

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

王杰¹, 王政², 欧阳玉清², 陶志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. 中国航发湖南动力机械研究所, 412002, 湖南株洲)

摘要: 为了提升高负荷涡轮级的气动效率, 发展了基于样条曲面的非轴对称端壁造型方法。以该参数化造型方法为基础, 结合高效智能优化算法和经过校核的数值仿真方法, 建立了涡轮非轴对称端壁设计优化平台, 并以某小展弦比高压涡轮级为研究对象, 以效率为优化目标, 以流量为约束条件, 在级环境和发动机工况下开展了非轴对称端壁优化设计。结果表明: 优化设计后的涡轮动叶相对于参考设计, 涡轮级的总效率提升 0.26%; 非轴对称端壁造型改变了动叶下端壁附近的压力分布, 动叶吸力面侧压力系数相对于参考设计显著提升, 这降低了动叶叶片通道内的横向压力梯度, 抑制了通道中的二次流动; 非轴对称端壁造型改变了叶片通道中的涡系结构, 相对于参考设计, 非轴对称端壁造型使得马蹄涡压力面分支在叶片通道内部沿着叶片压力面迁移, 在靠近通道出口的位置才汇入通道涡, 这削弱了通道涡的强度, 进而降低了气动损失, 提高了涡轮级效率。

关键词: 高压涡轮; 非轴对称端壁; 气动性能; 优化设计

中图分类号: TK471 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202403004 **文章编号:** 0253-987X(2024)03-0038-11

Aerodynamic Optimization of High Pressure Turbine Rotor Using Spline Surface Non-Axisymmetric Endwall Profiling

WANG Jie¹, WANG Zheng², OUYANG Yuqing², TAO Zhi¹, SONG Liming¹, LI Jun¹

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

2. AECC Hunan Power Plant Research Institute, Zhuzhou, Hunan 412002, China)

Abstract: To enhance the aerodynamic efficiency of high-load turbine stages, a spline surface-based non-axisymmetric endwall profiling method is developed. Based on this parametric profiling method, combined with efficient intelligent optimization algorithms and validated numerical simulation techniques, an optimization framework for designing non-axisymmetric endwalls in turbines is established. Taking a high-pressure turbine stage with a low aspect ratio as the study object, with efficiency as the optimization objective and the mass flow rate as a constraint condition, the non-axisymmetric endwall optimization design is conducted under the stage environment and engine operating conditions. The results show that compared with the reference design, the total efficiency of the turbine stage is increased by 0.26% after the optimization design. The non-axisymmetric endwall changes the pressure distribution near the lower endwall of the rotor blade, and the pressure coefficient at the suction side of the rotor blade is significantly

收稿日期: 2023-10-11。 作者简介: 王杰(1997—), 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)。

网络出版时间: 2023-11-24

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20231123.1046.004>

improved compared with the reference design. This reduces the lateral pressure gradient in the blade passage and suppresses the secondary flow in the passage. The non-axisymmetric endwall changes the vortex system structure in the blade passage. Compared to the reference design, the non-axisymmetric endwall causes the horseshoe vortex's pressure side leg to migrate along the pressure side in the blade passage before merging into the passage vortex near the passage outlet. This lowers the intensity of the passage vortex, which then reduces aerodynamic losses and improves turbine stage efficiency.

Keywords: high pressure turbine; non-axisymmetric endwall; aerodynamic performance; optimization design

涡轮作为热功转换的核心部件,广泛应用于能源电力及航空、航天推进^[1-2]等领域。随着航空发动机为代表的燃气轮机装置向高热力循环参数、高推重比方向发展,涡轮叶片的负荷越来越高,导致叶片通道中周向压力梯度的增强和端区二次流强度的增加。研究表明,涡轮叶片端区二次流的气动损失可以达到整个涡轮级气动损失的 $1/3$ ^[3]。对于小流量小尺寸发动机涡轮而言,其叶片的展弦比较小,端区二次流损失的占比更高,降低端区二次流损失对于小流量小尺寸发动机具有更重要的实际意义和工程价值。

涡轮端区存在复杂的二次流和涡系结构^[4],而非轴对称端壁造型作为调控端区流动的一种技术受到了广泛的关注。非轴对称端壁造型技术最初由罗罗公司的 Rose^[5]提出,其目的是通过凹凸的端壁造型调节端壁上的静压分布,进而使导叶后的静压分布更为均匀,从而降低轮盘的冷气泄漏,提升涡轮性能。具体而言,端壁上凸造型可以加速当地气流,使当地静压降低,同理,端壁下凹造型可以减速当地气流,使得当地静压升高。通过在端壁上形成凹凸造型便可以调节端壁上的压力分布,使得导叶后的静压分布更为均匀,研究表明,通过非轴对称端壁造型可使导叶后的静压不均匀性降低 70%,有助于提升涡轮效率。随后, Hartland 等^[6]与 Rose 合作,实际加工了非轴对称端壁造型并通过杜伦大学的平面叶栅试验台开展了试验测量,试验结果与数值计算结果吻合良好,表明非轴对称端壁造型使得叶栅通道后的静压分布更为均匀,端壁上的静压分布与端壁曲率直接相关,验证了通过非轴对称端壁造型调节端壁静压的可行性。Yan 等^[7]通过设计非轴对称端壁造型来降低叶栅通道中的二次流损失,具体地,在叶栅通道压力面侧设计上凸造型以降低当地静压,在叶栅通道吸力面侧设计下凹造型以提高当地静压,进而降低叶栅通道中的横向压力梯度,削弱叶栅

通道中的二次流强度,最终数值计算结果表明,非轴对称端壁设计相较于轴对称端壁设计,其二次流损失与二次动能均降低了 20%。

由于非轴对称端壁造型技术在减小叶栅通道中的二次流损失上展现出巨大的潜力,众多学者针对非轴对称端壁造型开展了气动优化设计。Brennan 等^[8]在罗罗公司 Trent 500 发动机高压涡轮静叶及动叶下端壁上使用了非轴对称端壁设计,数值计算结果表明涡轮级效率提升 0.4%。随后 Rose 等^[9]以此为基础开展了试验验证,试验结果表明设计工况下涡轮级效率提升 $0.59\% \pm 0.25\%$,验证了非轴对称端壁提升涡轮气动性能的可行性。随后,Harvey 等^[10]在高压涡轮非轴对称端壁设计的基础上针对中压涡轮也进行了非轴对称端壁设计,并针对两级冷态模型开展了试验测量,结果表明,中压涡轮级效率提升了 $0.9\% \pm 0.4\%$,与数值计算提升结果 0.96% 较为接近。Snedden 等^[11-14]针对旋转条件下非轴对称端壁对涡轮气动性能的影响开展了研究,在一级半的低速旋转试验台上针对设计工况以及非设计工况开展了试验研究,结果表明采用非轴对称端壁设计后,涡轮级效率在设计工况下相对于参考设计提升 1.5%。Germain 等^[15-16]通过序列二次规划针对涡轮非轴对称端壁进行了优化设计,并在苏黎世联邦理工学院的 LISA 试验台上开展了试验验证,结果表明采用非轴对称端壁设计后,涡轮级效率提升了 $1\% \pm 0.4\%$ 。

在针对非轴对称端壁开展精细化优化设计时,参数化造型方法是其中的重要一环,它将造型参数与几何模型联系起来。参数化造型方法的优劣对设计空间以及优化难度具有显著影响,因此众多学者针对非轴对称端壁参数化造型方法开展了大量研究。目前主流的非轴对称参数化方法可以分为两类,一类为在轴向与周向采用两条控制线,通过控制两条控制线的形状进而得到端壁形状,另一类为直接通过在端壁上布置控制点生成曲面得到端壁形状。

由于双控制型线法所需的设计变量较少,造型相对简单,因此在非轴对称端壁发展初期就被广泛采用。Rose等^[5]在周向采用三角函数,在轴向采用抛物线与正弦函数相接的方式进行造型,此外指出根据静压分布的数值计算结果,对于超声速工况在周向上采用傅里叶级数控制线可能更加合适。Gregory-Smith等^[17]更进一步发展了双控制型线法,在轴向采用一条有6个控制点的B样条曲线,在周向采用傅里叶级数的前三项,这进一步增加了端壁造型的复杂性。Hartland等^[18]基于气流在叶栅通道中流动方向的改变产生了压力梯度这一思想提出了中弧线旋转法,即将叶型的中弧线旋转并缩放作为轴向控制线,采用三角函数作为周向控制线生成非轴对称端壁造型。Nagel等^[19]在轴向吸力面侧与压力面侧分别采用了两条样条曲线作为控制线,周向采用将两个单变量函数相乘的方式获得二维端壁造型。李国君等^[20-21]发展了周向采用三角函数作为控制线的三角函数法,并基于周向压力分布发展了基于周向压差调控端壁幅值分布的压差函数法,均取得了良好的效果。Sun等^[22-23]在轴向与周向分别采用样条曲线与三角函数建立了非轴对称端壁优化平台,通过优化设计使得某涡轮叶栅总压恢复系数提升了0.53%。

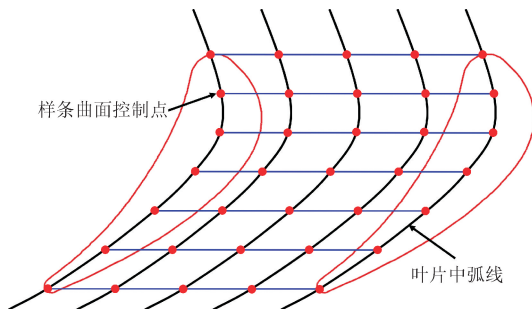
随着计算机技术的发展以及对非轴对称端壁精细优化需求的提升,基于控制点直接生成端壁造型的参数化方法得到了广泛关注。Praisner等^[24]使用3次样条生成端壁表面,通过给定控制点矩阵的参数实现非轴对称端壁造型,并针对Pack系列涡轮叶栅开展了优化设计,其中Pack D-F的设计效果最为显著,非轴对称端壁造型使得叶栅总压损失降低了13.3%。高增珣等^[25]通过非均匀有理B样条曲面进行涡轮非轴对称端壁造型,结合商业软件建立了优化平台,针对某型涡轮开展了优化设计,使得涡轮级效率提升了0.12%。赵刚剑等^[26]在轴向构造了5条等分叶栅通道的贝塞尔曲线,通过给定这5条曲线的控制点参数形成不同的端壁造型,最后以这5条曲线为基础,通过放样生成端壁曲面,针对导叶开展了优化设计,最终使导叶出口总压损失系数降低了3.724%。Chen等^[27]同样采用贝塞尔曲线进行非轴对称端壁参数化,并开展了敏感性分析,进一步揭示了非轴对称端壁降低气动损失的机理。Burigana等^[28]采用B样条曲面进行涡轮非轴对称端壁造型,针对两级高压涡轮第一级动叶开展了非轴对称端壁优化设计,使得涡轮级效率提升了0.3%。

综上,非轴对称端壁造型作为一种精细流动控制技术,受到了研究人员的广泛重视。传统的双控制型线造型方法能够描述的设计空间有限,其设计效果严重依赖设计经验,而基于控制曲面的非轴对称端壁造型方法能够大大提升设计自由度,近年来受到了越来越多的关注。此外,现有研究大多在叶栅层面开展非轴对称端壁造型和优化设计,在级环境和真实发动机工况下的非轴对称端壁优化研究较为少见。鉴于上述背景,本文发展了基于样条曲面的非轴对称端壁造型方法,并引入了高效的智能优化算法,在级环境和发动机真实工况下对某小展弦比高压涡轮级开展了非轴对称端壁优化,同时针对优化前后的性能提升机理进行了深入分析,有望为高性能、高负荷涡轮研发提供理论基础和技术支撑。

1 非轴对称参数化设计方法

利用样条曲面直接对非轴对称端壁进行造型时设计自由度更高,能够对端壁进行复杂精细改进,更加适用于二次流更加复杂的高负荷涡轮叶片的端区流动控制。本文采用样条曲面作为非轴对称端壁的参数化造型方法,通过调整曲面控制点的幅值以实现更为复杂、自由度更高的非轴对称曲面造型。

对于采用的样条曲面造型方法,沿轴向与周向的控制点数目并没有限制,可以根据设计空间复杂度与优化所需时间进行权衡。对于本模型,在叶片通道中沿周向布置了5列可调控制点,沿轴向布置了7行可调控制点,因此模型的可调控制点个数为35,这一个数可以达到端壁造型复杂度与优化所需时间的较好平衡。此外,为了调节非轴对称端壁造型可能导致的流量变化,选择叶片吸力面侧根部截面的控制点进行微调。图1给出了样条曲面控制点分布及叶片根部截面型线微调控制点分布的示意图。图1(a)中红色控制点即为样条曲面造型控制点,图1(b)中的蓝色控制点即为根部截面型线微调的控制点,这里只对通道中的5个控制点进行了微调,前缘及尾缘附近的控制点保持不变。



(a) 样条曲面造型控制点示意图

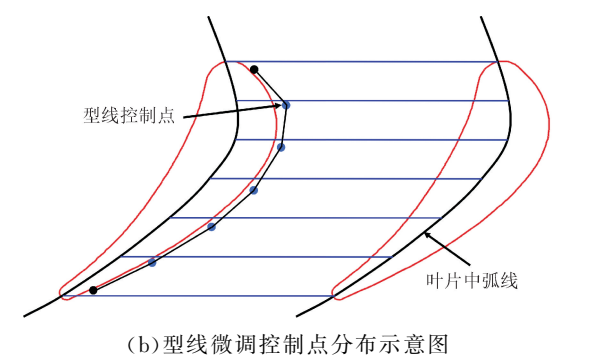


图 1 造型控制点示意图

Fig. 1 Schematic diagram of control point for modeling

通过调整这些控制点的幅值,可实现复杂非轴对称端壁的造型。需要说明的是,采用样条曲面对叶片通道内部进行造型时考虑了端壁过渡的问题,可以实现在前尾缘处轴对称端壁与非轴对称端壁的光滑过渡。

2 非轴对称端壁气动优化设计流程

2.1 数值计算模型

以某典型小展弦比高负荷高压涡轮级为研究对象,其主要参数如表 1 所示。

表 1 涡轮主要参数
Table 1 Turbine key parameters

参数	数值
进口总温/K	1 520
进口总压/MPa	1. 469
膨胀比	1. 984
转速/(r · min ⁻¹)	45 000
动叶出口相对马赫数	0. 74
静叶叶片数	18
动叶叶片数	34
动叶展弦比	0. 94

采用 NUMECA AutoGrid5 软件生成高质量结构化网格,如图 2 所示。

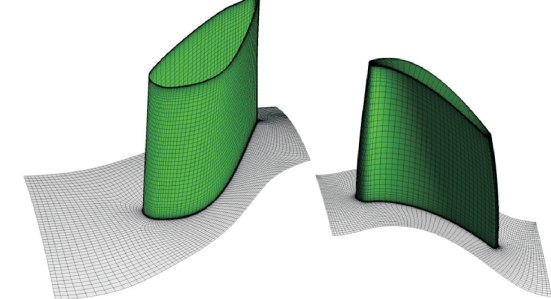


图 2 计算模型及网格

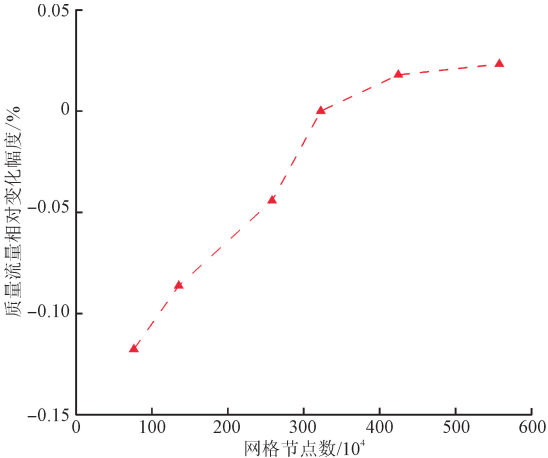
Fig. 2 Simulation model and grid

涡轮级总总效率(η_{TT})计算公式为

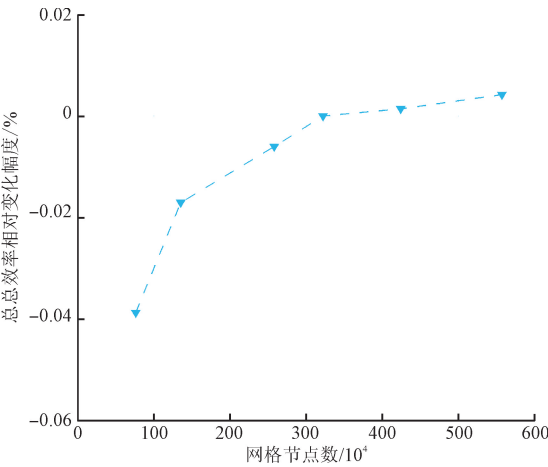
$$\eta_{TT} = P / \left(m C_{pRef} T_{0in} \left[1 - \left(\frac{p_{0out}}{p_{0in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right) \quad (1)$$

式中: P 为输出功率; m 为主流质量流量; C_{pRef} 为主流进出口定压比热的平均值; T_{0in} 为主流进口总温; p_{0out} 为主流出口总压; p_{0in} 为主流进口总压; γ 为主流比热比。

以质量流量和涡轮级总总效率为指标,开展网格无关性验证。随网格节点数的变化如图 3 所示,图中纵坐标表示不同网格节点数下对应参数值相对于 320 万网格节点数下参数值的相对变化幅度。可以看出,随着网格节点数的增加,质量流量与涡轮级总总效率趋于稳定,在网格节点数超过 300 万后,2 个指标随着网格节点数增加的变化幅度均很小,综合考虑计算精度与计算成本,最终采用 320 万网格节点数进行后续计算。



(a)质量流量随网格节点数的变化情况



(b)涡轮级总总效率随网格节点数的变化情况

图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Mesh independence validation

采用 ANSYS CFX 软件进行数值计算。根据

涡轮实际工作状态给定计算边界条件,其中进口总温为1 520 K,总压为 1.469 MPa,出口根据膨胀比给定平均静压。涡轮进气方向为轴向进气,转速为 45 000 r/min。计算时采用燃气作为工质,根据油气比计算得到燃气的定压比热等物性参数,湍流模型采用 $k-\epsilon$ 湍流模型,计算模型动静交界面采用速度平均方法。

考虑到旋转条件下的涡轮级性能试验数据非常少,本文以课题组开展的某小展弦比扇形叶栅吹风试验模型为对象,验证本文数值方法的有效性。图 4 给出了扇形叶栅吹风试验系统图,利用基于自行走坐标架的五孔探针测压和表面静压测量系统,对小展弦比涡轮叶栅的出口总压损失和下端区附近的等熵马赫数进行测量。由于针对动叶开展试验测量,因此叶栅通道前方布置了 1 列导流叶片以保证动叶进口气流角沿叶高方向的分布。

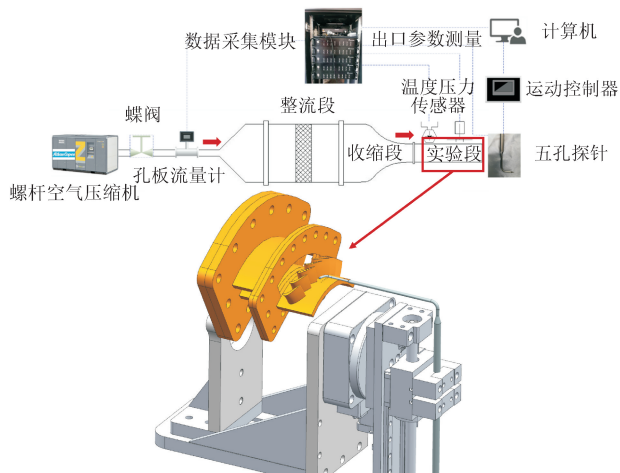


图 4 试验台系统图

Fig. 4 Schematic diagram of experimental system

图 5 分别给出了出口等熵马赫数为 0.6 条件下叶栅通道出口总压损失系数和叶片表面等熵马赫数的对比结果。图 5 中的总压损失系数(C_{pt})以及出口等熵马赫数(Ma)的定义分别为

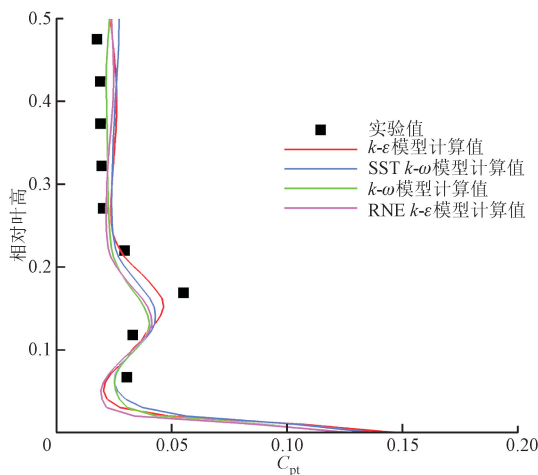
$$C_{pt} = \frac{p_{0in} - p_{0local}}{p_{0in}} \quad (2)$$

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_{0in}}{p_{local}} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right]} \quad (3)$$

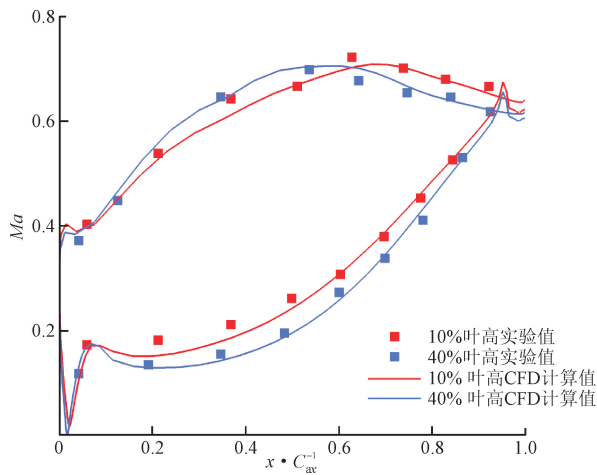
式中: p_{0local} 为当地总压; p_{local} 为当地静压。

由图 5(a)可知,4 个湍流模型对中叶展附近的损失预测都较为接近。其中, SST $k-\omega$ 湍流模型以及 $k-\omega$ 湍流模型对 5% 叶高位置的损失预测与实验结果较为接近,而 $k-\epsilon$ 湍流模型可以对 15% 叶高,即

通道涡位置的损失分布进行更为准确的预测。由于本文更为关注非轴对称造型对通道涡的影响及通道涡位置的损失变化,因此后续计算采用 $k-\epsilon$ 湍流模型。从图 5(b)可知,数值计算得到的等熵马赫数分布与试验测量结果吻合良好。综上,本文采用的数值计算方法能够对小展弦比高负荷涡轮叶栅的端区流场特性和损失大小进行良好预测。



(a) 叶栅通道出口总压损失系数分布



(b) 10% 及 40% 叶高截面等熵马赫数分布

图 5 数值计算与试验结果对比

Fig. 5 Numerical and experimental results comparison

2.2 非轴对称端壁气动优化设计框架

在基于样条曲面参数化方法开展非轴对称端壁设计时,其设计空间非常复杂,需要考虑的设计变量众多,必须要引入高效优化手段来提升设计效率。本文结合非轴对称端壁参数化造型方法、高性能全局优化算法和基于进程控制的涡轮叶片气动性能自动评估模块,建立了涡轮叶片非轴对称端壁优化设计平台,具体流程如图 6 所示。

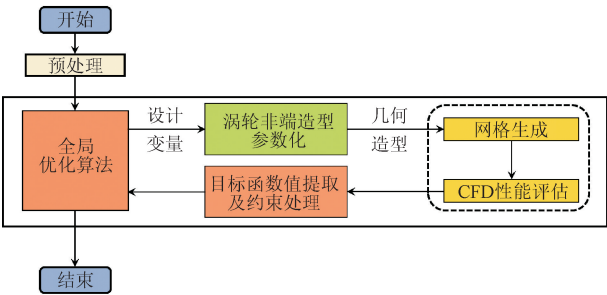


图 6 涡轮非轴对称端壁气动优化设计框架
Fig. 6 Aerodynamic optimization design framework

全局优化算法模型是优化系统的主控核心。考虑到非轴对称端壁的设计变量维度较高,采用课题组研发的代理模型辅助的差分进化算法。该算法在传统差分进化算法的基础上引入了代理模型进行信赖域局部寻优、父代种群更新以及种群预筛选,相比传统差分进化算法,大幅提升了寻优效率。课题组进行的针对典型的 100 维 Ackley 测试函数表明,可以通过1 000次函数评估收敛到全局最优值。非轴对称端壁参数化造型模块是优化系统的基础,按照前文介绍的参数化造型方法,输入设计变量即可生成非轴对称端壁几何实体。为了实现自动优化,减少人为干预,本文利用脚本对 CFD 软件进行自动进程控制,以保证性能评估的自动执行。

整个优化设计流程如下:全局优化算法根据已有样本信息在设计空间中生成下一代样本设计变量取值,参数化造型模块根据参数信息生成几何模型,随后调用网格生成和 CFD 性能评估程序开展性能评估,最后提取所需的目标函数值并根据设置的约束条件采用罚函数对目标函数值进行处理,并将结果返回全局优化算法,开展下一轮迭代。

2.3 非轴对称端壁优化设置

针对某小展弦比高压涡轮动叶开展非轴对称端壁优化设计,选取涡轮级总总效率为优化目标,以参考设计的流量为约束条件,限制流量变化为参考设计流量的±0.5%。选择动叶非轴对称端壁造型控制点以及叶片根部截面吸力面侧控制点为设计变量。需要说明的是,为了补偿非轴对称端壁造型可能导致的流量变化,选择叶片吸力面近根部截面的控制点进行微调。非轴对称端壁参数化方法采用样条曲面法,控制点数为 35,根部截面吸力面侧型线微调控制点为 5,因此设计变量总数为 40,端壁造型最大幅值为叶高的±12%。优化算法采用代理模型辅助的差分进化算法,初始采样数为 50,后续每代采样数为 10,优化截止代数 of 100。需要说明的是,

本文采用的优化算法有别于传统的差分进化算法,根据典型函数测试,设计空间维度在 50 以下时初始采样数为 50,后续每代采样数为 10 便可以较好地完成整个优化进程。此外,每代采样数为 10 也可以更加高效地利用课题组的计算资源,比如,一台 128 核的服务器,只需将每个个体计算时采用的核数设置为 12 便可同时并行计算一代个体,加快优化进程。

优化过程中收敛曲线如图 7 所示,第 0 代的总总效率值为参考设计总总效率值,即不进行端壁造型时的轴对称端壁设计的总总效率值。由图 7 可知,在优化前期最优个体总总效率上升较快,当优化进行至中后期时最优个体总总效率变化较小,在第 52 代找到最优个体后优化趋于收敛,后续最优个体总总效率不再发生变化。

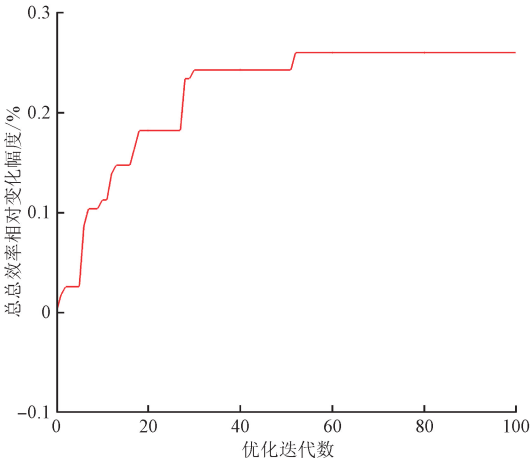


图 7 优化收敛曲线
Fig. 7 Optimize convergence curve

最优设计动叶非轴对称端壁造型如图 8 所示,图中不同颜色代表不同的造型幅度,用动叶叶高对造型幅值(ΔR)进行归一化,取上凸位置造型幅值为正值,下凹位置造型幅值为负值。观察造型幅值可知,最优设计最大造型幅值并未超出所给的叶高的

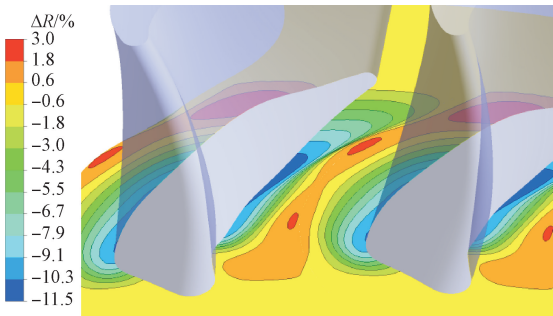


图 8 动叶非轴对称端壁造型幅值分布
Fig. 8 Amplitude distribution of non-axisymmetric endwall

±12%这一限制,且下凹最大幅值大于上凸最大幅值。最优设计在压力面侧以及吸力面侧均出现了一定的下凹造型,吸力面侧靠近叶片通道出口处出现了局部上凸造型,此外在叶片通道中部出现了一条上凸的“山脊”造型。

3 优化前后性能对比分析

3.1 总体性能对比

以不进行端壁造型的轴对称端壁为参考设计,最优的非轴对称端壁造型为优化设计,分析非轴对称端壁对涡轮气动性能的影响。

表 2 给出了开展非轴对称优化设计前后涡轮级的总体性能参数的相对变化率。可以看出,对涡轮动叶下端壁进行非轴对称端壁优化设计后,对于优化设计,其出口气流与周向夹角增大 0.7°,优化设计更接近轴向排气,优化设计相对于参考设计功率提升 0.47%,总总效率提升 0.26%,流量增加 0.28%。

表 2 总体性能参数相对变化率

Table 2 Relative change rate of performance parameters

参数	相对变化率/%
流量	0.28
功率	0.47
总总效率	0.26

3.2 优化结果分析

本文针对动叶通道进行了非轴对称端壁优化设计,而导叶通道仍然采用轴对称端壁设计,其通道内部流动状况变化不大。由于参考设计与优化设计的导叶进口参数相同,因此动叶出口参数的分布可以反映涡轮级性能的变化。下面针对涡轮动叶叶片通道内流动状况进行详细分析。

图 9 给出了动叶后 10%轴向弦长截面上总总效率的分布云图。可以看出,靠近下端壁位置的低效率区强度减小,此外通道涡位置的低效率区范围减小,强度减弱,这导致了优化设计效率的提升。

为定量描述优化前后效率变化,图 10 给出了动叶后 10%轴向弦长截面下端壁附近周向平均的总总效率沿叶高的分布。与参考设计相比,虽然优化设计在 35%~50%叶高范围内的总总效率有所下降,但在 15%~35%叶高范围内优化设计的总总效率高于参考设计,因此总体上其级效率相对于参考设计有所提升。对比效率分布同样可以看出,优化设计相对于参考设计低效率区位置出现了上移,即非轴对称端壁造型使得通道涡位置上移,在后续的涡系结构分析中进行详细说明。

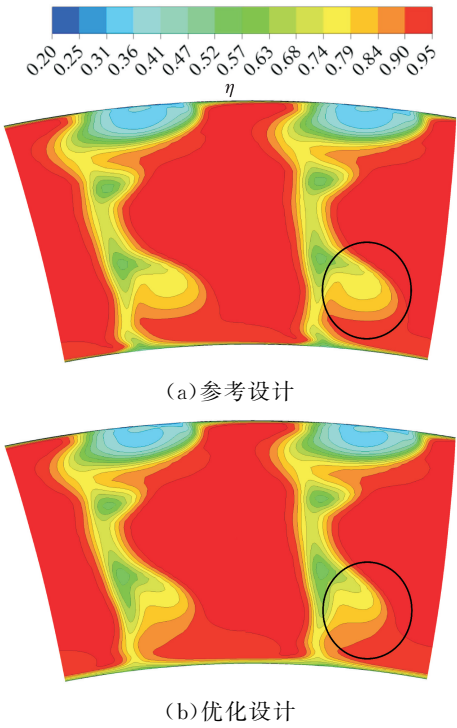


图 9 动叶出口截面总总效率分布

Fig. 9 Total-to-total efficiency distribution of rotor outlet

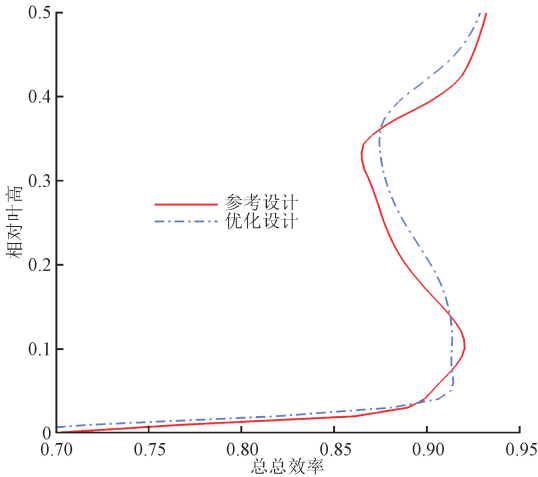


图 10 动叶出口截面周向平均的总总效率分布

Fig. 10 Circumferential average total-to-total efficiency distribution of rotor outlet

为了分析动叶下端壁附近的静压分布,给定无量纲的压力系数为

$$C_p = \frac{p_{\text{local}} - p_{\text{pout}}}{p_{0\text{pin}} - p_{\text{pout}}} \tag{4}$$

式中: p_{pout} 为对应叶片通道出口静压; $p_{0\text{pin}}$ 为对应叶片通道进口总压。

图 11 给出了动叶近下端壁截面(10%叶高截面)上的压力系数分布。对比参考设计以及优化设计可知,在叶片通道喉部附近,对动叶下端壁进行非

轴对称端壁造型后其吸力面侧的低压区范围缩小,位置向后移动,叶片通道内横向压力梯度下降。

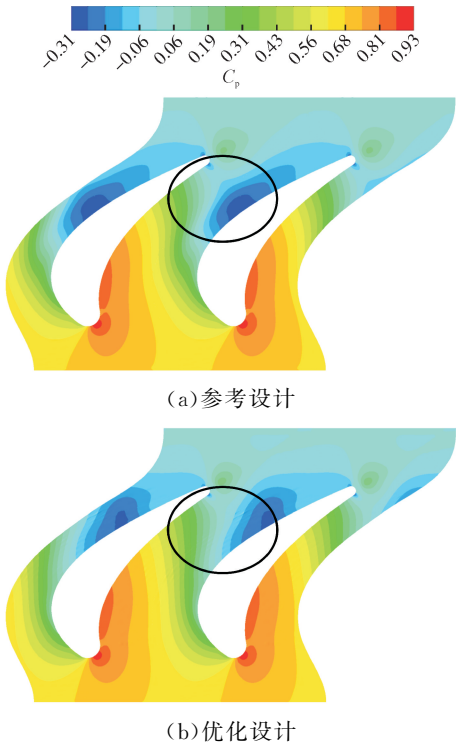


图 11 动叶 10% 叶高截面压力系数分布
Fig. 11 Distribution of pressure coefficient of 10% rotor height section

图 12 给出了近端壁处动叶表面压力系数的分布。可以看出,相较于参考设计,优化设计在 30%~75% 轴向弦长范围内吸力面的侧压力显著提升,这与动叶吸力面侧非轴对称端壁造型为下凹的趋势吻合;同时可以看出,动叶吸力面侧压力系数高于参考设计,这降低了动叶叶片通道内的横向压力梯度,

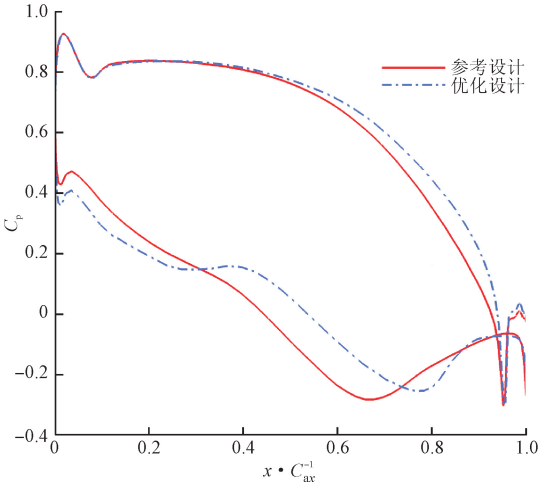


图 12 动叶 10% 叶高截面表面压力系数分布
Fig. 12 Distribution of surface pressure coefficient of 10% rotor height section

有利于降低近端壁横向二次流强度,进而降低叶片的二次流损失。

为了更加直观地描述非轴对称端壁造型后动叶下端壁附近流动方向的变化,图 13 给出了近端壁截面(10% 叶高截面)上的优化设计速度矢量减去参考设计速度矢量之后的速度差的流线图。可以看出,叶片通道中部(蓝色圈)速度差矢量主要由叶片吸力面侧流向叶片压力面侧,即优化设计叶片通道中的横向流动趋势弱于参考设计,非轴对称端壁设计使得气流在通道内的横向流动趋势减弱,这有利于降低近端壁横向二次流强度,进而降低二次流损失。

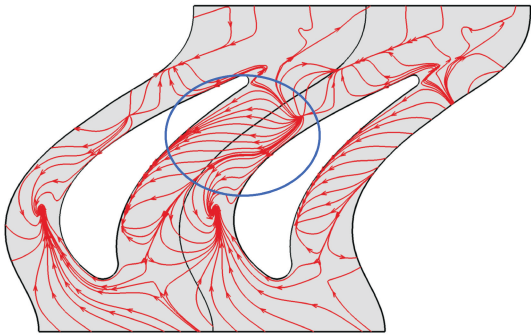
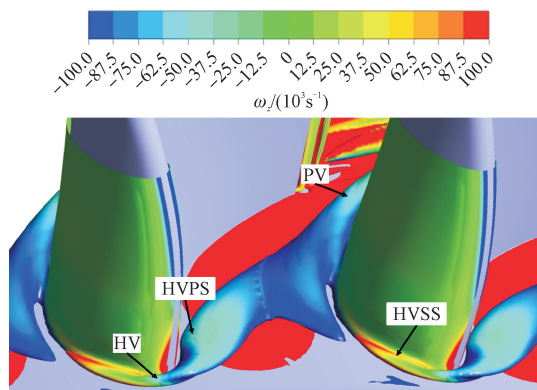


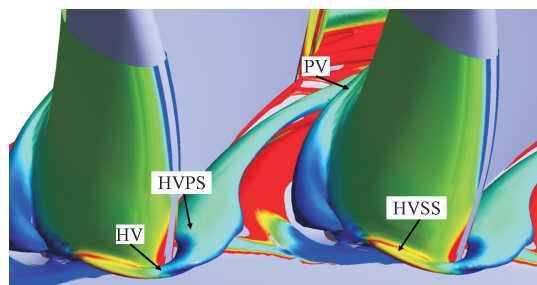
图 13 动叶 10% 叶高截面速度差流线分布
Fig. 13 Distribution of speed difference streamline of 10% rotor height section

图 14 给出了 Q 准则下的涡核区域,不同颜色代表轴向涡量。涡核轨迹直观地展示了动叶下端壁附近涡系结构的形成、发展和迁移机制。首先,来流边界层流体冲击叶片前缘发生分离,形成了前缘马蹄涡(HV),这是叶片前缘附近的主导涡系结构。然后,马蹄涡被叶片前缘分割为两个反向旋转的分支,其中马蹄涡压力面分支(HVPS)在横向压力梯度的输运和驱动下横穿叶片通道,而马蹄涡吸力面分支(HVSS)则沿着叶片的吸力面运动。端区中下游的主导涡系是通道涡(PV),它以马蹄涡压力面分支作为初始起源。进一步,流动转折导致的横向二次流通过不断卷吸端壁低能流体,促进了通道涡的不断发展与壮大。

对于参考设计,马蹄涡压力面分支在叶片通道前部便汇入通道涡,使得通道涡强度大幅增强。而对于优化设计,由于非轴对称端壁造型降低了叶片通道内的横向压力梯度,使得马蹄涡压力面分支在叶片通道内部沿着叶片压力面发展,因此在靠近叶片通道出口的位置才汇入通道涡。这有利于削弱通道涡的强度,进而降低叶片通道内的气动损失。



(a)参考设计



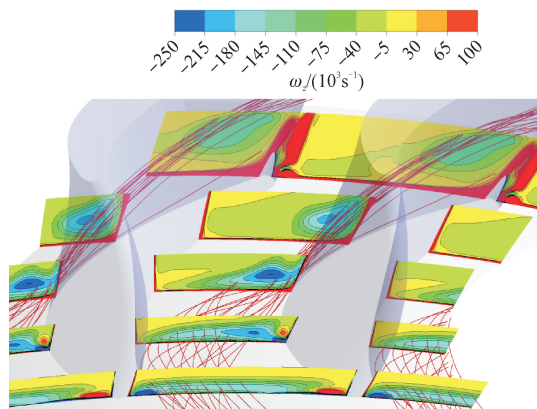
(b)优化设计

图 14 动叶端区二次流涡系结构

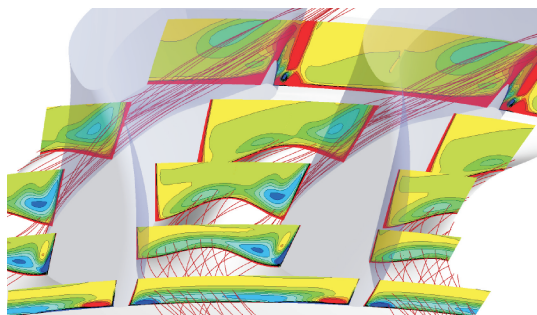
Fig. 14 Secondary flow vortex structure near the rotor hub

为了定量地对比叶片通道中涡系强度的变化,图 15 给出了动叶叶片通道中不同截面沿轴向的涡量分布以及三维流线分布。

对比三维流线分布可知,相较于参考设计,优化设计部分流线更接近压力面,即马蹄涡压力面分支在叶片通道内部沿着叶片压力面发展。对比不同截面上沿轴向的涡量分布可知,相较于参考设计,在靠近压力侧存在一个涡结构,即马蹄涡压力面侧分支,该分支在叶片通道中沿着叶片压力面发展,此外靠近叶片通道吸力面侧的通道涡强度减弱,范围显著减小。



(a)参考设计

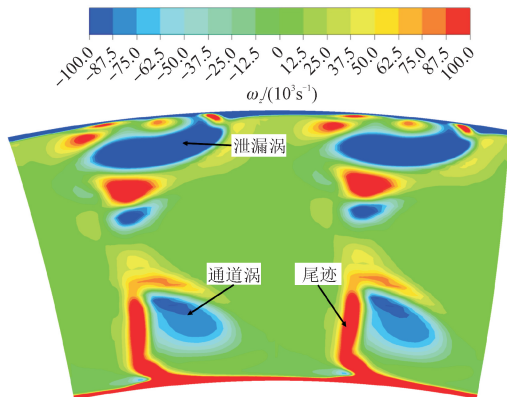


(b)优化设计

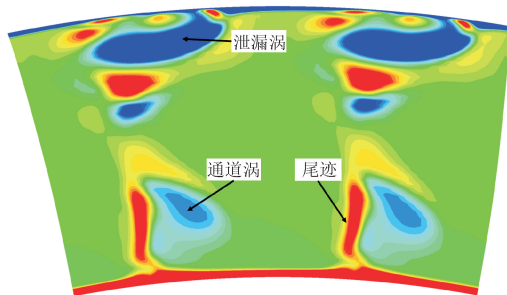
图 15 动叶通道内涡量及三维流线分布

Fig. 15 Vortex and three-dimensional streamline distribution in the rotor channel

图 16 给出了动叶叶片通道出口截面沿轴向的涡量分布。从图可知,相较于参考设计,优化设计通道涡范围有所减小,且强度降低,优化设计下端壁附近尾迹强度显著降低。此外,优化设计相对于参考设计边界层厚度有所增大,但是增大幅度并不明显,对比效率分布变化同样可以看出,该位置效率只是略有降低,变化幅度很小。总体而言,非轴对称端壁造型削弱了叶片通道中的二次流,进而提升了涡轮的气动性能。



(a)参考设计



(b)优化设计

图 16 动叶叶片通道出口截面沿轴向涡量分布

Fig. 16 Distribution of vortex along the axial direction of the outlet section of the rotor

4 结 论

(1) 本文所发展的非轴对称端壁造型方法能够实现复杂、“崎岖”的端壁造型,较传统方法大大提高了设计自由度。在此基础上,引入高效的智能优化算法,较好地兼顾了设计空间复杂度和优化成本。

(2) 非轴对称端壁优化后,在进口流量基本不变的前提下,高压涡轮级的总总效率提升了0.26%,出口气流角变化 0.7° ,验证了本文所发展的非轴对称端壁优化平台的有效性。

(3) 非轴对称端壁造型改变了动叶下端壁附近的压力分布,使得马蹄涡压力面分支在叶片通道内部沿着叶片压力面迁移,延后了汇入通道涡的位置,削弱了通道涡强度,同时非轴对称端壁造型降低了叶片通道中的横向压力梯度,抑制了通道中的横向流动趋势,提高了涡轮级效率。

参考文献:

- [1] 李军,宋立明,孙皓,等.非轴对称端壁设计的高负荷涡轮气热性能研究进展[J].航空发动机,2018,44(3):1-11.
LI Jun, SONG Liming, SUN Hao, et al. Aerothermal performance research progress of high load turbines with non-axisymmetric endwall design [J]. Aero-engine, 2018, 44(3): 1-11.
- [2] 李斌,陈晖,马冬英,等.500 tf级液氧煤油高压补燃发动机研制进展[J].火箭推进,2022,48(2):1-10.
LI Bin, CHEN Hui, MA Dongying, et al. Development of 500 tf class high pressure stage combustion LOX/kerosene rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2): 1-10.
- [3] DENTON J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.
- [4] WANG H P, OLSON S J, GOLDSTEIN R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 1-8.
- [5] 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.
- [6] 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.

- [7] YAN J, GREGORY-SMITH D G, WALKER P J. Secondary Flow reduction in a nozzle guide vane cascade by non-axisymmetric end-wall profiling [C]//ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York, USA: ASME, 1999: V001T03A051.
- [8] 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.
- [9] ROSE M G, HARVEY N W, SEAMAN P, et al. Improving the efficiency of the Trent 500 HP turbine using non-axisymmetric end walls: part II experimental validation [C]//ASME Turbo Expo 2001: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2001: V001T03A081.
- [10] HARVEY N W, BRENNAN G, NEWMAN D A, et al. Improving turbine efficiency using non-axisymmetric end walls: validation in the multi-row environment and with low aspect ratio blading [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 119-126.
- [11] SNEDDEN G, DUNN D, INGRAM G, et al. The application of non-axisymmetric endwall contouring in a single stage, rotating turbine [C]//ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2009: 831-840.
- [12] SNEDDEN G, DUNN D, INGRAM G, et al. The performance of a generic non-axisymmetric end wall in a single stage, rotating turbine at on and off-design conditions [C]//ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2010: 1069-1080.
- [13] SNEDDEN G. The application of non-axisymmetric endwall contouring in a $1\frac{1}{2}$ stage, rotating turbine [D]. Durham: Durham University, 2011.
- [14] DUNN D, SNEDDEN G, VON BACKSTRÖM T, et al. Unsteady effects of a generic non-axisymmetric rotor endwall contour on a $1\frac{1}{2}$ stage turbine test rig at off design conditions [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2013: V02DT44A009.
- [15] GERMAIN T, NAGEL M, RAAB I, et al. Improving efficiency of a high work turbine using nonaxisymmetric endwalls: part I endwall design and performance [J].

- Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2): 021007.
- [16] SCHÜPBACH P, ABHARI R S, ROSE M G, et al. Improving efficiency of a high work turbine using nonaxisymmetric endwalls: part II time-resolved flow physics [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2): 021008.
- [17] 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.
- [18] HARTLAND J, GREGORY-SMITH D. A design method for the profiling of end walls in turbines [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 697-704.
- [19] NAGEL M G, BAIER R D. Experimentally verified numerical optimization of a three-dimensional parametrized turbine vane with nonaxisymmetric end walls [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 380-387.
- [20] 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.
- [21] 郑金, 李国君, 李军, 等. 一种新非轴对称端壁成型方法的数值研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1487-1491.
- ZHENG Jin, LI Guojun, LI Jun, et al. Numerical research on a new non-axisymmetric endwall profiling method [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1487-1491.
- [22] SUN Hao, LI Jun, SONG Liming, et al. Non-axisymmetric turbine endwall aerodynamic optimization design: part I turbine cascade design and experimental validations [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2014: V02BT39A006.
- [23] SUN Hao, SONG Liming, LI Jun, et al. Non-axisymmetric turbine endwall aerodynamic optimization design: part II turbine stage design and unsteady flow characteristics analysis [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2014: V02BT39A007.
- [24] 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.
- [25] 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.
- [26] 赵刚剑, 刘波, 那振喆, 等. 采用新型非轴对称端壁优化设计方法提高涡轮性能的数值研究 [J]. 推进技术, 2014, 35(5): 597-602.
- ZHAO Gangjian, LIU Bo, NA Zhenzhe, et al. Improving the performance of turbine based on a new optimization design method [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 597-602.
- [27] CHEN Pingting, ZHAO Ke, LI Xueying, et al. Effects of varying non-axisymmetric contours of the turbine endwall on aerodynamics and heat transfer aspects: a sensitivity analysis study [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2021, 161: 106689.
- [28] BURIGANA M, VERSTRAETE T, LAVAGNOLI S. Turbine endwall contouring through advanced optimization techniques [J]. Journal of Turbomachinery, 2023, 145(8): 081011.

(编辑 亢列梅)