

文章编号: 1000-8055(2010)01-0001-05

一种再生冷却面板的温度控制热设计方法

夏新林, 艾 青

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 通过分析再生冷却通道的换热特性及其影响因素, 基于材料许用温度限制, 提出了一种再生冷却面板的温度控制热设计方法。通过设计冷却面板的通道结构, 改变通道的传热性能, 使冷却面板内不同位置的通道具有不同的冷却能力。采用有限体积法结合蒙特卡罗法及对流换热实验关联式, 数值模拟了温度控制热设计方法下再生冷却面板的冷却作用, 结果显示该方法在适应非均匀热流密度分布的同时满足结构材料的许用温度限制, 保证了结构的热可靠性。

关 键 词: 再生冷却; 结构设计; 温度控制; 热设计方法

中图分类号: TK124

文献标识码: A

Thermal design method of temperature control for regenerative cooling panel

XIA Xin-lin, AI Qing

(School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: By analyzing characteristics and influential factors of heat transfer in regenerative cooling channel, a thermal design method of cooling panel based on restriction of operating temperature of materials was presented. In this design method, the structure of each channel was separately designed in the cooling panel, so that heat transfer characteristic of cooling channel could change with varying channel positions. By combining finite volume method, empirical relations of heat convection and Monte Carlo method, the cooling effect of regenerative cooling panel was investigated. The results show that the cooling panel can be geared for non-uniform heat flux distribution and operating temperature restriction of structure material. This design method can also ensure thermal reliability of structure.

Key words: regenerative cooling; structure design; temperature control; thermal design method

有效的冷却设计方法是超燃冲压发动机研制中的关键点,也是许多发达国家一直坚持研发的技术发展方向^[1]。近年来,许多研究者从不同方面对再生冷却技术开展了研究。Algarni, 罗世滨等对超声速飞行器的冷却需求与再生冷却的关系进行了研究,认为再生冷却能满足超燃冲压发动机热防护需求^[2-3];Stephen 对冷却通道几何结构进

行研究,发现槽道式冷却套性能优于钉式冷却套^[4];陈建华、吴峰^[5-6]等人分析了表面粗糙度与通道几何结构对换热的强化作用进行了机理分析;李军伟、蒋劲等对传热机理进行了分析^[7-8]。这些研究主要集中在冷却需求分析、传热机理及强化传热等方面,对非均匀、高热流密度条件下的再生冷却面板的设计方法缺乏研究。

收稿日期: 2009-01-07; 修订日期: 2009-03-03

基金项目: 国家自然科学基金(50776026, A2320060108)

作者简介: 夏新林(1966 -), 男, 河北阜城人, 教授、博导, 主要从事热辐射、辐射-对流-相变耦合换热、红外特性与传输研究。

本文在分析超燃冲压发动机热环境与再生冷却特点的基础上,基于材料许用温度限制,提出了一种以材料许用温度为约束的再生冷却面板热设计方法.通过设计冷却面板中不同位置的通道结构,改变单个通道的传热性能,使冷却面板在适应热流非均匀分布的同时满足结构材料的许用温度要求,保证结构的热可靠性.

1 热环境的特性与数理模型

超燃冲压发动机热环境是多物理场的多层次耦合作用结果.发动机内高速流场内燃烧与气动形成的高温辐射-强迫对流耦合换热环境,燃烧释热产生的非均匀热源、气动压缩与耗散产生的耗散热效应与高温非平衡辐射是这种热环境的显著特点.据初步分析,燃烧室内燃气温度高达2500~3500 K,加热热流密度高达 $10^6 \sim 10^7$ W/m² 数量级,而且热流模式与空间分布存在很大的不均匀性.发动机外部则涉及壁面与冷却系统的耦合热交换,内外热环境通过发动机壁面相互影响,其模型如图1所示.

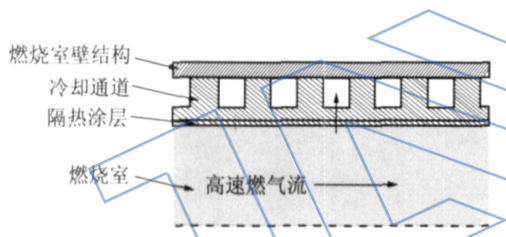


图1 发动机热环境示意图

Fig. 1 Schematic of thermal environment in the engine

1.1 控制方程

超声速燃烧室的热物理模型为可压缩、湍流脉动和强烈的化学反应放热相互作用的高温、高压流动燃烧过程.描述该问题的守恒控制方程通用形式如下:

$$\frac{\partial(\bar{\rho}\phi)}{\partial t} + \text{div}(\bar{\rho}u\phi) = \text{div}(\mathbf{T}\text{grad}\phi) + s \quad (1)$$

式中 $\bar{\rho}$, $\mathbf{T}$ 为单元内介质的平均密度和平均扩散系数,由燃烧气体的组分确定.

通道结构的二维稳态导热微分方程为

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) = 0 \quad (2)$$

再生冷却中发动机壁面有时用隔热涂层.由于涂层的导热系数很小,相当于增加了额外的热阻.讨论中采用与发动机内壁等同的假设,隔热涂层的导热系数随温度变化很小,假定在所关心的

温度范围内保持不变,通过涂层的稳态热传导也可由傅里叶定律求得.

冷却剂在冷却通道内流动可认为是充分发展湍流流动,采用 Petukhov 实验关联式计算;冷却通道内的辐射换热采用蒙特卡罗法计算^[9].

1.2 传热耦合模型

从燃气到冷却剂的传热主要包含从燃气向壁面的对流-辐射耦合传热、通过壁面的导热与壁面到冷却剂的耦合传热三个环节,涉及到流动、传热及燃烧等诸多方面.对某通道 I ,由燃气通过冷却通道传到冷却剂的一般稳态传热关系式可表示为

$$A_{\text{gw}}^i q_{\text{gw}}^i = A_{\text{w,eff}}^i \lambda_{\text{w}}^i \frac{T_{\text{gw}}^i - T_{\text{lw}}^i}{l_{\text{eff}}^i} = A_{\text{lw}}^i h_{\text{lw,eff}}^i (T_{\text{lw}}^i - T_{\text{f}}^i) \quad (3)$$

$$q_{\text{gw}}^i = \frac{A_{\text{w,eff}}^i \lambda_{\text{w}}^i}{A_{\text{gw}}^i l_{\text{eff}}^i} (T_{\text{gw}}^i - T_{\text{lw}}^i) = \frac{A_{\text{lw}}^i}{A_{\text{gw}}^i} h_{\text{lw,eff}}^i (T_{\text{lw}}^i - T_{\text{f}}^i) = h^i (T_{\text{gw}}^i - T_{\text{f}}^i) \quad (4)$$

式中 q_{gw}^i 为燃气传向壁面的热流密度,包括对流和辐射换热热流两部分; A_{gw}^i 为通道 I 对应燃气侧壁面面积; λ_{w}^i 为冷却通道材料的导热系数; $A_{\text{w,eff}}^i$ 为通道 I 结构中当量传热面积; T_{gw}^i 为通道 I 中燃气侧壁温; T_{lw}^i 为通道 I 中冷却剂侧壁温; T_{f}^i 为通道 I 中冷却剂温度; A_{lw}^i 为通道 I 中冷却剂侧壁面面积; l_{eff}^i 为冷却通道 I 的当量厚度,为通道结构形状因子 ϕ 和特征厚度 l^i 的函数; $h_{\text{lw,eff}}^i$ 为冷却通道内有效传热系数,包括表面传热系数 $h_{\text{lw,c}}^i$ 和辐射传热系数 $h_{\text{lw,r}}^i$,可表示为

$$h_{\text{lw,eff}}^i = h_{\text{lw,c}}^i + h_{\text{lw,r}}^i \quad (5)$$

h^i 为考虑冷却通道导热阻力、冷却剂与通道壁面间的辐射、对流热阻在内的外部组合传热系数,按下式计算

$$h^i = \frac{1}{\frac{A_{\text{w,eff}}^i l_{\text{eff}}^i}{A_{\text{gw}}^i \lambda_{\text{w}}^i} + \frac{A_{\text{gw}}^i}{A_{\text{lw}}^i h_{\text{lw,eff}}^i}} \quad (6)$$

此时,燃气的热边界条件可用第三类热边界条件描述,即

$$q_{\text{gw}}^i = h^i (T_{\text{gw}}^i - T_{\text{f}}^i) \quad (7)$$

2 冷却面板设计方法

高温热防护结构系统本质上是一个复杂的承热与传热体,非均匀热流分布下的耐高温、大温度梯度下隔热、热量的有效排除这几项互相关联耦合的热防护任务必须通过不同结构的有机协调才

能完成. 冲压发动机冷却面板设计面临的问题是温度过高,其机械性能会急剧下降同时热防护结构材料难以承受,当采用碳氢燃料作冷却剂时,还会出现目前难以解决的积炭现象造成冷却通道堵塞而丧失冷却性能;而温度过低则会导致冷却需求明显增加,热损失相对增大,发动机效率相应降低等问题. 因此,再生冷却设计的基本目标是在冷却面板总面积、冷却剂的质量流量一定的情况下,将结构温度控制在要求范围内.

由式(7)可看出,非均匀热流密度 q_{gw}^i 分布下,对通道 i ,改变其总传热系数 h^i 可调节通道的结构温度 T_{gw}^i 和通道内的冷却剂温度 T_f^i . 在结构材料及冷却剂确定情况下,通道的总传热系数受通道形状及冷却剂换热性能影响,可表示为

$$h^i = f(h_{\text{hw},c}^i, h_{\text{hw},r}^i, \phi, l) \tag{8}$$

基于上述分析,本文提出了一种以材料许用温度为约束的再生冷却面板热设计方法,对冷却面板内不同位置的通道,设计不同的几何结构,使冷却面板的不同位置具有不同的冷却能力. 该方法能在适应非均匀热流密度分布条件的同时满足结构材料的工作温度要求,使结构温度满足

$$T_{\text{w},x} \leq T_s = \frac{T_m}{n} \tag{9}$$

式中 $T_{\text{w},x}$ 为某位置处的结构温度; T_s 为结构许可的工作温度; T_m 是结构材料(或其表面涂层)的许用温度; n 为结构材料安全系数.

以交叉布置的再生冷却面板为例进行温度控制热设计,将冷却环路看作是沿冷却剂流动方向分布的多个子通道的串联,冷却面板总体和单元结构模型如图 2 所示. 从冷却面板入口侧开始逐个进行设计,先假设冷却通道的几何参数,确定其在冷却面板内的位置,据此计算出燃气侧的加热热流,通过建立该通道内冷却剂的能量守恒和沿程压降的联立方程,依据入口等边界条件,迭代求解出冷却剂在此通道出口处的温度、压强和速度,然后由通道的传热方程计算出燃气侧壁面温度,同时判断结构和冷却剂温度是否满足许可温度要求,若不满足要求则通过改变通道的高、宽等结构参数,调节结构的传热性能和冷却剂的换热性能,直至结构和冷却剂温度满足设计要求,即可确定该位置处冷却通道的几何结构,然后以该通道的出口条件作为下个通道的入口条件进行步进计算,直至完成面板内所有通道结构设计.

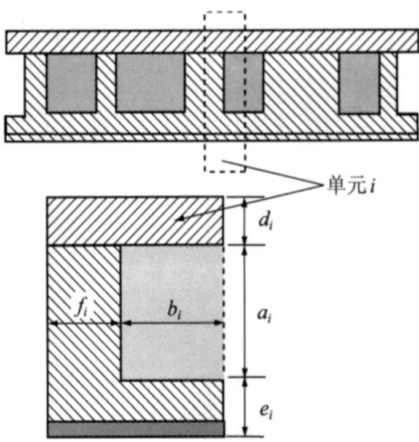


图 2 温控设计方法下冷却通道和单元截面示意图
Fig. 2 Schematic of actively cooled plate by temperature control design

3 验证分析

3.1 计算参数

某超燃冲压发动机再生冷却面板长 $L = 1.8\text{ m}$,宽 $H = 0.115\text{ m}$,通道结构初始参数如表 1 所示. 为便于对比分析,对温度控制热设计中冷却通道几何尺寸调节范围进行统一规定,高度允许设计范围为 $4.0\text{ mm} \leq a \leq 10.0\text{ mm}$,宽度允许设计范围为 $2.0\text{ mm} \leq b \leq 10.0\text{ mm}$. 冷却面板材料为镍基合金 Inconel617,表面发射率为 0.85. 冷却通道垂直流动方向布置,各通道间相互串联. 冷却剂为航空煤油,流动方向与燃气流方向相反,其质量流量 $Q_m = 0.15\text{ kg/s}$,入口压强 $p = 3.0\text{ MPa}$,密度采用 Peng-Robinson 状态方程,比定压热容、导热系数和动力黏度参看文献[10],光谱吸收指数取自文献[11],采用平均吸收系数计算其介质辐射. 冷却通道内的压力损失由沿程损失和局部损失两部分组成,采用文献[12]给出的两种损失的计算公式计算. 燃气侧热流密度通过 Fluent 软件模拟,参见文献[13],如图 3 所示.

表 1 通道结构初始参数
Table 1 Parameters for simulation

内壁厚度 e/mm	外壁厚度 d/mm	侧肋宽度 $2f/\text{mm}$	通道宽度 $2b/\text{mm}$	高宽比
1	2	2	5	1

3.2 结果分析

为了比较冷却面板各种热设计方法的优越性,对再生冷却面板所有通道结构参数相同的常

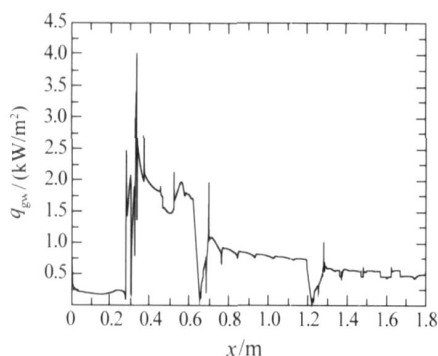


图3 再生冷却通道燃气侧热流密度

Fig. 3 Heat flux distribution inside the gas

规热设计、通道高固定而允许宽度变化的温度控制热设计以及通道高、宽均随空间位置变化的温度控制热设计等3种方法进行了对比分析。

图4为结构材料最大允许工作温度为800 K时,分别采用上述3种热设计方法下的结构温度分布。由于热流密度的空间非均匀分布,采用常规热设计方法时再生冷曲面板在热流密度较大的区域结构温度会远超过800 K,甚至超过1200 K,而采用通道结构设计不一致的两种温度控制热设计方法时,结构温度均处于材料许用温度范围内。

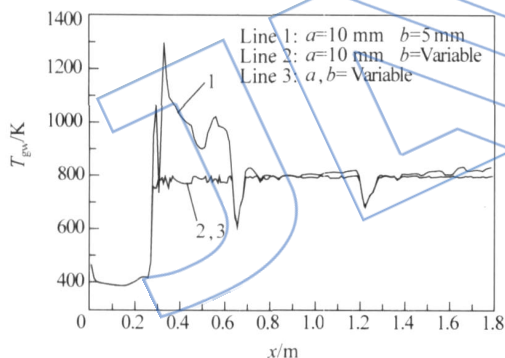
图4 $T_s = 800$ K时不同设计的结构温度分布Fig. 4 Structure temperature distribution under $T_s = 800$ K for different designs methods

图5为结构材料最大允许工作温度为750 K时,采用通道结构设计不一致的两种温度控制热设计方法时的结构温度分布。可看出,采用温度控制热设计的两种方法在大部分区域均能满足设计要求,但在热流密度大的局部区域及冷却面板的后部,采用只允许通道宽度变化的温度控制热设计方法时,结构温度超过设计要求。这是由于在通道几何尺寸调节范围一致的情况下,高、宽均可调节的温度控制热设计方法可调节性更大,若放宽通道宽度的调节范围,只允许通道宽度变化的温度控制热设计方法也可满足设计要求。

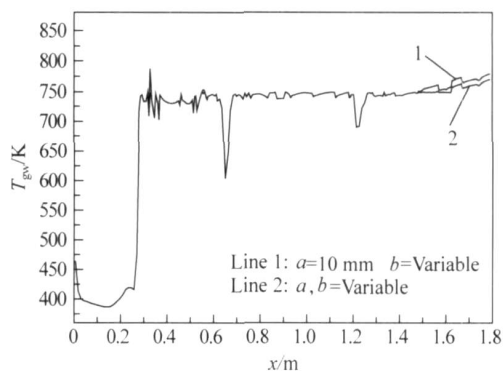
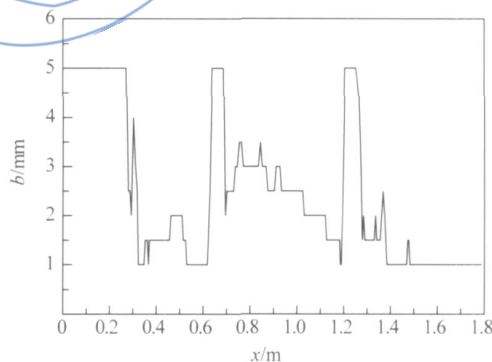
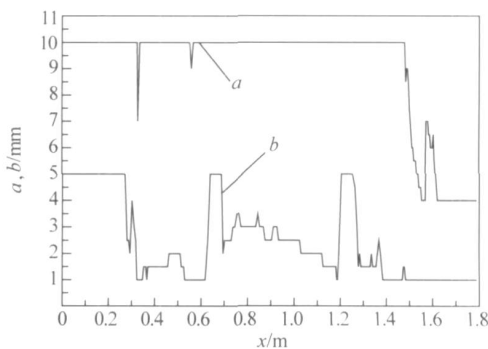
图5 $T_s = 750$ K时不同设计的结构温度分布Fig. 5 Structure temperature distribution under $T_s = 750$ K for different designs methods

图6、图7为结构材料最大允许工作温度为750 K时,采用通道结构设计不一致的两种温度控制热设计方法的通道结构参数。可见,通道几何参数随着燃气侧热流密度而改变,在热流密度变化剧烈的区域,通道几何参数也随之剧烈变化。对于通道高、宽均随空间位置变化的温度控制热设计方法,通道截面会在设计范围内发生大尺度变化,而只允许通道宽度变化的温度控制热设计方法,通道截面的变化相对缓和。

图6 $T_s = 750$ K 半适应设计下通道几何参数Fig. 6 Channel structure parameters under $T_s = 750$ K for semiadaptive design图7 $T_s = 750$ K 自适应设计下通道几何参数Fig. 7 Channel structure parameters under $T_s = 750$ K for adaptive design

4 结 论

通过分析再生冷却通道的换热特性及其影响因素,提出了一种以材料许用温度为约束的再生冷却面板热设计方法.通过设计冷却面板的通道结构,调节不同位置通道的传热性能,使冷却面板内的不同位置具有不同的冷却能力.运用该设计方法,计算分析了超燃冲压发动机冷却面板的冷却效果,结果显示该方法能在适应非均匀热流密度分布条件的同时满足结构材料的工作温度要求,保证结构的热可靠性,达到设计要求.

参考文献:

- [1] 王振国,罗世彬,吴建军.可重复使用运载器研究进展[M].长沙:国防科技大学出版社,2004.
- [2] Algarni A Z, Sahin A Z, Yibas B S, et al. Cooling of aerospace plane using liquid hydrogen and methane[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(3): 539-546.
- [3] 罗世彬,吴先宇,罗文彩,等.机身推进系统一体化高超声速飞行器冷却性能分析[J].弹箭与制导学报,2004,24(1):56-62.
LUO Shibin, WU Xianyu, LUO Wencai, et al. Cooling analysis of an airframe propulsion integrated hypersonic vehicle [J]. Projectiles Rockets Missiles and Guidance, 2004, 24(1): 56-62. (in Chinese)
- [4] Stephen J S, Carl J M, Stephen H L. Active cooling design for scramjet engines using optimization methods [R]. AIAA-88-2265.
- [5] 陈建华,杨宝庆,周立新,等.人为粗糙度强化换热机理分析及效果评估[J].火箭推进,2004,30(4):1-5.
CHEN Jianhua, YANG Baoqing, ZHOU Lixin, et al. The mechanism and effect of artificial roughness on heat transfer enhancement [J]. Rocket Propulsion, 2004, 30(4): 1-5. (in Chinese)
- [6] 吴峰,曾敏,王秋旺,等.通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J].航空动力学报,2007,22(1):114-118.
WU Feng, ZENG Min, WANG Qiuwang, et al. Effect of aspect ratio on heat transfer and fluid flow in regenerative cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 114-118. (in Chinese)
- [7] 李军伟,刘宇.一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J].航空动力学报,2004,19(4):550-556.
LI Junwei, LIU Yu. Method of computing temperature field in regeneratively-cooled thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 550-556. (in Chinese)
- [8] 蒋劲,张若凌,乐嘉陵.超燃冲压发动机再生冷却热结构设计的计算工具[J].实验流体力学,2006,20(3):1-7.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing. The calculation tool of thermal structure design for regeneratively cooled scramjet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(3): 1-7. (in Chinese)
- [9] 谈和平,夏新林,刘林华,等.红外辐射传输的数值计算[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2005.
- [10] 万俊华,刘顺隆.流体分子理论及性质[M].哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,1994.
- [11] Dombrovsky L A, Sazhin S S. Spectral properties of diesel fuel droplets[J]. Fuel, 2003, 82: 15-22.
- [12] Petukhov B S, Genin L G, Kovalev S A. Heat transfer in nuclear power equipment [M]. Moscow, Riccian: Energootomizdat Press, 1986.
- [13] 艾青,夏新林,孙凤贤.壁面热特性对超声速燃烧室热环境的影响[J].工程热物理学报,2009,30(8):1373-1375.
AI Qing, XIA Xinlin, SUN Fengxian. Influences of wall thermal characteristics on thermal environment in supersonic combustors [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(8): 1373-1375. (in Chinese)