

面向气膜冷效提升的涡轮叶栅全端壁 非轴对称造型设计优化

陶志¹, 王杰^{1,2}, 李柏霖¹, 闫毅飞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. 太行实验室, 610299, 成都)

摘要: 为探索非轴对称端壁设计对端壁封严冷气 and 气膜孔气膜冷效的提升机制, 提出一种基于周期性非均匀有理 B 样条曲面的全端壁非轴对称造型方法, 解决了传统方法对叶栅前缘上游区域的几何约束限制。建立包含端壁槽缝与离散气膜孔的涡轮叶栅数值仿真模型, 并通过试验数据验证仿真模型的可靠性。以端壁平均气膜冷却效率为目标, 采用基于 Kriging 代理模型的全局优化算法开展端壁优化设计。仿真结果表明: 相比原始轴对称端壁, 3 个吹风比下的非轴对称端壁平均气膜冷却效率分别提升了 9.36%、10.68% 和 14.76%, 叶栅出口总压损失系数基本不变; 非轴对称端壁造型不仅改变了端区的压力分布, 大幅降低了叶片前缘附近的静压及叶栅通道进口位置的横向压力梯度, 使得冷却射流能够对叶片前缘附近及通道进口形成更宽的气膜覆盖范围, 还削弱了端区横向二次流, 抑制了其对冷却射流的卷吸作用, 使得靠近叶片压力面侧端壁上的气膜覆盖得到强化。研究结果可为现代高气热负荷涡轮端壁的冷却防护提供理论依据和技术参考。

关键词: 非轴对称端壁; 设计优化; 离散气膜孔; 气膜冷却; 吹风比

中图分类号: TK47 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202508007 **文章编号:** 0253-987X(2025)08-0064-11

Optimization of Full-Endwall Non-Axisymmetric Contouring Design for Turbine Cascades Aimed at Enhancing Film Cooling Effectiveness

TAO Zhi¹, WANG Jie^{1,2}, LI Bolin¹, YAN Yifei¹, SONG Liming¹, LI Jun¹

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

2. TaiHang Laboratory, Chengdu 610299, China)

Abstract: To explore the enhancement mechanism of non-axisymmetric endwall design on both endwall sealing coolant and discrete-hole film cooling effectiveness, a full-endwall non-axisymmetric contouring method based on periodic non uniform rational B-spline surfaces is proposed, overcoming geometric constraints in traditional approaches for the upstream region of cascade leading edges. A numerical simulation model of turbine cascades incorporating endwall slots and discrete film cooling holes is established and validated against experimental data. Using endwall-averaged film cooling effectiveness as the objective function, a global optimization algorithm based on Kriging surrogate modeling is employed for endwall design optimization. Simulation results indicate that, compared to the original axisymmetric endwall, the average film cooling efficiency of the non-axisymmetric endwall increases by 9.36%, 10.68%, and 14.76% at three different blowing ratios,

while the total pressure loss coefficient at the cascade exit remains largely unchanged. The non-axisymmetric endwall design not only alters the pressure distribution in the end region but also significantly reduces the static pressure near the blade leading edge and the lateral pressure gradient at the inlet position of the cascade channel. This allows the cooling jet to achieve a broader film coverage area near the blade leading edge and channel inlet, while also weakening the lateral secondary flow in the end region, thus suppressing its entrainment effect on the cooling jet and enhancing the film coverage on the endwall near the pressure side of the blade. This research provides theoretical foundations and technical references for cooling protection of modern turbine endwalls under high thermal-mechanical loads.

Keywords: non-axisymmetric endwall; design optimization; discrete film holes; film cooling; blowing ratio

随着涡轮进口温度的逐年攀升,涡轮叶片端区面临的热负荷也不断增大^[1]。除了气冷涡轮叶片的冷却防护,近年来涡轮端区的冷却防护也备受重视^[2]。此外,随着航空发动机推重比的增大,涡轮叶片的气动负荷也不断增大,导致端区二次流不断增强,在带来更大气动损失的同时,也给端壁冷却布局带来更严峻的考验。因此,探索非轴对称端壁等流动控制技术在端壁冷却防护方面的应用前景已成为当前研究的热点。

非轴对称端壁技术经过近 30 年的持续迭代已得到了长足发展^[3]。1994 年,Rose 等^[4]较早地开展端壁凹凸造型以改变端壁的静压分布,从而达到降低轮盘泄漏损失的目的。Rose 的研究证明了非轴对称端壁在端区静压控制的优越性,因此受到众多学者的关注。在 Rose 的研究基础上,Hartland 等^[5]进行了平面叶栅试验研究,进一步验证了上述结论。

近 20 年,越来越多的研究人员针对非轴对称端壁流动控制技术开展了机理和优化研究。Brennan 等^[6]将非轴对称端壁造型设计运用到遄达 500 发动机高压涡轮,使得涡轮级效率增大了 0.4%。Babu 等^[7]采用槽缝射流叶栅方案,研究了非轴对称端壁对端区气动性能的影响。谢柏森等^[8]研究了非轴对称端壁条件下封严冷气与主流的相互影响。Hu 等^[9]研究了上游尾迹对非轴对称端壁的影响,结果表明:上游尾迹会对非轴对称端壁的效果产生负面影响。Su 等^[10]研究了非定常环境下非轴对称端壁造型对马蹄涡的影响机制。

由于非轴对称端壁几何型面复杂,其参数化设计方法直接决定了设计的自由度和流动控制效果。目前,非轴对称端壁造型方法大致可分为双控制型线法和基于控制点的样条曲面造型法两类。在非轴

对称端壁技术发展初期,双控制型线法因控制点个数少、设计变量物理意义明确的特点被广泛应用。Gregory-Smith 等^[11]分别采用傅里叶级数和 B 样条曲线作为周向及轴向控制线,设计了非轴对称端壁。李国君等^[12]采用三角函数作为周向控制函数,结合涡轮叶栅通道内的压力分布构造了非轴对称端壁。

近年来,随着计算机技术及优化算法的快速发展,具有更高自由度的非轴对称端壁造型方法也得到了迅速发展。Praisner 等^[13]通过调节三次样条曲面的控制点,对非轴对称端壁开展造型。高增珣等^[14]发展了基于非均匀有理 B 样条曲面的端壁造型方法,并通过试验验证了造型方法的有效性。王杰等^[15]通过样条曲面构建了非轴对称端壁造型。

过去大量的研究已经证实,非轴对称端壁造型在调控端区流动、减小端区二次流损失方面具有显著效果。然而,现代航空发动机涡轮端区的热负荷更高,开展非轴对称端壁设计时必须关注端壁的换热与冷却性能。Saha 等^[16]较早开展非轴对称端壁的端区换热性能研究,证明了非轴对称端壁改善端区换热特性的潜力。Gustafson 等^[17]通过低速平面叶栅试验研究了非轴对称端壁造型对端区冷却射流的影响,发现非轴对称端壁能够增强端区冷却射流的贴壁性。Okita 和 Nakamata^[18]通过数值计算得到了与上述相似的结论。Chen 等^[19]在试验中通过压敏漆技术,对具有多排气膜孔的非轴对称端壁绝热冷却效率进行测量,发现大吹风比工况下非轴对称端壁的绝热气膜冷效优于轴对称端壁,但在小吹风比工况下的结果则相反。Zhang 等^[20]研究了槽缝射流及气膜孔射流共同作用下,非轴对称端壁对端区气动及冷却、换热特性的影响。陶志等^[21-22]通过考虑槽缝射流的涡轮叶栅,研究了非轴对称端壁对端区气热性能的影响。

综上所述,经过多年发展,非轴对称端壁技术在端区流动控制方面取得了显著成效,并在提升端区冷却性能方面展现出可观潜力。然而,现有非轴对称端壁造型方法主要局限于叶栅通道内部,难以对叶栅通道上游及下游区域进行有效造型。事实上,涡轮端壁前缘附近的涡系结构非常复杂,包括马蹄涡及封严冷气分离诱导涡等。这些涡系结构及其交互作用会显著恶化端壁前缘附近的冷却效果。因此,如何发展一种能够覆盖前缘区域的全端壁非轴对称造型方法,以实现封严冷气和端壁气膜射流的疏导与调控,成为当前研究的重点与难点。

针对上述问题,本文提出了一种基于周期性非均匀有理 B 样条(NURBS)曲面的全端壁非轴对称端壁造型方法。以考虑端壁槽缝和离散气膜孔的涡轮叶栅模型为研究对象,以提升气膜冷却效率为目标开展了非轴对称端壁优化设计。通过对比优化后的非轴对称端壁与原始轴对称端壁在不同吹风比下的气膜冷却特性,揭示了优化前、后性能提升的流动与传热机理。研究结果有望为现代高气热负荷涡轮端壁的冷却防护提供理论依据和技术参考。

1 数值计算模型及验证

1.1 数值计算模型

将比利时冯·卡门流体力学研究所(VKI)开发的高负荷跨声速导叶作为研究对象^[23],该叶片的型线如图 1 所示,具体的叶型几何参数详见表 1。

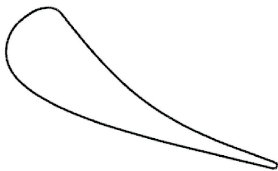


图 1 VKI 高压涡轮导叶叶型

Fig. 1 Profile of VKI high pressure turbine guide vane

表 1 导叶的几何参数

Table 1 Geometric parameters of guide vane

几何参数	数值
弦长/mm	67.65
轴向弦长/mm	37.00
栅距/mm	57.50
安装角(与轴向夹角)/(°)	55
喉部尺寸/mm	14.93
前缘半径/mm	4.13
尾缘半径/mm	0.71

本文通过与 Zhou 等^[24]开展的 VKI 叶型端壁气膜孔冷却试验结果进行对比,以验证数值仿真方法的有效性。上述试验在 MUR43 工况下,测量了槽缝射流冷却和单排气膜孔共同作用下的端壁气膜冷却效率,其试验模型如图 2(a)所示。图 2(b)为主流与冷气射流的流动方向示意图。该试验方案具有 1 个入口、3 个出口与 1 个完整的叶栅通道。通过调节 3 个出口处的压力,来保证内部流动与传统平面叶栅一致。试验中,采用压力敏感漆测量端壁表面的绝热气膜冷却效率,公式如下

$$\eta = \frac{T_{a\infty} - T_{aw}}{T_{a\infty} - T_c} \tag{1}$$

式中: $T_{a\infty}$ 为绝热壁面恢复温度; T_{aw} 为绝热壁面温度; T_c 为冷气温度。

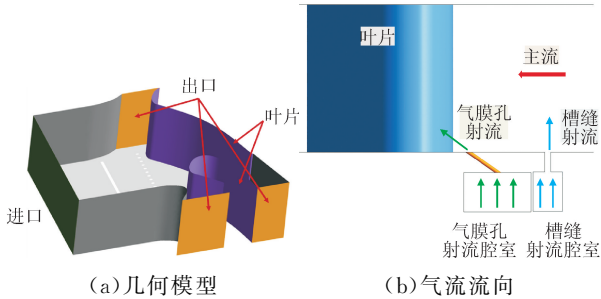


图 2 试验模型示意图

Fig. 2 Schematic diagram of test model

Zhou 等^[24]试验方案的具体几何尺寸和工况参数如表 2 所示。通过 UG 软件构建了相同的几何模型,并采用 ANSYS Mesh 软件划分如图 3 所示的非结构化网格。为了准确捕捉近壁面处的流动传热特性,在固壁附近设置了边界层网格。在重点关注的下端壁附近,通过体加密方式对气膜射流掺混区域进行网格加密。

表 2 试验方案的几何参数和工况参数

Table 2 Geometric parameters and operating conditions of the experiment

参数	数值
气膜孔直径/mm	1.0
气膜孔入射角/(°)	35
气膜孔间距/mm	3.0
气膜孔距叶片前缘距离/mm	4.0
槽缝宽度/mm	1.5
槽缝入射角/(°)	90
槽缝距叶片前缘距离/mm	24.0
叶高/mm	75
出口马赫数	0.84

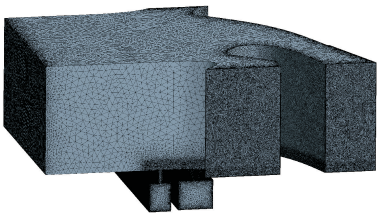


图 3 非结构化网格示意图
Fig. 3 Schematic diagram of unstructured grid

采用 ANSYS CFX 软件开展数值计算,具体的计算边界条件如表 3 所示。由于文献[24]试验中测量得到的试验段进口端壁边界层厚度约为 3.1 mm,为了与其保持一致,在仿真模型进口前增加了相同截面的长矩形通道,提取边界层厚度为 3.1 mm 处总温、总压沿叶高的分布作为进口边界条件。

表 3 仿真模型边界条件

Table 3 Boundary conditions of simulation model

参数	数值
进口总温/K	450
通道出口静压/kPa	101.0
吸力面侧出口静压/kPa	141.5
压力面侧出口静压/kPa	141.8
冷气温度/K	300
槽缝进口质量流量/(g·s ⁻¹)	1.40
气膜孔进口质量流量/(g·s ⁻¹)	2.08

1.2 湍流模型验证

采用多种典型湍流模型在试验工况下开展数值计算,并将计算得到的端壁表面的气膜冷却效率 η 与试验结果进行对比。图 4 展示了试验与计算结果的云图分布。可以看到,不同湍流模型在叶片前缘及吸力面附近的预测结果与试验结果吻合良好。在通道

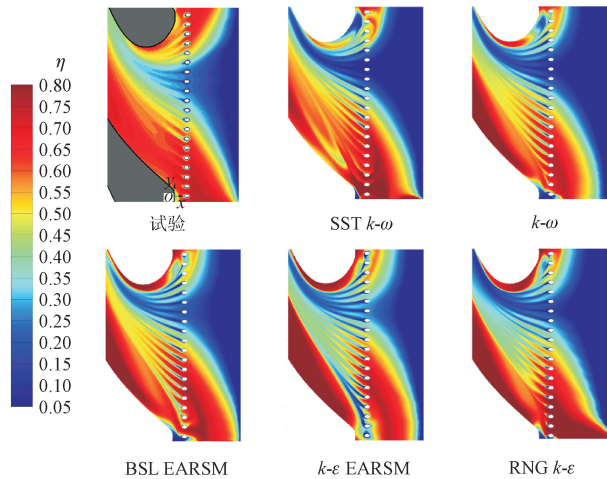


图 4 不同湍流模型下端壁的 η 分布

Fig. 4 Distribution of endwall η for different turbulence models

中间靠近压力面侧区域, $k-\omega$ 、BSL 显式代数雷诺应力(EARSIM)、 $k-\epsilon$ EARSIM 及 RNG $k-\epsilon$ 等湍流模型对气膜冷却效率的局部数值预测偏高,但覆盖范围预测偏小。综合来看,SST $k-\omega$ 湍流模型对端壁气膜冷却的覆盖范围和量级预测结果与试验结果更为吻合。

图 5 给出了横向平均的气膜冷却效率 η' 沿轴向的分布。图中,横坐标为轴向坐标 x 与轴向弦长 C_{ax} 之比,0 表示叶片前缘位置,负数表示叶栅通道前缘上游区域。由图 5 可见,BSL EARSIM、 $k-\epsilon$ EARSIM 及 RNG $k-\epsilon$ 等湍流模型对叶片前缘附近 η' 的预测结果均高于试验结果,而对 $1/10C_{ax}$ 后区域的预测结果远低于试验结果。相比之下,SST $k-\omega$ 湍流模型的预测结果在不同轴向位置处均与试验结果吻合较好。因此,本文选择 SST $k-\omega$ 湍流模型开展后续的优化及机理分析研究。

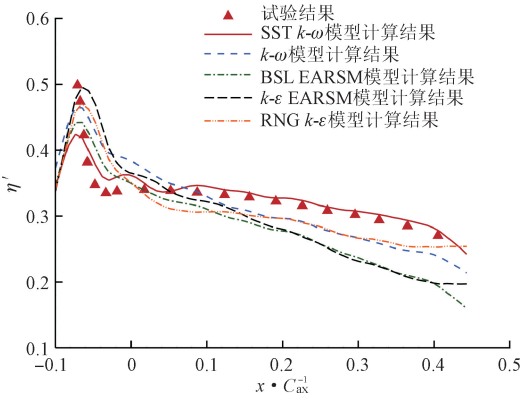


图 5 横向平均 η' 沿轴向的分布

Fig. 5 Axial distribution of laterally averaged η'

由于文献[24]采用 1 个入口和 3 个出口的模型开展试验,为了方便后续的非轴对称端壁优化工作,本文采用基于平移周期性边界的平面叶栅单通道模型进行计算,计算域如图 6(a)所示。端壁槽缝及气膜孔布局均与试验模型保持一致,在下端壁下方为槽缝和气膜孔分别构建了冷气腔室以提供冷气。图 6(b)展示了单通道模型的非结构化网格。与试验模型一致,在固壁处设置了边界层网格,且在下端壁附近的气膜射流掺混区域设置体加密。

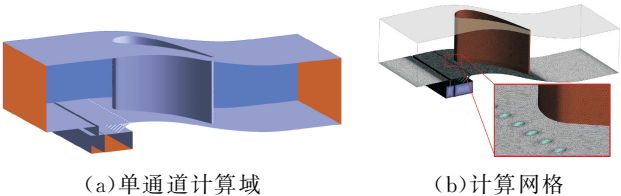


图 6 单通道数值计算模型

Fig. 6 Single-passage numerical model

单通道模型的计算边界条件与文献[24]的试验边界条件保持一致,如表 4 所示。进口边界条件给定为总温、总压沿叶高的分布;两侧给定为平移周期性边界条件;导叶表面及下端壁设为绝热壁面条件。为节约计算成本,单通道模型通道高度设为叶片高度的 50%,通道上壁面设为对称边界。主流气体工质设为理想燃气,冷气工质为 CO₂。槽缝及气膜孔分别给定质量流量,使得槽缝射流的吹风比为 0.3,气膜孔射流的吹风比为 1.5。

表 4 单通道模型的边界条件

Table 4 Boundary conditions of single-passage model

边界条件	数值
进口总温/K	450
通道出口静压/kPa	101
冷气温度/K	300
槽缝进口质量流量/(g·s ⁻¹)	1.28
气膜孔进口质量流量/(g·s ⁻¹)	2.03

为保证结果准确性的同时又节省计算资源,本文进行了网格无关性验证。总压损失系数 ξ 、端壁表面的面积平均气膜冷却效率 η' 随网格数的变化如图 7 所示。其中, ξ 定义如下

$$\xi = \frac{p_{0,in} - p_{0,local}}{p_{0,in}} \quad (2)$$

式中: $p_{0,in}$ 为进口总压; $p_{0,local}$ 为当地总压。

从图 7 中可以看出,当网格数超过 3 500 万后, ξ 和 η' 基本不再随网格数的变化而改变,因此选取计算模型网格数为 3 500 万开展后续工作。

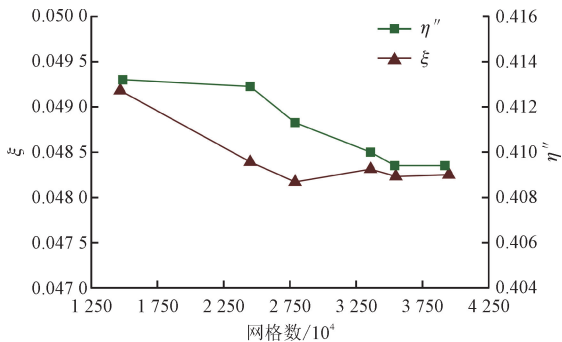


图 7 网格无关性验证

Fig. 7 Grid independence verification

通过与文献[24]的试验结果进行对比,SST $k-\omega$ 湍流模型对端壁气膜冷却特性预测的准确性已得到验证,本文基于单通道模型继续对气动特性的预测精度进行验证。考虑到模型进出口边界条件与 MUR43 工况相同,此处给出了采用 SST $k-\omega$ 湍流模型得到的叶片表面静压 p 与试验测试

结果[24]的对比,如图 8 所示。由图可知,数值计算与试验得到的叶片表面静压分布吻合良好,表明上述计算方法和湍流模型对气动特性的预测同样较为准确。

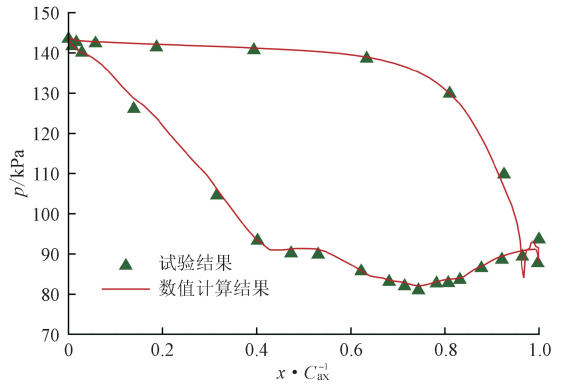


图 8 叶片表面静压分布的对比

Fig. 8 Comparison of static pressure distribution on blade surface

2 数值计算模型及验证

2.1 参数化造型方法

本文基于周期性 NURBS 曲面,发展了一种可在全端壁范围内造型的非轴对称端壁设计方法。由于保证了周向周期性,该方法可将非轴对称端壁的造型区域扩展至叶栅通道外部,对前缘前的区域也可进行造型,进而调控此处的流动与冷却特性。

定义 NURBS 曲线如下

$$C(u) = \frac{\sum_{i=0}^n N_{i,k}(u) \omega_i P_i}{\sum_{i=0}^n N_{i,k}(u) \omega_i} \quad (3)$$

式中: u 为曲线自变量; $C(u)$ 为位置对应的曲线幅值; P_i 为第 i 个控制点的位置坐标; n 为控制点个数; ω_i 为权因子; $N_{i,k}$ 为定义在实数序列节点矢量 U 上的 k 次 B 样条基函数,数学表达式如下

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (4)$$

$$N_{i,k}(u) =$$

$$\frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \quad (5)$$

$$U = \{u_0, u_1, \dots, u_m\} \quad (6)$$

其中 m 为节点矢量数, $m = n + k + 1$ 。

全端壁非轴对称端壁造型方法的原理如图 9 所示。图中共包含红色、绿色和黑色 3 种颜色控制点,其中红色控制点为可调控控制点,在给定的幅值范围内沿当地端壁法向移动,正值为向上移动,负值为向

下移动,由此在一个叶栅通道内构成凹凸变化的非轴对称端壁。由于叶片前缘前及尾缘后的区域并没有叶片分隔,为了实现不同端壁的周向光滑过渡,设置了绿色的随动控制点。下方所示数字为控制点的列数,在造型过程中,随动控制点的移动与间隔一个栅距的可调控制点保持一致,例如,第 1' 列的随动控制点与第 1 列的可调控制点移动距离一致。在轴向方向,为了实现与前、后排叶栅端壁的光滑过渡,在端壁前方及后方各设置了两列不可移动的固定控制点,即图中的黑色控制点。

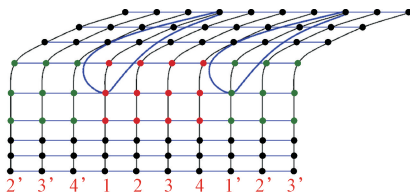
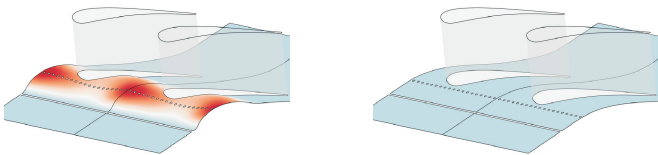


图 9 全端壁非轴对称造型方法示意图

Fig. 9 Schematic diagram of full-coverage non-axisymmetric endwall design method

2.2 非轴对称端壁优化框架

由于非轴对称端壁设计自由度较高,为了高效获得设计空间最优解,本文结合基于 Kriging 模型的全局优化算法建立了非轴对称端壁优化框架,如图 10 所示。首先,通过均匀采样生成初始样本点并开展计算流体动力学(CFD)性能评估。然后,基于训练样本数据建立 Kriging 代理模型。最后,通过 EI 加点准则进行优化加点迭代,直至获得优化解。更多细节可参考文献[25]。



(a)非轴对称端壁造型 (b)轴对称端壁造型

图 11 非轴对称和轴对称端壁的几何造型及非轴对称端壁造型幅值云图

Fig. 11 Geometry of non-axisymmetric and axisymmetric endwall, and the amplitude contour of non-axisymmetric endwall

优化前、后的总体性能对比如表 5 所示。可见,由于优化后叶栅通道喉部附近并未进行造型,因此优化前、后的流量基本保持一致。相较于参考设计,优化设计的总压损失系数略有增加,提高了 0.75%,面积平均气膜冷却效率提升了 10.68%,显著提升了端壁气膜冷却效果,与 Saha 等^[16]的研究结论类似,验证了本文提出的非轴对称端壁设计方法的有效性。

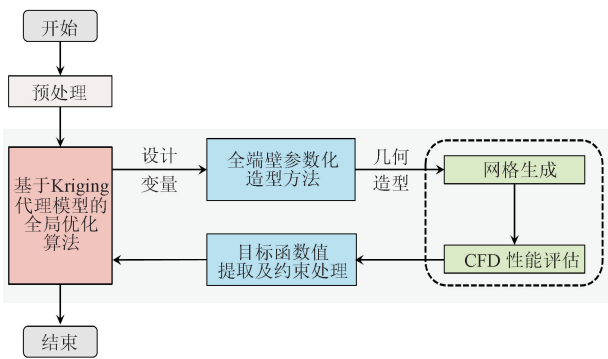


图 10 非轴对称端壁优化框架

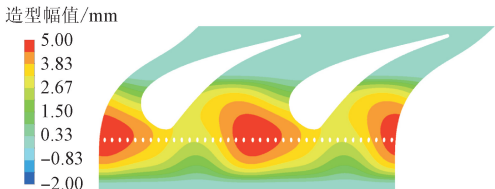
Fig. 10 Optimization framework of non-axisymmetric endwall

由于本文主要关注非轴对称端壁造型对前部区域冷却性能的影响,在叶栅通道中沿前部轴向布置了 3 行、周向布置了 4 列可调控制点(见图 9),因此用于优化的可调控制点总数为 12,可调控制点造型幅值为 $\pm 6\text{ mm}$ (不超过 8%叶高)。初始采样样本数为 37,根据最大期望提升准则进行加点操作,最终的总样本数为 51。优化时,选择端壁表面的面积平均气膜冷却效率 η' 作为目标函数。

3 结果与讨论

3.1 优化前、后结果分析

经过迭代优化得到的最优非轴对称端壁造型如图 11(a)和 11(b)所示,图 11(c)给出了非轴对称端壁造型的幅值云图。可以看出,叶片前缘吸力面附近端壁存在较为明显的上凸造型,造型最大幅值不大于 5 mm。而在通道中间及尾缘附近,则并没有明显的凹凸造型。



(c)非轴对称端壁造型幅值云图

表 5 优化前、后的总体性能对比

Table 5 Comparison of overall performance before and after optimization

方法	出口流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	ξ	η'
参考设计	0.140 7	0.0482 4	0.410 9
优化设计	0.140 8	0.0486 0	0.454 8
相对变化/%	0.07	0.75	10.68

接下来,对优化前、后的端区流动及冷却特性机理进行详细分析。图 12 展示了参考及优化设计的端壁气膜冷却效率分布云图。由图可见,对于参考设计,在叶片前缘较高的滞止压力和马蹄涡及两侧分支的影响下,冷气无法靠近叶片前缘端壁,因而对其冷却覆盖较差。此外,由于叶栅通道内的高压力梯度和横向二次流的作用,冷气难以流向叶片压力面侧,造成压力面附近的冷却效果较差;而在吸力面侧附近的气膜覆盖效果较好,形成一个 V 形的高冷效区域。对于优化设计而言,在叶片前缘附近,冷气能够较好的覆盖大部分区域,仅对滞止点处的小部分区域难以覆盖,大幅提升了叶片前缘附近的气膜冷却效率。在叶栅通道中前部端壁,优化方案形成了两个“V”形的高冷效区域,冷气覆盖范围和冷却效率均匀性均得到显著提升。

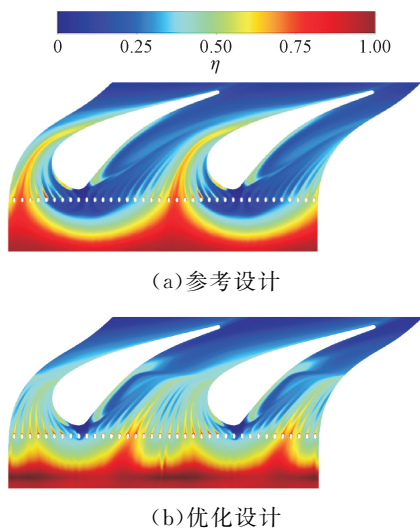


图 12 优化前、后端壁 η 的分布对比

Fig. 12 Comparison of endwall η distribution before and after optimization

图 13 展示了横向平均气膜冷却效率 η' 沿轴向的分布。对比发现,在 $-0.60C_{ax} \sim 0.50C_{ax}$ 内,优化设计的 η' 均高于参考设计,在 $0.50C_{ax}$ 后,参考设计略大于优化设计。叶片前缘附近,优化设计的 η' 提升最为显著,最大达到 40%。非轴对称端壁的冷效得到提升,一方面是由于叶片前缘附近气膜覆盖范围的增大,另一方面则是由于 η' 的峰值增大。

图 14 给出了下端壁附近的冷气流线和温度云图。图中,绿色流线表示槽缝射流,棕色流线表示气膜孔射流。分析后发现,参考设计与优化设计的气膜孔射流均能较好地覆盖端壁。对于参考设计,槽缝射流对下游端壁的覆盖范围较为局限,主要集中在

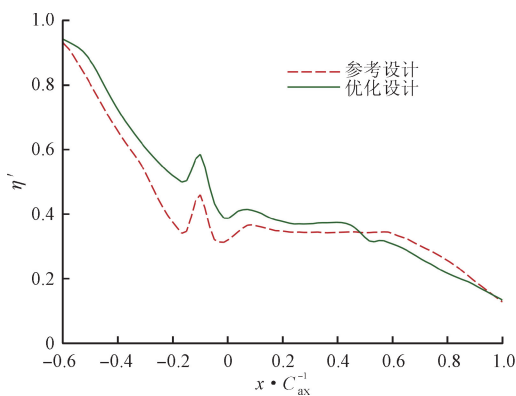


图 13 优化前、后端壁 η' 的分布

Fig. 13 Endwall η' distribution before and after optimization

在吸力面侧。由于叶片前缘滞止压力较高,槽缝射流在进入通道前便开始向叶片吸力面侧偏转,叠加通道内横向压力梯度的持续作用,进一步加剧了射流向吸力面侧的迁移趋势,导致压力面侧端壁冷却不足。对于优化后的非轴对称端壁,由于对前缘附近压力分布的改变和对冷气的局部加速作用,促使槽缝射流对前缘和压力侧端壁的覆盖范围扩大。

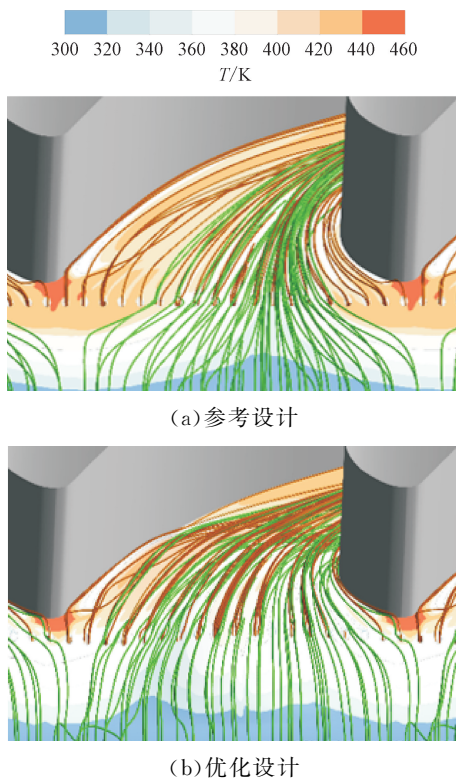


图 14 优化前、后端壁温度及冷气流线的分布

Fig. 14 Distribution of endwall temperature and coolant streamlines before and after optimization

为了更直观地展示端区附近的二次流状况,图 15 给出了下端壁的无量纲静压分布及极限流线分布。其中,无量纲静压 p_c 定义如下

$$p_c = \frac{p_{local}}{p_{0,in}} \tag{7}$$

式中： p_{local} 为当地静压。

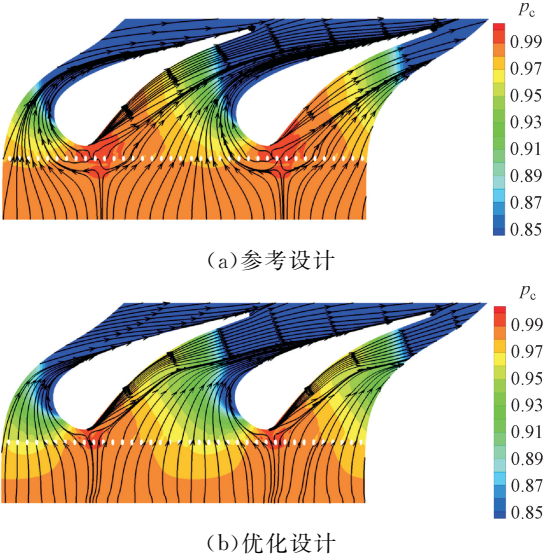


图 15 优化前、后下端壁静压及极限流线的分布
Fig. 15 Distribution of endwall static pressure and limit streamline before and after optimization

由图 15 可见,对于参考设计,叶片前缘及压力面侧存在明显的高压区,前缘马蹄涡作用范围较大,同时端壁极限流线表现出明显的压力侧至吸力侧横向迁移趋势,这直接导致冷气射流在前缘滞止区贴壁性较差,造成冷却覆盖效果欠佳,且冷气在通道内受横向压差驱动向吸力侧聚集的现象。经过非轴对称端壁优化后,前缘马蹄涡强度减弱,影响范围明显缩小,同时前缘高压滞止区与通道前段的横向压力梯度均得到有效抑制。这种流动结构的改变使得冷气射流能够更好地贴附于前缘端壁表面,并在通道内向压力面侧扩散,最终形成更均匀宽广的冷却覆盖区域,Zhang 等^[20]在研究中也同样指出了非轴对称端壁对流动结构的有利影响。此外,非轴对称端壁局部上的凸造型有利于流体加速,增强冷气的贴壁性。

图 16 展示了优化前、后基于 Q 准则端区附近的涡核分布,图中涡核的表面颜色表示无量纲涡量 Ω ,表达式可写为

$$\Omega = \frac{\omega_{ax} C_{ax}}{U_\infty} \tag{8}$$

式中： ω_{ax} 为轴向涡量; U_∞ 为主流来流速度。

从图 16 可以看出,叶栅通道进口附近的涡系结构主要为气膜孔射流的肾型涡对、前缘马蹄涡和槽缝射流的分流涡系结构。随着往下游进一步发展,涡量为正的红色肾型涡对的分支快速耗散,而涡量为负的蓝色分支则发展至更下游处。对于参考的轴对称端壁方案,靠近压力侧的气膜孔肾型涡对分支

与马蹄涡压力侧分支相互卷吸并逐渐发展壮大,在叶栅通道横向压力梯度的作用下逐渐向叶片吸力面侧偏移。此外,由于当地吹风比较大,在通道中间靠近吸力侧的一个气膜孔射流形成了明显的肾型涡对分支发展轨迹。受到前缘区域压力非均匀分布的影响,槽缝射流的冷气覆盖范围较为局限。对于优化后的非轴对称端壁方案,马蹄涡压力侧分支更加靠近压力侧,横向迁移趋势明显减弱。由于非端造型降低了前缘附近的压力梯度,气膜孔下游的肾型涡对在横向的覆盖范围大幅提升,往下游也迁移得更远,且由于上凸造型产生的局部加速,气膜孔冷却射流的贴壁性也更好。此外,优化后槽缝射流冷气在槽缝下游的分布范围更宽,且贴壁性也得到了增强。

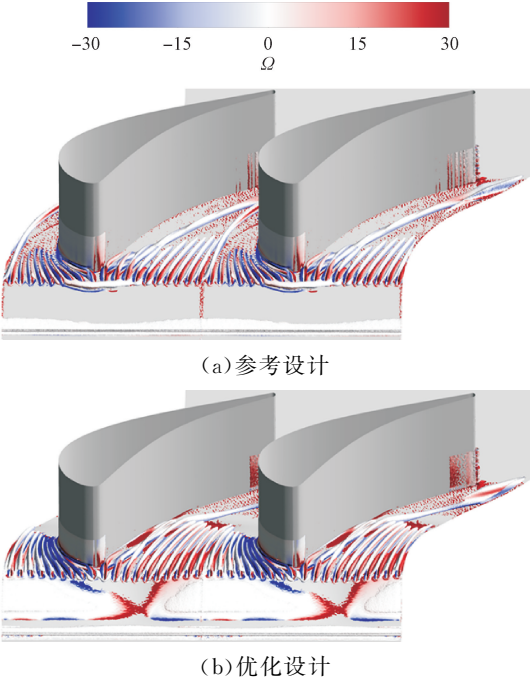


图 16 优化前、后端区的涡系结构
Fig. 16 Distribution of vortex structure before and after optimization

3.2 不同吹风比下的冷却性能分析

为了验证非轴对称端壁在不同工况下的冷却效果,分别在小吹风比和大吹风比工况下进行了对比仿真试验。小吹风比工况下,槽缝射流的吹风比为 0.2,气膜孔射流的吹风比为 1.0;大吹风比工况下,槽缝射流的吹风比为 0.4,气膜孔射流的吹风比为 2.0。

经过统计,不同吹风比下优化前、后的总体性能对比如表 6 所示。小吹风比工况下,优化设计的面积平均气膜冷却效率 η' 相较于参考设计增大了 9.36%;大吹风比工况下,优化设计的 η' 相较于参考设计增加了 14.76%。这表明非轴对称端壁设计在

不同吹风比工况下均能提升端壁冷却效果,且在大吹风比工况下的提升幅度更大。该结论与作者前期研究的槽缝射流对不同吹风比下非轴对称端壁冷却性能的影响一致^[22]。

表 6 不同吹风比下优化前、后的总体性能对比

Table 6 Comparison of overall performance before and after optimization under different blowing ratios

参数	小吹风比			大吹风比		
	参考设计	优化设计	相对变化	参考设计	优化设计	相对变化
出口流量/(kg · s ⁻¹)	0.138 5	0.138 6	0.07%	0.143 0	0.143 1	0.07%
ξ	0.046 49	0.046 90	0.88%	0.050 00	0.050 36	0.72%
η'	0.316 3	0.345 9	9.36%	0.000 7	0.008 8	14.76%

图 17 给出了不同吹风比工况下优化前、后端壁气膜冷却效率 η 的分布。由图可见,小吹风比工况下,由于槽缝射流和气膜孔射流的吹风比较小,因此冷气覆盖面积较小。参考设计中,冷气在端壁上的覆盖范围较小,高 η 区域主要出现在叶栅通道的吸力面侧附近,前缘附近的欠冷却区域较大。对于优化设计,冷气在端壁的覆盖范围大幅增加,叶片前缘的欠冷却区域大幅缩小,在叶栅通道中,出现了两个 V 形的高冷效区域,冷气在通道内端壁的覆盖更加均匀。大吹风比工况下,冷气量的增大使冷气的气膜覆盖效果显著增强。对于参考设计,气膜分布形态与小吹风比工况类似,气膜在叶片前缘的覆盖较差,在叶栅通道中冷气主要对叶片吸力面侧附近的端壁进行冷却。对于优化设计,叶片前缘附近的欠冷却区域大幅缩小,叶栅通道内部的覆盖范围和冷却均匀性显著提升。

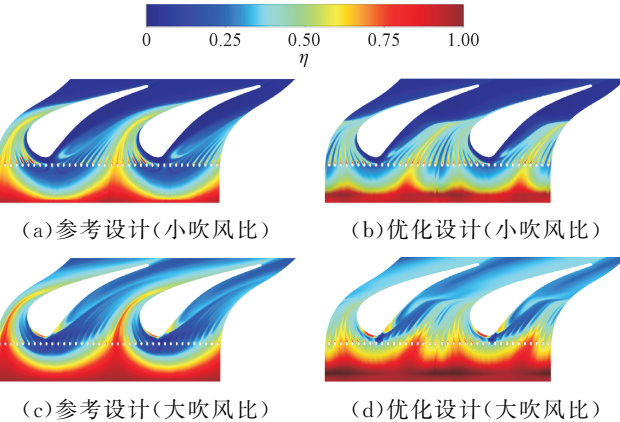


图 17 不同吹风比下优化前、后端壁 η 的分布
Fig. 17 Distribution of endwall η before and after optimization under different blowing ratios

为了进一步定量分析端壁气膜冷却效率的变化规律,图 18 给出了不同吹风比下横向平均气膜冷却效率 η' 沿轴向的分布规律。可以看到,小吹风比工况下,在 $-0.60C_{ax} \sim 0.50C_{ax}$ 内,优化设计的 η' 均高于参考设计,而大于 $0.50C_{ax}$ 后,由于端壁开始由上凸造型向平端壁过渡,优化设计的 η' 略小于参考

设计。大吹风比工况下,在 $-0.60C_{ax} \sim 0.25C_{ax}$,优化设计的 η' 显著高于参考设计。在 $0.25C_{ax} \sim 0.45C_{ax}$,优化设计与参考设计的 η' 相差不大;在 $0.45C_{ax} \sim 0.65C_{ax}$ 内,优化设计略低于参考设计;大于 $0.65C_{ax}$ 后,优化设计的 η' 更高。总的来说,非轴对称端壁设计大幅提升了叶栅通道前及通道内前部端壁的 η' ,最高提升了约 50%。

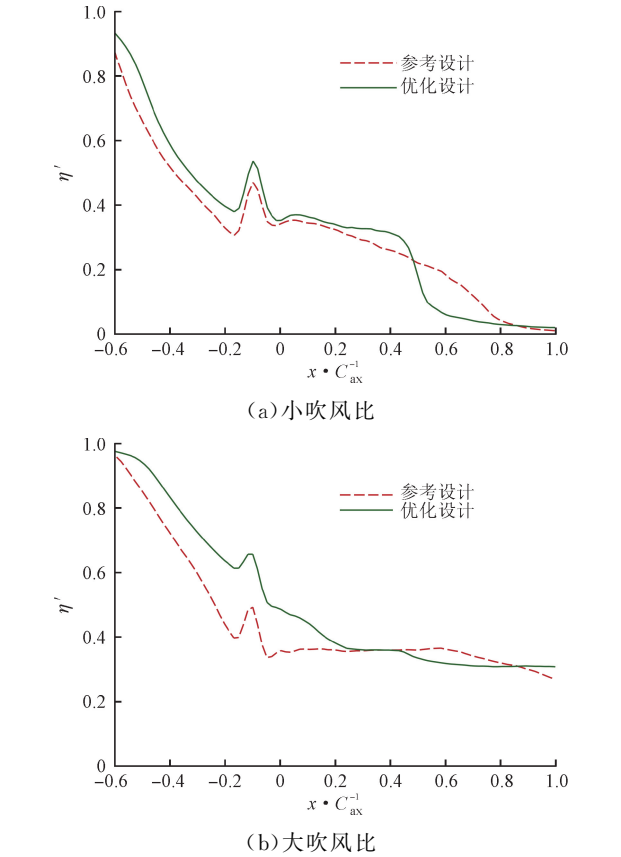


图 18 不同吹风比下优化前、后端壁 η' 沿轴向的分布
Fig. 18 Distribution of endwall η' along the axial direction before and after optimization under different blowing ratios

图 19 给出了不同吹风比工况下,优化前、后端壁温度及冷气三维流线的分布,其中绿色流线表示槽缝射流,棕色流线表示气膜孔射流。由图可见,在小吹

风比工况下,由于冷气量小,参考设计与优化设计均存在叶片压力面侧冷却覆盖不足的现象,导致当地端壁温度较高。相较于参考设计,优化设计的槽缝射流冷气更加贴近叶片前缘,对叶片前缘附近和压力侧的端壁冷却效果更好。当吹风比增大时,非轴对称端壁优化方案的优势更为突出。前缘附近端壁的局部欠冷却区域的气膜覆盖率得到大幅提升,冷却射流在压力面侧的扩展能力显著增强,形成向通道中部延伸的连续覆盖区域,且冷却均匀性提升显著。

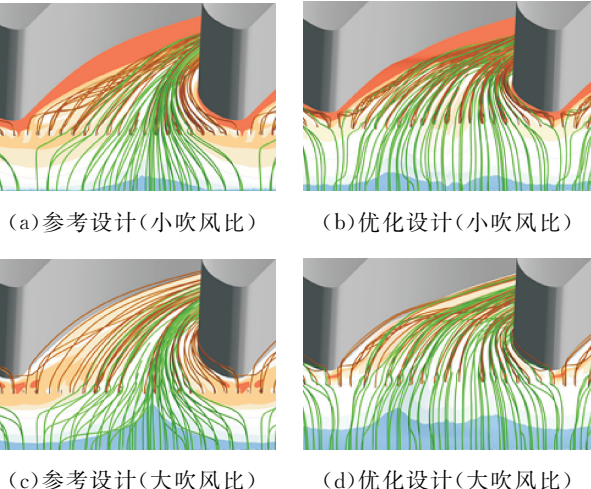
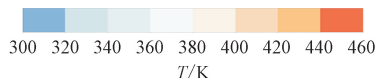


图 19 不同吹风比下优化前、后端壁温度及冷气流线分布
Fig. 19 Distribution of endwall temperature and limit streamline before and after optimization under different blowing ratios

4 结 论

为了探索非轴对称端壁设计对端壁气膜冷却性能的增效机制,本文以端壁气膜冷却效率为优化目标,开展了涡轮叶栅非轴对称端壁优化设计,并在不同吹风比工况下进行性能对比和机理分析,得到如下主要结论。

(1)提出了基于周期性 NURBS 曲面的全端壁非轴对称造型方法,解决了传统方法对叶栅前缘上游区域的几何约束限制。建立包含槽缝与端壁气膜孔的涡轮叶栅数值计算模型,并通过试验数据验证了数值方法的正确性。结合基于 Kriging 代理模型的全局优化算法和 UG 软件自动建模脚本,建立了非轴对称端壁优化设计框架。

(2)利用上述框架,以端壁气膜冷却效率为目标开展了非轴对称端壁优化。相较于原始轴对称端壁,最优的非轴对称端壁可将 3 个不同吹风比工况

下的端壁平均气膜冷却效率分别提升 9.36%、10.68% 和 14.76%,且对流量和总压损失系数影响较小,验证了造型方法及优化方法的有效性。

(3)优化后的非轴对称端壁造型改变了前缘附近的压力分布,削弱了前缘马蹄涡,提升了对前缘欠冷却区域的冷却保护效果。此外,非轴对称端壁亦削弱了叶栅通道前段的横向二次流,并通过上凸造型加速冷气增强贴壁性,提升了叶栅通道中前部端壁的气膜横向覆盖范围和冷却均匀性。

参考文献:

- [1] WERSCHNIK H, HILGERT J, WILHELM M, et al. Influence of combustor swirl on endwall heat transfer and film cooling effectiveness at the large scale turbine rig [J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8): 081007.
- [2] SIMON T W, PIGGUSH J D. Turbine endwall aerodynamics and heat transfer [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 301-312.
- [3] POEHLER T, NIEWOEHNER J, JESCHKE P, et al. Investigation of nonaxisymmetric endwall contouring and three-dimensional airfoil design in a 1.5 stage axial turbine: part I design and novel numerical analysis method [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2015, 137(8): 081009.
- [4] ROSE M G. Non-axisymmetric endwall profiling in the HP NGV's of an axial flow gas turbine [C]//ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, New York, USA; ASME, 1994; V001T01A090.
- [5] HARTLAND J C, GREGORY-SMITH D G, ROSE M G. Non-axisymmetric endwall profiling in a turbine rotor blade [C]//ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, New York, USA; ASME, 1998; V001T01A130.
- [6] BRENNAN G, HARVEY N W, ROSE M G, et al. Improving the efficiency of the trent 500-HP turbine using nonaxisymmetric end walls: part I turbine design [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 497-504.
- [7] BABU S, ANISH S. Aerodynamic performance of profiled endwalls with upstream slot purge flow in a linear turbine cascade having pressure side separation [J]. Physics of Fluids, 2021, 33(1): 015119.
- [8] 谢柏森, 张燕峰, 张子卿. 端壁造型对高压涡轮封严流和主流的影响 [J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2241-2250.

XIE Baisan, ZHANG Yanfeng, ZHANG Ziqing. Influence of endwall profiling on purge flow and main-

- stream flow in the high-pressure turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(9): 2241-2250.
- [9] HU Chenxing, LIU Hao, GENG Kaihe, et al. Numerical investigation and loss estimation of high-pressure turbine cascade flow with contoured endwall and incoming wakes [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106335.
- [10] SU Xinrong, BIAN Xiutao, LI Hui, et al. Unsteady flows of a highly loaded turbine blade with flat endwall and contoured endwall [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 106989.
- [11] GREGORY-SMITH D G, INGRAM G, JAYARAMAN P, et al. Non-axisymmetric turbine end wall profiling [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy*, 2001, 215(6): 721-734.
- [12] 李国君, 马晓永, 李军. 非轴对称端壁成型及其对叶栅损失影响的数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2005, 39(11): 1169-1172.
- LI Guojun, MA Xiaoyong, LI Jun. Non-axisymmetric turbine end wall profiling and numerical investigation of its effect on the turbine cascade loss [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2005, 39(11): 1169-1172.
- [13] PRAISNER T J, ALLEN-BRADLEY E, GROVER E A, et al. Application of nonaxisymmetric endwall contouring to conventional and high-lift turbine airfoils [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(6): 061006.
- [14] 高增珣, 高学林, 袁新. 透平叶栅非轴对称端壁的气动最优化设计 [J]. *工程热物理学报*, 2007, 28(4): 589-591.
- GAO Zengxun, GAO Xuelin, YUAN Xin. Aerodynamic optimal design of non-axisymmetric endwall for a turbine cascade [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2007, 28(4): 589-591.
- [15] 王杰, 王政, 欧阳玉清, 等. 采用样条曲面非轴对称端壁成型的高压涡轮动叶气动优化 [J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(3): 38-48.
- WANG Jie, WANG Zheng, OUYANG Yuqing, et al. Aerodynamic optimization of high pressure turbine rotor using spline surface non-axisymmetric endwall profiling [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2024, 58(3): 38-48.
- [16] SAHA A K, ACHARYA S. Computations of turbulent flow and heat transfer through a three-dimensional nonaxisymmetric blade passage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(3): 031008.
- [17] GUSTAFSON R, MAHMOOD G I, ACHARYA S. Flow field in a film-cooled three-dimensional contoured endwall passage: aerodynamic measurements [C]// *ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air*. New York, USA: ASME, 2007: 871-887.
- [18] OKITA Y, NAKAMATA C. Computational predictions of endwall film cooling for a turbine nozzle vane with an asymmetric contoured passage [C]// *ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air*. New York, USA: ASME, 2008: 801-811.
- [19] CHEN Pingting, XUE Qichao, LI Xueying, et al. Full coverage film cooling on a non-axisymmetric contoured endwall and the baseline endwall [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2020, 158: 106562.
- [20] ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Non-axisymmetric endwall contour optimization and performance assessment as affected by simulated swirl purge flow and backward hole injection [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 172(Part A): 107297.
- [21] TAO Zhi, GUO Zhendong, YU Boyang, et al. Aero-thermal optimization of a gas turbine blade endwall with non-axisymmetric contouring and purge flow [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 178: 121626.
- [22] TAO Zhi, YU Boyang, LI Yixing, et al. Effects of non-axisymmetric endwall contouring on aerothermal performance of a gas turbine blade endwall with a purge flow [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 164: 106921.
- [23] ARTS T, LAMBERT DE ROUVROIT M, RUTHERFORD A W. Aero-thermal investigation of a highly loaded transonic linear turbine guide vane cascade: a test case for inviscid and viscous flow computations [EB/OL]. [2025-01-20]. <https://repository.tudelft.nl/record/uuid:1bdc512b-a625-4607-a339-3cc9b371215e>.
- [24] ZHOU Wenwu, QENAWY M, SHAO Hongyi, et al. Turbine vane endwall film cooling with barchan-dune shaped ramp in a single-passage transonic wind tunnel [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 162: 120350.
- [25] SONG Liming, GUO Zhendong, LI Jun, et al. Research on metamodel-based global design optimization and data mining methods [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(9): 092604.

(编辑 李慧敏)