

激光等离子体点源减阻技术中入射能量对 气动阻力的影响*

李 倩, 金 星, 曹正蕊, 黄 辉

(装备指挥技术学院, 北京 101416)

摘 要: 数值模拟了来流马赫数为 5 时的圆球绕流冷流场, 以及来流与头部驻点附近注入激光能量而产生的等离子体相互耦合形成的流场的演化过程。计算结果表明: 施加局部能量点源能够改变原有的弓形激波结构, 使其变为斜激波, 从而减小气动阻力; 气动阻力随入射激光能量的增大而逐渐减小, 当入射激光能量为 1.1 J 时, 气动阻力减小的百分比高达 40%。

关键词: 激光等离子体; 减阻技术; 气动阻力; 弓形激波; 斜激波

中图分类号: TN249 V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 03-0377-04

Effects on aerodynamic drag of incident laser energy in technology of laser plasma point source drag reduction

LI Qian, JIN Xing, CAO Zheng-rui, HUANG Hui

(Inst. of Equipment Command and Technology, Beijing 101416, China)

Abstract Cold flow field around a pellet at Mach 5 was simulated numerically. Coupling flow field between supersonic inflow and laser plasma, which was produced by injecting laser energy into the stationary point of pellet forebody, was simulated numerically. Results indicate that adding local energy point source can transform bow shock wave into oblique shock wave, thereby aerodynamic drag can be reduced. Aerodynamic drag reduces gradually with the increasing of incident laser energy. When the laser energy is 1.1 J, percent age of drag reduction is up to 40%.

Key words Laser plasma; Technology of drag reduction; Aerodynamic drag; Bow shock wave; Oblique shock wave

1 引 言

超声速飞行器的减阻技术一直是航空领域所关注的热点问题, 利用等离子体减阻的主要方法有: 逆向喷流减阻、边界层控制减阻和局部能量点源减阻^[1]。用激光等离子体实现局部能量点源减阻是 1978 年 Myrabo^[2] 率先提出的。他们小组指出^[3], 之所以在飞行器前端使用激光引致的等离子体能够减小空气阻力, 主要有两个原因: (1) 用该方法可以将钝头体前端的弓形激波变成较弱的斜激波, 而由于斜激波后的压强比正激波后的压强小很多, 因此可以减小由于飞行器前后的压强差造成的气动阻力; (2) 将入射空气流引到飞行器的外围, 从结构上改变气流方

向, 也能在一定程度上减小阻力。Misiwicz 等^[4] 计算得到来流马赫数为 3 等离子体功率为 30% 的阻力功率的条件下, 气动阻力从没有点火时的 11.5 N 减小到 7.5 N, 也即减小了 35% 左右。Hartley 等^[5] 通过数值计算得到马赫数为 10 的条件下, 等离子体源功率为 10 kW 时, 阻力会减小 65%。毛枚良等^[6] 针对俄罗斯学者提出的激光诱导空气针实现飞行器的减阻概念, 数值求解了带能量源项与空气 11 组分化学动力学模型的轴对称粘性流体力学方程组, 建立了模拟强激光与超声速钝体流场干扰的计算软件, 发现激光能量的注入会使气动阻力大大降低。

本文在前人工作的基础上, 用自编的流体力学计算软件模拟了来流马赫数为 5 时, 半径为 0.1 m 的圆

* 收稿日期: 2009-06-04 修订日期: 2009-08-06

基金项目: 国家自然科学基金 (90916015)。

作者简介: 李 倩 (1982—), 女, 硕士, 讲师, 研究领域为先进推进技术。E-mail: liqian827@sohu.com

球绕流流场以及在有来流和前驻点附近激光等离子体局部点火时圆球绕流流场的演化过程。发现在前驻点附近点火形成的等离子体会改变弓形激波的结构,从而减小气动阻力;注入的点源能量越高,气动阻力减小得越多,按照所设定的激光能量最多会减小40%左右的气动阻力。期望研究结论能够为更进一步的局部点源减阻技术研究提供有用的信息,本文的所建的物理模型与计算方法也可为爆炸力学、等离子体物理等领域提供一定的参考。

2 物理模型与计算方法

2.1 计算构形与初边值条件

计算中使用的构形及其边界条件如图1所示,其中 Inflow 为强制超声速入口的边界条件,Wall 为滑移固壁边界条件。来流以马赫数5沿着 x 轴正向从左向右流动。环境气体是距离地球表面20 km 高空的大气,具体参数见表1。

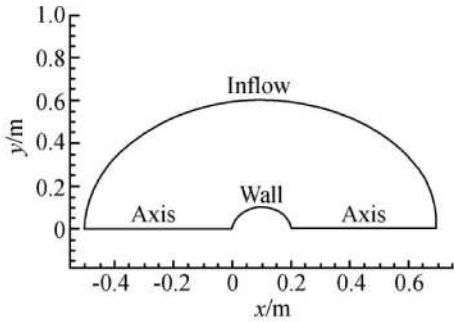


Fig. 1 Computational configuration and boundary conditions

Table 1 Parameters of ambient air pressure

Height /km	Density / (kg/m ³)	Temperature /K	Pressure /kPa	Mach number
20	8.891×10^{-2}	216.7	5.5293	5

2.2 控制方程和计算方法

不考虑粘性及质量力,控制方程采用守恒形式的 Euler 方程^[7],选用完全气体状态方程进行数值模拟。文献[7]中列出的是三维方程组,而本文基于的是二维轴对称计算模型,因此解决途径是在 z 方向取3个相交平面进行计算,交线即为模型的对称轴^[8],取中间的一个面的结果进行显示。用有限体积法进行求解,选用了 Roe 格式,并使用含有 M_{limod} 限制器的 MUSCL 方法达到空间二阶精度,用预估-校正法进行了时间积分。

3 结果和讨论

3.1 无激光等离子体作用的冷流场

计算得到来流马赫数为5的条件下无激光等离子体作用时定常冷流场的压力等值线分布如图2所示。

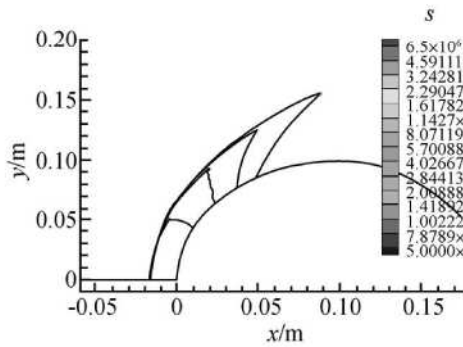


Fig. 2 Pressure contours of steady flow field at Mach 5

从图2可以明显看到圆球的头部(图示左端)形成了弓形脱体激波,气动阻力此时大约为2731 N。

3.2 激光等离子体作用下的流场

圆球头部驻点的坐标为(0,0),在计算激光等离子体点火的时候,点火形状为细长圆柱形,在 x 方向的范围是(-0.02,0), y 方向的范围是(0,0.001)(单位均为m),由于是轴对称情况,因此该圆柱体半径为0.001 m,长0.02 m。激光持续注入,等离子体始终存在,也即扰动始终存在。

计算中设定的激光能量 E 和对应的等离子体温度、压强以及密度见表2,其中密度始终为 1.225 kg/m^3 ,是由于在20 km 高空气体很稀薄,也即很难击穿,如此设定是认为在高空喷射了相对高密度的空气工质。

Table 2 Initial gas parameters of ignition zone

Incident laser energy /J	Temperature /K	Pressure /MPa	Density / (kg/m ³)
0.1375	2500	0.8789375	1.225
0.275	5000	1.757875	1.225
0.55	10000	3.51575	1.225
1.1	20000	7.0315	1.225

计算得到在入射激光能量 $E = 0.1375 \text{ J}$ 、 0.275 J 、 0.55 J 和 1.1 J 这4种情况下 $t = 3 \text{ ms}$ (此时气动阻力已经基本稳定,几乎不再变化)时的压力等值线分布如图3所示。

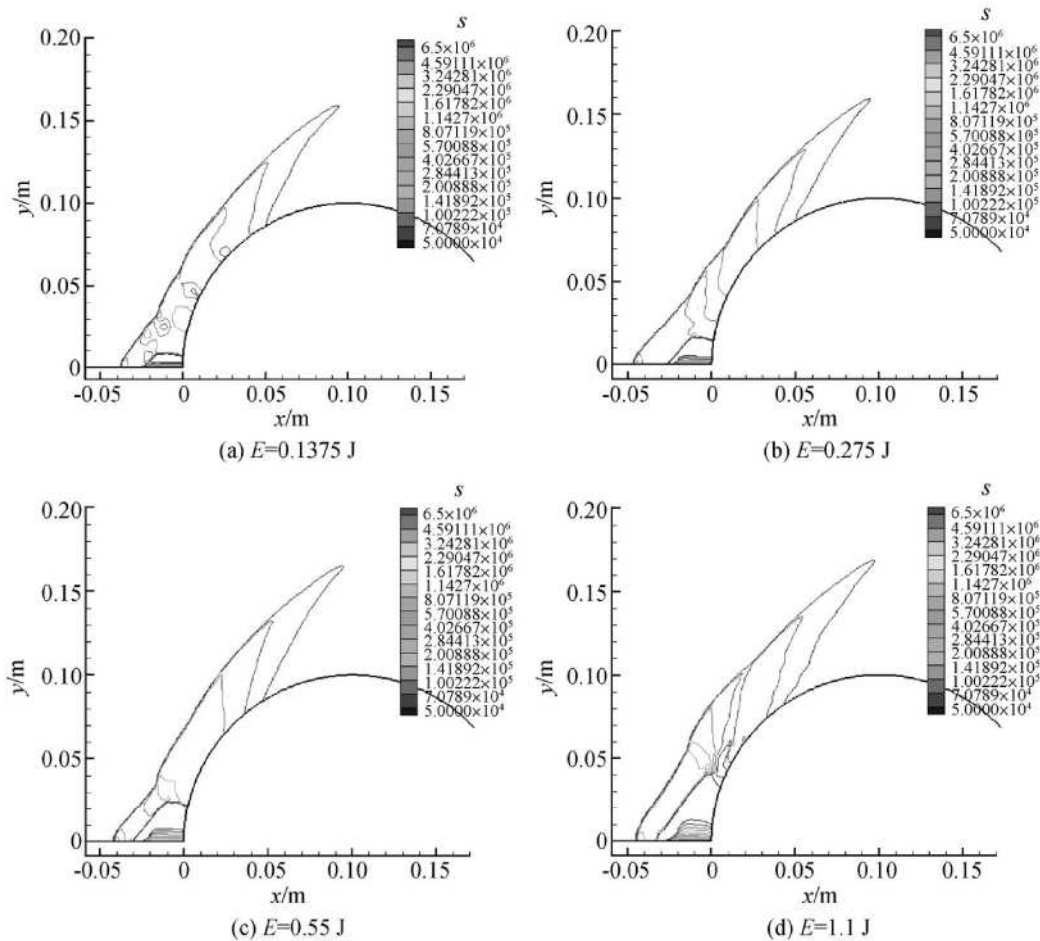


Fig. 3 Pressure contours at $t = 3 \text{ ms}$ under different incident laser energy

从图 3 可以看出,圆球头部的弓形激波在激光点火的扰动下,的确发生了变形,近似变为斜激波。随着激光能量的增大,圆球前部的激波与其固壁表面的距离越来越宽,造成波后压力越来越小。

3.3 气动阻力随入射激光能量的变化规律分析

计算得到 5 种激光能量作用下气动阻力随时间的变化曲线如图 4 所示 (其中 $E = 0$ 对应的是无激光作用情况), 绘出最终的气动阻力稳定值 ($t = 3 \text{ ms}$) 随激光能量的变化如表 3 和图 5 所示。

Table 3 Aerodynamic drag D corresponding to incident laser energy E

Incident laser energy E / J	0	0.1375	0.275	0.55	1.1
Aerodynamic drag D / N	2731	2555	2388	2309	1638

从图 4、5 可以看出,气动阻力在 5 种情况下最终都趋于一个稳定值,点火比不点火情况下的气动阻力小,而且激光能量越大,其气动阻力的最终稳定值越低。气动阻力 D 减小的百分比 η_0 (与无点火时比较) 与激光能量 E 之间的关系如图 6 所示。

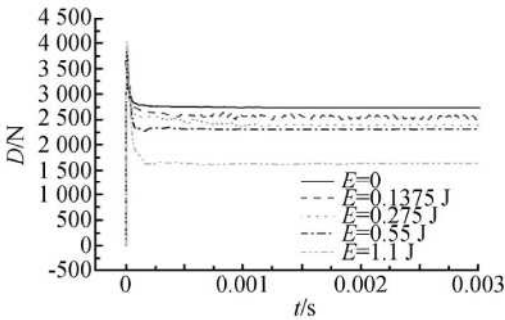


Fig. 4 Curves of drag vs time under different incident laser energy

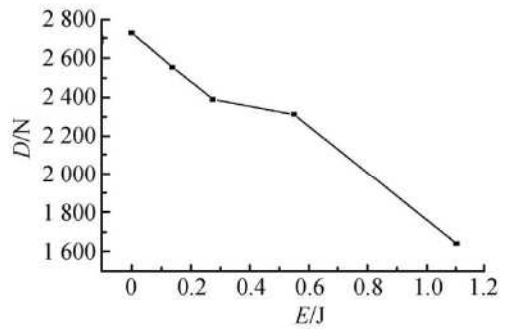


Fig. 5 Drag vs incident laser energy

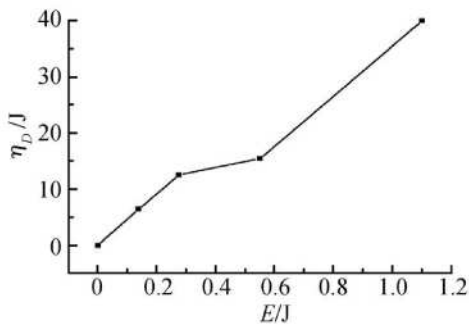


Fig. 6 Drag decreasing percentage vs incident laser energy

从图 6 可知,随着激光能量 E 的增大,气动阻力减小的百分比 η_d 急剧上升,在 $E = 1.1 \text{ J}$ 时,其百分比高达 40%。由斜激波理论可知,对于每一个来流马赫数,其气流转折角 α 都有一个最大值 α_{max} ,如果实际情况中,被绕流体的转折角 $\alpha > \alpha_{max}$,气流通过激波后的压强值已大到使激波不能稳定地附在物体上使激波向前移动,而成为脱体激波^[9]。由于本文中模拟的是圆球绕流,圆球体是 α 很大 ($\alpha \approx \pi/2$) 的钝头体,超声速来流绕过时在头部出现弓形脱体激波,如图 1 所示。而脱体激波的中间部分与气流方向垂直,激波角 $\beta \approx \pi/2$ 近乎正激波,正激波后肯定是亚声速区,压强极大,因此造成的气动阻力很大。如果在头部驻点附近通过激光等离子体点火形成小区域高压扰动,改变弓形脱体激波波形,变为斜激波;根据斜激波角 β 与气流转折角 α 之间的关系曲线可知,斜激波后一般还是超声速流^[9],因此可使波后压强变小,从而减小气动阻力,这便是激光等离子体能够进行减阻的根本原因所在。

4 结 论

通过对超声速来流作用下的圆球绕流以及在圆球头部驻点附近用激光等离子体点火造成的绕流流场进行数值模拟,得出以下结论:

(1) 超声速来流作用下圆球头部形成的弓形激波会因为局部点源能量的注入而发生结构改变,变为波后压强较小的斜激波。

(2) 在圆球头部驻点前端注入激光能量能够有效地减小气动阻力,就本文设定的最大能量 1.1 J 而言,气动阻力会从无激光点火时的 2731 N 减小到 1638 N ,也即减小 40% 左右。

(3) 圆球所受的气动阻力随着注入的点源激光能量的增大而逐渐减小。

参考文献:

- [1] 孙宗祥. 等离子体减阻技术的研究进展 [J]. 力学进展, 2003, 33(1): 87~94
- [2] Myrabo L N. Solar-powered global air transportation [R]. AIAA 78-0689
- [3] Myrabo L N, Raizer Yu P. Laser induced air spike for advanced transatmospheric vehicles [R]. AIAA 94-2451
- [4] Misiewicz C, Myrabo L N, Shneider M N. Combined experimental and numerical investigation of electric-arc air spikes for blunt body at Mach 3 [C]. New York: Proceeding of 3rd International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 2005: 528~541
- [5] Hartley C S, Portwood T W, Filippelli M V, et al. Experimental and computational investigation of drag reduction by electric-arc airspikes at Mach 10 [C]. New York: 3rd International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 2005: 499~513
- [6] 毛枚良, 董维中, 邓小刚, 等. 强激光与高超声速球锥流场干扰数值模拟研究 [J]. 空气动力学学报, 2001, 19(2): 172~176
- [7] 李倩, 洪延姬, 曹正蕊. 吸气式激光推进推力产生机理数值模拟 [J]. 爆炸与冲击, 2006, 26(6): 550~555
- [8] 曹正蕊, 洪延姬, 文明, 等. 来流情况下入口状态对吸气式激光推力器冲量耦合系数的影响 [J]. 航空学报, 2009, 30(1): 21~29
- [9] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1990

(编辑: 姚懿巧)