

通过求解 N-S 方程的数值方法准确预测高空滑移流区高超声速飞行器气动加热特性时, 需要考虑热化学非平衡效应和滑移效应。将已有的高温空气化学反应多组分滑移边界条件推广应用到热化学非平衡流动。以 N_2 实验气体条件下单锥和中空圆柱热流测量结果初步验证了数值方法。在化学反应现象不明显的情况下, 重点分析了风洞实验来流振动非平衡效应和模型表面滑移效应的影响。

lililyh@163.com

MS4811 CSTAM2015-A21-E1784

湍流 - 爆轰波相互作用的直接数值模拟研究

金台, 罗坤, 戴琪, 樊建人

浙江大学能源清洁利用国家重点实验室, 杭州 310027

基于 Navier-Stokes 方程和单步化学反应模型, 采用直接数值模拟方法对三维各向同性湍流和爆轰波的相互作用进行了研究, 分别对无湍流脉动、涡脉动、熵脉动等不同湍流脉动来流作用下爆轰波的发展进行了计算和比较分析。研究表明: 爆轰波的传播呈现出典型的三波结构, 横波与三波点的运动与对撞是爆轰波稳定传播的内在原因。湍流脉动作用下三波点的周期性运动和碰撞周期被延长, 爆轰波胞格长度略微增大。三波点碰撞时会产生两个旋转方向相反的涡, 在涡旋的卷吸作用下产生未完全反应气团。相较于无反应的湍流和激波相互作用, 湍流和爆轰波相互作用后雷诺应力增强幅度更大。不同来流湍流脉动强度作用下爆轰波胞格结构变化不大, 爆轰波后雷诺应力处于同一个量级, 爆轰波后流体的脉动主要受到爆轰波三波点碰撞产生的大尺度漩涡结构的影响。

jintai@zju.edu.cn

MS4812 CSTAM2015-A21-E1785

关于对称双楔三维马赫杆的理论研究

项高翔, 王春, 姜宗林

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

提出了一种空间降维的方法, 将三维定常激波与激波相互作用问题转换为二维非定常的激波与激波相互作用的问题。经过对三维定常和二维非定常双楔模型进行几何关系和物理关系分析, 利用激波动力学求出马赫杆的强度和位置。

421518699@qq.com

MS4814 CSTAM2015-A21-E1786

超声速预混气扩张流热射流起爆实验研究

陈伟强, 梁剑寒, 林志勇

国防科学技术大学超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073

实验研究了超声速流道中预混可燃气的热射流起爆过程。研究表明: 当量比的改变对分离激波和马赫杆后能量释放具有重大影响, 关系着起爆后的波面是否能自持传播。降低当量比后起爆难度加大, 起爆后发生熄爆, 并且在持续热射流作用下发生二次起爆熄爆; 当量比升高后起爆的波面发生前传。来流温度降低使得起爆形成的正爆震波高度变矮, 温度的降低有利于提高局部爆震燃烧波面抑制吹除的能力, 增强局部爆震波面的稳定性。扩张流道中不同的射流位置起爆的效果不同, 射流位置靠前, 形成的正激波面高度更宽, 初始时的分离激波前传较弱, 熄爆后不会发生局部二

次起爆。射流直径减小后所需的起爆时间更长, 但在保证射流的状态的情况下, 可以用更小的射流直径起爆预混气。

wqchancn@163.com

MS4815 CSTAM2015-A21-E1787

高超音速非平衡流激波脱体距离的理论与数值研究

中华, 温志湧, 何圣廷

香港理工大学机械工程系, 香港

通过分析在停滞区附近的一个有限控制单元的质量守恒得到了适用于整个非平衡流的激波脱体距离的解析解。并且使用线性函数和指数函数来近似激波层内的密度分布将无量纲的激波脱体距离与化学反应参数联系起来。通过使用理想离解气体 (IDG) 模型结合得到的解析解对实验中一些重要参数对激波脱体距离的影响进行了分析。最后用自主开发的基于混合网格的 CE/SE 代码 [5] 对该问题进行模拟, 并与实验和理论进行了相互的验证。

cywen@polyu.edu.hk

MS4816 CSTAM2015-A21-E1788

高超声速分离 - 再附流动中峰值热流大小及其位置的理论预测

方芳, 鲍麟

中国科学院大学空气动力学与生物运动力学实验室, 北京 100049

采用半解析半数值的方法, 求解分离点附近壁流动 (内层) 的控制方程, 可以得到再附点后峰值热流的大小和位置, 可作为一种新的再附热流峰值的理论求解方案。该方法用于中等直至大角度的压缩拐角流动中, 理论得到的热流峰值与相应的数值计算结果相符, 验证我们给出的理论是行之有效的。最后, 该理论与工程广泛采用的压强 - 热流比拟关系式进行了对比分析, 深入探讨了压强 - 热流具有比拟关系的物理机制, 并对比拟形式做了验证和改进。

fangfang12@mails.ucas.ac.cn

MS4817 CSTAM2015-A21-E1789

高温真实气体效应对表面压强及摩擦系数分布的影响规律研究

李昭辉, 高振勋

北京航空航天大学国家计算流体力学实验室, 北京 100191

开展了高超声速流动中高温真实气体效应对飞行器表面压强、摩擦系数分布影响规律的数值模拟研究。高超声速平板湍流边界层流动的数值结果分析表明, 与完全气体模型的计算结果相比, 变比热气体模型以及化学非平衡气体模型的计算结果均令平板前缘斜激波角变小, 边界层内温度降低, 波后压力降低。高温真实气体效应导致其表面摩擦系数增大: 其中变比热气体模型令表面摩擦系数的增幅较大, 而在此基础上发生的化学反应却令表面摩擦系数较变比热气体模型结果有所降低, 但仍大于完全气体的结果。因此, 高温气体效应引起表面摩擦系数的增加主要是由于气体的振动能激发而比热比随温度变化这一物理效应引起的。

linglezi@163.com

MS4818 CSTAM2015-A21-E1790

关于可压缩流体体积黏性系数的理论研究

李馨东, 胡宗民, 姜宗林