

电弧放电减弱激波强度的仿真研究

李 灏¹, 张百灵¹, 周 健²

(1. 空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 西安交通大学能源与动力学院, 陕西 西安 710049)

摘要 为了研究电弧等离子体数学建模, 首先分析了等离子体与超声速流场相互作用的机理, 然后开展了不同放电组数、放电位置与电弧温度对激波减阻效果影响的仿真研究。结果表明: 随着激励位置的前移, 主流激波强度减小; 随着激励组数的增加, 主流激波前移, 主流激波强度减小; 热量源项温度存在一个阈值, 能够使流场出现热节流现象。因此当温度继续增大后, 激波变化不明显。最后进行了实验验证。研究结果表明施加等离子体激励减弱了尖劈前方斜激波的强度。同时, 进一步证明了等离子体与超声速流场耦合的热机理。

关键词 电弧放电; 激波强度; 数学建模; 仿真

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.03.006

中图分类号 V231 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)03-0024-06

传统的激波控制方法主要包括机械式和气动式形面控制方法。这些方法存在机械结构较复杂、控制灵活性差等缺点。与射流、涡流发生器等传统流动控制技术相比, 等离子体流动控制最大的技术优势是激励频带宽、作用迅速, 可以通过在激波附近区域注入能量达到改变激波特性的目的。俄罗斯科学院高温研究所的 Leonov 等^[1-3], 采用表面电弧放电等离子体气动激励方式, 研究了其对管道内斜激波的控制效果; 美国 Lockheed-Martin 公司的 Macheret 等^[4-6] 对等离子体气动激励控制激波进行了实验和仿真; 美国 Ohio State University 的 Meyer 等^[7-8] 初步验证了等离子体气动激励控制激波的热效应机理。国内在该领域的研究工作起步较晚, 差距主要体现在实验研究的测试诊断和建模仿真等方面^[9-11]。因此, 本文针对建模仿真这一相对薄弱环节, 初步探索电弧等离子体数学建模的途径, 以便进行更加深入的仿真及实验研究。

1 等离子体激波减阻的原理

等离子体激波减阻的原理是: 超声速流场经过电弧等离子体激励区域时, 由于电弧放电与超声速流场的耦合作用会首先诱导出一道斜激波。超声速流场经过这道激波后马赫数下降, 流经尖劈时产生第二道斜激波。此时的激波系强度已经远远小于一道强激波的强度, 见图1。气流通过一系列强度较弱的激波系时所产生的流动损失要远远小于通过一道强激波时所产生的损失。同样, 前者产生的激波阻力要小于后者。因此, 施加电弧等离子体激励可以达到减小激波阻力的目的。

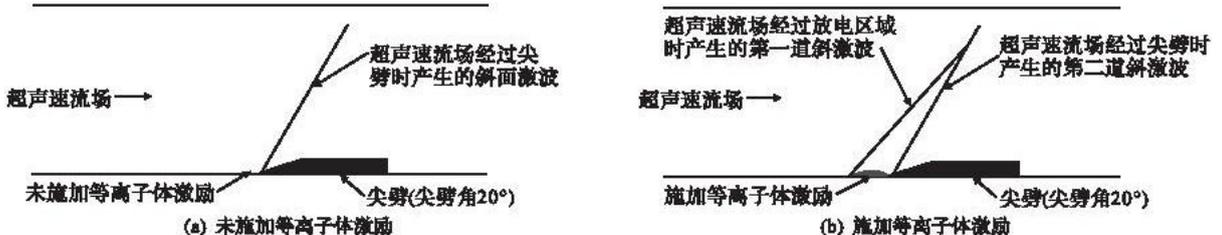


图1 等离子体激波减阻原理示意

Fig.1 Essence of shock wave intensity reduction by plasma

* 收稿日期: 2010-06-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50776100)

作者简介: 李 灏(1986-), 男, 陕西西安人, 硕士生, 主要从事等离子体流动控制研究。

E-mail: llhh2010llhh@163.com

2 等离子体激波减阻的数学建模与仿真实验

2.1 超声速流场与电弧等离子体激励数学模型的建立

在等离子体气动激励激波减阻的仿真研究中,由于气体放电的出现,N-S方程中的某些项具有与常规N-S方程不同的物理意义。

1) 质量方程。

$$\rho \frac{d\rho}{dt} + \rho \operatorname{div} \mathbf{V} = 0 \quad (1)$$

式中: ρ 为气体密度; \mathbf{V} 为气流速度。由于电弧等离子体实质上是电离的气体,因此,电弧等离子体质量守恒方程的形式与一般流体的质量守恒方程完全相同。

2) 动量方程。

$$\rho \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \rho \mathbf{g} - \operatorname{grad} P - \frac{2}{3} \operatorname{grad}(\mu \operatorname{div} \mathbf{V}) + 2 \operatorname{div}(\mu \mathbf{S}) \quad (2)$$

式中: \mathbf{g} 为重力加速度, $\rho \mathbf{g}$ 表示重力项; P 为气体压力, $\operatorname{grad} P$ 为压力梯度; μ 为动粘性系数, S 是速度变形张量,故方程右边最后2项为粘性力项。

3) 能量方程。

$$\rho \frac{d}{dt} \left(h + \frac{\mathbf{V}^2}{2} \right) - \rho \frac{\partial P}{\partial t} = \rho \mathbf{g} \mathbf{V} + \sigma E^2 - e_{\text{net}} + \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \phi_{\text{diss}} \quad (3)$$

式中: h 代表焓($dh = c_p dT$), $h + \mathbf{V}^2/2$ 为滞止焓; $\rho \mathbf{g} \mathbf{V}$ 为重力作的功; σE^2 为电流通过气流而形成的欧姆加热; e_{net} 代表电弧等离子体中的辐射能量平衡; $\operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) = \nabla^2 S$ 是导热项; ϕ_{diss} 是由流体粘性引起的耗散热,在直角坐标系中可表示为:

$$\phi_{\text{diss}} = \mu \left\{ 2 \left[\left(\frac{\partial V_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_z}{\partial x} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial V_x}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_y}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial V_z}{\partial x} + \frac{\partial V_x}{\partial z} \right)^2 - \frac{2}{3} (\operatorname{div} \mathbf{V})^2 \right\} \quad (4)$$

式中 V_x, V_y, V_z 分别为速度矢量 \mathbf{V} 在 x, y, z 轴上的分量。

等离子体的生成过程涉及到许多物理和化学变化,因此,建立一个完备的数学模型十分困难。本文针对电弧等离子体与超声速流场相互耦合的过程中起主导作用的因素进行构建数学模型。

由于电弧等离子体本身具有很强的热效应,其在流场中能量释放大小主要和电弧放电的温度有直接关系,因此,可将电弧等离子体气动激励简化为对流场的热能注入,在不考虑气流粘性以及理想气体假设条件下,注入热能对流场影响的数学模型为:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \rho \mathbf{V} = 0 \\ \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \\ \frac{\partial T}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \nabla T = -(\gamma - 1) T \nabla \cdot \mathbf{V} + \frac{Q}{\rho c_v} \end{cases} \quad (5)$$

式中: p 为气流静压; T 为气流静温; Q 为单位体积单位时间往流场内注入的热能, Q 为时间和空间的函数:

$$Q = Q_0 g(x/l, y/l, z/l) T(t/\tau_e) \quad (6)$$

式中: Q_0 为热能注入的幅值; $g(x/l, y/l, z/l)$ 为热能的空分布函数, l 为特征长度; $T(t/\tau_e)$ 为热能的时间分布函数, τ_e 为热能注入的持续时间。假设电弧放电达到稳定状态,则热能注入是定常的,所以 $T(t/\tau_e) = 1$ 。热能的空分布可通过实验测试诊断获得。

2.2 等离子体激波减阻原理的仿真实验

采用基于有限体积法的二维求解器求解上述等离子体气动激励控制激波的简化数学模型。电弧的计算区域选择为尺寸与实际放电相近的矩形区域,长为5 mm,高为1 mm。以设定温度的形式定义热量源项的生

热率。热量源项的温度设定为 1 000 K。尖劈角度为 20° 。来流马赫数为 2.2。

对基准流场的计算结果见图 2。

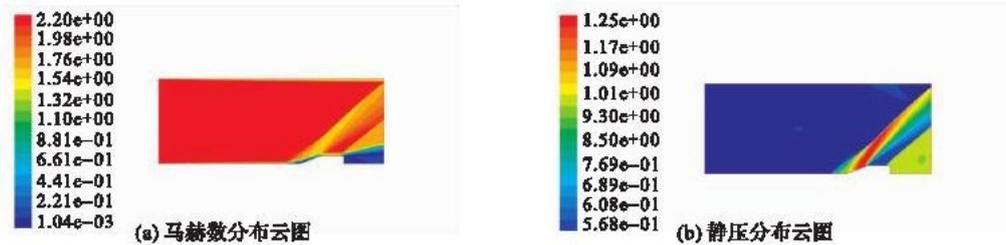


图 2 基准流场计算结果

Fig. 2 Results of basic flow field

从马赫数分布云图中看出,马赫数为 2.2 的超声速气流流至斜劈前端时,附面层变厚,导致在斜劈前端约 5 mm 处诱导出一道斜激波。在研究电弧放电对斜激波的作用时,利用激波后的静压与激波前的静压比值来衡量斜激波的强度。从静压分布云图可以看出,经过此道斜激波后,气流的静压由 50.662 kPa 急剧上升至 130.709 kPa。随后气流流过斜劈,产生 3 道膨胀波,气流静压恢复至约为 101.325 kPa。

施加等离子体后,对流场的计算结果见图 3。

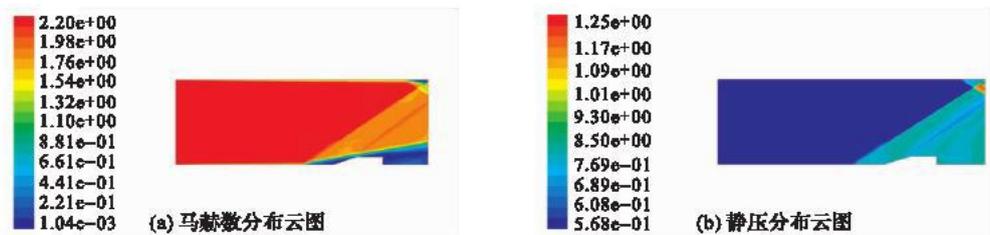


图 3 施加等离子体后流场计算结果

Fig. 3 Results of flow field with plasma

由图可见,施加电弧等离子体后,气流流过等离子体区域和斜劈前端时产生两道斜激波,但是激波强度明显减弱。经过第一道斜激波时,静压从 50.662 kPa 上升至 91.192 kPa。经过第 2 道斜激波时,静压由 91.192 kPa 升至 99.298 kPa。与未施加电弧等离子体时相比较,激波的强度大大减弱。

3 等离子体激波减阻的仿真研究

3.1 激励位置对激波控制效果的影响

保持典型等离子体气动激励条件不变(即激励区域大小、组数和温度保持恒定),研究不同激励位置对激波控制效果的影响。激励区域长为 5 mm,高为 1 mm,后缘离尖劈顶点的距离 d 分别选取 5 mm, 10 mm, 15 mm 和 20 mm。

不同激励位置条件下的流场马赫数分布见图 4。从中可以看出,随着激励位置的前移,激波前移距离相应增大,激励区域前缘产生的一道斜激波越来越清晰,等离子体气动激励区域的复杂波系结构(激波 + 膨胀波系 + 激波)也越来越清晰。

图 5 为不同激励位置对主流压力的影响曲线,从中可以看出,随着激励位置的前移,主流激波前移,同时主流激波强度减小。在来流马赫数恒定的条件下,激励位置前移表明虚拟尖劈半顶角减小,根据尖劈斜激波的马赫数 - 半顶角 - 激波角三者之间的关系曲线,可知激波强度减小。

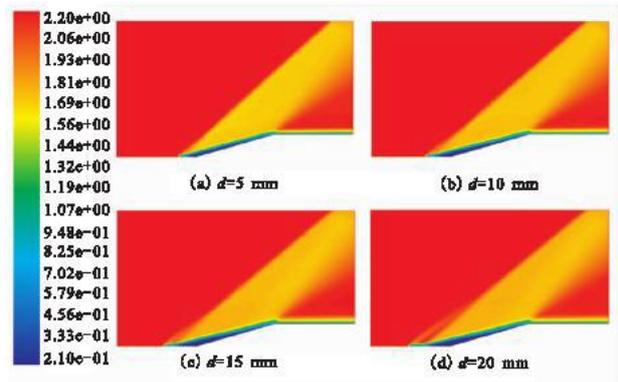


图4 不同激励位置条件下的流场马赫数分布

Fig.4 Contrast of Ma distribution of flow field with plasma of different position

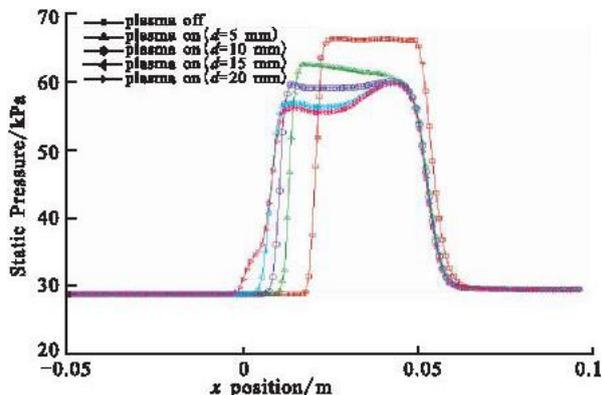


图5 不同激励位置对主流压力的影响曲线

Fig.5 Contrast of main flow pressure of flow field plasma of different position

3.2 激励组数对激波控制效果的影响

保持典型等离子体气动激励条件不变(即激励区域大小、位置和温度保持恒定),研究不同激励组数对激波控制效果的影响。激励组数 n 分别选取 1,2,3 和 4,组间距为 5 mm。

不同激励组数条件下的流场马赫数分布见图 6,随着激励组数的增加,激波前移至离尖劈最远一组激励区域前缘,激波区域前缘产生的一道斜激波越来越清晰,等离子体气动激励区域的复杂波系结构(激波 + 膨胀波系 + 激波)也越来越清晰。图 7 为不同激励组数对主流压力的影响曲线,随着激励组数的增加,主流激波前移,同时主流激波强度减小,这也是由于虚拟尖劈半顶角减小所致。

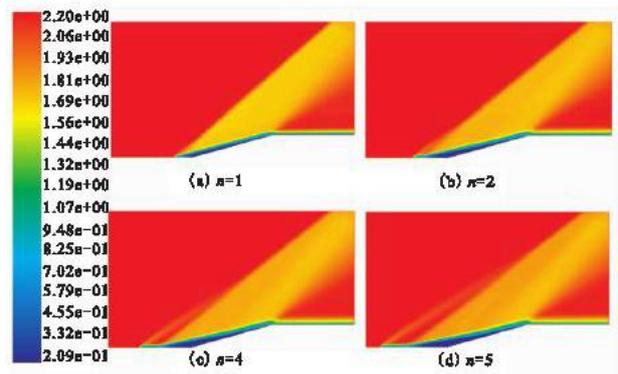


图6 不同激励组数条件下的流场马赫数分布

Fig.6 Contrast of Ma distribution of flow field with plasma of different groups

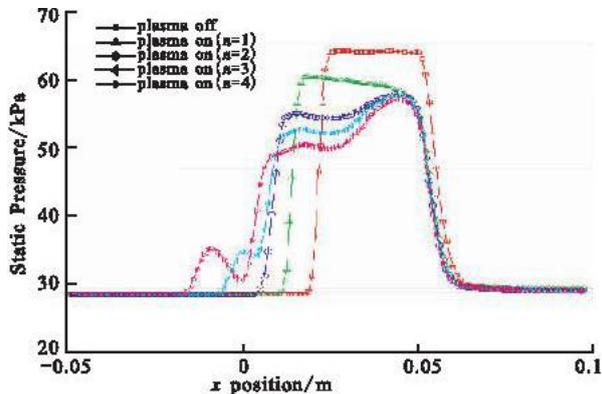


图7 不同激励组数对主流压力的影响曲线

Fig.7 Contrast of main flow pressure of flow field with plasma of different groups

3.3 热量源项温度对激波控制效果的影响

保持典型等离子体气动激励条件不变(即激励区域大小、位置和组数保持恒定),研究不同热量源项温度对激波控制效果的影响。热量源项温度 T 分别选取 2 000 K,3 000 K 和 4 000 K。

图 8 -9 为不同热量源项温度对主流压力的影响曲线和流场马赫数分布图,可以看出,随着热量源项温度的增加,激波位置和强度基本不变。热量源项温度存在一个阈值,能够使流场出现热节流现象,从而产生热阻塞效应,使激波发生变化。数值仿真结果表明,2 000 K 的高温值已经超过该温度阈值,所以当温度继续增大后,激波变化不明显。

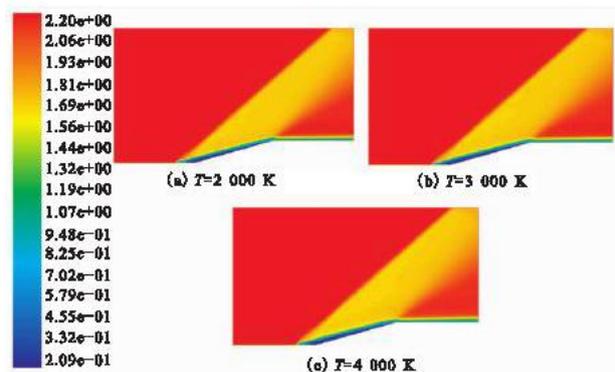


图8 不同热量源项温度对主流压力的影响曲线

Fig. 8 Contrast of main flow pressure of flow field with plasma of different temperature

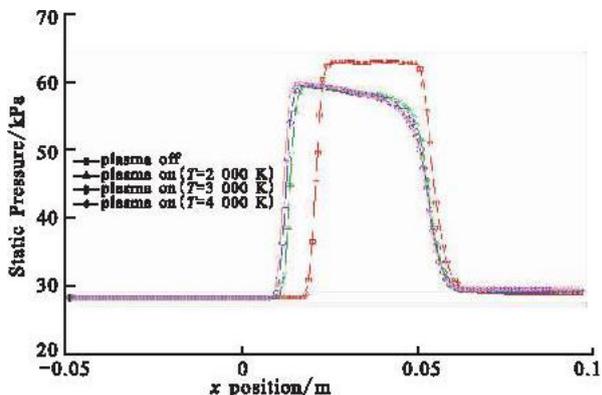


图9 不同热量源项温度条件下的流场马赫数分布

Fig. 9 Contrast of Ma distribution of flow field with plasma of different temperature

4 等离子体激波减阻的实验验证

实验在小型暂冲式超声速风洞上进行,风洞的设计马赫数为 2.2。实际工作时,中心区马赫数约为 2.24。风洞稳定工作时间为 30 - 60 s。二元矩形实验段宽 80 mm,高 30 mm,气流静压为 0.5 kPa,静温为 152 K。采用电弧放电产生等离子体,放电电源采用由高压脉冲电路和高压直流电路叠加而成的准直电源。高压脉冲电路输出电压高达 90 kV,用于击穿空气,引燃电弧。高压直流电路输出电压 3 kV,输出功率 4 kW,稳定输出电流较大,用于击穿后电弧放电的维持与对流场的能量注入。放电电极设计为 3 组,用来研究不同放电通道组数对激波减阻的影响。

实验选取一个通道放电,斜劈角度为 20°。实验结果见图 10(流场纹影图)。



图10 流场对比

Fig. 10 Contrast of flow field with and without plasma

从图中可以清晰地看出,施加电弧等离子体激励后,斜劈前激波起始段由一道窄的强激波变为一束宽的弱激波系,激波起始点前移 4 mm,波角由 35°减为 32°,波强减小 8.6%。实验中用激波前后的静压比值来衡量激波强度。图 11 显示了施加电弧放电前后激波强度的变化。由于风洞运行稳定性不好以及湍流等原因,压力数据存在一定幅度上的振荡。打开放电后,时均激波强度由 2.40 减为 2.36,相对减小 1.5%。因此,等离子体气动激励有效减弱了激波强度。实验验证了数学模型的正确性,同时进一步验证了电弧等离子体与超声速流场耦合的热机制。

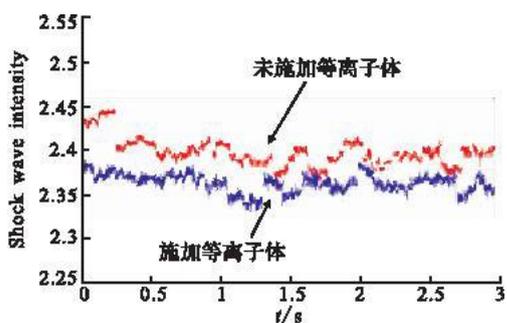


图11 激波强度对比

Fig. 11 Contrast of shock wave intensity

5 结论

本文从电弧等离子体热效应的角度对等离子体模型进行了简化,将电弧放电以热量源的形式与 N - S 方程进行耦合并求解。通过仿真研究,可得如下结论:

1) 等离子体气动激励控制尖劈斜激波的数值仿真结果表明,施加激励后,由于热阻塞效应,在实际尖劈

前产生虚拟尖劈,使斜激波起始位置前移至虚拟尖劈前缘(即激励区域前缘),并且激波强度减弱;

2)随着激励位置的前移,激波前移距离相应增大,激励区域前缘产生的一道斜激波越来越清晰,等离子体气动激励区域的复杂波系结构(激波+膨胀波系+激波)也越来越清晰,同时主流激波强度减小;

3)随着激励组数的增加,激波前移至离尖劈最远一组激励区域前缘,激励区域前缘产生的一道斜激波越来越清晰,等离子体气动激励区域的复杂波系结构(激波+膨胀波系+激波)也越来越清晰,同时主流激波强度减小;

4)热量源项温度存在一个阈值,能够使流场出现热节流现象,从而产生热阻塞效应,使激波发生变化。当热量源项温度值超过该阈值时,随着温度的增大,激波变化不明显。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Leonov S B, Yarantsev D A, Grommov V G, et al. Mechanisms of flow control by near surface electrical discharge generation [R]. AIAA 2005-780.
- [3] Leonov S B, Yarantsev D A, Soloviev V R. High-speed inlet customization by surface electric discharge[R]. AIAA 2006-403.
- [4] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Magnetohydrodynamic and electrohydrodynamic control of hypersonic flows of weakly ionized plasmas[R]. AIAA 2002-2249.
- [5] Macheret S O, Shneider M N, Zaidi S H, et al. Plasma and MHD control of oblique shocks[R]. ADA 2003-434494.
- [6] Macheret S O, Shneider M N, Miles R B. Scramjet inlet control by off-body energy addition: a virtual cowl[J]. AIAA 2003-32.
- [7] Meyer R, Palm P, Ploenjes E, et al. The effect of a nonequilibrium RF discharge plasma on a conical shock wave in a $M = 2.5$ flow[J]. AIAA journal, 2003, 41(3): 465-469.
- [8] Meyer R, Nishihara M, Hicks A, et al. Measurements of flow conductivity and density fluctuations in supersonic nonequilibrium MHD flows[R]. AIAA 2004-0510.
- [9] 苏长兵. 等离子体激励控制圆柱绕流的实验研究[D]. 西安:空军工程大学, 2006.
SU Changbing. Experiments of the flow field structure control around a circular cylinder based on plasma actuation[D]. Xi'an: Air force engineering university, 2006. (in Chinese)
- [10] Mao Meiliang, Deng Xiaogang, Xiang Daping. Numerical study for the influence of high-pressure glow discharged induced plasma on the flow of boundary regime[R]. AIAA 2005-4619.

(编辑:徐敏)

Numerical Simulation of Shock Wave Intensity Reduction by Arc Discharge

LI Hao¹, ZHANG Bai-ling¹, ZHOU Jian²

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. School of Power and Energy Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: This paper firstly analyzes the principle of the interaction of the plasma and supersonic flow and then establishes a mathematic model of the plasma on the basis of the main factors affecting the interaction. The simulation of interaction of plasma and supersonic flow has been performed and tested by experiment. The results of the study show that the plasma actuation reduces the shock wave intensity and proves the energy mechanism of interaction to be proper. The numerical simulation of shock wave intensity alteration with different plasma positions, different plasma groups and different plasma temperatures has been performed. The results show that: shock wave intensity reduces with plasma position moving ahead and plasma groups increasing; there is a threshold of the temperature of plasma which could make the flow throttling. The changes of shock wave intensity become inconspicuous because 2000k has already exceeded the threshold.

Key words: arc discharge; shock wave intensity; mathematic model establishment; simulation