

CSTAM2012-B03-0266

冲击射流冷却结构中煤油传热特性的数值研究

邢云绯¹⁾, 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)

摘要: 高超声速飞行器是指在大气层内实现高超声速机动飞行的飞行器, 其中热防护系统对于高超声速飞行器是不可或缺的。在飞行马赫数 8 的条件下, 超燃冲压发动机壁面热流达到 5 MW/m^2 , 燃气总温超过 3000 K , 对于这样的高温环境, 远距离飞行、长时间工作的发动机, 需要对燃烧室等部件采取主动热防护技术以保证其正常工作。以吸热碳氢燃料(比如航空煤油)作为冷却剂的再生冷却技术是高超声速飞行器主动冷却的方式之一。由于高超声速飞行器特殊的结构条件以及煤油复杂的燃烧过程, 造成局部构件热环境恶劣的问题, 传统再生冷却方式已经不能满足冷却需求。

冲击射流冷却是一种极其有效的、结构紧凑的局部强化传热方法, 在工程实际中有重要应用价值。目前, 对于冲击射流的研究集中在以空气为介质, 针对以水, 二氧化碳等也有少量研究。还没有涉及到以航空煤油为介质的相关研究。用冲击射流冷却结构来进一步提高航空煤油的在冷却通道中的换热效率是一个值得探索的方向。本文对该方向进行了数值计算, 采用雷诺平均方法, 结合 RNG $k-\epsilon$ 方程湍流模型, 通过有限体积法离散求解三维的 Navier-Stokes 方程。根据广义状态对应法则, 对 RP-3 航空煤油按 10 组分替代模型进行模拟。通过数值模拟计算, 得到了速度流场的分布。可以看出, 由于冲击的作用, 在出口管段中, 形成强烈的二次流动, 对壁面边界层形成了扰动。而从冲击表面的对流换热系数的分布图, 可以看到在冲击区域内, 可以得到较高的对流换热效率。沿着出流的方向, 即逐渐增加的横流对冲击换热起到了弱化的作用。

¹⁾ Email: xingyunfei@imech.ac.cn