

某压气机静叶基元叶型优化设计及实验

李晓东¹, 钟兢军²
(1. 中国民航大学 适航学院, 天津 300300;
2. 上海海事大学 商船学院, 上海 201306)

摘 要: 为了得到更加适合压气机静叶的叶型以降低气动损失,提取了静叶中径处的叶型,通过平面叶栅实验获得了原叶型的损失特性,发现原叶型气动损失较高,需要通过合理匹配设计参数来降低损失。为此,搭建数值优化平台在约束空间内搜寻气动损失更低的叶型,目标函数的构建综合考虑了多个冲角下的总压损失系数以提升叶片的变工况性能。优化结果显示:目标函数值降低了约 9%,进一步实验研究发现,在实验涉及的整个马赫数和冲角范围内优化叶型比原叶型具有更低的总压损失系数,设计工况总压损失系数较原型叶型下降了 31.3%,提升了叶型在正冲角边界附近的抗失速能力,设计进口马赫数正 4°冲角下气流折转角增加 1°。通过对实验结果的深入分析,解释了叶型性能提升的机理,对工作在相似环境的叶型设计及多目标优化方向给出了建议。

关 键 词: 多目标优化; 静叶; 叶型; 平面叶栅实验; 总压损失系数; 压气机

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Optimum design and experiment of stator blade profile of a compressor

LI Xiaodong¹, ZHONG Jingjun²
(1. School of Airworthiness, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Merchant Marine College, Shanghai Maritime University, Shanghai 201306, China)

Abstract: In order to obtain a more suitable blade profile for compressor stator to reduce aerodynamic loss, the blade profile at mid-span of stator was extracted. The loss characteristics of the original blade profile were obtained through linear cascade experiment, finding that the aerodynamic loss of original blade profile was relatively high, making it necessary to match the design parameters properly to reduce the loss. For this reason, a numerical optimization platform was built to search for blade profile with lower aerodynamic loss in constrained design space. The objective function was constructed by taking the total pressure loss coefficient at multiple incidence angles into account to improve the design and off-design performance. The optimization results showed that, the value of objective function was reduced by about 9%. Further experimental studies showed that the optimized blade profile had lower total pressure loss coefficient than the original one in the whole Mach numbers and incidence angles involved in the experiment. The total pressure loss coefficient in the design

收稿日期:2019-09-04
基金项目:国家自然科学基金重点项目(51436002);中央高校基本科研业务费专项资金(3122019172)
作者简介:李晓东(1989—),男,助理研究员,博士,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。
通信作者:钟兢军(1963—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机机械气动热力学研究。E-mail:zhongjj@shmtu.edu.cn
引用格式:李晓东,钟兢军.某压气机静叶基元叶型优化设计及实验[J].航空动力学报,2020,35(3):510-518. LI Xiaodong,ZHONG Jingjun. Optimum design and experiment of stator blade profile of a compressor[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(3):510-518.

condition was reduced by 31.3% compared with the original one, and the stall resistance capacity of the blade profile near positive incidence angle boundary was improved, the airflow inflection angle increased by 1° at the design inlet Mach number with an incidence angle of 4° . The mechanism of blade profile performance improvement was explained through in-depth analysis of experimental results, and suggestions for the design and multi-objective optimization of blade profiles working in similar environment were given.

Key words: multi-objective optimization; stator; blade profile; linear cascade experiment; total pressure loss coefficient; compressor

叶轮机械设计中的一重要课题就是降低损失,提高效率。作为压气机设计的基础,叶型设计始终受到广泛的关注。Koch 等人^[1]和 Denton^[2]分别在 1976 年与 1993 年给出和发展了叶型损失的定义,为叶型损失研究奠定了基础。从标准叶型系列^[3-4]到可控扩散叶型^[5-8](controlled diffusion airfoil, CDA)的跨越展现出了叶型设计对压气机性能的巨大影响。

从 Sanger^[9]将数值“最优化”理论引入到了 CDA 的设计中开始,计算机代替人脑执行叶型的择优过程,在提高设计速度的同时也使得叶型设计更加系统化和标准化。叶轮机械设计理念开始进入“设计+优化”(design and optimization)的新阶段。国内外学者在叶型优化设计方面做了很多有意义的工作。Sonoda、Schreiber 等人^[10-11]针对低雷诺数环境设计并优化了具有 CDA 的压气机出口导叶,实验结果显示叶型优化后设计冲角下总压损失约减小了 60%,同时拓宽了可用冲角范围 $2^\circ\sim 3^\circ$ 。Koller 等人^[12]针对高雷诺数环境,对 4 种高亚声速 CDA 进行重新设计,进一步有效提高了叶型气动性能。姜斌等人^[13]对某高亚声速进口的 CDA 进行了数值优化,结果显示优化后叶型设计点总压损失下降了 2.06%,可用冲角范围拓宽了 6.41%。Briasco 等人^[14]采用遗传算法对 UKS-31 静叶 50% 叶高截面叶型进行了多工况气动优化,使得在设计工况的叶型损失降低,同时拓宽了可用冲角范围。Safari 等人^[15]对压气机动叶叶型进行了气动优化,结果使得设计点总压损失降低了 0.4%,冲角范围增加了 2° 。周正贵等人^[16]综合运用并行遗传算法、基于修改量的参数化等方法开发出了兼顾非设计点性能的二维平面叶型和任意回转面叶型自动优化软件,并成功应用于超声速和高亚声速叶栅的优化设计过程中,取得了理想的效果。徐全勇等人^[17]对某传统 CDA 进行叶型损失和冲角范围的综合性能优化设计,结果表明优化叶型与原叶型具有相近的设

计点损失,而其攻角范围增加了 6.5° 。成金鑫等人^[18]对 Stage 35 的动叶和静叶叶中截面进行攻角特性的多目标优化,数值结果显示:优化显著降低了动、静叶叶中截面基元叶栅的总压损失系数,并使其攻角适应性范围分别拓宽了 5° 和 3° 。在此期间,叶型优化设计过程中所考虑的因素也逐渐增加,从单工况性能到变工况综合性能^[10,16],使得针对特定应用环境对叶型进行优化设计成为可能。

以往对叶型的气动性能优化研究中,虽然同时关注了设计点与非设计点的性能,即减小设计冲角下的气动损失和拓宽可用冲角范围^[12,17],但没有将此与叶型的工作环境(进口条件的变化范围)关联起来,而针对具有特定工作环境的叶型,超出工作环境的性能提升意义是不大的。本文所涉及的内容作为压气机静叶性能提升研究的一部分,以某单级跨声速压气机静叶中径处叶型为研究对象,搭建了包含叶型提取、叶型参数化、实验设计、代理模型、遗传算法寻优的综合叶型优化平台。综合考虑静叶变工况时中径叶型的进口条件变化范围、叶型可用冲角范围、设计冲角下叶型的损失,构建了目标函数对叶型进行优化,并对优化结果进行实验验证。

1 数值及实验方法

1.1 数值方法及校准

本文采用 ANSYS CFX 软件包完成平面叶栅内部三维流场的数值计算工作。计算域选为半叶高,采用 AutoGrid 5 生成高质量结构化网格,壁面 $Y^+ < 3$,网格数约为 50 万,湍流模型采用 $k-\omega$ SST (shear stress transport)。进口给定总压、总温,出口为大气压,壁面条件为绝热无滑移壁面。图 1 为无叶栅时风洞出口(叶栅进口位置)的总压分布规律,计算过程中进口总压分布也按此规律给定。图中横坐标 $\bar{p}_t$ 为归一化总压,由径

向各位置处的总压除以进口主流范围内的总压得到;纵坐标 $\bar{h}$ 为归一化叶高,鉴于进口条件的对称性图中只给出了半叶高范围内的总压分布规律。在此说明,本文中变量上标“—”表示对变量进行归一化处理以后的值。

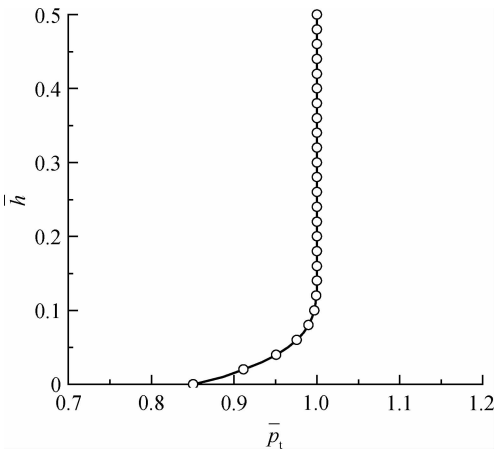


图 1 归一化总压沿径向分布
Fig.1 Spanwise distribution of normalized total pressure

由于本文优化过程中涉及到的叶型气动参数只有总压损失系数,因此只对叶型的气动损失进行了校核。图 2 给出了原叶型在设计进口马赫数、不同冲角下总压损失系数的实验和数值结果。图中 exp. 表示实验结果,sim. 表示数值计算结果。横坐标 i 表示冲角,纵坐标 ω 为总压损失系数,其计算关系式为 $\omega=\frac{p_{t,in}-p_{t,out}}{p_{t,in}-p_{s,in}}$,角标 in 表示叶栅进口测量截面,out 表示叶栅出口测量截面, p_t 为总压, p_s 为静压。可以看到数值结果较好地分布在实验结果的趋势线附近,可以认为所采用的数值计算方法是可靠的。

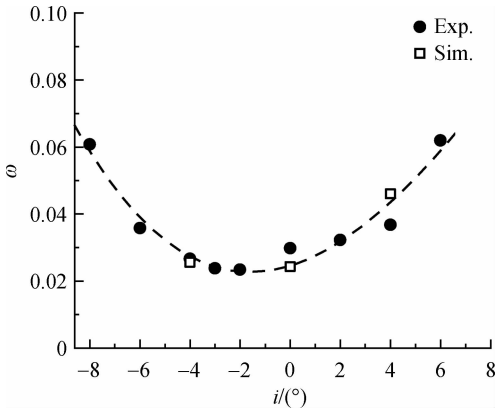


图 2 设计进口马赫数下原叶型冲角特性
Fig.2 Incidence angle characteristics of the original profile at design inlet Mach number

1.2 实验方法

叶栅设计参数见表 1,其具体物理含义在图 3 中给出,其中 b 为叶型弦长, t 为节距,稠度 $\tau=\frac{b}{t}$, γ 为安装角, β_{1k} 为几何进气角, β_{2k} 为几何出气角, θ 为叶型折转角, δ 为落后角, $f_{\max}$ 为叶型最大挠度, a 为最大挠度距前缘点的长度, $c_{\max}$ 为叶型最大厚度, e 为最大厚度距前缘点的长度。

表 1 叶栅设计参数
Table 1 Cascade design parameters

b/mm	h/mm	τ	$\gamma/(^{\circ})$	$\beta_{1k}/(^{\circ})$	$\beta_{2k}/(^{\circ})$
40	100	1.37	22.7	46.3	11.1

本文的实验研究工作在大连海事大学船用小型燃气轮机技术重点实验室的跨声速平面叶栅实验台上进行,风洞结构参数及相关测量方法见文献[19]。测量过程中冲角测量范围至少需要涵盖 2 倍最小损失的冲角范围,冲角变化间隔根据情况适时调整。进口马赫数范围借鉴文献[20]定在

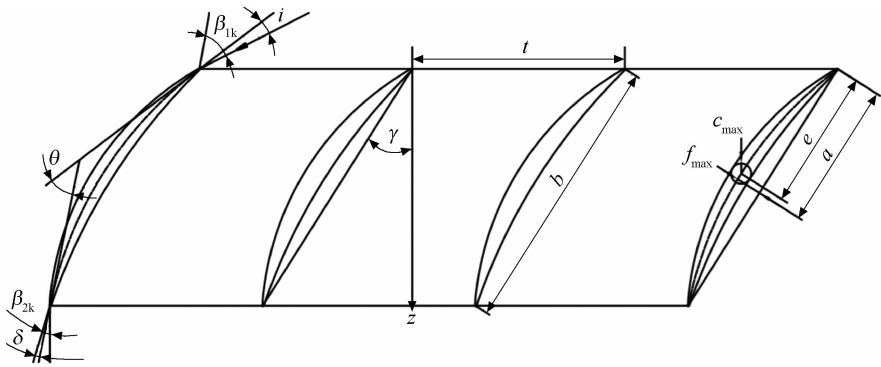


图 3 叶栅气动和几何参数
Fig.3 Aerodynamic and geometric parameters of cascade

0.5~0.8 之间,间隔为 0.1,另外,设计进口马赫数为 0.732。气动参数测量结果的平均值采用质量流量加权平均方法计算。

1.3 优化体系建立

本文所建立的优化平台包含数值计算与实验模块、叶型参数化模块、数据库建立模块和代理模型建立与全局寻优模块 4 大部分,如图 4 所示。数值计算与实验模块为优化体系提供经过实验校核的数值计算软件,为数据库的建立过程提供原始数据。另外,通过实验部分获得原叶型和最终优化叶型的相关气动性能。叶型参数化模块负责叶型提取、坐标系转换、中弧线和厚度分布变化规律的双三次多项式拟合等工作。数据库建立模块通过实验设计 (design of experiment, DoE) 在设计空间内选择代表点,调用叶型参数化模块生成相应叶型,调用数值计算与实验模块进行流场计算并提取目标参数。本文采用均匀实验设计,共在设计空间内选取 40 个代表点。代理模型建立与全局寻优模块包含目标函数的构造、代理模型的建立和训练、遗传算法的全局寻优。本文代理模型为径向基函数神经网络。其中,全局寻优是一个反复迭代的过程,图 5 给出了优化迭代的流程。

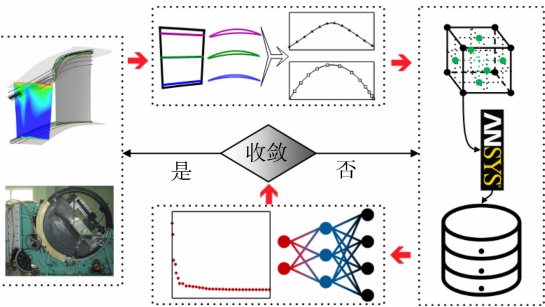


图 4 优化平台工作流程图

Fig. 4 Flowchart of compressor blade profile optimum design platform

目标函数的构造合理与否对于数值优化的结果至关重要。如前所述,本文在构造目标函数时考虑了叶型进口条件的变化范围。发现原叶型在设计点的冲角为 -2° ,进口马赫数为 0.732,在文献[20]所涉及的变工况范围中,冲角最大约为 4° ,进口马赫数约为 0.8。为同时考虑到叶型多个冲角下气动性能的提升,目标函数 F 为 3 个 (分别涵盖设计冲角、正冲角和负冲角) 不同冲角下叶型总压损失系数与各自权重系数的乘积之和,表示为: $F = \alpha_1 \omega_{i=-4} + \alpha_2 \omega_{i=0} + \alpha_3 \omega_{i=4}$, 其中

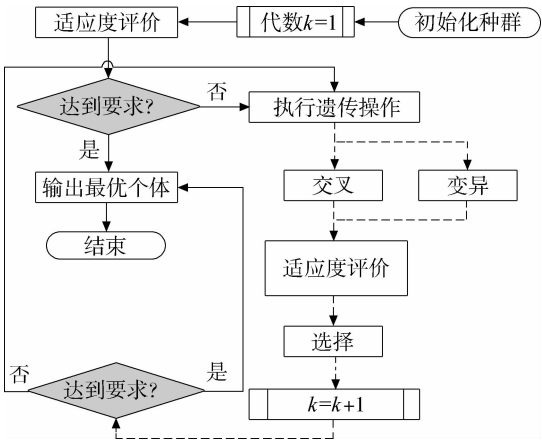


图 5 优化流程图

Fig. 5 Flowchart of optimization algorithm

$\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ 为权重系数,并且 $\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = 1$,本文取值分别为 $\alpha_1 = 0.4, \alpha_2 = 0.4, \alpha_3 = 0.2$ 。

本次优化在设计进口马赫数下进行,不希望叶型的几何进气角、几何出气角发生变化,并且不涉及前、尾缘造型对叶型性能的影响,因此优化变量选为:最大挠度、最大挠度位置、最大厚度、最大厚度位置、节距共 5 个参数,其取值范围在表 2 中给出。

表 2 优化参数取值

Table 2 Parameter values for optimization

参数	数值				
e/b	0.4	0.45	0.5	0.55	0.6
$c_{\max}/c_{\max, \text{ori}}$	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2
a/b	0.4	0.45	0.5	0.55	0.6
$f_{\max}/f_{\max, \text{ori}}$	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2
t/t_{ori}	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4

2 结果与分析

2.1 优化结果

图 6 给出了优化前后目标函数的变化情况,优化后目标函数下降了 9%。图例中的 Ori. 表示原叶型,Opt. 表示优化后的叶型。

图 7 给出了优化前后叶型中弧线和厚度分布规律的改变,可以看出优化后叶型的最大厚度和最大挠度均有减小,并且相对弦向位置均有前移。另外,节距没有发生变化。

设计参数的变化会引起叶型发生改变,影响叶型流道面积变化规律,最终会作用到流道内部气流引起流动形式的变化。图 8 给出了归一化流

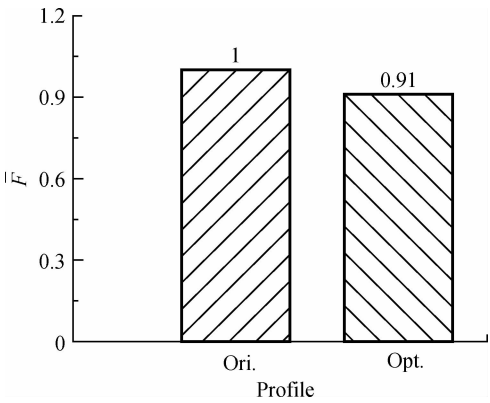


图 6 归一化目标函数

Fig. 6 Normalized objective function

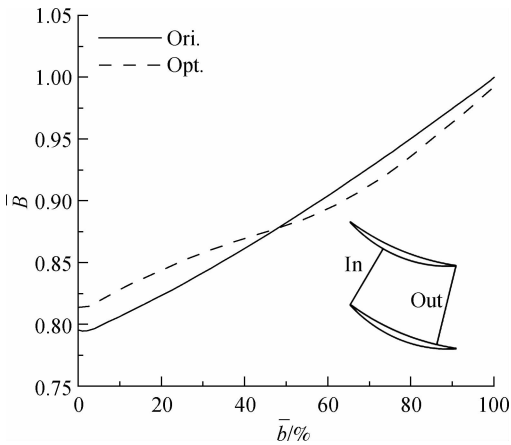


图 8 流道宽度对比

Fig. 8 Comparison of flow passage width

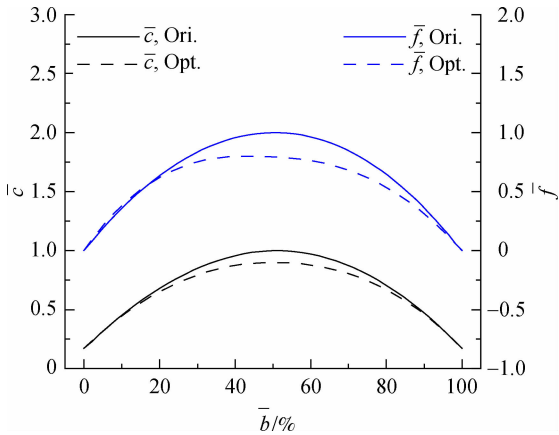


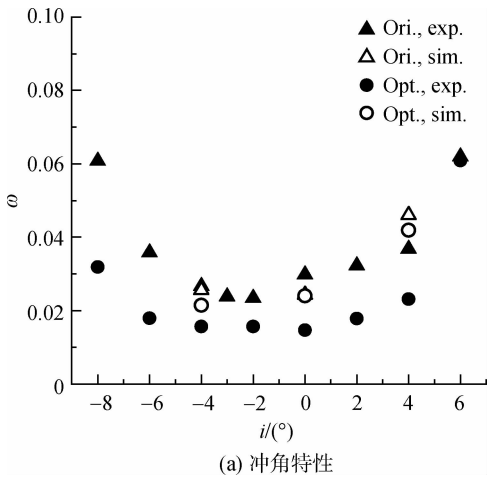
图 7 中弧线和厚度分布规律

Fig. 7 Camber line and thickness distribution

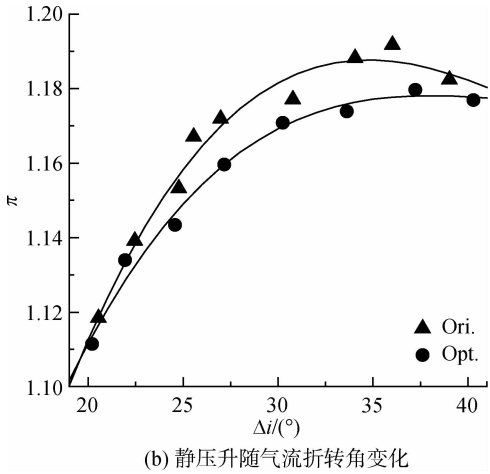
道宽度 $\bar{B}$ 沿弦向的变化规律, 可以看到前半弦长范围内优化叶型流道面积略微增大, 后半弦长范围内优化叶型流道面积略微减小, 流道扩张比例从 1.25 变化到了 1.21。流道扩张程度的下降会使得叶型进出口的静压升减小, 降低气流的减速扩压程度, 从而减缓附面层的发展。

2.2 损失特性

将叶型可用冲角范围^[12]与叶型所在工作环境的进口气流条件变化范围取交集, 并定义为实际可用冲角范围。图 9(a) 给出了原叶型和优化叶型在设计进口马赫数下冲角特性的实验结果, 可以发现, 在各自可用冲角范围内优化叶型的总压损失均有明显下降, 在设计冲角下叶型总压损失系数下降了 31.3%, 并且优化后实际可用冲角范围向负冲角方向拓宽了 0.6°。图 9(b) 给出了静压升 π 随气流折转角 Δi 的变化, 其中 $\pi = p_{s_local} / p_{s_in}$, $\Delta i = i + \beta_{1k} - \beta_{2k} + \delta$, 角标 local 表示出口测量截面上某一具体位置。可以发现优化叶型



(a) 冲角特性



(b) 静压升随气流折转角变化

图 9 原叶型与优化叶型气动性能对比

Fig. 9 Aerodynamic performance of original and optimized blade profiles

在相同的气流折转角下所达到的静压升略有下降, 在设计冲角下静压升大约下降了 0.01。这降低了流道内轴向逆压梯度, 减缓了附面层的发展, 使叶型能够在较小损失下实现相同角度的气流

折转。

结合上面对于实际可用冲角范围的分析,下面以叶型在设计进口马赫数, -2° (设计冲角)、 -6° (近左失速边界)、 4° (右失速边界) 3 个冲角为例,分析叶型优化前后叶型负荷的变化。6 个开孔位置分别位于 17%、30%、44%、57%、71% 和 84% 弦长位置处。

叶片表面静压系数的变化规律反映了气流的流动状态。图 10 中给出了 3 个冲角下两叶型的静压系数 C_{ps} 和叶片吸力面、压力面表面静压系数差 ΔC_{ps} 沿弦向分布, 其中 $C_{ps} = \frac{p_{s_local} - p_{s_in}}{p_{t_in} - p_{s_in}}$, $\Delta C_{ps} = C_{ps_pre} - C_{ps_suc}$, 角标 pre 表示压力面侧, suc 表示吸力面侧。可以看到吸力面(SS)与压力面(PS)的静压系数在优化前后均存在不同程度的下降, 压力面从前至后基本成均匀下降趋势, 吸力面在接近前缘处静压系数下降最为明显, 17%~57% 弦长附近静压系数下降程度逐渐减小, 57% 弦长至尾缘又小幅增大。从气流流动的角度, 原叶型压力面气流缓慢减速扩压, 吸力面 17%~44% 弦长范围内存在一段加速区 44%~84% 弦长范围内减速扩压。从变化率的角度来看, 优化后叶型吸力面中后段(44%~84% 弦长范围)气流的扩压程度比原型略低。这些方面的因素均会使优化叶型中后段弦长范围内的附面层增长缓慢, 延缓分离降低损失。

图 10 中蓝色曲线给出了压力面、吸力面静压系数之差, 这可以反映不同弦长位置处叶片负荷的大小。可以看出, 与原叶型相比, 17%~30% 弦长范围内负荷增加, 30%~84% 弦长范围内负荷减小。原叶型为中部加载叶型, 优化叶型为前部加载叶型。并且优化叶型负荷随弦长的变化较为

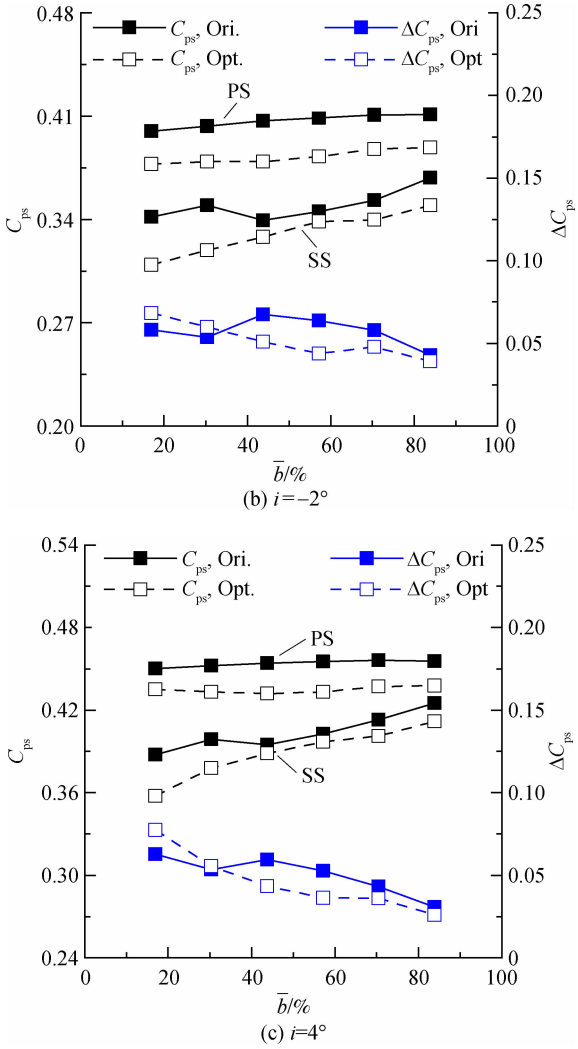
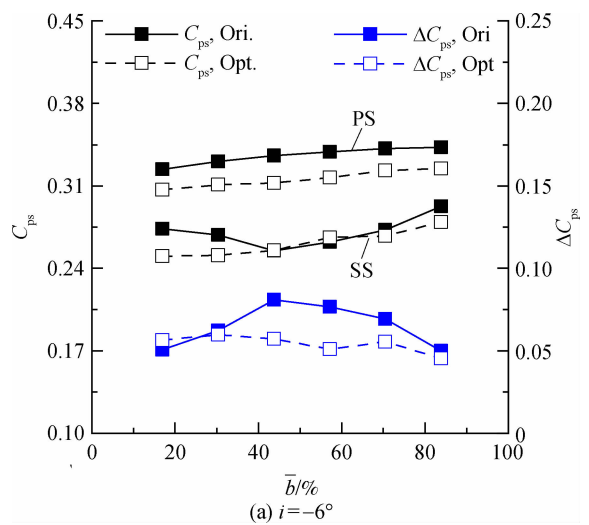


图 10 设计进口马赫数下叶片表面静压系数
Fig. 10 Static pressure coefficient distributions on blade surface at design inlet Mach number

单调。经过积分 (仅限于 17%~84% 弦长范围内), 优化叶型在 3 个冲角下的叶型负荷分别为原型的 84.1%、91.8% 和 92.3%。

2.3 进口马赫数对性能的影响

为了获得叶型的变工况性能在 0.5、0.6、0.7、0.8 四个非设计进口马赫数对叶型性能进行了实验研究。图 11 给出了原叶型和优化叶型的静压升随冲角和进口马赫数 (Ma_{in}) 变化的云图, 可以发现, 静压升随着进口马赫数和冲角的增加而增加, 进口马赫数越高静压升随冲角的变化越明显, 冲角越大静压升随进口马赫数的变化越明显。叶型的静压升并不是随着冲角的增大而单调增加的, 从图 11(a) 中可以发现, 当进口马赫数大于 0.6 时, 针对每一个进口马赫数叶型均存在一个最大静压升, 最大静压升所对应的冲角大约为 4° 。从前面针对设计进口马赫数下叶型冲角特性

的分析可知,当冲角继续增加时,叶型的损失超过 2 倍最小损失,并且损失增长率将会显著增大,这可能是由于叶型吸力面的气流分离迅速增大,减小有效通流面积,从而影响到气流的扩压程度。

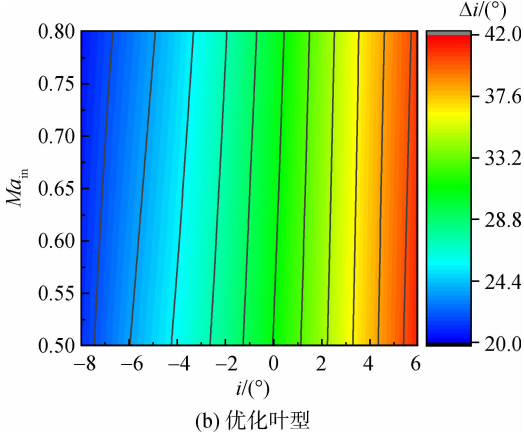
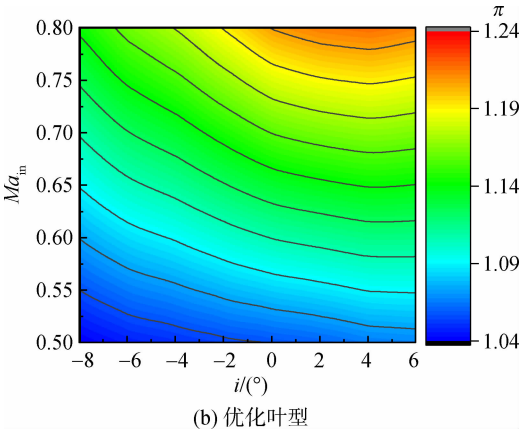
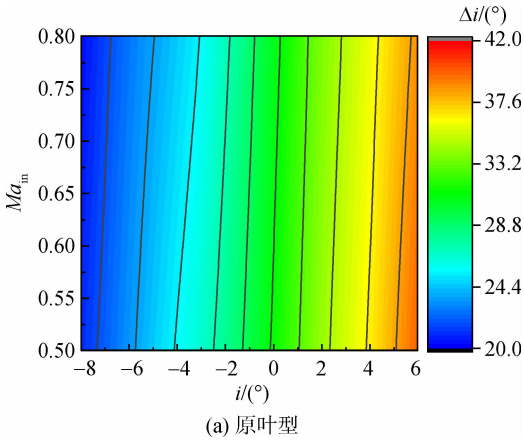
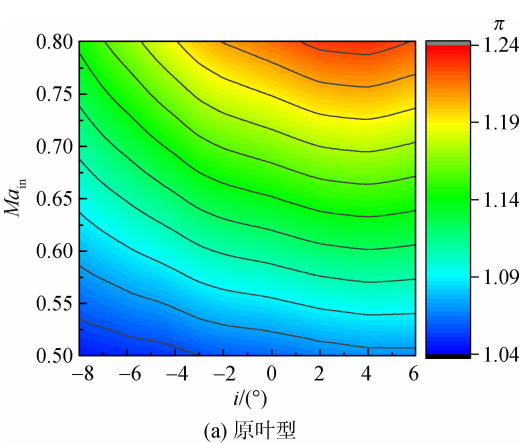


图 11 静压升随进口马赫数和冲角的变化
Fig. 11 Distribution of static pressure ratio varying with inlet Mach number and incidence angle

图 12 气流折转角随进口马赫数和冲角的变化
Fig. 12 Distribution of airflow inflection angle varying with inlet Mach number and incidence angle

对比优化叶型与原叶型的静压升云图可以发现,在实验所涉及的范围,优化叶型的静压升均小于原叶型但减小的幅度不大,对应工况下的优化叶型静压升都在原叶型的 98% 以上,这与前面的分析结果也是一致的。

图 12 给出了原叶型和优化叶型的气流折转角随冲角和进口马赫数变化的云图。可以发现,气流折转角主要受冲角的影响,在特定冲角下随着进口马赫数的增加,气流折转角逐渐减小,这是由于进口马赫数的升高增加了叶型负荷,吸力面后段附面层增厚甚至有可能发生气流分离,导致落后角增加。并且这个趋势随着进口气流向负冲角方向移动而越发明显。对比优化叶型与原叶型的气流折转角云图可以发现,优化叶型的气流折转角在正冲角范围内有所增加,改善了叶型的失速特性(在设计进口马赫数、4°冲角下,气流折转角增加了 1°)。这可能是由于叶型扩压程度的略微下降导致吸力面气流分离减缓而带来的气流折转增益。

图 13 给出了原叶型和优化叶型的总压损失系数随冲角和进口马赫数变化的云图。可以发现,在特定冲角下总压损失系数随着进口马赫数的增加而增大,这个趋势在负冲角范围内更为明显。图中用虚线表示出了可用冲角范围,红色虚线表示最小损失冲角的位置。另外,离散点表示实际测得的数据,虚线是通过数据点线性化拟合得到的。从原叶型的数据中可以看到,叶型的最小损失冲角在 -2° ~ -3° 之间,并且随着进口马赫数的增大向正冲角范围移动的趋势;正可用冲角边界在 5° 左右,随着进口马赫数的增加基本不变;当进口马赫数为 0.5、0.6 时,负可用冲角边界为 -9.2° 和 -8.2°,并没有在云图上显示。负可用冲角边界随着进口马赫数的增大逐渐靠近最小损失冲角,导致负可用冲角范围减小。

图 13(b)给出了优化叶型的损失特性及最小损失冲角和可用冲角边界,可以明显地看到整个可用冲角范围内的损失明显减小。虽然进口马赫数为 0.5~0.65 时,负可用冲角范围略有减小,设计进口马赫数附近的高进口马赫数条件下,负可用冲角边界得到有效拓宽;正可用冲角边界为 4.3°左右,依然满足大于 3.7°^[20]的要求。

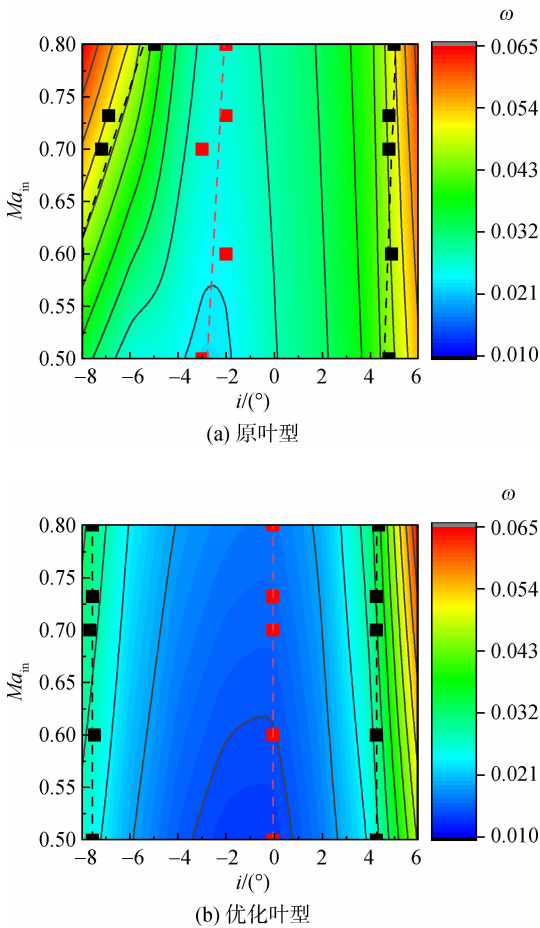


图 13 总压损失系数随进口马赫数和冲角的变化
Fig. 13 Distribution of total pressure loss coefficient
varying with inlet Mach number and
incidence angle

3 结 论

本文搭建数值优化平台对压气机静叶中径叶型进行了多目标气动性能优化,并对原型和优化叶型进行了实验研究,深入分析了冲角和进口马赫数变化对叶型性能的影响。基于本文的研究结果,主要可以得到以下 3 个结论:

1) 优化后叶型出口总压损失在整个实验涉及的范围均得到了显著减小,其中设计点的总压损失系数减小为原叶型的 68.7%;拓宽了高进

口马赫数下的负可用冲角范围,设计进口马赫数下负可用冲角范围拓宽了 0.6°;改善了叶型的正冲角边界气流折转能力,在设计进口马赫数、4°冲角下,气流折转角增加了 1°,改善了叶型的失速特性。

2) 从本次优化结果来看,前部加载叶型比中部加载叶型更适合较高亚声速进口气流条件的叶型设计,叶型中后段的平缓扩压区间能够有效控制附面层的增厚,延缓气流分离。

3) 叶型的气动性能优化过程中,目标函数的构建以及权值的分布要依据具体的应用环境而定,脱离应用环境的性能提升有可能造成事倍功半的后果。

参考文献:

[1] KOCH C, SMITH L. Loss sources and magnitudes in compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98 (2): 411-416.

[2] DENTON J. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621-656.

[3] ERWIN J R, SAVAGE M, EMERY J C. Two-dimensional low-speed cascade investigation of NACA compressor blade sections having a systematic variation in mean-line loading[R]. NACA-TN-3817, 1956.

[4] CARTER A D S, HOUNSELL A F. General performance data for aerofoils having c1, c2 or c4 base profiles on circular arc camber lines[R]. British NGTE-M62, 1949.

[5] HOBBS D E, WEINGOLD H D. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 271-278.

[6] RECHTER H, STEINERT W, LEHMANN K. Comparison of controlled diffusion airfoils with conventional NACA 65 airfoils developed for stator blade application in a multistage axial compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 494-498.

[7] 魏巍, 刘波, 杜炜, 等. 可控扩散叶型与双圆弧叶型实验对比研究[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 61-68.

WEI Wei, LIU Bo, DU Wei, et al. Experimental comparison of controlled diffusion airfoils with double circle airfoils[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1): 61-68. (in Chinese)

[8] SIEVERDING F, RIBI B, CASEY M, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126 (2): 323-331.

[9] SANGER N L. The use of optimization techniques to design-controlled diffusion compressor blading[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(4): 256-264.

[10] SONODA T, YAMAGUCHI Y, ARIMA T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds

number condition; Part I design and optimization[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(3): 350-359.

[11] SCHREIBER H, STEINERT W, SONODA T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition; Part II experimental and numerical analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 482-492.

[12] KOLLER U, MONIG R, KUSTERS B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines; Part I design and optimization[R]. ASME Paper GT-1999-95, 1999.

[13] JIANG Bin, ZHENG Qun, ZHANG Hai, et al. Advanced axial compressor airfoils design and optimization [R]. ASME Paper GT2015-43846, 2015.

[14] BRIASCO G, BRUNA D, CRAVERO C, et al. A NURBS-based optimization tool for axial compressor cascades at design and off-design conditions[R]. ASME Paper GT2008-50622, 2008.

[15] SAFARI A, YOUNIS A, WANG G. Development of a metamodel assisted sampling approach to aerodynamic shape optimization problems[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2015, 29(5): 2013-2024.

[16] 周正贵, 邱名, 徐夏, 等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1987-1997.

ZHOU Zhenggui, QIU Ming, XU Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997. (in Chinese)

[17] 徐全勇, 阙晓斌, 吴锋. 可控扩散叶型的扩稳优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1762-1768.

XU Quanyong, QUE Xiaobin, WU Feng. Aerodynamic stability optimization of controlled diffusion airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1762-1768. (in Chinese)

[18] 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. (in Chinese)

[19] 李晓东, 钟兢军, 高宇. 高负荷压气机静叶根部叶型气动性能试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 581-587.

LI Xiaodong, ZHONG Jingjun, GAO Yu. Experimental investigation on performance of a profile at cascade hub in a high load compressor stator [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 581-587. (in Chinese)

[20] 钟兢军, 李晓东, 高宇. 跨声速级不同转速下静叶的损失特性[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2243-2252.

ZHONG Jingjun, LI Xiaodong, GAO Yu. Loss characteristic of stator under different rotational speeds in transonic stage environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2243-2252. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)