

# 等离子体气动激励减小翼型跨音速阻力的数值模拟

林敏<sup>1</sup>, 徐浩军<sup>1</sup>, 梁华<sup>2</sup>, 孙权<sup>1</sup>

(1. 空军工程大学工程学院, 陕西西安, 710038; 2. 空军第五飞行学院理训室, 甘肃武威, 733003)

**摘要** 等离子体气动激励能够显著提升飞行器/动力装置的气动性能。本文进行了等离子体气动激励减小 RAE2822 翼型跨音速阻力的数值模拟。将电弧放电等离子体激励简化为对流场的热能注入,建立了基于唯象学的数值计算模型,以实验测试结果作为输入条件,将热能以源项的形式加入 N-S 方程求解,研究了不同来流速度、激励强度以及激励位置下等离子体气动激励对翼型阻力特性的影响。仿真结果表明:等离子体气动激励可以有效减小 RAE2822 翼型跨音速阻力,来流速度与等离子体气动激励减阻效果有较大关系,当  $Ma=0.81$  时,减阻达到 13.58%;激励强度对减阻效果影响较小,当  $W=3\ 000\ K$  时,减阻达到 11.77%;增大激励位置,减阻效果增大,但幅度变小,当  $D=20\ mm$  时,减阻达到 13.17%。

**关键词** 等离子体气动激励;电弧放电;跨音速;减阻

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.02.002

**中图分类号** V211 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)02-0006-05

飞行器高速飞行时产生的激波和波阻能够消耗发动机一大部分动力,机翼表面局部激波会导致空气动力特性发生急剧变化。因此,控制跨音速激波、增升减阻,对节省燃油消耗、增大飞机航程以及大型运输机高亚音速和未来战斗机超音速巡航都具有重要的应用价值<sup>[1-5]</sup>。等离子体气动激励在预定的位置通过表面放电产生的等离子体可以给流场注入能量,该等离子体层能够改变边界层特性,实现对流场参数的可控改变。文献[3]对高速飞行器利用等离子体喷流减阻进行了数值模拟,表明等离子体喷流可以有效减小飞行器阻力。文献[4-5]开展超音速风洞中表面电弧放电等离子体气动激励控制管道内斜激波实验,结果表明激波位置前移,激波强度减弱。文献[6]采用数值仿真手段对亚音速和超音速翼型表面局部放电流体控制进行了研究。

以前的实验和数值仿真研究对象主要是尖劈,本文针对翼型,将等离子体气动激励用于减阻;数值模拟了跨音速阶段来流速度和激励特性对等离子体激励减阻的影响,得到了等离子体激励减小翼型阻力的影响规律,并初步分析了等离子体激励用于翼型减阻的作用机理,为等离子体减阻实验和应用研究提供参考。

## 1 仿真模型

### 1.1 电弧放电等离子体气动激励简化

国外研究机构实验得出结论,电弧放电等离子体气动激励控制激波机理是热效应占主导地位<sup>[7-10]</sup>,通过局部表面放电产生等离子体区域,对流场注入能量以改变流场特性。从唯象学建模的角度出发,可将表面电弧放电等离子体气动激励简化为对流场的热能注入。假设电弧放电达到稳定状态,则热能注入是定常的。根据注入热能与温度的换算关系,写入温度分布。电弧等离子体温度可通过实验测试诊断获得<sup>[10-11]</sup>。文献[8]在热效应机理占主导的前提下,采用热阻塞模型分析电弧等离子体对尖劈斜激波的影响,仿真结果与实

\* 收稿日期:2011-05-10

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10972236)

作者简介:林敏(1988-),男,浙江苍南人,博士生,主要从事等离子体流动控制研究。

E-mail:linm01007@yahoo.com.cn

验结果相符,表明该模型和计算方法有效。

## 1.2 控制方程

将电弧放电等离子体气动激励简化为热量源项,加入流场方程进行求解,在理想气体假设条件下,质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程分别见式(1-3):

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (1) \quad \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (2)$$

将热量源项加入能量守恒方程则有:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla T = -(\gamma - 1) T \nabla \cdot \mathbf{u} + \frac{Q}{\rho c_v} \quad (3)$$

式中: $\rho$ 为气体密度; $\mathbf{u}$ 为气流速度; $p$ 为气流静压; $T$ 为气流静温; $\gamma$ 为绝热指数; $c_v$ 为比定容热容; $Q$ 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,表达式为:

$$Q = Q_0 g(x/l, y/l, z/l) T(t/\tau_c) \quad (4)$$

式中: $Q_0$ 为热能注入的幅值; $g(x/l, y/l, z/l)$ 为热能的分布函数; $l$ 为特征长度; $T(t/\tau_c)$ 为热能的时间分布函数,假设热能注入是定常的,则  $T(t/\tau_c) = 1$ 。

俄罗斯科学院高温研究所采用光谱分析技术测量电弧放电等离子体区域的温度,当电弧放电输入功率为 1 kW 量级时,电弧等离子体温度达到 1 500 - 3 000 K<sup>[11-12]</sup>。典型等离子体激励区域热量源项参数设定为:长 5 mm,高 3 mm,温度为 2 000 K,区域后缘距激波分离点约 5 mm。

## 1.3 模型参数与数值方法

选取跨音速翼型 RAE2822 作为数值计算对象,翼型弦长  $b = 0.3772$  m,迎角  $\alpha = 3.46^\circ$ ,改变来流速度、激励位置和激励强度等参数,研究等离子体气动激励对翼型跨音速阻力特性的影响。

计算区域见图 1,上、下边界取为 15 倍弦长,左边界取为 10 倍弦长,右边界为 20 倍弦长。计算区域网格采用 C 型结构网格,靠近翼型表面处局部加密,第一层网格厚度为  $3 \times 10^{-5}$  弦长,网格数约为  $9 \times 10^4$ 。根据来流条件,外边界给定压力远场条件,翼型表面给定无滑移绝热壁面条件。采用中心差分格式的有限体积法,利用 4 阶 Runge - Kutta 法迭代求解,湍流模型采用 S - A 模型进行求解。

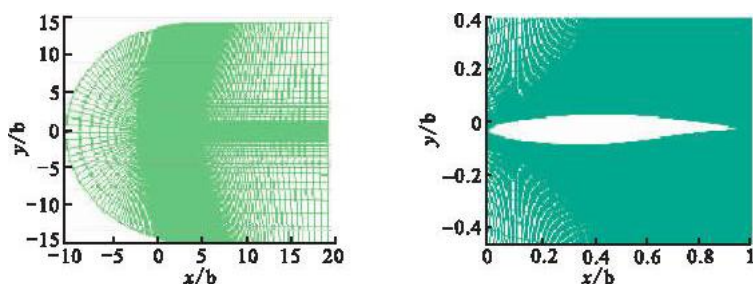


图 1 计算区域和局部加密网格图

Fig. 1 Mesh of computational and localized area

## 2 计算结果与分析

### 2.1 等离子体气动激励作用流场分析

图 2 为  $Ma = 0.73$ 、攻角为  $3.46^\circ$  时施加等离子体激励前后翼型马赫数分布云图。从图 2(a)中可以看出,当  $Ma = 0.73$  时,等音速点后面,由于翼型连续外凸,流管扩张,空气膨胀加速,在翼型上表面出现超音速区。在超音速区内,压力下降,低于翼型后缘处的压力。当超音速气流冲入高压区后,产生激波,位于翼型的中后段。气流通过该激波后,速度减小,压力增大,使得翼型前后压力差增加。局部激波的出现引起翼型后缘附面层气流分离。在图 2(b)中,当等离子体激励在翼型上表面产生,形成局部高温等离子体区域。在等离子体激励的作用下,翼型上表面的弱激波消失,在激励区域前方形成弱压缩波,但在翼型后缘出现明显的分离区。图 3 是  $Ma = 0.73$  时施加等离子体激励前后的翼型表面压力系数分布图,可以看出,激励区域前方的超音速区减少,引起吸力面减小,会导致翼型升力有所减小,同时翼型前后的压力差有所变小。由数值计算得到,施加等离子体激励后翼型阻力可减小 8.92%。

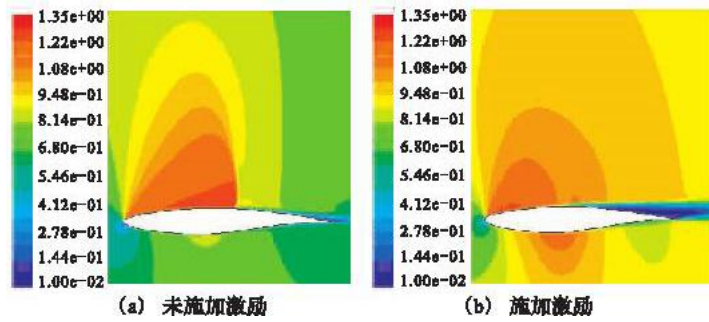


图2 施加等离子体激励前后的马赫数云图

Fig. 2 The effect of plasma actuation on mach number distribution ( $Ma = 0.73, \alpha = 3.46^\circ$ )

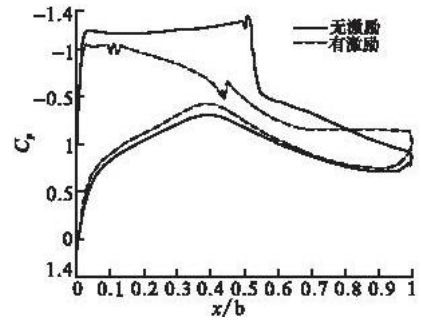


图3 对翼型表面压力系数分布的影响

Fig. 3 Effect of plasma actuation on airfoil surface pressure coefficient distribution ( $Ma = 0.73, \alpha = 3.46^\circ$ )

图4为 $Ma = 0.81$ 时施加等离子体激励前后马赫数云图。在未施加等离子体激励条件下,随着马赫数的增大,翼型上表面的激波强度有所增加,并向翼型后缘移动,且后缘分离区增大,在翼型下表面中段也形成局部超音速区和局部激波,见图4(a)。此时施加等离子体激励后,不能完全消除激波。在激励作用下,激波起始点前移,翼型后缘分离区有所增大,见图4(b)。图5是 $Ma = 0.81$ 时施加等离子体激励前后的翼型表面压力系数分布,可以看出,施加等离子体激励后翼型上表面激波起始点前移约8 mm,激波强度有所减弱,下表面激波位置略向前移,同时也引起了吸力面减小。由仿真计算得到,此飞行状态下施加等离子体激励,可减小翼型阻力13.58%。

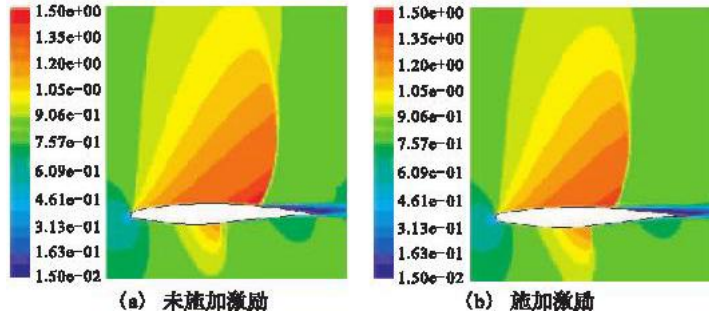


图4 施加等离子体激励前后的马赫数云图

Fig. 4 The effect of plasma actuation on mach number distribution ( $Ma = 0.81, \alpha = 3.46^\circ$ )

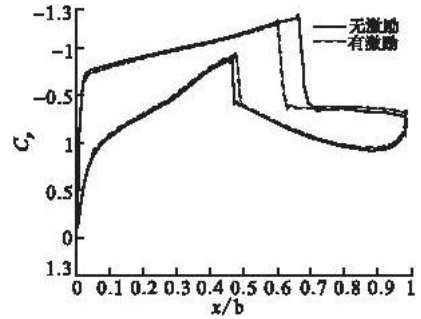


图5 对翼型表面压力系数分布的影响

Fig. 5 Effect of plasma actuation on airfoil surface pressure coefficient distribution ( $Ma = 0.81, \alpha = 3.46^\circ$ )

由仿真结果可得,电弧等离子体气动激励可以控制激波,减小翼型激波阻力。这是因为将等离子体激励简化为对流场的热能注入,由于激励区域温度明显高于来流温度,产生热阻塞效应,使得激励区域中的质量流量降低,一部分流量绕过激励区域流向主流区,相当于在翼型上表面形成“虚拟形面”。当 $Ma = 0.73$ 时,翼型上表面的弱激波转化为弱压缩波, $Ma = 0.81$ 时,在激励区域前缘诱导出斜激波,激波强度减小,同时导致激励区域后流动分离区增大。仿真结果与等离子体气动激励控制尖劈斜激波风洞实验结果<sup>[8]</sup>是相符的,间接验证了电弧等离子体气动激励的热效应机理。

## 2.2 来流马赫数对减阻的影响

对亚音速阶段不同来流马赫数下等离子体激励减阻进行数值计算,减阻效果见表1。在 $Ma = 0.73$ 时,翼型上表面的激波位置接近中段,施加等离子体激励虽有效消除了激波的出现,但在翼型后缘出现较大的分离,可减阻约8.92%。随着来流马赫数增大,激波强度有所增加,并逐渐向翼型后缘移动,且翼型的下表面也出现了明显的局部激波,从表1可以发现,未施加激励时翼型的阻力随马赫数增大急剧增大。施加激励可有效减小阻力,但减阻百分比先增大后减小,在 $Ma = 0.81$ 时达到最大的13.58%。结果表明,等离子体激励可以有效减小翼型跨音速阻力,在马赫数小于0.9的高亚音速来流下,阻力可以减小约10%。

表1 不同来流马赫数下等离子体激励减阻效果

Tab. 1 Effect of different freestream mach number on drag reduction

飞行状态	未施加激励阻力系数	施加激励阻力系数	阻力减小值	减阻百分比
$Ma=0.73$	0.021 53	0.019 61	0.001 92	8.92
$Ma=0.78$	0.045 01	0.040 01	0.005 00	11.11
$Ma=0.81$	0.057 07	0.049 32	0.007 75	13.58
$Ma=0.85$	0.081 52	0.072 21	0.009 31	11.42
$Ma=0.89$	0.117 29	0.102 13	0.015 16	12.92

### 2.3 激励强度对减阻的影响

保持  $Ma=0.78$  和等离子体激励位置不变,计算不同激励强度对等离子体激励减阻效果的影响,数值计算结果见表2。提高等离子体激励强度,减阻百分比增大,阻力减小值增大,但是增加幅度逐渐变小。这是因为激励区域温度达到一个阈值后,能够使流场出现热节流现象,从而产生热阻塞效应,改变翼型上表面流场结构,使激波发生变化,当激励温度超过该阈值后,对流场的改变不明显。激励强度  $W$  增加 1 500 K,减阻百分比仅增加 0.66,因此,从减小能耗和实际应用角度,选择较低的激励强度易于实现。

表2 激励强度  $W$  对减阻的影响

Tab. 2 Effect of actuation temperature on drag reduction

减阻参数	$W=1\ 500\ K$	$W=2\ 000\ K$	$W=2\ 500\ K$	$W=3\ 000\ K$
阻力系数	0.040 01	0.039 82	0.039 75	0.039 71
阻力减小值	0.005	0.005 19	0.005 26	0.005 3
减阻百分比	11.11	11.53	11.69	11.77

### 2.4 激励位置对减阻的影响

保持  $Ma=0.78$  和等离子体激励强度不变,计算不同等离子体激励位置对减阻效果的影响,计算结果见表3。随着等离子体激励与激波分离点相对位置的增大,减阻百分比,阻力减小值有所增大,但增加幅度变小。由于施加等离子体激励后,随着激励位置的前移,激波分离点前移,在来流马赫数恒定的条件下,激励位置前移表明斜激波半顶角减小,根据斜激波的“马赫数-半顶角-激波角”3者之间的关系,可知激波强度减小,阻力下降。另外,激波位置前移会导致翼型上表面的超音速区减小,引起翼型升力下降。

表3 激励位置  $D$  对减阻的影响

Tab. 3 Effect of actuation location on drag reduction

减阻参数	$D=5\ mm$	$D=10\ mm$	$D=15\ mm$	$D=20\ mm$
阻力系数	0.040 01	0.039 61	0.039 27	0.039 08
阻力减小值	0.005	0.005 4	0.005 74	0.005 93
减阻百分比	11.11	12	12.75	13.17

## 3 结论

本文进行了等离子体气动激励减小 RAE2822 翼型跨音速阻力的数值模拟研究。将电弧放电等离子体激励简化为对流场的热能注入,建立了基于唯象学角度的数值计算模型,研究了不同来流速度、不同激励温度以及不同激励位置下,等离子体气动激励对翼型阻力特性的影响。主要研究结论有:

1) 等离子体气动激励可以有效减小翼型跨音速阻力。在  $Ma=0.73$  时,等离子体气动激励能够有效抑制翼型上表面局部激波的出现,随着来流马赫数增大,激波位置前移至激励区域前方,激波强度有所下降,也引起翼型后缘分离区增大。在  $Ma=0.81$  时,等离子体激励减阻百分比达到最大的 13.58%。

2) 增大等离子体激励温度对减阻效果影响较小,考虑能耗和实际应用,应选择较低激励温度;

3) 等离子体激励位置前移,阻力减小值增大,在  $D=20\ mm$  时,可减阻达最大的 13.17%,但也引起升力损失,应合理选择激励位置。

4) 等离子体气动激励可以有效减阻,但也会减少翼型上表面的吸力面区域,使得翼型升力系数有所降低。所以应结合不同飞行阶段和飞行任务,综合考虑使用等离子体气动激励。

### 参考文献(References):

[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.

- SUN Zongxiang. Progress in plasma assisted drag reduction technology[J]. Advances in mechanics, 2003, 33(1): 87-94. (in Chinese)
- [2] 程邦勤, 孙权, 苏长兵, 等. 磁流体流动控制在航空工程中的应用与发展[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2010, 11(2): 11-15.  
CHENG Bangqin, SUN Quan, SU Changbing, et al. Application and development of magnetohydrodynamic (MHD) flow control in aeronautic engineering[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2010, 11(2): 11-15. (in Chinese)
- [3] 罗金玲, 徐敏, 戴梧叶, 等. 高速飞行器等离子体减阻的数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 119-122.  
LUO Jinling, XU Min, DAI Wuyue, et al. Numerical simulation investigation on plasma injection for drag reduction of hypersonic vehicle[J]. Journal of astronautics, 2009, 30(1): 119-122. (in Chinese)
- [4] 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.
- [5] Leonov S B, Bityurin V A, Yarantsev D A. High-speed flow control due to interaction with electrical discharges[R]. AIAA 2005-3287.
- [6] Surzhikov S T, Shang J S. Subsonic and supersonic flow around wing with localized surface gas discharge [R]. AIAA 2006-403.
- [7] 王健, 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.  
WANG Jian, LI Yinghong, CHENG Bangqin, et al. Experimental investigation on shock wave control by plasma aerodynamic actuation[J]. Journal of aerospace, 2009, 30(8): 1374-1379. (in Chinese)
- [8] Wang Jian, Li Yinghong, Cheng Bangqin, et al. Mechanism investigation on shock wave control by plasma aerodynamic actuation [R]. AIAA 2009-4286.
- [9] Bityurin V, Klimov A, Leonov S, et al. Shock wave structure and velocity at propagation through non-homogeneous plasma [R]. AIAA 2000-2571.
- [10] Leonov S, Bityurin V, Savelkin K, et al. Effect of electrical discharge on separation processes and shocks position in supersonic airflow [R]. AIAA 2002-0355.
- [11] Knight D, Kuchinsky V, Kuranov A, et al. Survey of aerodynamic flow control at high speed using energy addition [R]. AIAA 2003-0525.
- [12] Norton K, Knight D. Thermal effects of microwave energy deposition in supersonic flow [R]. AIAA 2009-1224.

(编辑: 徐敏)

## Numerical Simulation of Plasma Aerodynamic Actuation for Airfoil Transonic Drag Reduction

LIN Min<sup>1</sup>, XU Hao-jun<sup>1</sup>, LIANG Hua<sup>2</sup>, SUN Quan<sup>1</sup>

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Training Center, The Fifth Flight College of the Air Force, Wuwei 733003, Gansu, China)

**Abstract:** Plasma flow control has potential applications in shock wave control for improving aircraft/thruster performance obviously. Numerical simulation of plasma aerodynamic actuation reducing transonic drag of RAE2822 airfoil was presented. Based on phenomenological modeling viewpoint, the discharge plasma aerodynamic actuation was simplified as thermal energy injection into flow, which was initialized from experimental data and added in the flow N-S equation as thermal source term. The effect of plasma aerodynamic actuation on the airfoil drag characteristic was investigated under different conditions. The results show that plasma aerodynamic actuation can reduce airfoil transonic drag availability. The drag reduction depended on the freestream parameters, which was 13.58% at  $Ma = 0.81$ . The drag reduction responded to source term temperature rarely, which was 11.77% at  $W = 3\ 000$  K. The drag reduction responded to the distance between the location of plasma actuation and shock wave, which was 13.17% at  $D = 20$  mm.

**Key words:** arc discharge; plasma aerodynamic actuation; transonic; drag reduction