

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

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

给出了一种含有具体物理意义的一般理论公式, 对此的计算和分析表明: (1) 在 300~600 K 的温度范围 (转动弛豫) 内, 理论结果与分子运动论的结果是接近的, 但略高于 300 K 的实验结果, 两种黏性系数在此温度段的绝对值相差不大; (2) 在 600~2500 K 的温度范围 (振动弛豫) 内, 目前的理论结果显示体积黏性系数的绝对值远大于动力黏性系数, 其原因在于为了达到流体微团的热力学平衡, 分子振动过程所需的碰撞次数高出分子转动过程所需碰撞数的几个数量级。

lixindong@imech.ac.cn

MS4819

CSTAM2015-A21-E1791

分子微观热运动对氢氧点火过程的影响研究

杨超, 孙泉华

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

本研究采用 DSMC 方法和 TCE 化学反应模型, 模拟氢氧混合物中大量分子的微观运动和碰撞。研究发现由于分子链式反应和分子热扩散的影响, 燃烧产物会集中于局部区域, 导致初始均匀反应物在点火过程中的不均匀, 明显影响点火的物理过程以及宏观点火时间。

qsun@imech.ac.cn

MS4820

CSTAM2015-A21-E1792

真实气体效应下滑移边界条件对升力体外形气动特性影响

蒋勤学¹, 叶友达¹, 田浩²

¹ 国家计算流体力学实验室, 北京 100191

² 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000

分别采用量热完全气体和化学非平衡气体模型加入滑移边界条件对升力体外形在高空飞行条件下的状态进行数值模拟, 研究了不同模型对气动特性的影响, 并给出了相关的分析。

jqx_nudt@126.com

MS4821

CSTAM2015-A21-E1793

超声速流场中支板尾迹的转捩过程研究

刘朝阳, 王振国, 孙明波, 汪洪波

国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073

基于 NPLS 和 PIV 手段观测了不同来流马赫数条件下的尾迹结构, 分析了可压缩性对尾迹涡的影响; 进一步采用高精度大涡模拟方法模拟支板下游尾迹的转捩过程, 探讨了诱导尾迹转捩的内在机制。试验结果表明相同总温总压的超声速来流, 马赫数越高尾迹中湍流涡的尺度越小, 尾迹越难发生转捩。基于高精度的数值模拟结果发现后缘剪切层内的 BVK 不稳定诱导其失稳, 进而再附激波的干扰激发了下游尾迹的 KH 不稳定过程, 促进了下游尾迹的转捩。

chaoyanliucn@163.com

MS4822

CSTAM2015-A21-E1794

双模态冲压发动机燃烧室中自点火效应对燃烧过程的影响研究

王亚男, 王振国, 孙明波, 汪洪波

国防科学技术大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073

通过试验验证了高焓来流条件下, 双模态燃烧室氢气/空气稳定燃烧过程中自点火过程的存在。为模拟飞行马赫数 5.5 和 6.0, 燃烧室空气总温分别加热到 1400 K 和 1600 K。等直段燃烧室采用凹腔稳焰, 氢气在凹腔上游 160 mm 处横向射流。试验采用高速摄影观测, 通过采集壁面压力数据进行一维分析, 得到了流向马赫数、温度和流速分布。1400 K 工况时, 火焰在射流尾迹燃烧模式间歇性的熄火与重燃, 呈现明显的燃烧不稳定性。重燃火花出现在即将熄灭的火焰区上游, 为自点火过程完成产生。1600 K 工况时, 燃烧呈现两种模式: 射流模式和凹腔模式, 在这两种模式下, 预估自点火火焰位置均与试验观测的火焰前锋位置相吻合, 表明自点火过程会影响到火焰前锋的稳定位置。而稳定燃烧区对流动的壅塞作用, 使得来流混合气压力、温度升高, 速度降低, 亦会影响到高总温条件下氢气和空气接触既发生的自点火过程。

wangyulan2008@126.com