

考虑椭圆孔偏转角组合的凹槽叶顶 气热性能优化研究

郭嘉杰¹, 梁崇治², 郭振东¹, 宋立明¹, 李军¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 东方汽轮机有限公司电站服务事业部, 618000, 四川德阳)

摘要: 为进一步提高凹槽叶顶的冷却与气动性能, 基于 Kriging 代理模型优化算法, 耦合商业 CFD 分析软件, 引入椭圆冷却孔型, 设计了凹槽叶顶冷却孔组合偏转角参数化方法, 并建立了组合偏转角自动优化框架。以实验条件下的 GE-E³ 首级动叶的叶顶冷却孔布局为研究对象, 兼顾冷却与气动两方面性能, 开展了凹槽叶顶的冷却孔优化设计与气热分析。研究结果显示, 在凹槽叶顶布置吸力面朝向与凹槽尾缘朝向的组合偏角气膜孔能有效增强气膜的贴壁性能, 扩大气膜的覆盖范围, 同时引导了射流向凹槽尾缘堆积, 提升了刮削涡对泄漏流的阻塞作用, 有效降低了泄漏流量。椭圆孔依靠低曲率的长轴边出流, 相较于圆形孔进一步扩大了气膜覆盖范围并提升了贴壁性能, 使凹槽尾缘的流线堆积效应相应增强, 进一步地减少了泄漏流量。圆形孔优化结构相比参考结构的气膜冷却效率提高了 331.7%, 泄漏流量相对减少了 1.641%; 椭圆孔优化结构的气膜冷却效率提升了 565.1%, 泄漏流量相对减少率为 2.063%。

关键词: 气膜冷却; 凹槽叶顶; 全局优化算法

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202310010 **文章编号:** 0253-987X(2023)10-0099-13

Optimization of Aero-Thermal Performance on a Squealer Blade Tip Considering the Combination of Oval Hole Inclination Angles

GUO Jiajie¹, LIANG Chongzhi², GUO Zhendong¹, SONG Liming¹, LI Jun¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Power Station Service Division, Dongfang Turbine Limited Company, Deyang, Sichuan 618000, China)

Abstract: For the purpose of enhancing cooling and aerodynamic performance of the squealer tip, based on the Kriging surrogate model and commercial CFD analysis software, a parameterization method combining inclination angles and cooling holes for the squealer tip was established and an automatic optimization framework was constructed. As the tip cooling hole layout on the GE-E³ first stage rotor under the experimental conditions was taken as the research object, the optimization and thermal-aerodynamics analysis for the squealer tip were carried out, when both the cooling and the aerodynamic performance were taken into account. The results show that the combination of the negative radial inclination and the positive axial inclination can effectively improve the wall attachment performance and the coverage of the film. It also can divert the jet flow to accumulate at the cavity trailing edge, enhancing the blocking effect between the scraping vortex

收稿日期: 2023-04-11。 作者简介: 郭嘉杰(1998—), 男, 博士生; 宋立明(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2019-II-0008-0028); 国家自然科学基金资助项目(51936008)。

网络出版时间: 2023-05-31

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms2/detail/61.1069.T.20230530.1433.002.html>

and the leakage flow and effectively reducing the leakage flow rate. Compared with the round hole, the oval hole can further improve the wall attachment performance and coverage of the film, relying on the outflow from the long axis edge which has a low curvature. so the streamline accumulation effect at the cavity trailing edge is enhanced, and the leakage flow is further reduced. For the round hole, its film cooling effectiveness of the optimization structure is 358.3% higher than that of the reference structure, and the relative reduction rate of leakage flow is 1.641%. For the optimization structure of the oval hole, the values are 565.1% and 2.063%, respectively.

Keywords: film cooling; squealer tip; global optimization algorithm

涡轮动叶叶顶间隙的存在导致了叶顶泄漏流及泄漏损失的产生,与叶顶相关的损失约占叶栅总气动损失的 $1/3^{[1]}$,叶顶相对间隙的扩大会导致级效率的急剧下降^[2-3],同时泄漏流由于叶顶的节流作用往往具有高温、高速、边界层薄的特征,故而叶顶设计往往需要兼顾冷却、气动两方面的问题^[4]。

泄漏流经过叶顶节流作用形成了复杂的涡系结构,结合流动结构分析对气动损失研究具有重要意义。Denton^[5]对叶栅内气动损失成因及效应进行了分析,并建立了损失模型。Sjolander 等^[6]对平叶顶泄漏流结构进行了分析,发现叶顶压力面角区分离涡的形成与叶顶间隙与叶片厚度有关。Heyes 等^[7]指出厚叶片最大流线收缩处的静压要低于薄叶片,导致相同驱动压差下厚叶片的泄漏流量更大。Kwak 等^[8-9]通过平叶片实验测量发现,叶顶相比于机匣面及叶身上部具有最高的换热系数,增加叶顶间隙会导致叶顶换热系数及气膜冷却效率增加。

随着涡轮入口温度与压力的不断升高,凹槽叶顶对于提高叶顶气热性能的重要性逐渐得到广泛认识^[10-11],同时由于叶顶具有较高热负荷,是叶栅内最易发生高温失效的部位之一^[12],建立考虑叶顶射流的模型更符合实际工作情况。Niu 等^[13]研究认为,叶顶尾缘的射流对气动及换热性能的影响更为显著。Zhou C. 等^[14]对比了平叶顶、吸力面肩壁、凹槽叶顶结构中多叶顶间隙下射流流量对叶栅气动性能的影响。Volino^[15]通过实验发现叶顶垂直射流对损失影响较小,而朝向压力面侧倾斜射流能滞后平叶顶泄漏涡的形成并降低通道内的湍流度,有效降低了泄漏损失,但对凹槽叶顶的影响相对较弱。Gao 等^[16]对平叶顶及凹槽叶顶的射流影响进行了研究,认为叶顶间隙、射流流量、叶顶结构存在交互影响。Zhou Z. 等^[17]对压力面上部射流、叶顶射流、机匣射流对凹槽叶顶与凹槽小翼叶顶的换热、冷却性能影响进行了研究。于金杏等^[18]对凹槽叶顶压力侧射流影响进行了研究。轩笠铭等^[19]在机匣相

对运动情况下对凹槽叶顶进行了气动分析,认为叶顶射流虽然降低了凹槽叶顶的气动效率,但同等射流条件下凹槽叶顶相对于平叶顶降低了 20% 的泄漏损失。许承天等^[20]研究了凹槽叶顶射流的脉动特性对气热性能的影响。

确定造型参数后,结合优化算法可以进一步地提升叶片的气动及冷却性能。Kang 等^[21]采用肩壁厚度、前弯半径、后弯半径、凹槽深度对凹槽叶顶进行了参数化,结合 Kriging 方法绘制了不同叶顶间隙下涡轮性能参数随凹槽深度与肩壁厚度变化的曲线。金家辉等^[22]通过 Kriging 代理模型拟合了叶顶形状对泄漏流量及总压损失的影响趋势,最优叶顶结构有效提升了气动性能。李琛玺等^[23]采用全局优化算法对凹槽叶顶冷却孔布局进行了优化,有效提升了气膜冷却效率,同时通过数据挖掘技术辨明了具有显著影响的参数。

调整叶顶冷气孔倾斜角度可以在提高冷却效率的同时有效降低泄漏流量,目前虽然有较多关于凹槽叶顶射流影响的研究,但仍缺少关于凹槽叶顶冷却孔偏转角影响的系统性研究,对于叶顶冷却孔偏转角也缺少合适的参数化方法,进而难以开展系统的优化研究。因此,本文提出了一种适用于凹槽叶顶的圆形孔及椭圆孔的组合偏转角参数化方法,并基于 Kriging 代理模型开展了优化研究,设计结果有效提高了气膜冷却效率并降低了泄漏流量,具有一定的凹槽叶顶气动与换热优化设计的参考意义。

1 计算模型与数值方法

1.1 几何模型

本文数值模拟参考模型为 Ahn 等^[24]的单列动叶叶栅实验平台,研究工况为静止叶栅的稳态流动。图 1 展示了叶栅的几何模型及其参数,叶栅轴向长度为 86.1 mm,进气方向与轴向夹角为 32° ,垂直进气截面宽度为 77.75 mm。叶片型线为 GE-E³ 燃机第一级动叶叶顶型线等比放大 3 倍,叶顶冷却布局

采用简化模型,仅设置冷却孔,未划分充气室。含凹槽叶身高度为 127.08 mm,叶顶间隙取叶高的1.5% (1.97 mm),肩壁厚度为 2.286 mm,凹槽深度为 5.08 mm,圆形冷却孔直径为 1.27 mm,椭圆孔保持相等截面积,长短轴比为 4:1,沿中弧线布置 7 个冷却孔。

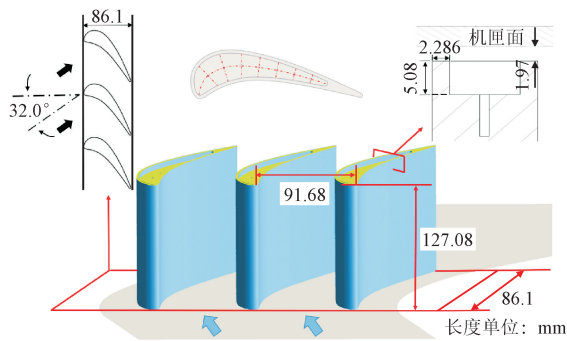


图 1 叶栅与凹槽叶顶几何模型

Fig. 1 The geometry of the cascade and the squealer tip

1.2 参数定义

用流向涡量表征当地的旋流强度,定义如下

$$\omega_s = [(\partial w / \partial y - \partial v / \partial z)u + (\partial u / \partial z - \partial w / \partial x)v + (\partial v / \partial x - \partial u / \partial y)w] / \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (1)$$

$$\omega_s^* = \frac{\omega_s c_x}{v^*} \quad (2)$$

式中: ω_s 为流向涡量; ω_s^* 为无量纲化的流向涡量; u 、 v 、 w 分别代表 x 、 y 、 z 这 3 个方向的速度分量; c_x 代表特征长度,本文选用叶栅的轴向长度; v^* 代表特征速度,本文选用叶栅的出口平均速度。不同结构间进行无量纲涡量的比较更加简洁直观,为了简化描述,本文之后的流向涡量均指代无量纲值。

1.3 边界条件

使用 ANSYS ICEM 19.2 商业软件划分结构化网格,对壁面边界层网格进行加密,给定壁面第一层网格高度为 1 μm ,使计算得到的主要关注区域的边界层第一层网格 $Y^+ < 1$,整体 $Y^+ < 2$,网格模型如图 2 所示。

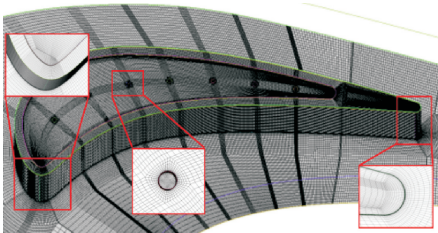


图 2 网格模型

Fig. 2 Numerical grid

采用 ANSYS CFX 19.2 商业软件求解稳态 RANS 方程组,参考 Ahn 等^[24]的实验参数设定流动进出口边界条件,如表 1 所示。主流湍流度为 9.7%,特征长度为 0.015 m;给定冷却射流流量为 1.608 g/s,折合吹风比为 $M=1.0$,可视作燃机气膜冷却的典型工况;流动两侧设置为周期性边界条件。

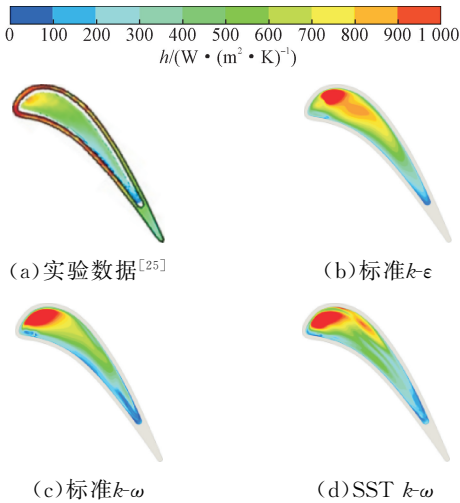
表 1 边界条件

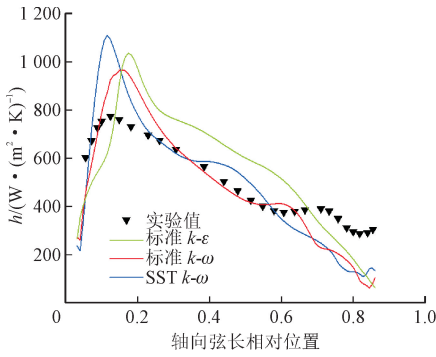
Table 1 Boundary condition

参数	数值
进口总压/kPa	147.39
进口总温/K	297
出口压力/kPa	115.27
进口湍流强度/%	9.7
射流总温/K	350
壁面温度/K	330

1.4 数值验证

叶顶间隙泄漏流属于壁面约束流动,采用近壁面湍流模型能更好的模拟流动换热情况,本文选用标准 $k-\omega$ 、SST $k-\omega$ 两种低雷诺数模型以及标准 $k-\epsilon$ 高雷诺数模型进行对比。由于具有叶顶气膜孔的流动换热实验数据较少,此处选取了无气膜冷却的凹槽叶顶实验数据^[25]进行验证,如图 3 所示。可以发现,在凹槽前缘存在泄漏流再附区,产生了高换热系数区域,而标准 $k-\omega$ 模型区域分布范围与实验数据最为接近。从横向平均换热系数对比可以发现,湍流模型对前缘高换热系数区域普遍存在过预测现象,而标准 $k-\omega$ 模型的换热系数变化区域与实验数据最为符合,可以认为标准 $k-\omega$ 模型具备较好地预测凹槽叶顶间隙内流动、换热特性的能力,本文之后的研究均采用标准 $k-\omega$ 模型。





(e)横向平均换热系数

图 3 无气膜孔凹槽叶顶换热系数验证

Fig. 3 Validation for heat transfer coefficient on the squealer tip without film holes

表 2 对比了 6.41×10^6 、 8.72×10^6 、 13.46×10^6 这 3 种网格节点数计算得到的凹槽底部气膜冷却效率。可以看出,当网格数增长到 8.72×10^6 后,计算误差率已经小于 0.1%,计算结果的网格无关性已达到较高水平,满足开展凹槽叶顶气动换热研究要求,因此此后的研究均采用该网格数量下的网格节点设置方式。该网格节点设置方式也与湍流模型验证时使用的网格一致。

表 2 网格无关性验证

Table 2 Mesh independence validation

网格数/ 10^6	气膜冷却效率	误差率/%
6.41	0.039 446	-1.901 300
8.72	0.038 686	0.061 999
13.46	0.038 710	

2 优化设计方法

2.1 优化框架与平台

根据组合偏转参数化方法,构建凹槽叶顶冷却孔参数化模型,耦合三维 RANS 定常流场求解方法、Kriging 代理模型优化方法,建立了凹槽叶顶冷却孔组合偏转角气热优化框架,如图 4 所示。该框架可分为:①Kriging 代理模型优化模块,该模块根据样本变量与目标函数建立响应面,在响应面内按 EI 准则进行寻优,将搜寻到的设计变量值返回并输入几何模型,通过多次迭代更新响应面以获取最优解;②几何建模模块,该模块获取输入值并替换初始模型的设计参数,通过二次建模的方式构建几何模型并导入 CFD 模块;③数值模拟模块,该模块根据导入的几何模型生成对应的网格模型,在 CFD 工程

中根据预设的边界条件进行流场求解,提取计算结果的性能参数并构建目标函数,将对应的几何参数与目标函数输入 Kriging 代理模型中进行更新。3 个模块分别依靠 pyKriging 开源程序包、UG 商业软件、ANSYS ICEM 与 ANSYS CFX 商业软件实现,通过自主编写的优化软件进行调用并实现自动优化。

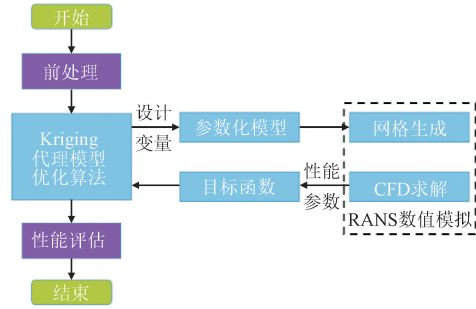


图 4 基于 Kriging 代理模型的优化框架

Fig. 4 Optimization procedure based on Kriging surrogate model

2.2 优化算法

本文采用的 Kriging 代理模型优化算法结合了 EI 加点准则,也称为 EGO 优化算法,该算法的实现流程如下:①采用拉丁超立方采样方法对设计空间进行采样;②计算得到全部样本性能参数及对应的目标函数,使用 Kriging 方法构建响应面并获得响应面内的最优值;③根据 EI 准则计算得到目标函数最优值提升期望最高的空间点,计算该位置的实际目标函数值并更新代理模型,反复迭代直至获得最优值。

该优化算法能快速、可靠地建立设计变量与性能参数的对应关系,所需建立的样本量较少,适合本文所进行的凹槽叶顶冷却孔组合偏转角的影响研究。

2.3 参数化方法

组合偏转结构的构建方法如图 5 所示,该参数化方法依靠中弧线划分偏转方向,对于圆形冷却孔的组合偏转参数化共两个维度,分别为径向偏转与轴向偏转,椭圆孔则增加了自偏转维度。在中弧线的垂面与切面内分别存在径向偏转角(α)与轴向偏转角(β),根据矢量合成原理做出组合偏转线(红色标注),在组合偏转线的垂面内作出冷却孔型线,向下切削出成型孔。椭圆孔存在自偏转角度(γ),该偏转角存在于组合偏转线的垂面内。

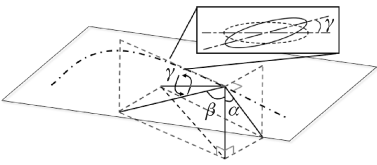


图 5 冷却孔组合偏转结构示意图
Fig.5 Schematic of the combined inclination cooling hole

以径向偏转出口朝向压力面作为正径向偏转角,以轴向偏转出口朝向凹槽尾缘作为正轴向偏转,椭圆孔初始长轴方向为组合偏转线垂面与凹槽底面的交线方向,并将逆时针方向作为正自偏转方向,图 中所标识的偏转角(α 、 β 、 γ)均为正偏转角。该组合偏转的参数化方法具有方向特征明确、偏转角度独立、参数变化灵活的特点,对于给定的偏转角度具有唯一对应的几何结构,即结构的建立不依靠偏转角的指定顺序,适合进行结构优化方面的研究,图 6 给出了椭圆冷却孔组合偏转的三维构型。

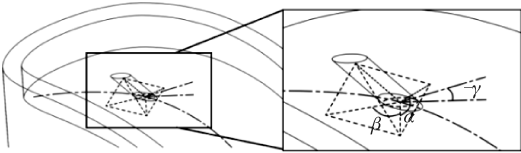


图 6 冷却孔组合偏转三维结构

Fig. 6 Schematic of the combined inclination cooling hole

2.4 优化变量与目标函数

本文分别开展了基于圆形冷却孔的径向与轴向组合偏转优化、基于椭圆孔的自偏转优化两个算例的研究。对于圆形冷却孔而言,设计变量分别为 1~7 冷却孔的径向偏转角和轴向偏转角。为减少设计变量的数量以提高优化计算速度,根据冷却孔所处位置的流动复杂程度,共设置了 4 组独立变化的组合角。第 1、2 冷却孔由于靠近泄漏流再附区,偏转角各自独立变化;第 3、4 冷却孔位于过渡区,径向、轴向偏转角分别设置为相等;第 5~7 冷却孔靠近尾缘区,径向、轴向偏转角分别设置为相等。共获得 8 个设计变量,如表 3 所示。

根据圆形冷却孔优化结果中的组合偏转角度,将冷却孔替换为椭圆孔,并开展椭圆孔自偏转角的优化研究,7 个冷却孔的自偏转角度独立变化,共获得 7 个设计变量,如表 4 所示。

表 3 圆形孔设计变量及变化范围

Table 3 Design variables and variation range of round holes

设计变量	定义	数值
$x_1/(^{\circ})$	第 1 冷却孔径向偏转角	-60~60
$x_2/(^{\circ})$	第 2 冷却孔径向偏转角	-60~60
$x_3/(^{\circ})$	第 3、4 冷却孔径向偏转角	-60~60
$x_4/(^{\circ})$	第 5~7 冷却孔径向偏转角	-30~30
$x_5/(^{\circ})$	第 1 冷却孔轴向偏转角	-60~60
$x_6/(^{\circ})$	第 2 冷却孔轴向偏转角	-60~60
$x_7/(^{\circ})$	第 3、4 冷却孔轴向偏转角	-60~60
$x_8/(^{\circ})$	第 5~7 冷却孔轴向偏转角	-60~60

表 4 椭圆孔设计变量及变化范围

Table 4 Design variables and variation range of oval holes

设计变量	定义	数值
$v_1/(^{\circ})$	第 1 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_2/(^{\circ})$	第 2 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_3/(^{\circ})$	第 3 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_4/(^{\circ})$	第 4 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_5/(^{\circ})$	第 5 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_6/(^{\circ})$	第 6 冷却孔自偏转角	-20~20
$v_7/(^{\circ})$	第 7 冷却孔自偏转角	-20~20

本文的优化期望为通过组合偏转优化的同时提高凹槽叶顶的冷却性能与气动性能,故将目标函数设置为叶顶气膜冷却效率的变化率与比泄漏流率的变化率的加权和。本文对比泄漏流率与冷却效率的考量具有相同比重,但由于比泄漏流率的变化率远小于冷却效率,故在比泄漏流率变化量前设置了较高系数来保证变化范围的平衡,目标函数构建为

$$\min F(x) = -\frac{\eta(x) - \eta_{\text{ref}}(x)}{\eta_{\text{ref}}(x)} + 20 \frac{\dot{m}(x) - \dot{m}_{\text{ref}}(x)}{\dot{m}_{\text{ref}}(x)}$$

(3)

式中: $F(x)$ 为目标函数,寻优方向为最小值; $\eta(x)$ 为凹槽叶顶的平均气膜冷却效率; $\eta_{\text{ref}}(x)$ 为参考气膜冷却效率; $\dot{m}(x)$ 为泄漏流占比,即泄漏流与进口主流之比; $\dot{m}_{\text{ref}}(x)$ 为参考泄漏流占比。

3 优化结果讨论

为直观对比圆形孔与椭圆孔的性能表现差异,同时也为减少椭圆孔优化时的变量维度,本文以逐步优化的形式先后开展了圆形孔优化与椭圆孔优化,其中圆形孔优化获得的轴向与径向偏转角在椭圆孔优化中保持恒定。

3.1 圆形孔优化

对圆形孔开展优化,采用拉丁超立方采样方法建立 80 个初始样本,包含更新迭代共预设了 98 个

优化样本。采用交叉验证方法重构 Kriging 代理模型并对验证点进行预测,以预测值与实际值的差值评价 Kriging 代理模型预测的准确性,验证结果如图 7 所示。可以看出,验证点整体分布在中心线附近,特别是最优值点附近(左下角的验证点)的实际值与预测值符合较好,说明预测精度位于较高的水平,可以认为响应面已捕捉到了设计空间的整体特征,圆形孔的优化结果具有较高可信度。

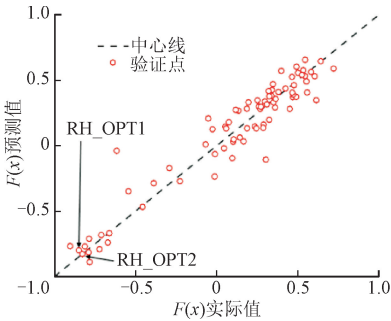
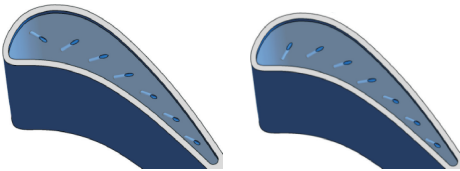


图 7 圆形孔优化设计交叉验证

Fig. 7 Cross validation for round hole optimization

在圆形孔的优化工程中获得了两个具有较高性能的优化结果,即图 7 中的 RH_OPT1 与 RH_OPT2,对应的几何结构如图 8 所示。可以发现,两种优化结构均大量采用了负径向偏转与正轴向偏转的冷却孔组合方式,仅有第一冷却孔的径向偏转方向存在区分,其设计参数如表 5 所示。



(a)RH_OPT1 (b)RH_OPT2

图 8 圆形孔优化设计几何结构

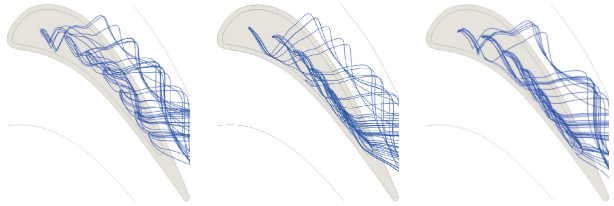
Fig. 8 Geometric structures of round hole optimal design

表 5 圆形孔优化结构参数

Table 5 Parameters of round hole optimal design

设计变量	数值	
	RH_OPT1	RH_OPT2
$x_1/(^{\circ})$	60	-60
$x_2/(^{\circ})$	-60	-60
$x_3/(^{\circ})$	-60	-60
$x_4/(^{\circ})$	-30	-30
$x_5/(^{\circ})$	60	60
$x_6/(^{\circ})$	60	60
$x_7/(^{\circ})$	60	60
$x_8/(^{\circ})$	60	60

以无偏转角的圆形冷却孔作为参考结构 (RH0),对比了叶顶射流的流线分布,如图 9 所示。可以看出,在无偏转结构中,虽然冷却射流受凹槽涡影响向压力面侧肩壁出流,但流线的轴向移动距离有限,导致在吸力面肩壁的出流位置靠前。在优化结构 RH_OPT1、RH_OPT2 中,大角度的轴向偏转保持了流线的贴壁性,延长了射流的轴向覆盖范围,增强了冷却流下游的堆积,射流的肩壁出流位置集中在凹槽尾缘。此外,流线还依靠负径向偏转扩大了轴向移动的转折角,使中弧线附近区域得到了流线包覆。RH_OPT1 结构由于第一冷却孔未采用负径向偏转结构,导致其孔后流线包覆范围相对较窄,但流线贴壁性的提高使其在肩壁的出流位置相对靠后。

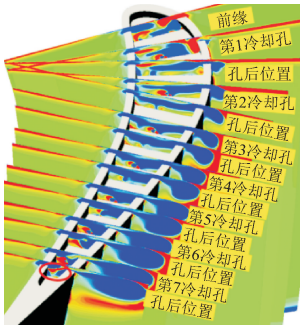


(a)RH0 (b)RH_OPT1 (c)RH_OPT2

图 9 圆形孔优化结构冷却射流流线对比

Fig. 9 Comparison of jet streamline in round hole optimization

图 10 对比了前缘泄漏流再附着位置、冷却孔及孔后位置的流向涡量分布。参考结构 RH0 仅在尾缘区域能观测到较高的孔后射流涡量,但仍相对集中分布在压力面侧,同时也能观测到显著的壁面射流涡脱离现象。相对于参考结构,可以发现优化结构 RH_OPT1、RH_OPT2 由于扩大了流线覆盖范围并增大了轴向倾角,使射流的出流高度降低,射流涡分布更宽,凹槽尾缘射流涡与壁面的贴附也保持较好。RH_OPT1 中第二冷却孔孔后角涡涡量增大,说明在正径向、正轴向组合偏转冷却孔影响下前缘射流保持了良好的贴壁性能。RH_OPT2 的第一冷却孔由于采用了负径向偏转,孔后射流涡受凹槽



(a)RH0

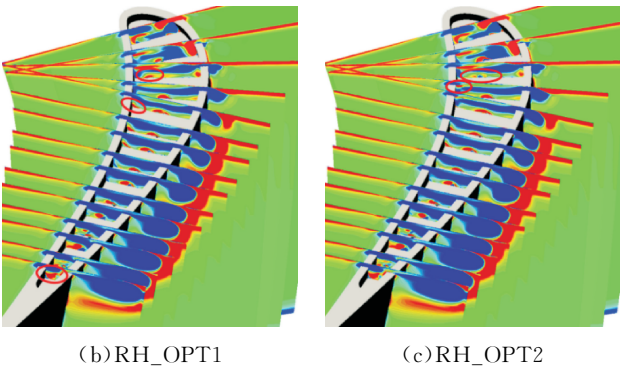


图 10 圆形孔优化结构截面流向涡量分布

Fig. 10 Streamwsie vorticity distribution in round hole optimization

涡影响分布相对分散,同时在第二冷却孔截面上部的刮削涡有一定增大,反映了射流流线在此处与泄漏流的掺混加剧。

图 11 展示了凹槽叶顶绝热气膜冷却效率 η 分布与横向平均气膜冷却效率对比, RH0、RH_OPT1、RH_OPT2 的叶顶平均气膜冷却效率分别为 0.019 259、0.083 147、0.088 267。可以看出,参考结构 RH0 由于气膜抬升导致孔后气膜覆盖范围与冷却效率显著降低,优化结构 RH_OPT1 与 RH_OPT2 在保持较好气膜贴壁性的同时依靠负径向偏转扩大了孔后气膜覆盖范围,显著提升了气膜冷却效率,凹槽尾缘的气膜冷却效率依靠较好的流线堆积效应也有大幅增加。RH_OPT1 的前缘气膜冷却效率略低于 RH_OPT2 结构,但在下游略有增长,原因是 RH_OPT2 虽然依靠第一冷却孔的负径向偏转扩大了气膜覆盖范围,但也削弱了下游的流线堆积, RH_OPT1 则保持着较好的气膜贴壁性,从而提高了下游的冷却效率。

图 12 对比了凹槽底面的换热系数分布与横向平均换热系数, RH0、RH_OPT1、RH_OPT2 的平均换热系数分别为 649.748、648.971、636.325。可以看出,参考结构 RH0 中射流受凹槽涡影响向压力面侧肩壁出流,使低换热系数区分布在压力面侧。优化结构依靠冷却孔的负径向偏转增大了射流出流的转折角,扩大了低换热系数区域范围,并有效降低了中弧线附近的换热系数,但凹槽前缘冷却孔的压力面侧区域由于缺少气膜包覆出现了局部换热恶化,其中优化结构 RH_OPT2 扩大了前缘区域的气膜覆盖范围,显著降低了前缘横向平均换热系数。

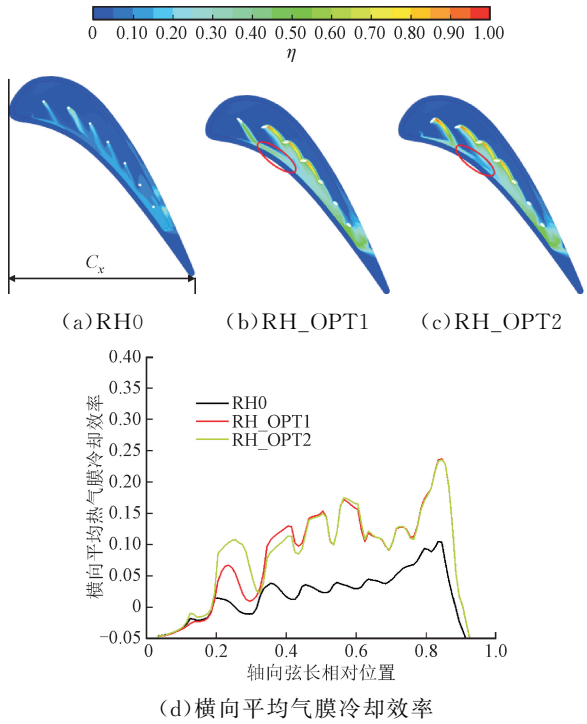


图 11 圆形孔优化结构叶顶绝热气膜冷却效率对比

Fig. 11 Comparison of adiabatic film cooling effectiveness on the squealer tip in round hole optimization

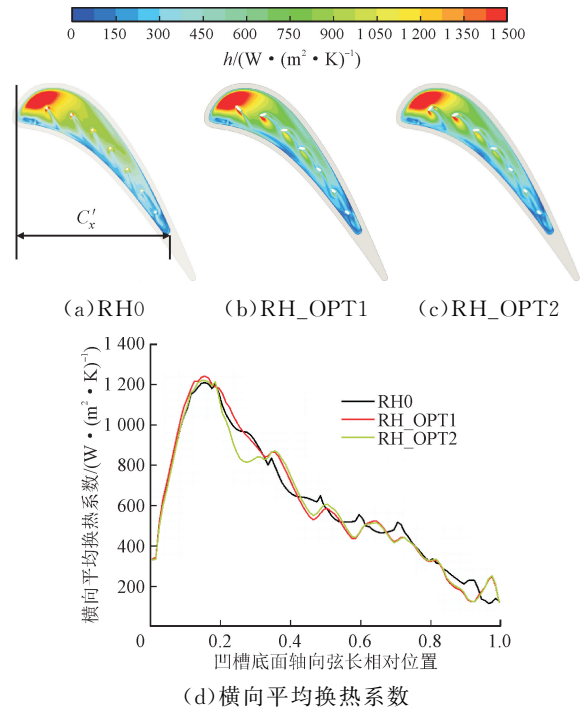


图 12 圆形孔优化结构叶顶换热系数对比

Fig. 12 Comparison of heat transfer coefficient on the squealer tip in round hole optimization

图 13 对比了凹槽叶顶泄漏流总量与主流之比,以及泄漏流占比沿轴向弦长的分布。可以看出,优化结构中由于保持了良好的射流贴壁性,有效减弱

了射流涡强度,使泄漏流量从凹槽中后部开始逐步下降,同时在凹槽尾缘由于射流的堆积效应导致射流集中出流,形成的大尺度刮削涡阻塞了通流状态的叶顶泄漏流,大大减小了凹槽尾缘的泄漏流量。RH_OPT2 由于前缘采用了负径向偏转,大角度的流线翻转使第一冷却孔的射流涡得到了一定程度发展,导致了前缘区域的泄漏流量略微增长。

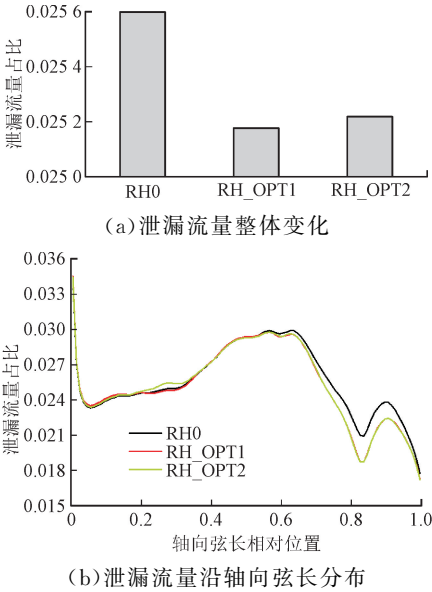


图 13 圆形孔优化结构泄漏流量对比

Fig. 13 Comparison of leakage flow in round hole optimization

3.2 椭圆孔优化

从圆形孔优化结果的对比可以看出, RH_OPT2 冷却、换热性能较优于 RH_OPT1, 但 RH_OPT1 气动性能更为优秀, 而椭圆孔具有大宽高比的优势, 结合气动性能最优的优化结果能获得更好的综合性能, 所以在椭圆孔优化研究中, 将以 RH_OPT1 模型的轴向、径向偏转角为基准, 以椭圆孔替代圆形冷却孔, 开展自偏转角优化研究, 设计变量如前文表 3 所示。

椭圆孔优化研究共设置 90 个优化样本, 初始样本为 60 个, 交叉验证结果如图 14 所示。由于式(3)中选用的参考值变更为椭圆孔参考结构的计算结果, 所以导致目标函数的分布范围有所变化。可以看出, 验证点整体分布相对集中并靠近中心线位置, 可以认为优化结果具有较高可信度。

图 15 展示了椭圆孔参考与经过优化得到的最优解结构的三维模型。参考结构 OH_REF 仅将 RH_OPT1 的孔型替换为椭圆孔, 自偏转角度均为 0°; 优化结构 OH_OPT 调整了射流的出流方向, 除第一冷却孔外均减小了椭圆孔短轴与中弧线切线间的夹角, OH_OPT 的自偏转角参数如表 6 所示。

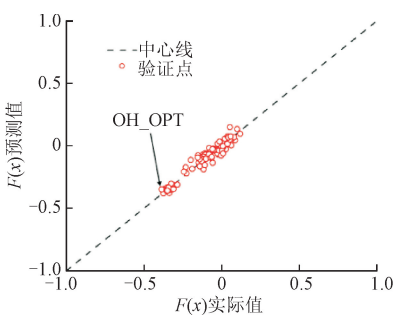


图 14 椭圆孔优化交叉验证

Fig. 14 Cross validation for oval hole optimization

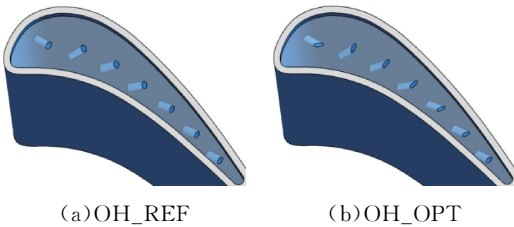


图 15 椭圆孔优化设计几何结构

Fig. 15 Geometric structures of oval hole optimal design

表 6 椭圆孔优化结构参数

Table 6 Parameters of round hole optimal design

设计变量	数值
$x_1 / (^\circ)$	20.00
$x_2 / (^\circ)$	20.00
$x_3 / (^\circ)$	20.00
$x_4 / (^\circ)$	20.00
$x_5 / (^\circ)$	20.00
$x_6 / (^\circ)$	13.13
$x_7 / (^\circ)$	4.97

图 16 对比了优化结构的射流流线分布。可以看出, OH_REF 相比 RH_OPT1 扩大了第一冷却孔射流气膜的覆盖范围, 并且在凹槽尾缘可以观测到部分流线的汇聚及出流, OH_OPT 则进一步增强了凹槽下游的流线堆积效应, 同时射流在肩壁的出流位置向尾缘方向收缩, 凹槽尾缘汇聚及出流的流线显著增加。

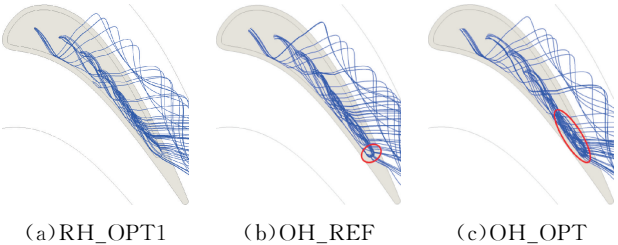


图 16 椭圆孔优化结构冷却射流流线对比

Fig. 16 Comparison of jet streamline in oval hole optimization

图 17 对比了椭圆孔优化结构的流向涡量分布。可以看出,OH_REF 与 RH_OPT1 的前缘及中部射流的涡量分布相似,均具有较宽的射流覆盖范围及较低的射流高度。在 RH_OPT1 的凹槽近尾缘区域,可以看到位于肩壁的出流转向涡,而 OH_REF、OH_OPT 该处的涡量显著减小,说明椭圆孔结构的贴壁性能相对优于圆形孔结构,使射流保持了轴向移动从而减小了近尾缘肩壁的出流流量。优化结构 OH_OPT 由于调整了射流角度,相对 OH_REF 进一步提高了射流的覆盖范围并降低了射流高度。在凹槽尾部截面对比中,可以看到 OH_OPT 射流涡与上游射流涡的融合,表明 OH_OPT 在凹槽下游具有更优的冷气贴壁性能。

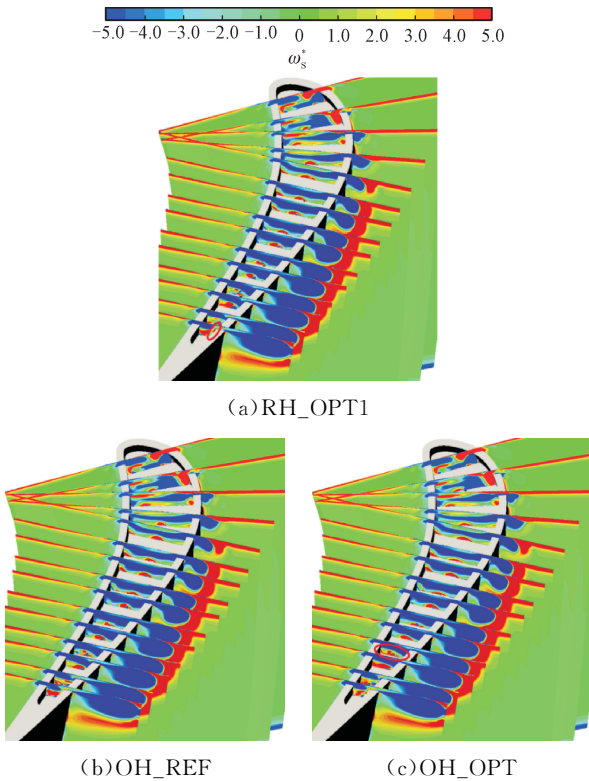


图 17 椭圆孔优化结构截面流向涡量分布

Fig. 17 Streamwise vorticity distribution in oval hole optimization

图 18 对比了椭圆孔优化结构的气膜冷却效率分布及横向平均气膜冷却效率,RH_OPT1、OH_REF、OH_OPT 的平均气膜冷却效率分别为 0.083 147、0.115 504、0.128 092。可以看出,OH_REF、OH_OPT 结构在不依靠冷却孔负径向向偏转的情况下显著扩大了前缘的气膜覆盖范围,且高气膜冷却效率区的范围也显著提升。这是由于椭圆孔依靠低曲率的出流边提高了气膜的贴壁性能,扩大了冷却孔出口的气

膜覆盖范围。椭圆孔结构的凹槽尾缘也由于较好流线堆积效应提高了气膜冷却效率。圆形孔结构由于具有较大的冷却孔出口形变,可以依靠横向流扩大气膜覆盖范围,而 OH_REF 中椭圆孔由于出口形变较小导致中部冷却孔的射流偏角过大,不利于气膜覆盖范围与冷却效率的提升。OH_OPT 在 OH_REF 的基础上调整了射流与横向流的夹角,进一步提高了凹槽中部的气膜覆盖范围与冷却效率。

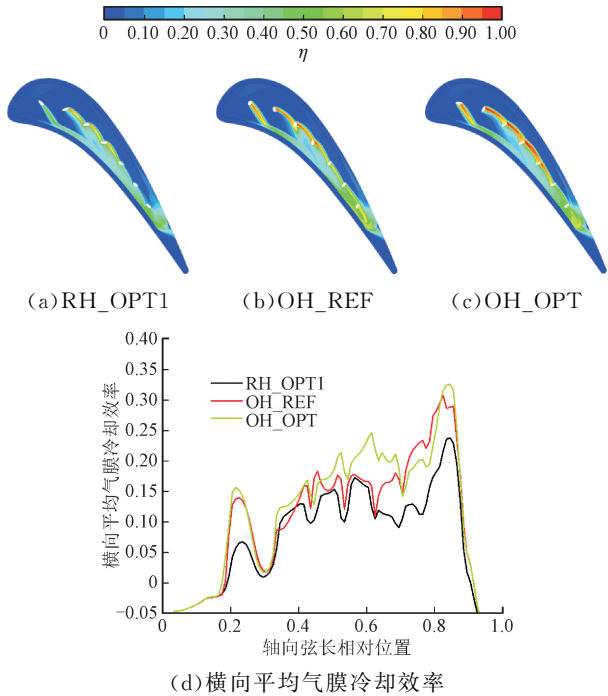


图 18 椭圆孔优化结构叶顶绝热气膜冷却效率对比

Fig. 18 Comparison of adiabatic film cooling effectiveness on the squealer tip in oval hole optimization

图 19 对比了凹槽底部的换热系数分布与横向平均换热系数,RH_OPT1、OH_REF、OH_OPT 的平均换热系数分别为 648.971、664.95、657.116,计算前 70% 区域的换热系数分别为 755.900、755.530、753.075。可以看出,椭圆孔结构在凹槽尾缘存在大量流线累积,促进了尾缘射流的贴壁性能进一步提升,形成的涡系结构破坏了凹槽尾缘的边界层发展,导致了换热系数的上升。但是,凹槽尾缘属于低换热系数区,在实际工作环境下对热防护的考量比重较小,而椭圆孔优化结构 OH_OPT 则在凹槽前、中部高换热系数区域的促进了孔后换热系数的降低,具有较高的工程价值。

图 20 对比了椭圆孔结构的叶顶泄漏流量。可以看出,泄漏流量的整体变化较小,椭圆孔及优化结构在 RH_OPT1 的基础上保持了泄漏流量的下降

趋势。对图 20(b)分析可以发现,椭圆孔结构进一步提高了凹槽下游的流线堆积效应,导致了射流对泄漏流的阻塞作用增强,凹槽尾缘的泄漏流量下降,OH_OPT 则是在 OH_REF 的基础上对凹槽尾缘的阻塞作用有微弱提升,进一步降低了凹槽尾缘及后肩壁的泄漏流流量。

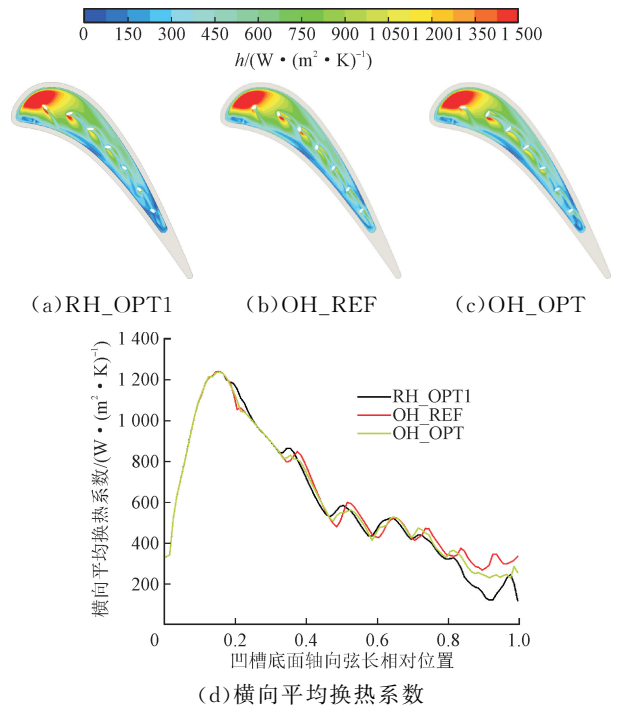


图 19 圆形孔优化结构叶顶换热系数对比

Fig. 19 Comparison of heat transfer coefficient on the squealer tip in oval hole optimization

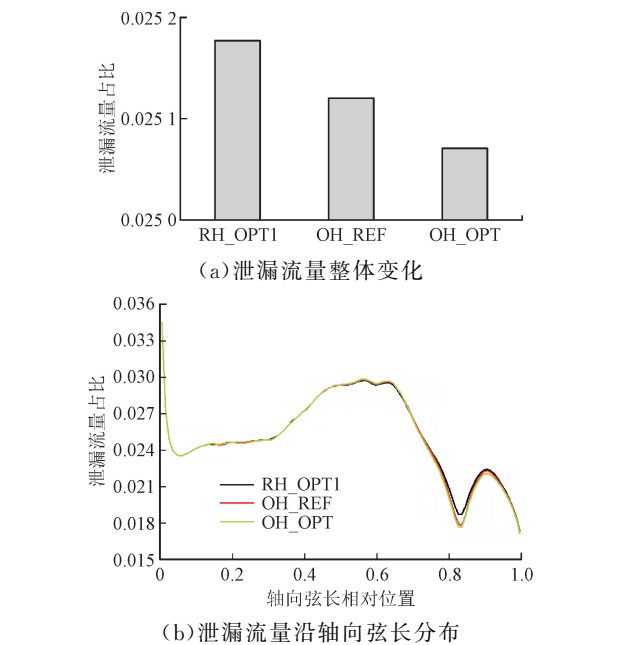


图 20 椭圆孔优化结构泄漏流量对比

Fig. 20 Comparison of leakage flow in oval hole optimization

表 7 对比了优化前后各结构的性能参数,优化目标为冷却效率与泄漏流量。可以看出,针对凹槽叶顶冷却孔偏转角的优化有效提升了冷却效率并降低了泄漏流量。椭圆孔优化结构相比圆形孔进一步提升了冷却性能与泄漏流控制效果,但由于干扰了凹槽尾缘的边界层发展,导致了换热系数上升。

表 7 性能参数对比

Table 7 Performance comparison

结构	冷却效率	换热系数/ (W · (m ² · K) ⁻¹)	泄漏流量 占比
RH0	0.019 259	649.748	0.025 600
RH_OPT1	0.083 147	648.971	0.025 180
RH_OPT2	0.088 267	636.325	0.025 220
OH_REF	0.115 504	664.950	0.025 121
OH_OPT	0.128 092	657.116	0.025 072

3.3 变吹风比工况校核

为进一步校核优化结构在变工况环境下的冷却与气动性能,研究了各优化个体在吹风比 $M=0.5, 1.0, 1.5$ 时的叶顶平均气膜冷却效率及泄漏流占比的变化情况。图 21 展示了变吹风比工况下叶顶平均绝热气膜冷却效率的变化情况。可以看出,变工况中各优化结构及参考结构的气膜冷却效率变化趋势保持一致,吹风比增长至 1.5 后出现了气膜分离现象,导致了叶顶平均冷却效率的下降。变吹风比工况中,优化结构的气膜冷却效率在参考结构的基础上依旧保持着较高的增长率,特别是 OH_OPT 在椭圆孔及组合偏角的影响下,大幅扩张了气膜覆盖范围并提高了贴壁性能,使其在变工况环境中保持着较高的冷却效率,并在低吹风比下展现了最高的增长斜率。

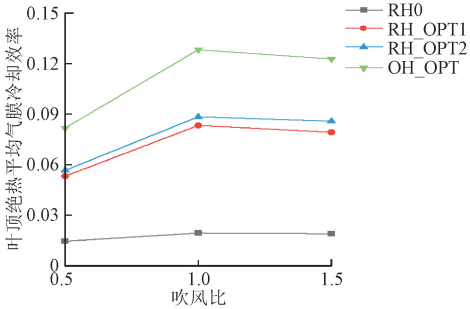


图 21 变工况气膜冷却效率对比

Fig. 21 Comparison of film cooling effectiveness in variable operating conditions

图 22 对比了不同吹风比下泄漏流量占比的变化情况。可以看出,优化结构及参考结构的泄漏流量变化趋势保持一致,且随着吹风比的增加,由于叶顶射流的阻塞效应逐步增强,泄漏流量占比有显著降低。相同吹风比下,优化结构的泄漏流量显著低于参考结构,且该差值随着吹风比增加而逐步提升,其中 OH_OPT 在优化结构中保持着最低的泄漏流量占比。

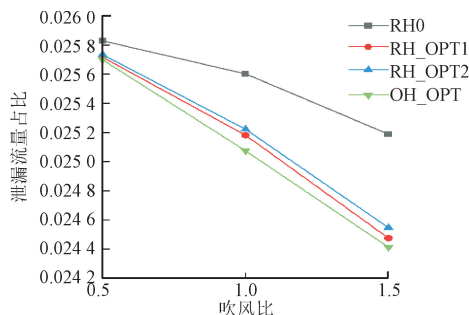


图 22 变工况泄漏流量对比

Fig. 22 Comparison of leakage flow in variable operating conditions

4 结 论

本文采用数值方法研究了凹槽叶顶冷却孔组合偏转角对气热特性的影响,基于 Kriging 代理模型、结合 EI 加点准则的优化算法,首先对圆形冷却孔进行了组合偏转角优化,再以获得的组合偏转角为基础开展了椭圆冷却孔自偏转角优化,获得的主要研究结论如下。

(1) 本文提供了一种适用于凹槽叶顶的圆形孔及椭圆孔组合偏转角参数化方法,设计了径向偏转角、轴向偏转角、椭圆孔自偏转角等多个优化变量,该方法参数变化灵活、特征指定明确,参数与结构间具有一一对应关系,适合开展优化设计工作。

(2) 圆形孔优化中,采用负径向偏转与正轴向偏转的组合偏转结构能在提高气膜冷却性能的同时保持气膜的贴壁性能,进而同时提高了凹槽叶顶的换热与气动性能,圆形孔优化结构 RH_OPT2 相比无偏转圆形孔结构 RH0 的气膜冷却效率提高了 358.3%。同时,组合偏转射流减小了凹槽前、中部射流涡尺度,增强了凹槽下游的射流阻塞效应,其中 RH_OPT1 泄漏流量相对减少量达到了 1.641%。

(3) 椭圆孔短轴方向与主流间保持小角度的夹角能较程度的提升气膜冷却效率,椭圆孔优化结构 OH_OPT 相比 RH0 的气膜冷却效率提升了 565.1%。椭圆孔射流凹槽下游的流线堆积增强,提升

了射流阻塞效应,泄漏流量相对 RH0 减少了 2.063%。

(4) 椭圆孔相比圆形孔的出口孔周曲率更小,能有效提高射流的贴壁性能,促进气膜覆盖的扩大与冷却效率的提高,同时椭圆孔增加了自偏转角这一设计变量,扩展了设计空间维度,能通过优化设计进一步提高叶顶的气热性能。

(5) 通过变吹风比工况校核可以发现,优化结构在低、高吹风比及设计工况中均可以获得较高的冷却、气动性能,证明了优化结构相对于参考设计的优越性及优化设计方法的可靠性。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Axial turbine blade tips: function, design, and durability [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 271-285.
- [2] MORPHIS G, BINDON J P. The performance of a low speed one and a half stage axial turbine with varying rotor tip clearance and tip gap geometry [C]// ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 1994: V001T01A152.
- [3] HOLESKI D E, FUTRAL S M Jr. Effect of rotor tip clearance on the performance of a 5-inch single stage axial flow turbine; 19690011521 [R]. Washington DC, USA: NASA, 1969.
- [4] HAN J C. Fundamental gas turbine heat transfer [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2013, 5(2): 021007.
- [5] DENTON J D. The 1993 IGTI scholar lecture: loss mechanisms in turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [6] SJOLANDER S A, CAO D. Measurements of the flow in an idealized turbine tip gap [J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(4): 578-584.
- [7] HEYES F J G, HODSON H P. Measurement and prediction of tip clearance flow in linear turbine cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 376-382.
- [8] KWAK J S, HAN J C. Heat-transfer coefficients of a turbine blade-tip and near-tip regions [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2003, 17(3): 297-303.
- [9] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip [J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(3): 494-502.
- [10] KRISHNABABU S K, NEWTON P J, DAWES W

- N, et al. Aerothermal investigations of tip leakage flow in axial flow turbines: part I effect of tip geometry and tip clearance gap [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2009, 131(1): 011006.
- [11] KEGALJ M, SCHMID G, WARTZEK F, et al. Experimental and numerical investigation of tip leakage flow in a 1 1/2 stage turbine rig comparing flat and cavity-squealer tip geometries [C]//ASME Turbo Expo 2012; Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2012: 1543-1557.
- [12] ZHANG D H, ZENG M, WANG Q W. The influence of rotating speed on film cooling characteristics on GE-E³ blade tip with different tip configurations [C]//ASME Turbo Expo 2009; Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2009: 1017-1025.
- [13] NIU Maosheng, ZANG Shusheng. Experimental and numerical investigations of tip injection on tip clearance flow in an axial turbine cascade [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(6): 1214-1222.
- [14] ZHOU Chao, HODSON H. The tip leakage flow of an unshrouded high pressure turbine blade with tip cooling [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2011, 133(4): 041028.
- [15] VOLINO R J. Control of tip leakage in a high pressure turbine cascade using tip blowing [C]//ASME Turbo Expo 2016; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2016: V02BT38A019.
- [16] GAO Jie, ZHENG Qun, ZHANG Zhengyi, et al. Aero-thermal performance improvements of unshrouded turbines through management of tip leakage and injection flows [J]. *Energy*, 2014, 69: 648-660.
- [17] ZHOU Zhihua, CHEN Shaowen, LI Weihang, et al. Thermal performance of blade tip and casing coolant injection on a turbine blade with cavity and winglet-cavity tip [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 130: 585-602.
- [18] 于金杏, 叶明亮, 何坤, 等. 压力侧冷却流对凹槽叶顶气膜冷却与传热性能的影响 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(3): 160-172.
- YU Jinxing, YE Mingliang, HE Kun, et al. Effect of Pressure-Side cooling flow on film cooling and heat transfer performance at squealer tip [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(3): 160-172.
- [19] 轩笠铭, 邹正平, 赵强, 等. 叶顶喷气对凹槽叶尖气动性能的影响 [J]. *航空动力学报*, 2022, 37(5): 1030-1041.
- XUAN Liming, ZOU Zhengping, ZHAO Qiang, et al. Effect of tip injection on aerodynamic performance of squealer tip [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(5): 1030-1041.
- [20] 许承天, 李志刚, 李军. 考虑气膜冷却脉动特性的涡轮动叶凹槽状叶顶气动和冷却性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(5): 127-140.
- XU Chengtian, LI Zhigang, LI Jun. Study on aerodynamic and cooling performance of turbine blade squealer tip with film cooling pulsation characteristics considered [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(5): 127-140.
- [21] KANG Y S, RHEE D H, KIM C T, et al. Aerodynamic optimization of axial turbine tip cavity with approximation model [C]//ASME 2013 Turbine Blade Tip Symposium. New York, NY, USA: ASME, 2013: V001T01A005.
- [22] 金家辉, 宋彦萍, 俞建阳, 等. 基于样条曲面及代理模型的涡轮叶顶修型研究 [J]. *工程热物理学报*, 2019, 40(1): 49-54.
- JIN Jiahui, SONG Yanping, YU Jianyang, et al. Modification for turbine blade tips on b-spline surface and kriging model [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2019, 40(1): 49-54.
- [23] 李琛玺, 郭振东, 宋立明, 等. 凹槽状叶顶气膜孔优化设计与知识挖掘 [J]. *推进技术*, 2019, 40(2): 276-284.
- LI Chenxi, GUO Zhendong, SONG Liming, et al. Film-cooling holes design optimization and knowledge mining of a squealer tip [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 276-284.
- [24] AHN J, MHETRAS S, HAN J C. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure-sensitive paint [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(5): 521-530.
- [25] KWAK J S, AHN J, HAN J C, et al. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near-tip regions of a gas turbine blade with single or double squealer [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(4): 778-787.

(编辑 陶晴)