

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换过程研究

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换过程, 探讨了诱导尾迹转换的内在机制。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, 尾迹越难发生转换。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换。

chaoyanliu@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