文章编号:1001-2060(2024)10-0029-08

考虑冷气掺混的跨声速透平叶型气动优化设计方法

王广北1,张晓东2

(1. 江苏大学 流体机械工程技术研究中心, 江苏 镇江 212000;2. 中国科学院工程热物理研究所 先进燃气轮机实验室, 北京 100190)

摘 要:为拓展叶型设计空间、实现跨声速涡轮叶型设计中的精细化型面控制,并在叶型优化时考虑叶身气膜冷气 出流的影响,提出了基于 Bezier 曲线构型的"12+7"参数化造型方法,其中叶型吸力面进口段、出口段、压力面和前 缘均采用 Bezier 曲线。通过集成自主涡轮叶型造型程序、MATLAB 人工神经网络工具箱及 NUMECA 商用软件,搭 建了可考虑冷气的涡轮叶型数值优化平台,并在考虑冷气掺混的条件下对典型重燃透平一级导叶进行了气动优化 研究。优化变量包括安装角、后弯角、前缘半楔角以及吸力面 Bezier 曲线控制系数,优化目标为总压损失系数最 小。结果表明:经过优化后的叶型模拟与实验结果拟合良好;总压损失系数从 0.065 19 减小为 0.060 48,减小了 7.23%;能量损失系数从 0.051 8 减小为 0.047 78,减小了 7.76%,气动性能得到增强。

关键 词:涡轮;气动优化;气膜冷却;人工神经网络

中图分类号:TK261 文献标识码:A DOI:10.16146/j. cnki. rndlgc. 2024. 10.004

[引用本文格式] 王广北,张晓东. 考虑冷气掺混的跨声速透平叶型气动优化设计方法 [J]. 热能动力工程,2024,39(10):29-36. WANG Guangbei,ZHANG Xiaodong. Aerodynamic optimization design method for transonic turbine blade with coolant ejection [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(10):29-36.

Aerodynamic Optimization Design Method for Transonic Turbine Blade with Coolant Ejection

WANG Guangbei¹, ZHANG Xiaodong²

(1. Research Center of Fluid Machinery Engineering and Technology, Jiangsu University, Zhenjiang, China, Post Code: 212000;
 2. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences,

Beijing, China, Post Code: 100190)

Abstract: In order to expand the blade design space, realize the precise control of blade surfaces in transonic blade profile design and consider the influence of film cooling outflow during blade profile optimization, a "12 + 7" parametric modeling method based on Bezier curves was proposed. Bezier curves were applied to the suction surface inlet, outlet, pressure surface and leading edge of the blade. A numerical optimization platform for turbine blade profile design considering film cooling was constructed by integrating an autonomous turbine blade modeling program, MATLAB artificial neural network toolbox, and the commercial software NUMECA. The aerodynamic optimization with coolant ejection was performed on the first-stage guide vane of a typical heavy-duty gas turbine. The optimization variables included the stagger angle, trailing edge angle, leading edge 1/2 wedge angle, suction surface Bezier curve control coefficients, and the optimization objective was to minimize the total pressure loss coefficient. The results show that the simulation of optimized blade profile fits well with experimental result, total pressure

基金项目:国家科技重大专项(J2019-II-0010-0030)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (J2019- II -0010-0030)

作者简介:王广北(1997-),男,江苏大学硕士研究生.

收稿日期:2024-01-15; 修订日期:2024-03-28

通信作者:张晓东(1984-),男,中国科学院工程热物理研究所高级工程师.

loss coefficient decreases by 7.23% from 0.065 19 to 0.060 48 and energy loss coefficient decreases by 7.76% from 0.051 8 to 0.047 78, indicating improved aerodynamic performance.

Key words: turbine, aerodynamic optimization, film cooling, artificial neural network

引 言

高载荷燃气涡轮叶型数值优化的目的在于筛选 出满足特定气动参数要求的涡轮叶型。对于跨声速 涡轮,气膜冷却与高负荷所导致的激波损失是影响 涡轮效率的重要因素^[1],通过优化叶型和流动参 数,可以减小激波损失,增强涡轮的气动性能。

随着计算机软硬件技术的飞速进步,计算机辅 助设计技术、CFD 仿真技术和智能优化算法,已经 被广泛应用于涡轮的设计与优化中^[2]。Trigg 等 人^[3]采用遗传算法对由 17 个参数定义的二维涡轮 叶型进行优化,实现了更快速、损失更低的叶片设 计,并使叶型损失减少了 10% ~ 20%; Griffin 等 人^[4]采用 CFD、响应面法(RSM)及人工神经网络 (ANN)相结合的优化策略对 RVL 涡轮进行了优化, 将总静效率提升了8%,其中ANN是非线性模型, 可以经过训练来映射具有多个输入/输出的函 数^[5]; Pierret 等人^[6]基于数据库使用 ANN 模型构建 了响应面,结合模拟退火算法(SA),对使用 Bezier 曲 线参数化的二维叶型进行了优化,提高了叶型的气动 效率:Dennis 等人^[7]采用遗传算法(GA)与序列二次 规划(SQP)相结合的组合优化策略对叶型进行优 化,使二维叶栅的总压损失达到最小; Persico 等 人^[8]提出了 FORMA 方法,对非常规涡轮机械叶片 进行高保真叶型优化,这是基于 B 样条的广义几何 参数化技术、CFD 求解器以及多种基于代理模型的 进化策略的组合,FORMA 方法应用于超音速有机 朗肯循环(ORC)涡轮导叶上,降低了叶型的气动损 失,改善了下游转子的进气均匀性;张金环等人[9] 以流道、安装角和型面为设计变量,基于并行遗传算 法,对某向心涡轮叶片气动性能进行多变量耦合的 自动优化设计,优化后轮周效率提高近3%;马洪波 等人^[10]结合 GA 和 SQP 算法,以涡轮的气动效率为 目标函数,对涡轮叶片进行了气动优化设计;李志等 人^[11]将控制叶型的 17 个参数作为优化变量,采用 多目标遗传算法进行全局自动寻优,使叶型总压损 失系数分别降低 19.5% 和 10.0%,并降低了激波强度;赵洪雷等人^[12]结合 ANN 和 GA 算法,采用多级局部优化设计思想,将三级涡轮不同工况总效率分别提高了 1.01% 和 1.15%,而流量和功率变化很小,性能更优。

从长远角度看,涡轮叶型的优化还需为后续的 热负荷分析、气膜设计提供一定的便利。尤其是涡 轮前温度的不断提高要求更多的冷却高压空气进 人,这也导致冷气掺混对叶栅流场结构的影响越来 越大^[13]。卢少鹏^[14]建立了考虑气膜冷却的气冷涡 轮多目标优化平台,采用多目标算法 NSGA-II 对某 高压涡轮一级静叶在气动和冷却方面进行优化,最 终形成 Pareto 前沿解集,其气动效率和冷却效果均 有所改善。文献[14]所搭建的优化平台仍然使用 传统的 11 参数法造型,且由于是针对全三维透平叶 片的优化设计,计算量较为庞大。在优化过程中为 了加快优化速度,在划分网格时使用了相对较少的 网格数,计算的精度有待验证。

本文的优化对象为某重型燃气轮机透平一级导 叶叶型。为了加速计算过程,把冷气孔简化为狭缝, 将叶栅流场简化为二维流场,并将叶型控制参数作 为优化变量,在一定的参数范围内,根据优化目标获 得所需的最佳气冷涡轮叶型。本文研究的创新点在 于,提出了一种针对跨声速叶型设计的精细化型面 控制参数化造型方法,并在叶型优化时考虑了叶身 气膜冷气出流的影响。由于将叶栅流动简化为二维 流场,在总体计算网格和优化周期可控的前提下,对 网格进行了加密,有利于提高掺混流场的模拟精度、 提高优化速度。

1 叶型设计与优化方法

1.1 叶型优化设计参数

涡轮叶型设计是基于通流设计给出的进出口气 动参数、几何要求等条件设计出气动损失小、变工况 性能好且满足结构强度要求的叶型。设计过程中叶 型形状通常由一些特定的几何参数来控制。叶型参 数化设计方法要求用尽可能少的控制参数去构造出 叶型形状,同时要求叶型各参数具有明显的物理意 义。Pritchard^[15]在1985年提出了11参数化涡轮叶 型构造方法,设计参数的物理意义明确,喉道面积及 后弯角可以直接控制,因而被行业内广泛采用。

根据 Teia^[16]的理论示意图,如图 1 所示。图中 给出栅距 *t*,喉道宽度 *a*,叶片表面曲率半径 *R*,*C* 表 示叶片吸力面与喉道交点,*C*'表示叶片吸力面与级 入口交点,*N* 和 *N*'分别表示中间流面与喉道和级入 口交点。



图 1 叶栅流道 Fig. 1 Cascade passage

对于跨声速涡轮叶型,区域2为从喉道位置到 叶栅出口之间的流动区域,这一段区域内气流只在 下面叶片吸力面的粘性力作用下流动。区域2内的 气流控制对于跨声速涡轮叶型设计十分重要,一是 吸力面出口段的折转角设计过大会导致流动分离, 二是跨声速叶栅流动条件下气流对型面的曲率分布 十分敏感,因而更需要精细化设计,通过曲率的合理 控制降低最高马赫数及激波强度。区域3为叶片尾 缘出口之后的区域,气流在此段不受叶片作用,但由 于吸力面一侧的高速气流和压力面一侧的低速气流 在这里汇合,会产生掺混损失,对于跨声速叶栅还会 有激波掺混损失。

根据跨声速涡轮叶片的流动特点,本文在 11 参数化涡轮叶型构造方法的基础上,提出了基于 Bezier 曲线构型的"12 +7"参数化造型方法,造型参数如 图 2 所示。"12 +7"为12 个基本控制参数和7 个高级调节参数,12 个基本控制参数包括进口角 α_1 、出口角 α_2 、前缘半径 $r_{\rm le}$ 、尾缘半径 $r_{\rm te}$ 、叶片数 $N_{\rm b}$ 、安装角 ζ 、前缘半楔角 $\varepsilon_{\rm in}$ 、尾缘半楔角 $\varepsilon_{\rm out}$ 、攻角 γ 、落后角 δ 、喉道宽度 a 和后弯角 $\delta_{\rm u}$ 。尾缘半楔角 $\varepsilon_{\rm out}$ 为新

增参数,其增大了吸力面出口段型线自由度,可以通 过优化出口段型线进一步减小高载荷跨声速涡轮叶 型的激波损失。根据上述参数可确定叶型骨架,即 确定了各曲线的交界点及斜率。



图 2 "12 + 7"参数化造型方法示意图 Fig. 2 Schematic diagram of "12 + 7" parametric modeling method

如图 2 所示, 叶型吸力面进口段和压力面采用 三次 Bezier 曲线以提高叶型精细化设计空间。吸力 面出口段由圆弧改为三次 Bezier 曲线以减小激波损 失的影响, 前缘采用二次 Bezier 曲线以减小前缘阻 力及控制攻角损失。以上 4 段 Bezier 曲线共采用 7 个无量纲的多边形长度控制参数, 即高级调节参数 来精细调节各段曲线的曲率分布, 分别为吸力面喉 口前 Bezier 曲线控制点 LLS1、LLS2, 吸力面喉口后 Bezier 曲线控制点 LLS5、LLS6, 压力面 Bezier 曲线控 制点 LLP1、LLP2, 前缘控制点 LLSEMI, 各长度控制 参数取值范围在 0~1之间。此方法虽然增加了参 数个数, 但叶型设计空间得到了明显拓展, 便于跨声 速叶型设计中的精细化型面控制。

1.2 叶型数值优化方法

图 3 是本研究采用的涡轮叶型数值优化方法。 自动分析模块根据给定的几何参数实现自动化建 模、网格生成和评价分析。基于 Fortran 程序进行几 何设计,基于 NUMECA/IGG 软件生成网格,采用 NUMECA/FINE 软件进行计算。



图 3 涡轮叶型数值优化方法

Fig. 3 Numerical optimization method for turbine blade profile

叶型构造采用了"12+7"参数化造型方法,气 膜孔参数包括孔个数、孔位置、孔角度及孔径。由于 实际气冷叶片中冷气出流具有三维几何和三维流动 特征,为了减少计算量、提高优化效率,将冷气孔简 化为狭缝结构。

采用 NUMECA/IGG 软件生成二维分块结构化 网格,总网格节点数约25 万。叶栅流道计算网格如 图4所示。其中,由图4(a)可见,主流区域共4块 网格,相邻网格块沿切向设置了同样的网格点分布, 这样可以有效控制插值带来的计算误差。其中,边 界层网格设置了12 层,第1 层高度0.01 mm,最外 层高度1.5 mm。压力面出口段占了2块网格,而吸 力面出口段仅占了1 块网格,因而在出口段采用了 非匹配周期性边界条件。由图4(b)可见,由于冷气 孔尺度较小,为更好地捕捉冷气的流动,在压力面与 吸力面入口段沿流向布置了较为密集的网格点,保 证落在冷气孔内的网格节点数不少于9个。同样,每 个冷气孔为1个二维网格块,网格节点数为25×9, 冷气与主流的交界面为完全非匹配边界条件。



采用 NUMECA 软件的 EURANUS 软件包进行 RANS 方程的定常计算,并选用二阶中心差分格式进 行离散求解。其中,湍流模型选为 Spalart-Allmaras 模型,计算过程中主流进口给定总温、总压,出口给 定均匀静压边界条件;所有冷气进口均给定总压、总 温;叶身壁面设定为绝热壁面。在二次流的干涉下 流场收敛较慢,计算步数设置为 20 000 步可达到收 敛标准。

考虑冷气掺混的叶栅流场相对马赫数 CFD 计 算结果如图 5 所示,其中图 5(b)上图为马赫数云图 与冷气迹线叠加,下图为马赫数云图和马赫数等值 线叠加。



图 5 叶栅流场相对马赫数 CFD 计算结果 Fig. 5 CFD calculation results of relative Mach number in cascade flow field 从计算结果中可以提取出口总压、出口马赫数、 流量及考虑冷气掺混后的总压损失系数、能量损失 系数和各排冷气孔的冷气量等。各参数定义如式 (1)~式(4)所示。

总压损失系数:

$$\xi_{p,t} = \frac{\frac{\dot{m}_{c}}{\dot{m}_{c} + \dot{m}_{m}} p_{t,cin} + \frac{\dot{m}_{m}}{\dot{m}_{c} + \dot{m}_{m}} p_{t,m} - p_{t,f}}{p_{t,m} - p_{t}} \qquad (1)$$

式中:*p*_{t,cin}—冷气进口总压, Pa;*p*_{t,m}—主流进口总 压, Pa;*p*_{t,f}—主流出口总压, Pa;*p*_f—主流出口静压, Pa;*m*_c—冷气流量, kg/s;*m*_m—主流进口流量, kg/s。 冷气量.

$$\varepsilon = \dot{m}_{\rm c} / \dot{m}_{\rm m} \tag{2}$$

能量损失系数计算公式为:

$$\mathcal{S} = 1 - \left[1 - \left(\frac{p_{\rm f}}{p_{\rm t,f}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] / \left[1 - \left(\frac{p_{\rm f}}{p_{\rm t,mix}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right] \quad (3)$$

式中:k-气体比热比,与温度相关,接近1.4。

 $p_{t,mix}$ 表示考虑冷气入射影响的折算进口总压, 公式为:

$$p_{t,mix} = \frac{\dot{m}_{c}}{\dot{m}_{c} + \dot{m}_{m}} p_{t,cin} + \frac{\dot{m}_{m}}{\dot{m}_{c} + \dot{m}_{m}} p_{t,m}$$
(4)

在建立了上述自动化分析模块后,采用拉丁超 立方实验设计方法进行样本库设计,以保证样本的 随机性和均匀性^[17]。对样本逐个进行分析,建立样 本库。

采用 BP-ANN 人工神经网络对样本库进行学 习,拟合出设计变量和目标函数之间的网络,如图 6 所示,图中的 w 和 b 分别表示权重和偏置。





采用 MATLAB 工具箱的神经网络程序构建神 经网络。其中,神经网络有两层构成,第1层神经元 个数为10,第2层神经元个数为1。为了提高神经 网络的训练效率和可靠性,各输入变量和输出变量 在网络训练前先进行归一化处理,最大训练步数设 置为3000,训练误差目标设置为0.00001。

2 跨声速涡轮导叶叶型气动优化

2.1 叶型数值优化

以某重型燃气轮机四级透平的一级导叶中截面 叶型为算例,叶型参数如表1所示,其中 R 为回转 半径,mm;C_x为轴向弦长,mm。几何模型如图7所 示,出口气流角β约为75°。

表1 原始叶型参数表

Tab. 1 Parameter list of original blade profile

参数	数值	最小值	最大值
<i>R</i> /mm	1 362.2	-	-
$C_{\rm x}/{ m mm}$	127.35	-	-
ζ/(°)	-53.6	-50.0	-56.0
$\delta_{\rm u}/(^{\circ})$	9	7	11
$\alpha_1/(\circ)$	0	-	-
$\varepsilon_{\rm in}/(^{\circ})$	38	34	42
$r_{\rm le}/{ m mm}$	11.844	-	-
$\alpha_2/(\circ)$	- 77	-	-
$r_{\rm te}/{ m mm}$	2.038	-	-
$N_{ m b}$	48	-	-
a	0.34	-	-
$\varepsilon_{\rm out}/(^{\circ})$	5.5	-	-
LLS1	0.43	0.40	0.50
LLS2	0.75	0.70	0.80
LLP1	0.75	-	-
LLP2	0.78	-	-
LLS5	0.65	-	-
LLS6	0.65	-	-
LLSEM	0.5	-	-



图 7 带冷气缝的叶型几何模型 Fig. 7 Geometry model of blade profile with cooling slots

由图 7 可见,在表 1 设计方案中,冷气缝包括分 布在吸力面的 5 个缝和分布在压力面的 8 个缝。其 中,压力面各缝的相对轴向位置 X/C_x分别为 0.01, 0.1,0.15,0.3,0.5,0.65,0.8 和 0.95;吸力面各缝的 相对轴向位置分别为 0.01,0.1,0.2,0.4 和 0.55。除 压力面 0.95 相对位置的缝宽度为 1.875 mm 外,其 余 13 个冷气缝的宽度均为 0.75 mm。孔长度均为 4 mm,孔角度均为 30°。虽然上述冷气孔参数均可 作为优化参数,当前开发的优化方法也具备这个条 件,但考虑到优化参数太多会导致计算量增加,且不 利于梳理几何参数的影响机制,因此本研究中上述 冷气缝参数不作为优化变量。 样本计算过程中主流进口给定总温 300 K、总 压 200 kPa,出口给定均匀静压边界条件 130 kPa;所 有冷气进口均给定总压 210 kPa,总温 300 K。上述 边界条件设置考虑到了后续实验研究允许实现的条 件,叶栅出口平均马赫数接近 0.8。

本优化案例共采用了 35 个样本点,优化变量为 安装角 ζ 、后弯角 δ_u 、前缘半楔角 ε_{in} 和吸力面 Bezier 曲线控制系数 LLS1 和 LLS2,优化目标为总压损失 系数 $\xi_{p,t}$ 最小。逐个对每个样本点进行计算分析,并 从计算结果中提取总压损失系数 $\xi_{p,t}$ 、出口流量 \dot{m}_{f} 和出口气流角 β 等参数。每个样本点需要的计算时 间约 20 min,叶型优化结果如表 2 和图 8 所示。

表 2 优化前后参数对比

Tab. 2	Comparison	of	profile	parameters	before	and	after	optimization
--------	------------	----	---------	------------	--------	-----	-------	--------------

参数	原始叶型		S8		优化后叶型	
	25 万网格	80 万网格	25 万网格	80 万网格	25 万网格	80 万网格
$\varepsilon_{\rm in}/(\circ)$	38	38	34.673 371 2	34.673 371 2	36.414 2	36.414 2
ζ/(°)	-53.6	- 53.6	-51.562 8	-51.562 8	-50.566 8	- 50. 566 8
LLS1	0.45	0.45	0.423 161	0.423 161	0.404	0.404
LLS2	0.75	0.75	0.708 089	0.708 089	0.702 9	0.702 9
$\delta_{\mathrm{u}}/(^{\circ})$	9	9	10.630 61	10.630 61	10.822 5	10.822 5
β /(°)	76.095 7	75.581 3	75.711 3	75.428 7	75.686 4	75.3663
$\dot{m}_{ m f}/ m kg\cdot s^{-1}$	0.018 9	0.019 6	0.019 4	0.019 8	0.019 5	0.019 9
$\varepsilon / \%$	0.159 6	0.172 2	0.146 9	0.155 0	0.146 4	0.151 0
$p_{t,f}$ /kPa	196.962	196.906	197.179	196.994	197.122	197.078
${m \xi}_{p,{ m t}}$	0.063 07	0.065 19	0.058 60	0.062 12	0.059 35	0.060 48
ζ	0.049 92	0.051 80	0.046 26	0.049 10	0.046 83	0.047 78

注:"S8"为第8个样本,是35个样本中最优的一个样本。



after optimization

2.2 数值优化方法验证

在考虑冷气掺混条件下,叶型优化设计更多是 为了研究叶身气膜冷气出流的影响,因此对经过数 值优化后的叶型进行无冷气入射条件下的实验验 证,并与 CFD 计算结果做比较分析。其中,优化后 叶片等熵马赫数 *Ma*_{is}分布如图 9 所示。其中,等熵 马赫数 *Ma*_{is}定义如下:

$$Ma_{is} = \sqrt{\left(\left(\frac{p_{i,m}}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right)\frac{2}{k-1}}$$
(5)

式中:p一当地静压,Pa。

如图9所示,叶身 Ma_{is}的计算值与实验值整体 吻合较好,压力面吻合效果更佳,在叶片前缘与吸力 面喉道区域稍有差异,但整体趋势较为一致。由于

· 35 ·

在冷气孔附近布置了足够密集的网格节点,并进行 了无关性验证,因此可以认为所采用的计算模型是 合理的。





2.3 考虑冷气入射时的流场分析

由表2可知,经过优化后,叶片安装角明显减小, 80万网格下冷气量由0.1722%减小为0.1510%,在 保证冷却效果的前提下,冷气量的减少有利于减小 掺混损失,优化后的叶型总压损失系数从0.06519 减小为0.06048,减小了7.23%,能量损失系数从 0.05180减小为0.04778,减小了7.76%。

冷气入射会改变边界层厚度,改变其在尾缘处的分离强度,进而影响尾迹损失。Urban 等人^[18]的研究表明,尾迹的峰值和宽度变化能反映尾迹损失的变化。图 10 对比了原始叶型和优化叶型的出口 总压分布。图中 *p*_t为当地总压。可以看出,优化叶型的出口最小总压要大于原始叶型,即优化后尾迹的峰值降低;优化叶型的尾迹区相对较窄,主流区则较宽,尾迹损失减小,尾迹区向吸力面一侧发生了偏移,这在一定程度上反映出安装角减小。

图 11 对比了叶片壁面静压系数分布。静压系 数 σ 定义如下:

$$\sigma = \frac{p - p_{\rm f}}{p_{\rm t,m} - p_{\rm f}} \tag{6}$$

从图 11 中可以发现,冷气射流对开设冷气孔区 域型面的静压影响较为明显。喷射出的冷气对主流 的阻滞作用^[19]导致冷气孔上游静压升高,冷气孔下 游静压降低。由于靠近下游的冷气孔射流流量较 大,导致其附近区域的静压波动幅度大于上游。吸 力面侧,较低的主流静压会导致冷气孔喷射出的冷 气更容易穿透近壁面主流,致使吸力面冷气孔区域 的静压波动幅度大于压力面。优化叶型压力面在 *X*=0.07 m处的上游静压整体小于原始叶型,下游 则大于原始叶型,吸力面反之。由此得出,优化叶型 的载荷分布较为靠后,即前半叶身的载荷比原始叶 型的小,后半叶身的载荷比原始叶型的大,叶型经过 优化后的后加载特性得到增强。



图 10 出口总压分布





图 11 壁面静压系数分布

Fig. 11 Distribution of static pressure coefficient on surface

3 结 论

针对跨声速透平叶型在考虑冷气掺混条件下的

气动优化设计方法进行了深入探讨,通过精细化的 型面控制,实现了在考虑冷气掺混条件下的气动性 能提升。

(1) 基于 Bezier 曲线的"12+7"参数化造型方 法为跨声速涡轮叶型设计提供了一种新的精细化型 面控制手段,拓展了叶型设计空间。

(2)通过集成自主涡轮叶型造型程序、MATLAB 人工神经网络工具箱及 NUMECA 商用软件,构建了 能够考虑冷气掺混影响的涡轮叶型数值优化平台, 这一平台能够有效地对叶型进行气动优化研究。

(3)对典型重燃透平一级导叶进行的气动优化研究表明,优化后的叶型能够显著降低总压损失系数和能量损失系数,分别减小了7.23%和7.76%。通过对比分析优化前后的流场,优化后的叶型在降低尾迹峰值、减小尾迹损失以及改善叶片载荷分布方面均有显著改进,叶型的气动性能得到增强。

参考文献:

 [1] 王宇峰,蔡 乐,刘 勋,等.吸力面:不同吹风比切向冷气喷射对跨声速涡轮叶栅气动性能的影响[J].推进技术,2019, 40(5):996-1004.

WANG Yufeng, CAI Le, LIU Xun, et al. Effects of tangential coolant ejection on suction side with different blowing ratio on aerodynamic performance of a transonic turbine cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5):996 - 1004.

- [2] 陈 云,宋立明,王 雷,等. 自动优化技术在涡轮设计中的应用[J]. 航空发动机,2021,47(4):59-66.
 CHEN Yun,SONG Liming,WANG Lei, et al. Application of automatic optimization technology in turbine design[J]. Aeroengine, 2021,47(4):59-66.
- [3] TRIGG M A, TUBBY G R, SHEARD A G. Automatic genetic optimization approach to two-dimensional blade profile design for steam turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1):11-17.
- [4] GRIFFIN L W, DORNEY D J, HUBER F W, et al. Detailed aerodynamic design optimization of an RLV turbine [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit (AIAA), Salt Lake City, USA,2001.
- [5] CICHOCKI A, UNBEHAUEN R. Neural networks for optimization and signal processing[M]. Hoboken: Wiley Publishing, 1993.
- [6] PIERRET S, BRAEMBUSSCHE R A V D. Turbomachinery blade design using a Navier-stokes solver and artificial neural network
 [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2); 326 - 332.
- [7] DENNIS B H, DULIKRAVICH G S, HAN Z X. Optimization of tur-

bomachinery airfoils with a genetic/sequential-quadratic-programming algorithm [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5):1123-1128.

- [8] PERSICO G, RODRIGUEZ-FERNANDEZ P, ROMEI A. High-fidelity shape optimization of non-conventional turbomachinery by surrogate evolutionary strategies [J]. Journal of Turbomachinery, 2019,141(8):081010.
- [9] 张金环,周正贵.基于并行遗传算法的向心涡轮气动优化设计 [J].航空发动机,2015,41(3):39-43. ZHANG Jinhuan, ZHOU Zhenggui. Aerodynamic optimization design of radial turbine based on parallel genetic algorithm[J]. Aeroengine, 2015,41(3):39-43.
- [10] 马洪波,朱 剑,席 平.基于参数化的涡轮叶片三维气动优化仿真[J].计算机仿真,2008,25(10):27-30.
 MA Hongbo, ZHU Jian, XI Ping. Aerodynamic 3D optimization simulation of turbine blade based on parametric design[J]. Computer Simulation,2008,25(10):27-30.
- [11] 李 志,刘 艳,杨金广,等. 超声速涡轮叶型全局气动优化 设计[J]. 推进技术,2019,40(5):1051-1057.
 LI Zhi,LIU Yan,YANG Jinguang, et al. Global aerodynamic optimization design of supersonic turbine blade profiles[J]. Journal of Propulsion Technology,2019,40(5):1051-1057.
- [12] 赵洪雷,王松涛,韩万金,等. 多级涡轮三维气动优化设计的 可行性分析与实现[J]. 热能动力工程,2008,23(1):11-15, 103-104.

ZHAO Honglei, WANG Songtao, HAN Wanjin, et al. Feasibility analysis and realization of a three-dimensional aerodynamic optimization design for a multi-stage turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2008, 23 (1): 11 – 15, 103 – 104.

- [13] 侯伟涛,潘贤德,张 洪,等. 高压涡轮气冷叶片冷却掺混损 失数值研究[J]. 推进技术,2018,39(2):342-350.
 HOU Weitao, PAN Xiande, ZHANG Hong, et al. Numerical investigation into coolant mixing loss of high pressure turbine aircooled blade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(2):342-350.
- [14] 卢少鹏.具有气膜及气热耦合优化功能的涡轮气动设计体系研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
 LU Shaopeng. Research on turbine aerodynamic design system with optimization of film cooling and conjugate heat transfer[D].
 Harbin:Harbin Institute of Technology,2014.
- [15] PRITCHARD L J. An eleven parameter axial turbine airfoil geometry model[C]//ASME 1985 International Gas Turbine Conference and Exhibit, Houston, USA, 1985.