

文章编号: 1000-8055(2022)11-2455-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220307

考虑热应力的冲击发散冷却结构参数 敏感性分析及优化设计

李海旺^{1,2}, 张大伟^{1,3}, 由儒全^{1,2}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 102206)

摘 要: 针对涡轮叶片高效冷却和安全可靠的发展要求, 基于代理模型的优化方法, 对冲击发散冷却典型结构参数气膜孔倾斜角、气膜平板高度、冲击距、气膜孔与冲击孔孔间距、孔径比对冷却结构综合冷却效率和最大热应力特性进行敏感性因素分析, 并以最大化冷效、同时提高冷效并降低最大热应力两种优化方案进行优化。研究表明: 高热应力区域出现在气膜孔附近, 气膜孔倾斜角是影响综合冷效及最大热应力的主要影响因素。综合冷却效率和最大热应力两个优化目标存在竞争关系。通过多目标结构优化, 冲击发散冷却结构综合冷效提高 2.9%, 最大热应力降低 12.5%。

关 键 词: 冲击发散冷却; 综合冷却效率; 热应力; 代理模型; 参数敏感性; 优化设计

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Sensitivity analysis and optimal design of impingement/effusion cooling structural parameters considering thermal stress

LI Haiwang^{1,2}, ZHANG Dawei^{1,3}, YOU Ruquan^{1,2}

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
3. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: According to the development requirements of efficient cooling and safety and reliability of turbine blades, based on the surrogate model, the sensitivity analysis of the typical structural parameters of the impingement/effusion cooling structure such as injection angle, film plate thickness, impingement distance, spacing distance and diameter ratio of the film and impingement holes, affecting overall cooling effectiveness and maximum thermal stress was performed. Two optimization schemes, maximizing overall cooling effectiveness and simultaneously increasing overall cooling effectiveness and reducing maximum thermal stress, were realized. Results showed that the high thermal stress region appeared near the film cooling holes; the injection angle is the main factor affecting the cooling effectiveness and maximum thermal stress. There was a competitive relationship between the two optimization objectives. The overall

收稿日期: 2022-05-05

基金项目: 北京市自然科学基金(3222034)

作者简介: 李海旺(1980-), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事高温旋转部件的流动与换热、高效冷却技术、微尺度动力系统等方面的研究。

通信作者: 由儒全(1991-), 男, 副研究员, 博士, 主要从事高温旋转部件的流动与换热测试、高效冷却技术等方面的研究。

E-mail: youruquan10353@buaa.edu.cn

引用格式: 李海旺, 张大伟, 由儒全. 考虑热应力的冲击发散冷却结构参数敏感性分析及优化设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2455-2464.

LI Haiwang, ZHANG Dawei, YOU Ruquan. Sensitivity analysis and optimal design of impingement/effusion cooling structural parameters considering thermal stress[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2455-2464.

cooling effectiveness was increased by 2.9%, and the maximum thermal stress was reduced by 12.5% through multi-objective optimization method.

Keywords: impingement/effusion cooling; overall cooling effectiveness; thermal stress; surrogate model; parameter sensitivity; optimal design

随着航空发动机的发展,涡轮前进气温度不断提高,以满足航空发动机高性能的需求。近年来,涡轮机温度接近 2 200 K^[1],远超过了现有涡轮叶片材料的温度承受极限。因此需要使用冷却技术来确保涡轮叶片的安全运行,提高航空发动机的可靠性及寿命。冲击/发散冷却是一种典型且高效的冷却结构配置,其结构如图 1 所示,由内部冲击冷却和外部气膜冷却组成。相比单独的内部冷却或外部冷却而言,冲击/发散冷却可以实现更高效的热防护,因此在涡轮叶片冷却中被广泛应用。

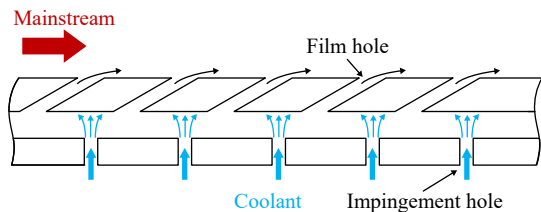


图 1 冲击/发散冷却示意图

Fig. 1 Sketch map of impingement/effusion cooling

冲击/发散冷却结构最初被应用于发动机燃烧室壁面冷却^[2],并逐渐应用到涡轮叶片冷却^[3]。冲击/发散冷却的换热及冷却特性受内部冲击冷却和外部气膜冷却的耦合影响^[4],因此内部及外部冷却的几何参数对冲击/发散冷却的影响较为复杂。国内外学者对结构参数对冲击/发散冷却结构冷却特性进行了一些研究。Al Dabagh 等^[5]研究了冲击孔数量对冲击发散冷却换热的影响,发现当冲击孔和气膜孔数量相同时冷却系统的整体换热得到增强。Cho、Rhee 等^[6-8]对冲击孔和气膜孔的相对布局方式对双层壁冷却结构换热特性的影响进行了研究,发现错排的相对布局的换热能力要比顺排的结构强。Li 等^[9]对不同孔径的冲击孔和气膜孔对冲击发散冷却的冷却效率进行了调查,研究发现孔径对冷却效率的影响具有复杂性,通过合理的孔径设计可以实现最高的冷却效率。Tan 等^[10]评估了孔间距对双层壁冷却系统的冷却性能影响,并指出低流量比时孔间距较小的结构可以提供较好的冷却性能,在高流量时孔间距较大的结构可以增强冲击冷却的换热能力。Zhou 等^[11]也对气膜孔间距的影响进行了研究,结

果表明冷却效率随间距比的增大而减小,从气膜孔流出的冷却气受到冲击冷却的强烈影响。Oh 等^[12]、Deng 等^[13]及 Zhang 等^[14]分别研究了气膜孔倾斜角对冲击发散冷却结构冷却效果的影响。研究表明倾斜气膜孔的冷却效果优于垂直气膜孔的情况,孔倾斜角的减小有利于提高冷却效率。Rao 等^[15]研究了不同冲击孔与气膜孔的直径比对双层壁冷却系统强化换热的影响,研究结果表明换热能力随直径比的增大而增强。Xie 等^[16]研究了冲击距对两种不同布局的冲击发散冷却结构综合冷却效率的影响,布局包括交错排列及重叠排列,指出冲击距对不同布局的冷却结构影响不同,冲击距的增大会增强交错排列结构的冷却效率,降低重叠排列的冷却效率。研究还表明交错排列的冷却性能总是高于重叠排列的性能。

除高温对涡轮叶片寿命的影响外,热应力也是导致涡轮叶片失效的主要原因^[17]。热应力主要由不均匀的涡轮叶片温度场引起,而冷却技术会增大叶片局部温度梯度,导致高热应力的产生。随着冲击发散冷却研究的深入,冷却效率不断提高,导致气膜孔附近局部产生恶劣的高热应力,严重影响涡轮叶片的寿命。国内外近年来也逐渐开展了对冷却结构热应力的研究。Wang 等^[18]研究了层板冷却系统的热应力,指出高热应力区域集中在气膜孔附近,通过改变气膜孔倾斜角可以降低最大热应力值。Kim 等^[19]对单一冲击孔和气膜孔的冲击发散冷却结构进行了考虑热应力的优化研究,表明几何参数对最大热应力具有复杂影响,通过响应面技术可以降低气膜孔附近的热应力。Skamniotis 等^[20-21]通过经验关系式和计算流体力学软件(CFD)获得双层壁冷却系统的温度场,并进一步计算出应力场。同样指出气膜孔应力是冷却结构设计中最为关注的地方,此外需要考虑叶片材料特性随温度的变化。王湛等^[22-23]对平板气膜冷却的温度和应力特性进行了一系列研究,指出吹风比增大会导致气膜孔附近温度梯度增大,进一步增大气膜孔边热应力。气膜孔倾斜角越小,孔边温度梯度越大,同样孔边热应力越大。

由以上研究可知,冲击发散冷却结构的温度和应力受到诸多因素影响,尤其是结构参数。以往的试验和数值仿真计算针对结构参数对冲击发散冷却的换热及冷却机理进行了大量研究,对冷却结构热应力特性的影响也进行了相关研究,这些结论对于指导冷却结构的设计和改进了提供了大致的方向和参数范围。但冲击发散冷却系统的结构设计参数较多,考虑多个结构参数变量对冲击发散冷却结构冷却和应力特性的优化设计仍然较为困难,其主要原因可概括为以下几点:①冲击发散冷却结构通常包含多个结构参数,每个参数对冷却结构的温度和应力特性具有不同的影响,且参数间的影响存在耦合作用,而目前大多研究是单一变量的研究,多个结构参数的整体优化存在难度。②同时对冷却特性和应力特性进行研究需要使用流热固耦合的方法,考虑多结构参数的优化面临着计算量过大的问题。③提高冷却效率不可避免地会增大气膜孔附近的温度梯度,造成孔边热应力增大,结构参数对温度和应力的优化目标可能会冲突。

近年来,基于代理模型的优化方法逐渐发展并广泛应用。代理模型指对多变量设计空间进行抽样并建立的一种与原模型相当的一种近似数学模型^[24],在优化设计可使用代理模型代替数值仿真计算,提高优化效率。目前已有研究基于代理模型对涡轮叶片冷却及换热进行了优化^[25-27]。基于代理模型的优化方法为上述提出的问题了解决方案。

本文基于代理模型对影响冲击发散冷却结构冷却和热应力特性的典型几何参数进行敏感性分析,并建立了一套以综合冷却效率和最大热应力

为优化目标的多参数优化方法,对冲击/发散冷却结构进行优化设计。

1 冲击发散冷却数值研究方法

1.1 研究模型

本研究采用的冲击发散冷却结构模型如图 2(a)所示,同时包含流体域和固体域。流体域包括外部主流通道,冷却气通道及内部冲击冷却通道。固体域由气膜测试平板及冲击平板组成。选取一个周期的研究区域,气膜孔平板有一排 5 个倾斜角度的气膜孔,冲击平板有相同数量的垂直冲击孔,孔布局及周期性研究区域如图 2(b)所示。气膜孔及冲击孔展向间距为 $5D$,流向间距为 $7D$,冲击平板厚度为 $1D$,冲击平板厚度为 $1D$,其中 D 为气膜孔直径,为 1 mm 。其余结构参数(设计参数)在后续进行介绍。

1.2 流热固耦合数值研究方法

本研究通过流热固耦合的数值模拟方法对冲击发散冷却结构的温度和应力特性进行研究。由于涡轮叶片结构的变形相对较小^[28],本研究假设结构变形对流动及传热没有影响。首先进行流热耦合分析,通过计算流体动力学(CFD)预测冷却系统的流动和温度场。随后进行热固耦合分析,使用有限元技术对 CFD 预测的温度结果进行插值并预测冷却结构的热应力分布。

1.2.1 流热耦合分析

图 3 显示了流热耦合数值研究中的边界条件设置。边界条件参考某航空发动机的典型实际涡轮叶片参数进行设置。对于流体域,在主流入口处设置速度入口边界条件,入口速度 u_g 为 160 m/s ,入口温度 T_m 为 $1\,500\text{ K}$ 。冷却气入口设置质量流

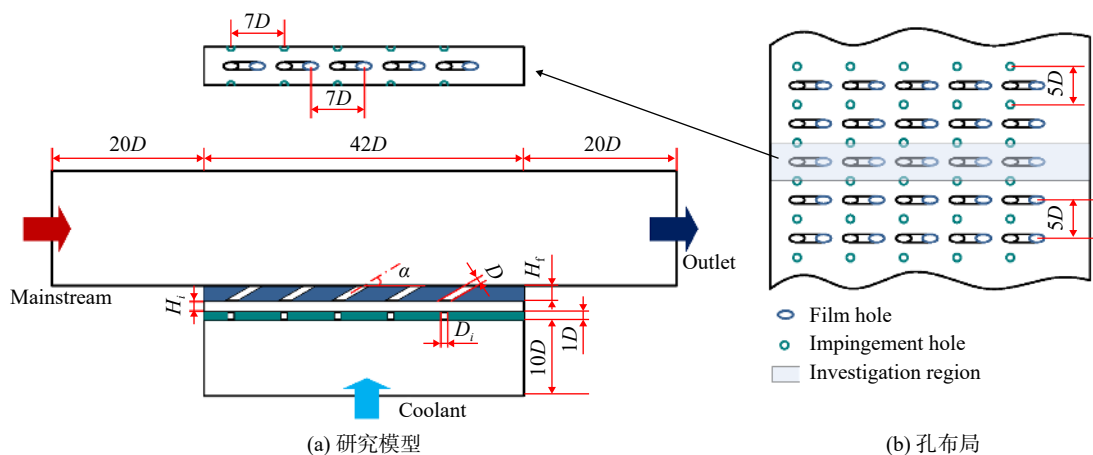


图 2 研究模型及布局

Fig. 2 Study model and hole arrangement

量边界条件,入口温度 T_c 为 750 K,质量流量依据吹风比 ($M=\rho_g u_g/\rho_c u_c$) 设定,保持典型工况 $M=1.0$ 。出口为压力边界条件,保持静压为 1 013 250 Pa。本研究采用耦合传热方法,将流体域和固体域之间的界面设置为耦合边界,满足 $T_{\text{solid}}=T_{\text{fluid}}$, $Q_{\text{solid}}=Q_{\text{fluid}}$ 。由于计算区域选取一个周期,分别指定流体域和固体域两侧为对称边界条件。除此之外其他壁面设置为绝热条件。流体材料采用干燥空气(理想气体),空气比定压热容和导热系数取决于温度,萨瑟兰公式用于空气黏性系数。气膜孔平板与冲击板的材料均为镍基高温合金 DD6,导热系数和比热容取决于温度。

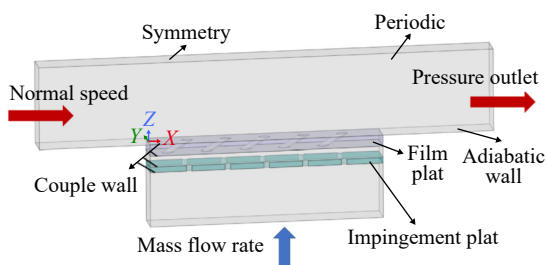


图 3 计算域边界条件设置

Fig. 3 Boundary conditions of numerical simulation

商用 CFD 软件 ANSYS CFX 用于求解稳态雷诺平均方程,获得冷却结构中的流动和传热。采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型。以往的数值研究表明, SST $k-\omega$ 湍流模型在耦合传热和复杂流动条件下具有良好的预测传热性能的能力^[13,29-30]。对气膜板外表面的平均面积温度进行监测。当温度变化在至少 500 步内保持稳定,且最大残差小于 10^{-5} 时,认为数值计算已充分收敛。

计算域网格通过商业软件 ANSYS ICEM 生成,为方便进行优化时网格的自动生成,流体域及固体域网格均采用非结构化网格,并保证流体域和固体域耦合壁面上的网格密度保持相似。为满足 SST $k-\omega$ 湍流模型的要求,保证最靠近壁面的第一层网格的 y^+ 小于 1。为验证网格独立性,对 720 万、1 560 万和 2 100 万三种不同的网格进行比较。采用综合冷却效率对冲击发散冷却结构的冷却效率进行评价,其定义为

$$\phi = \frac{T_m - T_w}{T_m - T_c} \quad (1)$$

其中 T_m 、 T_c 、 T_w 分别是主流恢复温度,冷气温度及壁面温度。三种网格的综合冷却效率的展向平均值对比结果如图 4 所示,结果表明 1 560 万网格与 2 100 万网格的展向平均综合冷却效率比较接

近。考虑到计算精度和资源,在之后的网格划分中使用 1 560 万网格的尺寸参数进行设置。

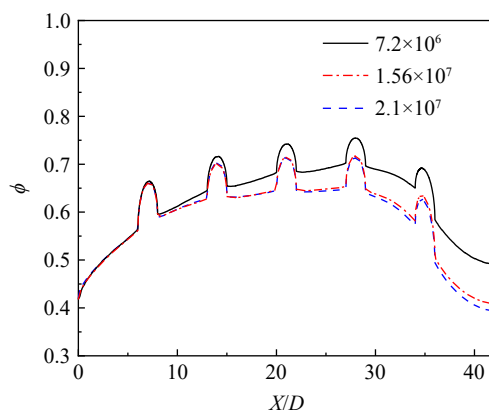


图 4 网格无关性检验

Fig. 4 Grid independence check

1.2.2 热固耦合分析

将 CFD 仿真获得的温度分布传输到商用软件 ANSYS Workbench,通过有限元分析对冷却结构热应力进行计算。根据线性弹性理论,线性结构问题的基本方程描述为

$$\nabla^T \sigma + f = 0 \quad (2)$$

$$\varepsilon = \nabla s \quad (3)$$

$$\sigma = D(\varepsilon + \varepsilon^{\text{th}}) \quad (4)$$

式中 σ 表示应力, f 表示受力, ε 表示应变, ε^{th} 表示热应变, s 表示位移, D 表示弹性刚度矩阵。

由于气膜平板两侧同时接触高温气体和冷却气体,温度场不均匀程度严重,热应力较大,而冲击平板只接触冷却气体,温度场较为均匀,因此本文仅对气膜平板的热应力进行研究。约束条件对应力的结果有较大影响,为仅研究温度不均匀带来的热应力的影响,对气膜平板采用自由膨胀约束条件,约束方式见图 5: 其中点 C_1 约束 Y 和 Z 方向的位移,点 C_2 约束 Y 方向位移,面 C_3 约束 X 方向位移。

有限元网格通过商业软件 ANSYS Meshing

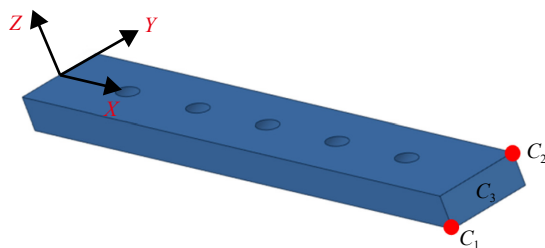


图 5 热应力边界条件设置

Fig. 5 Mechanical boundary conditions for thermal stress

划分,气膜孔周围的网格经过细化,以获得更大的应力细节变化。与更精细的网格相比,所得到的模型热应力表现出小于 0.5% 的应力误差时认为网格满足使用要求。并以此时的网格设置作为优化时的方案。

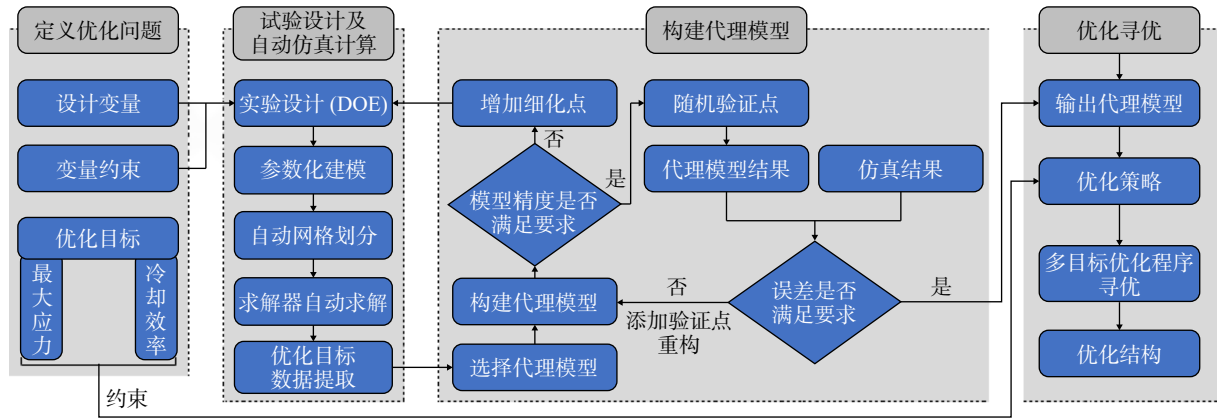


图 6 基于代理模型的优化流程

Fig. 6 Optimization process based on surrogate model

2.1 定义优化问题

定义优化问题主要分为三部分,分别是明确设计变量、变量约束及优化目标。

2.1.1 设计变量

冲击发散冷却的结构参数会影响其流动及传热,进一步影响热应力。如前所述,气膜孔倾斜角 α 对外部冷却的流动及换热会产生影响,气膜平板厚度 H_f 与导热有直接关系,冲击距离 H_i 影响内部流动与换热,气膜孔与冲击孔的相对孔间距 P 以及冲击孔孔径 D_i 与气膜孔的孔径 D 比值体现了内部冷却和外部冷却的耦合作用。因此本研究选择以上结构参数作为设计变量,如图 7 所示。

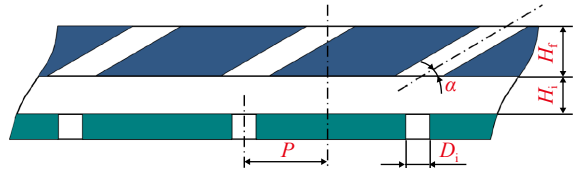


图 7 结构参数设计变量

Fig. 7 Structural parameter design variables

2.1.2 变量约束

保持气膜孔直径 $D=1\text{ mm}$ 不变,根据设计经验,以无量纲形式呈现的设计变量值范围如表 1 所示。

2.1.3 优化目标

冲击/发散冷却结构的优点是充分利用内部冷却和外部冷却,实现更高的冷却效率。如前所

2 优化方法

本研究所采用的基于代理模型的优化技术流程如图 6 所示。主要包含五个步骤,下面依次进行介绍。

表 1 设计变量取值范围		
Table 1 Limit of design variables		
几何参数	参数范围	基础结构值
气膜孔倾角 $\alpha/(^\circ)$	30~60	30
气膜平板高度 H_f/D	1~3	2
冲击距离 H_i/D	1~3	1.5
孔间距 P/D	0~6	5
孔径比 D_i/D	0.8~1.2	1

述,更高的冷却效率会带来更大的温度梯度,进一步增大热应力。因此本研究分别设置两个优化目标,优化目标 A 是尽可能提高冷却结构的综合冷却效率,优化目标 B 是尽可能提高冷却结构的冷却效率,同时尽可能降低最大热应力。通过对比两种不同优化目标的结果,分析研究不同优化效果。其中综合冷却效率以冲击发散冷却结构的面平均综合冷却效率($\bar{\phi}$)作为目标函数,定义见式(5)。考虑到出入口效应影响,最大热应力以冷却结构流向第三个气膜孔的最大应力值($\sigma_{\max}$)作为目标函数,表达式见式(6)。优化目标 A、B 的优化问题描述分别见式(7)和式(8),其中式(7)表示最大化 $\bar{\phi}$ 的单目标优化决策问题;式(8)表示最大化 $\bar{\phi}$ 和最小化 $\sigma_{\max}$ 的多目标优化决策问题,拟生成两个目标函数的帕累托(Pareto)最优解集。其中 $\phi(X,Y)$ 表示 XY 平面上一点处的综合冷却效率; $\sigma_{\text{film}3}$ 表示第 3 个气膜孔的孔边应力值; $\mathbf{x}$ 为表 1 中

设计变量的矢量形式, n 为设计变量的数量。

$$\bar{\phi} = \frac{\int \int \phi(X, Y) dX dY}{\int dX dY} \quad (5)$$

$$\sigma_{\max} = \max \{\sigma_{\text{film3}}\} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n) \\ \max f_1(\mathbf{x}) = F(\bar{\phi}) \\ \text{s.t. } x_{i,\min} \leq x_i \leq x_{i,\max}, i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} \text{find } \mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n) \\ \max f_1(\mathbf{x}) = F(\bar{\phi}) \\ \min f_2(\mathbf{x}) = F(\sigma_{\max}) \\ \text{s.t. } x_{i,\min} \leq x_i \leq x_{i,\max}, i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (8)$$

2.2 试验设计

试验设计法(DOE)可以通过合理的空间取样, 获得最大化的设计空间信息。拉丁超立方设计法不受设计空间维数的限制, 具有较高活性, 在涡轮结构优化中被普遍采用。本研究采用拉丁超立方设计法对设计变量范围内的样本进行取样。样本点个数的选择采用 $10n$ 方法^[31](n 为样本点个数), 这是一种较为保守且精确的方法。通过 DOE 方法获得 50 个样本点。

2.3 自动仿真计算

本研究的自动化仿真计算基于 ANSYS workbench 平台实现, 通过 ANSYS Design Modeler 对试验设计的样本点实现参数化建模, 并依次传输到网格划分, 数值求解及结果后处理模块, 最终输出优化目标结果。其中网格尺寸, 边界条件及目标函数按照第一章的方法进行设置。

2.4 构建代理模型

本研究代理模型选择克里金(Kriging)模型, 此模型对非线性函数具有很好的近似能力, 在冷却结构设计中被广泛使用。通过自动化数值计算的结果被用来构建本研究的代理模型。构建完成后, 使用随机生成的代理模型的验证点结果与数值计算结果进行对比验证, 评估代理模型的预测精度。

2.5 寻优问题

本研究对代理模型的优化寻优问题采用遗传算法(优化方案 A)及多目标遗传算法(优化方案 B), 遗传算法具有较好的全局寻优能力, 对于多目标而言可以通过该方法获得全局帕累托最优解, 寻找同时提升冷却效率和降低最大应力的可能性。

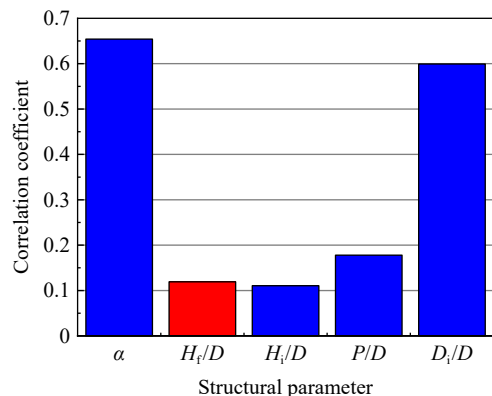
3 结果与分析

3.1 敏感性分析

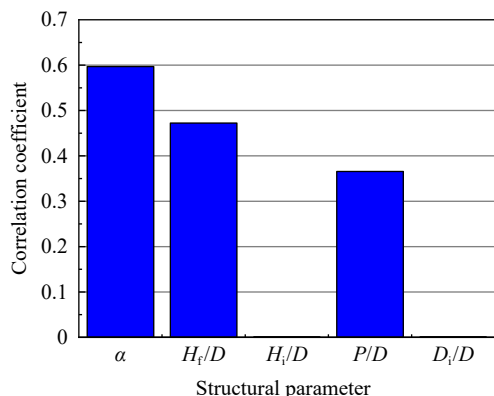
对构建的代理模型进行 Spearman 秩相关系数分析计算^[32], Spearman 秩相关系数的定义如下:

$$r_s = \frac{\sum_i^n (R_i - \bar{R})(S_i - \bar{S})}{\sqrt{\sum_i^n (R_i - \bar{R})^2} \sqrt{\sum_i^n (S_i - \bar{S})^2}} \quad (9)$$

其中 n 为样本点个数, R_i 为样本空间中设计变量的秩, S_i 为目标函数的秩, $\bar{R}$ 和 $\bar{S}$ 分别是 R_i 和 S_i 的平均秩。 r_s 为 Spearman 秩相关系数, 该值在 $-1 \sim 1$ 的范围内, 其正负性及绝对值大小分别表示设计变量和目标函数之间的相关方向及接近程度。通过 Spearman 秩相关系数分析可以获得各设计变量对目标函数的敏感性及其影响趋势。本研究中样本点个数 n 设置为 1 000, 获得各设计变量对冷却效率和最大热应力的敏感性大小, 如图 8 所示, 其中蓝色代表负相关影响, 红色代表正相关影响。从图 8(a)中可以看出, 气膜孔倾斜角 α 及冲击孔与气膜孔的孔径比 D_i/D 对综合冷效的影响十分显著, 其他三个变量也会影响冷却效果, 但影响程度相对较小, 各参数对冷却效率的敏感性大小为 $\alpha > D_i/D > P/D > H_f/D > H_i/D$ 。从图 8(b)中可看出, 气膜孔倾斜角是影响孔边最大热应力的最主要原因, 气膜孔平板厚度 H_f/D 及冲击孔与气膜孔孔间距 P/D 对最大热应力也有较大影响。而冲击距 H_i/D 与孔径比 D_i/D 与最大热应力几乎不相关, 各参数对冷却效率的敏感性大小为 $\alpha > H_f/D > P/D > H_i/D > D_i/D$ 。需注意的是, 气膜孔倾斜角 α 与孔间距 P/D 对冷却效率与热应力的影响均为负相关, 意味着设计变量取值越小, 冷效越高, 而最大热应力值会越大, 表明这两个结构参数在同时优化冷效和最大热应力时存在目标冲突。



(a) 面平均冷却效率与结构参数



(b) 最大热应力与结构参数

图 8 目标函数与结构参数的相关性

Fig. 8 Correlation coefficient between objective function and structural parameter

图 9 为不同结构参数构成的关于冷效和最大热应力的三维响应面图,可以更清楚地展示结构参数与设计目标之间的关系。其中图 9(a)至图 9(c)竖轴表示冷却效率,图 9(d)至图 9(f)竖轴表示最大热应力。横轴与纵轴为不同设计变量的组合。除展示变量外其余变量均取设计变量的中值。由图可直观看出,与气膜孔倾斜角 α 相关维度的冷效与最大热应力的响应曲面均普遍陡峭,表明气膜孔倾斜角对冷却效率和热应力均影响较大,且随着 α 的增大,冷却效率逐渐减小而最大热应力也减小。图 9(c)与图 9(f)相比,冷效的三维图

较为陡峭而最大热应力的三维图较为平坦,表明 H_f/D 与 D_i/D 变化对冷效均有较大影响,而最大热应力仅在较小范围内改变,进一步解释了图 8 中 H_f/D 与 D_i/D 对最大热应力的不敏感。图 9(e)中出现蓝色的“低谷”应力区域,表明设计参数在此处有较小的最大热应力值,这可为优化设计提供直观的设计方向。

3.2 优化分析

遗传算法设置初始样本数为 4 000,每次迭代样本数为 500,最大允许帕累托百分比设置为 90%。图 10 展示了 DOE 空间采样结果,帕累托前沿 (Pareto front) 及两个优化方案的最优解。帕累托前沿表示了多目标优化设计的最佳设计的趋势,由于优化目标 B 中冷却效率目标函数最大化,最大热应力目标函数最小化,因此帕累托前沿最优解集展示出在一个目标函数固定值时另外一个目标函数的最优值。由图 10 帕累托前沿变化趋势可看出冷却效率和最大热应力两个目标函数的恶性竞争关系,即提高冷却效率和降低最大热应力存在冲突,优化设计时需要依据实际情况选择适合的最优解。

对于优化方案 A,经计算获得了最优解 OPT_A;对于优化方案 B,在帕累托前沿优化解集中选择了优化点 OPT_B 进行分析。表 2 展示了基础结构和两个优化点相应的结构参数和优化目

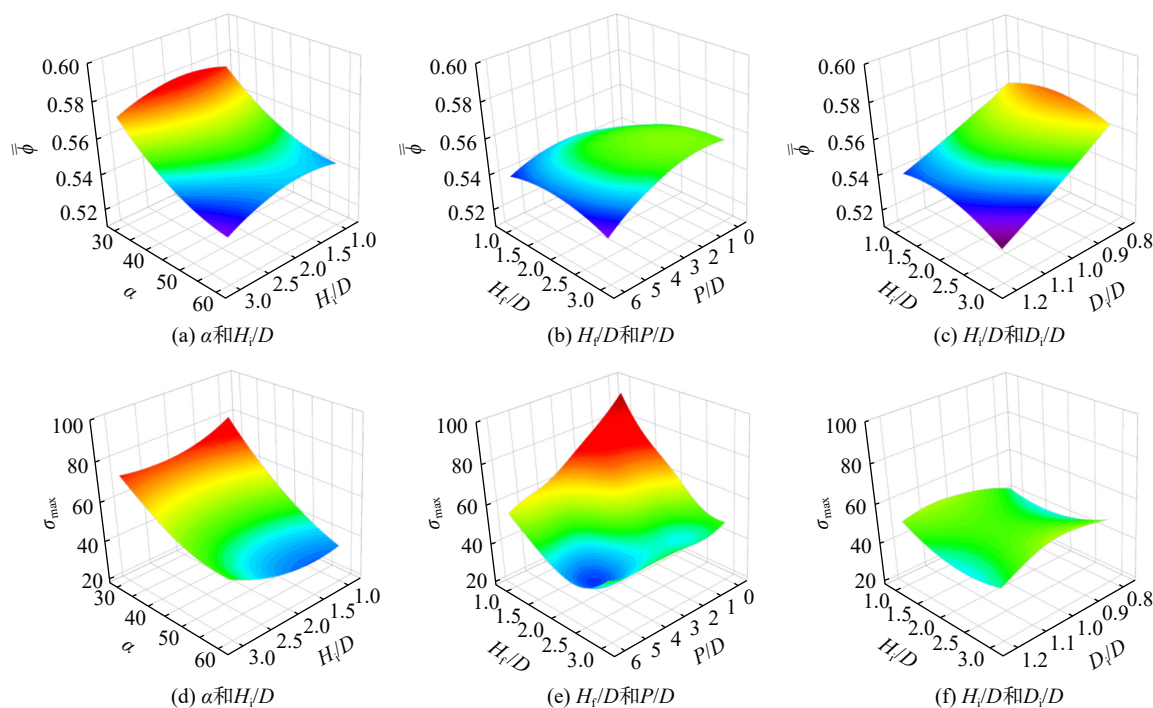


图 9 三维响应面

Fig. 9 Three-dimensional response surface

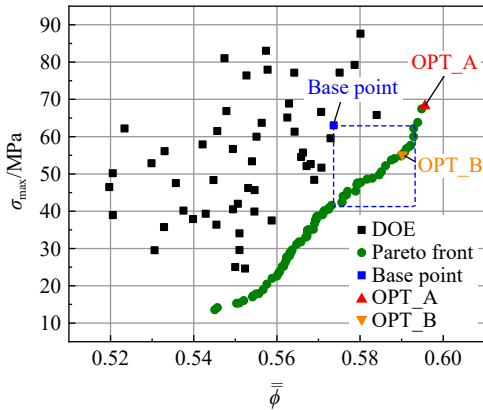


图 10 帕累托前沿优化解与 DOE 采样结果

Fig. 10 Pareto optimal solutions and the DOE solutions

标函数值。对于最大化冷却效率的优化点 OPT_A, 冷却效率比基础结构(Base)提高 3.8%, 此时最大应力却提高了 8.2%。对于同时提高优化效率并降低最大热应力的优化点 OPT_B, 冷却效率比基础结构提高 2.9%, 最大应力降低 12.5%。由于基础结构的结构参数选取为典型的最优方案, 因此对于优化方案 A, 优化效率在此基础上提高也展示了本研究代理模型和优化方法的寻优的能力。但优化点 OPT_A 冷却效率的提高伴随着最大热应力一定程度上的增大, 而优化方案 B 在帕累托前沿中挑选的 OPT_B 在冷效和最大热应力两个优化目标中折中考虑, 提升冷却效率的同时降低了最大热应力。此外, 图 10 中蓝色虚线框内包含的帕累托最优解集的冷却效率和最大热应力的结果都要优于基础结构。以上可看出, 不同优化方案的综合冷效和最大热应力的优化结果明显不同, 因此在优化设计时需要权衡两个优化目标来设置合理的优化方案。在优化设计时可以进一步考虑涡轮叶片材料的耐热温度来确定所需的冷却效率, 进一步进行最优解的选择。

表 2 基础结构和优化结构结果对比

Table 2 Results comparison of basic structure and optimized structure

结构	α	H_t/D	H_b/D	P/D	D_i/D	$\bar{\phi}$	$\sigma_{\max}$
Base	30	2	1.5	5	1	0.573 6	63.0
OPT_A	30.03	2.25	2.02	2.35	0.80	0.595 6	68.2
OPT_B	30.74	1.71	1.89	4.57	0.80	0.590 1	55.1

表 3 对比了代理模型预测结果与数值计算结果相比的误差, 其中代理模型预测结果以下标 Kriging 表示, 数值计算 (numerical calculation) 结

果以下标 NC 表示。综合冷效的最大误差不超过 0.24%, 最大热应力的最大误差不超过 5.8%, 说明本研究代理模型和优化计算的结果是可信的。

表 3 代理模型与数值计算结果对比误差

Table 3 Error in surrogate model predictions compared to numerical results

结构	$\bar{\phi}_{\text{Kriging}}$	$\bar{\phi}_{\text{NC}}$	$\bar{\phi}$ 误差/%	σ_{Kriging}	σ_{NC}	σ 误差/%
Base	0.573 6	0.572 9	0.12	63.03	59.58	5.79
OPT_A	0.595 6	0.594 3	0.22	68.25	66.79	2.18
OPT_B	0.590 1	0.588 7	0.24	55.16	52.84	4.39

图 11 展示了基础结构与两种优化结构在高温侧的综合冷却效率分布云图。从图中看出两个优化结构与基础结构相比在冷却中间区域的冷却效率有较大提高, OPT_A 结构在流向下游仍展现出较大冷却效率。3 种结构的气膜孔倾斜角均在 30°附近, 两个优化结构冲击孔与气膜孔间距比值差别较大, 说明在此冷却结构中 P/D 减小可以提高整体冷却效率。图 12 展示了 3 种结构的展向平均气膜冷却效果, 从图中可以看出 OPT_A 和 OPT_B 在气膜孔附近及气膜孔孔间的冷却效率均高于基础结构。OPT_A 结构气膜孔间冷却效率增长速率陡峭, 表明气膜孔间温度梯度较大, 此处可能会引起较大热应力。

图 13 展示了基础结构与两种优化结构的气膜平板高温燃气侧的热应力分布云图, 可以看出三种结构应力集中均出现在气膜孔附近, 气膜孔孔间连线区域出现明显的干涉现象, OPT_A 结构与其他两种结构相比高热应力区域明显增多。

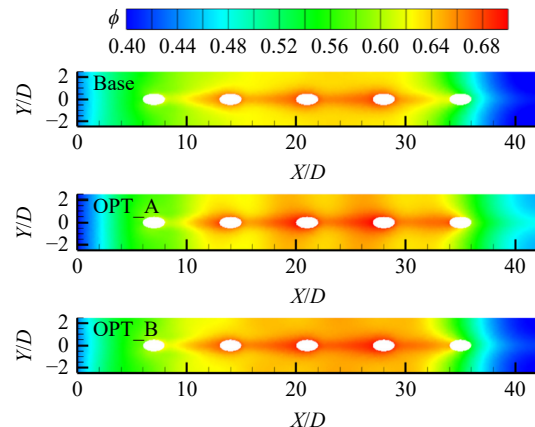


图 11 不同结构综合冷却效率分布云图

Fig. 11 Contours of overall cooling effectiveness of different cooling structures

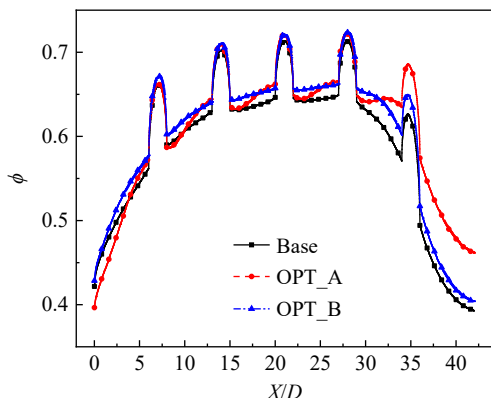


图 12 综合冷却效率展向平均分布图

Fig. 12 Laterally averaged overall cooling effectiveness

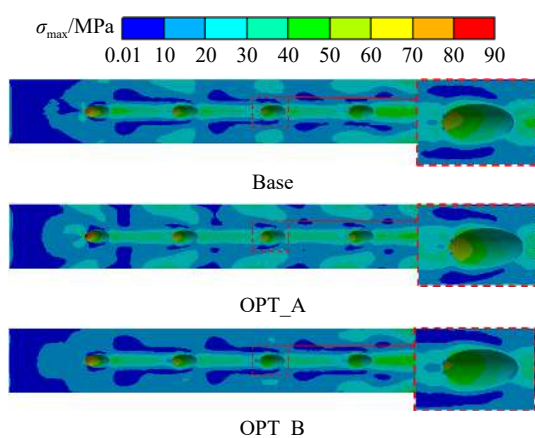


图 13 不同结构热应力分布云图

Fig. 13 Contours of thermal stress of different cooling structures

图 14 给出流向第三个气膜孔的孔边热应力的分布, 其中 X_h 为气膜孔零点位置开始孔边距离, C_h 为气膜孔的周长。图中左上角“0/1”表示零点位置和结束位置, “0.5”表示中间位置, 箭头指向表示沿气膜孔应力的分布方向。可以看出孔边高热应力区域出现在气膜孔流向前缘附近区域, 基础

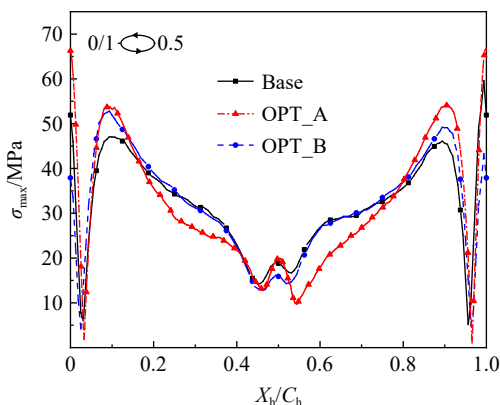


图 14 气膜孔孔边热应力分布图

Fig. 14 Distribution of thermal stress near the film hole

结构与 OPT_B 结构热应力变化趋势较为相似, OPT_A 结构气膜孔边热应力明显不同, 这是由于基础结构与 OPT_B 两个结构变量参数相似, 而 OPT_A 变量参数变化较大的原因。可见结构参数变化对气膜孔孔边热应力具有较大影响。

4 结 论

本文采用代理模型与数值模拟相结合的优化方法, 将综合冷却效率与孔边最大热应力作为目标函数, 对冲击发散冷却结构中典型的几何参数气膜孔倾斜角 α 、气膜平板高度 H_f/D 、冲击距离 H_i/D 、气膜孔与冲击孔间距 P/D 、冲击孔与气膜孔孔径比 D_i/D 进行结构参数敏感性分析, 并分别考虑最大化冷却效率、同时提高冷却效率和降低最大热应力两种优化方案, 建立了考虑热应力的冲击发散冷却结构多参数优化方法并获得优化结构, 结果表明:

1) 高热应力区域出现在气膜孔附近及孔间连线区域, 最大热应力出现在气膜孔流向前缘附近。

2) 在变量参数变化范围内, 结构参数对综合冷却效率的敏感性大小排序为: $\alpha > D_i/D > P/D > H_f/D > H_i/D$; 对最大热应力的敏感性大小排序为: $\alpha > H_f/D > P/D > H_i/D, D_i/D$ 。结果表明气膜孔倾斜角是影响综合冷效及最大热应力的主要原因, P/D 对两者的影响也较大。 H_f/D 与 D_i/D 与最大热应力几乎不相关。

3) 帕累托前沿最优解集显示, 冲击发散冷却结构的冷却效率和最大热应力这两个优化目标存在竞争关系, 优化不能同时满足最大冷却效率和最低热应力的优化目标, 在最优解选择时需权衡考虑。

4) 对于最大化冷却效率优化方案, 综合冷效提高 3.8%, 最大热应力也相应提高 8.2%; 对于同时提高冷效和降低最大热应力的多目标优化方案, 综合冷效提高 2.9%, 最大热应力降低 12.5%。优化结果表明存在同时提高冷效和降低热应力的可能性。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. Florida: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2012.
- [2] NEALY D A, REIDER S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(2): 268-276.
- [3] ANDREWS G E, ASERE A A, HUSSAIN C I, et al. Impinge-

- ment/effusion cooling: overall wall heat transfer[R]. ASME Paper 88-GT-290, 1988.
- [4] ZHOU W, DENG Q, FENG Z. Conjugate heat transfer analysis for laminated cooling effectiveness: Part A effects of surface curvature [R]. ASME Paper GT2016-57243, 2016.
- [5] AL DABAGH A M, ANDREWS G E, ABDUL HUSAIN R A A, et al. Impingement/effusion cooling: the influence of the number of impingement holes and pressure loss on the heat transfer coefficient[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(3): 467-476.
- [6] CHO H H, DONG H R. Local heat/mass transfer measurement on the effusion plate in impingement/effusion cooling systems[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(3): 601-608.
- [7] RHEE D H, YOON P H, CHO H H. Local heat/mass transfer and flow characteristics of array impinging jets with effusion holes ejecting spent air[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2003, 46(6): 1049-1061.
- [8] CHO H H, RHEE D H, GOLDSTEIN R J. Effects of hole arrangements on local heat/mass transfer for impingement/effusion cooling with small hole spacing[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(4): 041003.1-041003.11.
- [9] LI X, HE Y, MAO R, et al. Experimental investigations on cooling hole diameters of an impingement-effusion cooling system[R]. ASME Paper GT2014-26521, 2014.
- [10] TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou, XU Huasheng. Experimental investigation on impingement/effusion cooling with short normal injection holes[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2015, 69: 1-10.
- [11] ZHOU W, DENG Q, HE W, et al. Effects of hole pitch to diameter ratio P/D of impingement and film hole on laminated cooling effectiveness[R]. ASME Paper GT2017-64566, 2017.
- [12] OH S H, LEE D H, KIM K M, et al. Enhanced cooling effectiveness in full-coverage film cooling system with impingement jets [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. Berlin: American Society of Mechanical Engineer, 2008: 735-744.
- [13] DENG Q, ZHOU W, FENG Z. Conjugate heat transfer analysis for laminated cooling effectiveness: Part B effects of film hole incline angle[R]. ASME Paper GT2016-57256, 2016.
- [14] ZHANG X D, LIU J J, AN B T. The influences of element layout and coolant ejection angle on overall cooling effectiveness of laminated cooling configuration[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2016, 101: 988-991.
- [15] RAO Y, LIU Y, WAN C. Multiple-jet impingement heat transfer in double-wall cooling structures with pin fins and effusion holes[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2018, 133: 106-119.
- [16] XIE G, LIU C, YE L, et al. Effects of impingement gap and hole arrangement on overall cooling effectiveness for impingement/effusion cooling[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 152: 119449.1-119449.16.
- [17] CARTER T J. Common failures in gas turbine blades[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2005, 12(2): 237-247.
- [18] WANG J, XU H, LÜ X, et al. A numerical investigation on fluid-thermal-structure coupling characteristics of laminated film cooling configurations[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. Orlando: American Society of Mechanical Engineer, 2009: 599-606.
- [19] 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.
- [20] SKAMNIOTIS C, COCKS A C F. Designing against severe stresses at compound cooling holes of double wall transpiration cooled engine components[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 116: 106856.1-106856.24.
- [21] SKAMNIOTIS C, COURTIS M, COCKS A C F. Multiscale analysis of thermomechanical stresses in double wall transpiration cooling systems for gas turbine blades[J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2021, 207: 106657.1-106657.20.
- [22] 王湛, 张超, 刘建军. 平板圆孔气膜冷却的热弹耦合分析[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(6): 1298-1306.
- WANG Zhan, ZHANG Chao, LIU Jianjun. Thermoelastic coupling analysis of round-hole flat-plate film-cooling[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(6): 1298-1306. (in Chinese)
- [23] 王湛, 张超. 平板气膜冷却热固耦合特性的分析[J]. *山东大学学报(工学版)*, 2018, 48(1): 65-70.
- WANG Zhan, ZHANG Chao. Analysis on thermal-solid coupling property of flat-plate film cooling[J]. *Journal of Shandong University (Engineering Science)*, 2018, 48(1): 65-70. (in Chinese)
- [24] HAN Z. Improving adjoint-based aerodynamic optimization via gradient-enhanced Kriging[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 670.1-670.14.
- [25] JIANG Y T, WAN X C, MAGAGNATO F, et al. Multi-step optimizations of leading edge and downstream film cooling configurations on a high pressure turbine vane[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 134: 203-213.
- [26] JIANG Y T, LIN H F, YUE G Q, et al. Aero-thermal optimization on multi-rows film cooling of a realistic marine high pressure turbine vane[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 111: 537-549.
- [27] PARK S H, KANG Y J, SEO H J, et al. Experimental optimization of a fan-shaped film cooling hole with 30 degrees-injection angle and 6-hole length-to-diameter ratio[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 144: 118652.1-118652.12.
- [28] 王洪纲. 热弹性力学概论[M]. 北京: 清华大学出版社, 1989.
- [29] DEES J E, BOGARD D G, LEDEZMA G A, et al. Experimental measurements and computational predictions for an internally cooled simulated turbine vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(6): 061003.1-061003.9.
- [30] MENSCH A, THOLE K A, CRAVEN B A. Conjugate heat transfer measurements and predictions of a blade endwall with a thermal barrier coating[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(12): 2167-2178.
- [31] LOEPKY J L, SACKS J, WELCH W J. Choosing the sample size of a computer experiment: a practical guide[J]. *Technometrics*, 2009, 51(4): 366-376.
- [32] ZAR J H. Significance testing of the Spearman rank correlation coefficient[J]. *Journal of the American Statistical Association*, 1972, 67(339): 578-580.

(编辑: 张 雪)