

文章编号: 1001- 2486(2009) 06- 0039- 04

# 磁流体动力学控制二维扩压器流场数值模拟研究\*

张康平, 丁昊, 田正雨, 李桦

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**对常规扩压器进行了简介并作机理分析。用小磁雷诺数假设下基于 Favre 质量平均的全 Navier-Stokes 方程来求解外加电磁场的超声速扩压器流场。与常规扩压器比较可以发现, 选用适当的外加电磁场组合可以使流动在更短的距离内实现减速扩压, 并将部分动能转化为电能。研究表明: 仅添加一定外磁场时, 第一道激波位置、第二道激波位置、激波串长度分别为无外加电磁场情况的 62. 19%, 77. 74% 和 50. 18%。

**关键词:**数值模拟; 磁流体动力学(MHD); 等截面扩压器; 激波串

中图分类号: V434 文献标识码: A

## Numerical Simulation of Magnetohydrodynamic (MHD) Control on 2D Diffuser's Flow Field

ZHANG Kang-ping, DING Guo-hao, TIAN Zheng-yu, LI Hua

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Conventional diffuser is introduced briefly and its mechanism is analyzed. Full Navier-Stokes equations based on low magnetic Reynolds number assumption with Favre weighted average mass are used to simulate the flow field in supersonic diffuser with added electric and magnetic field. Compared with conventional diffuser, it is obvious to see that the deceleration and expansion are realized in shorter distance when proper electric and magnetic field added, and part of the kinetic energy is transformed into electric energy. Study shows that the positions of the first shock wave, and the second shock wave and the length of shock train in the diffuser when certain magnetic field added are respectively 62. 19%, 77. 74% and 50. 18% to the ones of conventional diffuser.

**Key words:** numerical simulation; magnetohydrodynamic(MHD); diffuser with near constant cross section; shock train

高超声速推进技术由于其在军事与民用领域的巨大潜在应用价值而受到了越来越多国家的重视, 目前已经成为研究热点。而上世纪 80 年代末苏联“AJAX”计划的提出<sup>[1]</sup>则使人们认识到通过运用多学科交叉知识, 考虑到高超声速巡航条件下自由来流实际上已经处于弱电离的实际情况, 磁流体动力学(MHD)技术可以用来进一步提升推进系统性能。目前国内外相关研究很多, 主要有美国 NASA AMES 研究中心<sup>[2]</sup>、普林斯顿大学<sup>[3-6]</sup>、俄罗斯的空气流体动力学中心研究院和俄罗斯科学院高温研究所<sup>[7-8]</sup>, 分别从事着 MHD 管道加速实验研究、电子束等离子体发生器数值模拟以及 MHD 控制与流场的相互作用结果的研究。

本文用数值模拟的方法对推进系统中近似等截面直管的超声速扩压器部分在采用 MHD 控制技术前后的性能进行比较, 扩压器截面形状取为矩形。

超声速扩压器的主要作用是在总压损失尽可能小的条件下将超声速气流减速至亚声速状态, 并提高扩压器出口静压, 以达到引射器设计所要求的高压条件。其另一作用是具有一定的反压承受能力, 当扩压器下游存在不稳定因素导致反压增加时, 扩压器能够隔离下游较大压强对入口的影响, 以避免在入口形成正激波, 导致总压大幅度损失, 进而导致扩压失败。在超声速风洞扩压段、吸气式发动机进气道隔离段以及气体激光器中均有功能类似的部件。通常情况下, 扩压器长度以能包含其内的激波串并且能将超声速气流减速至亚声速气流为准<sup>[9]</sup>。

\* 收稿日期: 2009- 02- 16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10672179)

作者简介: 张康平(1983-), 男, 博士生。

由理论分析可知:对于本文所考虑的粘性管道流动,在等截面条件下由于粘性边界层的发展,管道有效构型实际上是一个收缩管道。在管道中超声速来流由于受到入口处边界层的阻碍作用形成激波,激波在管道中反射、相交并与边界层相互作用,形成复杂的激波结构——激波串。

## 1 数值模拟方法

本文的计算是在小磁雷诺数(即磁雷诺数远小于1)条件下进行的。小磁雷诺数条件下连续介质的MHD控制方程组包括连续方程、动量方程和能量方程,另外也需要考虑气体的状态方程。本文的数值模拟中不考虑彻体力和热源,因此控制方程组中不考虑相应项。采用的是基于 Favre 质量加权平均的三维直角坐标系下非定常守恒型无量纲 Navier-Stokes 方程组<sup>[10]</sup>,通过量纲分析可知,在小磁雷诺数条件下,全MHD方程中电磁场的影响可以通过向NS方程添加源项来解决,具体形式以及无量纲化形式在文献[17]中已详细阐述,本文不再赘述。

## 2 计算模型与验证

数值模拟对象取自 Carroll 和 Dutton 的计算与实验<sup>[11-12]</sup>,对象为设计实验马赫数为 1.61 的喷管,实验段上壁面和下壁面均有  $0.13^\circ$  的扩张角以确保实验段压力梯度为零。取管道半高 16.875mm 为特征长度;流动条件为入口处未受扰动的马赫数为  $Ma = 1.61$ ,入口处边界层厚度与管口半高之比为  $\delta_0/h = 0.32$ ,来流总温为  $T_0 = (295 \pm 2) \text{K}$ ,来流总压为  $P_0 = (206 \pm 0.7) \text{kPa}$ ,入口处雷诺数为  $Re_\infty = 506\,250$ ;壁面为绝热壁。反压的选取要通过计算不断调整,以管道内第一道激波稳定在入口附近为宜。考虑到计算量的限制,所计算的管道长度仅为管口半高的 14 倍,这样能保证在不太大的流向网格数下得到在流向上较密的网格划分。从计算结果来看,这一长度已经完全包含了整个伪激波区域,没有必要采用更长的管道。

图1所示为计算网格,网格为  $501 \times 101 \times 5$ ,其中5层网格布置在垂直于二维平面的方向上,并考虑对称,以便运用三维程序先对二维问题进行求解。由于壁面和入口附近边界层、激波相互作用强烈,故而在该区域对网格进行了加密,使最小网格间距在  $1/\sqrt{Re}$  的量级。出于流动对称考虑,仅计算了整个三维区域的  $1/4$ 。

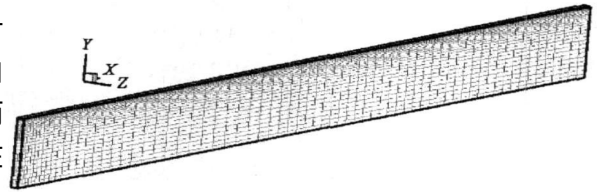


图1 计算网格

Fig. 1 Gridding for calculation

图2所示为本文计算结果与文献实验与计算结

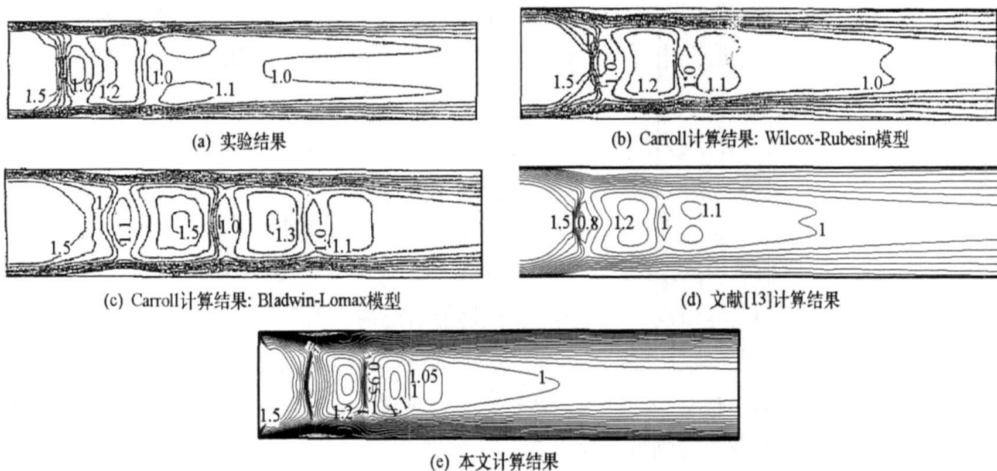


图2 计算与实验结果

Fig. 2 Calculation and experimental result

果<sup>[11-13]</sup>的比较。其中(a)为实验结果,(b)、(c)分别为Carroll运用Wilcox-Rubesin、Bladwin-Lomax湍流模型所计算的数值结果,(d)为文献[13]的二维计算结果,(e)是本文的计算结果。由于管道流动中激波串的自激振荡现象<sup>[14-15]</sup>较为严重,不能通过残值的变化来确定流场,只能通过主观观察流场在一定时间内是否稳定来判断,很难得到确切收敛的流场结构,所以实验结果、文献数值模拟结果以及本文计算结果在流场详细刻画中还存在某些差异,但是本文计算结果仍可以清晰地反映二维超声速管道内边界层与激波相互作用形成的整个激波串结构,说明运用本算法求解复杂的管道流动是可行的。

### 3 计算结果

在通过验证的基础上,本节通过考虑此超声速扩压器在不同外加电磁场作用下的流场变化情况来研究MHD技术应用于超声速扩压器时会对流场产生的影响。文中所涉及的电导率取文献[16]中实验以及计算所采取的值,即 $130\text{mhq/m}$ 。在此条件下分别计算了 $E=0, B=0$ ;  $E=0, B=0.2\text{T}$ ;  $E=0, B=0.4\text{T}$ ;  $E=100\text{V/m}, B=0.4\text{T}$ 四种情况下流场的变化情况。图3、图4给出了相应外加电磁场条件下的流场情况。

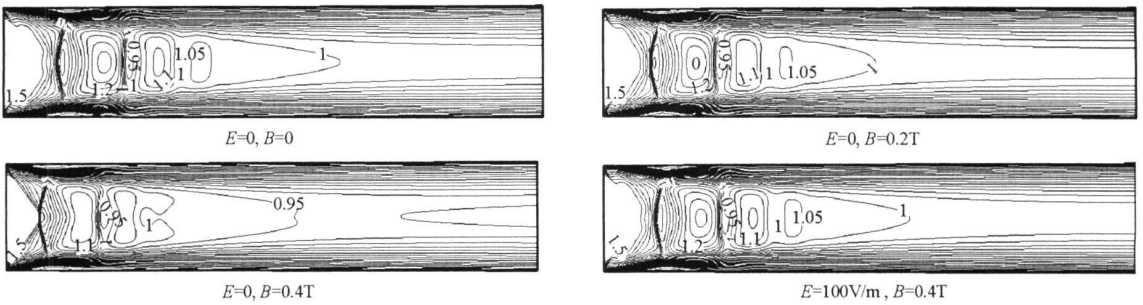


图3 马赫数等值线分布

Fig. 3 Distribution of March number isoline

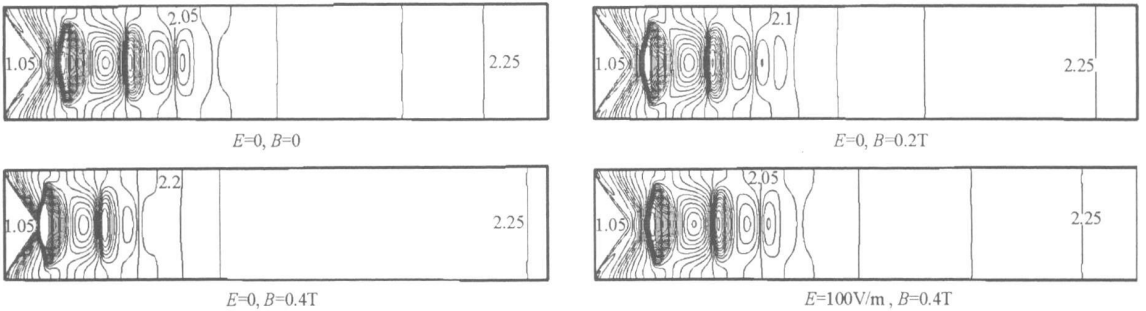


图4 压强等值线分布

Fig. 4 Distribution of pressure isoline

由图3、4可以明显看出,在仅添加磁场的情况下,随着外加磁场的增大,虽然出口处的马赫数、压强不随流场所添加的电磁场即MHD参数变化,但是激波串的长度受MHD参数的影响却比较明显。所以与常规扩压器(对应 $E=0, B=0$ 情况)相比,选用适当的外加电磁场组合可以使流动在更短的距离内实现减速扩压。从图中也可以看出激波串之后的流场相对比较平缓。图4中取 $E=100\text{V/m}, B=0.4\text{T}$ 这一对电磁场组合参数,则是与依据广义欧姆定律 $j = \sigma(E + u \times B)$ 和安培定律 $f = j \times B$ 的理论分析结果<sup>[17]</sup>进行比较,并进一步验证算法的正确性。同时,由于在外磁场的作用下高超声速弱等离子体来流中的电子将会在管道的壁面处堆积,只需选用适当的材料以及电路设置就可将部分动能转化为电能供飞行器其他部件使用。研究表明:仅添加一定外磁场时,第一道激波位置、第二道激波位置、激波串长度分别为无外加电磁场情况的62.19%、77.74%和50.18%。

## 4 结论

(1) 通过机理分析与数值模拟表明: 使用 MHD 技术对管道流动进行控制是可行的。

(2) 在外磁场的作用下, 高超声速弱等离子体来流中的电子将会在管道的壁面处堆积, 只需选用适当的材料以及电路设置就可将部分动能转化为电能供飞行器其他部件使用。同时, 通过上文可以看到, 随着外加磁场的增大, 激波串的长度会逐渐减小, 考虑到激波串后流场的缓慢变化, 结合前文提到的扩压器的作用, 可以认为 MHD 控制能够有效缩短扩压器的长度。它们的工程应用对于优化飞行器结构、能量的有效利用、提高推力等方面具有很大的应用价值。

(3) 本文是建立在很多简化的假设基础上的, 例如小磁雷诺数假设、恒定的电导率假设、忽略电极效应等等, 而这些因素对于流场也是存在影响的, 所以若要用于指导实际工程, 仍有很长的路要走, 还需要对这些因素的影响进行详尽的考察研究。

## 参考文献:

- [1] 陈石卿. 揭开“阿雅克斯”高超音速飞行器的神秘面纱[J]. *International Aviation*, 2002(6): 16-18.
- [2] Bogdanoff D W, Mehta U B. Experimental Demonstration of Magneto-hydrodynamic (MHD) Acceleration [R]. AIAA 2003-4285, 2003.
- [3] Macheret S O, Miles R B, Nelson G L. Feasibility Study of a Hybrid MHD/Radiatively Driven Facility for Hypersonic Ground Testing [R]. AIAA Paper 97-2429, 1997.
- [4] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B, et al. MHD Acceleration of Supersonic Air Flows Using Electron Beam-enhanced Conductivity [R]. AIAA Paper 98-2922, 1998.
- [5] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Electron Beam Generated Plasmas in Hypersonic MHD Channels [R]. AIAA Paper 99-3635, 1999.
- [6] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Modeling of Plasma Generation in Repetitive Ultra-short High-power DC, Microwave, and Laser Pulses [R]. AIAA Paper 2001-2940, 2001.
- [7] Bityurin V A, Bocharov A N, Baranov D S. Experimental and Theoretical Study of MHD Interaction in Hypersonic Ionized Air Over a Wedge [R]. AIAA Paper, 2004.
- [8] Bityurin A N B. MHD Flow Control in Hypersonic Flight [R]. AIAA Paper, 2005.
- [9] 李桦, 范晓樯, 丁猛. 超声速扩压器中激波串结构的数值模拟[J]. *国防科技大学学报*, 2002, 24(1): 18-21.
- [10] Kral L. Recent Experience with Different Turbulence Models Applied to the Calculation of Flow Over Aircraft Components [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1998, 34: 481-541.
- [11] Carroll D J. Characteristics of Multiple Shock Wave/turbulent Boundary Layer Interactions in Rectangular Ducts [J]. *Propulsion and Power*, 1990, 6(2): 186-193.
- [12] Carroll L P, Dutton J C. Computations and Experiments for a Multiple Normal Shock/boundary-layer Interaction [J]. *Propulsion and Power*, 1993, 9(3): 405-411.
- [13] 丁猛. 超声速高超声速进气道一隔离段流场的数值模拟[D]. 长沙: 国防科技大学, 2000.
- [14] Ikui T, Matsuo K. Oscillation Phenomena of Pseudo-shock Waves [J]. *Bull JSME*, 1974, 17(112): 1278-1285.
- [15] Sugiyama H T H, Zhang J, Okuda K, et al. Locations and Oscillation Phenomena of Pseudo-shock Waves in a Straight Rectangular Duct [J]. *JSME Int. J. Ser. II*, 1988, 31(1): 9-15.
- [16] Kato H. A New Forward-backward Sweeping Parabolized Navier-Stokes Algorithm with Application to Magneto-hydrodynamic Flows [D]. Ames: Iowa State University, 2003.
- [17] 张康平, 李桦, 田正雨, 等. 超声速管道流动加减速电磁场控制数值研究[C]//第十三届全国计算流体力学会议论文集. 辽宁丹东, 2007.