

基于中弧线曲率控制的压气机叶型优化^{*}

孔庆国¹, 杜旭博², 羌晓青³, 张 鸿¹

(1. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

3. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240)

摘 要: 为提高压气机叶型优化设计水平, 基于中弧线曲率控制方法编写了压气机叶片造型程序, 将中弧线曲率控制参数作为优化变量, 结合粒子群寻优算法对传统可控扩散叶型(CDA)进行了优化研究。结果表明: 基于中弧线曲率控制的叶片造型程序能够对CDA叶型进行较好的拟合, 拟合叶型的气动性能与设计要求较符。优化叶型在设计点的总压损失降低了约6.34%, 优化叶型总压损失随攻角变化较为平缓。在一定攻角范围内, 叶型中弧线曲率峰值的前移能够将吸力面马赫数峰值前移, 提高叶型吸力面的扩压能力, 降低总压损失。在大攻角工况下, 改进的中弧线曲率分布能够显著降低叶型总压损失。将中弧线曲率控制参数作为优化变量进行CDA叶型的优化是可行的。

关键词: 造型程序; 中弧线曲率; 可控扩散叶型; 叶型优化; 压气机

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 08-1740-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190344

Compressor Airfoil Optimization Based on Camber Curvature Control

KONG Qing-guo¹, DU Xu-bo², QIANG Xiao-qing³, ZHANG Hong¹

(1. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. School of Aeronautic and Astronautic, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: To improve the optimization quality of compressor blade, the compressor blade modeling program was developed based on the control-curvature-construction-method of the camber. The curvature control parameters of camber were taken as optimization variables. A traditional Controllable Diffusion Airfoil (CDA) was optimized by using the particle swarm optimization algorithm. Results show that the baseline CDA could be well fitted by using the blade modeling program, and the aerodynamic performance of the fitted airfoil is in conformity with the design requirements. The total pressure loss of the airfoil is reduced by 6.34% at the design point, while the total pressure loss curve of the optimized airfoil is flatter than the baseline. In a certain range of angle of attack, moving the peak curvature of the camber forward could move the peak of the Mach number on the suction surface forward and increase the diffusion capacity, which helps to reduce the total pressure loss of the airfoil. The total pressure loss was significantly reduced with the help of camber curvature distribution of the optimized airfoil under high angles of attack. It is feasible to optimize the design of CDA by using the camber curvature control parameter as the optimization variables.

^{*} 收稿日期: 2019-05-26; 修订日期: 2019-07-26。

基金项目: 江西省微小航空发动机重点实验室基金(EI202080075); 中央高校基本科研业务费中国民航大学专项(3122019182)。

通讯作者: 孔庆国, 硕士, 实验师, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: kqg.siae@hotmail.com

引用格式: 孔庆国, 杜旭博, 羌晓青, 等. 基于中弧线曲率控制的压气机叶型优化[J]. 推进技术, 2020, 41(8):1740-1747.
(KONG Qing-guo, DU Xu-bo, QIANG Xiao-qing, et al. Compressor Airfoil Optimization Based on Camber Curvature Control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8):1740-1747.)

Key words: Blade modeling program; Camber curvature; Controlled diffusion airfoil; Airfoil optimization; Compressor

1 引言

航空发动机轴流式压气机技术的不断进步,不但支撑了航空发动机的更新换代,而且引领着燃气轮机等领域的轴流压气机发展。近年来,随着计算流体力学(CFD)和数值算法技术的发展,基于叶型参数化造型的叶型优化逐渐成为研究热点之一。

叶型优化的第一步是选择适当的参数化造型方法,即选取若干个设计参数生成相应的曲线来描述叶型。常用的压气机叶型参数化造型方法大体可分为两类:直接生成吸力面、压力面形线的方法和中线厚度法^[1]。直接生成吸力面、压力面形线的方法是用参数化曲线来直接表述叶型的形线,通常用于压气机叶型反问题设计中。也有学者用 Bezier 曲线^[2-3],多圆弧曲线^[4-5]等对叶型吸力面和压力面形线进行参数化,选取合适的优化变量,开展了二维叶型优化研究。

中线厚度法是利用参数化曲线给定中弧线和厚度分布的变化规律,再将厚度分布叠加在中弧线上生成吸力面和压力面形线的叶型设计方法。中线厚度法所用的设计参数个数较少,且能够直接利用通流计算的结果进行叶型设计,因此被广泛应用在压气机叶型优化设计中。例如,Oyama等^[6]采用三次B样条曲线生成二维叶型的中弧线和厚度分布,通过给定0,31%,62%和100%四个叶高处的二维叶型来完成叶片造型,对跨声速压气机叶片完成了优化。周正贵^[1]采用三次多项式和多圆弧的方法生成叶型的中弧线,用三次多项式表示叶型的厚度分布,对超声速叶栅进行了设计,实现了给定压比下低总压损失系数和较大的低总压损失系数工作范围。Chen等^[7]用多项式曲线对叶型的中弧线和厚度分布进行参数化,利用改进的遗传算法完成了跨声速压气机叶型的优化。然而,上述叶型参数化方法都是利用参数曲线直接表征叶型形线的几何形状,不能直接反映曲线的斜率、曲率等的变化规律。有研究指出^[8-10],中弧线的曲率分布规律决定了叶型的中弧线形状,进而影响着流场压力/梯度的变化规律,对压气机叶型的气动性能影响很大。因此,开发一种直接控制中弧线曲率的压气机叶型参数化造型方法,可以更明确地表征设计参数与流动规律的关系,为叶型优化设计奠定基础。

近年来,随着计算机技术和智能算法的发展,压气机叶型自动优化设计受到了广泛的关注,有学者开展了相关优化问题的研究。Koller等^[11]采用正态分布随机搜索与梯度法耦合的算法,对4种高亚声速CDA叶型进行了优化设计。Samad等^[12]基于遗传算法对轴流压气机叶片进行多目标优化。金东海等^[13]基于其发展的自适应遗传算法与复合形法相结合方法,实现了对NACA叶型的正问题数值优化设计。罗明等^[14]基于人工神经网络算法对离心压气机叶轮进行了优化,使其在设计工况的效率和压比分别提高1.4%和10.9%。此外,还有学者针对模拟退火算法^[15]、响应面模型^[16]、粒子群算法^[17-18]等在压气机叶型优化设计中的应用开展了积极探索,为压气机叶型自动优化设计提供了参考。由于自动优化设计过程中较少地需要设计人员干预,因此需要对优化结果进行深入分析,探讨其反映的流动规律,以期提高设计水平。

本文从优化CDA叶型在设计点和非设计点下的综合性能角度出发,利用自编的基于中弧线曲率控制的叶片造型程序,集成相关参数化优化软件,开展了压气机叶型的自动优化设计研究,并分析优化叶型性能提升的原因,总结了相关规律趋势。

2 叶型优化设计方法

2.1 叶型优化流程

图1给出了叶型优化设计流程图。叶型优化基于CFD方法并在参数优化平台Isight上进行集成,主要包含确定优化参数、生成叶型、网格划分、计算及结果分析、优化目标函数、集成迭代等部分。首先分析叶片造型程序中的算法,在原始叶型数据中确定优化变量参数和优化目标函数。然后将变量参数写入自编三维叶片造型程序的输入文件中,生成三维叶型。接着对三维叶栅计算域划分网格,并导入到CFD软件中进行前处理、计算和后处理分析,判断计算结果是否满足优化目标函数,并进行集成反复迭代。

2.2 基于中弧线曲率控制的叶片造型方法

为实现CDA叶型的参数化造型优化,本文发展了一种基于中线厚度法的直接定制中弧线曲率分布的压气机叶片造型方法。考虑到叶片通道内流线曲率的变化规律主要受中弧线的曲率变化规律影响,直接给定中弧线曲率分布再积分生成中弧线,可以

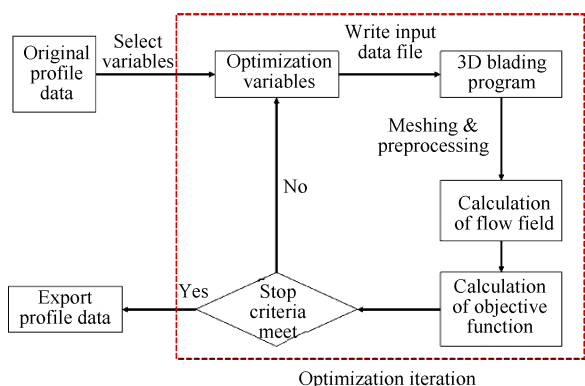


Fig. 1 Optimization design flow chart

实现对中弧线曲率的直接控制,从而对叶型进行更加精细化的设计。

为了便于对中弧线曲率分布进行灵活控制,首先采用一条3次非均匀B样条曲线给定中弧线的曲率沿弧长的分布。3次非均匀B样条曲线定义的中弧线曲率分布具有2阶可导的性质,即保证了叶形中弧线的曲率高阶可导,有利于对流动的精细化控制。采用De Boor递推算法生成3次非均匀B样条曲线

$$P(u) = \sum_{j=0}^n d_j N_{j,k}(u) = \sum_{j=i-k+1}^i d_j^l N_{j,k-1}(u) \quad (1)$$

式中

$$d_j^l = \begin{cases} d_j, l=0 \\ (1-\alpha_j^l) d_{j-1}^{l-1} + \alpha_j^l d_j^{l-1} \\ j = i-k+l, i-k+l+1, \dots, i \\ l = 1, 2, \dots, k \end{cases}$$

$$\alpha_j^l = \frac{u - u_j}{u_{j+k-l+1} - u_j}, d_i (i = 0, 1, \dots, n) \text{ 为控制点坐标, } k=3 \text{ 为曲线的次数, } N_{j,k}(u) \text{ 为 B 样条基函数, } u \text{ 为节点矢量。}$$

采用文献[19]推荐的Hartley-Judd方法生成节点矢量,令首末节点为3重节点。Hartley-Judd方法计算节点值的公式为

$$\begin{cases} u_k = 0 \\ u_i = \sum_{j=k+1}^i (u_j - u_{j-1}) \quad (i = k+1, k+2, \dots, n) \\ u_{n+1} = 1 \end{cases} \quad (2)$$

其中

$$u_i - u_{i-1} = \frac{\sum_{j=i-k}^{i-1} l_j}{\sum_{i=k+1}^{n+1} \sum_{j=i-k}^{i-1} l_j}, i = k+1, k+2, \dots, n+1, \text{ 式}$$

中 $l_j = |d_i - d_{i-1}|, (i = 1, 2, \dots, n)$ 为控制多边形的边长。利用式(2)生成节点矢量后,代入式(1)的递推公式,即可生成中弧线曲率的分布。

考虑到曲率的几何意义为曲线的单位切矢量对

弧长的转动率,即

$$\kappa = \frac{d\beta}{ds} \quad (3)$$

将曲率沿弧长 s 进行一次积分,即可得到中弧线几何角 β 沿弧长的分布和叶片的折转角 $\Delta\beta$ 。在实际的叶型设计中,叶型的几何进气角、出气角往往是预先给定的。因此在将曲率分布积分生成 β 角分布时,引入修正系数 m 对曲率分布进行修正,以保证积分得到的折转角 $\Delta\beta$ 值与几何进、出口角一致,即

$$\Delta\beta = \int_0^s m \kappa ds \quad (4)$$

式中 m 值可在积分后求得。在得到 β 角沿弧长分布后,再进行一次积分即可得到中弧线的参数化表示。采用本文方法生成中弧线曲率及折转角沿弧长的分布如图2所示,图中横坐标 s 为无量纲化。厚度分布采用一条5个控制点的Bezier曲线生成,将厚度分布叠加至中弧线上生成吸力面和压力面形线,并对叶型前尾缘进行处理。编写了前(尾)缘补圆弧、椭圆弧的程序,其中圆弧需要指定前(尾)缘小圆的半径;椭圆弧需要指定长轴长度及长短轴比。

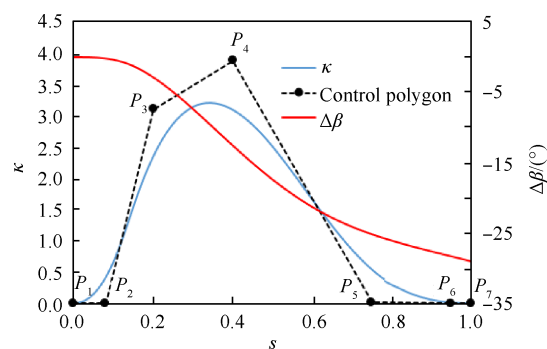


Fig. 2 Curvature and turning angle distribution

为验证本文参数化造型方法的合理性,采用本文方法对目标叶型进行拟合,拟合结果如图3所示。从图中可以看出,采用本文提出的参数化造型方法能够对原始叶型进行较为准确的拟合。

本文着重研究中弧线曲率分布规律对性能的影响,因此在拟合时提取了原始叶型的厚度分布规律,作为参数化造型的输入。在优化时,通过控制中弧线曲率分布函数来改变中弧线形状,将原始叶型的厚度分布叠加至所生成的中弧线,得到优化的叶形。在选取优化参数时保证控制点 P_1, P_6, P_7 不变,将 $P_2(s_2, \kappa_2), P_3(s_3, \kappa_3), P_4(s_4, \kappa_4), P_5(s_5, \kappa_5)$ 确定为叶片的优化几何参数。根据叶片造型算法,弧长位置前后不能交叉重叠,因此弧长位置需要设定前后阈值

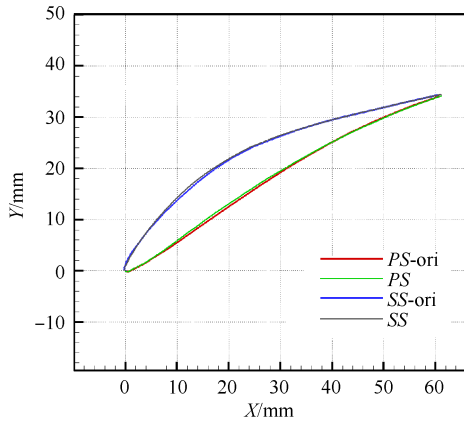


Fig. 3 Comparison of initial and optimized profile

参数 M_2, M_3, M_4 ; 为了避免局部中弧线曲率过大, 相应地也设定曲率阈值 K_2, K_3, K_4, K_5 ; 这些值均为叶片造型经验参数, 以避免出现“优化异形”。

$$\begin{cases} s_1 < s_2 < M_2 < s_3 < M_3 \\ M_3 < s_4 < M_4 < s_5 < s_6 \\ 0 < \kappa_2 < K_2 \\ 0 < \kappa_3 < K_3 \\ 0 < \kappa_4 < K_4 \\ 0 < \kappa_5 < K_5 \end{cases} \quad (5)$$

2.3 优化目标函数与优化算法

优化目标函数是叶型优化设计中最为重要的一个组成部分, 它决定了叶型优化的方向。表征压气机性能的参数通常分为两部分: 一是叶型的气动载荷, 如扩散因子和气流转折角; 二是叶型的气动损失, 如总压损失系数或阻力系数。因此, 叶型优化常常是一个多目标优化问题。文献[11]定义了一种单目标优化的组合目标函数, 通过为气动约束添加加权指数而使多目标函数变成单目标函数。而文献[20]也在建立一种简化的组合目标函数基础上, 研究定义了多目标函数, 对比分析结果表明利用简化单目标组合函数优化是可以处理压气机叶型优化问题的。本文选取的单目标组合函数为

$$F = c_1 \frac{\omega_D}{\omega_{D,ref}} + c_2 \frac{\Delta i}{\Delta i_{ref}} + c_3 \frac{\omega_{2D}}{\omega_{2D,ref}} + c_4 \frac{\omega_{-2D}}{\omega_{-2D,ref}} \quad (6)$$

式中 ω_D 是设计点下的总压损失; Δi 是临界叶型攻角范围; 堵塞和失速边界点位置定于损失系数为2倍最小损失系数处, ω_{2D} 和 ω_{-2D} 是对应的总压损失系数; 下标‘ref’是对应的原始叶型参数; 权重系数 $c_1 \sim c_4$ 的大小根据优化侧重点确定; 本文的叶型优化侧重于在较大攻角范围内减小叶型损失, 并且兼顾设计点优化子目标, 在综合分析多个优化算例后确定权重系数。

总压损失为

$$\omega = (p_1^* - p_2^*) / (p_1^* - p_1) \quad (7)$$

式中 p_1^* 是叶栅进口气流总压, p_2^* 是叶栅出口气流总压, p_1 是叶栅进口气流静压。

压力系数为

$$c_p = (p - p_1) / (p_1^* - p_1) \quad (8)$$

式中 p 是当地静压。

形状因子为

$$H = \delta^* / \theta \quad (9)$$

式中 δ^* 是边界层位移厚度, θ 是边界层动量厚度。

熵增为

$$\Delta S = -R \ln(p^* / p_1^*) \quad (10)$$

式中 R 是气体常数, p^* 是当地总压。

本文的优化参数一共有8个, 且固定分为两类, 出于加快优化速度节省计算成本考虑, 优化算法选择了粒子群优化算法 (PSO, Particle swarm optimization)。PSO 算法是一种进化计算技术 (Evolutionary computation), 源于对鸟群捕食的行为研究。PSO 算法的基本思想是通过群体中个体之间的协作和信息共享来寻找最优解, 这种算法简单、容易实现并且没有许多参数的调节^[18]。PSO 算法通过设计一种无质量的粒子来模拟鸟群中的鸟, 粒子仅具有两个属性: 速度和位置, 速度代表移动的快慢, 位置代表移动的方向。每个粒子在搜索空间中单独地搜寻最优解, 并将其记为当前个体极值, 并将个体极值与整个粒子群里的其他粒子共享, 找到最优的那个个体极值作为整个粒子群的当前全局最优解。粒子群中的所有粒子根据自己找到的当前个体极值和整个粒子群共享的当前全局最优解来调整自己的速度和位置。

2.4 计算模型

本文选取文献[21]中的 CDA 叶型作为原始叶型, 该叶型具有大负荷、大攻角范围和抗逆压梯度边界层等特点。如图4所示, 该叶型的设计参数为: 进口马赫数 $Ma_1=0.62$, 进口气流角 $\alpha_1=137^\circ$, 出口马赫数 $Ma_2=0.45$, 出口气流角 $\alpha_2=110.6^\circ$, 安装角 $\alpha_s=120.0^\circ$, 栅距与弦长比 $t/C=0.68$, 展弦比为 2.4。

按照文献[21]的实验条件进行三维数值模拟。采用商用 CFD 软件 ANSYS CFX 进行计算, 湍流模型选取 SST 求解 Navier-Stokes 方程。计算域网格采用 NUMECA/AutoGrid 5 生成, 拓扑结构采用 O4H, 如图5所示。为了满足湍流计算模型的要求, 对叶栅模型近壁面进行网格加密, 第一层近壁面网格高度设为

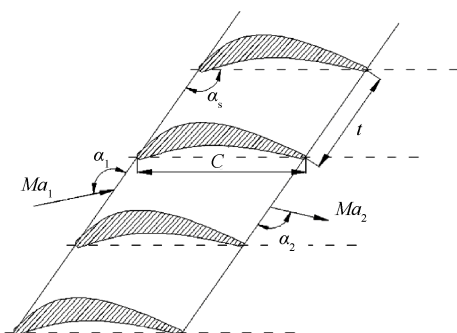


Fig. 4 Definition of cascade inlet and exit flow conditions

1 μm , 以保证近壁面函数 $y^+ \leq 1$, 经过图 6 的网格无关性验证, 网格数量总数约 7×10^5 。边界条件给定进口总温、总压, 出口静压; 计算收敛标准为 1×10^{-6} 。

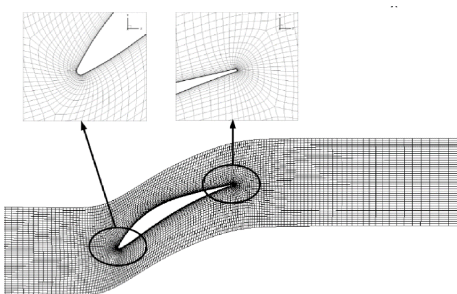


Fig. 5 Calculation grid of initial blade profile

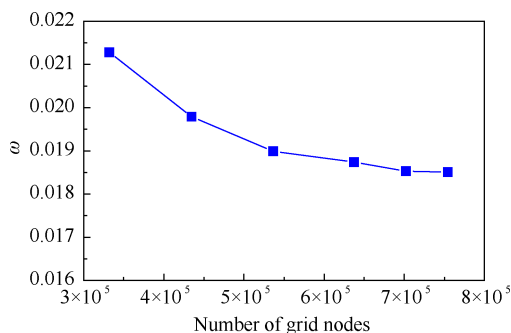


Fig. 6 Grid number dependence of total pressure loss

本文对该 CDA 叶型设计点马赫数分布和马赫数-总压损失特性进行了分析, 并与文献[21]中的实验结果进行对比。图 7 是设计点下叶片表面等熵马赫数沿弦长 C 方向的分布对比。从图中可以看出, CFX 计算结果的马赫数分布与实验结果吻合较好, 吸力面马赫数峰值的大小和位置、扩压区的速度分布均与实验结果较为一致, 这也反映出编写的叶片程序能够对原始叶型进行较为准确的拟合。设计者为减小损失, 选取了在吸力面前 40% 弦长内持续加速的速度分布, 以获得尽可能长的层流边界层。在减速区内, 采用了梯度逐渐变缓的“Stratford 速度分布”, 以控制边界层分离。

图 8 是马赫数-总压损失特性的对比, 设计马赫数附近的总压损失系数计算结果与实验结果接近。但在马赫数大于 0.75 后, 计算值高于实验值, 并随着马赫数的增大, 偏离程度增大。在较高进口马赫数时, 数值计算残差收敛出现波动, 存在偏差, 但总体上马赫数-总压损失特性较为合理。

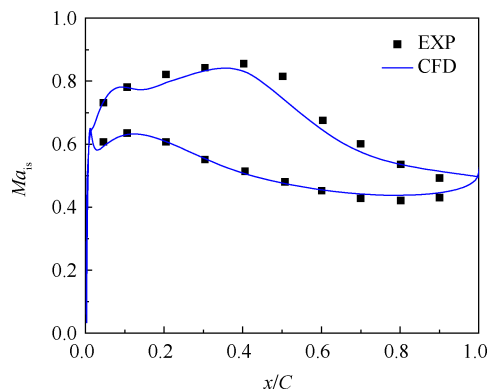


Fig. 7 CFD and measured surface Mach numbers at design condition

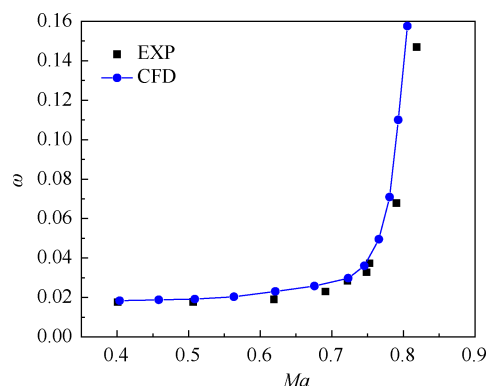


Fig. 8 Comparison of Mach number-total pressure loss characteristic

3 优化结果分析

图 9 给出了优化叶型与原始叶型的对比, 图 10 给出了两种叶型的中弧线曲率变化对比。分析图中的数据可以看出: 原始叶型的中弧线曲率最大值位于 35% 弧长处, 中弧线的前后缘曲率变化较为平缓, 而优化叶型的中弧线曲率最大值前移到 20% 弧长位置; 以 30% 弧长位置为边界, 优化叶型前半部分 (0~30% 弧长) 的中弧线曲率均大于原始叶型, 优化叶型后半部分 (30%~100% 弧长) 的中弧线曲率均小于原始叶型; 在保证中弧线厚度分布保持不变的条件下, 优化叶型的前半部分弯度略有增大, 后半部分弯度略有减小, 后半部分的压力侧和吸力侧叶型线被拉直。

在进行优化目标函数的确定时, 降低设计点及非设计点的叶型总压损失和获得更大的攻角范围都

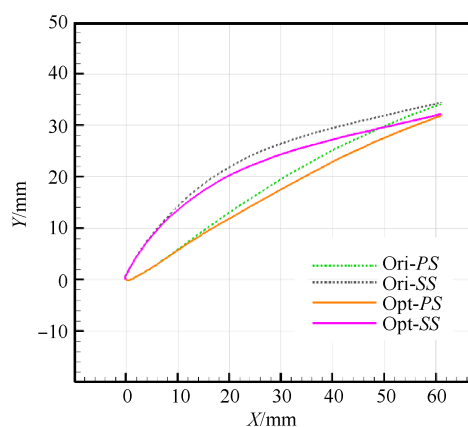


Fig. 9 Comparison of initial and optimized airfoil

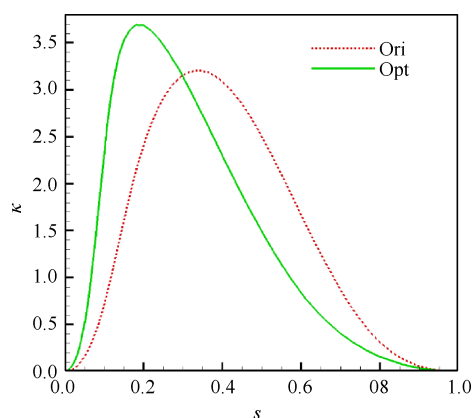


Fig. 10 Curvature comparison of initial and optimized profile

是设计的优化目标,图11给出了优化叶型与原始叶型的攻角-总压损失特性的对比。优化后设计点(攻角 $i=0^\circ$)的总压损失从0.0186降至0.0174,降低了约6.45%;攻角范围也有较大程度的增大,优化叶型的损失随攻角变化也较为平缓,这就意味着优化叶型能够在更为宽广的攻角范围内保持较好的性能。尤其是优化叶型正攻角范围的增大对低速条件下保持压气机效率和压气机稳定都较为有利。

图12是原始叶型与优化叶型在设计点的表面等熵马赫数的分布对比。从图中可以看出,优化叶型与原始叶型的吸力面扩压区的马赫数分布都呈现出一种先加速后减速的态势,这种先陡后缓的速度分布符合“Stratford分布”。同一进口边界条件,优化叶型的吸力面马赫数峰值略大于原始叶型,且马赫数峰值位置从40%弦长前移到18%弦长处,这种气动载荷的前移,使吸力面扩压区增长,气流离开叶片的尾缘马赫数也略有降低。图13是设计点条件下吸力面形状因子 H 沿弦向的分布,从图中也可以看出:优化后吸力面前缘的形状因子降低,意味着吸力侧前缘可

以承受更大的扩压强度,减速梯度扩大,马赫数的峰值往前缘移动;优化后吸力面尾缘的形状因子并未出现急速的增大,湍流边界层抗分离的能力增强。

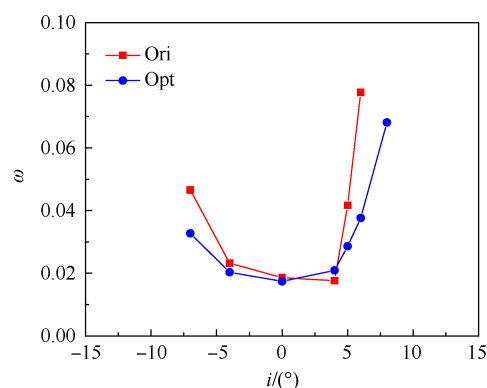


Fig. 11 Comparison of incidence-total pressure loss characteristic

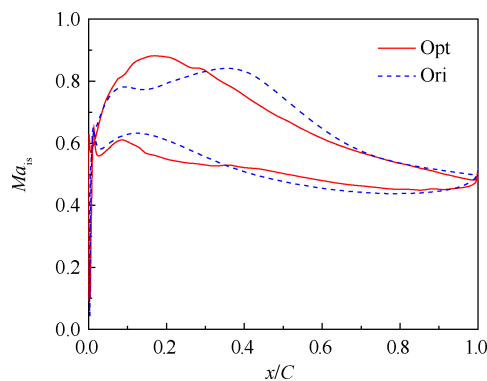
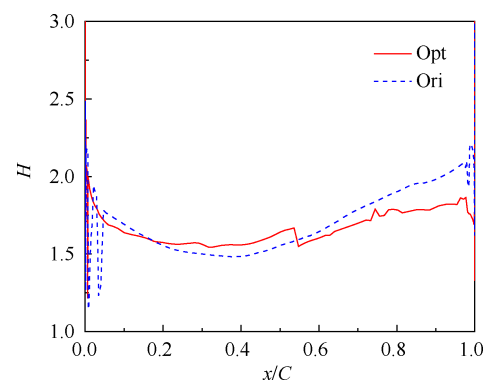


Fig. 12 Isentropic Mach numbers comparison at design condition

Fig. 13 Shape factor distribution of airfoil surface at 0° incidence

为了分析原始叶型与优化叶型的扩压机理,图14给出了气流攻角为 $+6^\circ$ 时叶型压力系数的分布。从图中可以看出,气流以正迎角流入基元后,原始叶型的压力面仍然具有减速增压的过程,并在10%弦长处达到压力面最低压力,之后静压平稳上升至100%弦长。优化叶型由于前缘中弧线的曲率增大,

压力面的减速增压强度减小,从10%弦长处的最低压力一直保持到100%弦长,压力梯度降低。从40%弦长到100%弦长,优化叶型与原始叶型的压力系数变化不大,也反映出优化叶型中后缘中弧线曲率减小并未对叶型压力面的静压分布造成较大影响。

原始叶型的吸力面在20%弦长处达到静压最小值,这时速度达到叶型基元内部流动的最大值,之后以更大的压力梯度产生静压升至100%弦长。压力随流向上升的梯度取决于基元的静压升和最大速度峰值的弦线位置。优化叶型一方面由于前缘中弧线的曲率增大,吸力面静压降较为剧烈,最大速度峰值从20%弦长处前移到10%弦长位置,气流在吸力面前缘较快完成减速增压过程。另一方面优化叶型的中后缘中弧线的曲率降低,从25%弦长到100%弦长的静压系数均高于原始叶型,吸力面先是经过一个较大梯度的静压升(10%~50%弦长),而后静压平缓升至尾缘,整体上吸力面的气流扩压能力增大。从叶型气动设计的角度来看,在实现一定静压升的前提下,单位长度的逆压梯度越均匀越好,这样可以避免局部逆压梯度过大而导致分离。

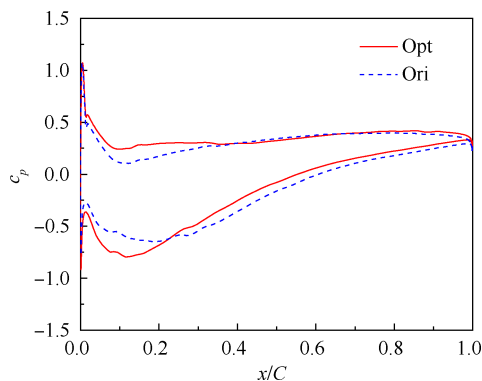


Fig. 14 Surface pressure coefficient distribution at +6° incidence

在轴流式压气机中,当气流以负攻角流入基元中,所产生的出口压力系数要低于设计点。在大负攻角下,压力面静压梯度减小,最终产生压力面分离。而吸力面加速区的弦向长度增加,导致逆压梯度区的弦向长度缩短,使吸力面即使存在较高的逆压梯度也不易产生分离。图15给出了在-7°攻角下叶片通道吸力面和压力面平均总压损失沿弦向的分布。从图中可以看出,在-7°攻角条件下,原始叶型吸力面的总压损失主要集中在叶型尾缘附近;优化叶型的中后半部分中弧线曲率减小,使在大负攻角下的吸力面逆压梯度降低,由尾缘附近的气流分离造

成的总压损失减小;原始叶型的压力面逆压梯度在大负攻角下增大,产生较大的压力面分离;优化叶型的前缘中弧线曲率增大和中后缘中弧线曲率减小都更有利于减小原始叶型的总压损失。图16是-7°攻角下叶栅通道内的熵增分布。可以看出在气流分离区的熵增较大,在大负攻角下原始叶型的压力面气流分离程度大于吸力面;而优化了中弧线曲率的新叶型在吸力面和压力面的熵增均得到很大程度的减小。

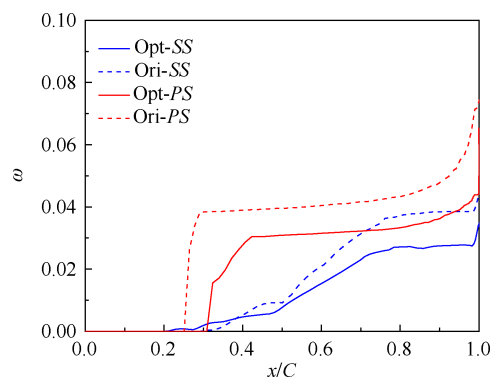


Fig. 15 Average total pressure loss coefficient distribution at -7° incidence

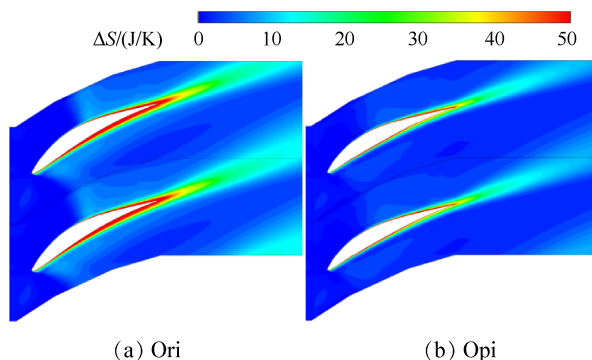


Fig. 16 Entropy distribution at -7° incidence

4 结论

本文利用自编写叶片造型程序、寻优算法与叶型性能计算分析软件相结合的方法,进行了基于中弧线曲率控制对某CDA的优化探究。通过将优化叶型与原始CDA的性能对比分析,得出以下结论:

(1) 基于中弧线曲率控制的叶片造型程序能够对CDA进行较好的叶型拟合,拟合叶型的气动载荷与设计要求较符。

(2) 将中弧线曲率控制参数作为优化变量参数对CDA叶型进行优化设计的方法是可行的,并且这一设计方法简化了叶型参数选取过程;优化叶型在设计点的总压损失降低了约6.45%,优化叶型总压损

失随攻角变化较为平缓,攻角范围增大。

(3)在一定攻角内,将叶型中弧线曲率峰值前移,0~30%弦长范围内的中弧线曲率增大,能够将吸力面马赫数峰值前移,叶型吸力面的扩压能力增大;而30%~100%弦长内的中弧线曲率减小,吸力面的形状因子减小,从而减小总压损失;尤其在大攻角下,这种中弧线曲率分布能够显著降低叶型总压损失。

致谢:感谢江西省微小航空发动机重点实验室基金、中央高校基本科研业务费中国民航大学专项的资助。

参考文献

- [1] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 305-308.
- [2] Benini E, Toffolo A. Development of High-Performance Airfoils for Axial Flow Compressors Using Evolutionary Computation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3): 544-554.
- [3] Li J, Satofuka N. Optimization Design of a Compressor Cascade Airfoil Using a Navier-Stokes Solver and Genetic Algorithms [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2002, 216(2): 195-202.
- [4] Myoren C, Takahashi Y, Kato Y. A Multi-Objective Optimization of Three-Dimensional Blade Shape for an Axial Compressor Rotor in Transonic Stage [J]. *Journal of the Gas Turbine Society of Japan*, 2013, 40: 221-227.
- [5] 张晓东, 吴虎, 黄健, 等. 跨音速轴流压气机叶片造型及数值仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(12): 58-61.
- [6] Oyama A, Liou M S, Obayashi S. Transonic Axial-Flow Blade Optimization: Evolutionary Algorithms/Three-Dimensional Navier-Stokes Solver [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(4): 612-619.
- [7] Chen N, Zhang H, Xu Y, et al. Blade Parameterization and Aerodynamic Design Optimization for a 3D Transonic Compressor Rotor [J]. *Journal of Thermal Science*, 2007, 16(2): 105-114.
- [8] Korakianitis T, Hamakhan I, Rezaenia A, et al. Two- and Three-Dimensional Prescribed Surface Curvature Distribution Blade Design (CIRCLE) Method for the Design of High Efficiency Turbines, Compressors, and Isolated Airfoils [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4).
- [9] Shen X, Avital E, Rezaenia A, et al. Computational Methods for Investigation of Surface Curvature Effects on Airfoil Boundary Layer Behavior [J]. *Journal of Algorithms and Computational Technology*, 2017, 11(1): 68-82.
- [10] Sommer L, Bestle D. Curvature Driven Two-Dimensional Multi-Objective Optimization of Compressor Blade Sections [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(4): 334-342.
- [11] Koller U, Monig R, Kusters B, et al. Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines, Part I: Design and Optimization [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(3): 397-405.
- [12] Samad A, Kim K Y. Shape Optimization of an Axial Compressor Blade by Multi Objective Genetic Algorithm [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2008, 222(6): 599-611.
- [13] 金东海, 展昭, 桂幸民. 基于混合遗传算法的压气机叶型自动优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 349-353. (JIN Dong-hai, ZHAN Zhao, GUI Xing-min. Automatic Design Optimization of Compressor Blades Based on Hybrid Genetic Algorithm [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(4): 349-353.)
- [14] 罗明, 左志涛, 李弘扬, 等. 基于BP人工神经网络的离心压气机叶轮多目标优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2424-2431.
- [15] 曲爱民. 模拟退火算法在三维气动优化设计中的应用[J]. 汽轮机技术, 2006, 48(3): 171-173.
- [16] 宁方飞, 刘晓嘉. 一种新的响应面模型及其在轴流压气机叶型气动优化中的应用[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 813-820.
- [17] Yang B, Xu Q, He L, et al. A Novel Global Optimization Algorithm and Its Application to Airfoil Optimization [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(4).
- [18] 宋召运, 刘波, 程昊, 等. 基于改进粒子群算法的串列叶型优化设计[J]. 推进技术, 2016, 37(8): 1469-1476. (SONG Zhao-yun, LIU Bo, CHENG Hao, et al. Optimization of Tandem Blade Based on Modified Particle Swarm Algorithm [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(8): 1469-1476.)
- [19] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理B样条[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1994.
- [20] Jiang B, Zheng Q, Zhang H, et al. Advanced Axial Compressor Airfoils Design and Optimization [R]. *ASME GT* 2015-43846.
- [21] Steinert W W, Eisenberg B B, Starken H H. Design and Testing of a Controlled Diffusion Airfoil Cascade for Industrial Axial Flow Compressor Application [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(4): 583-590.

(编辑:朱立影)