压力比随激励区域宽度的变化规律。随着激励宽度增大,激波前移距离与激波前后压力比均呈增大趋势。表明虽然激励宽

度增大使得控制效果增强,但由于焦耳热作用的不可逆效应,使得激波强度增加,所以需综合考虑选取。

4.5 激励区域位置

图 11 为磁场强度 1.0T,电导率 3.0S/m,电场强度 $4.0 \times 10^4 \text{V/m}$,能量转化率 10%,激励区域宽度 6mm,激波前移位置与激波前后压力比随激励区域中心距尖端

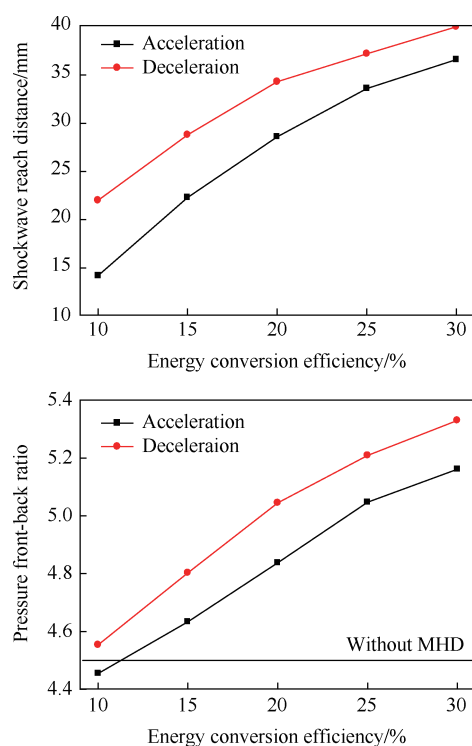


Fig. 9 Influence rules of energy conversion efficiency

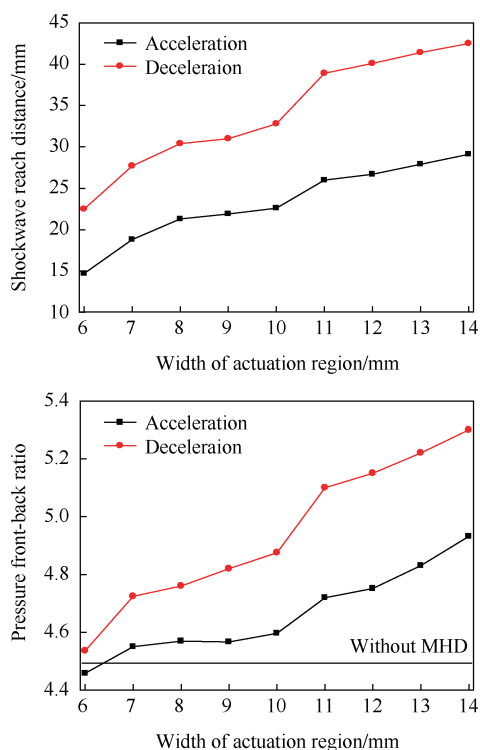


Fig. 10 Influence rules of width of actuation region

端距离的变化规律。随着激励区域中心位置逐渐远离尖端,激波前移距离先减小后增大,而激波前后压力比先不变后增大,表明激励器应靠近尖端布置。

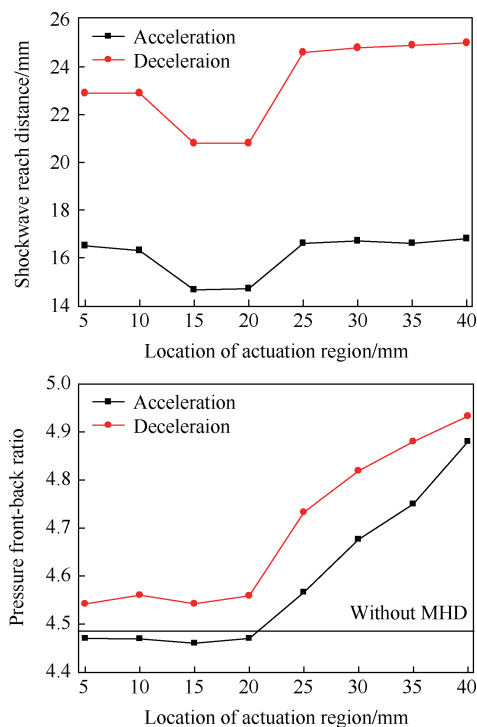


Fig. 11 Influence rules of location of actuation region

5 结论

通过本文研究,结果表明:

(1)施加表面 MHD 气动激励能够将激波抬起,激波位置前移,而激波角度并无明显变化。当放电功率密度为 $3.8 \times 10^9 \text{kW/m}^3$,磁场强度为 0.34T 时,MHD 加/减速激励分别使激波位置前移 6mm 与 10mm。

(2)表面 MHD 气动激励包括焦耳热与洛伦兹力作用,但当磁场强度较低时,由于焦耳热的主导作用,将会出现激波前后压力比增大,激波强度增加等负面效应。

(3)由激励参数的影响规律,在后期实验中激励器电极应靠近尖端布置,增大磁场强度,改善等离子体源以提高气体电导率,并适当增大激励区域宽度以增强控制效果。

参考文献:

- [1] VanWie D M, Nedungadi A. Plasma Aerodynamic Flow Control for Hypersonic Inlets[R]. AIAA 2004-4129.
- [2] Bituryn V A, Bocharov A N, Lineberry J. MHD Flow Control in Hypersonic Flight[R]. AIAA 2005-3225.
- [3] Sheikin E G, Kuranov A L. MHD Control in Hypersonic Aircraft[R]. AIAA 2005-1335.

- [4] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. 高电压技术, 2014, 40(7): 2024-2038.
- [5] Bobashev S V, Erofeev A V, Lapushkina T A, et al. Experiments on MHD Control of Attached Shocks in Diffuser[R]. AIAA 2003-169.
- [6] Shneider M N, Macheret S O, Miles R B. Nonequilibrium Magnetohydrodynamic Control of Scramjet Inlets[R]. AIAA 2002-2251.
- [7] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Scramjet Inlet Control by Off-Body Energy Addition: a Virtual Cowl[R]. AIAA 2003-32.
- [8] 郑小梅, 吕浩宇, 徐大军, 等. MHD加速器模式磁控进气道的优化设计[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 223-230.
- [9] 郑小梅, 吕浩宇, 徐大军, 等. 二维超燃冲压发动机磁控进气道的数值模拟[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 13-17. (ZHENG Xiao-mei, LV Hao-yu, XU Da-jun, et al. Numerical Simulation of a Two-Dimensional Scramjet MHD Controlled Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 13-17.)
- [10] 郑小梅, 徐大军, 蔡国飏. 磁控进气道二维性能计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 581-587.
- [11] 吕浩宇, 李椿萱. 三维非理想低磁雷诺数磁流体流动的数值模拟[J]. 中国科学E辑: 技术科学, 2009, 39(11): 3690-3697.
- [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.
- [13] 苏伟仪, 陈立红, 张新宇. MHD控制激波诱导滞流边界层分离的机理分析[J]. 推进技术, 2010, 31(1): 18-23. (SU Wei-yi, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu. Investigation of Magnetohydrodynamic Control on Boundary Layer Separation Induced by Shock Wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 18-23.)
- [14] 苏伟仪, 张新宇, 张堃元. 洛伦兹力控制高超声速进气道边界层分离的数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 36-41. (SU Wei-yi, ZHANG Xin-yu, ZHANG Kun-yuan. Numerical Investigation of Lorentz Force Control on Hypersonic Inlet Boundary Layer Separation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(1): 36-41.)
- [15] 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.
- [16] Leonov S B, Firsov A A, Yarantsev D A, et al. Flow Control in Model Supersonic Inlet by Electrical Discharge[R]. AIAA 2009-7367.
- [17] Leonov S B, Firsov A A, Yarantsev D A, et al. Plasma Effect on Shocks Configuration in Compression Ramp[R]. AIAA 2011-2362.
- [18] Falempin F, Firsov A A, Yarantsev D A, et al. Plasma Control of Shock Wave Configuration in Off-Design Mode of $M=2$ Inlet[J]. *Experiments in Fluids*, 2015, 56(3): 1-10.
- [19] Shang J S. Surface Direct Current Discharge for Hypersonic Flow Control[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, 45(6): 1213-1222.
- [20] Shang J S, Kimmel R L, Menart J, et al. Hypersonic Flow Control Using Surface Plasma Actuator[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(5): 923-934.
- [21] Kimmel R L, Hayes J R, Crafton J W, et al. Surface Discharges for High-Speed Boundary Layer Control[R]. AIAA 2006-710.
- [22] Watanabe Y, Suzuki Kojiro. Aerodynamic Control Effect of Surface DC Plasma Discharge at Mach-7 Hypersonic Flow[R]. AIAA 2015-2342.
- [23] Wang J, Li Y H, Cheng B Q, et al. Effects of Plasma Aerodynamic Actuation on Oblique Shock Wave in a Cold Supersonic Flow[J]. *Journal of Physics D: Applied Physics*, 2009, 42(16).
- [24] Wang J, Li Y H, Fei X. Investigation on Oblique Shock Wave Control by Arc Discharge Plasma in Supersonic Airflow[J]. *Journal of Applied Physics*, 2009, 106(7).
- [25] Yan H. Near-Surface Discharge in Supersonic Inlet Control[R]. AIAA 2013-0530.
- [26] 严红, 王松. 热激励在超声速进气道内对激波诱导的边界层分离的控制机理[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 806-813.
- [27] 程钰锋, 聂万胜. 电弧放电等离子体诱导激波的计算[J]. 计算物理, 2012, 29(2): 213-220.
- [28] 程钰锋, 聂万胜, 李国强. 等离子体气动激励机理数值研究[J]. 物理学报, 2012, 61(6).
- [29] 苏伟仪, 陈立红, 张新宇. MHD控制超声速边界层的理论研究和数值分析[J]. 力学学报, 2010, 42(4): 782-788.
- [30] Capitelli M, Colonna G, Gorse C, et al. Transport Properties of High Temperature Air in Local Thermodynamic Equilibrium[J]. *The European Physical Journal D*, 2000, 11(2): 279-289.
- [31] Li Y H, Wu Y, Liang H, et al. The Mechanism of Plasma Shock Flow Control for Enhancing Flow Separation Control Capability[J]. *Chinese Science Bull*, 2010, 55(31): 3060-3068.
- [32] Nishihara M, William Rich J, Lempert W R, et al. Low-Temperature $M=3$ Flow Deceleration by Lorentz Force[J]. *Physics of Fluids*, 2006, 18(8).
- [33] Flitti A, Pancheshnyi S. Gas Heating in Fast Pulsed Discharges in N_2-O_2 Mixtures[J]. *The European Physical Journal Applied Physics*, 2009, 45(2).
- [34] Popov N A. Investigation of the Mechanism for Rapid Heating of Nitrogen and Air in Gas Discharges[J]. *Low-Temperature Plasma*, 2001, 27(10): 940-950.
- [35] Poggie J, Adamovich I, Bisek N, et al. Numerical Simulation of Nanosecond-Pulse Electrical Discharges[J]. *Plasma Sources Science and Technology*, 2013, 22(1).

(编辑:梅 瑛)