

MS2529 CSTAM2013-A31-1036

数值涡流发生器在改善机翼分离特性中的应用研究

徐家宽¹, 白俊强¹, 黄江涛², 乔磊¹

¹ 西北工业大学航空学院, 西安 710072

² 中国空气动力学研究与发展中心, 四川绵阳 621000

首先在 RANS 求解 NS 方程的计算代码中添加 BAY 数值涡流发生器模型, 即在指定位置的控制方程中的动量方程和能量方程加入适当的源项从而实现真实涡流发生器的起涡特性。BAY 模型通过调整所添加源项的各个变量参数来实现涡流片的形状和扭转角, 在进行平板算例测试后获得了比较好的效果。基于 BAY 模型, 结合 Kriging 高精度代理模型和随机权重粒子群优化算法, 对某亚音速机翼上表面进行涡流片安装参数优化设计, 最终优化出升力系数大大提高, 升阻比基本不变的安装参数, 从而使得该机翼在大攻角时获得合理的流动特性影响和良好的增升、延缓分离特性。

xujiakuannwpu@163.com

MS2530 CSTAM2013-A31-1037

三电极高能等离子体合成射流实验研究

王林, 夏智勋, 刘冰, 邓雄

国防科技大学航天科学与工程学院, 长沙 410073

为增强现有等离子体合成射流激励器的射流动量, 提高激励器控制能力, 在现有两电极结构基础上, 提出并设计了三电极结构高能等离子体合成射流激励器。基于高速阴影技术对三电极高能等离子体合成射流流场特性及影响参数进行了实验研究, 获得了完整的射流喷出过程。

wanglin-2007@126.com

MS2531 CSTAM2013-A31-1038

飞机模型等离子体流动控制技术研究

牛中国¹, 李周复¹, 张国友¹, 范兴瑞¹, 林麒²

¹ 中国航空工业空气动力研究院, 哈尔滨 15000

² 厦门大学航空系, 福建厦门 361005

定常激励介质阻挡放电等离子体流动控制技术的主要作用机制是附面层内的动量传输, 通过这一机制等离子体流动控制技术能够有效的推迟翼面分离、提高模型的最大升力系数, 通过平板和 NACA0015 翼型的机理性风洞试验验证了这一结论。基于这一原理, 将定常激励等离子体流动控制技术应用在民机构型飞机模型上开展风洞试验研究。

nzg9527@163.com

MS2532 CSTAM2013-A31-1039

流向肋条平板边界层湍流减阻研究

陈哲, 李新亮, 李理

中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

以直接数值模拟 (DNS) 为研究手段, 对 $Ma = 3$ 的槽道湍流进行了流向肋条控制的减阻研究。计算发现, 当流向条纹间距为 100 个壁面尺度时, 具有较好的减阻效果。当肋条的高度为 20 个壁面尺度时, 减阻效果可以达到 7.12%。在高超声速流动中, 合适的肋条结构能够强制产生近壁流向速度条带, 破坏湍流边界层固有的近壁条带结构, 从而减小湍流摩擦力。

chenzhe1028@yahoo.cn

MS2533 CSTAM2013-A31-1040

高分子等效黏性对壁面湍流拟序结构的影响

郭付军, 侯金亮, 刘石兵, 刘磊, 李昌烽

江苏大学能源与动力工程学院, 江苏镇江 212013

在此理论的基础上, 建立了一种线性等效黏度模型, 通过此模型与 Navier-Sokes 方程相结合描述高分子减阻流体的特性, 从黏性减阻的角度着手研究高分子减阻。利用此等效黏度模型, 采用大涡模拟对壁面湍流减阻进行数值计算。通过对计算结果的分析, 发现线性等效黏性可以减少湍流猝发频率, 到高减阻时, 流体的湍流猝发现象基本消失, 表现出层流的特性。低减阻时条带和涡结构间距有所增大, 数量有所减少, 同时条带产生、消失的区域向槽道中心偏移, 但其结构并没有发生本质改变。而高减阻时, 近壁面处条带和涡结构间距明显增大, 随着远离壁面条带基本消失, 条带和涡结构已经发生本质改变。

cfli@ujs.edu.cn

MS2534 CSTAM2013-A31-1041

细长前体流场的纳秒脉冲周期与交流放电控制

龙玥霄¹, 孟宣市¹, 李华星¹, 刘锋², 罗时钧²

¹ 西安西北工业大学翼型叶栅国家重点实验室, 西安 710072

² 美国加州大学尔湾分校机械与宇航工程系, 尔湾 92697-3975

通过风洞实验, 得到了 AC-DBD 和 NS-DBD 在不同风速下工作时测压截面的压力分布, 通过压力分布沿周向积分得到当地侧向力值, 进而分析了圆锥前体非对称流场的流动特性, 以及等离子体激励器对非对称湍流的控制规律。实验表明, 风速 5 m/s 时 AC-DBD 的控制效果明显, 通过控制激励器左、右舷工作可达到压力分布镜面反向的预期效果。随着实验风速的升高, AC-DBD 的控制效果逐渐减弱, 至风速 15 m/s 时控制作用基本消失。与 AC-DBD 的控制情况不同, NS-DBD 在低风速下没有明显的控制效果, 随着风速的升高控制效果逐渐明显, 风速到 22 m/s 时通过控制左、右舷可近似使得压力分布镜面反向。

398553282@qq.com

MS2535 CSTAM2013-A31-1042

使用涡流发生器对某型飞机进行失速特性改善的研究

何宏伟, 刘铁中, 蒋增龔, 黄中杰, 王振果, 高恩和

中国航空工业空气动力研究院, 哈尔滨 150001

通过使用涡流发生器对某型飞机失速迎角附近机翼上表面的流场进行控制, 以改善飞机的失速特性。文章通过数值模拟计算与国内外相关资料中介绍的涡流发生器设计思想结合的方法, 设计了多种不同几何形状的涡流发生器, 并对涡流发生器不同的几何形状、高度、高长比、安装位置和与来流所成角度对边界层分离控制影响的差别进行了研究。最后, 使用风洞流动显示试验的方法, 对计算结果进行了筛选和验证。研究结果表明, 涡流发生器可以对某型飞机机翼的流动分离进行部分控制, 并得到了一种可提高飞机失速迎角 2° 的方案。

rosechild@vip.qq.com