

特性和涡流结构特征,国内公开发表的研究成果还较少。本文针对不同脊形角的脊形前体的高速气动特性,进行了数值模拟研究。三个前体模型中两个为脊形类前体,脊形角分别为 7.5° 、 90° ,一个是圆形横截面前体。研究表明脊形角越小,前体涡结构越强,产生的涡升力越大,升阻比较大;有侧滑、大攻角时,脊形前体具有较好的横航稳定性,但纵向稳定性较差。

编号: CSTAM2015-A35-B0072

一种背部进气组合动力飞行器一体化气动布局研究

吴颖川, 贺元元, 周正, 张子明, 王琪

(中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力学研究所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 绵阳 621000)

摘要 本文设计了一种背部进气的组合动力飞行器机体推进一体化气动布局方案。该方案采用参数化构建的方式形成了类似楔锥乘波体的布局形式。推进流道位于机身背部,保证了机体下表面高升阻比特性。数值计算表明,该飞行器构型在较宽速度范围内均具备良好的升阻比特性。

编号: CSTAM2015-A35-B0073

激光等离子体对进气道马赫反射控制效果数值研究

李晶*, 黄洁*, 王殿恺*

* (中国空气动力研究与发展中心, 四川绵阳, 621000)

+ (激光推进及其应用国家重点实验室, 北京怀柔, 101416)

摘要 高超声速进气道存在双尖楔结构,在非设计工况下,可能出现马赫反射现象。利用激光能量注入流场产生等离子体,可以改变马赫反射结构,降低马赫杆高度,甚至使马赫反射完全转变为正规反射,达到减少总压损失的目的。基于这种方法,在等离子体区域形状相同的情况下,计算了高超声速来流条件下(马赫数分别为5、6、7),不同的激光能量大小对双尖楔简化模型形成的马赫反射结构的影响,对比了能量沉积位置变化和能量变化对控制效果的影响,分析了一定能量沉积位置、不同来流马赫数情况下,对马赫反射达到最优控制效果单脉冲激光能量取值变化趋势。计算结果和分析表明,激光等离子体能够实现对进气道马赫反射结构的控制,在一定注入位置,适当大小的激光能量能够增强对马赫反射结构的控制效果。

编号: CSTAM2015-A35-B0075

电弧放电等离子体激波控制的实验研究

刘凡¹, 严红^{1,2}, 徐杰¹

¹ (西北工业大学, 西安 710072)

² (先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘要 为探究电弧放电等离子体对斜面激波的控制机理,在马赫数 $Ma=2.5$ 的风洞中进行了近壁面小功率($<1kW$)电弧放电的实验研究,并使用纹影仪观察放电电弧对其后斜激波的影响。首先,分析不同参数(电源电压,电源限制电流,气体压力)对放电电弧的影响,实验中通过改变高压电源的限制电流,获得了沿流向和展向的两种放电形式,测得的电弧电压与电流数据表明,大电流下沿流向的放电可获得更为稳定的电弧(电流波动不超过12%,电压

波动不超过19%);其次,将纹影图像灰度化,利用激波处灰度值最小的特点,可以准确的测量出斜面激波角度,结果显示放电形成的稳定电弧,可以有效地减弱其下游斜激波强度,使激波角增加,且在斜激波根部的变化最为显著。

编号: CSTAM2015-A35-B0076

壁面对激波-湍流边界层干扰的影响规律研究

朱兴坤, 于长平, 李新亮

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 针对来流 $Mach$ 数2.9, 24° 的压缩折角激波-湍流边界层干扰流动,通过直接数值模拟(DNS)探讨了壁面对角部分离区大小影响的规律。计算的壁温与来流恢复温度之比分别为: $T_w/T_r = 0.6$ 、1.14、1.4以及2.0四种工况,覆盖了从冷壁、近似绝热壁到高温加热壁的范围。利用 $T_w/T_r = 1.14$ 作为检验算例,将其统计结果与理论值、前人的实验及计算结果进行对比,验证了计算结果的可靠性。计算结果显示,壁温对分离泡的大小有着非常显著的影响,壁温升高使得分离泡明显增大,通过理论分析结合DNS结果,给出分离泡大小随壁温变化的半理论半经验公式: $L/\delta \propto (T_w/T_r)^{0.85}$ 。根据DNS数据分析了湍流边界层及分离泡内的湍流生成、耗散及分配机制。结果显示,在分离区,边界层过渡区和激波附近都会产生大量的湍动能,而除了壁面上,分离泡的中心区也会形成很大的湍能耗散。在本来流 $Mach$ 数情况下,无论壁温高低,湍流的本质压缩性效应都很小。

编号: CSTAM2015-A35-B0077

高超声速飞机前缘型线优化分析

胡守超^{*,+}, 崔凯^{*}, 李广利^{*}, 肖尧^{*}, 司徒明⁺⁺

* (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)

+ (中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

++ (中国航天科工集团31研究所, 北京 100074)

摘要 为探索前缘线改变对吸气式高超声速飞机气动性能的影响,本文基于一种旁侧进气布局翼身融合体构型,在飞行马赫数6,攻角 4° 和高度26km的巡航飞行条件下,结合运用增量修正参数化设计方法、均匀实验设计方法和计算流体力学模拟,分析了飞行器前缘型线形状与其升阻力系数及纵向压心等性能参数间的关系。计算结果表明,前缘线形状对飞行器升阻力系数影响十分明显,设计空间范围内升力系数变化约21.3%,阻力系数变化约31.8%,升阻比变化范围约10.63%。但相比之下,对纵向压心影响相对较小,相对压心变化范围仅为3.87%。此外,结果还表明飞行器的升、阻力系数与俯视投影面积基本成正比,而升阻比与容积呈反比关系。在此基础上,通过对典型构型物面压力分布进行分析,发现前缘线形状适当弯曲可利用飞行器下表面侧壁压缩产生的高压气流,利用二者的耦合效应使飞行器获得额外的升力增量。