

双肩壁凹槽叶顶冷却传热性能的优化研究

秦正, 何坤, 晏鑫

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为改善航空发动机透平第一级凹槽叶顶的冷却传热性能, 利用自编程序搭建了凹槽叶顶的优化设计平台。采用三阶多项式响应面模型和 Hooke-Jeeves 模式搜索算法的组合优化策略, 获得了一种具有优良气热性能的透平级双肩臂凹槽叶顶结构, 并将优化结果与传统凹槽叶顶、4 种典型双肩臂凹槽叶顶的传热和冷却性能进行了对比, 分析了内肩臂的几何参数对凹槽叶顶流场结构和冷却传热性能的影响, 评估了双肩臂凹槽叶顶冷却传热性能对设计变量的敏感性。结果表明: 优化后的内肩臂分为上下两层; 合理的内肩臂几何参数可有效降低泄漏流的冲击作用, 有利于冷却流在内外凹槽区域形成良好的覆盖; 与传统凹槽叶顶相比, 优化后的双肩臂凹槽叶顶的平均传热系数下降了 24.96%, 平均气膜冷却效率上升了 5.38%; 叶顶平均传热系数对内肩臂下层的高度最为敏感, 叶顶平均气膜冷却效率对内肩臂上层的起始位置更加敏感, 而内肩臂上层的高度对双肩臂凹槽叶顶的冷却传热性能影响相对较小。

关键词: 航空发动机; 凹槽叶顶; 双肩臂; 优化; 传热; 冷却

中图分类号: TK47 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtub202401006 **文章编号:** 0253-987X(2024)01-0068-13

A Study of Film Cooling and Heat Transfer Optimization for Double-Rim Squealer Tip

QIN Zheng, HE Kun, YAN Xin

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To improve the film cooling and heat transfer performance on the squealer tip of the first turbine stage in aero-engines, a design platform for optimization was constructed using a self-developed program, aiming at enhancing the film cooling effectiveness and minimizing heat transfer on the squealer tip. The Hooke-Jeeves searching algorithm combined with the third-order response surface model was utilized to find a proper double-rim squealer tip geometry with excellent aero-thermal performance. Additionally, a comparative analysis was conducted to assess the heat transfer and film cooling effects of the optimized double-rim squealer tip against those of the conventional squealer tip as well as four commonly used double-rim squealer tips. The study also investigated the influence of various geometrical parameters for inner-rim on the flow structures, heat transfer and film cooling effectiveness in the tip region, and involved evaluating the sensitivities of heat transfer and film cooling performance on the double-rim squealer tip to various design variables. The findings indicated that the optimized configuration of the inner rim in the double-

rim squealer tip consisted of two layers, an upper and a lower layer. The selection of appropriate geometrical parameters for the inner rim resulted in a reduction of the impingement effect caused by the leakage flow, providing effective coolant coverage on the internal and external squealer cavities. In comparison to the conventional squealer tip, the optimized double-rim squealer tip showcased a 24.96% reduction in the area-averaged heat transfer coefficient and a 5.38% enhancement in the area-averaged film cooling effectiveness. The height of the lower layer in the inner rim had the most significant impact on the area-averaged heat transfer coefficient, while the starting location of the upper layer in the inner rim played a crucial role in the area-averaged film cooling effectiveness among the studied parameters. On the other hand, the height of the upper layer in the inner rim exhibited a relatively minor influence on the film cooling and heat transfer performance of the double-rim squealer tip.

Keywords: aero-engine; squealer tip; double rim; optimization; heat transfer; film cooling

为提升航空发动机的循环效率,现代燃气透平的进口温度日益提高,导致透平第一级动叶叶顶承受着较高的热负荷。目前,先进燃气透平叶顶主流气体温度超过1400℃,远超材料的耐热极限^[1]。因此,需要采用优良的叶顶设计和冷却布局来确保叶片运行的安全可靠^[2]。凹槽叶顶是燃气透平第一级动叶常用的叶顶型式,相对于传统平顶叶栅,其具有热负荷低、泄漏量小等优点,因此在燃气透平运行中表现出优良的气热性能^[1]。近年来,研究者提出了新型双肩壁凹槽叶顶结构^[3],有效地改善了凹槽叶顶的冷却流覆盖并降低了叶顶热负荷^[4-5]。随着优化设计方法日益普遍应用于燃气透平领域,采用优化策略进一步提升凹槽叶顶的冷却传热性能逐渐显示出广阔的工程应用前景^[6]。

由于双肩壁凹槽叶顶提出的时间较短,因此目前仅有少量的冷却传热性能实验和数值研究结果公开发表。Cernat等^[3]率先提出了双肩壁凹槽叶顶结构,发现其相对于传统凹槽叶顶具有较低的热负荷,但加工工艺与传统凹槽叶顶相近。随后,Pátý等^[4]和Cernat等^[5]针对双肩壁凹槽叶顶的气热性能开展了数值模拟和实验测量研究,结果表明:双肩壁凹槽叶顶可有效抑制腔室漩涡的发展,从而使双肩壁凹槽叶顶的热负荷比常规凹槽叶顶降低了20%左右。Yan等^[7]对双肩壁凹槽叶顶在发动机工况下的冷却传热性能开展了数值研究,发现相对于传统凹槽叶顶,采用合理的内肩壁结构可降低面积平均传热系数90.3%,提升面积平均气膜冷却效率49.6%。在叶顶气热性能优化方面,目前研究者仅针对常规凹槽叶顶的气热性能开展研究,尚未开展双肩壁凹槽叶顶结构气热性能的优化设计研究。Bucchieri等^[8]对气膜孔排布在压力面侧的凹槽叶顶进

行了参数化建模,并生成自动化网格,采用遗传算法对气膜孔的分布位置开展了优化设计,有效地提升了凹槽叶顶的传热和冷却性能。Dawes等^[9]搭建了凹槽叶顶的优化流程,对凹槽叶顶的气膜孔径和凹槽深度进行了拓扑优化,有效降低了叶顶的热负荷。Kang等^[10]采用Kriging近似模型和多目标遗传算法对凹槽肩壁厚度、深度和前缘、尾缘弯曲半径开展了优化设计,表明凹槽深度和叶顶间隙存在一个最佳的比例使得凹槽叶顶气动性能最优。Schabowski等^[11]基于遗传算法对小翼凹槽叶顶的气动性能进行了优化,并利用实验结果验证了优化设计的可靠性。李琛玺等^[12-13]采用Kriging近似模型和全局优化算法对气膜孔在凹槽叶顶上的位置和孔径进行了多目标优化设计,研究了各设计变量对目标函数的影响程度。De Maesschalck等^[6,14]采用神经网络方法对叶顶流动传热性能进行了优化设计研究,获得了气动损失最小、传热性能最佳的叶顶型线和气膜冷却孔布局。Vincekovic等^[15]采用多点近似法对带凹槽叶顶的结构进行了优化设计研究,使透平级气动效率提升了1.4%。Maral等^[16]采用遗传算法对凹槽叶顶的几何形状进行了多目标优化设计,研究表明合理的几何尺寸能显著提升叶顶区域的气热性能。Zhou等^[17]、Caloni等^[18]、Maral等^[19]的优化研究有效地提升了小翼-凹槽叶顶间隙内的流动传热性能。这些研究表明,双肩壁结构对凹槽叶顶的冷却传热性能具有显著改善作用,且合理的优化设计方法可进一步提升凹槽叶顶的气热性能。因此,亟待开展双肩壁凹槽叶顶冷却传热性能的优化设计研究工作,探索具有高效气热性能的双肩壁结构,实现燃气透平凹槽叶顶的可靠性运行。

本文以GE-E³燃气透平第一级为研究对象,采

用三阶多项式响应面模型和 Hooke-Jeeves 模式搜索算法的组合优化策略,对双肩壁凹槽叶顶的内肩壁几何结构开展冷却传热性能多目标优化,并将优化结果与常规凹槽叶顶、4 种典型双肩壁凹槽叶顶的流场结构和冷却传热性能进行对比,探索具有优良冷却传热性能的内肩壁几何参数组合,阐明不同的内肩壁结构对叶顶区域冷热气流的作用机制,分析双肩壁叶顶冷却传热性能对内肩壁关键设计参数的敏感性。

1 计算模型及方法

1.1 计算模型

图 1 给出了带双肩壁凹槽叶顶的透平级计算模型。透平级静、动叶的型线来源于 GE-E³ 航空发动机透平第一级^[20]。为了简化研究问题,利用动静叶顶部型线生成透平级叶片模型^[21]。

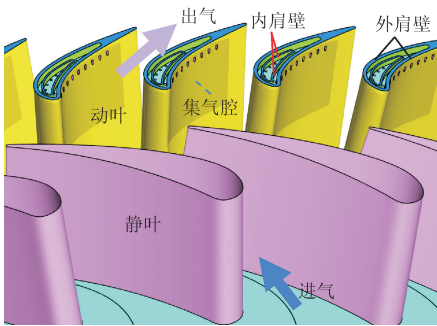


图 1 双肩壁凹槽叶顶计算模型

Fig. 1 Computational model for the double-shoulder squealer tip

表 1 列出了计算模型的几何尺寸。动叶叶顶间隙为 0.426 mm,为叶高的 1%。内肩臂将凹槽腔室分为内、外两部分,内外肩臂等距布置,间距为 1 mm,外层肩臂厚度为 1 mm,高度为 2.16 mm,内层肩臂厚度为 0.5 mm。为了防止内肩臂与机匣发生碰撞或摩擦,在设计中需要保证内肩臂高度不超过外肩臂。

叶顶气膜孔的布置与作者前期研究一致^[7],如图 2 所示。在外凹槽吸力侧布置 6 个气膜孔 $S_1 \sim S_6$,在内凹槽吸力侧布置 5 个气膜孔 $I_1 \sim I_5$,在外凹槽压力侧布置 3 个气膜孔 $P_1 \sim P_3$ 。其中: $S_1 \sim S_6$ 、 $P_1 \sim P_3$ 的法向射流角为 45° , $I_1 \sim I_5$ 的法向射流角为 35° ,气膜孔直径为 0.61 mm。在叶片压力面侧布置 9 个扩张型气膜孔 $P_{S1} \sim P_{S9}$,气膜孔的扩张角为 7° ,射流方向与压力面壁面夹角为 20° ,气膜孔直径 0.36 mm。凹槽底部气膜孔与压力面侧气膜孔均通过集气腔供气。

表 1 透平级叶片的几何参数和尺寸

Table 1 Geometric parameters and dimensions for the blades in turbine stage

参数	数值
静叶数	46
动叶数	76
动叶轴向弦长/mm	28.7
外凹槽轴向弦长/mm	21.96
内凹槽轴向弦长/mm	13.7
叶片高度/mm	42.6
叶顶间隙/mm	0.426
外肩壁高度/mm	2.16
外肩臂厚度/mm	1.0
内肩臂厚度/mm	0.5
内外肩臂距离/mm	1.0

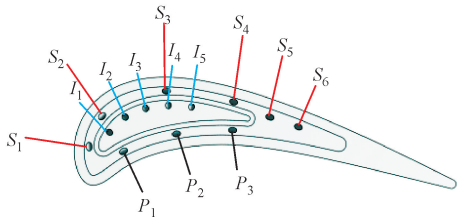


图 2 双肩壁凹槽叶顶气膜孔布置图

Fig. 2 Cooling hole configurations on double-shoulder squealer tip

1.2 参数定义

在数值计算中,吹风比(M)的计算公式为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_m V_m} \tag{1}$$

式中: ρ_c 和 ρ_m 分别为冷却流和主流的密度; V_c 和 V_m 分别为冷却流和主流进口的流速。

透平级凹槽叶顶的传热系数(h)计算公式为

$$h = \frac{q}{T_{\infty,r} - T_w} \tag{2}$$

式中: q 为壁面热通量; $T_{\infty,r}$ 为旋转坐标系下动叶进口相对总温; T_w 为叶片壁面温度。传热系数越小,高温燃气向凹槽叶顶壁面传递的热量越小,凹槽叶顶的传热性能越好。

透平级凹槽叶顶的气膜冷却效率(η)计算公式为

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_a}{T_{aw} - T_c} \tag{3}$$

式中: T_{aw} 为不通冷气时的绝热壁温; T_a 为通入冷气时的绝热壁温; T_c 为冷却流进口总温。气膜冷却效率越大,冷却流对凹槽叶顶壁面的覆盖效果越好,凹槽叶顶的冷却性能越好。

1.3 湍流模型验证

基于 Kwak 等^[21-22] 的 GE-E³ 涡轮凹槽叶顶的

冷却传热实验数据,对 $k-\omega$ 湍流模型、 $k-\epsilon$ 湍流模型、SST $k-\omega$ 湍流模型的计算精度进行考核。图 3 给出了 3 种湍流模型计算得到的凹槽叶顶传热系数和气膜冷却效率分布。与实验结果对比可以看出, $k-\omega$ 湍流模型的计算结果与实验结果最为接近; $k-\epsilon$ 湍流模型的计算结果显示,凹槽前缘吸力侧高传热系数区域面积过大,且凹槽肩臂顶部全部为高传热系数区,与实验结果相差较大;SST $k-\omega$ 湍流模型的计算结果显示,凹槽中部和尾缘的压力侧区域气膜冷却效率相较于实验结果偏大。

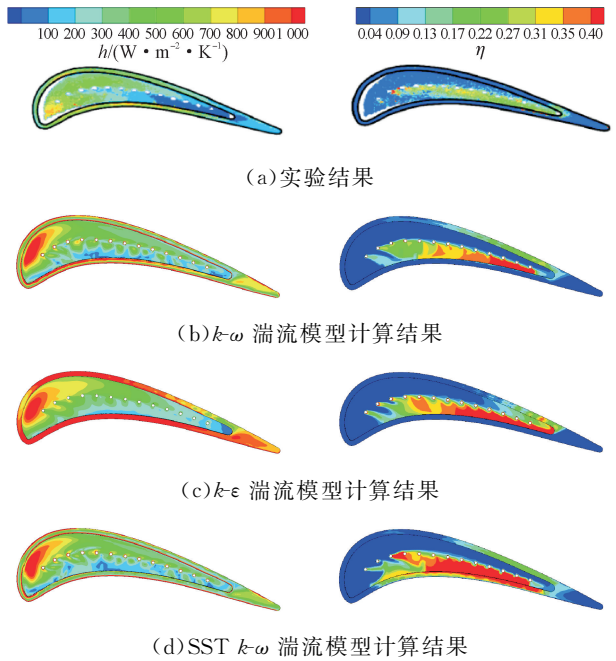
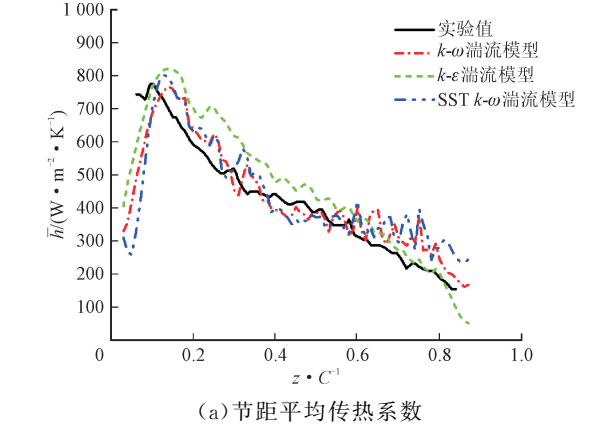
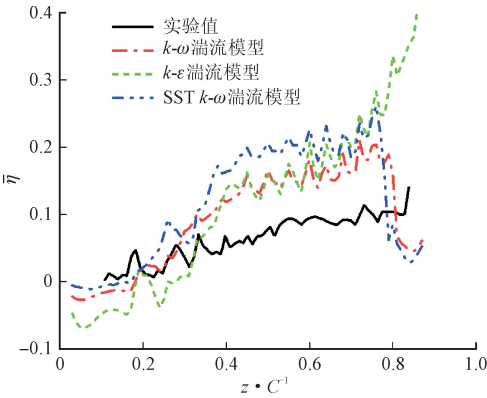


图 3 不同湍流模型计算的传热系数和气膜冷却效率云图
Fig. 3 Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness contours on squealer tip with different turbulence models

图 4 为 3 种湍流模型计算得到的凹槽底部节距平均传热系数 ($\bar{h}$) 和气膜冷却效率沿轴向分布 z/C (z 为轴向位置, C 为叶片轴向弦长) 情况。从图中可以看出,采用 $k-\epsilon$ 和 SST $k-\omega$ 湍流模型计算得到



(a) 节距平均传热系数



(b) 节距平均气膜冷却效率

图 4 不同湍流模型计算的凹槽底部节距平均传热系数和气膜冷却效率沿轴向的分布

Fig. 4 Pitch-averaged heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on squealer tip cavity floor along axial direction with different turbulence models

的传热系数和气膜冷却效率 (η) 与实验结果偏差较大。综合图 3, $k-\omega$ 湍流模型对凹槽叶顶进行数值计算的准确性最高。因此,本文采用 $k-\omega$ 湍流模型对凹槽叶顶冷却传热性能进行优化计算。

1.4 数值计算方法

表 2 给出了数值计算的边界条件,边界条件与 GE-E³ 航空发动机海平面起飞工况一致^[20]。计算中,冷气腔进口流量给定为 $4.3954 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$,即吹风比 $M=2$ 。

表 2 数值计算的边界条件

Table 2 Computational boundary settings for numerical simulations	
边界条件	数值
转速/($r \cdot \text{min}^{-1}$)	13 287
进口总温/K	2 012
进口总压/MPa	2.526
进口湍流度/%	5
出口静压/MPa	1.08
冷气进口总温/K	883
冷气流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	4.3954×10^{-3}
叶片壁面温度/K	1 273
上、下端壁温度/K	1 273, 1 273

使用 Workbench Mesh 生成非结构化网格,双肩臂凹槽叶顶的计算网格如图 5 所示。为保证数值求解的精度,对所有近壁面区域进行网格加密,边界层第一层网格厚度设置为 0.00025 mm ,以确保所

有壁面处 $y^+ < 1$ 。此外,为保证不同算例的网格设置参数相同,使用 Python 脚本文件批量生成网格。使用商用计算流体动力学软件 ANSYS CFX 求解 RANS 方程组,空间项离散格式为高精度格式,工质为理想气体,动叶与静叶之间的干涉面采用混合平面法处理。基于前期实验数据对数值方法的考核以及相关文献对湍流模型的考核^[23-25],湍流模型选用 $k-\omega$ 湍流模型。当连续方程、动量方程和能量方程的均方根残差小于 1×10^{-6} 且监测点温度波动小于 0.1 K 时,认为计算收敛。

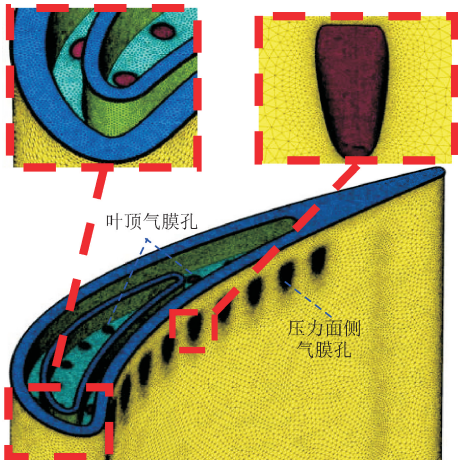


图 5 双肩臂凹槽叶顶计算网格

Fig. 5 Numerical simulation meshes for the double-rim squealer tip

计算网格的疏密程度会影响数值计算的精度。在保证网格质量的情况下,生成 528 万、1 097 万、2 299 万 3 种数目的网格,表 3 给出了不同计算网格数目时透平级凹槽叶顶的面积平均传热系数。从表中可看出,当网格数目增大至 2 299 万时,计算结果与 Richardson 外推值的相对误差约为 2%,满足工程精度要求。因此,最终采用 2 299 万计算网格开展透平级双肩臂凹槽叶顶冷却传热性能优化设计研究。

表 3 透平级计算网格数的敏感性分析

Table 3 Sensitivity analysis for the mesh number in turbine stage

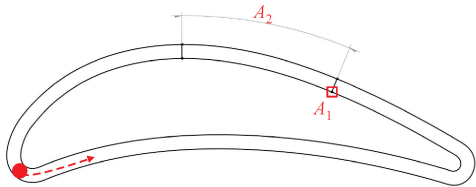
网格数/万	$\bar{h}/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1})$	相对误差/%
528	402.21	26.14
1 097	526.31	3.35
2 299	533.41	2.05
Richardson 外推值	544.55	

1.5 优化设计方法

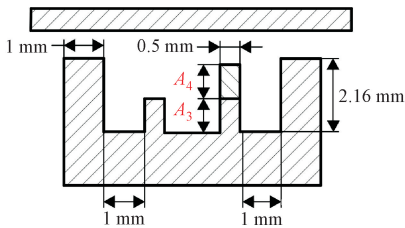
基于作者前期的研究结果^[7],内肩臂结构上下分层会对凹槽叶顶的流场结构和冷却传热性能产生

很大影响,不同尺寸的内肩臂能够改变高速泄漏流对凹槽叶顶壁面的冲击位置和冲击程度,改变叶顶冷却流对凹槽叶顶壁面的覆盖效果。因此本文确定了一种内肩臂上下分层的结构定义方式,将相应的几何参数确定为本文的设计变量。

图 6 为本文优化研究的设计变量示意图,图 6(a)为内凹槽的俯视图,图 6(b)为内外凹槽的前视图。根据工程实际,仅对内肩壁的几何参数进行优化,外肩壁的几何参数维持设计值不变。内肩壁上、下两层设计(见图 6(b)),下层全弧长覆盖(见图 6(a)),上层为部分弧长设计,优化设计变量为 $A_1 \sim A_4$ 。其中: A_1 为内肩壁上层的起始点位置,定义前缘点为原点,沿逆时针为正方向; A_2 为内肩臂上层对应的弧长与内凹槽总弧长的比值; A_3 和 A_4 分别为内肩臂下、上层高度与外肩臂高度的比值,内肩臂总高度不能超过外肩臂高度。在优化过程中需要约束 $A_3 + A_4 \leq 1$ 。 A_1 的取值范围为 0%~100%, A_2 的取值范围为 0%~100%, $A_3 + A_4 \leq 1$ 。当 A_2 取值为 0% 及 100%,或者 A_3 或 A_4 的取值为 0% 及 100% 时,内肩臂则不分为上下两层。



(a)内肩臂上层的设计变量(俯视图)



(b)内肩臂上下层高度设计变量(前视图)

图 6 设计变量示意图

Fig. 6 Illustration of design variables

本文选择叶顶面平均传热系数和叶顶面平均气膜冷却效率作为目标变量来评估凹槽叶顶的传热性能和冷却性能,开展多目标优化设计。优化的目标为:寻找设计变量 $A_1 \sim A_4$ 的最佳组合,使得平均传热系数最小、平均气膜冷却效率最大。

采用自编优化设计程序对双肩臂凹槽叶顶的冷却传热性能进行优化。优化流程如图 7 所示,详细优化步骤如下。

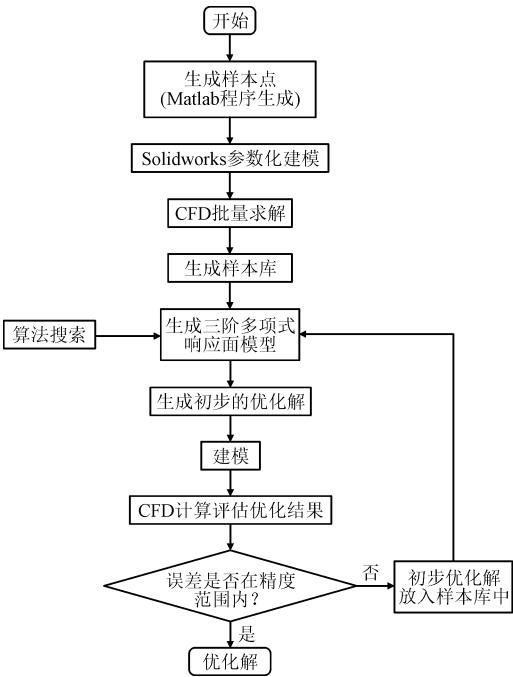


图 7 优化流程图
Fig. 7 Optimization flow chart

(1)采用 Matlab 编制程序,利用空间设计方法生成设计变量的初始样本点(20 个,三阶多项式响应面模型拟合 N 个设计变量的设计空间需要的样本点数目最少为 $(N+1)(N+2)/2+N$ 个);采用 VBS 语言编制程序控制 Solidworks 建模软件进行全自动参数化建模,调用 ANSYS CFX 对样本点进行自动批量数值求解,生成反映初始设计空间的样本库。

(2)基于样本库构建三阶多项式响应面模型(RSM),采用 Hooke-Jeeves 算法进行搜索,找到响应面模型中的最优解及对应的目标变量。

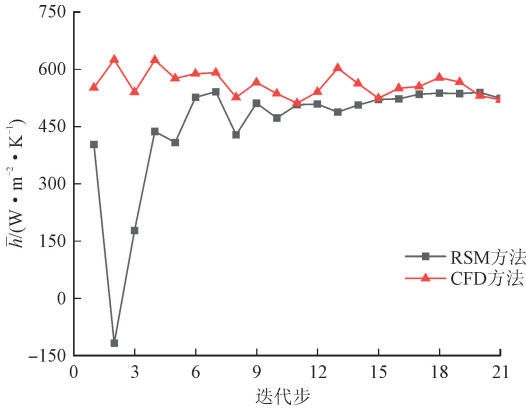
(3)对 Hooke-Jeeves 算法搜索到的最优解进行 CFD 验算。若 CFD 的验算值与算法的搜索值的误差在精度允许范围(1%)内,则计算收敛,获得整个优化过程的最优解;若 CFD 的验算值与算法的搜索值的误差在精度允许范围之外,则将 CFD 验算值作为一个样本点加入到样本库中,重新构造三阶多项式响应面模型,并用 Hooke-Jeeves 算法进行搜索,循环这一过程直至计算收敛。

2 计算结果与分析

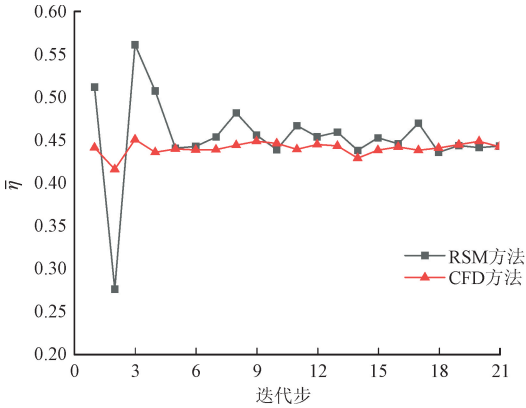
2.1 优化设计结果

利用两台 88 线程双 CPU E5-2696V4、内存 128 GB 工作站进行优化设计计算,20 个样本点共计算 17 d,并采用 CFD 方法校核计算 21 次后得到最优解。通过搜索三阶多项式响应面模型获得的最优

解与 CFD 验算得出的叶顶面平均传热系数相对误差为 0.76%、叶顶面平均气膜冷却效率相对误差为 0.19%,均小于 1%,可以认为整个优化过程收敛。图 8 给出了搜索三阶多项式响应面模型所获得的最优解和 CFD 验算值的收敛过程。



(a) 传热系数收敛过程



(b) 气膜冷却效率收敛过程

图 8 优化迭代收敛过程

Fig. 8 Convergent history of optimization iteration

图 9 为优化过程中目标变量散点图。从图中可以看出,初始样本库中的点大部分集中在平均传热系数 $530 \sim 730 W/(m^2 \cdot K)$ 、平均气膜冷却效率 $40.0\% \sim 44.5\%$ 的区域内;算法搜索出的点大部分集中在平均传热系数 $520 \sim 600 W/(m^2 \cdot K)$ 、平均气膜冷却效率 $43\% \sim 45\%$ 的区域,优化过程搜索出的设计变量的组合能有效地提升凹槽叶顶的冷却传热性能。

综合考虑双肩壁凹槽叶顶的冷却传热性能后,选择 Pareto 前沿中的一个解作为优化的最终结果。为了揭示不同的凹槽叶顶结构对其冷却传热性能的影响规律,选择公开发表文献中常用的叶顶结构作为参考进行分析。图 10 列出了几种不同凹槽叶顶设计,具体几何参数列于表 4。其中图 10(a)为传统凹槽叶顶,图 10(b)~10(e)为参考文献[7]中所提出的双肩壁凹槽叶顶设计,图 10(f)为本文的优化设计结构。

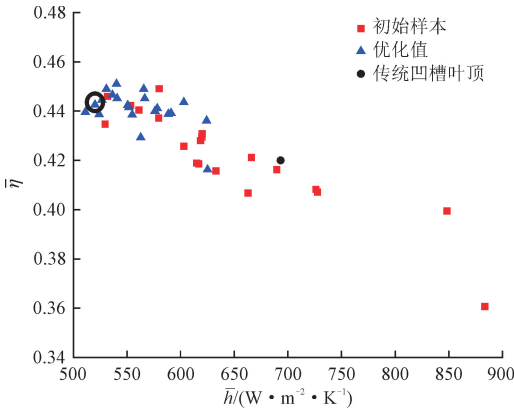


图 9 目标变量的散点图

Fig. 9 Scatter diagram for the target variables

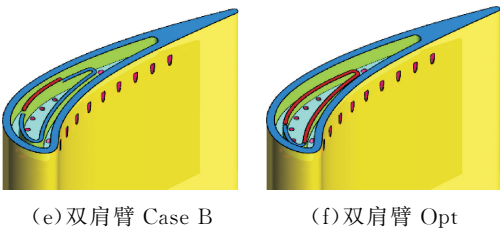


图 10 6 种凹槽叶顶的几何模型

Fig. 10 Computational models for six different squealer tips

表 4 给出了图 10 中各结构的设计变量值,以及对应结构的面平均传热系数和面平均气膜冷却效率。可以看出:本文优化过程得到的内肩臂分为上、下两层,下层高度为外肩臂高度的 42.69%,上层高度为外肩臂高度的 7.37%,上层肩臂的弧长占内肩臂总弧长的 86.00%;双肩臂 0.75H、双肩臂 Case B、双肩臂 Opt 的平均传热系数低于传统凹槽叶顶,双肩臂 0.75H 和双肩臂 Opt 的平均气膜冷却效率大于传统凹槽叶顶;双肩臂 Opt 结构的冷却传热性能明显优于其他 5 种结构,相对于传统凹槽叶顶,其叶顶面平均传热系数下降 24.96%,叶顶面平均气膜冷却效率上升 5.38%。由此可见,只有合理的双肩臂设计才能降低凹槽叶顶的热负荷并提升气膜冷却效率。

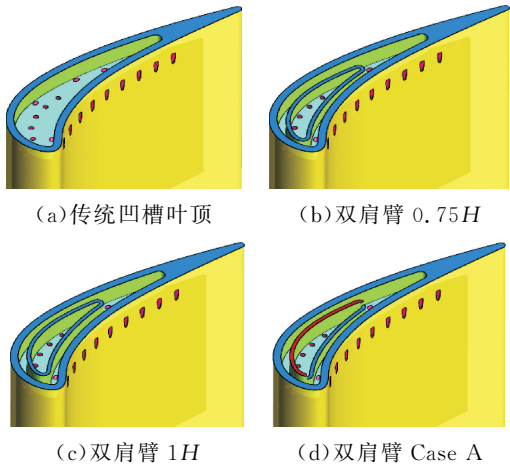


表 4 6 种凹槽叶顶的设计变量和目标值

Table 4 Design variables and target variables for six squealer tips

凹槽种类	设计变量				目标值	
	A_1	A_2	A_3	A_4	$\bar{h}/(\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1})$	$\bar{\eta}$
传统凹槽叶顶	0	0	0	0	693.30	0.420 0
双肩臂 0.75H	0	0	0.750 00	0	533.41	0.434 4
双肩臂 1H	0	0	1.000 00	0	958.44	0.327 9
双肩臂 Case A	45.35	53.450	0.750 00	0.250 000	778.51	0.405 5
双肩臂 Case B	58.42	23.270	0.750 00	0.250 000	635.92	0.415 8
双肩臂 Opt	0	86.004	0.426 91	0.073 723	520.24	0.442 6

2.2 流场结构及气动性能分析

图 11 和图 12 为 6 种凹槽叶顶的三维流线图、流向截面上的速度和流线分布图,分别用三种色度的蓝色三维流线表示气膜孔 $P_1 \sim P_3$ 、 $I_1 \sim I_5$ 、 $S_1 \sim S_6$ (见图 2)中的冷却流。从图中可以看出,传统凹槽叶顶的冷却流基本能够覆盖整个凹槽底面;在凹槽中部,冷却流和泄漏流共同作用形成了两个腔室涡;相较于传统凹槽叶顶,进入带双肩臂凹槽叶顶的泄漏流流量明显减少;在双肩臂结构中, $P_1 \sim P_3$ 的冷却流主要覆盖外凹槽压力侧区域, $I_1 \sim I_5$ 的冷却流主要覆盖内凹槽区域, $S_1 \sim S_6$ 的冷却流主要覆盖外凹槽前缘区域和外凹槽吸

力侧,外凹槽压力侧和吸力侧的冷却流沿流道流向尾缘,在尾缘区域汇集并覆盖尾缘区域。

对于双肩臂 0.75H,冷却流可以流出内凹槽进入外凹槽中,外凹槽中的冷却流也能越过内肩臂流入内凹槽。对于双肩臂 1H,由于内肩臂的限制作用,冷却流之间彼此独立,无法与其他区域的冷却流汇聚,从双肩臂 Case A 和双肩臂 Case B 的流场中也能发现此现象:冷却流可以越过内肩臂的下层,与其他区域的冷却流汇合,而会被高度较高的内肩臂上层阻挡。对于双肩臂 Opt 结构,内凹槽中冷却流和泄漏流形成的腔室涡尺度减小,越过内肩臂的冷却流增加,导致冷却流在

压力侧内肩臂顶部形成一个大尺寸的分离涡。

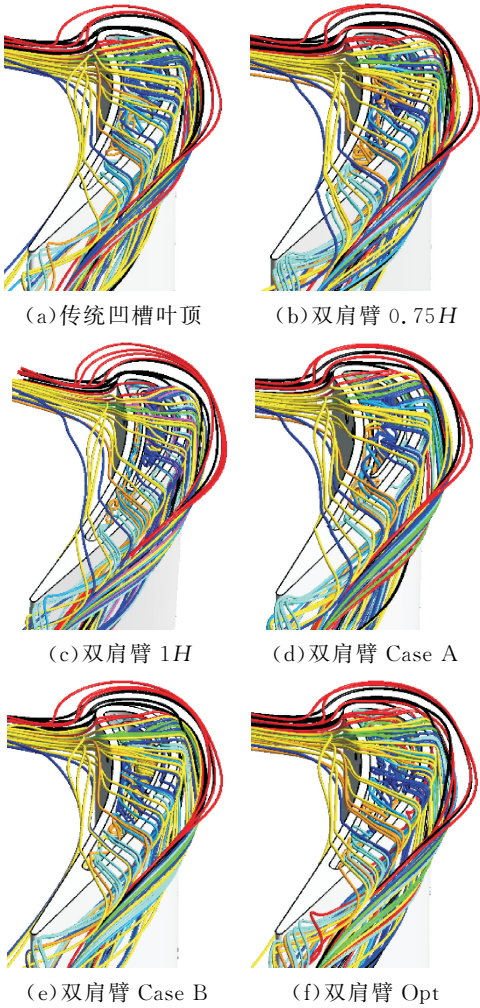


图 11 6 种凹槽叶顶间隙内的三维流线
Fig. 11 Three-dimensional streamlines in six squealer tip gaps

$$\eta_u = \frac{\dot{m}_m(i_{in}^* - i_{local}^*) + \sum_{j=1}^n \dot{m}_j(i_{c,in,j}^* - i_{local}^*)}{\dot{m}_m(k/(k-1))R_g T_{in}^* [1 - (P_{out}/P_{in}^*)^{(k-1)/k}] + \sum_{j=1}^n \dot{m}_j(k/(k-1))R_g T_{c,in,j}^* [1 - (P_{out}/P_{c,in,j}^*)^{(k-1)/k}]}$$

(4)

式中： $\dot{m}_m$ 为主流进口流量，kg/s； i_{in}^* 为级进口总焓，J/kg； i_{local}^* 为当地总焓，J/kg； n 为气膜孔数量； j 为气膜孔编号； $\dot{m}_j$ 为第 j 个气膜孔进口质量流量，kg/s； $i_{c,in,j}^*$ 为第 j 个气膜孔进口总焓，J/kg； k 为绝热指数，对于理想气体，取 $k = 1.4$ ； R_g 为气体常数，取 $R_g = 287 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$ ； T_{in}^* 为透平级进口总温，K； P_{out} 为透平级出口静压，Pa； P_{in}^* 为透平级进口总压，Pa； $T_{c,in,j}^*$ 为第 j 个气膜孔进口总温，K； $P_{c,in,j}^*$ 为第 j 个气膜孔进口总压，Pa。等熵效率计算平面位于动叶尾缘点下游 3.33 mm 处。

表 5 列出了 6 种凹槽叶顶结构的等熵效率。与传统凹槽结构相比，内肩壁结构尺寸的改变对透平

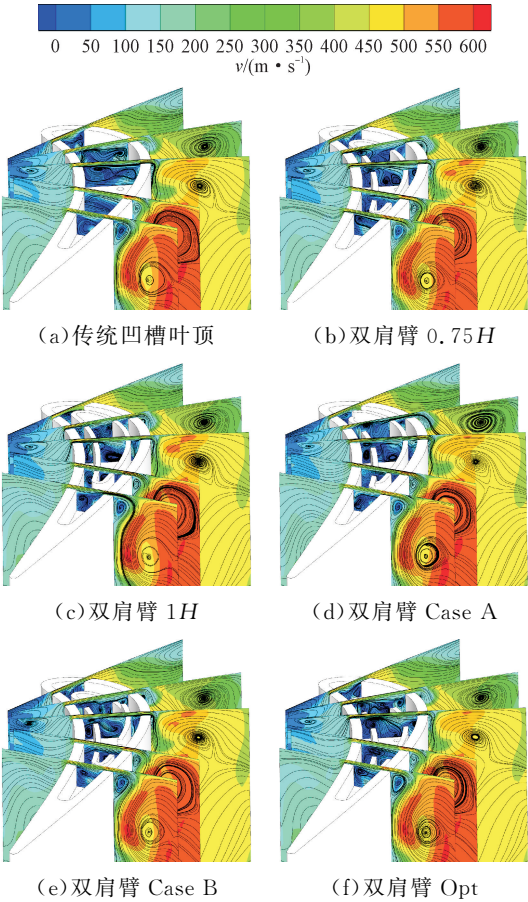


图 12 6 种凹槽叶顶流向截面上的速度及流线
Fig. 12 Velocity contours and streamlines on streamwise cut-planes for six squealer tips

为衡量不同凹槽叶顶结构时的透平级气动性能，定义透平级等熵效率(η_u)的计算公式为

级等熵效率的影响很小。因此，优化后的双肩壁结构在冷却传热性能提升的同时，还可保持与传统凹槽叶顶相近的气动效率。

表 5 优化前后的透平级等熵效率	
Table 5 Isentropic efficiency of the turbine stage before and after optimization	
叶顶结构	$\eta_u/\%$
传统凹槽叶顶	84.07
双肩臂 0.75H	84.03
双肩臂 1H	84.05
双肩臂 Case A	84.02
双肩臂 Case B	84.03
双肩臂 Opt	84.03

2.3 传热性能分析

图 13 给出了 6 种凹槽叶顶结构的传热系数分布云图。整体而言,冷气对凹槽叶顶形成了良好的气膜覆盖,除双肩臂 $1H$ 结构外,在凹槽底部无大范围的高传热系数区存在,说明冷却气流有效降低了凹槽叶顶的热负荷。6 种凹槽叶顶结构的传热系数分布有共同的特征:在外凹槽前缘吸力侧 A 区域,传热系数相较于其他区域较高,这是由于前缘附近泄漏流的冲击作用显著;压力侧外肩臂顶部受到高速泄漏流的冲击,且难以被冷却流覆盖,因此形成高传热系数区 B 。由于叶片壁面的温度为 $1\,273\text{ K}$,冷却流进口温度为 883 K ,当冷却流覆盖叶片壁面时,流体温度低于叶片壁面温度,传热系数会出现负值(见式(2))。

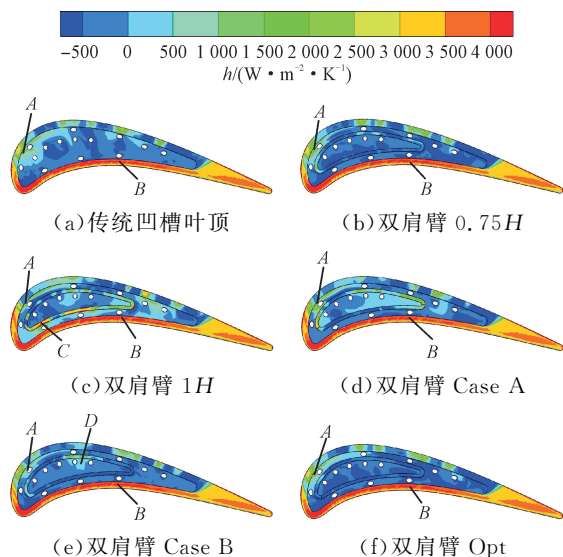


图 13 凹槽叶顶的传热系数云图

Fig. 13 Heat transfer coefficient contours on squealer tips

对于双肩臂 $1H$,压力侧内肩臂与外肩臂的高度相同,导致流入叶顶间隙的泄漏流流速很高,并直接冲击压力侧内肩臂顶部,因此压力侧内肩臂顶部存在高传热系数区 C 。双肩臂 $1H$ 和双肩臂 Case A 的内凹槽底面的传热系数比双肩臂 $0.75H$ 和双肩臂 Opt 高,这是由于泄漏流进入内凹槽后,被吸力侧内肩臂阻挡,导致方向改变冲击内凹槽底面,这一现象也可从图 13(e)中的 D 区域处看出。 D 区域处于双肩臂 Case B 内肩臂上层对应的底部壁面,内凹槽中除 D 之外的区域都被冷却流较好地覆盖,而过高的吸力侧内肩臂高度会使内凹槽的传热性能明显下降,降低吸力侧内肩臂高度可降低泄漏流冲击凹槽底面的速度,从而减小内凹槽底面的传热系数。对比双肩臂 $1H$ 和双肩臂 Case A 的传热系数可以

发现:双肩臂 $1H$ 的外凹槽压力侧底部的传热系数很高,说明压力侧内肩臂的高度过高也会导致高速泄漏流冲击凹槽底面,形成高传热系数区。

对比双肩臂 Opt 和双肩臂 $0.75H$ 的传热系数可以发现,双肩臂 Opt 的传热系数数值更低,内外凹槽的传热性能更优,说明在一定的范围内,调整内肩臂的高度可以使泄漏流在凹槽内进一步减速,降低泄漏流对凹槽底部的冲击作用及凹槽叶顶的热负荷。

图 14 为 6 种凹槽叶顶结构的节距平均传热系数沿轴向的分布曲线。除双肩臂 $1H$ 和双肩臂 Case A 外,其余双肩臂结构的节距平均传热系数在大部分范围内均小于传统凹槽叶顶。双肩臂 Opt 和双肩臂 $0.75H$ 的节距平均传热系数小于其他结构,特别是在轴向弦长 $30\%\sim 40\%$ 的范围内优势最为明显。而双肩臂 Opt 结构的节距平均传热系数在轴向弦长 40% 之后的区域比双肩臂 $0.75H$ 更小。综合来看,双肩臂 Opt 可以有效降低凹槽叶顶的热负荷。

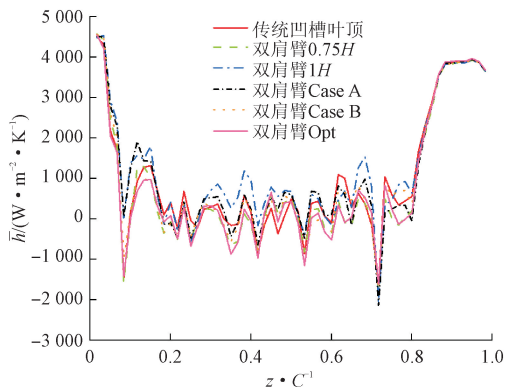


图 14 凹槽叶顶节距平均传热系数沿轴向分布

Fig. 14 Pitch-averaged heat transfer coefficient on squealer tip along axial direction

2.4 冷却性能分析

图 15 和图 16 分别给出了 6 种凹槽叶顶结构的气膜冷却效率分布云图和冷却流的三维流线图。由于泄漏流冲击凹槽前缘吸力侧区域,因此 6 种凹槽叶顶结构的前缘区域存在低气膜冷却效率区 D 。除双肩臂 $1H$ 叶顶以外,其余双肩臂叶顶结构存在相似的气膜冷却效率分布规律,即外凹槽吸力侧气膜冷却效率低于外凹槽压力侧,内凹槽的气膜冷却效率低于外凹槽。对于传统凹槽叶顶,在凹槽底部 E 区域,冷却流大量聚集,形成高气膜冷却效率区。在双肩臂 $1H$ 叶顶中,由于内肩臂与外肩臂高度相等,对冷却流的限制作用很强,气膜孔 $P_1\sim P_3$ 、 $I_1\sim I_5$ 、

$S_1 \sim S_6$ 中的冷却流只能各自在外凹槽压力侧通道、内凹槽、外凹槽吸力侧通道内流动,无法跨越内肩臂进入凹槽内部其他区域,导致冷却流无法有效聚集,

贴壁性差,冷却流很快流入叶栅通道,无法在凹槽底面形成有效的气膜覆盖,因此凹槽底部的气膜冷却效率明显低于其他结构。

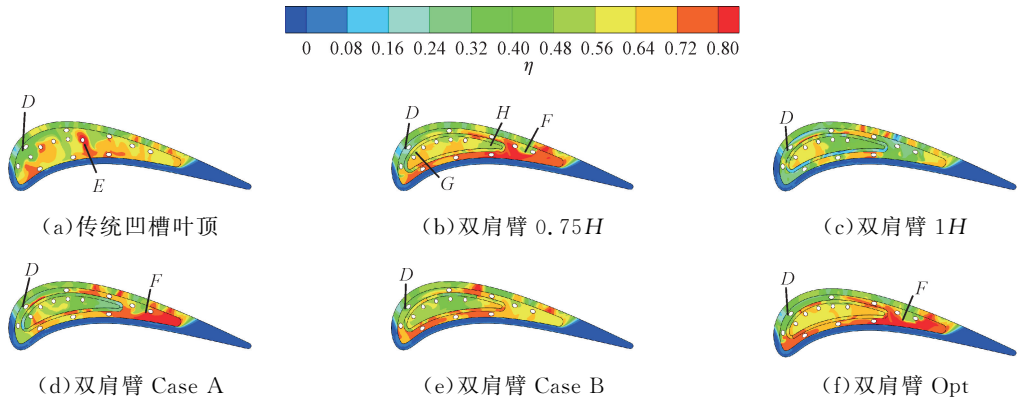


图 15 凹槽叶顶气膜冷却效率云图

Fig. 15 Film cooling effectiveness contours on squealer tips

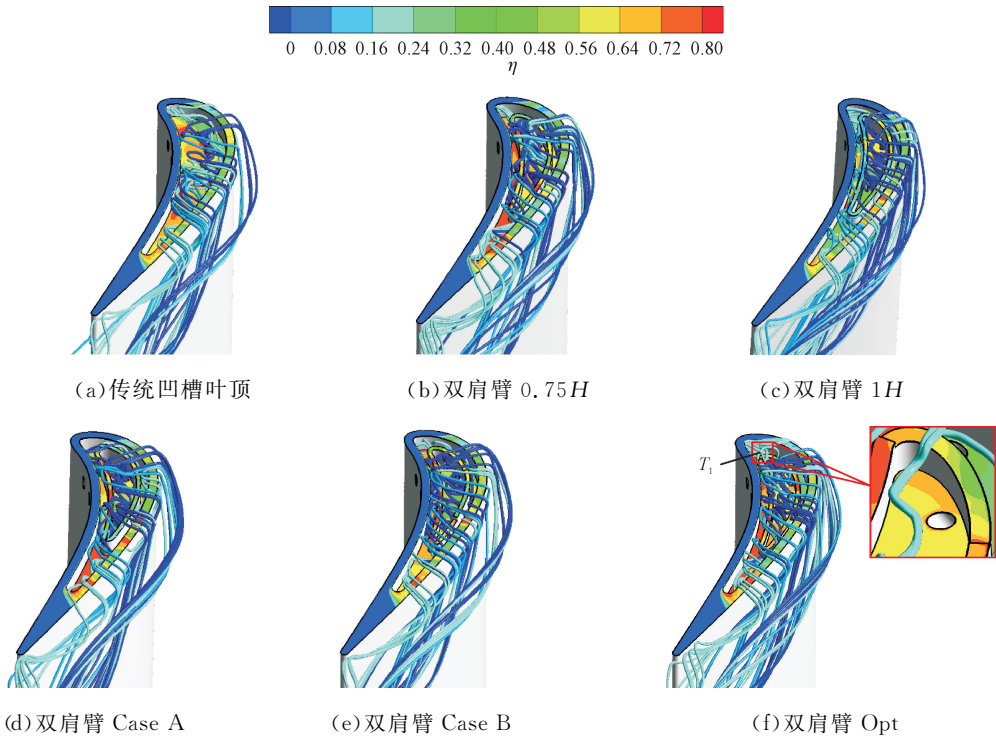


图 16 凹槽叶顶冷却流流线图

Fig. 16 Coolant streamlines in squealer tips

双肩臂 Case A 与双肩臂 1H 具有相同高度的吸力侧内肩臂高度,但是双肩臂 Case A 的压力侧内肩臂高度为 $0.75H$,内凹槽和外凹槽压力侧通道中的冷却流的混合作用加强,冷却流汇聚后流向凹槽尾缘,在尾缘区域形成高气膜冷却效率区 F 。

双肩臂 Case B 虽然压力侧内肩臂、部分吸力侧内肩臂高度为 $0.75H$,但是在尾缘区域并没有形成高气膜冷却效率区,这是因为内凹槽中部泄漏流的

强度较高(如图 11(e)中所示),部分 $I_3 \sim I_5$ 中的冷却流被挤压,直接越过吸力侧内、外肩臂进入叶栅通道中,流向尾缘的冷却流减少。双肩臂 $0.75H$ 中内外凹槽中的冷却流聚集效果较好,内凹槽和外凹槽中的气膜冷却效率较高,但是在内凹槽的前缘和尾缘区域还存在气膜冷却效率较低的区域 G 和 H 。

双肩臂 Opt 的内凹槽中气膜冷却效率分布均匀且数值较高,无明显低气膜冷却效率区。一方面

原因是双肩臂 Opt 的内肩臂高度更小,各区域冷却流的混合效果更好,冷却流的贴壁性提高,合适的内肩臂高度使泄漏流无法在内凹槽内形成大尺度的涡流,有利于冷却流在内凹槽底面形成有效的冷却气膜;另一方面是因为双肩臂 Opt 的内肩臂上下分层,在内肩臂前缘部分存在一个 7.37% 外肩臂高度的缺口,如图 16(f) 中 T_1 所示,这一结构可以使更多 S_1 气膜孔中的冷却流进入内凹槽中,增强了内凹槽中的气膜冷却效果。此外,双肩臂 Opt 的内肩臂顶部受到的泄漏流冲击作用较小,而且冷却流很好地覆盖了内肩臂顶部,因此内肩臂顶部的气膜冷却效率很高。

图 17 给出了 6 种凹槽叶顶结构的节距平均气膜冷却效率沿轴向的分布曲线。从图中可以看出,双肩臂 1H 和双肩臂 Case A 的节距平均气膜冷却效率在大部分轴向弦长的范围内都低于其他凹槽叶顶结构。双肩臂 Opt 的节距平均气膜冷却效率分布较为均匀,在轴向弦长 0%~10%、33%~38%、52%~62% 的范围内相比于其他结构具有明显优势。综合图 15~图 17,双层肩臂 Opt 可以显著提高凹槽叶顶的冷却性能。

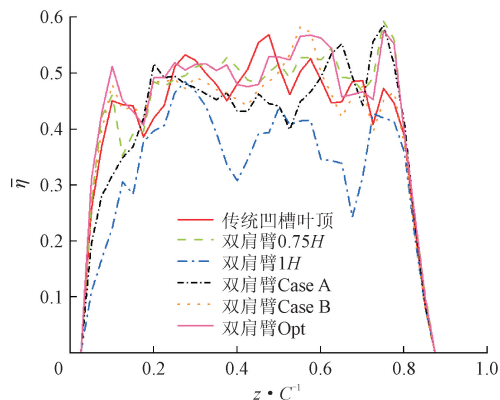


图 17 凹槽叶顶节距平均气膜冷却效率沿轴向分布

Fig. 17 Pitch-averaged film cooling effectiveness on squealer tip along axial direction

2.5 目标变量敏感性分析

在完成双肩臂凹槽叶顶冷却传热性能的优化设计和分析后,接着对目标变量与设计变量间的关系进行敏感性分析,评估各设计变量对双肩臂凹槽叶顶冷却传热性能的影响。

从校核计算的结果可知,近似模型的搜索值与 CFD 的验算值相对误差小于 1%,因此经过校核验算后的三阶多项式响应面模型已经可以用来预测实际设计空间的分布。通过在优化设计平台中改变单

个设计变量的值,其余设计变量保持最优设计值,可以得到目标变量随单一设计变量的变化曲线。图 18 和图 19 给出了 $A_1 \sim A_4$ 分别变化时,双肩臂凹槽叶顶的面积平均传热系数和面积平均气膜冷却效率的变化趋势。横坐标 x 为设计变量 $A_1 \sim A_4$ 的相对变化范围,取值 0~1。

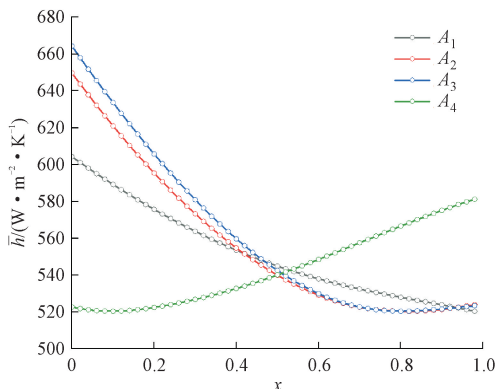


图 18 单一设计变量变化时双肩臂凹槽叶顶传热系数的变化

Fig. 18 Variations of heat transfer coefficient on double-rim squealer tip when a single design variable changes

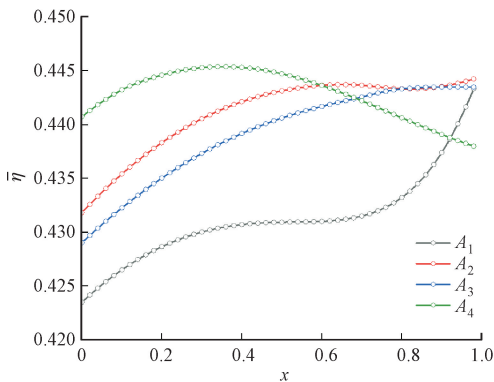


图 19 单一设计变量变化时双肩臂凹槽叶顶气膜冷却效率的变化

Fig. 19 Variations of film cooling effectiveness on the double-rim squealer tip when a single design variable changes

基于图 18 和图 19 中各设计变量变化时目标变量的变化绘制出各设计变量对双肩臂凹槽叶顶传热系数和气膜冷却效率影响的饼状图。从图 20 和图 21 可以看出,目标变量对各设计变量的敏感程度;叶顶平均传热系数对内肩臂下层的高度最为敏感;叶顶平均气膜冷却效率对内肩臂上层的放置方式最为敏感。

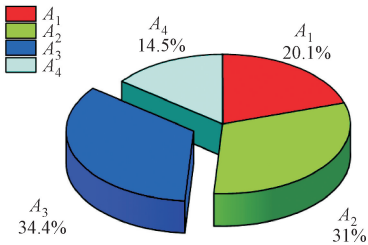


图 20 双肩壁凹槽叶顶传热系数对设计变量的敏感性
Fig. 20 Sensitivity of heat transfer coefficient on double-rim squealer tip to the design variables

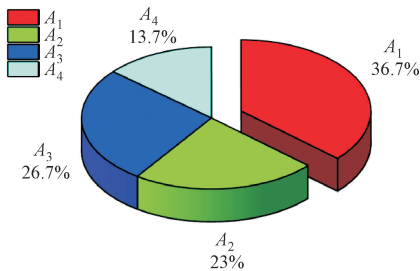


图 21 双肩壁凹槽叶顶气膜冷却效率对设计变量的敏感性
Fig. 21 Sensitivity of film cooling effectiveness on the double-rim squealer tip to the design variables

3 结 论

(1)优化后的内肩臂分为上、下两层,内肩臂下层高度为外肩臂总高度的 42.69%,内肩臂上层高度为外肩臂总高度的 7.37%,内肩臂上层的起始点在内凹槽前缘点附近,内肩臂上层的弧长占内肩臂总弧长的 86.00%。相比于传统凹槽叶顶,优化后的双肩壁凹槽叶顶的面平均传热系数下降了 24.96%、面平均气膜冷却效率上升了 5.38%。

(2)合理的内肩臂下层高度可有效减少间隙泄漏流对凹槽壁面的冲击作用,使冷却流在内外凹槽区域有效聚集并对凹槽壁面形成有效覆盖,降低凹槽叶顶的热负荷并提升冷却性能。优化后的内肩臂前缘上下分层结构形成的吸力侧缺口可以增加进入内凹槽中的冷却流流量,进一步提高内凹槽中的冷却传热性能。

(3)叶顶平均传热系数对内肩臂下层的高度最为敏感;叶顶平均气膜冷却效率对内肩臂上层的起始位置最为敏感。在所研究的 4 个设计变量中,内肩臂上层的高度对双肩壁凹槽叶顶的冷却传热性能影响相对较小。

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] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2013.

[3] CERNAT B C, PÁTÝ M, DE MAESSCHALCK C, et al. Experimental and numerical investigation of optimized blade tip shapes: part I turbine rainbow rotor testing and numerical methods [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(1): 011006.

[4] PÁTÝ M, CERNAT B C, DE MAESSCHALCK C, et al. Experimental and numerical investigation of optimized blade tip shapes: part II tip flow analysis and loss mechanisms [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(1): 011007.

[5] CERNAT B C, LAVAGNOLI S. Experimental investigation of tip design effects on the unsteady aerodynamics and heat transfer of a high speed turbine [J/OL]. Journal of Turbomachinery, 2021: Tubro-20-1377 [2023-06-13]. <https://doi.org/10.1115/1.4050443>.

[6] DE MAESSCHALCK C, LAVAGNOLI S, PANIAGUA G. Blade tip shape optimization for enhanced turbine aerothermal performance [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 136(4): 041016.

[7] YAN Xin, YU Jinxing, HE Kun. Modifications of double-rim geometry to improve thermal performance of squealer tip in a turbine stage [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2023, 237(6): 1203-1219.

[8] BUCCHIERI G, GALBIATI M, COUTANDIN D, et al. Optimisation techniques applied to the design of gas turbine blades cooling systems [C]//ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2006: 1395-1405.

[9] DAWES W N, KELLAR W P, RICHARDSON G A. Application of topology-free optimization to manage cooled turbine tip heat load [C]//ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2009: 533-543.

[10] 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, USA: ASME, 2013: V001T01A005.

[11] SCHABOWSKI Z, HODSON H, GIACCHE D, et al. Aeromechanical optimization of a winglet-squealer tip

- for an axial turbine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(7): 071004.
- [12] 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.
- [13] LI Chenxi. Aerothermal performance analysis and knowledge discovery of film holes on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2023, 186: 108114.
- [14] DE MAESSCHALCK C, ANDREOLI V, PANIAGUA G, et al. Aerothermal optimization of turbine squealer tip geometries with arbitrary cooling injection [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(11): 111010.
- [15] VINCEKOVIC L, JOHN A, QIN Ning, et al. Exploring topology optimization for high pressure turbine blade tips [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(7): 071013.
- [16] MARAL H, ALPMAN E, KAVURMACIOĞLU L, et al. A genetic algorithm based aerothermal optimization of tip carving for an axial turbine blade [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2019, 143: 118419.
- [17] ZHOU Zhihua, CHEN Shaowen, WANG Songtao. Aerodynamic optimisation of a winglet-cavity tip in a high-pressure axial turbine cascade [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(4): 649-663.
- [18] CALONI S, SHAHPAR S, COULL J D. Numerical investigations of different tip designs for shroudless turbine blades [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy*, 2016, 230(7): 709-720.
- [19] MARAL H, ŞENEL C B, DEVECİ K, et al. A genetic algorithm based multi-objective optimization of squealer tip geometry in axial flow turbines: a constant tip gap approach [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2020, 142(2): 021402.
- [20] HALILA E E, LENAHAHAN D T, THOMAS T T. High pressure turbine test hardware detailed design report [R/OL]. (1982-06-01) [2023-05-01]. <https://searchworks.stanford.edu/view/12755983>.
- [21] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2003, 125(4): 669-677.
- [22] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(4): 648-657.
- [23] 吴琛琦, 何坤, 晏鑫. 透平级带压力侧小翼凹槽叶顶的传热与气膜冷却性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(3): 147-159.
WU Chenqi, HE Kun, YAN Xin. Investigation into heat transfer and film cooling performance at pressure-side winglet-squealer tip in a turbine stage [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(3): 147-159.
- [24] 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.
- [25] 于金杏, 叶明亮, 晏鑫. 发动机工况下透平级凹槽叶顶冷却传热性能研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2021, 55(7): 106-116.
YU Jinxing, YE Mingliang, YAN Xin. Investigations on the heat transfer and film cooling effect at squealer tip of a turbine stage under engine conditions [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2021, 55(7): 106-116.

(编辑 亢列梅)