

压气机静叶多工况联合优化设计方法研究

吴华州¹, 蔡金名³, 酒鸣慧², 姜斌¹, 迟志东¹, 王仕敏¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院 黑龙江 哈尔滨 150001;

2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078;

3. 哈电发电设备国家工程研究中心有限公司, 黑龙江 哈尔滨 150036)

摘要:为了解决燃气轮机对工况的适应性问题,从而提高压气机的工作效率和工作裕度,采用三维数值模拟手段和寻优算法,研究了某型压气机中间级静叶4个关键叶型参数:最大挠度相对值、最大挠度位置、最大厚度相对值和最大厚度位置对叶片变工况性能的影响规律。以拓宽三维叶片攻角适应性为目标,在 0° 和 $\pm 6^\circ$ 攻角,开展了三维叶片的优化设计,分析和总结了不同截面叶型参数的分布特征,探讨了宽适应性压气机叶片表面的气动布局和损失机理。结果表明:在损失攻角下,最大挠度相对值的影响大于最大挠度位置的影响,最大厚度相对值的影响大于最大厚度相对位置的影响,优化后叶片在 0° 和 $\pm 6^\circ$ 攻角下的总压损失系数降幅分别达到3.52%, 9.31%和11.32%。

关键词:压气机;变工况;数值模拟;优化设计;遗传算法

中图分类号:TK474.8

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.mdjgc.2025.03.004

[引用本文格式] 吴华州, 蔡金名, 酒鸣慧, 等. 压气机静叶多工况联合优化设计方法研究[J]. 热能动力工程, 2025, 40(3): 26-37.
WU Huazhou, CAI Jinming, JIU Minghui, et al. Research on joint optimization design method of compressor stator cascade under multiple working conditions [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(3): 26-37.

Research on Joint Optimization Design Method of Compressor Stator Cascade under Multiple Working Conditions

WU Huazhou¹, CAI Jinming³, JIU Minghui², JIANG Bin¹, CHI Zhidong¹, WANG Shimin¹

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;

2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078;

3. Harbin Electric Power Generation Equipment National Engineering Research Center Co., Ltd., Harbin, China, Post Code: 150036)

Abstract: In order to solve the problem of gas turbine adaptability to the working conditions, and improve the working efficiency and working margin of the compressor, 3D numerical simulation method and optimization algorithm were used to investigate the influence laws of four key parameters such as relative value of the maximum camber, maximum camber position, relative value of the maximum thickness, and maximum thickness position of a certain gas turbine compressor intermediate stage stator blade on the performance of blades under variable operating conditions. With the objective of broadening the adaptability of 3D blade angle of attack, the optimization design of 3D blade was carried out, the distribution characteristics of blade profile parameters on different sections were analyzed and summarized, and the aerody-

收稿日期:2024-08-29; 修订日期:2024-11-28

基金项目:国家自然科学基金区域创新发展联合基金项目(U20A20298);黑龙江省自然科学基金联合引导项目(JJ2020LH1197)

Fund-supported Project: Central Government-affiliated Colleges and Universities Basic Scientific Research Business Expenditure Supported Project (U20A20298); Project supported by the Natural Science Foundation of Heilongjiang Province, China (JJ2020LH1197)

作者简介:吴华州(2001-),男,哈尔滨工程大学硕士研究生。

通信作者:姜斌(1980-),男,哈尔滨工程大学副教授。

dynamic configuration and loss mechanism on the surface of wide-adaptable compressor blade were explored at angles of attack of 0° and $\pm 6^\circ$. The research results show that the impact of relative value of the maximum camber is greater than that of the maximum camber position, the impact of relative value of the maximum thickness is greater than that of the maximum thickness position, and the total pressure loss coefficient reduction of the optimized blade at angles of attack of 0° and $\pm 6^\circ$ reaches 3.52%, 9.31% and 11.32%, respectively.

Key words: compressor, variable operating condition, numerical simulation, optimization design, genetic algorithm

引 言

轴流压气机是燃气轮机的核心部件之一,其性能对提高发动机性能起着至关重要的作用^[1]。经过多年的发展,压气机设计逐渐从一维设计、通流设计、准三维设计,发展到全三维优化设计^[2]。压气机叶片的优化设计是提高压气机效率、工作裕度的有效途径^[3]。

Jha 等人^[4]首次使用贝塞尔曲线描述压气机叶型,通过准三维粘性方程进行求解,使压气机总压比得到提升。汪光文等人^[5]提出了多层次贝塞尔曲线的参数化方法,利用贝塞尔递推原理拓宽了变量搜索空间的范围,提高了全域搜索的能力。Köller 等人^[6]利用两个三阶样条曲线拟合叶型的吸力面和压力面,前缘和尾缘曲线分别使用椭圆和圆弧曲线来表示,对叶型进行优化,优化后的总压损失系数下降,攻角范围拓宽。文献[7-8]使用 B 样条曲线来表达叶型,并针对叶型开展了优化设计。Schnoes 等人^[9]使用三次 B 样条来构造叶型的吸/压力面造型,前/后缘附加点满足曲率连续(G2),保证了更高的自由度,并使用参数化方法对跨声速压气机的两个亚音速级进行了重新设计。赵一^[10]利用可控扩散叶型(CDA)造型方法对跨音级压气机叶片进行造型,研究稠度对压气机气动性能的影响,发现弦长沿叶高为非线性分布时,跨音级压气机的气动性能均有所提高。张馨艺等人^[11]使用不同的参数化曲线来构造叶型,结合数值模拟讨论中弧线参数化曲线形式对叶栅性能的影响。彭铖等人^[12]引入了叶片几何三要素,给出了新的轴流压气机叶片参数化方法,这种新的叶片参数化方法可适用于不同进口马赫数的压气机叶型设计,且具有简便、鲁棒和准确的特点。成金鑫等人^[13]使用多段贝塞尔曲线对压

气机叶型进行参数化,基于 Isight 优化平台搭建优化框架,对基元叶型进行多工况优化设计。

综上,国内外学者针对压气机叶型优化设计已经开展了很多的研究工作,但是以三维叶片的攻角适应性为目标,从空间压力分布入手的研究还较少。本文针对压气机静叶片搭建了优化设计流程,以二维叶型为基础对三维叶片进行多工况联合优化设计研究,探讨了优化变量、优化方法对静叶不同攻角工况下总压损失系数的影响,分析了优化叶片表面的载荷分布特征。

1 模型与数值模拟方法

1.1 研究对象

本文的研究对象是某燃气轮机低压压气机中间级静子。由于该静子前三级均配置可转导叶,具有较大的调节裕度,中间级处于变工况调整的关键位置,中间级效率和工作范围对整机性能的影响尤为强烈,因此设计目标是提升叶片的变工况适应能力。中间级静子三维模型如图 1 所示,主要的几何参数如表 1 所示。

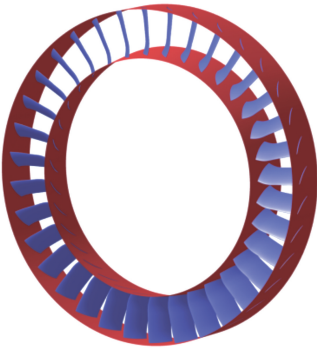


图 1 中间级静子三维模型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of three-dimensional model of intermediate stage stator blade

表 1 中间级静子主要设计参数

Tab.1 Main design parameters of intermediate stage stator blade

参 数	数 值
叶片数	35
叶高/mm	120
弦长/mm	70
栅距/mm	66
轮毂比	0.72

1.2 数值模拟方法

1.2.1 数值模型选择

本文研究的叶片模型为某压气机静子,在计算域中设置入口段长度约为 1 倍弦长距离,出口段长度约为 2 倍弦长距离,进而保证进出口流场的均匀性。采用 NUMECA 中的自动网格生成模块 Auto-Grid5 进行网格划分,使用 O4H 型结构化网格拓扑结构以提高网格的正交性。

采用 NUMECA/FINE 软件进行数值计算,工质为真实气体,采用 Spalart-Allmaras 湍流模型及三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程求解定常流场,进口给定来流总温、总压和绝对气流角展向分布,出口给定平均半径处的静压,由于试验出口为大气条件,出口静压给定 101 325 Pa。差分格式选择二阶精度的总变差递减(TVD)格式附加矢通量分裂,采用最小值限制器(Min mode)来控制间断面附近的数值振荡,采用 4 阶的龙格-库塔法(Runge-Kutta)迭代时间推进。

1.2.2 网格无关性及网格数量选择

为了节约计算成本,对计算网格进行无关性验证,设计 9 个不同分辨率的网格,分别为 45 万,50 万,60 万,70 万,80 万,90 万,100 万,110 万和 120 万。通过数值模拟获得不同网格数目下的总压损失系数,如图 2 所示。

为了减少优化时间,在数据库搭建和优化过程中使用较粗的网格进行迭代计算,经最终设置优化,使用粗网格数 80 万、正交性大于 20 度、长宽比小于 3 000、最大延展比小于 3 时的网格质量。粗网格生成结果为正交性 37.873,长宽比 2 383.4,延展比 2.385 5,网格质量满足要求,没有生成负网格。

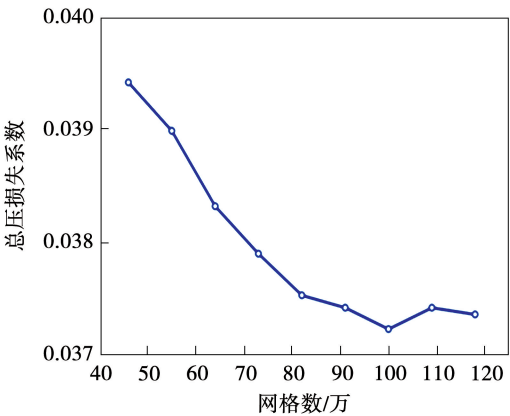


图 2 网格无关性验证

Fig.2 Grid independence verification

虽然粗网格结果已经呈现静叶气动性能的变化趋势,但是计算结果并不能达到足够的精度,这就需要对优化结果模型进行细网格验证,细网格结构如图 3 所示,原型叶栅使用的细网格总数约为 150 万,正交性为 38.63,长宽比为 957.12,延展比为 2.384 5,满足质量标准,网格质量良好。为了消除网络数量对总压损失系数的影响,后续优化叶型的细网格数量均同样设置为 150 万左右。图 4 为细网格下叶片前缘和尾缘的网格分布。

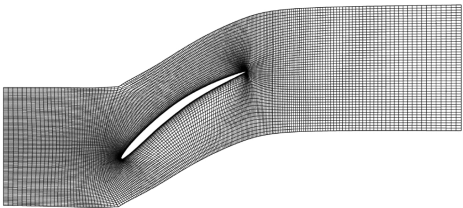


图 3 细网格结构图

Fig.3 Structure diagram of fine grids

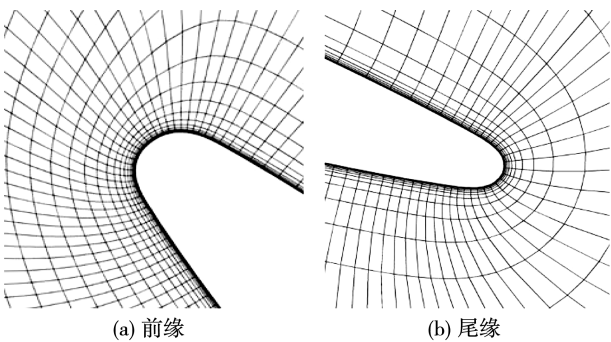


图 4 叶片前缘和尾缘的网格分布

Fig.4 Grid distributions on leading and trailing edges of the blade

1.2.3 雷诺平均纳维斯托克斯模型 (RANS) 方法的验证

为了验证雷诺平均纳维斯托克斯模型 (RANS) 方法对某中间级静叶环形叶栅计算的准确性,针对该原型环形叶栅进行试验验证,为了保证进口进气角的可调性,在静子前配置可转导叶,提高调节裕度。实验结果和仿真结果的对比如图 5 所示。由图可知,从叶根到叶中部分,仿真计算结果与实验测得的结果基本符合,但在叶中至叶顶区域,仿真与实验结果差异明显。这是因为在导叶尾迹与测试叶片前缘交汇掺混处形成尾迹损失区,仿真与实验都存在该处损失下降的趋势。通过对比可以发现,对于尾迹掺混和相关涡系的复杂流动计算,仿真结果仍有差异,但趋势基本符合。

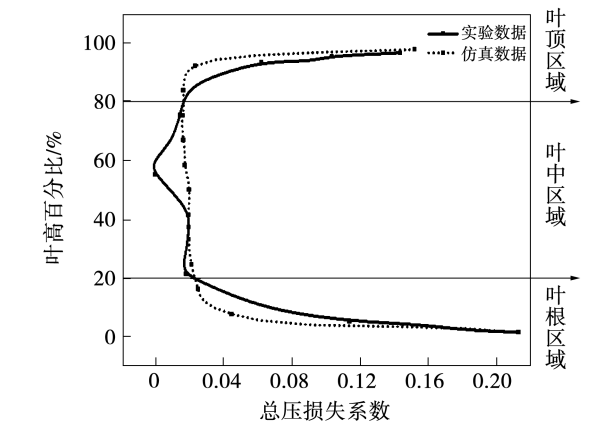


图 5 原型叶片仿真与实验对比

Fig. 5 Comparison of simulated and experimental results of original blade

2 优化方法

2.1 叶型参数化

使用三次非均匀有理 B 样条 (NURBS) 曲线,利用 7 个参数点构造厚度和中弧线分布曲线,前缘使用两段三次 NURBS 曲线进行拼接,并满足曲率连续^[14]。将压气机叶片的几何参数转化为 NURBS 的特征参数。对中弧线以及厚度分布叶型线分别采用 7 个无量纲参数控制点 $p_0 \sim p_6$ 和 $q_0 \sim q_6$, 如图 6 所示。

在获得中弧线与厚度分布曲线后,便可以通过中弧线叠加厚度的方式生成压力面与吸力面的型

线,完成叶身的造型。 $p_0 \sim p_6$ 为中弧线的控制点,将控制点的坐标转换为叶型造型参数, p_0 为前缘点,尾缘点 p_6 由安装角 ξ 、几何进气角 α_1 和几何出气角 α_2 决定, $c_1、c_2$ 为切线的交点, p_3 由最大挠度位置决定。 $q_0 \sim q_6$ 为厚度曲线的控制点, q_0 和 q_6 分别为叶身厚度叠加的起始点与终点,前尾缘形状使用圆形造型,三维叶片造型由二维叶型径向积叠而成,采用重心积叠的方式。

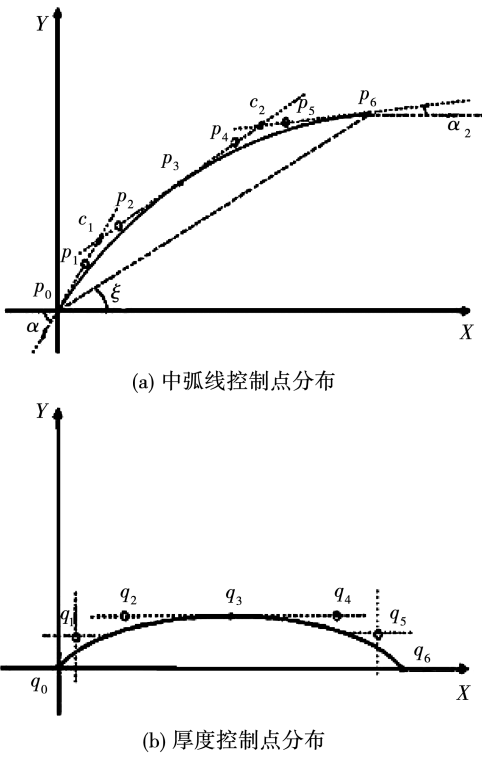


图 6 厚度和中弧线的参数化拟合

Fig. 6 Parametric fittings of thickness and mid-arc line

本文选取原始叶型叶片的 5 个截面参数作为优化变量进行优化设计,5 个截面分别对应叶根截面、25%、50%、75% 叶高截面和叶顶截面。为了拓宽叶片工作范围,优化目标选择不同攻角条件下的总压损失系数。

2.2 优化变量及目标函数

本文选择中弧线最大挠度相对值和最大挠度位置以及最大厚度相对值与最大厚度位置作为叶型的优化变量,每个截面包含 4 个优化参数,叶片共 20 个优化参数。

处理多目标问题时将各个目标添加不同的权

重,组合成单目标,从而进行单目标优化^[15]。选择相对简单的目标函数:

$$OBF = C_1 \frac{\omega_0}{\omega_{\text{ref},0}} + C_2 \frac{\omega_6}{\omega_{\text{ref},6}} + C_3 \frac{\omega_{-6}}{\omega_{\text{ref},-6}} \tag{1}$$

式中: OBF —目标函数加权之和; ω_0 —优化叶型叶片在 0° 攻角下的总压损失系数; ω_6 —优化叶型叶片在 6° 攻角下的总压损失系数; ω_{-6} —优化叶型叶片在 -6° 攻角下的总压损失系数; $\omega_{\text{ref},0}$ —原始叶型叶片在 0° 攻角下的总压损失系数; $\omega_{\text{ref},6}$ —原始叶型叶片在 6° 攻角下的总压损失系数; $\omega_{\text{ref},-6}$ —原始叶型叶片在 -6° 攻角下的总压损失系数; $C_1 \sim C_3$ —各项的权重系数。

优化单目标选择总压损失系数,其中总压损失系数定义为:

$$\omega = \frac{p_{\text{in}}^* - p_{\text{out}}^*}{p_{\text{in}}^* - p_{\text{in}}} \tag{2}$$

式中: ω —优化或原始叶型的总压损失系数; p_{in}^* —优化或原始叶型进口总压; p_{out}^* —优化或原始叶型出口总压; p_{in} —优化或原始叶型进口静压。

该目标函数有以下优点:只需计算 3 个攻角下的流场情况,大大减轻计算量;以原始叶型叶片的总压损失系数作为比较标准,若优化叶型叶片在这两个攻角下的总压损失系数降低,则表明优化叶型叶片的攻角的工作范围增加,即该目标函数同时考虑到叶型的工作范围。由于 $+7^\circ$ 以上或 -7° 以下的攻角计算结果呈现流量产生较大的波动,为了保证计算结果的准确性,最终攻角选择 $+6^\circ$ 和 -6° 攻角。

因为采用多目标优化方法受权重因子的主观影响,所以本文设置了多个权重方案进行优化设计。

方案 1:考虑 0° 和 $\pm 6^\circ$ 攻角的总压损失系数,提高 $\pm 6^\circ$ 攻角的总压损失系数对应的权重值。

方案 2:为 0° 和 $\pm 6^\circ$ 攻角的总压损失系数分配相同权重。

方案 3:不考虑 -6° 攻角的总压损失系数,给 0° 和 $+6^\circ$ 攻角的总压损失系数分配相同的权重。

方案 4:不考虑 0° 攻角的总压损失系数,给 $\pm 6^\circ$ 攻角的总压损失系数分配相同的权重。

优化方案的权重分配情况如表 2 所示。

表 2 优化方案的权重分配

Tab.2 Assignment of weights for the optimization scheme

方案	C_1	C_2	C_3
1	0.5	0.8	0.8
2	0.5	0.5	0.5
3	0.5	0.5	0
4	0	0.5	0.5

在优化过程中,设置的约束为求得的目标函数小于原始叶型叶片的总压损失系数,并且目标函数包含的 3 个总压损失系数也小于原始叶型叶片对应的总压损失系数。

首先进行优化设计,将原型叶片按照非均匀有理 B 样条(NURBS)进行参数化,将选择的各截面的叶型参数共 20 个优化变量通过拉丁超立方进行采样,生成 200 个初始样本并进行 CFD 计算,建立初始样本数据库,数据库搭建流程如图 7 所示。搭建的叶型优化流程如图 8 所示。

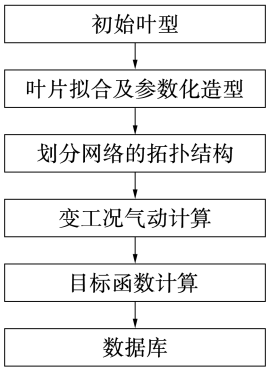


图 7 叶片数据库流程

Fig.7 Flowchart of blade database

寻优方法使用多岛遗传算法(MIGA)^[16],根据推荐值进行设置^[17],详细参数设置如表 3 所示。除此之外,还需注意优化参数的变化范围,一方面,为了提高计算收敛的速度,变量范围应该设置在初始叶型附近;另一方面,优化的计算域越大,越能够获得全局最优值,但会增加计算时间。本文最终确定优化参数在原始参数 $\pm 10\%$ 范围内,并通过仿真验证变化最大的叶型情况,进口马赫数变化并不大,采用多岛遗传优化算法的方法可以进行后续的优化设计。

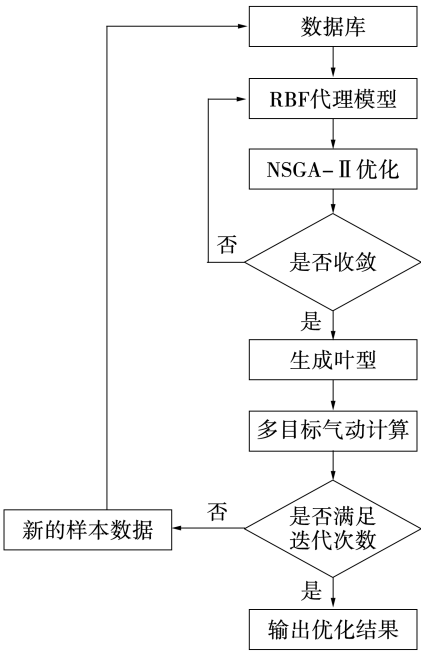


图 8 叶片优化流程

Fig.8 Blade optimization process

表 3 超参数选择

Tab.3 Hyper-parameters selection

参 数	数 值
子群规模	20
岛数	10
总进化代数	10
交叉概率	1
变异率	0.01
岛间迁移率	0.01
迁移的间隔代数	5
参与竞赛的子群个体比率	0.5
保留到下一代的精英个体数量	1

3 叶型参数的优化结果与分析

对最大挠度相对值、最大挠度位置、最大厚度相对值、最大厚度位置 4 个叶型参数进行单独优化设计,在损失较大的 -6° 攻角下,将最大挠度相对值与最大挠度位置作为优化参数进行分析,观察到最大挠度位置优化与最大挠度相对值优化结果:在全叶高范围内损失均有明显降低,如图 9 所示,在叶根与叶顶区域,优化叶片的总压损失系数降幅更为明显。原始叶片在 -6° 攻角下出口总压损失系数为 0.047 8,单独最大挠度位置优化叶片出口总压损失系数为

0.040 4,降幅 13.4%,单独最大挠度相对值优化叶片出口总压损失系数为 0.039 6,降幅 15.1%。由此可见,单独参数下最大挠度相对值优化的结果优于最大挠度位置优化的结果。

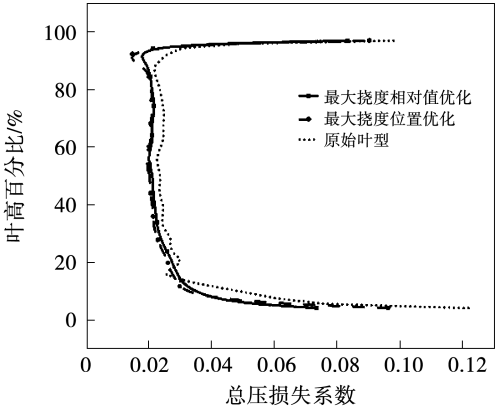


图 9 -6°攻角下最大挠度相对位置及最大挠度位置的原始叶型与单变量优化后的出口总压损失系数径向分布

Fig.9 Radial distribution of outlet total pressure loss coefficient between original and univariate optimized blade profiles for relative value of maximum camber and maximum camber position at angle of attack of -6°

图 10 为 -6° 攻角下原始叶型的出口总压损失系数径向分布,及最大厚度位置优化与最大厚度相对值优化后的出口总压损失系数径向分布。通过最大厚度位置优化与最大厚度相对值优化在全叶高范围内总压损失系数均有明显降低。在叶根与叶顶区域,优化叶片的总压损失系数降幅更为明显,原始叶型在 -6° 攻角下出口总压损失系数为 0.047 8,单独最大厚度位置优化叶片出口总压损失系数为 0.041 5,降幅 13.2%,单独最大厚度相对值优化叶片出口总压损失系数为 0.041 0,降幅 14.2%。由此可见,单独参数下最大厚度相对值的优化的结果要优于最大厚度位置的优化。

通过各参数对优化结果的影响可知,所选的参数在抑制正负攻角下的分离有一定作用,优化后的径向总压损失系数也有所下降,但所选的叶型参数的单独优化效果有限,针对实验设计方法 DOE 对所选的 20 个优化变量进行优化设计,采用最优拉丁超立方的方法创建 200 个样本进行 CFD 数值计算,搭建优化所使用的数据库。在完成数据库的搭建后,采用径向基函数的神经网络模型(RBF 模型)对数据库进行样本处理,搭建代理模型,使用 R 平

方 (R-Squared) 标准判断代理模型的好坏。本文拟合获得的代理模型的 R 平方值均在 0.9 以上, 拟合效果良好。针对代理模型使用多岛遗传算法 (Multi-Island GA) 进行最优化的搜索。

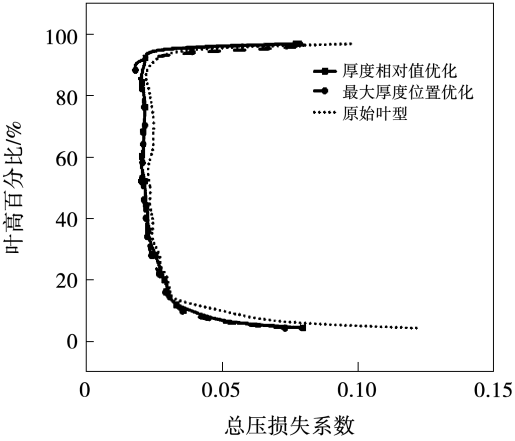


图 10 -6° 攻角下最大厚度及最大厚度位置的原始叶型与单变量优化后的出口总压损失系数径向分布

Fig. 10 Radial distribution of outlet total pressure loss coefficient between original and univariate optimized blade profiles for relative value of maximum thickness and maximum thickness position at angle of attack of -6°

不同权重方案下 $\pm 6^{\circ}$ 和 0° 攻角时总压损失系数和加权后的目标损失的优化结果如表 4 所示。分析不同攻角下的总压损失系数可以证明其优化效果, 对比以下 4 个方案, 方案 3 在 3 个攻角下降幅都是最大的。

表 4 不同权重配比的优化结果

方案	总压损失系数			目标函数
	$+6^{\circ}$	-6°	0°	
初始	0.042 5	0.047 2	0.033 5	—
1	0.038 5	0.041 5	0.031 9	1.97
2	0.037 9	0.041 7	0.031 8	1.42
3	0.037 1	0.041 4	0.030 9	0.98
4	0.038 8	0.041 9	0.031 8	0.93

注: “—”表示初始条件无目标函数值。

3.1 原始叶片与优化叶片几何造型对比

原始叶型叶片与优化叶型叶片几何造型对比如图 11 所示。在原始叶型叶片与优化叶型叶片 3 种不同的径向高度位置取截面: 叶根截面、叶中截面和叶顶截面, 观察叶根截面、叶中截面和叶顶截面的几

何造型的变化。

(1) 对比不同截面最大挠度位置的变化, 优化叶型叶片在叶顶截面的最大挠度位置前移, 叶中截面和叶根截面的最大挠度位置后移;

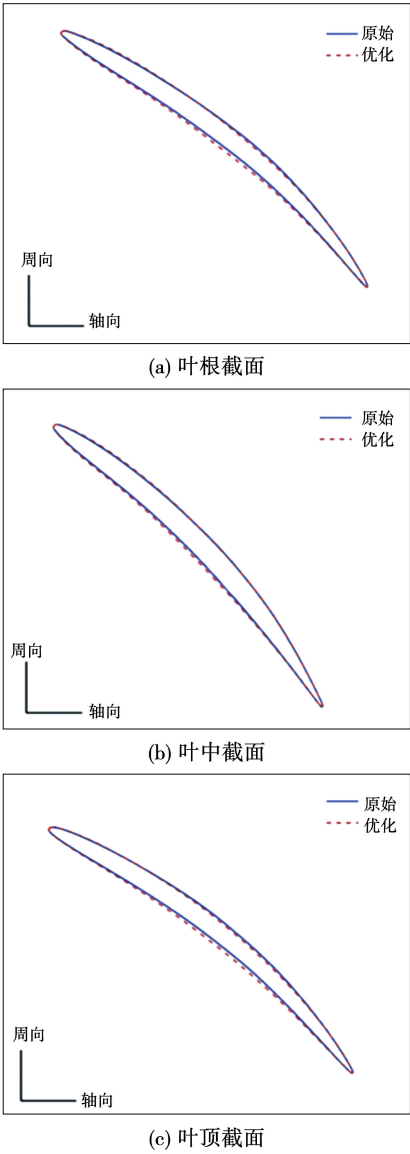


图 11 优化叶型与原始叶型的截面叶型对比

Fig. 11 Comparison of optimized and original cross-sectional blade profiles

(2) 对比不同截面最大挠度相对值的变化, 优化叶型叶片在叶顶截面和叶根截面的最大挠度相对值降低, 叶中截面的最大挠度相对值有所提升;

(3) 对比不同截面最大厚度位置的变化, 优化叶型叶片在叶中截面处最大厚度位置有小幅前移, 叶顶截面和叶根截面最大厚度位置均向后移;

(4) 对比不同截面最大厚度相对值的变化, 优

化叶片在叶根截面的最大厚度相对值降低,叶顶截面和叶中截面最大厚度相对值均有所升高。

3.2 原始叶型与优化叶型攻角 - 损失性能对比分析

初始叶型优化是参考叶栅实际工作的进口马赫数来进行的,进口马赫数为 0.6。图 12 为原始叶型叶片与优化叶型叶片的攻角、总压损失系数特性线。可以观察到优化叶型在攻角范围内总压损失系数均有一定程度的下降。

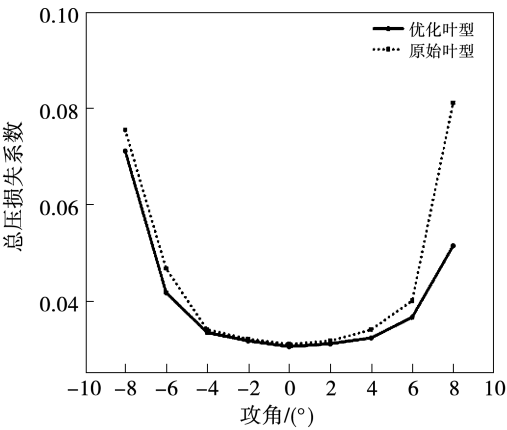


图 12 不同叶型攻角 - 总压损失系数特性线
Fig. 12 Characteristic line of angle of attack vs. total pressure loss coefficient for different blade profiles

针对 0° 和 $\pm 6^\circ$ 攻角来分析原始叶型与优化叶型的气动性能,图 13 为 0° 攻角下,在进口马赫数为 0.6 时原始叶型和优化叶型出口总压损失系数分布。

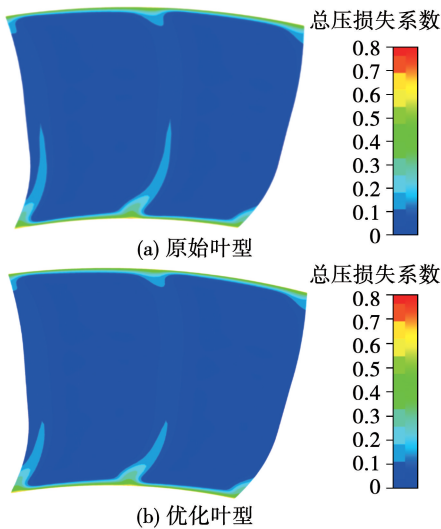


图 13 0° 攻角原始叶型及优化叶型出口总压损失系数分布
Fig. 13 Total pressure loss coefficient distributions at the outlet of original and optimized blade profiles at angle of attack of 0°

由图可知,优化叶型中下部分的尾迹高损失区高度明显下降,叶顶区域变化不明显。相较于原始叶型叶片在 0° 攻角下的总压损失系数为 0.033 5,在细网格下优化叶型叶片的总压损失系数为 0.032 3,总压损失系数相对下降 3.52%。

在 0° 攻角条件下,优化叶型叶片及原始叶型叶片出口总压损失系数径向分布如图 14 所示,通过径向总压损失系数分布可以观察到,几乎在全叶高范围内,出口总压损失系数均有所下降,在约 30% 叶高处优化叶型的总压损失系数降幅更大,这也与出口总压损失系数云图现象一致。

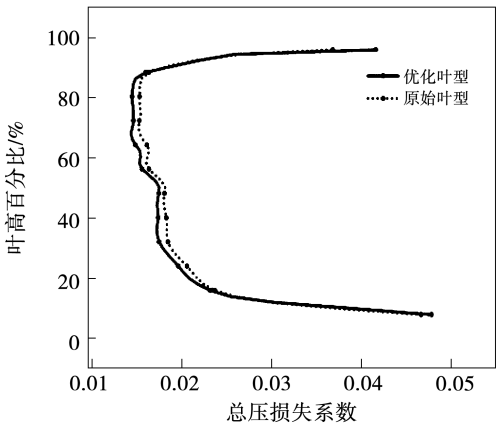


图 14 0° 攻角下原始叶型及优化叶型出口总压损失系数径向分布
Fig. 14 Radial distribution of total pressure loss coefficient at the outlet of original and optimized blade profiles at angle of attack of 0°

由于在近 30% 叶高处出口总压损失系数降幅更大,所以选择该叶高处的截面来进一步分析叶片和叶片之间的气体流动情况,图 15 为进口马赫数为 0.6 时 0° 攻角下,原始叶型叶片和优化叶型叶片 30% 叶高处的截面马赫数分布云图,在该截面上,优化后叶型对吸力面侧高马赫数区域的范围改变明显,相较于原始叶型,优化后高马赫数区域的弦长范围明显减少,使得高马赫区域后面的部分速度梯度降低。同时,相较于原始叶型,优化后叶型吸力面的马赫数分布变得更加均匀,有利于降低流动损失。

图 16 为 30% 叶高处原始及优化叶型表面静压分布。

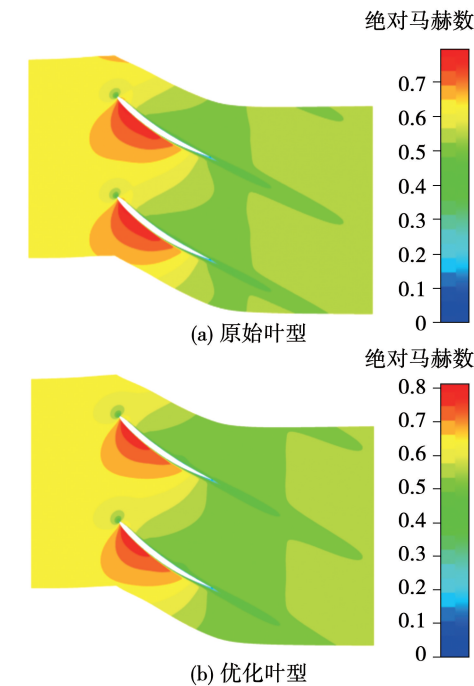


图 15 0°攻角下原始及优化叶型 30%叶高处
马赫数分布云图

Fig. 15 Mach number distribution cloud maps of original
and optimized blade profiles at angle of attack of 0°
at 30% blade height

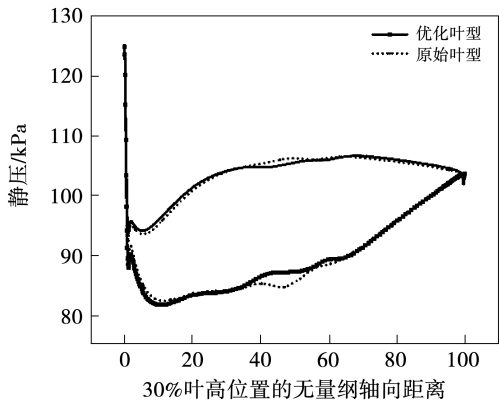


图 16 0°攻角下原始及优化叶型 30%叶高处
表面静压分布

Fig. 16 Surface static pressure distribution of original
and optimized blade profiles at angle of attack
of 0° at 30% blade height

可以观察到在 70% 轴向弦长位置之前,原始及优化叶型表面静压有明显差异,而在 70% 轴向弦长位置之后,两者的曲线几乎重合。其中,在 40% ~ 60% 轴向弦长位置区域,原始叶型叶片静压先下降后升高,而优化叶型叶片更加平缓,沿轴向弦长的 20%

到 80% 范围降低了逆压梯度并减少了逆压梯度段长度,这是抑制叶片表面附面层发展的重要措施。

原始叶型叶片在 +6° 攻角下的总压损失系数为 0.042 5,在细网格下优化叶型叶片的总压损失系数为 0.038 5,总压损失系数相对下降 9.31%,叶片出口总压损失系数径向分布如图 17(a) 所示。受端壁附面层影响,6° 攻角时叶根角区产生较大的总压损失系数,占据约 20% 叶高范围,叶顶角区也有同样情况,但相较于叶根范围较小,同样优化叶型在全叶高范围总压损失系数均有所减少,在 10% 和 50% 叶高处总压损失系数下降更为明显,其中在 50% 叶高处总压损失系数降幅最为显著,所以针对叶片 50% 叶高截面的原始叶型和优化叶型来分析截面马赫数分布和叶型表面静压分布。

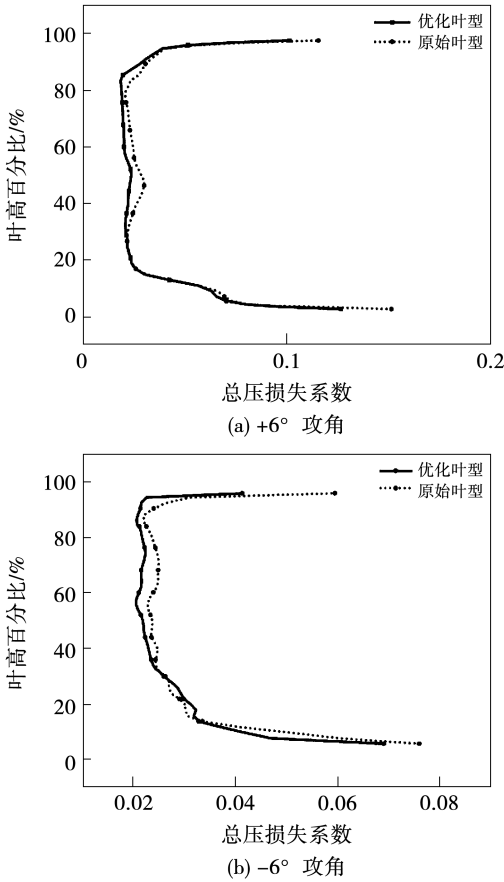


图 17 ±6°攻角下原始与优化叶型出口总压损失
系数径向分布

Fig. 17 Radial distributions of total pressure loss
coefficient at the outlet of original and optimized
blade profiles at angles of attack of ±6°

原始叶型叶片在 -6° 攻角下的总压损失系数为

0.047 2,在细网格下优化叶型叶片的总压损失系数为0.041 9,总压损失系数相对下降11.32%,叶片出口总压损失系数径向分布如图17(b)所示。在 -6° 攻角下,除在15%叶高处,优化叶型叶片在全叶高范围总压损失系数均有所下降,在30%叶高至叶顶范围总压损失系数降幅更为明显,在70%叶高附近总压损失系数降幅最大,所以针对叶片70%叶高截面的原始叶型叶片和优化叶型叶片来分析截面马赫数分布和叶片表面静压分布。

图18为进口马赫数0.6, $\pm 6^{\circ}$ 攻角下的50%叶高截面马赫数分布云图,可以观察到优化叶型吸力面尾缘处的分离程度明显下降,由此表现为总压损失系数的下降,优化叶型叶片在 $+6^{\circ}$ 攻角下能够较好地控制吸力面气流的分离,对于 -6° 攻角的情况,同样可以观察到尾迹现象明显减弱,证明在 -6° 攻角下的优化叶型叶片也有着较好的气动性能。

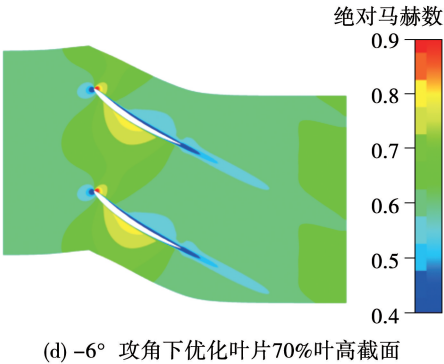


图18 $\pm 6^{\circ}$ 攻角下原始及优化叶型马赫数分布云图
Fig. 18 Mach number distribution cloud maps section of original and optimized blade profiles at angles of attack of $\pm 6^{\circ}$

$+6^{\circ}$ 攻角、50%叶高处叶片表面静压分布如图19(a)所示,30%轴向弦长后的静压分布与原始及优化叶型的静压曲线基本一致,但从前缘附近放大图可以看到,优化后,叶片的吸力峰有所削弱,同时在10%~20%弦长区域,优化叶型叶片的静压曲线更加平缓,从而附面层发展也更加平缓,改善了表面气体的流动情况,降低流动损失。在 -6° 攻角下,静压分布基本一致,但优化后叶型的压力峰有所削弱。

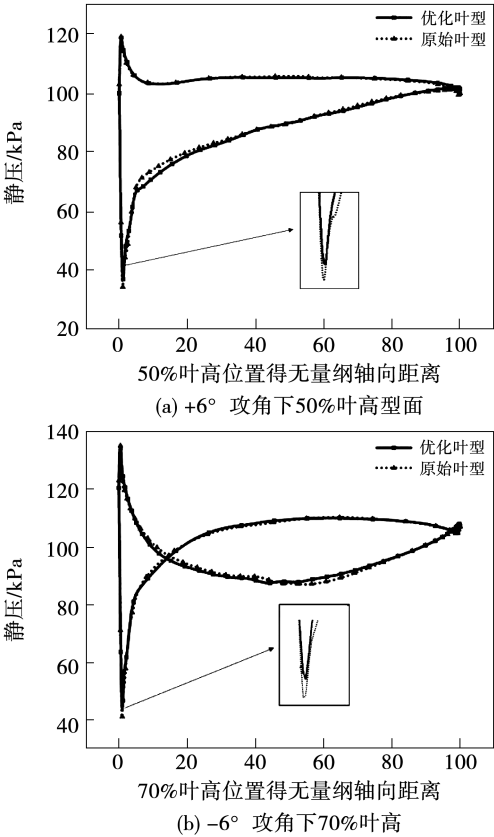
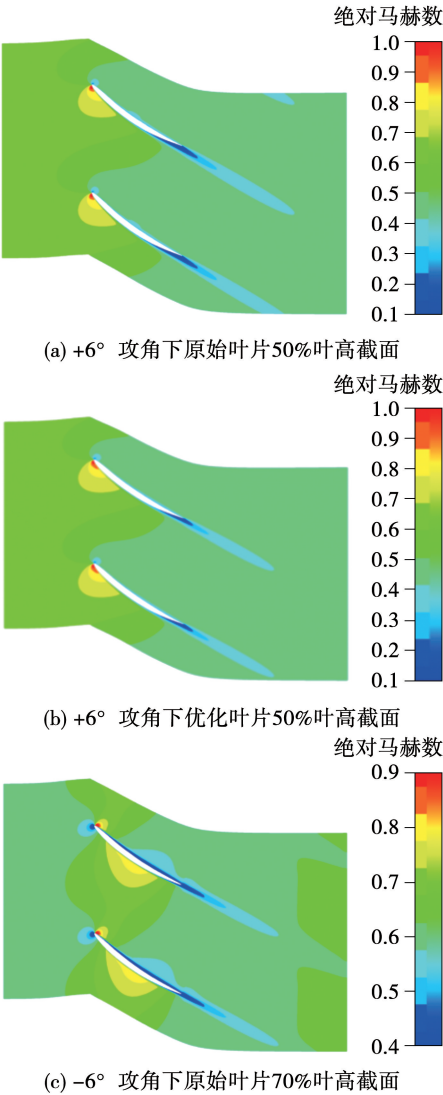


图19 $\pm 6^{\circ}$ 攻角下原始及优化叶型表面静压分布
Fig. 19 Surface static pressure distributions of original and optimized blade profiles at angles of attack of $\pm 6^{\circ}$

在 $\pm 6^\circ$ 攻角下叶片吸力面表面极限流线如图 20 ~ 图 21 所示。在 $+6^\circ$ 攻角情况下, 优化叶型叶片在近端壁角区位置的角区分离程度明显弱于原始叶型叶片, 叶根处更为明显, 同时沿径向的分离范围也显著减弱; 在叶中范围, 优化叶型叶片表面流动情况也优于原始叶型叶片。在 -6° 攻角下原始叶型叶片前缘叶根与叶顶位置已经出现了较严重的分离, 优化后片在前缘近端壁处分离的范围明显减小, 根据上述分析, 同样可得出总压损失系数明显减弱, 分离情况得到了明显的改善。

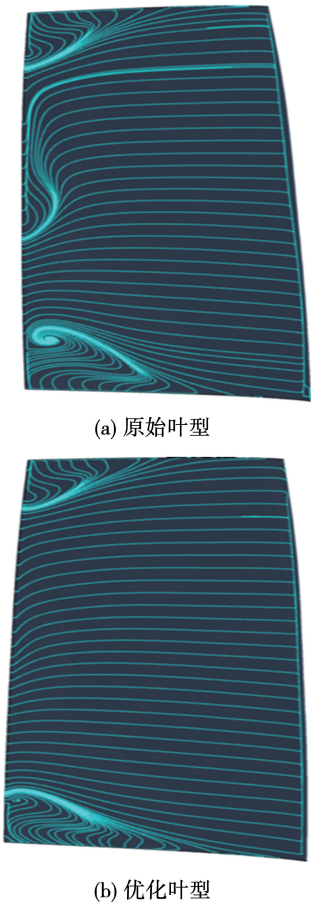


图 20 $+6^\circ$ 攻角原始叶型与优化叶型吸力面表面极限流线
Fig. 20 Surface limit flow lines of suction surface of original and optimized blade profiles at angle of attack of $+6^\circ$

分析以上结论可以得出: 优化叶型叶片在进口马赫数为 0.6 时, 3 个攻角的总压损失系数均有所降低; 在 0° 攻角条件下, 优化叶片叶型的逆压梯度分布更为均匀, 同时缩短了逆压梯度及逆压梯度段长度, 抑制叶片表面附面层的发展, 在 $\pm 6^\circ$ 攻角的条

件下优化叶型叶片同样具有更好的气动性能, 在正攻角下角区分离强度明显降低。

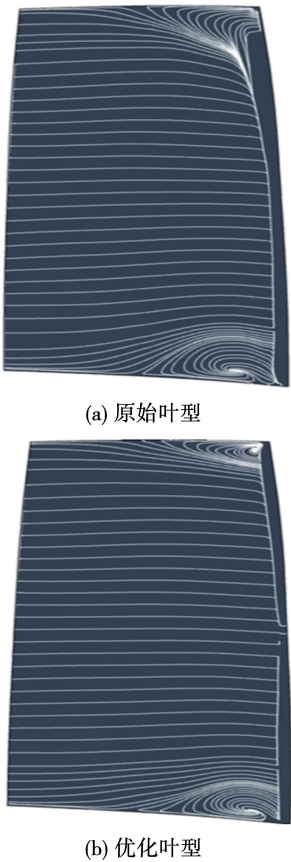


图 21 -6° 攻角原始叶型与优化叶型压力面表面极限流线
Fig. 21 Surface limit flow lines of pressure surface of original and optimized blade profiles at angle of attack of -6°

4 结 论

(1) 对最大挠度相对值、最大挠度位置、最大厚度相对值、最大厚度位置 4 个叶型参数进行单独优化, 观察 -6° 攻角下原始叶型叶片与单变量优化后的优化叶型叶片的出口总压损失系数径向分布可以得出: 最大挠度相对值对总压损失系数的影响大于最大挠度位置对总压损失系数的影响; 最大厚度相对值对总压损失系数的影响大于最大厚度位置对总压损失系数的影响。

(2) 叶顶的最大挠度位置前移, 最大挠度相对值降低, 最大厚度相对值升高, 最大厚度位置后移; 叶根最大挠度位置后移, 最大挠度相对值降低, 最大厚度相对值降低, 在最大厚度位置后移的情况下所

得的损失结果最小,叶片在 0°和 ±6°攻角下的总压损失系数降幅分别达到 3.52% ,9.31% 和 11.32% 。

参考文献:

[1] 汪光文,周正贵,胡 骏. 基于优化算法的压气机叶片气动设计[J]. 航空动力学报,2008,23(7):1218-1224.
WANG Guangwen,ZHOU Zhenggui,HU Jun. Aerodynamic design of compressor blade using optimization algorithm[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(7):1218-1224.

[2] 陈禹田,姜玉廷,洪青松,等. 多级轴流压气机气动设计体系的国内外研究进展[J]. 热能动力工程,2021,36(11):1-12.
CHEN Yutian,JIANG Yuting,HONG Qingsong,et al. Research progress on aerodynamic design systems of multistage axial compressors at home and abroad[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2021,36(11):1-12.

[3] HARTMANN M J,BENSER W A,HAUSER C H. Fan and compressor technology[R]. NASA-SP-259,1970.

[4] JHA R,CHATTOPADHYAY A,RAJADAS J. Optimization of turbomachinery airfoil shape for improved performance [C]//9th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit,CA,USA,1998.

[5] 汪光文,周正贵,胡 骏. 多层设计参数的叶型气动优化[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(1):11-15.
WANG Guangwen,ZHOU Zhenggui,HU Jun. Aerodynamic shape optimization using multilevel parameterization algorithm[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2009,41(1):11-15.

[6] KÖLLER U,MÖNIG R ,KÜSTERS B,et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines:part I—design and optimization[C]//Turbo Expo:Power for Land,Sea, and Air, American Society of Mechanical Engineers, 1999, 78583;V001T03A021.

[7] BUECHE D,GUIDATI G,STOLL P. Automated design optimization of compressor blades for stationary,large-scale turbomachinery [C]//Turbo Expo:Power for Land,Sea, and Air,2003,36894:1249-1257.

[8] JOHN A,SHAHPAR S,QIN N. Alleviation of shock-wave effects on a highly loaded axial compressor through novel blade shaping [C]//Turbo Expo:Power for Land,Sea, and Air,American Society of Mechanical Engineers,2016,49699;V02AT37A040.

[9] SCHNOES M,NICKE E. A database of optimal airfoils for axial compressor throughflow design [J]. Journal of turbomachinery, 2017,139(5):051008.

[10] 赵 一. 船用燃机压气机跨音级气动布局研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学,2020.
ZHAO Yi. Research on transonic aerodynamic layout of marine combustion engine compressor[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2020.

[11] 张馨艺,羌晓青,滕金芳,等. 中弧线参数化曲线形式对压气机叶栅性能的影响[J]. 科学技术与工程,2020,20(33):13897-13901.
ZHANG Xinyi,QIANG Xiaoqing,TENG Jinfang,et al. Influence of the parameterization of camber line on the performance of compressor cascade[J]. Science Technology and Engineering,2020,20(33):13897-13901.

[12] 彭 铨,李 强,杨金广,等. 一种新的轴流压气机叶片参数化方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2020,33(2):34-38,62.
PENG Cheng,LI Qiang,YANG Jinguang,et al. A novel parameterization method of axial compressor blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2020,33(2):34-38,62.

[13] 成金鑫,向 航,陈 江. 基元叶栅攻角特性多目标优化[J]. 航空动力学报,2017,32(12):3064-3072.
CHENG Jinxin,XIANG Hang,CHEN Jiang. Multi-objective optimization of incidence features for cascade[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(12):3064-3072.

[14] 李志捷. 轴流压气机叶型优化设计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学,2023.
LI Zhijie. Research on the optimization design method of axial flow compressor leaf shape[D]. Harbin:Harbin Engineering University,2023.

[15] 张小龙. 轴流压气机叶型气动数值优化方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学,2014.
ZHANG Xiaolong. Research on aerodynamic numerical optimization method of axial flow compressor blade shape[D]. Harbin: Harbin Engineering University,2014.

[16] MENG X,NI J,ZHU Y. Research of active vibration control optimal disposition based on MIGA and NSGA-II[C]//2010 Sixth International Conference on Natural Computation. IEEE,2010,8:4209-4214.

[17] 赖宇阳. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2012.
LAI Yuyang. Isight parameter optimization theory and examples in detail[M]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press,2012.

(王治红 编辑)