

文章编号:1000-8055(2011)03-0588-05

基于代理模型的浮动壁式火焰筒壁温优化设计

郭家良, 温卫东, 崔海涛, 高建辉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了使得浮动壁结构具有更好的冷却效果,开展了浮动壁壁温优化研究;将代理模型技术与遗传算法相结合,并发展应用于某气动参数下的浮动壁式火焰筒壁温优化设计,使浮动壁的平均壁温降低了 2.4%;同时根据构造所得的代理模型,对浮动壁壁温随几何参数的变化规律展开分析,研究了壁温随孔径和冲击间距的变化规律. 分析结果表明,在选择尺寸约束范围内和气动参数条件下,浮动壁结构的冷却效果随着气膜孔直径 D_d 的增大而变好,随着冲击孔直径 D_i 的减小而变好,随着冲击间距 H 的减小而变好.

关 键 词: 浮动壁; 火焰筒; 代理模型; 遗传算法; 优化设计

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Approximate model-based optimum design for wall temperature of floatwall

GUO Jia-liang, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao, GAO Jian-hui

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to realize better cooling effect for the floatwall structure, optimization study about the floatwall's wall temperature was performed; approximate model and genetic algorithm were combined; and the optimization method was developed and applied to the floatwall's wall temperature optimum design under a certain aerodynamic parameter. The results show that, the average temperature of the floatwall decreases by 2.4%. At the same time, according to the approximate model constructed, this paper analyzed the wall temperature's changing rules of the geometric parameters, and gained the changing rules of the aperture and the pitch of impact. The results show that: under the size constraints and aerodynamic parameters selected in this article, the cooling effect gets better with the enlargement of the film hole diameter, or with the reduction of the impaction hole diameter and the reduction of the pitch of impact.

Key words: floatwall; flame tube; approximate model; genetic algorithm; optimum design

随着航空发动机推质比的提高,燃烧室火焰筒壁温问题显得越来越突出^[1],燃烧室内采用浮动壁结构可以有效改善火焰筒的壁温结构、提高火焰筒的冷却效果^[2]. 在浮动壁式火焰筒中,浮动壁是主要的承热件,浮动壁的壁温分布直接反应了浮动壁结构的冷却效果^[3],为了使得浮动壁结

构获得更好的冷却效果,有必要开展浮动壁壁温的优化设计研究. 目前,国内对浮动壁壁温分布的数值仿真研究工作开展较少^[4],而关于浮动壁式火焰筒壁温优化设计的研究资料更少.

对于浮动壁壁温优化工作,由数值仿真模型得到的性能函数和各变量间通常呈现很强的非线性

收稿日期:2010-03-09; 修订日期:2010-05-24

作者简介:郭家良(1986—),男,河北元氏人,硕士生,主要从事结构强度与振动方面的研究.

性关系,传统的优化算法难以得到全局最优解.遗传算法^[5]在数值仿真优化问题中表现出了强大的功能,近年来在各领域的优化设计中应用越来越多.但是若在浮动壁壁温优化设计中直接应用遗传算法,由于遗传算法要进行多次的目标函数评估,其中利用计算流体动力学(CFD)计算温度场是基本的评估手段,要花费大量的时间,导致优化设计的运算成本太高^[6].

代理模型技术^[7]为解决这个问题提供了一个可行的途径.代理模型是指计算量很小、其计算结果可替代高精度模型计算结果的分析模型.在优化中采用代理模型可以明显提高优化效率,因此代理模型在工程优化中的应用越来越得到重视^[8-9].

为了解决直接应用遗传算法运算成本太高的缺点,本文将代理模型技术与遗传算法相结合,并将该优化方法应用于某气动参数下的浮动壁式火焰筒的壁温优化研究.通过构造代理模型使得性能函数评估的对象由数值仿真模型变为数学模型,运算成本大大降低;同时数学模型的直观性使得输入输出之间的关系明确,便于开展优化设计变量对浮动壁壁温分布影响的分析研究.算例验证表明了该方法的在浮动壁壁温优化中的适用性.

1 代理模型结合遗传算法的优化方法

1.1 通过试验设计方法构造代理模型

代理模型代替数值仿真程序执行的实质是通过计算一定数量的样本点,将目标函数近似用数学模型表示.为了能充分反映设计空间的特性,从而使得构造的代理模型能更好地逼近样本点,在构造代理模型之前,需要采用试验设计(DOE)的方法选择一些有代表性的样本点.试验设计方法是有关如何合理安排试验的数学方法,常用的试验设计方法包括全析因设计、正交设计、中心复合设计、均匀设计、拉丁方设计等.

对于数值仿真而言,均匀设计和拉丁方设计更合理一些^[10].本文中采用使用较为广泛的拉丁超立方设计方法选取样本点,并在浮动壁壁温数值仿真模型中计算样本点得到初始数据点,然后根据计算得到的初始数据点构造生成代理模型.

目前已经发展了多种代理模型,使用较多的代理模型有多项式响应面模型^[8-9]、Kriging模型^[11]、径向基函数模型、人工神经网络模型等.在

各类代理模型中,多项式响应面模型具有良好的连续性和可导性,能较好地去除数字噪声的影响,极易实现寻优;而且根据多项式中变量的系数,方便开展设计变量对目标函数影响的分析研究工作,在浮动壁壁温优化设计中具有很大的应用价值.本文采用了使用较为广泛的多项式响应面模型^[9].

二阶多项式响应面模型形式如下:

$$y = \beta_0 + \sum_{j=1}^k \beta_j x_j + \sum_{j=1}^k \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i=1}^{k-1} \sum_{j=i+1}^k \beta_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

式中 β 为系数, x 分别为各个变量.构造二阶多项式响应面模型的方法参见文献[9-10].

1.2 代理模型结合遗传算法的优化流程

代理模型结合遗传算法优化方法的优化流程如图1所示.由图1可以看到,代理模型结合遗传算法优化流程的实质是将由数值仿真优化模型得到的目标函数近似用数学模型表示,应用遗传算法在设计空间搜索,得到代理模型的最优解,然后通过最优解处的数值仿真计算结果来修正代理模型,再进行搜索,直到收敛.其具体优化流程如下.

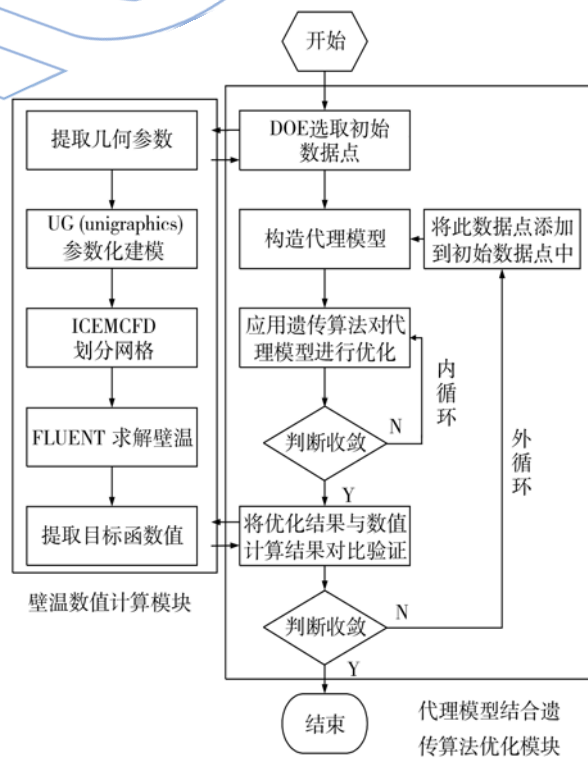


图1 代理模型结合遗传算法的优化流程图

Fig. 1 Optimization flow chart with approximate model combined with genetic algorithm

1) 首先通过拉丁超立方设计方法选取初始样本点,并在浮动壁壁温数值计算模块中计算这些样本点,得到初始数据点。

2) 通过初始数据点构造代理模型。

3) 将代理模型式(1),转化为遗传算法的适应度函数,经过编码、解码、交叉、变异等操作后,种群进化,得到代理模型的最优解。

4) 定义收敛条件为

$$\frac{f_1 - f_2}{f_2} \leq \epsilon$$

将代理模型的最优解 f_1 与该最优解处的浮动壁壁温数值计算结果 f_2 对比,如满足收敛条件,则优化完成;如不满足收敛条件,则将此次数值计算得到的数据点填加到初始数据点中,转步骤2),重新构造代理模型,再次应用遗传算法对更新后的代理模型进行优化,直至收敛。

2 浮动壁壁温优化算例与结果分析

2.1 浮动壁壁温优化问题

本算例旨在对浮动壁结构的部分几何参数进行优化,使其具有更好的冷却效果。因此,本文参考文献[2]选取对浮动壁冷却效果影响较大的冲击孔直径 D_i 、气膜孔直径 D_a 和冲击间距 H 作为优化设计变量;优化目标是使浮动壁结构具有更优的冷却效果,而浮动壁的平均壁温 T_{ave} 的大小可以从整体反映浮动壁的冷却效果,因此优化目标为求得浮动壁平均壁温 T_{ave} 的最小值;约束条件为尺寸约束。综上所述,建立浮动壁壁温优化模型如下:

$$\begin{aligned} \min \quad & f(x) = T_{ave} \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} 0.9 \text{ mm} \leq D_a \leq 1.5 \text{ mm} \\ 1.2 \text{ mm} \leq D_i \leq 1.8 \text{ mm} \\ 2.2 \text{ mm} \leq H \leq 2.6 \text{ mm} \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

与浮动壁结构配合采用较多的是冲击发散冷却形式,其冷却机理如图2所示。

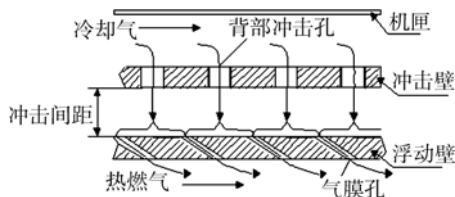


图2 浮动壁结构冷却原理示意图

Fig.2 Floatwall cooling principle

由于在同一个浮动壁瓦块内,周向温度分布比较均匀^[12],因此本文根据浮动壁结构的冷却机

理,采用截取火焰筒周向的一段进行几何建模,同时由于截取一段的周向角度很小,所以将其简化为平板模型,采用UG(unigraphics)建模软件建立的浮动壁式火焰筒参数化几何模型如图3所示。提取几何参数表达式中的冲击孔直径 D_i 、气膜孔直径 D_a 和冲击间距 H 作为优化设计变量。采用ICEMCFD软件对浮动壁式火焰筒模型进行结构化网格的划分,网格数量约为70万,如图4中所示。

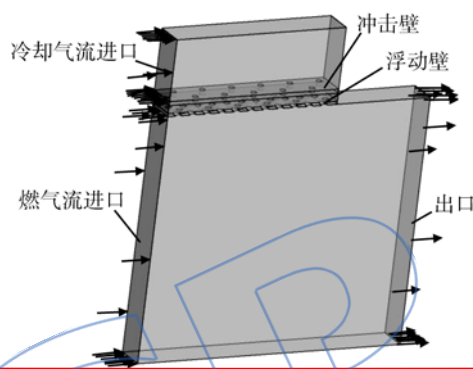


图3 浮动壁式火焰筒几何模型

Fig.3 Geometry model of combustor with floatwall

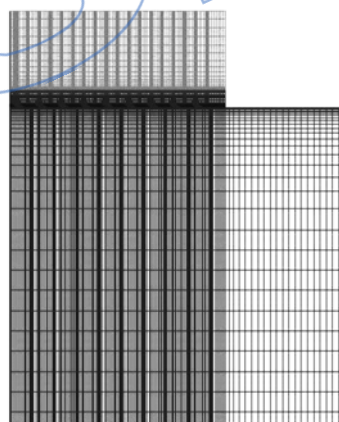


图4 计算网格外观图

Fig.4 View of the mesh

FLUENT 软件在众多 CFD 计算软件中最成熟、应用最广泛,本文采用 FLUENT 软件求解浮动壁的壁面温度,输出所需的浮动壁平均壁温值;壁温求解中的气动边界参见图3,具体气动参数值在表1中列出。FLUENT 中设置计算环境如下:采用整场耦合求解的方法;选择 FLUENT 分离隐式稳态求解器进行求解;采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation consistent) 算法处理速度和压力的耦合;采用一阶精度的迎风格式离散各计算参数;选用标准的湍流模型 $k-\epsilon$ 模型,壁面附近采用壁面函数

进行处理;压力修正方程、连续方程、动量方程、 $k-\epsilon$ 方程均进行亚松驰以使控制方程组尽快收敛。

表1 气动参数列表

Table 1 List of aerodynamic parameters

参数	数值
燃气流进口总压/MPa	2.925
冷却气流进口总压/MPa	3
燃气流进口温度/K	2000
冷却气流进口温度/K	850
燃气流进口质量流量/(kg/s)	0.0456
冷却气流进口质量流量/(kg/s)	0.008

2.2 优化结果

根据代理模型结合遗传算法的优化流程,首先采用拉丁超立方设计方法选取37个样本点,在浮动壁壁温数值计算模块中计算得到初始数据点,并根据初始数据点构造得代理模型式(3)。

$$T_{ave} = 1120.33 - 194.25 D_d + 37.64 D_i - 36.40 H + 56.25 D_d^2 + 13.75 D_i^2 + 10.79 H^2 - 26.33 D_d D_i + 8.45 D_d H + 11.23 D_i H \quad (3)$$

采用遗传算法对代理模型式(3)进行优化,并将代理模型的最优解与壁温数值计算结果对比,满足收敛条件则优化完成。优化结果见表2。

表2 优化结果

Table 2 Optimization results

	气膜孔 直径 D_d /mm	冲击孔 直径 D_i /mm	冲击间距 H /mm	浮动壁平 均壁温 T_{ave} /K
优化结果	1.5	1.2	2.2	944.6
初始设计点	1.2	1.5	2.4	967.4

从表2中可以看到,通过优化使得浮动壁平均壁温减小了约22.8 K,减小约2.4%;同时由优化前后的浮动壁壁温分布(图5~图6)对比,优化后的浮动壁壁面温度分布更均匀,壁温整体降低,

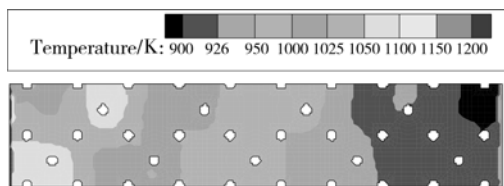


图5 优化前的浮动壁壁温分布图

Fig. 5 Wall temperature profile before optimization

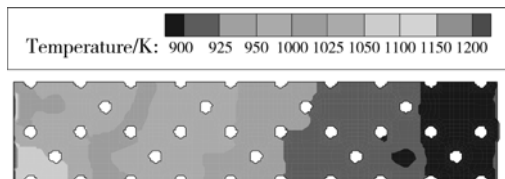


图6 优化后的浮动壁壁温分布图

Fig. 6 Wall temperature profile after optimization

说明优化得到的浮动壁结构具有更好的冷却效果,优化成功。

2.3 优化设计变量对壁温的影响规律

针对代理模型式(3),采用只保留一个优化设计变量,将其他变量常量的方法,可以得到只包含一个优化设计变量的 T_{ave} 函数,根据3个优化设计变量,共得到3个函数。将这3个函数作图,见图7。

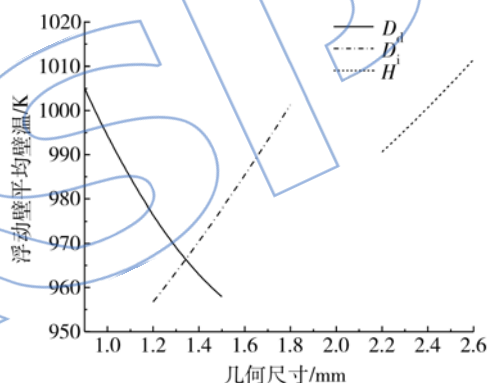


图7 浮动壁平均壁温随优化设计变量的变化曲线

Fig. 7 Variation of the wall temperature with the design parameters

结合本文浮动壁壁温优化结果,由图7分析,得到如下结论:在本文选择的尺寸约束范围和气动参数条件下,浮动壁平均壁温随着气膜孔直径 D_d 的增大而降低,优化结果中 $D_d = 1.5$ mm,气膜孔直径 D_d 取到最大值;浮动壁平均壁温随着冲击孔直径 D_i 的减小而降低,优化结果中 $D_i = 1.2$ mm,冲击孔直径 D_i 取到最小值;浮动壁平均壁温随着冲击间距 H 的减小而降低,优化结果中 $H = 2.2$ mm,冲击间距 H 取到最小值。综上分析,可以看到本文分析得到的壁温随优化设计变量的变化规律与优化结果相符,表明了本文研究所得规律的正确性。

由于浮动壁平均壁温降低表示浮动壁结构的冷却效果变好,因此可以推得如下结论:在本文选择的尺寸约束范围和气动参数条件下,浮动壁的

冷却效果随着气膜孔直径 D_a 的增大而变好,随着冲击孔直径 D_i 的减小而变好,随着冲击间距 H 的减小而变好。

3 结 论

本文将代理模型与遗传算法相结合应用于某气动参数下的浮动壁火焰筒的壁温优化设计,得到了冷却效果更好的浮动壁结构,使其平均壁温降低了 2.4%;同时根据所得的代理模型,进一步开展了优化设计变量对浮动壁壁温影响规律的研究,分析得出在本文选择的尺寸约束范围内和气动参数条件下,浮动壁的冷却效果随着气膜孔直径 D_a 的增大而变好,随着冲击孔直径 D_i 的减小而变好,随着冲击间距 H 的减小而变好。本文研究表明代理模型结合遗传算法的优化方法在浮动壁壁温优化设计研究中有很大的应用价值。

参考文献:

- [1] Mellor A M. Design of modern turbine combustor[M]. New York: Academic Press, 1990.
- [2] 赵清杰, 李彬. 浮动瓦块冷却结构在燃烧室中的应用和发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(1): 10-13.
ZHAO Qingjie, LI Bin. Application and development of floating panel cooling structure in combustors[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(1): 10-13. (in Chinese)
- [3] 胡超, 许全宏, 徐剑, 等. 冲击/发散冷却壁温分布和冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1800-1804.
HU Chao, XU Quanhong, XU Jian, et al. Investigation of the wall temperature distribution and cooling efficiency for impingement/effusion cooling scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1800-1804. (in Chinese)
- [4] 李彬, 吉洪湖, 江义军. 冲击-发散冷却火焰筒浮动瓦片三维壁温计算分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 370-374.
LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun. Numerical analysis of 3D temperature field of an impingement-effusion cooled flame tube floating tile[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 370-374. (in Chinese)
- [5] 葛继科, 邱玉辉, 吴春明, 等. 遗传算法研究综述[J]. 计算机应用研究, 2008, 25(10): 2911-2916.
GE Jike, QIU Yuhui, WU Chunming, et al. Summary of genetic algorithms research[J]. Application Research of Computers, 2008, 25(10): 2911-2916. (in Chinese)
- [6] Oyama A, Liou M S, Obayashi S. Transonic axial flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three-dimensional Navier-Stokes solver[J]. AIAA 2002-5642, 2002.
- [7] YU Yanglai, XIN Yuan. Blade design optimization with three-dimensional viscous analyses and hybrid optimization approach[R]. AIAA-2002-5658, 2002.
- [8] Giunta A A. Aircraft multidisciplinary design optimization using design of experiments theory and response surface modeling methods[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute, 1997.
- [9] 薛亮, 韩万金. 基于遗传算法与近似模型的全局气动优化方法[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 360-366.
XUE Liang, HAN Wanjin. Global aerodynamic optimization method using genetic algorithms and surrogate model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 360-366. (in Chinese)
- [10] Giunta A A, Wojtkiewicz S F, Jr, Eldred M S. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations[J]. AIAA 2003-0649, 2003.
- [11] GAO Yuehua, WANG Xicheng. An effective warpage optimization method in injection molding based on kriging model[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2008, 37(9-10): 953-960.
- [12] 李彬, 吉洪湖, 江义军, 等. 燃烧室壁冲击-逆向对流-气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 365-369.
LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun, et al. Numerical simulation for impingement-counter flow convection-film cooling of a combustor wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 365-369. (in Chinese)