文章编号：1000-8055(2024)06-20210688-08 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210688

基于 NSGA-Ⅱ算法的小弯管冲击冷却多目标优化

赵鸿华，宋双文，王志凯
（中国航发湖南动力机械研究所，湖南 株洲 412002）

摘　　要： 为了获得不同冲击孔径(IA)，冲击孔流向间距(IFD)和冲击孔展向间距(ISD)耦合作用对回流燃烧室小弯管冲击冷却特性及结构热应力的影响，开展了数值计算(CFD)及有限元分析(FEA)。选择试验设计(DOE)中的最优拉丁超立方(Opt LHD)采样确定了设计空间中的样本点，构建了高精度径向基神经网络模型，并基于改进非劣类(NSGA-Ⅱ)算法对综合冷却效率，壁温分布不均匀系数以及壁面最大热应力进行了多目标寻优，结果表明：综合冷却效率，壁温分布不均匀系数和壁面最大热应力随流向展向间距比、流向间距孔径比和展向间距孔径比的增大而减小；通过多目标 NSGA-Ⅱ算法获得了小弯管冲击冷却结构 Pareto 前沿的 3 个目标函数值的范围为壁面最大热应力不大于 5 MPa，综合冷却效率不小于 0.66，壁温分布不均匀系数不大于 0.16；小弯管冲击冷却综合最优结构的组合为：冲击孔径为 0.94 mm，冲击孔流向间距为 4.04 mm，冲击孔展向间距为 5.45 mm。

关　键　词： 回流燃烧室；小弯管；冲击冷却；NSGA-Ⅱ算法；多目标优化；Pareto 前沿
中图分类号： V231.1　　**文献标志码：** A

Multi-objective optimization of impingement cooling of concave wall based on NSGA-Ⅱ algorithm

ZHAO Honghua，SONG Shuangwen，WANG Zhikai
（Hunan Aviation Powerplant Research Institute，
Aero Engine Corporation of China，Zhuzhou Hunan 412002，China）

Abstract: In order to obtain the influences of different impingement aperture (IA), impingement spacing of flow direction of impingement hole (IFD), spacing of span direction of impingement hole (ISD) coupling effect on impingement cooling characteristics and structural thermal stress of concave wall in reverse flow combustor, CFD calculation and FEA analysis were carried out. Opt LHD in DOE was selected to determine the sample points in the design space, and a high-precision RBFNN was constructed. Based on NSGA-Ⅱ algorithm, multi-objective optimization was carried out for comprehensive cooling efficiency, non-uniform coefficient of wall temperature distribution and maximum wall thermal stress. The results showed that comprehensive cooling efficiency, non-uniform coefficient of wall temperature distribution and maximum wall thermal stress decreased with the increase of ratio of IFD to ISD, ratio of IFD to IA and ratio of ISD to IA. Through multi-objective NSGA-Ⅱ algorithm, the value range of the three objective functions of the Pareto front of concave wall impingement cooling structure was obtained, i.e.: maximum wall thermal stress was not greater than 5 MPa, comprehensive cooling efficiency was not less than 0.66, and non-uniform coefficient of wall temperature distribution was not greater than 0.16. According to the combination of the optimal structure of concave wall impingement cooling: IA was equal to 0.94 mm, IFD was equal to 4.04 mm, and ISD was equal to 5.45 mm.

收稿日期： 2021-12-01
作者简介： 赵鸿华(1993–)，男，工程师，博士生，主要从事航空发动机燃烧室设计的研究。

引用格式： 赵鸿华，宋双文，王志凯. 基于 NSGA-Ⅱ算法的小弯管冲击冷却多目标优化[J]. 航空动力学报，2024，39(6)：20210688. ZHAO Honghua, SONG Shuangwen, WANG Zhikai. Multi-objective optimization of impingement cooling of concave wall based on NSGA-Ⅱ algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(6): 20210688.

Keywords: reverse flow combustor；concave wall；impingement cooling；NSGA-Ⅱ algorithm；multi-objective optimization；Pareto front

回流燃烧室小弯管型面曲率较大，若采用发散冷却结构则由于离心力的作用气膜无法均匀稳定地覆盖在小弯管热侧壁面上，导致壁面温度过高。小弯管结构一般采用双层壁的冲击冷却方式以满足工程需求，该方式具有较高的冷却效率，并且冷却后空气不与燃气掺混，可以二次利用冷却空气，使气流边界层变薄，并在小弯管外壁处产生强烈的扰动，是强化局部传热传质最有效的方法之一。文献 [1] 研究了受限空间内多排射流孔间距、射流孔排布方式（顺排、叉排）等对冲击传热特性的影响。文献 [2] 采用稳态热敏液晶技术对双层壁冷却结构中的多排射流冲击冷却结构进行了风洞试验，同时结合数值模拟的方法，对两种射流冲击冷却结构的传热和流阻特性的差异进行了研究。研究表明流量系数和冲击靶板上的努塞尔数均随着雷诺数的增大而增大。文献 [3] 结合有限元/边界元理论,通过流固热三场耦合技术研究了冷气流量对气孔周围热应力的影响，获得热冲击后的叶片最大温度、温度不均衡程度及最大热应力。研究表明增加前缘气孔直径可提升 66% 的平均冷却效率，有利于减缓气孔内的热应力，增加尾缘气孔的直径对冷却效率及热应力的影响均较小。文献 [4-5] 试验研究了顺排阵列射流孔的展向和流向距离对局部换热分布的影响。研究表明射流孔的流向间距和展向间距越大，局部换热系数越大，但会导致整体换热不均匀。文献 [6] 比较了高密度和低密度射流孔排布两种情况下的冲击射流冷却效果。研究发现当射流孔总面积一致时，射流孔排布越疏孔径越大，局部努赛尔数越大。文献 [7] 试验研究了孔间距对单列冲击射流的传热影响。研究发现，当 $X/D=Y/D=12$ 时，靶面局部和平均努塞尔数均表现出较强的雷诺数依赖性。

随着优化算法的不断发展和完善，国内外越来越多的学者基于多目标优化开展冲击冷却方式的研究，由于传统优化方法未考虑各结构参数之间的耦合关系，且需通过控制变量改变单个结构参数进行试验，无法拓展至更大范围的寻优空间，耗时耗力。多目标设计优化方法要求设计变量的取值需要同时满足多个目标参数的寻优范围和约束条件，考虑到了各结构参数之间的相互关系，更满足于实际工程中的优化。文献 [8] 采用 Isight 与 CFD 软件的联合仿真，对狭缝倾斜冲击射流传热特性进行了优化，对特定入射高度和入射雷诺数下的平板移动速度和射流夹角进行模拟，优化后的效果较明显，采用多岛遗传算法能够得到全局最优解。文献 [9] 采用多目标遗传算法对冲击冷却系统中的熵增和努赛尔数进行了优化，研究表明努赛尔数和熵增与主流 *Re* 成正相关，与冲击高度和主次流速度之比成负相关。文献 [10] 针对双射流发散孔的倾角和偏角参数，开展了结构优化设计工作，通过选择壁面平均冷却效率参数确定设计空间，寻优结果显示比最初参考结构的平均冷却效率高 19.01%。文献 [11] 结合试验设计（DOE）、源项法和响应面优化方法，对涡轮叶片表明处气膜展开了气动传热的多目标优化，优化后的气膜孔使得冷却效果改善明显。文献 [12] 基于 CFD 的多目标设计优化，以典型的 $Ma=1.5$ 的吹风比下改善涡轮导叶吸力面上扇形孔的气膜冷却特性，通过改进非劣类遗传算法（NSGA-Ⅱ）结合（径向基神经网络）RBFNN 模型，获得了最优解的 Pareto 前沿。文献 [13] 采用响应面法和多目标遗传算法相结合的方法，对射流冲击冷却结构中冲击靶面球窝形状进行了优化，发现优化后的球窝形状使努赛尔数大大提高。文献 [14] 同时考虑壁面温度和结构强度，采用神经网络与遗传算法相结合的方法对冷却结构参数、安装位置等变量进行了同步优化。文献 [15] 使用单目标遗传算法和多目标遗传算法，基于共轭传热 CFD 对射流孔的位置和每个孔的直径进行了优化。文献 [16] 基于 CFD 和响应面方法对射流冲击冷却通道进行了系统分析，以质量流量和压降为目标函数，采用遗传算法进行了优化。文献 [17] 利用响应面分析法探究了多种因素对冲击射流冷却效果的影响权重。研究表明在进口条件相同的条件下，射流孔径对冷却效果影响最大，其次是孔间距。文献 [18] 利用响应面分析法建立了射流冲击冷却结构中几何参数与目标函数的近似模型，通过不断迭代计算，得到了冲击冷却结构的最优设计点。

目前关于冲击冷却方式换热效果以及壁面温度梯度的诸多研究并未保证在相同的单位面积冷

气量下进行，与燃烧室的真实工况不相符，无法对实际工程应用提供技术支撑。此外，对于冲击冷却的研究大多局限于传统优化设计方法，即对每个结构参数进行单独优化，忽略了各结构参数耦合作用对目标量的影响。本文结合 CFD 数值计算、FEA 分析和多目标优化设计方法，研究不同结构参数耦合作用下对于小弯管冲击冷却特性的影响，利用 DOE 方法和径向基 RBF 神经网络法构建小弯管冲击冷却结构参数与目标参数的关系，采用多目标优化设计方法获得满足工程应用需求的小弯管冲击冷却综合最优结构。

1　CFD 数值计算及 FEA 分析

1.1　计算方案

本文选取回流燃烧室小弯管双层壁的冲击冷却结构作为研究对象，由于不同方案之间冷却面积有所差异，为符合工程应用实际，要求各研究在保证单位面积冷气量相同的条件下进行，计算方法见式(1)。通过改变冲击孔径 d_i、冲击孔流向间距 S、冲击孔展向间距 P，研究不同 S/P、S/d_i 以及 P/d_i 对小弯管冲击冷却换热特性及结构热应力的影响，设计了 13 个计算方案，所有方案的冲击高度都为 3.76 mm，如表 1 所示，各个结构参数示意图见图 1，其中 K 为右视图。

$$G_c = \frac{\frac{\pi d_i^2}{4} C_d \sqrt{2 \cdot \Delta P \cdot \rho}}{S \cdot P} \tag{1}$$

表 1　小弯管冲击冷却计算方案

Table 1　Impingement cooling numerical procedure of concave wall

序号	d_i/mm	S/mm	P/mm	方案	备注
1		5	5		Base
2	1	3.18	7.86	S/P=0.4	相同 d_i 不同 S/P
3		4.48	5.58	S/P=0.8	
4		5.48	4.56	S/P=1.2	
5		6.32	3.96	S/P=1.6	
6	1.25	5	7.71	S/d_i=4.0	相同 S 不同 S/d_i
7	0.83		3.52	S/d_i=6.0	
8	0.71		2.62	S/d_i=7.0	
9	0.63		2.0	S/d_i=8.0	
10	1.25	7.71	5	P/d_i=4.0	相同 P 不同 P/d_i
11	0.83	3.52		P/d_i=6.0	
12	0.71	2.62		P/d_i=7.0	
13	0.63	2.0		P/d_i=8.0	

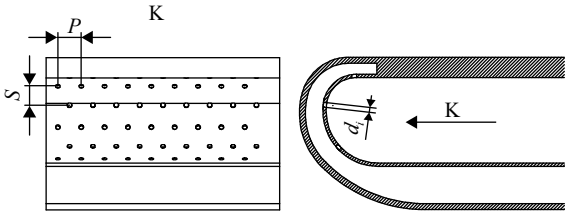


图 1　小弯管冲击冷却结构参数

Fig. 1　Impingement cooling structure parameter of concave wall

1.2　计算模型及方法

CFD 数值计算用的几何模型根据真实回流燃烧室小弯管结构以及火焰筒真实流道简化得到，如图 2 所示，计算域包括主流进出口、次流进出口、主流流域、次流流域、小弯管内、外壁等，沿展向选取长度为 P 的一个周期区域作为计算域，如图 3 所示。

对计算模型进行了网格无关性验证，如图 4 所示。主要通过对近壁面、小弯管外壁及冲击孔进行网格加密，为减少网格数量并保证网格质量，主次流道区域采用六面体结构化网格，近壁面及

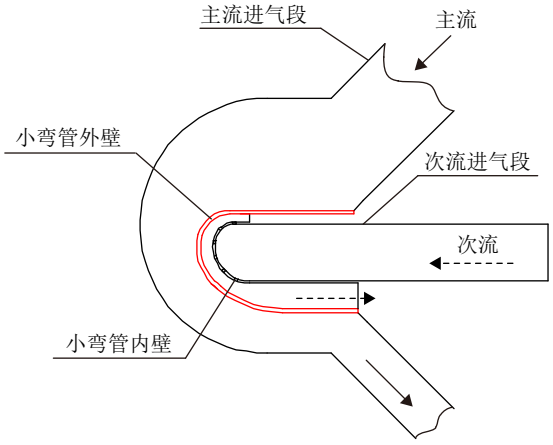


图 2　CFD 计算域结构

Fig. 2　CFD computational domain structure

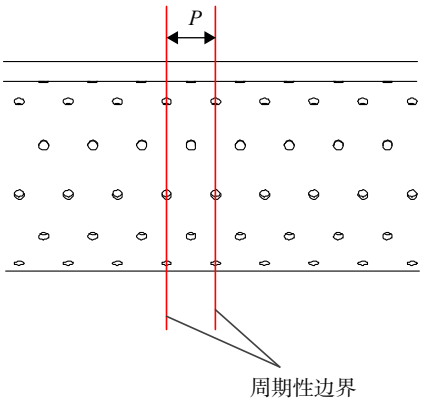


图 3　周期性计算域选取

Fig. 3　Periodic computing domain selection

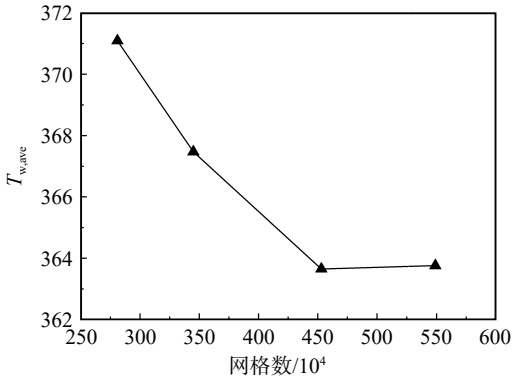


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

冲击孔内区域采用四面体非结构化网格，孔内网格进行局部加密，并在流固接触面增加附面层，保证近壁面 $y^+\leqslant 1$。网格加密时，冲击孔网格、小弯管外壁面网格和近壁面网格同时进行加密。当网格单元数加密至 450 万左右，小弯管外壁热侧平均壁温 $T_{w,ave}$ 基本不再变化。由于不同方案计算域周期长度不同，因此网格数量差别较大。根据网格无关性验证，确定整个计算域网格数量为 190 万～540 万。

CFD 数值计算边界条件为：次流进口为压力进口，热流进口为速度进口；出口选用压力出口，常压为 101 325 Pa；两端侧面采用平移周期性边界条件；小弯管外壁面为耦合壁面、无滑移边界，其他壁面绝热，计算详细参数设置见表 2。计算软件选用 Fluent17.2，采用分离隐式求解器进行稳态三维流-热耦合计算，选用 Realizable k-ε 湍流模型和增强型壁面函数；压力-速度耦合项采用 SIMPLEC 算法；对流项差分格式选用二阶迎风格式；解的收敛标准为：各项残差小于 10^{-5}，小弯管外壁面平均温度相对变化量小于 10^{-6}。冷却效率计算详细参数设置见表 2。

一般情况下，流体分析对结构分析有比较显著的影响，而结构分析的变形非常小，以至于对流体分析的影响可以忽略不计。因此，本文采用单向流-固耦合计算，耦合面上数据单向，CFD 计算结果（压力、温度及对流载荷等）向固体域传递，作为 FEA 有限元分析的边界条件。交界面上 CFD 网格与 FEA 网格节点不一致时，通过插值传递数据。FEA 有限元分析的几何模型即图 2 红色区域，流体域和固体域均延展向选取长度为 P 的一个周期区域作为计算域。全局采用六面体结构化网格，计算采用 ANSYS Workbench 中的 static structural 模块。网格尺寸为 0.2 mm，网格数量为 32 万～67 万。

表 2 CFD 计算边界条件

Table 2 CFD boundary conditions

参数	取值
主流温度 T_g/K	473.15
主流进口速度 V_g/(m/s)	25
次流温度 T_c/K	300
次流进口压力 p_{tci}/Pa	5 000

FEA 有限元计算的边界条件为：约束端面为自由度为 0 的固定面，两侧面为平移周期边界，其余端面为自由边界。固体材料为不锈钢 0Cr18Ni9，其导热系数 λ 及热膨胀系数 α 按文献 [19] 进行赋值，弹性模量为 200 GPa，泊松比取 0.3。将 Fluent 计算得到的小弯管外壁面壁温分布作为 static structural 中计算的热边界条件，数据在 ANSYS Workbench 平台中自动传递。

1.3 计算验证

为了验证本文所选用的计算方法和网格划分策略的精度，与文献 [20] 的试验结果对比分析开展了算例验证。采用综合冷却效率表征小弯管冲击冷却结构的换热特性，记为 η 定义为式（2），T_g 为主流温度，T_w 为小弯管外壁面热侧平均壁温，T_c 为次流温度。

$$\eta=\frac{T_g-T_w}{T_g-T_c} \tag{2}$$

引入某组各方案综合冷却效率/该组方案中最大综合冷却效率，记为 η/η_{max}，以反映不同方案对综合冷却效率的影响规律。图 5 和图 6 为次流进口压力 p_{tci}=5 000 Pa 时，η/η_{max} 随 S/d_i 和 P/d_i 的

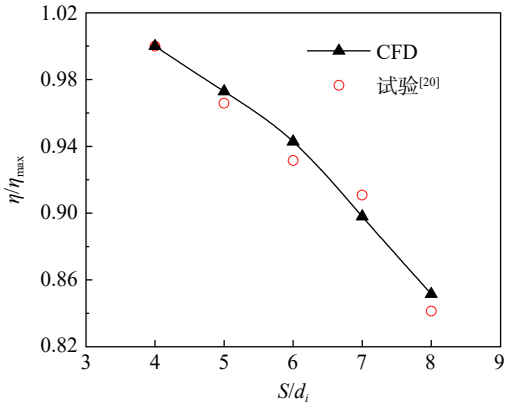


图 5 不同 S/d_i 方案 η/η_{max} 试验与数值计算结果对比

Fig. 5 Comparison of η/η_{max} experimental results and numerical calculation results for different S/d_i cases

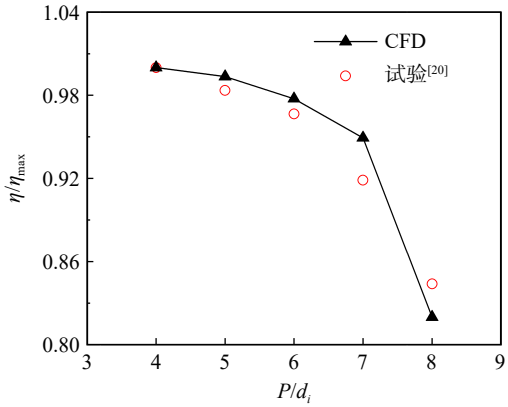


图 6　不同 P/d_i 方案 η/η_{max} 试验与数值计算结果对比

Fig. 6　Comparison of η/η_{max} experimental results and numerical calculation results for different P/d_i cases

变化规律。由图可见数值计算结果与试验结果能吻合较好。表明本文计算方法和网格划分策略具有较高的精度。

2　计算结果及分析

小弯管冲击冷却结构气流流动方向示意图见图 7，各方案综合冷却效率及结构热应力计算结果如图 8 所示。

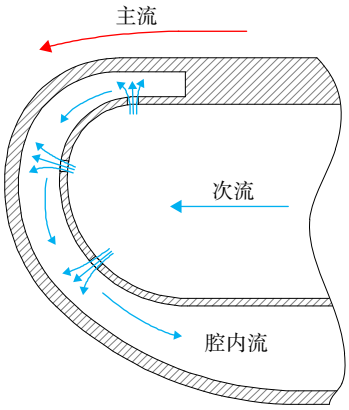


图 7　小弯管冲击冷却结构气流流动方向

Fig. 7　Concave wall impingement cooling structure air flow direction

由图 8(a)可知，综合冷却效率 η 和壁面最大热应力 σ 随着 S/P 的增大而减小，当 S/P 较小时，由于冲击孔展向之间距离较远，展向方向温度无法均匀传递，导致壁面热应力增大，随着 S/P 增大，冲击孔展向间距减小，展向方向温度传递趋于均匀。由于气流方向为单向流，上游与小弯管外壁面掺混后的冷却气向下游流动，与壁面进行了较充分的对流换热，因此尽管冲击孔流向间距增大，流向方向也不会出现热应力较大的区域。

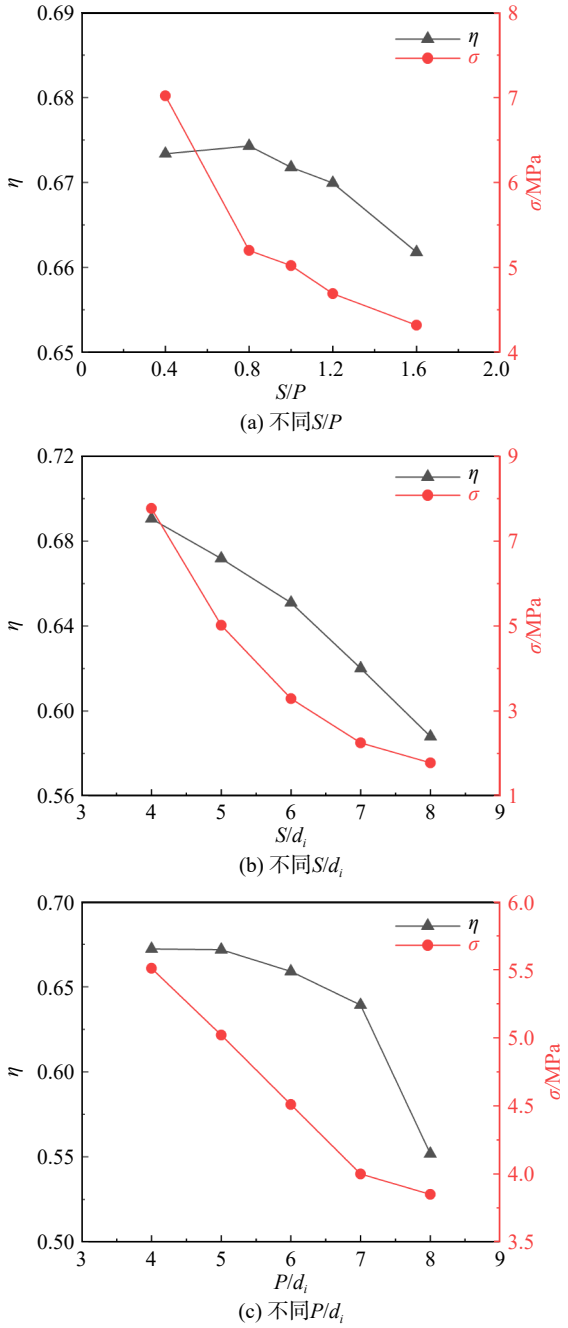


图 8　不同结构参数耦合作用对综合冷却效率及结构热应力的影响

Fig. 8　Influences of coupling effects of different structural parameters on comprehensive cooling efficiency and structural thermal stress

由图 8(b)可知，随着 S/d_i 的增大，壁面最大热应力 σ 和综合冷却效率 η 均逐渐减小，表明在相同的冲击孔流向间距下，同时减小冲击孔径和冲击孔展向间距会导致换热效果减弱，但会减小壁面温度梯度，使得换热更加均匀。当 S/d_i 较小时，由于单个冲击孔流量较大，在冲击点位置换热剧烈，导致温差较大，且冲击孔展向之间距离较远，

壁面温度无法均匀传递，导致壁面热应力增大，随着 S/d_i 增大，由于冲击孔径和冲击孔展向间距减小，展向之间温度传递趋于均匀，壁面最大热应力逐渐减小。

由图 8(c)可知，随着 P/d_i 的增大，壁面最大热应力逐渐减小，且减小趋势逐渐变缓，综合冷却效率 η 减小趋势逐渐明显，在相同的冲击孔展向间距下，同时减小冲击孔径和冲击孔流向间距会导致换热效果减弱，且随着两种结构参数进一步减小，对流换热效果骤降，并导致换热不均匀。当 P/d_i 较小时，由于通过单个冲击孔的流量较大，在冲击点位置换热剧烈，导致温差较大，冲击点出现热应力较高的区域，由于气流方向为单向流，上游与小弯管外壁面掺混后的冷却气向下游流动，与壁面进行了较充分的对流换热，因此尽管冲击孔流向间距增大，流向方向也不会出现热应力较大的区域。

3 多目标优化设计

3.1 DOE 研究及近似模型建立

对于上述研究得出影响小弯管冲击冷却结构冷却特性的结构参数冲击孔径 d_i、冲击孔流向间距 S、冲击孔展向间距 P 作为设计参数，综合冷却效率、壁温分布不均匀系数、最大热应力作为目标参数，开展多目标寻优工作。

壁温分布不均匀系数，记为 δ，定义为壁温最大偏差与燃气和壁面温差的比值，$T_{\mathrm{w,max}}$ 为热侧最大壁温，即

$$\delta = \frac{T_{\mathrm{w,max}} - T_{\mathrm{w}}}{T_{\mathrm{g}} - T_{\mathrm{w}}} \tag{3}$$

其中 δ 的取值范围为 [0, 1]，当 δ=0 时，壁面最大温差为 0，壁面温度达到最理想的均匀分布；当 δ=1 时，壁温最高温度等于燃气温度，即出现极端高温热点，壁温分布均匀性最差。

为保证设计参数与目标量拟合的更加精确真实，应设计较多的样本点，使得设计空间的设计变量尽可能均匀，综合考虑拟合精度和计算资源问题，结合工程设计经验，采用试验设计(DOE)的最优拉丁超立方设计方法(Opt LHD)生成了 50 种方案，设计参数的取值范围见表 3，该设计方法使所有的样本点尽量均匀的分布在设计空间，具有非常好的空间填充性和均衡性。

对表 3 中的计算方案采用文中第 1 章节的计算方法进行了计算，整理后与目标参数采用径向基神经网络方法(RBF)进行近似模型的建立，建模完成后需要对所建模型进行误差分析，采用均方误差(MSE)评估近似模型的误差，计算方法为预测误差与计算值的比值。采用 R^2 评估拟合程度，其范围为 0～1，越接近 1，说明近似模型的拟合程度越高。当 R^2 大于 0.9 时，所建模型的拟合程度较高，约定 R^2 处于 0.9～1 为误差允许范围。

表 3 DOE 方案各结构参数取值范围

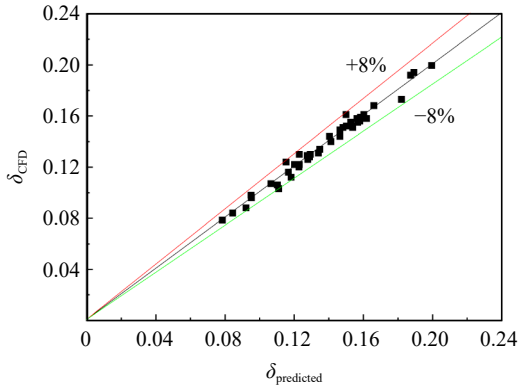
Table 3 DOE scheme structure parameter range mm

结构参数	取值范围
冲击孔径 d_i	0.6～1.2
流向间距 S	2～8
展向间距 P	2～8

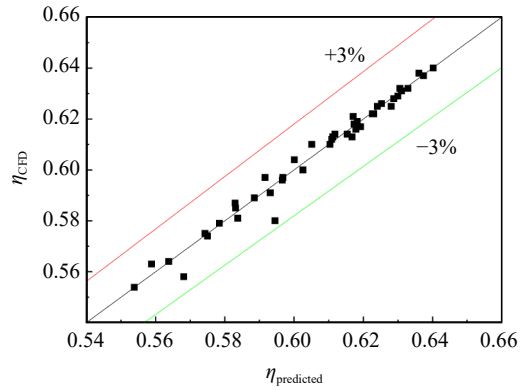
用 48 个可用数据点建立的 RBF 近似模型 R^2 如图 9 所示，可知设计参数与目标函数拟合程度较高，3 个目标函数的 R^2 都在 0.95 以上，误差皆在 10% 以内，可以用来完成下一步优化工作。

3.2 多目标 NSGA-Ⅱ优化

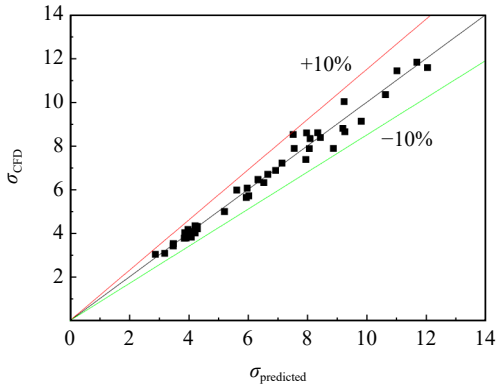
本文采用改进非劣类遗传算法 NSGA-Ⅱ进行参数设计空间寻优，在前文建立近似模型的基础上，开展设计参数的优化工作，以冲击孔径 d_i，流向间距 S 和展向间距 P 为设计变量，以综合冷却效率 η 最大，壁温分布不均匀系数 δ 和壁面最



(a) R^2=0.966 84



(b) R^2=0.970 09



(c) R^2=0.972 73

图 9　RBF 模型误差分析

Fig. 9　Error analysis of RBF model

大热应力 σ 最小为优化目标。在进行遗传算法 NSGA-Ⅱ迭代前，需约束优化参数的范围，其上下限的给定为回流燃烧室小弯管设计中工程应用的经验范围，如表 4 所示。遗传算法 NSGA-Ⅱ初始种群（必须是 4 的倍数）的产生方法为：将近似模型的 50 个初始数据点中的 48 个导入。因此，种群规模（population size）设定为 48 个。进化代数（number of generations）设定为 100，也就是进化 100 代以后算法终止，其他参数保持默认。

表 4　约束变量及其变化范围

Table 4　Constrain variables and their range of variation

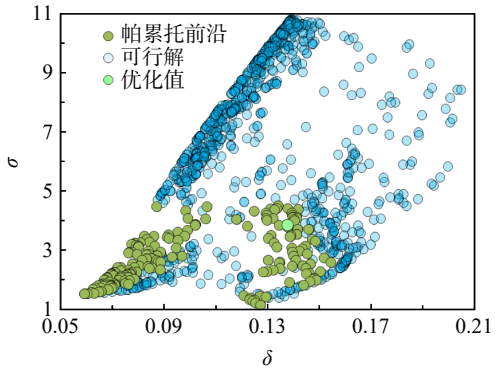
mm

约束变量	上限	下限
d_i	0.4	2.0
S	2	10
P	2	10

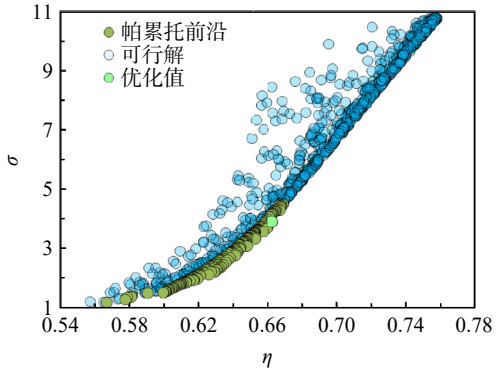
3.3　优化结果及验证

通过 NSGA-Ⅱ算法对建立的径向基 RBF 神经网络模型进行多目标寻优，得到了综合冷却效率 η，壁温分布不均匀系数 δ 和壁面最大热应力 σ 的 Pareto 前沿和综合最优解，如图 10 所示，可知 Pareto 前沿的 3 个目标函数值的范围为：壁面最大热应力 σ 不超过 5 MPa，综合冷却效率 η 不低于 0.66，壁温分布不均匀系数 δ 小于 0.16。综合最优解的 3 种结构参数的组合为：冲击孔径 d_i=0.94 mm，冲击孔流向间距 S=4.04 mm，冲击孔展向间距 P=5.45 mm。

为验证优化方法的可行性，将综合最优解对应的结构参数进行 CFD 计算及 FEA 分析，并与优化结果进行对比，如表 5 所示。可知目标量的



(a) δ & σ



(b) η & σ

图 10　Pareto 前沿和优化解

Fig. 10　Pareto front and optimization solution

CFD 计算值与 NSGA-Ⅱ算法优化值差异较小，径向基 RBF 神经网络模型结合 NSGA-Ⅱ算法在预测目标函数方面显示出非常好的准确性，与 CFD 计算及 FEA 分析结果的相对误差在 3% 以内。验证结果表明该多目标优化设计方法可获得综合性能更佳的小弯管冲击冷却结构，可供设计人员根据不同设计要求进行选择。

表 5　优化结果与 CFD/FEA 结果对比

Table 5　Optimization results are compared with the CFD/FEA results

方法	d_i/mm	S/mm	P/mm	η	δ	σ/MPa
Opt	0.94	4.04	5.45	0.663	0.137	3.902
CFD/FEA				0.657	0.134	4.016
误差率/%				0.91	2.24	−2.84

4　结　论

1）回流燃烧室小弯管冲击冷却结构的综合冷却效率 η、壁温分布不均匀系数 δ 和壁面最大热应力 σ 随着 S/P、S/d_i 和 P/d_i 的增大而减小。

2）通过多目标 NSGA-Ⅱ算法获得了小弯管冲击冷却结构的 Pareto 前沿与综合最优解。Pareto

前沿的 3 个目标函数值的范围为：壁面最大热应力 σ 不超过 5 MPa，综合冷却效率 η 不低于 0.66，壁温分布不均匀系数 δ 小于 0.16。

3）多目标综合最优结构的组合为 d_i=0.94 mm，S=4.04 mm，P=5.45 mm。

4）径向基 RBF 神经网络模型结合 NSGA-Ⅱ算法在预测小弯管冲击冷却结构目标函数方面显示出非常好的准确性，与 CFD 计算及 FEA 分析结果的相对误差在 3% 以内。

参考文献：

[1] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, XIE Gongnan. Convective heat transfer for multiple rows of impinging air jets with small jet-to-jet spacing in a semi-confined channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 86: 832-842.

[2] 韦宏，祖迎庆. 双层壁冷却结构中多排射流冲击冷却的换热和流阻特性[J]. 航空动力学报，2021, 36(8): 1621-1632.
WEI Hong, ZU Yingqing. Heat transfer and flow resistance characteristics of multi-row jet impingement cooling in double-wall cooling structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1621-1632. (in Chinese)

[3] 关鹏，艾延廷，王志，等. 热冲击后气膜冷却叶片结构强度流固热耦合仿真[J]. 航空动力学报，2018, 33(8): 1811-1820.
GUAN Peng, AI Yanting, WANG Zhi, et al. Structural strength simulation of film cooling vane after heat shock by thermal/flow/structure coupling[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1811-1820. (in Chinese)

[4] KATTI V, PRABHU S V. Influence of spanwise pitch on local heat transfer distribution for in-line arrays of circular jets with spent air flow in two opposite directions[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008, 33(1): 84-95.

[5] KATTI V, PRABHU S V. Influence of streamwise pitch on local heat transfer distribution for In-line arrays of circular jets with spent air flow in two opposite directions[J]. Experimental Heat Transfer, 2009, 22(4): 228-256.

[6] BAILEY J C, BUNKER R S. Local heat transfer and flow distributions for impinging jet arrays of dense and sparse extent[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2002. Amsterdam, The Netherlad: Power for Land, Sea, and Air, 2002: 855-864.

[7] GOODRO M, PARK J, LIGRANI P, et al. Effect of hole spacing on jet array impingement heat transfer[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. Montreal, Canada: Power for Land, Sea, and Air, 2007: 963-976.

[8] 范俊生，叶纯杰，潘红良. 基于 iSIGHT 平台的倾斜冲击射流传热特性优化[J]. 计算机应用与软件，2012, 29(4): 209-212.
FAN Junsheng, YE Chunjie, PAN Hongliang. Isight platform based oblique impinging jet heat transfer feature optimization[J]. Computer Applications and Software, 2012, 29(4): 209-212. (in Chinese)

[9] LAM P A K, PRAKASH K A. A numerical investigation and design optimization of impingement cooling system with an array of air jets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 108: 880-900.

[10] LEE K D, CHOI D W, KIM K Y. Optimization of ejection angles of double-jet film-cooling holes using RBNN model[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2013, 73: 69-78.

[11] 杨帅. 基于源项法的涡轮叶片气膜冷却多目标优化[D]. 大连：大连理工大学，2021.
YANG Shuai. Multi-objective optimization of turbine blade film cooling based on source term method[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2021. (in Chinese)

[12] HUANG Ying, ZHANG Jingzhou, WANG Chunhua, et al. Multi-objective optimization of laidback fan-shaped film cooling hole on Turbine Vane Suction Surface[J]. Heat and Mass Transfer, 2019, 55(4): 1181-1194.

[13] NEGI D S, PATTAMATTA A. Profile shape optimization in multi-jet impingement cooling of dimpled topologies for local heat transfer enhancement[J]. Heat and Mass Transfer, 2015, 51(4): 451-464.

[14] 高建辉，温卫东，崔海涛. 火焰筒浮动瓦块的壁温-结构一体化优化[J]. 航空动力学报，2012, 27(3): 588-594.
GAO Jianhui, WEN Weidong, CUI Haitao. Optimal design for temperature and structure of the float-wall of flame tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 588-594. (in Chinese)

[15] CHI Zhongran, LIU Haiqing, ZANG Shusheng. Geometrical optimization of nonuniform impingement cooling structure with variable-diameter jet holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 108: 549-560.

[16] YANG L, MIN Z, PARBAT S N, et al. Optimization of hybrid-linked jet impingement cooling channels based on response surface methodology and genetic algorithm[R]. Charlotte, North Carolina, US: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.

[17] MAVRIS D, ROTH B, MAVRIS D, et al. A methodology for robust design of impingement cooled HSCT combustor liners[D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 1997.

[18] KIM K M, MOON H, PARK J S, et al. Optimal design of impinging jets in an impingement/effusion cooling system[J]. Energy, 2014, 66: 839-848.

[19] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册 第 1 卷 结构钢、不锈钢[M]. 北京：中国标准出版社，2001.
Editorial Committee of Chinese Aeronautical Materials Manual. Chinese Aeronautical Materials: Volume 1 Structural steel, stainless steel[M]. Beijing: China Standards Press, 2001.

[20] 赵鸿华，宋双文，姜世界. 回流燃烧室小弯管冲击冷却特性试验研究[C]// 第三届国际航空发动机论坛，上海：国际航空发动机论坛组委会，2021: 258-264.
ZHAO Honghua, SONG Shuangwen, JIANG Shijie. Experimental Study on impingement cooling for conditional of concave wall[C]// The 3rd International Aero engine conference, Shanghai: Organizing Committee of International Aero Engine conference, 2021: 258-264. (in Chinese)

（编辑：张　雪）