

CSTAM2012-B03-0275

## 超声速燃烧室对流传热特性数值研究

王曦<sup>\*,†,1)</sup>, 仲峰泉<sup>\*,†</sup>, 陈立红<sup>\*,†</sup>, 张新宇<sup>\*,†</sup>

\*(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)

†(中国科学院高超声速科技中心, 北京 100190)

**摘要:** 超燃冲压发动机的热防护始终是高超声速飞行器的关键技术之一。作为发动机核心部件的燃烧室, 其热环境最为恶劣。对于马赫 6 的飞行条件, 燃烧室内燃气的总温接近 3 000 K, 壁面热流局部高达 2~5 MW/m<sup>2</sup>。采用机载燃料作为冷却剂, 导入燃烧室固壁内的冷却通道, 利用对流换热和裂解化学吸热机制吸收热量、降低壁温, 是一种公认的有效热防护方法。在冷却结构的设计中, 能否获得详细的热载荷分布显得至关重要。由于超声速燃烧室内气流温度、速度高以及流动与结构的多尺度, 采用常规的测温、测热流技术较难获得高分辨率数据, 同时光学诊断方法难以获得壁面参数信息。因此, 高精度的数值模拟和理论分析方法将提供详细的空间分布数据。这里需要说明的是: 超声速燃烧室是一个湍流、波系结构、燃烧反应强耦合的复杂流动过程。对于湍流模拟、激波与边界层干扰、燃烧模拟均提出严格的要求。

本文将采 SST  $K-\epsilon$  湍流模型, 结合低耗散的 AUSM + 迎风格式数值模拟 2 维、3 维超声速燃烧室流动和传热过程。同时, 本文采用了 C. Westbrook 和 F. Dryer 提出的三步反应模型模拟乙烯的超燃过程。本文首先验证了数值方法的可靠性。在当量比 0.65 时, 计算给出的壁面压力分布与实验数据对比。两者吻合较好, 验证了数值方法的可靠性。同时, 无燃烧时壁面热流计算结果与 Heiser 和 Prattt, White 和 Christoph 的理论分析结果吻合得较好, 最大差异小于 10%。

本文针对燃烧室入口 1 680 K, 马赫数 2.5 的条件, 研究了 2 维、3 维燃烧室壁面热载荷(恒温壁,  $T_w=1\ 000\text{ K}$ ) 分布特性。

---

1) Email: xiwang@mail.ustc.edu.cn