

基于变分法的冷却结构优化设计与分析方法^{*}

李 轩^{1,2}, 陆 阳¹, 吴 坤¹, 范学军^{1,2}

(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, 北京 100190;

2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 为了改善冷却结构的综合换热性能, 需要对冷却结构的优化设计进行研究。以冷却结构的平均温度、温度不均匀度和冷却剂流动压力损失为目标函数, 基于变分法生成优化分布的冷却通道, 该通道可以根据当地的边界条件而自适应地调整。随后对冷却结构进行流固耦合传热的数值计算, 得到冷却结构的温度分布、冷却剂的压力损失、冷却剂出口温度等参数, 多次迭代进而得到满足目标要求的冷却结构优化设计。计算结果表明, 基于变分法的冷却结构优化设计方法可以根据当地边界条件生成优化的冷却通道; 对于不同的优化方案, 存在各自对应的最佳通道个数和冷却通道分布使目标函数最优; 对于优化方案三, 优化设计的冷却通道和常规设计的冷却通道相比: 冷却结构平均温度从816K下降到807K, 温度不均匀度从211K降低到172K, 代价是压力损失从8kPa上升到17kPa。

关键词: 变分; 冷却; 优化; 自适应; 多目标

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 05-1121-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190423

Optimization Design and Analysis of Cooling Structure Based on Calculus of Variations

LI Xuan^{1,2}, LU Yang¹, WU Kun¹, FAN Xue-jun^{1,2}

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: It is essential to study the optimal design of the cooling system for improving the comprehensive heat transfer performance of the cooling structure. The average temperature, temperature unevenness of the cooling structure and coolant flow pressure loss were chosen as objective functions. First step, the optimized cooling channel distribution was generated based on the calculus of variations, which can be adjusted adaptively according to local boundary conditions. Second step, the fluid-solid coupling heat transfer numerical calculation was performed to obtain the temperature distribution of the cooling structure, the coolant flow pressure loss and the coolant outlet temperature, etc. The optimization design of cooling structure which meets the target requirements can be obtained by multiple iterations. The calculation results show that the optimization of cooling structure based on the calculus of variations can generate cooling channels according to the local boundary conditions. For different optimization cases, there are corresponding optimization of cooling channel number and cooling channel distribution for each case to optimize the objective function. For the optimization case 3, compared with the regu-

^{*} 收稿日期: 2019-06-20; 修订日期: 2019-08-15。

作者简介: 李 轩, 博士生, 研究领域为冷却结构优化设计。E-mail: lixuan@imech.ac.cn

通讯作者: 范学军, 博士, 研究员, 研究领域为碳氢燃料再生主动冷却技术。E-mail: xfan@imech.ac.cn

引用格式: 李 轩, 陆 阳, 吴 坤, 等. 基于变分法的冷却结构优化设计与分析方法[J]. 推进技术, 2020, 41(5):1121-1129. (LI Xuan, LU Yang, WU Kun, et al. Optimization Design and Analysis of Cooling Structure Based on Calculus of Variations[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5):1121-1129.)

lar cooling channel, the average temperature of the optimized cooling channel decreases from 816K to 807K and the temperature unevenness decreases from 211K to 172K, with the cost that the pressure loss rises from 8kPa to 17kPa.

Key words: Calculus of variation; Cooling; Optimization; Adaptive; Multi-objective

1 引言

在火箭发动机和冲压发动机中,燃烧室壁面需要承受的热载荷极大,通常可以达到几兆瓦甚至更高。因此对于燃烧室壁面的热防护极其重要,即使是耐高温的高温合金以及复合材料也很难承受如此恶劣的燃烧室工作环境。目前普遍的热防护是使用飞行器自身携带的推进剂来对燃烧室壁面进行主动冷却^[1]。在主动冷却中,低温的推进剂在注入燃烧室进行燃烧前,一部分作为冷却剂进入分布在燃烧室内壁的再生冷却通道中,对燃烧室的内壁进行冷却降温,通过对流换热带走大量热量。在主动冷却的过程中,再生冷却通道的结构参数对冷却剂的冷却效率和流动压力损失会产生较大的影响^[2]。因此,国内外对此开展了深入研究:牛禄等^[3-4]认为大高宽比的矩形冷却通道冷却效率好,而且冷却通道的壁面粗糙高可以提高紊流强度从而增强对流换热能力;王厚庆等^[5]基于遗传算法,以热结构各层厚度、槽宽、肋宽和肋高为优化参数,进行了单目标和多目标优化设计;秦昂等^[6]采用混合罚函数法,以平均努塞爾数与平均流动阻力系数之比为函数作为优化目标,通过优化通道高度、宽度、内壁和肋片厚度,获得较高冷却效率同时保持较小流动压力损失的冷却通道。吴峰等^[7-8]分析了冷却通道肋厚、冷却剂流量、冷却通道个数的不同对冷却性能的影响,得到存在着最佳的通道个数,使壁面温度最低,这时冷却效果最好。Scotti等^[9]采用以温度、压力损失、机械应力、热疲劳寿命和马赫数为约束条件,获得最小冷却流量的优化方法。张明哲等^[10]采用有限容积法结合对流换热关联式与蒙特卡罗法,在考虑再生冷却面板尺寸与冷却燃料量保持不变的耦合性限制条件下,计算分析了非均匀热流密度下,冷却通道内壁厚、高度、宽度及侧肋厚度对冷却性能的影响。向纪鑫等^[11]使用二阶响应面模型对目标函数进行设计,建立了以推力室平均壁温、最高壁温和冷却剂压力损失为目标函数,以再生冷却通道高度、宽度、数目和推力室内壁厚为设计变量的二阶响应面模型,并分别用梯度投影法、积极集法和遗传算法进行优化计算。结果表明存在最佳的通道高宽比和通道数目,

使得冷却效果最佳。

上述研究都是人为改变冷却通道的某个几何参数,研究其变化对冷却效率和流动压力损失等的影响,比如在某些地方改变冷却通道的高宽等尺寸。但由于相关尺寸大都是人为去设定,具有很大的任意性,并不能根据实际情况来得到冷却通道合适的几何参数,具有很大局限性。在目前的结构优化中,拓扑优化逐渐成为结构设计的一种好的优化方法^[12-13]。这种优化方法对结构的优化较自由,可以摆脱传统设计经验的约束,但是计算量常常较大,得到的优化结构形状复杂,在工程实践中会有诸多的限制。

本文摒弃了之前常用的人为设定冷却通道几何参数的策略,在此几何参数是根据当地的边界条件等去自适应得到。这样几何参数不再是人为来设定,使得冷却通道优化设计的目的性更加明确具体。本文中,为了提升设计工况下冷却通道的综合换热性能,旨在通过冷却剂带走更多的热量,在此综合考虑冷却结构的平均温度和温度不均匀度最小,流动压力损失最低为优化目标。基于变分法生成优化分布的冷却通道,通道可以根据当地的边界条件而自适应地调整,利用编制的 Fortran 程序进行流固耦合传热的数值计算,得到冷却结构的准三维温度分布、冷却剂压力损失、冷却剂出口温度等参数,多次迭代进而得到满足目标要求的冷却结构优化设计。

2 计算模型和数值方法

2.1 冷却结构模型和边界条件

对于轴对称式发动机而言,它的燃烧室为圆柱形直筒段,在燃烧室的壁面上开有很多个再生冷却通道,图1为含有多个再生冷却通道的燃烧室模型。沿周向分布若干条再生冷却通道,一定质量的冷却剂流入冷却通道,冷却通道的截面几何参数和热边界条件如图2所示,其中 δ 为肋厚, W 为冷却通道宽, H 为冷却通道深, H_c 为冷侧壁厚, H_h 为热侧壁厚。内壁侧受到高温燃气的热流,外壁面认为是绝热的。由于这些通道的热环境相同,换个说法就是说,燃烧室内侧的热流是沿轴向的一维分布,因此可取单个再生冷却通道作为研究对象进行优化设计,通过计

算可以得到冷却通道的相关尺寸和通道数量。燃烧室的结构是固定的,也就是说,冷却结构的壁厚 H_z 和壁面总宽度 W_z 是定值。因此在再生冷却通道入口质量 m 一定的情况下,单个冷却通道流量 $\dot{m}$,冷却通道宽 W 和肋厚 δ 会随冷却通道数量 N 的变化而变化,满足:

$$H_z = H_h + H + H_c \quad (1)$$

$$N(W + \delta) = W_z = \text{Const} \quad (2)$$

$$N\dot{m} = m = \text{Const} \quad (3)$$

在很多文献的计算中,需要给定冷却通道几何参数的初值,在初值的基础上去人为的优化,具有很大的局限性,在此只需给定边界条件:

在设计工况中,入口边界条件为:总的质量流量为 0.5 kg/s ,其中冷却通道数 N 为待求的量,则有单个通道质量流量 $\dot{m} = \frac{0.5}{N} \text{ kg/s}$,入口温度为 300 K ,入口压力为 3.75 MPa 。

在该发动机中,燃烧室内壁面最大热流可达几兆瓦,其余壁面的热流密度为0。在此冷却通道的几何参数完全由本文中的方法来求得,不需要人为去设定。燃烧室壁面所受到的热流如图1所示。

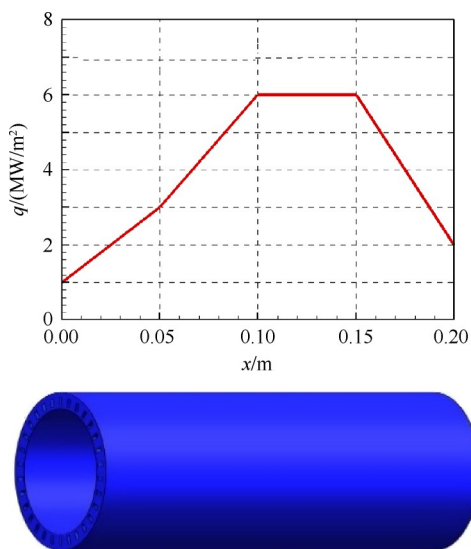


Fig. 1 Schematic of the combustor heat flux distribution

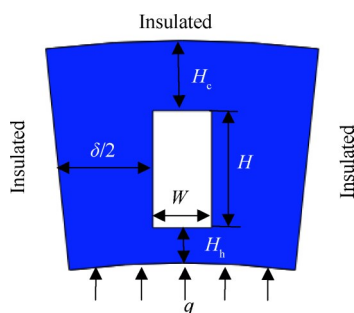


Fig. 2 Geometry and heat condition of a single channel

2.2 材料热物性

燃烧室壁面采用奥氏体不锈钢 $1\text{Cr}18\text{Ni}9\text{Ti}$,耐温极限为 1473 K ^[14]。其中密度和比热容按常数对待,热导率 $(\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K}))$ 按温度的线性函数来处理^[15],为

$$\lambda = 0.01525T + 10.6 \quad (4)$$

冷却剂采用 RP-1 煤油,采用提出的五组分模型^[16],根据 NIST Supertrapp 热物性计算程序可以计算得到煤油在需要压力和温度下的热物性。

2.3 基于变分法的优化模型

为了说明该方法的通用性,如图3所示,冷却结构为一任意几何结构,在此结构中要设计冷却通道,冷却剂从冷却结构的一侧流入,从另一侧流出。该冷却结构的内侧会受到热流,外侧为绝热边界。

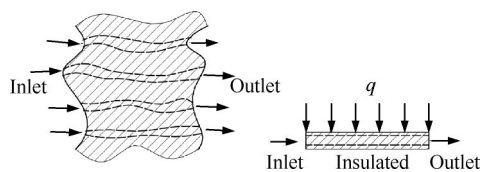


Fig. 3 Schematic diagram of design domain

确定冷却结构的外形尺寸和该结构的热边界条件:结构内侧所受的热流密度为 q ,其余位置均为绝热边界。根据实际工况确定冷却入口的独立参数:入口质量流量 m 和入口温度 T ,以及冷却剂热属性参数:热传导率 k ,定压比热容 C_p 和密度 ρ 。根据所要达到的目标要求,结合冷却结构的外形和热边界条件以及冷却入口的独立参数,建立基于变分法的自适应优化设计模型。根据该模型进行分析求解,得到冷却结构的自适应设计冷却通道。具体如下。

如图4所示,在冷却结构的物理场与计算场之间建立一一映射,进而基于冷却结构的几何形状,生成随形网格。在此采用拉普拉斯方程来生成随形网格^[17]:

$$\begin{cases} \nabla^2 \xi = 0 \\ \nabla^2 \eta = 0 \end{cases} \quad (5)$$

据此,可以在任意形状的冷却结构中生成随形网格。

基于变分法生成冷却结构的自适应网格,综合

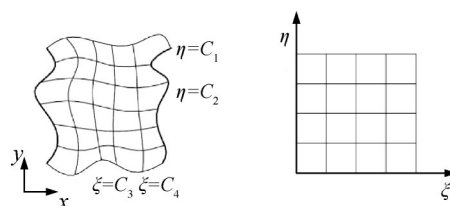


Fig. 4 Physical and computational space

考虑加权函数、网格的正交性和光滑性,使其达到最小^[18]。

加权函数的泛函为

$$I_v = \iint_D q J dx dy = \iint_D q J^2 d\xi d\eta \quad (6)$$

考虑网格光滑性的泛函为:

$$I_s = \iint_D \left[(\nabla \xi)^2 + (\nabla \eta)^2 \right] J^2 dx dy \quad (7)$$

考虑网格正交性的泛函为

$$I_o = \iint_D (\nabla \xi \cdot \nabla \eta)^2 J^3 dx dy \quad (8)$$

式中 J 为任意形状物理域映射到计算域 Jacobi 式,即

$$J = x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi \quad (9)$$

综合考虑,使泛函达到极小,可以产生自适应网格方程见式(10),加权系数 $\lambda_v, \lambda_s, \lambda_o$ 须根据具体问题的需要来选择数值。

$$I = \lambda_v I_v + \lambda_s I_s + \lambda_o I_o \quad (10)$$

对上述偏微分方程采用有限差分来迭代求解。在计算域内有 $\Delta \xi=1$ 和 $\Delta \eta=1$,对式中 x 的导数采用如下差分格式

$$\begin{aligned} x_\xi &= \frac{x_{i+1j} - x_{i-1j}}{2\Delta \xi}, x_\eta = \frac{x_{ij+1} - x_{ij-1}}{2\Delta \eta} \\ x_{\xi\xi} &= \frac{x_{i+1j} - 2x_{ij} + x_{i-1j}}{(\Delta \xi)^2}, x_{\eta\eta} = \frac{x_{ij+1} - 2x_{ij} + x_{ij-1}}{(\Delta \eta)^2} \quad (11) \\ x_{\xi\eta} &= \frac{x_{i+1j+1} + x_{i-1j-1} - x_{i+1j-1} - x_{i-1j+1}}{4\Delta \xi \Delta \eta} \end{aligned}$$

对于 y 而言也如此。

根据控制方程生成自适应网格,然后基于自适应网格生成冷却通道,在网格密集的地方冷却通道窄,在网格疏松的地方冷却通道宽。其中的 η 线为冷却通道的中心线,冷却通道的宽 d 垂直于 η 线,即 $d \propto$

$$\left\{ \sqrt{\left[x(\xi+\Delta \xi, \eta) - x(\xi, \eta) \right]^2 + \left[y(\xi+\Delta \xi, \eta) - y(\xi, \eta) \right]^2} \right\}^{1/n} \quad (12)$$

2.4 计算模型

为了计算冷却通道内流动与换热,由于冷却通道内冷却换热的复杂性。需要做如下假设:

- (1) 燃烧室冷壁侧为绝热边界。
- (2) 壁面材料均采用 1Cr18Ni9Ti。
- (3) 冷却通道内的冷却剂在径向基本没有物性变化。
- (4) 不考虑热边界层的影响。

由于冷却通道整体为细长结构,截面的几何形

状一般不会出现剧烈的变化,因此在计算过程中,将冷却剂的流动与换热简化为一维问题,对冷却通道内的燃料压力、速度、温度、焓值、对流换热系数等参数的变化进行了分析。

图 5 为第 i 段单元,各种分析参数有:进出口压力、速度、面积、密度、温度以及壁面摩擦应力、对流换热热量等。在分析过程中,冷却剂流动、对流换热等整个过程都达到了稳态。

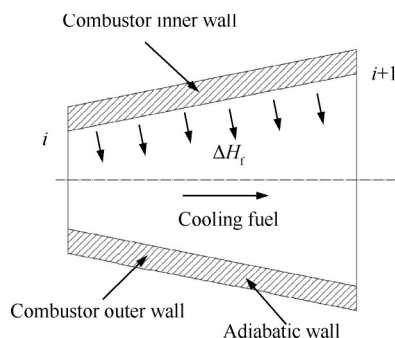


Fig. 5 Schematic of the cooling channel element

冷却通道内冷却剂的流动与传热分析采用准一维分析方法,对流换热采用管内湍流对流换热关系式进行计算^[19]。

根据连续性方程、动量方程、能量方程,在计算过程中反复迭代,即可计算出各种流动参数和物性参数^[19]。

由于燃烧室壁面的法向温度梯度远大于流向的温度梯度,所以在燃烧室耦合传热问题进行数值模拟时,若沿流动方向划分足够多数量的冷却结构横截面,则基本可以忽略相邻截面间的热传导。如此一来,可以将对整个冷却结构的三维稳态热传导问题转化为多个互相独立的二维稳态热传导问题进行求解,可以有效减少计算量。在此采用守恒方法对燃烧室进行二维稳态结构温度分布计算^[19]。

2.5 计算方法

计算区域分为流体域和固体域。均采用结构化网格划分。图 6 为计算域的截面网格。蓝色部分为流体域,红色部分为固体域。在计算过程中,将计算域沿着轴向分割为若干段的单元,如图 5 所示。对于第 i 段单元,给定单元入口质量流量 m_i ,入口温度为 T_i ,入口压力为 p_i ,以及当地热流密度 q_i ,根据上述计算模型得到出口温度为 $T_{i,out}$,出口压力 $p_{i,out}$ 以及冷却结构温度,进而得到整个冷却结构的相关参数。

2.6 数值模型验证

为了验证本文选用的煤油热物性,计算模型和

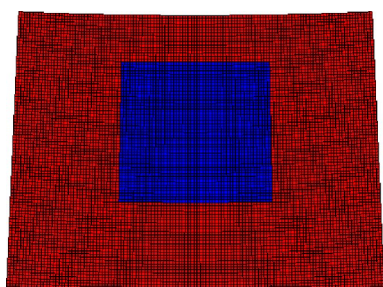


Fig. 6 Meshes of cross section

数值方法的可靠性,王新竹等^[20]对超燃冲压发动机进行了数值模拟,将其计算结果与实验结果进行了比较验证,发现冷却油出口温度计算值、燃烧室外壁面平均温度计算值与试验值的相对误差均不超过10%。故认为本文采用的数值模型是可靠的。

2.7 优化目标以及设计变量

根据已建立的目标函数,建立优化数学模型为

$$\begin{cases} \text{find } Y = (y_1, y_2, \dots, y_n) \\ \min F_0 = \omega_1 A + \omega_2 B + \omega_3 C \\ \text{s.t. } g_i(Y) \leq 0, R_j(Y) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中 Y 为形状设计变量, F_0 为目标函数, $g_i(Y)$, $R_j(Y)$ 为约束条件。

在基于变分法生成的冷却通道分布下得到冷却结构的相关参数,进而确定目标函数,对于目标函数可以有多种取法,此处选取冷却结构平均温度和温度不均匀度以及流动压力损失最小为目标函数 F_0 。

$$F_0 = \omega_1 A + \omega_2 B + \omega_3 C \quad (14)$$

$$\text{式中 } A = \frac{1}{N_s} \sum_{i=1}^{N_s} T_i, \quad B = \sqrt{\frac{1}{V_s} \int_{\Omega_s} (T_i - \bar{T})^2 d\Omega_s},$$

$$V_s = \int_{\Omega_s} d\Omega_s, \quad \bar{T} = \frac{1}{V_s} \int_{\Omega_s} T_i d\Omega_s, \quad C = \Delta p。$$

式中 A 表示结构平均温度; B 表示温度不均匀度; C 表示流动压力损失; $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 分别表示目标函数中不同项所占比重; T_i 为节点温度; $\bar{T}$ 为平均温度; V_s 为固体体积; N_s 为固体节点数; Δp 为通道进出口压差。

考虑到在实际应用过程中,冷却结构的平均温度不能过高,否则会出现温度超过材料耐受极限的问题;冷却结构温度不均匀度也不能过大,这是由于温度不均匀度过大会导致温度应力的增大,进而影响其使用寿命;冷却剂的流动损失不能太大,否则会对系统增加额外的负担;从加工考虑,冷却通道的肋厚不能少于1mm。

对于冷却结构的优化,本文中总的目标函数的

表达式为

$$F_0 = \omega_1 \frac{A}{A_{\max}} + \omega_2 \frac{B}{B_{\max}} + \omega_3 \frac{C}{C_{\max}} \quad (15)$$

$$\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 = 1 \quad (16)$$

式中 $A_{\max}, B_{\max}, C_{\max}$ 为各因素在取值范围内的最大值,加权系数 $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 根据不同的需要取不同的权值来进行优化。本文对四种方案进行优化,表1为设置的具体权值,方案一平均考虑各个因素的影响,方案二侧重冷却结构平均温度的降低,方案三侧重温度不均匀度的减小,方案四侧重冷却通道压力损失的降低。

Table 1 Different weights for different cases

Case	ω_1	ω_2	ω_3
1	0.33	0.33	0.33
2	0.60	0.20	0.20
3	0.20	0.60	0.20
4	0.20	0.20	0.60

为了方便多目标分析,对目标函数作归一化处理,所以目标函数由不同优化目标进行加权处理后求和所得。

根据最终要达到的目标,调整 n 的取值以及冷却通道个数 N ,进而获得最佳的换热结构。计算流程如图7所示。

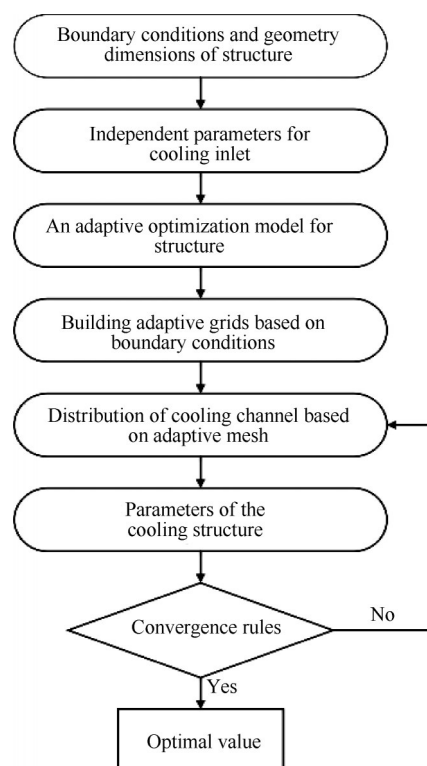


Fig. 7 Flowchart of the optimization procedure

3 结果分析

3.1 优化方法的有效性

基于变分法的冷却结构优化设计是否有效,直接关系到冷却结构的优化结果的好坏。因此对不同热流下的冷却结构进行优化来对其进行评判。不同的热流分布如图8所示。

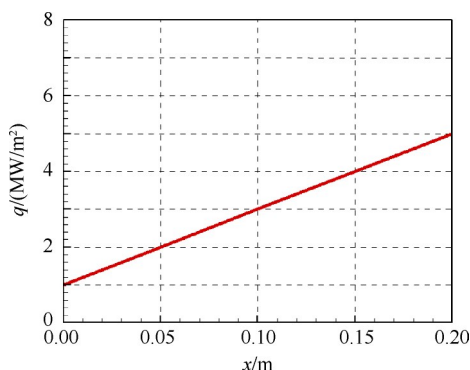


Fig. 8 Different heat flux distribution of the combustor

与前文中的算例进行对比,在冷却通道个数均为79时,优化冷却通道的分布见图9。

由图9中不同热流下的冷却通道分布图对比可以发现,根据本文所提出的基于变分法的冷却通道优化设计方法,冷却通道的分布可以依据边界条件的变化而自适应调整,在热流大的地方变窄,流速变大,对流换热系数增大,带走更多的热量。由于自适应网格考虑了网格的光滑性和正交性,因此网格的光滑性和正交性可以得到保证,在此基础上可以生成光滑而无突变的冷却通道。

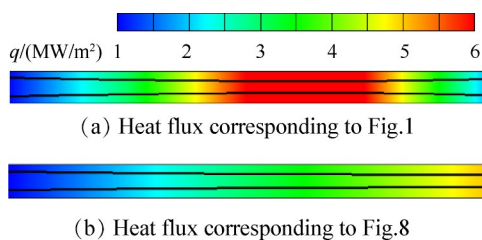


Fig. 9 Distribution of optimization cooling channel

3.2 优化结果及分析

优化过程中,冷却通道的个数是变化的参数,冷却结构的平均温度和温度不均匀度以及流动压力损失随个数的变化如图10所示。

可以发现冷却结构的平均温度均会随着冷却通道的个数的增多而逐渐减低,当冷却通道的个数达到一定数量后,冷却结构的平均温度趋于稳定。而且随着冷却通道个数的增加,温度不均匀度呈现出

先快速降低随后缓慢增加的状况,即意味着温度不均匀度存在最小值。流动压力损失随着冷却通道个数的增加会逐渐减小。

当冷却通道个数增加,燃烧室平均壁温会逐渐降低,这是由于冷却剂的总流量不变时,一方面,由于冷却通道个数的增多,肋板变薄,因而肋板效应加强,冷却剂与肋板的换热得到了增强;另一方面,冷却通道个数的增加使得单个冷却通道流量减少,流速降低,因此换热会被削弱。肋板效应在冷却通道个数不是很多时,肋板效应对换热的加强作用大于流速减小对换热的减弱作用,因此冷却结构平均温度随着通道数的增多而下降;当冷却通道的数目足够多时,肋板效应对换热的加强会大幅度减弱,而流速减小对换热的削弱作用幅度较小,二者逐渐达到一个平衡。因此在冷却通道数量足够多后,冷却结构平均温度基本稳定。

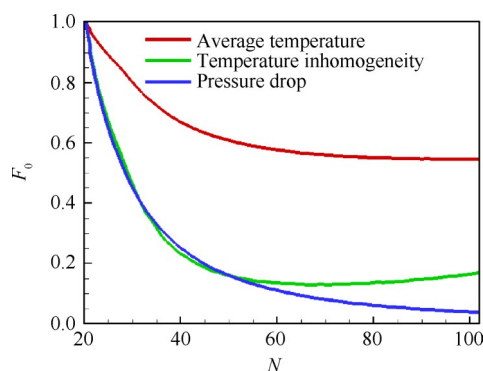


Fig. 10 Variation of variables with number of cooling channels

对于四种方案进行计算,由图11可以发现,无论是哪种方案,其目标函数都是在冷却通道个数多时值较小。经计算发现,对于方案一,在冷却通道个数为88时,其目标函数最小为0.248;对于方案二,在冷却通道个数为93时,其目标函数最小为0.367;对于

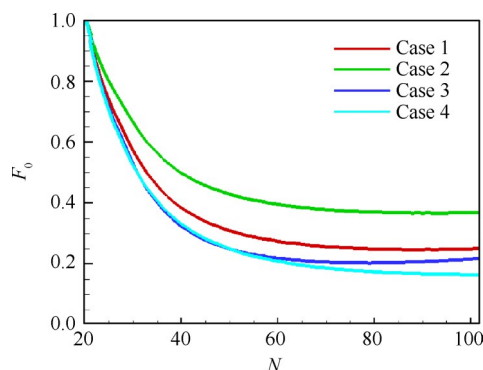


Fig. 11 Variation of different cases with number of cooling channels

方案三,在冷却通道个数为 79 时,其目标函数最小为 0.204;对于方案四,在冷却通道个数为 100 时,其目标函数最小为 0.166。

拿方案三来进行讨论,基于变分法得到的冷却通道在热流大的地方变窄(如图 12),经计算综合评价发现,当冷却通道个数为 79 时,可以使得目标函数最优。此时冷却结构的平均温度为 807K,温度不均匀度为 172K。

在常规传统设计的冷却通道中,冷却通道设计为均匀一致的矩形结构(如图 13),该通道尺寸与优化通道入口尺寸相同,可以得到在常规的设计通道下,冷却结构平均温度为 816K,温度不均匀度为 211K。

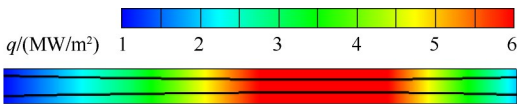


Fig. 12 Distribution of optimization cooling channel for Case 3

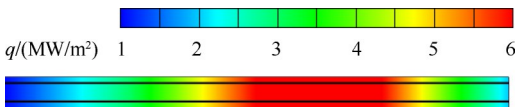


Fig. 13 Distribution of regular cooling channel

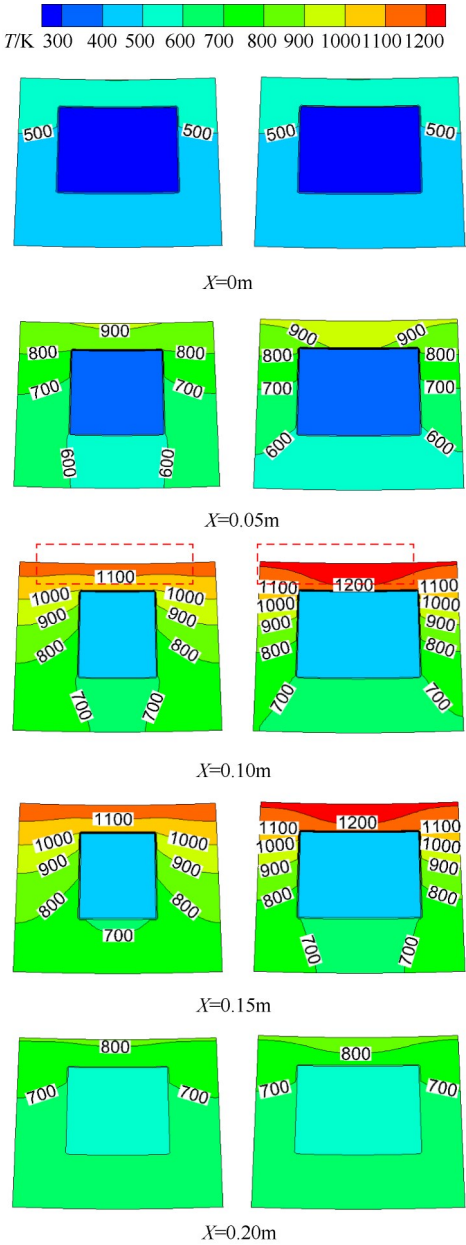
将优化后的冷却通道和常规设计的冷却通道进行对比发现:优化冷却通道的冷却结构相比于常规冷却通道的冷却结构,平均温度降低了 9K 左右,温度不均匀度降低了 39K,虽然冷却剂压力损失升高了 9kPa,见表 2。

Table 2 Comparison of optimization channel and regular channel

	A/K	B/K	C/kPa
Optimal	807	172	17
Regular	816	211	8

由图 14 可以清楚地看到,在热流大的地方,优化后的冷却通道比常规冷却通道窄,优化后的冷却结构温度要低于常规的冷却结构温度。在热流最大的地方,常规通道的冷却结构内壁平均温度为 1258K,优化通道的冷却结构内壁平均温度为 1161K,降低了 97K。以 1100K 为界限可以明显地看到,在优化通道的冷却结构中,1100K 以上的区域明显少于常规通道的冷却结构。

可以发现,优化后的冷却通道中在热流大的地



(a) Optimization channel (b) Regular channel

Fig. 14 Cross-section temperature diagram of optimization channel and regular channel

方流通面积小,冷却剂流速大,对流换热系数高。由图 15 可见,优化后冷却通道中的流速与常规的冷却通道中流速相比,在入口处基本一致,流速的变化趋势和热流的分布呈正相关,在热流大的地方,流速快,最多可以相差 56%。由于在流速大的地方,冷却剂可以带走更多的热量,故在热流大的地方,优化后的冷却结构壁温相比常规的冷却结构壁温要低。以内壁温来看,由图 16 可以发现,在冷却通道尺寸基本相同的部分,冷却结构的内壁温是基本相同的,在热流大的地方,优化后的冷却结构内壁温比常规的冷

却结构内壁温要低,在热流最大处内壁温相差最大,为 97K。

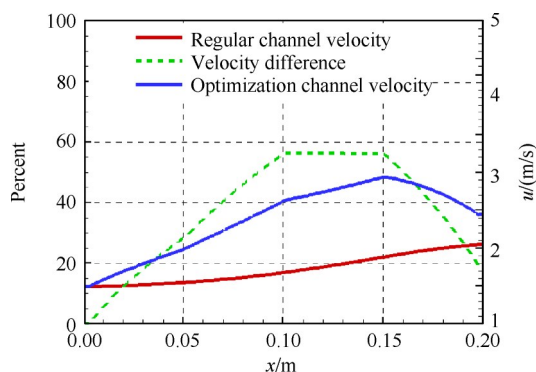


Fig. 15 Comparison of flow velocity in optimization channel and regular channel

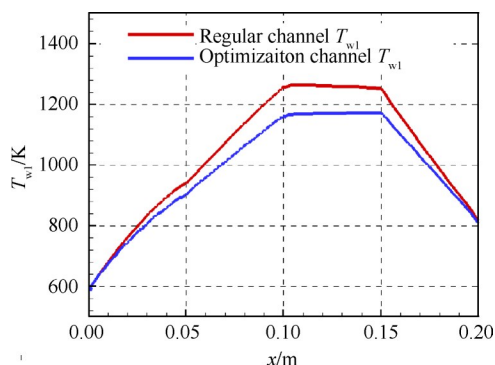


Fig. 16 Comparison of inner wall temperature in optimization channel and regular channel

优化后的冷却通道使得冷却结构的平均壁温以及温度不均匀度下降,但与此同时冷却剂的流动损失会有所增大,可以发现流动损失增大 9kPa,见图 17。

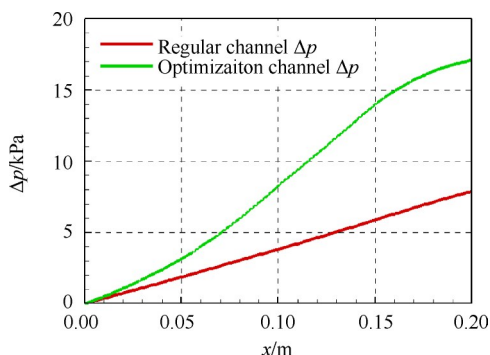


Fig. 17 Comparison of flow pressure drop in optimization channel and regular channel

由图 18 可以看到,不管在优化的冷却通道还是常规设计的冷却通道中,冷却剂的温度变化在流动过程中基本一致。

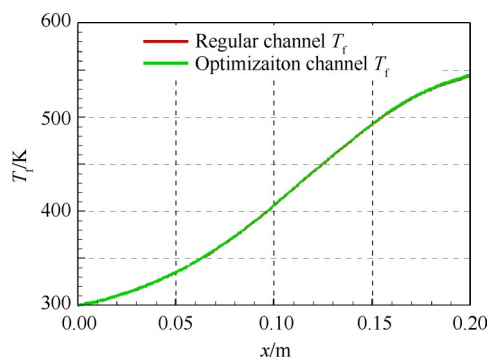


Fig. 18 Comparison of flow temperature in optimization channel and regular channel

4 结 论

本文根据基于变分法的冷却结构优化方法来生成冷却通道,对具体问题进行分析,可以得到如下结论:

(1)在此采用基于变分的优化方法,冷却通道的分布可以依据边界条件的变化而自适应调整,使用该方法可以应用于冷却结构的优化设计。

(2)按照该方法设计的冷却通道可以在热流大的地方相比常规冷却通道带走更多的热量,优化后的冷却通道随着当地的热流而变化,可以降低冷却结构的平均温度和温度的不均匀度。

(3)根据该方法得到冷却通道的优化设计,从中可以选取多组目标函数优于常规人为的设计。

(4)对于方案三下的冷却通道优化设计,对比常规的设计,发现:冷却结构平均温度下从 816K 下降到 807K,温度不均匀度从 211K 降低到 172K,代价是压力损失从 8kPa 上升到 17kPa。

参考文献

- [1] Valdevit L, Vermaak N, Hsu K, et al. Design of Actively Cooled Panels for Scramjets[C]. Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.
- [2] Zhang Silong, Feng Yu, Zhang Duo, et al. Parametric Numerical Analysis of Regenerative Cooling in Hydrogen Fueled Scramjet Engines[J]. Hydrogen Energy, 2016, 41(25).
- [3] 牛 禄,程惠尔. 层板推力室再生冷却通道的传热特性分析[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 290-294. (NIU Lu, CHENG Hui-er. Analysis of Heat Transfer for Regenerative Cooling Channels of Platelet Thrust Chamber [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 290-294.)

- [4] 牛禄,程惠尔,李明辉.高宽比和粗糙度对再生冷却通道流动的影响[J].上海交通大学学报,2002,36(11):1612-1615.
- [5] 王厚庆,何国强,刘佩进,等.超燃冲压发动机燃烧室新型热结构的优化设计[J].推进技术,2009,30(3):263-266. (WANG Hou-qing, HE Guo-qiang, LIU Pei-jin, et al. Optimized Design on a New Type Thermal Structure of Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(3): 263-267.)
- [6] 秦昂,周章文,张登成.超燃冲压发动机燃烧室冷却通道的优化设计[J].计算机仿真,2017,34(7):49-53.
- [7] 吴峰,王秋旺,罗来勤,等.液体火箭发动机推力室冷却通道传热优化计算[J].推进技术,2006,27(3):197-200. (WU Feng, WANG Qiu-wang, LUO Lai-qin, et al. Numerical Optimization Simulation on Heat Transfer in Cooling Channel of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(3): 197-200.)
- [8] 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.
- [9] Scotti S J, Martin C J, Lucas S H. Active Cooling Design for Scramjet Engines Using Optimization Methods [R]. AIAA 88-2265.
- [10] 张明哲,艾青,刘华.超声速燃烧室再生冷却结构对传热的影响分析[J].节能技术,2014,32(186):308-323.
- [11] 向纪鑫,孙冰,徐华.基于响应面法的再生冷却通道尺寸传热优化[J].推进技术,2017,38(11):2580-2587. (XIANG Ji-xin, SUN Bing, XU Hua. Thermal Optimization for Regenerative-Cooled Channel Dimension Based on Response Surface Methodology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(11): 2850-2857.)
- [12] 董馨,刘小民.微流控芯片通道结构的拓扑优化研究[J].西安交通大学学报,2018,52(6):143-149.
- [13] Dilgen S B, Dilgen C B, Fuhrman D R, et al. Density Based Topology Optimization of Turbulent Flow Heat Transfer Systems [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2018, 57: 1905-1918.
- [14] 徐自立.高温金属材料的性能、强度设计及工程应用[M].北京:化学工业出版社,2006.
- [15] 王彦红,李素芬,东明.方形再生冷却通道内超临界正癸烷湍流传热数值研究[J].推进技术,2015,36(11):1669-1676. (WANG Yan-hong, LI Su-fen, DONG Ming. Numerical Study on Turbulent Heat Transfer of Supercritical *n*-Decane in a Square Regenerative Cooling channel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(11): 1669-1676.)
- [16] 蒋榕培.微通道内碳氢燃料高压热裂解吸热过程的基础研究[D].天津:天津大学,2012.
- [17] 王瑜琳,李春.势流函数正交网格生成方法[J].上海理工大学学报,2006,28(1):79-82.
- [18] 于明.二维自适应结构网格的变分生成方法[J].计算物理,2004,21(1):27-34.
- [19] Thornton E A. A Finite Element Program for Steady-State Thermal Analysis of Convectively Cooled Structure [R]. NASA-CR-145069.
- [20] 王新竹,张泰昌,陆阳,等.主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代分析设计方法[J].推进技术,2014,35(2):213-219. (WANG Xin-zhu, ZHANG Tai-chang, LU Yang, et al. An Iterative Analysis and Design Method for Study of Coupling Process of Combustion and Heat Transfer in Actively-Cooled Scramjet Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2): 213-219.)

(编辑:朱立影)