

气动加热对主动冷却超声速燃烧室热结构的影响

宋宏伟^{1,2}, 吴臣武^{1,3}, 仲峰泉^{1,4}, 孙泉华^{1,4}, 范学军^{1,4}, 樊菁^{1,4}

(1 中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

(2 中国科学院力学研究所水动力学与海洋工程重点实验室, 北京海淀区 100190)

(3 中国科学院力学研究所先进制造工艺力学重点实验室, 北京海淀区 100190)

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

气动加热对主动冷却系统的换热性能与安全行为有何影响是一个值得关注的问题。本文提出了一种主动冷却燃烧室内外热环境的耦合分析方法, 考虑了燃烧室外部气动加热、内部对流换热以及冷却通

道对流换热之间的耦合关系。针对典型的主动冷却壁板结构, 在飞行马赫数 5、6、7 三种条件下, 具体分析了内外流耦合传热及热结构响应, 初步获得气动加热对燃烧室结构、冷却通道及燃料的影响规律。通过对油温、结构温度、屈服条件及变形量等几个方面分析, 建立了主动冷却结构安全裕度判据。马赫数 6 以上, 内外流耦合效应使结构和燃料均已进入危险区, 为此提出初步的隔热设计方案。

关键词 主动冷却, 超声速燃烧, 气动热, 热结构, 隔热

高超声速高温槽道湍流摩阻/热流分析

陈小平^{1,2}, 李新亮^{1,2}, 樊菁^{1,2}

(1 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)

(2 中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190)

摩阻、热流的测量及预测是高超声速飞行器设计的关键技术之一。而高超声速气流往往伴随着高温真实气体效应。因此, 研究分析高温真实气体效应对摩阻、热流的影响是很有必要的。本文通过对高超声速槽道湍流的直接数值模拟(DNS), 在局部热化学平衡假设下, 分析高温真实气体效应(主要是双原子分子振动自由度的激发和离解化学反应)对摩阻和热流的影响, 并与完全气体情况进行比较。在充分发展湍流段, 经过对 $Ma=6, 10$ 两种不同马赫数的分析比较, 发现考虑高温真实气体效应时的壁面平均摩擦阻力系数和热流都要比不考虑时更小。同时, 通过DNS结果还验证了工程中常用的计算热流的参考焓值法以及动量传输与能量传输相似的经典理论: 雷诺比拟的适用性。

关键词 高超声速飞行, 高温真实气体效应, 槽道湍流, 摩阻, 热流