

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.11.006

等离子体激励对飞行器流场影响的数值研究

冯伟¹, 聂万胜², 屠恒章², 车学科²

(1. 装备指挥技术学院研究生管理大队, 北京 101416;

2. 装备指挥技术学院航天装备系, 北京 101416)

摘要: 针对传统飞行器控制方式的缺点, 采用小尺度等离子体流动控制技术对飞行器流场影响进行研究。在前人的实验模型及飞行参数进行研究的基础上建立三维模型, 采用数值仿真方法, 研究了等离子体激励器位置和注入能量大小对飞行器流场及表面压力分布的影响。仿真结果表明: 等离子体与边界层的相互作用可改变飞行器外部激波的初始结构, 并在激励位置附近形成局部高压区; 随着注入能量的增加, 高压区峰值及作用范围分别扩大; 等离子体激励产生的扰动具有三维传播特性, 对飞行器侧壁面甚至对整个壁面周向压力分布产生影响。

关键词: 等离子体; 激波; 边界层; 数值模拟

中图分类号: TJ765.2 **文献标志码:** A

Numerical Investigation of the Effect of Plasma Actuation to Vehicle Flow-Filed

Feng Wei¹, Nie Wansheng², Tu Hengzhang², Che Xueke²

(1. Administrant Brigade of Postgraduate, Institute of Command & Technology of Equipment, Beijing 101416, China;

2. Dept. of Spaceflight Equipment, Institute of Command & Technology of Equipment, Beijing 101416, China)

Abstract: Aiming at the disadvantages of the traditional control method of vehicle, the plasma with little scale control technology is used to investigate the influence on vehicle flow-filed. Based on the researches of the former experiment' model and fly parameters, established a three-dimensional vehicle model, and a numerical study of the flow fields and pressure distribution rules is accomplished with different position and energy deposition of plasma actuation. The simulative results indicate that the plasma actuation has an effect on the structure of the initial shock wave through the interaction between plasma and boundary layer. It also shows that there are high pressure region at the position of plasma actuation. As the energy deposition is increasing, the extent and peak value of high pressure region would be augmented. The perturbation evolution has a 3-D characteristic; the perturbation can spread abroad the surface and influence the side face and even the whole circumference pressure distribution.

Keywords: plasma; shock wave; boundary layer; numerical simulation

0 引言

传统的飞行器控制方式有使用舵面的空气动力控制、矢量喷管控制以及直接侧向力控制(使用微型脉冲发动机)^[1]。但是空气舵面控制响应慢, 而且超声速飞行时, 控制舵面转动需要克服的阻力很大; 矢量喷管技术难度高, 机械结构复杂; 微型脉冲发动机不能够重复使用, 且每个脉冲发动机控制力大小不可调^[2], 一般在末制导时使用。

小尺度等离子体流动控制新技术, 是通过在流场的关键部位使空气放电产生等离子体, 利用等离子体静电体积力加速^[3]和局部体积耗散加热^[4](热效应)2种作用对飞行器表面大尺度空气流动进行有效控制的新技术, 主要采用介质阻挡放电和局部电弧丝状放电2种放电方式产生等离子体。利用等离子体进行流动控制具有响应快、重量轻、可靠性

高等显著优点。对于高速流动, 主要利用局部电弧丝状放电来实现流动控制。目前, 美、俄等国的科研机构在小尺度等离子体控制激波方面进行了大量的实验、仿真研究工作^[5-8]。

激励位置对于实现激波控制很重要, 文献[9]的实验表明, 在激波波脚处施加等离子体激励, 会导致原来激波位置前移, 波强减弱; 而在超声速流中, 通过在壁面产生等离子体放电, 则会在激励位置处诱导产生一道斜激波, 导致波后压力升高^[10]。

法国 Patrick Gnemmi 等人使用高压脉冲放电等离子体控制超声速飞行器姿态, 分析了该方法的可行性^[11]。

笔者针对文献[12]的实验模型及飞行参数进行研究, 建立了三维模型, 主要考虑等离子体在超声速流中的热效应机理, 通过求解带源项的 Navier-Stokes 方程模拟等离子体作用效果, 分析其

收稿日期: 2011-07-24; 修回日期: 2011-08-12

基金项目: 国家自然科学基金(51076168)

作者简介: 冯伟(1985—), 男, 河北人, 硕士, 从事等离子体流动控制技术研究。

对飞行器表面流场的影响。

1 等离子体激励控制激波原理

等离子体激励控制飞行器外流场激波示意图如图 1, 植入飞行器壁面的电极组由高压脉冲和低压 2 对电极组成。在高压电极施加高频高压脉冲电势后, 引发空气放电而产生等离子体, 此时放电功率较小, 持续时间很短, 其主要作用是将高压高速空气电离; 产生的等离子体在高速来流作用下, 被吹到下游低压电极处, 此时低压电极在被电离空气中产生大电流, 向流场中注入更多能量, 产生很大焦耳热。

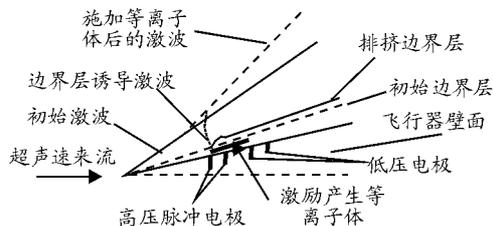


图 1 等离子体控制激波示意图

在无外磁场作用的超声速流中, 等离子体放电产生的体积力加速作用可以忽略不计。等离子体放电使边界层内气体加热, 边界层局部温度突然升高, 导致局部密度增大, 边界层向外膨胀, 通过粘性-非粘性作用诱导复杂的激波-边界层相互作用过程, 在激励位置附近诱导产生激波, 诱导激波与飞行器外流场初始激波作用, 改变飞行器外部流场结构, 导致飞行器上下表面流场不一致, 压力分布失衡, 从而产生所需控制力矩, 实现姿态控制。

2 物理模型及计算方法

2.1 飞行器物理模型

计算对象为文献[12]的实验模型, 简化后的飞行器几何模型如图 2, 直径 $D=20\text{ mm}$, 飞行器长度 $L=7.5D$ 。来流条件与实验条件相同: 马赫数 $Ma=3.0$, 静压 $P_0=1.906 \times 10^4\text{ Pa}$, 静温 $T=108.0\text{ K}$, 雷诺数 $Re=L \times 10^6$ 。

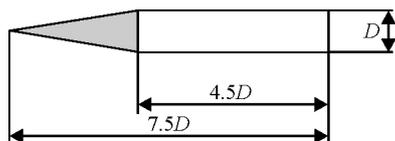


图 2 几何模型

笔者建立了三维模型, 计算网格为结构网格, 在飞行器头部及源项添加位置, 网格进行了加密, 网格数约为 40 万。

2.2 计算方法及验证

笔者考虑的能量沉积源项为^[13-14]:

$$S_h = \frac{Q}{\pi^{3/2} a \cdot b \cdot c} \exp\left(-\frac{r^2}{a \cdot b}\right) / \Delta t \quad (1)$$

式中: S_h 为热量源项, W/m^3 ; Q 为源项注入流场的总能量, J ; r 为能量沉积区域内某点到能量中心的距离; a 、 b 和 c 分别为能量沉积区域长、宽、高; Δt 为放电持续时间 (a 、 b 和 c 分别取值为 2 mm 、 4 mm 、 2 mm , $\Delta t=200\text{ }\mu\text{s}$)。当高频连续放电时, 可以认为局部地区加热量恒定。将上式添加到 N-S 的能量方程中, 即得到带源项的能量方程。

为了准确描述诱导激波与初始激波相互干扰的流场, 使用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型, 近壁区采用壁面函数修正方法计算近壁区的流动。由于是求解超声速流问题, 选用耦合隐式求解器, 并以 AUSM 作为离散格式的数值方法, 同时为了保证计算精度, 对流动方程及粘性项采用二阶迎风格式插值计算。

为了验证上述模型及方法的合理性, 笔者首先计算了单脉冲放电过程中, 等离子体扰动在流场中的传播变化。单脉冲释放能量 $Q=33.4\text{ J}$, 激励位置为 $x/L=2/5$ 。实验纹影图与仿真密度云图结果如图 3 所示, 可以看到二者吻合较好。

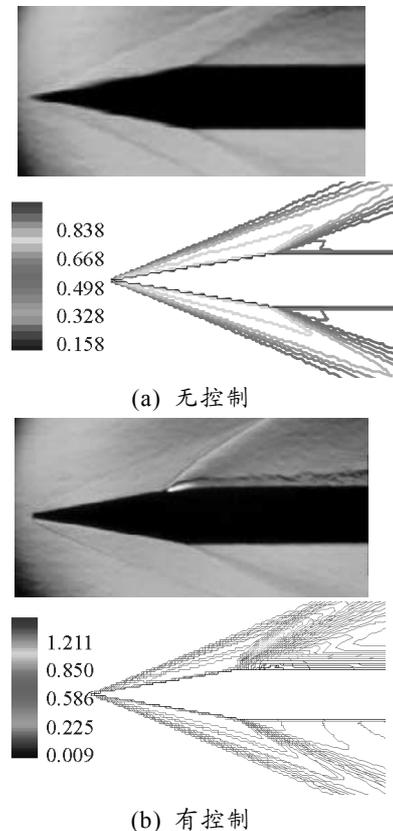


图 3 实验与仿真结果比较

3 仿真结果及分析

激励器位于 $x/L=2/15$ (飞行器头部) 和 $2/5$ (头部与飞行器机身连接处, 即飞行器肩部) 处, 注入流场总能量分别为 $Q_1=7.0\text{ J}$, $Q_2=12.0\text{ J}$, $Q_3=33.4\text{ J}$, $Q_4=50.0\text{ J}$, $Q_5=243.0\text{ J}$, 以此研究等离子体激励位置和能量对飞行器壁面压力的影响规律。

3.1 激励能量及激励位置对表面压力的影响

图 4 为飞行器上下壁面静压比 P_w/P_0 分布曲线。由图 4 易知, 施加等离子体激励后, 激励位置附近壁面压力突然升高, 其后紧接着存在一个小的低压区。随着注入能量的增大, 高压区域压力峰值升高, 轴向作用区域扩大。但当激励能量到达一定程度时, 继续增加激励能量, 压力峰值增长很小, 高压区范围略有增大, 这表明在一定来流条件下, 诱导激波强度存在一个极限, 适当的增加激励能量, 可以增加高压区范围及峰值。同时, 激励能量的增加使得高压区域位置前移, 表明诱导激波位置发生前移。

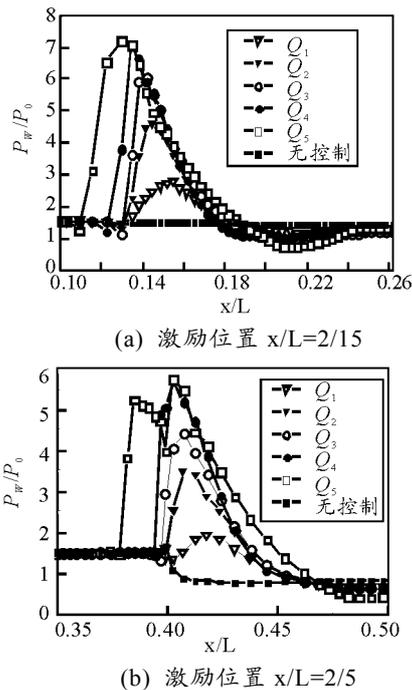


图 4 不同注入能量下上壁面静压比分布

比较图 4(a)和(b), 相同注入能量下, 飞行器肩部处施加等离子体激励产生的高压峰值小于飞行器头部压力峰值; 在飞行器肩部施加高能量激励时, 产生了 2 个压力峰值。由图 4 (b)可知, 无控制时, 飞行器头部壁面压力大于飞行器机身壁面压力, 这是由于在飞行器肩部处壁面转折, 产生了膨胀波, 导致压力降低。在相同激励能量条件下, 高压区域诱导产生的激波更强, 而由于头部压力较高, 故施

加等离子体控制后, 产生的压力峰值高于飞行器肩部压力峰值。另外, 激励能量很高时, 肩部附近产生 2 个压力峰值, 可能是由于诱导激波前移, 产生了第 1 个压力峰值, 诱导激波与肩部处膨胀波的相互作用, 产生了第 2 个压力峰值。

图 5 为飞行器外流场静压力分布, 由图 5 易知, 由于诱导激波的产生, 飞行器上表面外流场结构被破坏, 初始激波发生偏转, 头部激励位置附近出现了高压区。而飞行器下面流场几乎没有变化, 故等离子体激励导致飞行器外流场结构不对称, 使得飞行器受力不平衡, 从而可以产生飞行器姿态控制的力矩。

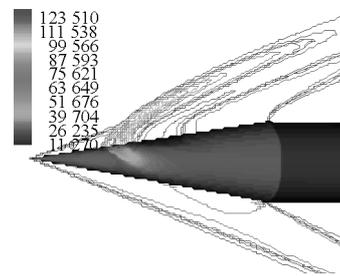


图 5 等离子体对模型外流场激波的影响

3.2 飞行器三维特性对激励效果的影响

等离子体激励产生的流场扰动, 不仅向下游传播, 而且也沿壁面周向传播, 具有三维传播特性。

图 6 为飞行器头部施加等离子体激励后的静压比分布情况。由图 6 可知, 施加等离子体激励后, 激励位置产生的高压区不仅向激励位置下游传播, 而且沿着壁面周向传播, 周向扰动导致飞行器头部激励位置斜后方也产生了高压区。随着激励能量的增大, 高压区域在三维空间内扩大。

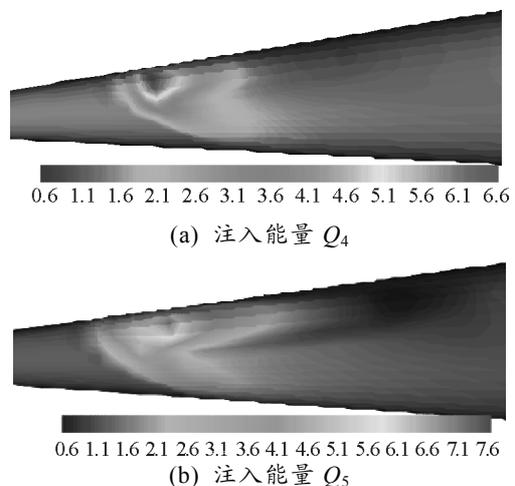


图 6 模型头部周向静压比分布

图 7 为不同注入能量下飞行器下表面静压比分布

布曲线。由图 7 易知, 随着激励能量的增大, 下壁面压力逐渐增大, 表明气流扰动周向传播可以到达飞行器下壁面, 同时, 下壁面压力峰值出现在激励位置后方, 可见, 周向扰动是沿着壁面向斜后方传播的。

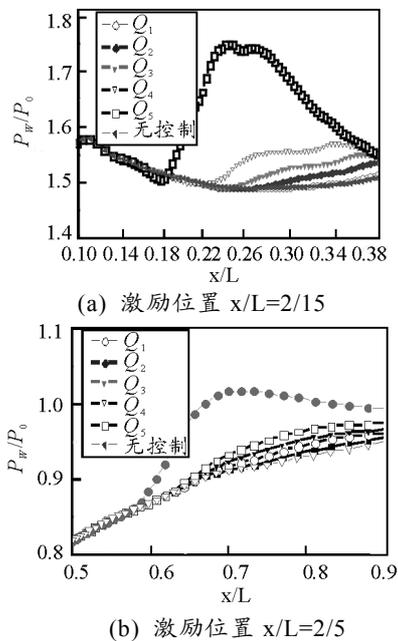


图 7 不同注入能量下模型下壁面静压比分布

另外, 在飞行器头部激励能量较小时 ($Q < Q_5$), 下壁面压力升高很小, 增大约为无控制时的 3%; 当激励能量达到 Q_5 时, 压力升高约为无控制时的 16.7%。飞行器肩部施加控制时, 扰动到达下壁面引起的压力升高最大为 13%, 激励能量较小时, 下壁面压力变化很小, 可见肩部施加控制产生的扰动对下壁面影响较小。

在一定范围内提高激励能量, 会使得高压区域及高压峰值增大, 控制力矩增大。但激励能量很大时, 气流扰动会影响飞行器整个流场, 扰动传播到飞行器下壁面时, 下壁面压力升高会, 导致飞行器上下表面压力差减小, 反而使得流场扰动产生的控制力矩减小。可见, 一味地增加激励能量, 不仅不会产生最大的控制力矩, 还会适得其反。激励能量需在一定范围内增加, 才能获得最好的控制效果。

4 结束语

通过求解带源项的 N-S 方程, 笔者对比分析了不同注入能量、不同激励位置下飞行器表面的压力分布, 结果表明: 超声速飞行器表明放电产生的等离子体会诱导产生激波, 并改变飞行器外部激波结构, 造成飞行器表面压力分布不对称; 激励能量在

一定范围内增加, 扰动产生的高压区域及高压峰值扩大; 扰动传播具有显著的三维特性, 气流扰动沿飞行器壁面周向斜后方传播; 当激励能量很高时, 扰动影响飞行器整个流场, 飞行器下壁面压力升高, 会导致上下壁面压力差减小。

通过调节激励位置及激励能量, 实现飞行器受力改变, 具有响应快、控制灵活等特点, 可能会成为飞行器控制领域一种新的有价值的技术途径。

参考文献:

- [1] 吉礼超, 宋贵宝. 防空导弹控制方法的研究现状及展望[J]. 战术导弹技术, 2009, 5(3): 54-59.
- [2] 王江, 林德福, 祁载康. 脉冲直接力控制简易制导弹药命中精度研究[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(15): 4176-4178.
- [3] 车学科, 聂万胜, 屠恒章. 等离子体控制边界层流场仿真研究[J]. 空气动力学报, 2010, 28(3): 279-284.
- [4] Merriman S, Plonjes E, Palm P, et al. Shock wave control by nonequilibrium plasmas in cold supersonic gas flows[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1547-1552.
- [5] Leonov S B, Valentin B, Kolesnichenko Y. Dynamic of a single-electrode HF filament in supersonic airflow[C]//39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11 January 2001, Reno, NV: AIAA 2001.
- [6] Shang JS, Menart J, Kimmel R, et al. Hypersonic inlet with plasma induced compression[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 9-12 January 2006, Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [7] Leonov S.B, Valentin A, Dmitry A, et al. High-speed flow control due to interaction with electrical discharge[C]//13th International Space Planes Hypersonics Systems and Technolo: AIAA, 2005.
- [8] Leonov S B, Firsov A A, Yarantsev D A, Active steering of shock waves in compression ramp by nonuniform plasma[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting 4-7 January 2010, Orlando, Florida: AIAA, 2010.
- [9] 王建, 李应红, 程邦勤, 等. 等离子体气动激励控制激波的实验研究[J]. 航空学报, 2009, 30(8): 1374-1379.
- [10] Shang JS, Yan H. Hypersonic flow control utilizing electromagnetic-aerodynamic interaction[C]//15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2008-2606. 2008.
- [11] Gnemmi P, Charon R, Duperoux J P, et al. Feasibility study for steering a supersonic projectile by a plasma actuator[J]. AIAA JOURNAL, 2008, 46(6): 1308-1317.
- [12] Gnemmi P, Rey C. Plasma actuation for the control of a supersonic projectile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(5): 991-992.
- [13] Poggie J. Numerical Simulation of direct current glow discharges for high-speed flow control[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(5): 916-922.
- [14] Bisek N J, Boyd I D. Numerical study of plasma-assisted aerodynamic control for hypersonic vehicles[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 2009, 46(3): 568-576.