

飞秒激光等离子体在高超声速飞行器减阻中的应用

付 宁 徐德刚 张贵忠 姚建铨

天津大学精密仪器与光电子工程学院, 光电信息技术科学教育部重点实验室, 天津 300072

摘要 报道了利用飞秒激光产生的等离子体冲击波对高超声速飞行的钝体飞行器进行减阻的研究。通过模拟计算了距离地球表面 30 km、来流马赫数为 5 的大气环境中, 飞秒激光能量注入后产生的等离子体冲击波与钝体飞行器头部正激波相互耦合的演化过程, 分析了飞秒激光等离子体减阻的机理。通过求解 Navier-Stokes 方程, 计算了飞秒激光能量对飞行器减阻效果的影响。结果发现, 利用飞秒激光产生的等离子体冲击波比纳秒激光等离子体冲击波对飞行器的减阻效果更明显。当飞秒激光能量为 0.06 mJ 时, 能使飞行器所受的阻力减小 98%, 飞秒激光能量越高, 减阻比越高, 低阻力持续的时间越长, 减阻效果越好。采用 3 个飞秒激光能量点源沉积的方式能够更好地实现飞行器的减阻, 提高了最佳减阻比, 节省了激光能量。

关键词 光电子学; 飞秒激光等离子体; Navier-Stokes 方程; 减阻; 高超声速飞行器

中图分类号 TN249 **文献标识码** A

doi: 10.3788/CJL201542.0202003

Exploring Femtosecond Laser Plasma to Reduce Drag of Hypersonic Vehicle

Fu Ning Xu Degang Zhang Guizhong Yao Jianquan

Key Laboratory of Optoelectronic Information Technology, Ministry of Education, College of Precision Instrument and Optoelectronics Engineering, Tianjin University, Tianjin 300072, China

Abstract It is reported that femtosecond-duration laser pulse can be deployed to reduce drag for blunt-body vehicle in high-Mach flow field of air by generating laser plasma and shockwave. The interaction of plasma shockwave induced by femtosecond-duration laser pulse and bow shock over the head of the blunt-body vehicle is investigated numerically in the flow field of 30 km apart from the surface of the earth at Mach number of 5 and the mechanism of deploying the femtosecond laser plasma to reduce the drag of the vehicle is analyzed. The Navier-Stokes equations are exploited to compute the drag reduction for different femtosecond laser energies. The present numerical experiment proves that the femtosecond laser pulse has a better drag reduction effect than the nanosecond laser pulse under the same condition. When the femtosecond laser energy is 0.06 mJ, the femtosecond laser plasma can reduce the drag by 98%. And the higher the energy of femtosecond laser pulse, the higher the drag reduction ratio and the longer the time of low drag. Deploying three femtosecond laser energy point to reduce the drag of hypersonic vehicle is much more obviously. This energy-deposition mode can improve the optimum drag reduction ratio and save the laser energy.

Key words optoelectronics; femtosecond laser plasma; Navier-Stokes equations; drag reduction; hypersonic vehicle

OCIS codes 260.5210; 140.3440; 350.5400; 010.1330

收稿日期: 2014-07-29; 收到修改稿日期: 2014-09-05

作者简介: 付 宁(1988—), 女, 硕士研究生, 主要从事激光等离子体及飞行体减阻降温等方面的研究。

E-mail: fn1103@163.com

导师简介: 张贵忠(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事光电子技术与强光与物质相互作用等方面的研究。

E-mail: johngzhang@tju.edu.cn

1 引言

高超声速飞行器具有巨大的军事价值和潜在的经济价值,一直受到世界各军事强国的广泛关注。钝体飞行器在高马赫数流场中飞行时会在其头部产生一道弓形激波,使其表面的阻力急剧增加,导致飞行器性能下降,因此降低飞行器表面的阻力成为重要的研究课题^[1-2]。Myrabo等^[3-5]率先提出了利用定向传输的激光束在飞行器前端聚焦击穿空气形成局部高温高压的激光等离子体来减小超声速飞行器气动阻力的新概念,并对等离子体减阻进行较系统的实验研究和数值模拟计算。Riggins等^[6-7]进行了激光等离子体减阻的数值模拟研究,建立了二维轴对称及非轴对称两种模型,重点计算了各种参数对减阻性能的影响。Georgievskii等^[8-9]也进行了利用激光等离子体对高超声速飞行器减阻的研究工作。国内洪延姬等^[10-16]对激光等离子体减阻做了大量的数值模拟及实验研究,主要集中在激光能量、来流马赫数以及点火位置等对激光等离子体减阻效果的影响。陈豪等^[17]研究了纳秒激光能量、激光聚焦位置、来流马赫数的变化对等离子体减阻性能的影响。毛枚良等^[18]模拟了强激光对超声速钝体流场的干扰,验证了激光能量的注入能够减小飞行器表面的气动阻力。

国内很多学者对激光等离子体的演化过程及其特性进行了研究^[19-20]。激光聚焦在空气中会击穿空气产生等离子体,等离子体吸收激光能量后内部温度压强急剧升高,继续吸收激光能量会从焦点区域开始向外迅速膨胀,推动周围空气产生冲击波^[21]。冲击波与钝体飞行器头部的正激波相互作用,使其变成斜激波,从而减小了飞行器表面阻力。激光击穿空气产生等离子体后,等离子体会像镜子一样反射入射激光,纳秒激光脉宽较宽,反射的激光能量很容易叠加到入射激光中继续与等离子体相互作用,而飞秒激光脉宽较窄,反射的激光不容易叠加到入射激光中。因此纳秒激光产生的等离子体演化后空间形状不对称,而飞秒激光等离子体演化后空间形状对称。对称的飞秒激光等离子体吸收激光能量后迅速向外膨胀形成圆形的冲击波,圆形冲击波在与弓形激波作用时的作用面积大,在钝体头部产生的低压回流区的体积大,更有利于飞行器阻力的减小。目前国内外学者主要采用纳秒激光产生等离子体冲击波进行飞行器减阻的模拟计算和实验研究^[22-23]。本文采用飞秒激光产生的等离子体冲击波对高超声速钝体飞行器减阻进行模拟计算,分析了飞秒激光等离子体减阻的机理,计算了飞秒激光能量对飞行器减阻性能的影响。通过计算发现,与纳秒激光等离子体减阻相比,同等飞行条件下飞秒激光实现飞行器减阻时所需的激光能量更低。

2 模拟计算模型及方法

2.1 计算模型与初边值条件

计算模型如图1所示,钝体飞行器在高马赫数流场中飞行,飞行器头部半径 $D/2=100$ mm。计算区域采用长4400 mm、宽4200 mm的二维区域,该区域能够保证压力远场边界条件。其他参数如图1所示。

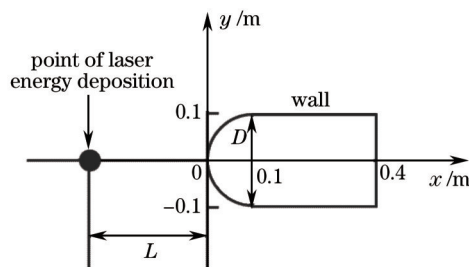


图1 飞秒激光能量点源及钝体飞行器相对分布示意图

Fig.1 Illustration of the spatial location of the fs-pulse laser point with respect to the blunt body in a flow field

方娟等^[16]在模拟计算中采用的激光能量沉积模型为长方形。本课题组之前的工作中计算了飞秒激光能量沉积形状对飞行器减阻效果的影响,当飞秒激光能量沉积形状分别为相同面积的长方形、圆形、椭圆形时,计算发现激光能量沉积形状为圆形时减阻效果最好,椭圆形其次,长方形时减阻效果最差。飞秒激光能量沉积形状为圆形时更有利于形成空间对称的飞秒激光等离子体。因此本文计算中飞秒激光能量在钝体飞行器前端 L 处沉积,激光能量沉积区域为半径为5 mm的圆,激光能量瞬间注入。

空间计算网格采用非结构化网格,钝体头部的网格较密。边界条件设为压力远场边界条件,钝体表面

为滑移固壁边界。模拟计算环境为距离地球表面 $h=30$ km 高空的大气,环境气体参数如表 1 所示。

表 1 环境气体参数

Table 1 Parameters of ambient air

Height /km	Pressure /Pa	Density /(kg/m ³)	Temperature /K	Sonic velocity /(m/s)
30	1196.95	0.0184	226.509	301.71

2.2 控制方程与计算方法

不考虑气体的化学反应,控制方程采用二维无量纲的 Navier-Stokes 方程:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + S = \frac{1}{Re_x} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + S_v \right), \quad (1)$$

式中 $Re_x = \rho_\infty U_\infty D / \mu_\infty$, D 为钝体头部直径, U_∞ 为无限远处来流速度, ρ_∞ 为密度, μ_∞ 为粘性系数; $U = \frac{1}{J}(\rho, \rho u, \rho v, \rho e)^\top$ J 为变换雅可比, u 、 v 分别为 x 、 y 方向的速度; E_v 、 F_v 分别为粘性扩散通量项, S 、 S_v 为轴对称源项。

湍流模型选用标准的 $k-\varepsilon$ 模型^[24],其模型方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho k v)}{\partial y} = \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \left(\frac{\partial^2 k}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 k}{\partial y^2} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M, \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \varepsilon v)}{\partial y} = \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \left(\frac{\partial^2 \varepsilon}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varepsilon}{\partial y^2} \right) + \frac{\varepsilon}{k} (C_{1\varepsilon} - C_{2\varepsilon} \rho \varepsilon), \quad (3)$$

式中 k 为湍流动能, ρ 为气体密度, μ 为动力粘性系数, μ_t 为湍动粘度, G_k 为由于平均速度梯度引起的湍动能的产生项, G_b 为由于浮力引起的湍动能的产生项, Y_M 为可压湍流中脉动扩张的贡献;数值计算中 $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\delta_k = 1.0$, $\delta_\varepsilon = 1.3$ 。

采用流体动力学模拟软件 Fluent 进行计算,选择基于密度的隐式求解器,时间差分格式采用一阶精度的隐式离散格式,通量类型选用粘性分辨率较高的通量差分分裂(Roe-FDS)格式,以减小模拟计算中的耗散,提高高超声速模拟的精度。

2.3 减阻比的计算

飞行器在高超声速飞行时,所受到的阻力 D 与阻力系数 C_D 的关系为

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D, \quad (4)$$

式中 V 为来流速度, S 为参考面积。

为了定量地表征阻力的降低程度,定义 η_D 为减阻比, $\eta_D = (D_f - D) / D_f = (C_{Df} - C_D) / C_{Df}$, D_f 、 C_{Df} 为无飞秒激光能量注入时钝体飞行器表面的阻力、阻力系数。

3 计算结果与讨论

3.1 飞秒激光等离子体实现高超声速钝体飞行器减阻的机理

在高度 $h=30$ km、来流马赫数为 5 的大气环境中,当无激光能量注入时,飞行器飞行 0.4 ms 后所受的阻力达到稳定。计算 0.4 ms 后在钝体前端 $L=100$ mm 处注入飞秒激光,激光能量为 0.01 mJ,脉冲宽度为 10 fs。飞秒激光产生的等离子体冲击波与钝体飞行器头部弓形激波的相互耦合过程如图 2 所示。

高超声速来流绕过钝体头部时,在钝体头部形成正激波,正激波后为亚声速区,压强极大,造成气动阻力很大,同时飞行器表面与空气巨大的摩擦,产生热量传到飞行器表面,导致表面温度升高,使得飞行器性能下降。从流场压力演化图上可以看出,0.45 ms 等离子体冲击波形成后,开始向飞行器头部传播;0.5 ms 时冲击波已经到达弓形激波表面,并开始与弓形激波相互作用;在 0.6~0.75 ms 之间,冲击波与弓形激波的作用不断增强,飞行器表面的正激波变为了较弱的斜激波,激波层的厚度不断增加,压力峰值逐渐向钝头体肩部移动;0.8 ms 左右,冲击波到达钝体头部,受到钝头体的反射;从 0.85 ms 开始,被反射后的冲击波继续与钝体表面激波相互作用,激波层厚度继续增加;0.9 ms 时激波层厚度由 0.4 ms 时的 6 mm 增加到 19 mm,并且形成

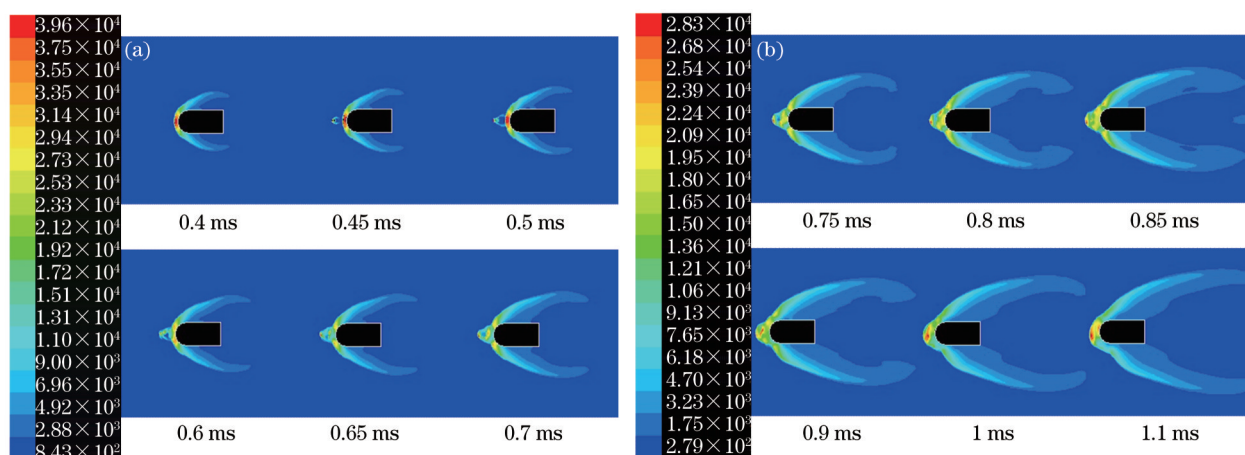


图2 飞秒激光能量沉积后流场压力演化过程示意图。(a) 0.4~0.7 ms; (b) 0.75~1.1 ms

Fig.2 Pressure contours of flow field after fs-pulse laser energy deposition. (a) 0.4~0.7 ms; (b) 0.75~1.1 ms

了稳定的锥形低压回流区,大大降低了飞行器头部所受的压力;1 ms时驻点附近的压强约为 1.3×10^4 Pa,为无激光等离子体注入时的 32.5%;1.1 ms时冲击波与弓形激波作用开始减弱,钝体头部驻点附近压强开始增加,之后随着激光等离子体冲击波作用的消失,钝体头部压强迅速上升,在钝体头部重新形成弓形激波。

飞秒激光等离子体冲击波与钝体头部弓形激波相互作用后,弓形激波的结构发生了变化,变为较弱的斜激波,同时钝体头部的激波层厚度增加,并且产生了锥形结构的低压回流区,大大降低了飞行器表面的压力,实现了飞行器的减阻。

计算发现,在 30 km 高度大气环境中,当沉积的飞秒激光能量为 0.035 mJ 时,聚焦在空气中,击穿空气产生等离子体,等离子体内层温度高达 5000 K,压强高达 8.6×10^5 Pa,在钝体前端注入的飞秒激光能量越高,产生的高压扰动越强。

图 3 给出了钝体头部不同位置处压力随计算时间的变化情况。0.4 ms 时钝体头部压力达到稳定,且驻点处压力最大,注入激光能量后,产生的等离子冲击波与钝体表面正激波的作用,使得压力峰值点从驻点移向钝头体的肩部;0.8 ms 时驻点处压力又达到峰值;从 0.9 ms 开始压力峰值又向钝体肩部移动;1.1 ms 后驻点处压力迅速增大;1.2 ms 时等离子体冲击波作用消失,钝体驻点处压力重新达到峰值;1.3~1.6 ms 钝体头部压力的变化描述了激光等离子体冲击波作用结束后,钝体头部阻力重新达到无激光等离子体时的稳定值的过

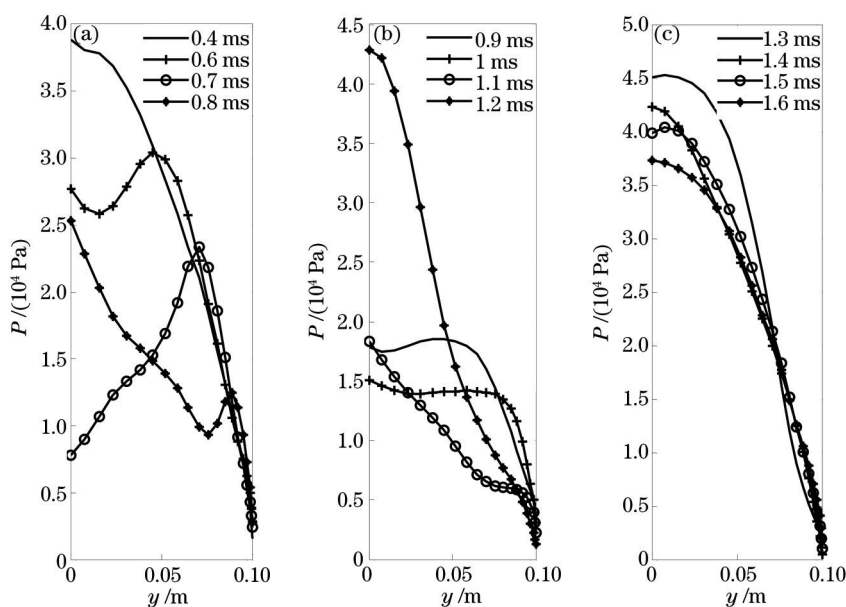


图3 钝体头部上半部分的压力变化。(a) 0.4~0.8 ms; (b) 0.9~1.2 ms; (c) 1.3~1.6 ms

Fig.3 Pressure of upper head of blunt body. (a) 0.4~0.8 ms; (b) 0.9~1.2 ms; (c) 1.3~1.6 ms

程。通过对钝体头部上半部分不同位置所受压力的计算发现,等离子体冲击波与弓形激波作用后,使得压力峰值从驻点处向钝体肩部移动,从而使得驻点附近压力减小,形成低压回流区,同时在钝体头部形成的锥形斜激波,使得激波层厚度增加,激波后形成低密度区域,进而使得飞行器所受阻力减小。

图4给出了钝体驻点处的压力随时间的变化。驻点处压力达到稳定后,先下降,后小幅度上升,然后再次下降,最后上升然后达到稳定。等离子体冲击波形成后,传播到钝体头部与正激波相互作用,使得钝体头部驻点处压力迅速下降,压力峰值向钝体肩部移动,随后冲击波透过头部正激波,驻点处压力再次上升,当冲击波传到钝体头部后被反射,反射后的冲击波继续与钝体头部激波相互作用,驻点处压力再次下降,最后当冲击波与正激波作用结束,驻点处压力迅速上升,最终重新达到无激光等离子体时的稳定状态。

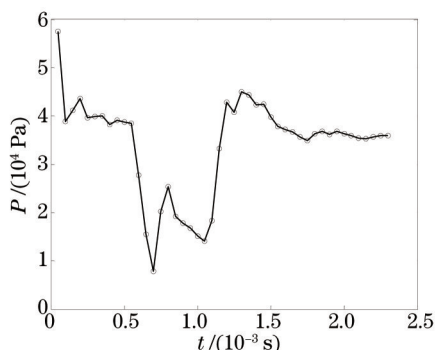


图4 不同时刻驻点处的压力

Fig.4 Pressure of stagnation point at different time

3.2 飞秒激光能量对钝体飞行器减阻性能的影响

飞秒激光能量不同时,聚焦之后产生的等离子体内部温度压强不同,形成的冲击波强度不同,飞行器减阻效果不同。在 $h=30\text{ km}$ 、 $Ma=5$ 的大气环境下,飞秒激光能量分别为 $E_1=0.01\text{ mJ}$ 、 $E_2=0.03\text{ mJ}$ 、 $E_3=0.055\text{ mJ}$,脉冲宽度均为 10 fs ,激光能量沉积位置 $L=100\text{ mm}$ 时,模拟计算得到的阻力系数分布如图5所示。

未注入激光能量时,飞行器飞行 0.4 ms 后钝体头部阻力达到稳定。 0.4 ms 时注入激光能量,激光击穿空气产生高温高压的等离子体,当冲击波传播到钝体头部时,会使头部压力稍有增加,进而阻力稍有增加,随后等离子体冲击波与钝体头部的弓形激波相互作用,使其变为较弱的斜激波,钝体飞行器的气动阻力迅速减小。当飞秒激光作用消失后,钝体头部再次形成正激波,阻力再次上升,然后达到稳定。因此阻力系数先增大,后大幅度减小,然后增大随后达到稳定。同时发现,在低阻力持续的过程中,阻力系数出现短时间的升高然后继续下降,此过程是由于冲击波透过弓形激波到达钝体头部,被钝体反射后继续与弓形激波相互作用引起的。

从图5中可以看出,飞秒激光能量越高,阻力系数的最小值越小,阻力系数收敛时间越长,低阻力持续的时间越长,减阻效果越好。当飞秒激光能量为 0.01 、 0.03 、 0.055 mJ 时低阻力持续时间分别为 0.6 、 2.05 、 4.84 ms 。注入的飞秒激光能量越高,产生的等离子体的内部温度、压强越高,形成的冲击波传播到飞行器表面时的强度越高、半径越大,使得开始时阻力系数越大。此冲击波与弓形激波作用的面积越大,形成的低压回流区体积越大,钝体表面激波恢复到无激光能量注入时的弓形激波状态所需的时间越长,阻力降低持续的时间就越长,计算时间也越长。

陈豪等^[17]计算了飞行器在距离地球表面 30 km 、来流马赫数为 5 的大气环境中飞行时,在飞行器前端注入能量为 2 J 、脉冲宽度为 20 ns 的纳秒激光后能使飞行器阻力降低 99% ;本文中计算了飞行器在距离地球表面 30 km 、来流马赫数为 5 的大气环境中飞行,在飞行器前端注入 0.06 mJ 、脉冲宽度为 10 fs 的飞秒激光,飞秒激光产生的等离子体冲击波与飞行器头部的弓形激波作用后,能够使阻力降低 98% 。相比较而言,飞秒激光等离子体实现飞行器减阻时所需激光能量更低。

激光能量相同的条件下,飞秒激光聚焦后功率密度更高,产生的等离子体的温度和压强更高,在飞行器前端产生的高压扰动更强。另一方面,飞秒激光击穿空气产生空间形状对称的激光等离子体,飞秒激光等离子体演化后形成的冲击波为圆形,冲击波与弓形激波的作用面积大,驻点处压力峰值向钝体肩部移动距

离大,产生的低压回流区的体积大,更有利于飞行器阻力的减小。

图6给出了阻力减小的百分比 η_d 随飞秒激光能量的变化, η_d 随激光能量的增加而增大,并且激光能量越高阻力持续时间越长。减阻比随激光能量的变化情况与陈豪^[17]、李倩^[25]等对激光能量影响减阻比的计算结果一致。

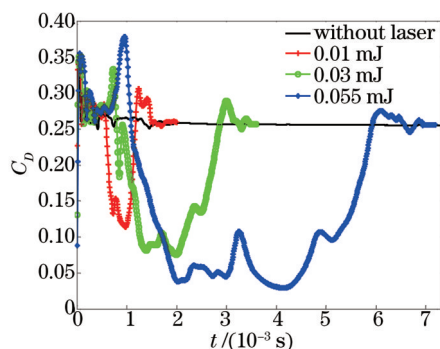


图5 钝体飞行器阻力系数随激光能量的变化

Fig.5 C_D of blunt-body vehicle with different laser energies

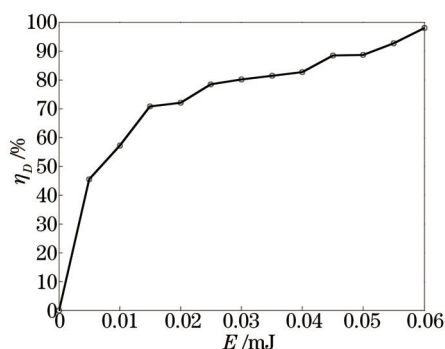


图6 η_d 随激光能量的变化

Fig.6 η_d versus laser energy

3.3 3个飞秒激光能量点源沉积方式实现飞行器的减阻

通过对钝体头部不同位置处所受的压力计算发现,在等离子体冲击波与弓形激波作用过程中,驻点处峰值压力向钝头体的肩部转移,从而在头部驻点附近形成低压回流区。本文提出了一种新的激光能量沉积方式,采用3个激光能量点源注入的方式,一个仍在100 mm处 x 轴上,另两个位于钝头体的肩部,如图7所示, S_1 、 S_2 、 S_3 分别代表注入的激光能量点源, S_1 距离钝体100 mm, S_2 、 S_3 距离钝体150 mm,并且关于 x 轴对称,离开 x 轴50 mm, $\tan \theta = 1/3$ 。

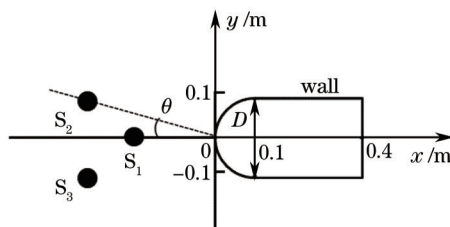


图7 3个激光能量点源及钝体飞行器分布示意图

Fig.7 Illustration of the spatial location of the three laser point with respect to the blunt body in a flow field

计算仍在 $h=30$ km、 $Ma=5$ 的大气环境中进行,在3个激光能量点源中分别注入相同的能量为0.003 mJ、脉冲宽度为10 fs的飞秒激光;另外在 $L=100$ mm处注入一个激光能量点源,能量为0.01 mJ、脉冲宽度为10 fs的飞秒激光,两种能量注入方式下对应的阻力系数如图8所示。

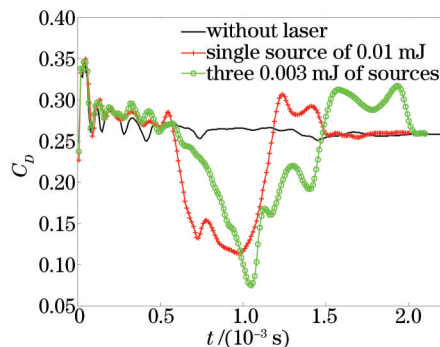


图8 不同激光能量沉积方式下的阻力系数

Fig.8 C_D of blunt-body vehicle with different laser energy deposition modes

从图8中可以看出,两种方式下阻力系数变化趋势基本相同,先增大后减小然后增大最终达到稳定。计算得出,3个均注入0.003 mJ的激光点源能够使得飞行器阻力减小71.51%,而一个注入0.01 mJ的激光点源

仅使飞行器阻力减小 57.17%。注入 3 个激光点源时, S_1 产生的等离子体冲击波首先到达钝体头部与弓形激波作用后, 使得压力峰值移向钝体肩部, 随后 S_2 、 S_3 产生的等离子体冲击波传播到钝体肩部与激波相互作用, 降低了钝体肩部的压力峰值, 从而使得头部低压区域往钝体肩部扩散, 低压区域增加, 大大降低了钝体头部的压力, 使得减阻效果更明显。

采用 3 个激光能量点源沉积的方式对高超声速飞行器进行减阻, 不仅降低了对飞秒激光器的要求, 同时节约了激光能量, 提高了能量的利用率。

4 结 论

通过以上模拟计算发现, 利用飞秒激光诱导产生的等离子体冲击波对高超声速飞行器进行减阻的方法是可行的, 同等条件下飞秒激光对飞行器的减阻效果优于纳秒激光。飞秒激光等离子体在钝体飞行器前端形成局部的高压扰动, 等离子体形成的冲击波与钝体头部的弓形正激波相互作用, 使其变为较弱的斜激波, 并且使得激波层的厚度增加, 在飞行器头部形成低压回流区, 使得飞行器表面所受的压力下降, 进而减小了飞行器所受的气动阻力。飞秒激光能量越高, 减阻比越大, 低阻力持续的时间越长, 减阻效果越好。在飞行器的前端和肩部注入 3 个激光能量点源的方法能够减小飞行器的阻力, 此种方式降低了对飞秒激光器的要求, 同时可以节省激光能量, 提高了激光能量的利用率。

参 考 文 献

- 1 M Y M Ahmed, N Qin. Recent advances in the aerothermodynamics of spiked hypersonic vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2011, 47(6): 425-449.
- 2 A M Tahsini. Heat release effects on drag reduction in high speed flows[J]. *Internat J Heat Mass Tran*, 2013, 57(2): 657-661.
- 3 L N Myrabo, Y P Raizer. Laser-induced air spike for advanced transatmospheric vehicles[J]. *AIAA 94-2451*, 1994.
- 4 M A S Minucci, P G P Toro, A C Oliveira, *et al.*. Flow visualization of laser induced air spikes in hypersonic flow[C]. *AIP Conf Proc*, 2005, 766: 514-527.
- 5 I I Salvador, M A S Minucci, P G Toro, *et al.*. Experimental analysis of heat flux to a blunt body in hypersonic flow with upstream laser energy deposition—preliminary results[C]. *AIP Conf Proc*, 2006, 830: 163-171.
- 6 David Riggins, H F Nelson, Eric Johnson. Blunt-body wave drag reduction using focused energy deposition[J]. *AIAA J*, 1999, 37(4): 460-467.
- 7 T M Taylor, A Khamooshi, D W Riggins. Innovative concepts for large-scale drag and heat transfer reductions in high-speed flows [C]. *Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2006, 11: 7850-7871.
- 8 P Yu Georgievskii, V A Levin. Control of the flow past bodies using localized energy addition to the supersonic oncoming flow[J]. *Fluid Dynamics*, 2003, 38(5): 794-805.
- 9 V M Fomin, P K Tretyakov, J P Taran. Flow control using various plasma and aerodynamics approaches[J]. *Aerosp Sci and Technol*, 2004, 8(5): 411-421.
- 10 Wang Diankai, Hong Yanji, Li Qian. Investigation of stagnation pressure reduction of blunt body by laser energy deposition[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2): 172-177.
王殿凯, 洪延姬, 李 倩. 激光能量沉积降低钝体驻点压力机制分析[J]. *推进技术*, 2014, 35(2): 172-177.
- 11 Wu Wentang, Hong Yanji, Wang Diankai, *et al.*. Numerical investigation of type IV shock interaction controlled by laser energy deposition[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2014, 26(2): 021008.
吴文堂, 洪延姬, 王殿凯, 等. 激光能量注入控制 IV 型激波干扰的数值研究[J]. *强激光与粒子束*, 2014, 26(2): 021008.
- 12 Wang Jinxia, Hong Yanji, Li Qian, *et al.*. Research of the influence of repetitive-rate of laser energy reducing wave drag for hypersonic craft[J]. *Science Technology and Engineering*, 2013, 13(23): 6956-6959.
王金霞, 洪延姬, 李 倩, 等. 激光重复频率对减小高超声速飞行器波阻的影响研究[J]. *科学技术与工程*, 2013, 13(23): 6956-6959.
- 13 Fang Juan, Zhou Mingxi, Liu Shuangli, *et al.*. Experimental investigation on supersonic vehicle drag reduction with single pulse laser [J]. *Lasernal*, 2014, 35(2): 31-33.
方 娟, 周明熙, 刘双利, 等. 单脉冲激光减小超声速飞行器波阻的实验研究[J]. *激光杂志*, 2014, 35(2): 31-33.

- 14 Fang Juan, Hong Yanji, Li Qian. Effect of single pulse laser energy deposition on wave drag of supersonic flow blunt bodies[J]. Journal of Optoelectronics·Laser, 2012, 23(6): 1057-1062.
方 娟, 洪延姬, 李 倩. 单脉冲激光能量沉积对超声速钝头体波阻的影响[J]. 光电子·激光, 2012, 23(6): 1057-1062.
- 15 Hong Yanji, Li Qian, Fang Juan, *et al.*. Advances in study of laser plasma drag reduction technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 93-101.
洪延姬, 李 倩, 方 娟, 等. 激光等离子体减阻技术研究进展[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 93-101.
- 16 Fang Juan, Hong Yanji, Huang Hui, *et al.*. Influence of ignition location on drag reduction by laser plasma[J]. High power laser and particle beams, 2010, 22(9): 2059-2062.
方 娟, 洪延姬, 黄 辉, 等. 点火位置对激光等离子体减阻效能的影响[J]. 强激光与粒子束, 2010, 22(9): 2059-2062.
- 17 Chen Hao, Shi Lei, Ma Lihua, *et al.*. Numerical simulation of nanosecond laser plasma drag reduction[J]. Laser & Infrared, 2014, 44(2): 131-135.
陈 豪, 石 磊, 马丽华, 等. 纳秒激光等离子体减阻数值模拟[J]. 激光与红外, 2014, 44(2): 131-135.
- 18 Mao Meiliang, Dong Weizhong, Deng Xiaogang, *et al.*. Numerical simulation study of the interaction between a high-powered laser and the hypersonic flowfield about a spherecone[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(2): 172-176.
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.
- 19 Zhai Yang, Zhu Rihong. Pre-ablation pulse laser-induced breakdown spectroscopy technology for enhanced ablation and emission plasma[J]. Chinese J Lasers, 2012, 39(s1): s103003.
翟 洋, 朱日宏. 利用脉冲激光预诱导激发产生增强等离子体及其性质的研究[J]. 中国激光, 2012, 39(s1): s103003.
- 20 Wu Tao, Wang Xinbing, Wang Shifang, *et al.*. Research on pulsed CO₂ laser produced Sn plasma plume expansion properties by shadowgraph technique[J]. Chinese J Lasers, 2013, 40(1): 0102003.
吴 涛, 王新兵, 王世芳, 等. 基于阴影法的脉冲CO₂激光Sn等离子体羽辉膨胀特性研究[J]. 中国激光, 2013, 40(1): 0102003.
- 21 Bian Baomin, Hou Feng, Chen Jianping, *et al.*. An investigation of parameters on the front of laser plasma shock wave[J]. Chinese J Lasers, 2001, 28(2): 155-159.
卞保民, 侯 枫, 陈建平, 等. 激光等离子体空气冲击波波前参量的测定及研究[J]. 中国激光, 2001, 28(2): 155-159.
- 22 I I Salvador, M A S Minucci, P G P Toro, *et al.*. Surface heat flux and pressure distribution on a hypersonic blunt body with DEAS [C]. AIP Conf Proc, 2008, 997: 367-378.
- 23 A C Oliveira, M A S Minucci, P G Toro, *et al.*. Drag reduction by laser plasma energy addition in hypersonic flow[C]. AIP Conf Proc, 2008, 997: 379-389.
- 24 Wang Fujun. Analysis of Computational Fluid Dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. 120-124.
王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004. 120-124.
- 25 Li Qian, Jin Xing, Cao Zhengrui, *et al.*. Effects on aerodynamic drag of incident laser energy in technology of laser plasma point source drag reduction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 377-380.
李 倩, 金 星, 曹正蕊, 等. 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[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 377-380.

栏目编辑: 张 雁