

轴对称主动冷却发动机燃烧室 耦合传热分析方法研究

陆阳¹, 袁涛¹, 李龙¹, 王晶¹, 王新竹¹, 司徒明², 范学军¹

¹ 中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

² 北京动力机械研究所, 北京丰台区 100071

摘要 本文针对轴对称圆形截面的主动冷却发动机燃烧室开展了耦合传热分析方法的研究, 提出了一套燃气/固壁/冷却油耦合传热分析的分析与设计方法, 对设计的模型亚燃主动冷却燃烧室进行了闭环试验测试。试验测量结果与使用分析方法预测的计算结果符合的较好, 说明此套耦合分析方法具有一定的可靠性和准确性, 能够应用于指导工程设计。此外, 比较研究了不同燃料组分替代模型计算结果的异同。

关键词 碳氢燃料, 主动冷却, 耦合传热, 数值模拟

引言

飞行器的热防护是高速飞行的核心问题之一。国内外研究表明, 采用机载碳氢燃料对发动机进行再生主动冷却是一个理想的综合热管理方案¹。采用这种技术不仅能够有效进行长时间热防护, 还能缩减燃烧室尺寸和重量, 提高燃烧效率, 增加推力, 延长飞行时间。然而, 针对飞行马赫数低于 4 的超声速飞行器热防护方案, 再生冷却技术应用较少, 以往主要采用发汗冷却和气膜冷却等技术。本文发展了一套轴对称主动冷却燃烧室耦合传热分析方法, 应用这套方法提出了冲压发动机燃烧室的主动冷却结构方案, 并对加工后的主动冷却燃烧室进行了性能试验, 通过将数值模拟结果与试验测量结果对比, 验证了此套耦合分析方法是精确和可靠的, 能够有效指导今后轴对称亚燃再生主动冷却燃烧室的设计和优化。

1 耦合传热分析方法

主动冷却耦合传热过程主要由燃烧室内的流动与换热、冷却通道燃料流动与对流换热、冷却结构热传导分析等三部分组成, 它们之间的依赖与迭代关系如图 1 表示:

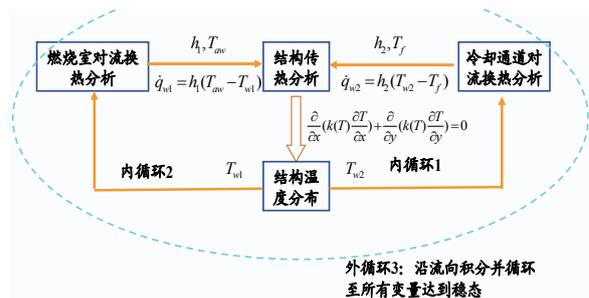


图 1 燃烧室一维分析示意图

下面将分别针对这三个相互耦合的传热过程进行分析计算方法的介绍。

1.1 燃烧室流动与传热计算

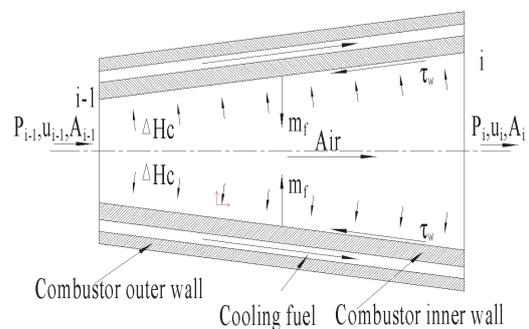


图 2 燃烧室一维分析示意图

对燃烧室控制体进行变截面准一维分析。分析控制体单元示意图如图 2 所示。建立相关的连续性方程，动量方程进行求解。燃烧室内部分为湍流流动，根据契尔顿-科尔本比拟，利用传热关系来比拟摩擦力关系。

$$\frac{C_f}{2} = StPr^{\frac{2}{3}}$$

燃烧室对流换热属于平板边界层高速对流换热，这里采用参考焓值法分析气流与燃烧室壁面之间的对流换热。

$$\dot{q}_{w1} = St^* \rho^* u (h_{aw} - h_{w1})$$

燃气热物性参数计算采用 McBride 和 Gordon 在 NASA 报告²中总结的数据库的多项式拟合。

在这个分析模块中，根据设计工况来流参数和燃烧室的压力分布，结合假定的燃烧室内热壁面温度分布，就能够得到燃烧室壁面热流、绝热壁温和对流换热系数等重要的传热物理量。需要指出的是，假定的内壁面温度分布将在大循环迭代时不断更新最终达到收敛值。

1.2 冷却燃料的流动与对流换热计算

发动机的燃烧室采用燃料主动冷却，燃料对燃烧室壁面的冷却与燃烧室气流向壁面的传热相互耦合。对冷却燃料在冷却通道内数值分析的控制体单元示意图如图 3 所示。

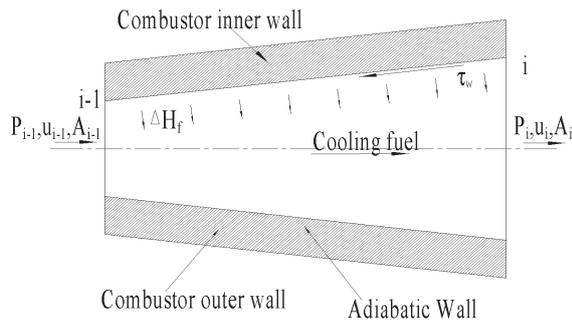


图 3 燃料冷却通道换热一维分析示意图

与发动机燃烧室一维分析不同的是燃料冷却通道内是无质量流量添加的流动。分别使用了 3 组分³、5 组分（见表 1）和 8 组分的替代模型利用 SUPERTRAPP 计算物性。摩擦阻力的求解使用修正的雷诺相似准则，用传热关系来推导摩擦力关系。建立一维连续性、动量和能量方程对吸热流动进行求解。吸热碳氢燃料的

对流关系式可有多个不同选择：比如 D-B⁴ 公式、考虑入口段效应的 Gnielinski⁵ 公式等。

表 1 煤油组分替代模型

组分	分子式	摩尔分数	
		三组分	五组份
正癸烷	C10H22	0.0	0.3886
正十二烷	C12H26	0.63	0.0
正十三烷	C13H28	0.0	0.2724
1, 3, 5 三甲基环己烷	C9H18	0.30	0.0
1, 2, 4 三甲基环己烷	C9H18	0.0	0.0889
正丁基环己烷	C10H20	0.0	0.1111
正丙基苯	C9H12	0.07	0.1390

在此分析模块中，根据设计工况的吸热碳氢燃料在冷却通道入口的温度和压力，结合假设的冷却通道内壁面温度分布，可以计算得到出口冷却工质的温度和压力以及冷却通道壁面对流换热系数等物理量。同样地，假定的内壁面温度分布将在大循环迭代过程中最终达到收敛值。

1.3 冷却结构二维传热计算

冷却结构分析采用二维稳态导热分析方法，分析单元结构示意图如图 4。区别常见的一维热传导近似计算方法，这里借鉴使用考虑导热系数随温度变化的守恒型节点热流法⁶进行计算。

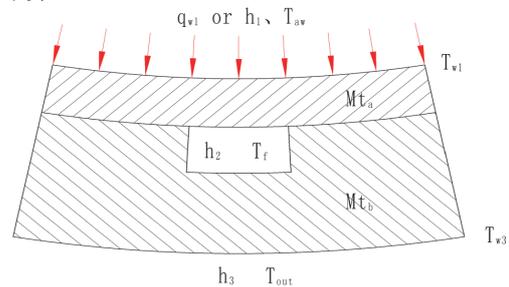


图 4 圆形燃烧室的扇形冷却结构示意图

在具体计算时，需要结合节点在冷却结构空间的不同特殊位置，分别给出具体的节点温度以及热阻的表达式。下面以同一种材料内部节点的温度表达式举例说明（ R_i 表示热阻， R 为曲率半径， ϕ 为圆心角）：

$$T_{i,j} = \frac{\frac{T_{i+1,j}}{R_1} + \frac{T_{i,j-1}}{R_2} + \frac{T_{i-1,j}}{R_3} + \frac{T_{i,j+1}}{R_4}}{\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \frac{1}{R_3} + \frac{1}{R_4}}$$

$$\left\{ \begin{aligned} R_1 &= \frac{\Delta X_{i+1,j}}{\Delta Y_{i+1,j}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{i,j}} + \frac{1}{K_{i+1,j}} \right), \\ R_2 &= \frac{\Delta Y_{i,j-1}}{\Delta X_{i,j-1}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{i,j}} + \frac{1}{K_{i,j-1}} \right), \\ R_3 &= \frac{\Delta X_{i-1,j}}{\Delta Y_{i-1,j}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{i,j}} + \frac{1}{K_{i-1,j}} \right), \\ R_4 &= \frac{\Delta Y_{i,j+1}}{\Delta X_{i,j+1}} \frac{1}{2} \left(\frac{1}{K_{i,j}} + \frac{1}{K_{i,j+1}} \right) \end{aligned} \right.$$

$$\Delta X_{i+1,j} = \Delta X_{i-1,j} = R \Delta \phi$$

$$\Delta X_{i,j+1} = (R - \Delta R / 2) \Delta \phi$$

$$\Delta X_{i,j-1} = (R + \Delta R / 2) \Delta \phi$$

$$\Delta Y_{i+1,j} = \Delta Y_{i-1,j} = \Delta Y_{i,j+1} = \Delta Y_{i,j-1} = \Delta R$$

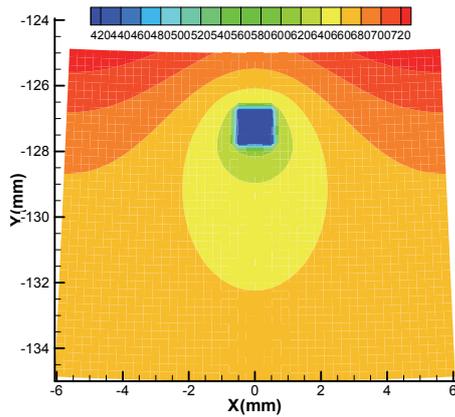


图 5 冷却结构入口截面温度计算值分布

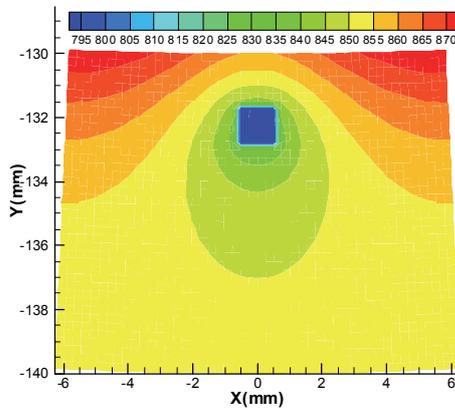


图 6 冷却结构出口截面温度计算值分布

图 5 和图 6 分别是计算得到的冷却结构进出口截面二维温度分布云图。

2 冷却方案设计及数值模拟结果与试验测量结果对比

表 2 冷却设计方案参数

	方向	通道数	通道尺寸	热壁厚	冷壁厚	冷却比
参数	正向	70	1.5*1.5mm	1.5mm	7.0mm	1.0

目标设计工况为：空气流量 2.44Kg/s，油量 136.2g/s，混合区内平均总温约 860K，燃烧静温 2200K。在利用第一部分介绍的耦合传热分析方法进行数值模拟，综合比较了多种冷却方案参数组合之后，最终确定设计加工的主动冷却发动机系统参数如表 2 所示。整体设备示意图如图 7 所示：

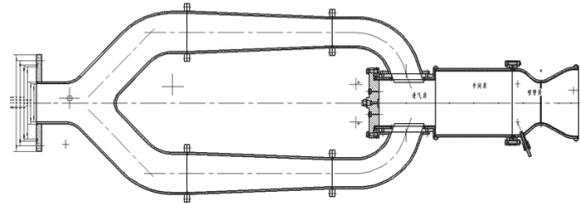


图 7 主动冷却燃烧组件整体结构示意图

之后，在这套直联设备上进行了闭环主动冷却长时间热平衡燃烧试验，结合测量结果进一步开展了耦合传热分析方法的研究。这里主要进行不同组分替代模型的比较研究。

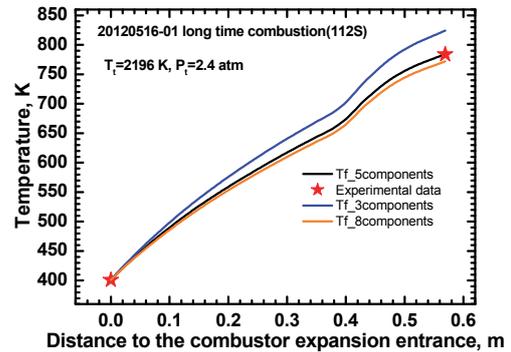


图 8 三、五、八组分替代模型计算油温与测量油温

图 8 和图 9 分别是不同组分替代模型计算得到的出口油温、燃烧室外壁面温度分布与试验测量值的对比，从中可以看出 5 组分模型吻

合地最好。图 10 是使用 5 组分模型计算得到的燃烧室内、外以及冷却通道壁面温度分布。可以看出整体结构温度都控制在 1000K 以下，结构材料能够承受，说明热防护方案可行。

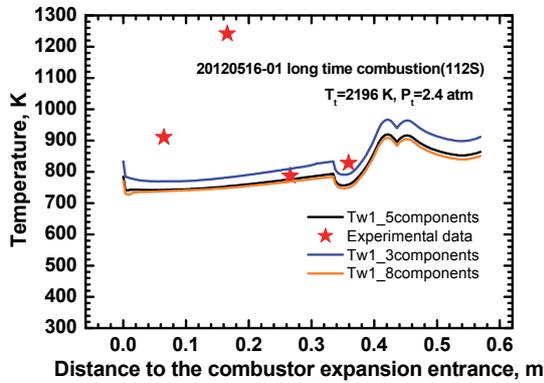


图 9 三、五、八组分替代模型计算内壁温与测量值

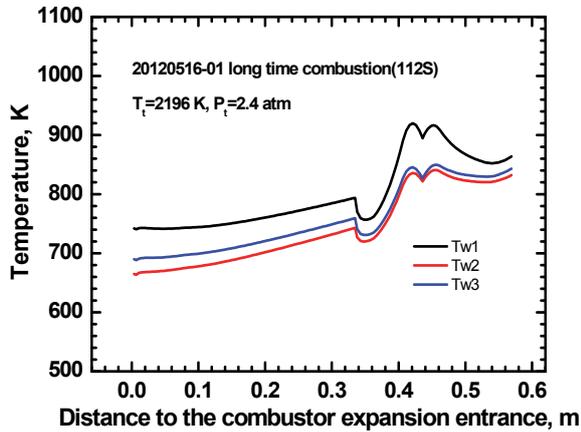


图 10 燃烧室内外壁温度 (Tw1、Tw3) 和冷却通道壁温 (Tw2) 计算值分布

3 结 论

本文发展了一套针对圆形截面燃烧室的主动冷却耦合传热分析方法。通过此方法的数值模拟结果与试验测量结果的对比，一方面验证了这套分析方法作为设计方法的可靠性与准确性，另一方面也说明再生主动冷却技术是一种能够满足超声速亚燃发动机热防护和性能要求的可行的技术方案。

感谢孟令瑾、黄鹏等技术人员对本文工作的支持和 2011 LHD 青年创新基金的支助。

参考文献

- 1 Powell, O.A., Edwards, J.T., Norries, R.B., Numbers, K.E. and Pearce, J.A., "Development of Hydrocarbon-Fueled Scramjet Engines: The Hypersonic Technology(HyTech) Program," Journal of Propulsion and Power, Vol.17, No.6, 2001.
- 2 McBride B J, Zehe M J, Gordon S. NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species[R]. NASA TP—2002-211556, Hanover, MD, USA: NASA Center for Aerospace Information, Sep, 2002.
- 3 X-J. Fan, G. Yu, J-G. Li, X-N. Lu, X-Y. Zhang, and C-J. Sung, "Combustion and Ignition of Thermal Cracked Kerosene in Supersonic Model Combustors", Journal of Propulsion and Power, 2007, Vol.23 (2), pp. 317-324.
- 4 赵镇南. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- 5 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 第四版. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- 6 Earl A. Thornton. "A Finite Element Program for Steady-state Thermal Analysis of Convectively Cooled Structures." NASA/CR-145069, 1976.

A STUDY OF COUPLED HEAT ANALYSIS METHOD FOR SYMMETRIC ACTIVE-COOLING RAMJET COMBUSTORS

LU Yang¹, YUAN Tao¹, LI Long¹, WANG Jin¹, WANG Xinzhu¹, SI Tumin², FAN Xuejun¹

¹ State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

² Beijing Institute of Power machine, Beijing 100071, China

Abstract A coupled heat analysis method for symmetric regenerative-cooling combustor is developed and used in designing a model subsonic combustor with active-cooling facilities. Numerical simulation results using this analysis method are compared to the experimental results. The good coherence of two kinds of results demonstrates the validness and high exactness of the method. Furthermore, different surrogate mechanisms are evaluated using this method and it is suggested the five-component mechanism is relatively more accurate.

Key words hydrocarbon fuel, heat analysis, active-cooling, numerical simulation