

高温反应气体动力学

MS4801

CSTAM2015-A21-E1777

基于时间分裂法的超声速化学非平衡流动求解

黄世璋, 原志超, 高效伟

大连理工大学航空航天学院, 大连 116023

采用时间分裂法将超声速化学非平衡流动控制方程进行解耦, 分别处理流动方程和化学反应源项方程, 再用 Strang 算子分裂法将二者组合起来。基于非结构混合网格有限体积 AUSMPW+ 格式、LU-SGS 对角隐式内迭代的双时间步求解流动方程, 引用“源项消去”法提高时间精度; 化学反应源项方程采用 α -QSS 拟稳态逼近方法。为验证算法的有效性, 对超声速 H_2/AIR 预混合气体钝体绕流场进行数值模拟, 成功得到了预混气体在激波诱导点火情况下的振荡燃烧非定常流动现象。并用该方法模拟 Hyshot 计划的地面实验超燃冲压发动机湍流燃烧流场, 得到较好结果。

xwgao@dlut.edu.cn

MS4802

CSTAM2015-A21-E1778

SST 两方程湍流模型在高超声速气动热化学非平衡中的应用

原志超¹, 黄世璋¹, 杨恺¹, 高效伟^{1,2}¹ 大连理工大学航空航天学院/工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024² 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 北京 100074

采用二阶精度迎风格式的多块结构网格算法预测高超声速气动热环境, 考虑了空气多组分及有限化学反应的影响, 对化学生成源项和振动能源项采用了点隐式处理, 发展了带有源项的迎风格式 STVD 格式的数值求解方法。使用 Menter SST 两方程湍流模型对高超声速热化学非平衡流动进行数值模拟, 耦合方式为全耦合, 可压缩影响项为密度加权脉动速度的平均与压力梯度的标量乘积。计算了绕平板和 36° 压缩拐角的高超声速绕流问题, 计算得到的壁面压力、热流密度与实验相吻合。计算并分析了三维钝锥在考虑单温五组分化学非平衡反应下的气动热环境。

zhichaoy@126.com

MS4805

CSTAM2015-A21-E1779

基于简化机理的乙烯/空气非预混燃烧过程的大涡模拟研究

马素刚, 仲峰泉, 张新宇

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

采用基于误差传递的直接关系图法 (DRGEP) 以及敏感性分析对 Wang 等提出的乙烯详细机理 (71 组分、395 步反应) 进行简化。采用 DRGEP-SA 方法及敏感度分析获得了乙烯 25 组分、131 步简化机理。分别给出了详细机理与简化机理对点火延迟时间、层流火焰速度的预测结果。

masugang12@mails.ucas.ac.cn

MS4806

CSTAM2015-A21-E1780

氢气空气混合气体中斜爆轰波起爆机理的数值研究

王涛, 滕宏辉, 姜宗林

高温气体动力学国家重点实验室, 中国科学院力学研究所, 北京 100190

采用无黏 Euler 方程和基元反应模型, 对氢气空气混合气体中的斜爆轰进行了模拟, 重点研究了高空飞行状态下, 斜爆轰起爆区的结构特征。数值结果显示斜爆轰波是从斜激波光滑过渡而来的, 同时在斜激波后方会形成一道爆燃波。这种光滑过渡区结构和目前重点研究突变过渡区结构是不同的, 其产生的主要原因在于高空飞行状态下来流密度小, 导致放热量有限。为了给工程设计提供参考, 对不同来流状态和楔面角度下的斜爆轰波进行了模拟, 给出了起爆区长度的变化规律。

hhteng@imech.ac.cn

MS4807

CSTAM2015-A21-E1781

高焓活塞驱动器参数设计及优化分析

丰硕¹, 鲍文², 王友银², 刘萌萌², 宁东坡²¹ 哈尔滨工业大学能源学院高超声速研究中心, 哈尔滨 150080² 能源学院高超声速研究中心, 哈尔滨 150080

给出了一种计算高焓活塞驱动器性能参数的非稳态计算模型, 利用该方法可得到不同运行条件下自由活塞运动的全过程和被压缩气体的状态参数变化的全过程。该模型由质量守恒、能量守恒、喷管流动方程以及活塞运动方程建立, 并与目前现存的自由活塞驱动器的试验数据进行了对比, 验证了模型的准确性。通过改变气源初始压力和阀门开度, 可获得高马赫数来流条件下对应的总温和总压。在此基础上, 通过恒压力输出系统, 可得到持续恒定的总温和总压来流条件。通过对模型进行数值仿真, 得到了活塞的时域曲线、气流的温度和压力曲线。文中还着重分析了变比热比对高焓气流的影响。所取得的结论对指导高焓驱动器设计和产生高马赫数来流条件提供了基础, 同时延长了活塞驱动器的试验时间, 为产生高马赫数来流提供了条件, 为开展煤油在热态纯空气超声速来流中的喷射、点火和燃烧现象提供基础。

luckyshuo@126.com

MS4809

CSTAM2015-A21-E1782

超声速气流中后缘突扩凹腔燃烧室流场参数性研究

蔡尊, 王振国, 孙明波

国防科学技术大学航天科学与工程学院高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073

为了研究在总温 1486 K、总压 1.6 MPa、入口来流马赫数 2.52 的超声速来流条件下后缘突扩凹腔燃烧室的流场结构特征, 分别对凹腔上游乙烯横向喷注压力和喷注温度参数对燃烧流场的影响开展数值仿真分析。经研究发现, 对于固定的喷注温度, 随着喷注压力和全局当量比的升高, 后缘突扩凹腔燃烧室中的波系结构不断前推, 反应区逐渐变大; 对于固定的喷注压力和全局当量比, 在全局当量比 0.19 时, 升高喷注温度对燃烧流场结构会产生较大影响, 燃烧效率明显升高; 而在全局当量比 0.32 时, 升高喷注温度并没有对燃烧流场结构产生明显影响。

caizun1666@163.com

MS4810

CSTAM2015-A21-E1783

考虑振动非平衡与滑移效应的气动热数值解

李海燕¹, 李志辉², 罗万清¹¹ 中国空气动力研究与发展中心超高速所, 绵阳 621000² 国家计算流体力学实验室, 北京 100191