

# 可控扩散叶型的扩稳优化

徐全勇<sup>1</sup>, 阙晓斌<sup>2</sup>, 吴 锋<sup>3</sup>

- (1. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院  
航空发动机高空模拟重点实验室, 四川 江油 621703)

**摘 要:** 采用正问题方法,将叶型几何参数化、叶型性能分析程序与遗传算法相结合,对某传统可控扩散叶型(CDA)进行叶型损失和攻角范围的综合性性能优化设计。结果表明:优化叶型与原叶型具有相近的设计点损失,而其攻角范围由原来的  $11^\circ$  增大至  $17.5^\circ$ ,其中负攻角范围增大了近  $4.5^\circ$ 。另外,优化叶型的损失随攻角变化也更为平缓,意味着可以在更为宽广的攻角范围内保持稳定的性能。分析表明:吸力面速度峰值位置由原叶型 40% 弦长处前移至 20% 弦长处,增加了减速区的长度,使减速更为平缓,是正攻角裕度增大的主要原因。负攻角裕度增加有两方面原因,优化叶型喉道面积增大且喉道位置与设计点吸力峰值位置错开,具有较大的堵塞裕度;压力面前部区域速度较为平缓,甚至略微加速,直至 30% 弦长后才开始减速扩压,避免了因压力面前缘处的较大速度尖峰以及随后的持续扩压导致附面层的过早分离。

**关 键 词:** 可控扩散; 叶型设计; 附面层转捩; 优化; 压气机

**中图分类号:** V232.4

**文献标志码:** A

## Aerodynamic stability optimization of controlled diffusion airfoil

XU Quanyong<sup>1</sup>, QUE Xiaobin<sup>2</sup>, WU Feng<sup>3</sup>

- (1. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Simulated Altitude Key Laboratory, Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine (Group) Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

**Abstract:** Direct method was applied with an automatically optimization tool, in which the geometrical code and the blade to blade flow solver were integrated into genetic algorithm for searching of the optimal airfoil based on a conventional controlled diffusion airfoil (CDA). The design object was considered as a compromise of losses and operating range. It showed that the attainable incidence of optimized airfoil increased from  $11^\circ$  to  $17.5^\circ$  and the negative incidence range increased  $4.5^\circ$ , with similar design point loss as reference CDA airfoil. Additionally, the loss curve of optimized airfoil was flatter, showing it can remain stable performance in a wider working range. It indicated that the upstream propagation of suction peak shifted from 40% chord to 20% chord, extended the diffusion area and reduced the deceleration gradient, contributing to the increase of stall margin. The increase of negative

**收稿日期:** 2015-10-22

**基金项目:** 国家自然科学基金(51506108)

**作者简介:** 徐全勇(1980—),男,助理研究员,博士,主要从事航空发动机气动热力方面研究。

**引用格式:** 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.

incidence range can be ascribed to two reasons; first, the optimized airfoil has larger throat area and the throat location is apart from suction peak, thus gaining larger choking range. Secondly, the pressure surface velocity distribution is flatter, even with slight acceleration until 30% chord, as a result, the early separation of boundary layer caused by the leading edge spike and the following continual diffusion can be avoided.

**Key words:** controlled diffusion; airfoil design; boundary layer transition; optimization; compressor

20 世纪 70 年代,随着计算机系统的发展,人们开始借助数值手段,利用反问题方法设计超临界翼型。Korn<sup>[1]</sup>最早公开发表文献将这种方法应用于超临界可控扩散叶型(CDA)叶栅设计。

CDA 的设计目标是最大化叶片负荷,以减小叶片数目,同时保证较小的叶型损失。其中,给定合理的叶片表面速度分布(或压力分布),控制边界层的发展,是 CDA 设计的关键。Stratford<sup>[2-3]</sup>通过压升与湍流边界层分离的经验关联,发展了一种具有最大扩压能力的速度分布形式,称为“Stratford 分布”,其特点是利用湍流附面层在扩压前期抗分离能力强的优势,先快速地减速扩压,随后减速梯度再逐渐变缓。设计者根据给定的转捩起始位置及进出口扩压比,即可利用“Stratford 分布”确定吸力面的速度分布。Fottner 发现吸力面速度峰值位置位于 30%弦长附近时,压气机叶片具有最大的环量<sup>[4]</sup>。多数 CDA 正是利用这一特性,使吸力面前部持续加速至 30%弦长附近,以使附面层维持层流状态,并在速度峰值之后转捩,随后进入“Stratford 分布”减速扩压过程。这样,就能实现叶型在设计状态下同时满足负荷大、损失小的设计要求。由于 CDA 优异的性能,其应用范围不断扩大,从最早应用于超临界翼型和高亚声叶型逐步扩展应用于低亚声叶型,从航空发动机推广应用于地面燃气轮机。普惠公司的军用发动机 F119 及多款商用发动机(如 PW4000 系列、PW6000 等)的高压压气机均采用了在 CDA 基础上开发的定制叶型<sup>[5]</sup>。西门子公司的地面燃机。3A 系列压气机也采用了 CDA<sup>[6]</sup>。CDA 的应用,使得压气机的性能大幅提升。例如, Dunker 等<sup>[7]</sup>用 CDA 技术重新设计了原本采用 NACA65 叶型的单级跨声压气机静叶。在保持性能基本没有变化的情况下,将静叶叶片数由原来 60 片减少至 31 片,最大扩散因子达到 0.55。

近年来,人们并不满足于传统 CDA,尝试在其基础上开发性能更为优良的叶型。例如, Schreiber

等<sup>[8]</sup>对重型燃机高雷诺数叶型的实验研究表明,地面燃机的叶型前部几乎不存在层流附面层,无法满足传统 CDA 在前缘加速区内维持层流附面层的设计要求。Küller 等<sup>[9]</sup>及 Küsters 等<sup>[10]</sup>将高雷诺数的影响考虑到叶型设计中,开发了一种性能优于传统 CDA 的叶型系列。文献[11]针对重型燃气轮机高雷诺数影响,利用传统参数化造型方式,发展了前转捩叶型,并总结了其设计规律。而 Sonada 等<sup>[12]</sup>对应用于低雷诺数的 CDA 进行优化,得出了载荷明显前移,裕度更宽的叶型, Schreiber 等<sup>[13]</sup>通过实验验证了设计结果。上述文献主要侧重于雷诺数(或转捩位置)超出传统 CDA 设计范围时,叶型的改进设计。

对于航空发动机压气机或地面燃气轮机,不仅要求压气机具有较高的设计点性能,还希望压气机在宽广的工况变化范围内高效运行。而传统 CDA 的设计初衷,是使设计点负荷最大化和损失最小化,对非设计性能缺乏考虑。若综合考虑非设计点性能,在航空发动机压气机较典型的雷诺数范围内,如何改进设计,提升传统 CDA 的潜力,本文主要针对这一问题进行探讨。采用正问题的方法,对传统的 CDA 进行综合性能优化,并分析叶型性能提升的原因,从而总结速度分布的变化趋势,探讨 CDA 的改进方向。

# 1 叶型优化设计方法

## 1.1 正问题优化设计

叶型的设计方法分为反问题方法和正问题迭代法两种。其中反问题方法是给定叶型表面速度分布(或压力分布),通过计算得到叶型。这种方法很适于优化叶型形状,但对设计者要求较高,并且优化叶片的径向光滑性和强度难于保证<sup>[5]</sup>。

基于正问题的优化方法最早应用于翼型设计领域<sup>[14-16]</sup>。目前,基于三维 Navier-Stokes (N-S) 方程求解器的气动数值最优化已经被广泛应用于压气机的优化设计中,遗传算法、梯度法等多种优

化算法被应用于加速优化的速度。正问题叶型优化对设计者经验依赖少,且具有较大的灵活性。通过限定优化变量的变化范围能有效地约束叶型几何,而给定合适的优化目标,可以优化设计点和非设计点叶型性能。基于上述优点,本文采用了正问题优化方法。

## 1.2 优化算法

本文优化研究所选用的优化算法为具有全局寻优能力的遗传算法。其优化机理是从随机生成的初始种群出发,通过对种群中的个体进行选择、交叉、变异等遗传操作,经过多代进化,最终逼近最优解。遗传算法是基于达尔文的“适者生存、优胜劣汰”的自然进化规律,通过模拟生物的进化过程演化而来的。遗传算法于20世纪60年代末期由Holland等<sup>[17]</sup>发展起来,经Goldberg<sup>[18]</sup>和De Jong等<sup>[19]</sup>的改进而趋成熟。

遗传算法中,同一代种群中的个体之间没有任何联系,不同个体目标函数的计算是互相独立的,即完全不需要在彼此之间进行消息传递。因此,遗传算法非常适合进行并行计算,而且并行效率很高。利用遗传算法这一优点,本文基于目前常用的消息传递界面(MPI)并行编程环境开发了并行程序,使优化速度大幅提高。

## 1.3 叶型几何参数化

本文叶型几何采用吸力面、压力面分别控制的方式,以更为直接地控制叶型表面速度分布。吸力面采用两段3次样条,压力面前段为3次样条,后段为4次样条。图1所示为叶型几何的主要控制参数。通过前缘半径 $r_{le}$ ,进口几何角 $\lambda_1$ ,进口楔角(吸力面或压力面前缘切线与进口几何角之间的夹角) $\Delta\lambda_1$ ,即可确定吸力面进口点 $S_1$ 的位置和斜率,中间控制点 $S_2$ 点坐标是设计中需要给定的自由变量,通过出口几何角 $\lambda_2$ ,出口楔角(吸力面或压力面尾缘切线与出口几何角之间的夹角) $\Delta\lambda_2$ ,尾缘厚度 $t_{te}$ ,可确定吸力面出口点

( $S_3$ )的位置和斜率,这样吸力面型线即可确定。压力面进、出口位置( $P_1, P_3$ )和斜率的确定方式与吸力面相似,压力面中间控制点( $P_2$ )坐标由最大厚度和最大厚度位置确定。这种参数化方式可使吸力面具有较大的自由度,同时也能兼顾叶型的厚度分布的。

## 1.4 叶片到叶片流场分析方法

本文叶片到叶片流场分析采用了在叶轮机械叶型性能分析中广泛使用的MISES(multiple blade interacting streamtube Euler solver)程序。该程序由Giles<sup>[20]</sup>和Drela<sup>[21]</sup>开发,采用了无黏流/附面层耦合求解方法,将流动分为无黏主流和附面层两个区域,定常、无黏的主流区流动通过欧拉方程求解,叶片表面和尾迹区的附面层通过附面层积分方程求解,两个区域以位移厚度为边界,传递交互作用信息。由于采用了牛顿迭代法,具有快速收敛的特性。MISES为准三维流动求解器,能够通过给定流管厚度变化考虑密流比的影响。引入了AGS(Abu-Ghannam-Shaw)模型,以考虑层流-湍流附面层转换。同时,MISES可以同时给定进口攻角和马赫数边界,便于快速求解叶型的攻角-损失特性。Küsters等<sup>[10]</sup>在亚声、跨声条件下对该程序进行了校验,Tain与Cumpsty<sup>[22]</sup>将该程序用于分析前缘形状对叶型性能的影响,上述文献显示,MISES用于分析亚声、跨声叶栅性能,以及分析前缘区域的细节流动具有较高的精度。

# 2 CDA 优化设计

## 2.1 基准叶型选取

本文选取了Steinert等<sup>[23]</sup>设计的应用于某压气机第1级叶根的MAN GHH 1-SI叶型作为基准叶型。该叶型为CDA,设计参数为:进口马赫数 $Ma_1=0.62$ ,进口气流角 $\beta_1=47^\circ$ ,气流转角 $\Delta\beta=20.6^\circ$ ,密流比 $\Omega=1.1$ ,稠度 $\tau=1.47$ ,最大厚度为11%弦长。其工作雷诺数为 $8.6\times 10^5$ ,进口湍流度为1%,处于压气机前面级较典型的工作范围内。本文通过MISES分析了该CDA的设计点马赫数分布和攻角-损失特性,并与文献<sup>[23]</sup>的实验结果进行了对比。图2为设计状态下叶片表面等熵马赫数弦向分布( $x/c$ 为相对弦长)的对比。可以看出,MISES计算的马赫数分布与实验结果吻合很好,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一致。设计者为减小损失,选取了在吸力面前40%弦长内持续加

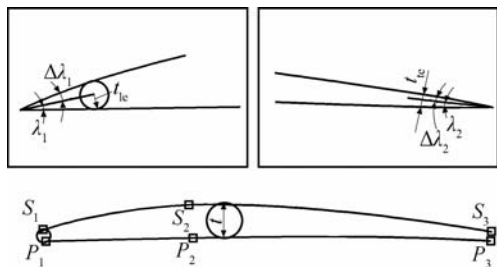


图1 叶型几何及控制参数

Fig. 1 Airfile geometry and control parameters

速的速度分布,以获得尽可能长的层流附面层。实验中的墨迹显示表明气流在 50%弦长附近出现了分离泡诱导的转捩,证实了设计者的意图。在减速区内,采用了梯度逐渐变缓的“Stratford 速度分布”,以控制附面层分离。图 3 为攻角( $i$ )-总压损失特性的对比,设计攻角附近总压损失系数 $\bar{\omega}$ 计算结果与实验结果接近,攻角大于 $4^\circ$ 后计算损失小于实验值,并且偏差开始逐渐变大。实验测量结果显示,该叶型具有较优的性能,叶型攻角范围约为 $11^\circ$ ,设计攻角下损失为 1.8%。

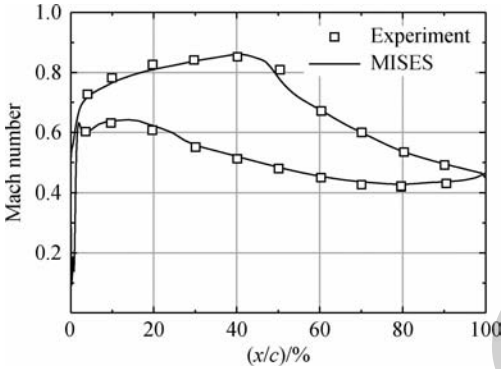


图 2 MISES 计算的叶片表面马赫数分布与实验对比  
Fig. 2 Comparison of MISES computational result and experimental result of blade surface Mach number distribution

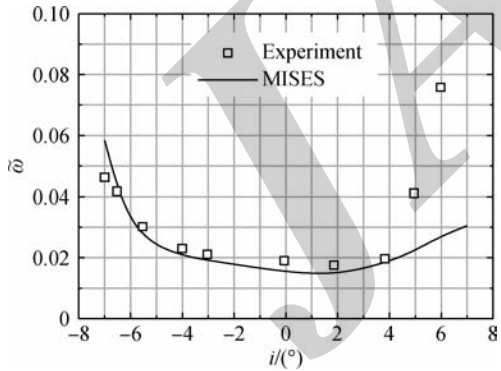


图 3 MISES 计算的攻角-总压损失特性与实验的对比  
Fig. 3 Comparison of MISES computational result and experimental result of incidence-total pressure loss characteristic

2.2 设计变量

本文叶型设计中的优化变量为进口几何角 $\lambda_1$ ,进口楔角 $\Delta\lambda_1$ ,出口几何角 $\lambda_2$ ,出口楔角 $\Delta\lambda_2$ ,最大厚度位置 $t_c$ 和安装角 $\beta_{st}$ ,吸力面中间点 $S_2$ 的坐标,共 7 个参数。在优化过程中,维持叶型弦长、稠度、最大厚度以及前、尾缘半径不变。限制 $\Delta\lambda_2$ 大于原始叶型,以免叶片尾缘过薄;限制最大

厚度位置大于 20%弦长,避免前缘过钝。

2.3 优化目标

优化目标的选取参考了文献[11]的方法,除了考虑设计点和非设计点的叶型损失,还将叶型攻角范围纳入优化目标,以优化叶型的稳定工作范围。叶型攻角范围通过进口气流角的变化范围 $\Delta\beta_1$ 反映(见图 4),正攻角范围 $\Delta\beta_{st}$ 用于衡量叶型的失速裕度,其中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。优化目标中损失的衡量包括设计点的损失系数 $\bar{\omega}_d$ 及整个叶型攻角范围中间 80%工作区域的损失平均值 $\bar{\omega}_{80}$ ,以保证压气机在设计和非设计工况下均保持较高效率。

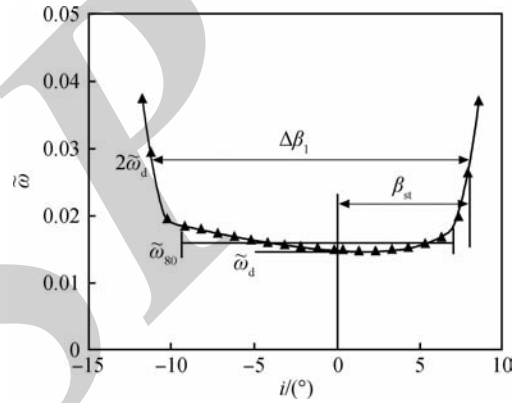


图 4 目标函数相关量  
Fig. 4 Correlative quantity objective function definition

通常还希望出口气流角与设计目标接近,以满足叶排间匹配的要求。当设计点出口气流角 $\beta_{2d}$ 与设计值 $\beta_{2d,ref}$ 的偏差小于设计气流转角 $\beta_{ref}$ 的 2%时,将出口气流角作为目标函数的一部分计入优化目标内,而大于 2%时,则认为该结果不满足设计要求,给予较大的惩罚值 $f_p$ 。

构造综合衡量叶型性能的优化目标函数如下:

$$F = \alpha_1 \frac{\bar{\omega}_d}{\bar{\omega}_{d,ref}} + \alpha_2 \frac{\Delta\beta_{1,ref}}{\Delta\beta_1} + \alpha_3 \frac{\Delta\beta_{st,ref}}{\Delta\beta_{st}} + \alpha_4 \frac{\bar{\omega}_{80}}{\bar{\omega}_{80,ref}} + \alpha_5 \frac{|\beta_{2a} - \beta_{2d,ref}|}{\Delta\beta_{ref}} + f_d$$

使目标函数 $F$ 的值最小即为优化目标。权重系数 $a_1, a_2, \dots, a_5$ 可以根据优化的侧重点进行调整。本文的权重系数根据多个优化算例确定,侧重于优选工作范围宽广的叶型,同时也能兼顾其余各项优化子目标。

3 优化结果分析

图 5 为优化叶型与原叶型的对比,优化叶型的吸力面前部曲率较大,后部更为平缓,而压力面则

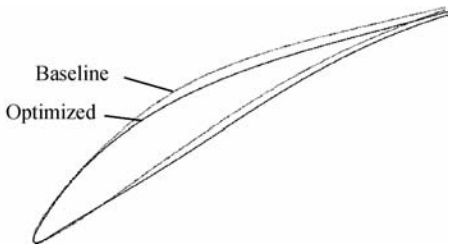


图 5 优化前后叶型对比

Fig. 5 Comparision of before and after optimization airfoil

相反,优化叶型前部弯曲较平缓,后部曲率较大。

图 6 为设计点叶型表面等熵马赫数分布的对比,优化叶型与原叶型吸力面扩压区的速度均为先陡后缓的“Stratford 分布”形式,且马赫数峰值数值相当,但峰值位置由原叶型的 40%弦长附近前移至 20%弦长处。由于载荷前移,吸力面减速区更长,优化叶型的扩压更为平缓,附面层抗分离能力增强。Küller 等<sup>[9]</sup>的研究显示,在雷诺数高达  $2.5 \times 10^6$  时,由于转捩位置前移,速度峰值的位置将进一步前移至 10%弦长以内。从攻角-损失特性对比(图 7)可以看出,叶型优化前后,优化叶型的攻角范围却大为增加,由原来的  $11^\circ$  增大至  $17.5^\circ$ ,其中负攻角范围增大了近  $4.5^\circ$ 。负攻角裕度增大对于非设计转速下提高压气机前后级的匹配,拓宽工作裕度是极有好处的。另外,优化叶型的损失随攻角变化也更为平缓,意味着可以在更为宽广的攻角范围内保持稳定的性能。两者设计点损失相近,进一步分析发现,虽然原叶型吸力面保持了较长的层流区,减小了损失,但其压力面转捩较为靠前,而优化叶型由于在压力面前 30%弦长为加速区,保持了层流状态,损失比原叶型低。

为进一步分析优化叶型相对原基准叶型性能改善的原因,选取  $+5^\circ$  及  $-5^\circ$  攻角(在攻角-损失特性中的位置见图 7)下,基准叶型吸力面的减速起

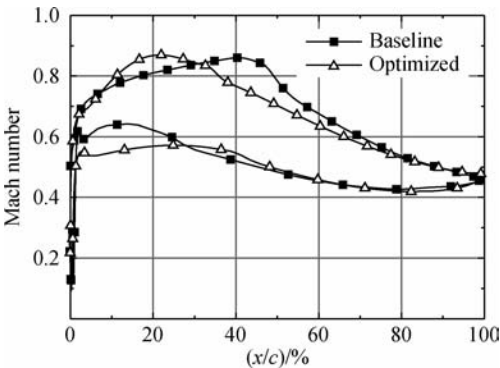


图 6 设计点叶型表面等熵马赫数分布对比

Fig. 6 Isentropic Mach number distribution at design point airfoil surface

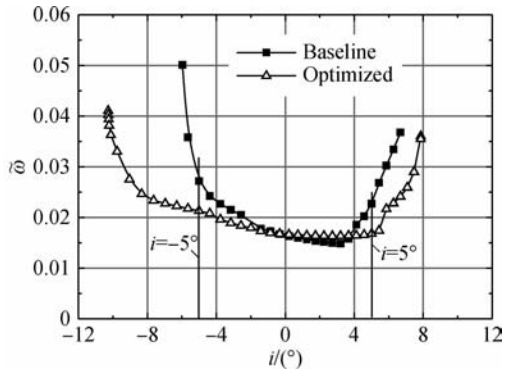
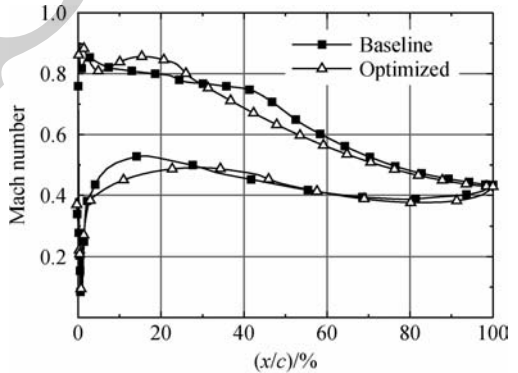


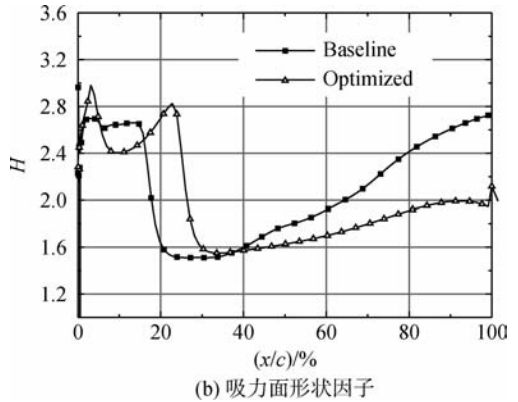
图 7 攻角-总压损失特性对比

Fig. 7 Comparison of incidence-total pressure loss characteristic

始点前移至紧邻前缘的区域,而优化后的叶型吸力面马赫数分布相对设计点变化很小,只是吸力峰值的位置略微前移(见图 8)。从吸力面形状因子的分布可以看出,基准叶型的转捩起始点(形状因子突降处)由设计点的 50%弦长附近前移至 20%弦长之前。由于紧邻转捩位置的减速梯度较小,而在 40%弦长处开始进入梯度较大的扩压,未充分利用新转捩的湍流附面层抗分离能力强的优势,因此形状因子  $H$  增加较快。在尾缘区域形



(a) 叶型表面等熵马赫数分布



(b) 吸力面形状因子

图 8  $+5^\circ$  攻角叶型表面参数分布

Fig. 8 Parameter distribution of airfoil surface at  $+5^\circ$  incidence

状因子达到 2.7,而分离时的形状因子一般在 2.5~3.0 之间,可知此时已接近分离状态。而优化叶型吸力面转捩起始点位于约 22%弦长处,转捩后随即进入先陡后缓的减速扩压,其吸力面尾缘形状因子小于 2.0,距附面层分离仍有一定裕度。

在较大负攻角下,叶片喉道处首先出现堵塞,喉道截面之后将会产生激波,导致损失增大。图 9 为 -5°攻角时叶型表面马赫数分布的对比,原叶型在 40%弦长后已经出现较明显的超声区,而优化叶型吸力峰值处的马赫数约为 0.9,仍处于亚声范围。

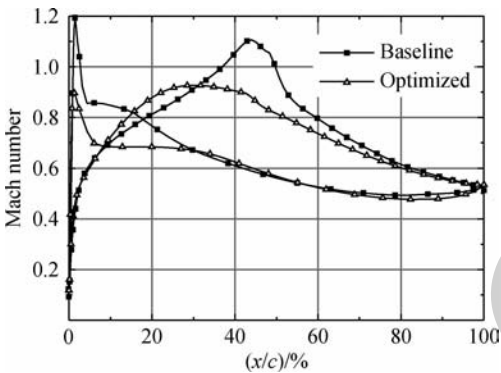


图 9 -5°攻角叶型表面马赫数分布

Fig. 9 Mach number distribution of airfoil surface at -5° incidence

图 10 为 MISES 计算的近堵塞边界(图 7 攻角-损失特性最左侧点)处,两者的马赫数云图对比。原叶型吸力面在较强的激波后,产生了附面层分离。而优化叶型吸力面无明显分离,反而压力面的附面层增长更为明显。图中示出了喉道位置,两者喉道在吸力面均位于 40%弦长处,与基准叶型速度峰值位置恰好重合,从而导致基准叶型堵塞裕度较小。优化叶型吸力面挠度小,具有较大的喉道面积,其吸力面并未产生因堵塞而导致的强激波。优化叶型设计马赫数下堵塞裕度增

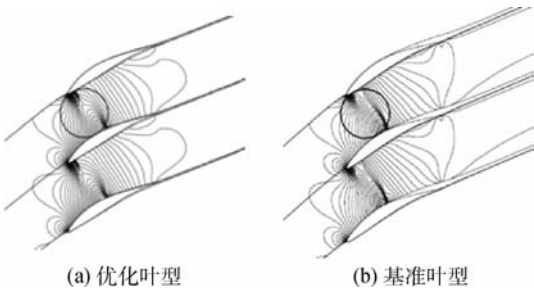


图 10 MISES 预测的近堵塞边界处的马赫数等值线  
Fig. 10 Mach number contour predicted by MISES near choke boundary

加的同时,临界马赫数也略微提高(图 11)。优化叶型在大的负攻角下损失增大的主要诱因可能是压力面前缘处的较大速度尖峰以及随后的持续扩压导致的附面层过早分离。文献[11]中,优化叶型 D 负攻角裕度也出现大幅改善,通过对比可以发现,其设计点压力面的速度分布与本文的优化叶型有相似之处,即前部区域较为平缓,甚至略微加速,直至 30%弦长后才开始以接近“Stratford 分布”的形式减速扩压。因此,提高负攻角裕度,一方面要控制喉道面积,使叶型具有较大的堵塞裕度。另一方面,压力面的速度分布也需要进行精心的定制,而传统 CDA 主要侧重于吸力面速度分布的定制,对压力面速度分布的设计重视不足,认为压力面逆压梯度不大,速度分布尽量平缓即可。

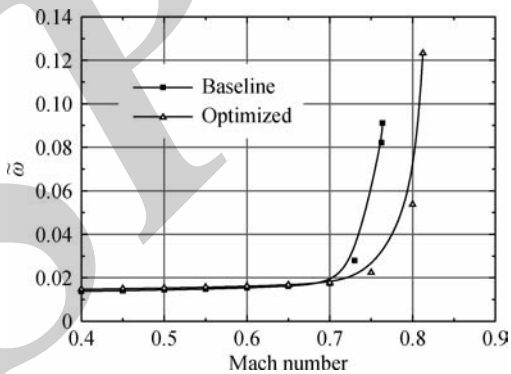


图 11 马赫数-总压损失特性对比

Fig. 11 Comprison of Mach number-total pressure loss characteristic

4 结 论

传统 CDA 的设计目标是使设计点负荷最大化和损失最小化,而对非设计工况性能尤其是稳定工作范围缺乏考虑。本文采用正问题的方法,将叶型几何参数化、叶型性能分析程序与遗传算法相结合,对某传统 CDA 进行综合考虑损失及攻角范围的优化设计,优化后叶型在保持设计点损失相当的情况下,大幅增加了叶型的攻角范围。通过原 CDA 与优化叶型的对比分析,得出以下结论:

1) CDA 为了增大负荷,减小损失,在吸力面前部持续加速直至 30%弦长,甚至更为靠后的位置,这在一定程度上增加了减速区附面层分离的风险,牺牲了正攻角裕度。在与本文所研究的雷诺数相当的情况下,将吸力峰值位置前移至 20%弦长附近,可使吸力面扩压更为平缓,从而增大正攻角范围。当雷诺数增大时,吸力峰值的位置应进一步前移。

2) 提高负攻角裕度首先应合理控制喉道面积大小及位置,使叶型具有较大的堵塞裕度。另外,压力面的速度分布也需进行精心定制,压力面速度在前部区域应较为平缓,甚至略微加速,直至30%弦长附近开始减速扩压,避免因前缘处的较大速度尖峰以及随后的持续扩压导致附面层过早分离。

3) 吸力面和压力面的减速区内,均应采用近似于“Stratford 分布”的梯度逐渐趋缓的速度分布形式,以充分利用湍流附面层在初始减速时承受逆压能力强的特点,延迟附面层的分离。

## 参考文献:

- [1] KORN D. Numerical design of transonic cascade[J]. Journal of Computational Physics, 1978, 29(1): 20-34.
- [2] STRATFORD B S. The prediction of separation of the turbulent boundary layer[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1959, 5(1): 1-16.
- [3] STRATFORD B S. An experimental flow with zero skin friction through its region of pressure rise[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1959, 5(1): 17-35.
- [4] STARKEN H. Performance of controlled diffusion blades[R]. Köln, Germany: Von Karman Institute of Fluid Dynamics, 1989.
- [5] 程荣辉, 周拜豪, 余华蔚. 定制叶型技术及其在压气机设计中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(1): 15-22.  
CHENG Ronghui, ZHOU Baihao, YU Huawei. Custom tailoring airfoil and its application in compressor design[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2000, 13(1): 15-22. (in Chinese)
- [6] BECKER B, SCHULENBERG T, TERMUELEN H. The 3A-series gas turbines with HBR combustors[R]. ASME Paper 95-GT-458, 1995.
- [7] DUNKER R, RECHTER H, STARKEN H. Redesign and performance analysis of a transonic axial compressor stator and equivalent plane cascades with subsonic controlled diffusion blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1984, 106(2): 279-287.
- [8] SCHREIBER H A, STEINERT W, KÜSTERS B. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[R]. München, Germany: International Gas Turbine and Aeroengine Technical Congress, 2000.
- [9] KÜLLER U, MÖNIG R, KÜSTERS B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines; Part I design and optimization[R]. ASME Paper 99-GT-95, 1999.
- [10] KÜSTERS B, SCHREIBER H A, KÜLLER U, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines; Part II experimental and theoretical analysis[R]. ASME Paper 99-GT-96, 1999.
- [11] 阙晓斌, 蒋洪德. 重型燃气轮机压气机高雷诺数前转捩叶型设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(10): 2309-2315.  
QUE Xiaobin, JIANG Hongde. Design of high Reynolds number compressor airfoil with early transition for heavy-duty gas turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2309-2315. (in Chinese)
- [12] SONODA T, YAMAGUCHI Y, ARIMA T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition; Part 1 design and optimization[R]. ASME Paper GT2003-38458, 2003.
- [13] SCHREIBER H A, STEINERT W, SONODA T, et al. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition; Part 2 experimental and numerical analysis[R]. ASME Paper GT2003-38477, 2003.
- [14] HICKS R M, VANDERPLAATS G N. An assessment of airfoil design by numerical optimization[R]. NASA-TM-X-3092, 1974.
- [15] SANGER N L. The use of optimization technique to design controlled diffusion compressor blading[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 256-264.
- [16] 林保真, 蒋浩兴, 周盛. 一种削弱跨音叶栅流场中激波强度的数值方法[J]. 航空学报, 1983, 5(1): 53-61.  
LIN Baozhen, JIANG Haoxing, ZHOU Sheng. A numerical method for weakening shock wave strength in transonic cascade flow fields[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1983, 5(1): 53-61. (in Chinese)
- [17] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems; an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence[M]. Massachusetts, US: Massachusetts Institute of Technology Press, 1992.
- [18] GOLDBERG D E. Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning[M]. Massachusetts, US: Addison-Wesley Publishing Company, 1989.
- [19] DE JONG K. An analysis of the behavior of a class of genetic adaptive system[R]. Ann Arbor, Michigan: University of Michigan, 1975.
- [20] GILES M. Newton solution of steady two-dimensional transonic flow[R]. Gas Turbine Laboratory Report No. 186, 1985.
- [21] DRELA M. Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler and boundary layer equations[R]. Gas Turbine Laboratory Report No. 187, 1986.
- [22] TAIN L, CUMPSTY N A. Compressor blade leading edges in subsonic compressible flow[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2000, 214(1): 221-242.
- [23] STEINERT W, EISENBERG B, STARKEN H, et al. Design and testing of a controlled diffusion airfoil for industrial axial flow compressor application[R]. Orlando, FL: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1991.