

DOI: 10.7652/xjtuxb202003007

采用鲸鱼算法的可控扩散叶型优化设计

黄松^{1,2}, 阳诚武^{1,2}, 韩戈¹, 赵胜丰^{1,2}, 王名扬^{1,2}, 卢新根^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 100190, 北京; 2. 中国科学院大学, 100049, 北京)

摘要: 为提升可控扩散叶型 MANGHH 在高空低雷诺数条件下的气动性能,建立了一套结合类别形状函数变换方法、 S_1 流面求解程序、鲸鱼优化算法的优化设计系统,具有参数较少、易于实现、求解快速等优势。经单峰函数和多峰函数测试表明,鲸鱼优化算法的寻优能力明显高于粒子群优化算法和引力搜索算法。研究表明:与初始叶型相比,优化叶型在 -4° 、 0° 、 6° 攻角下总压损失分别降低了 55.9%、16.1%、16.3%;在不同的攻角下,优化叶型吸力面的载荷峰值前移,减缓了边界层位移厚度的增长速率,削弱了尾缘附近的流动分离,并且随着来流马赫数的增大,优化叶型的总压损失减小幅度增大;随着来流湍流度的增大,初始叶型的总压损失先减小后增大,优化叶型的总压损失由于湍流耗散能力增强而增大,但总压损失始终低于初始叶型,气动性能显著提升。

关键词: 低雷诺数;可控扩散叶型;鲸鱼优化算法;湍流度;总压损失

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2020)03-0049-09

Optimal Design of a Controlled Diffusion Airfoil with the Whale Algorithm

HUANG Song^{1,2}, YANG Chengwu^{1,2}, HAN Ge¹, ZHAO Shengfeng^{1,2},
WANG Mingyang^{1,2}, LU Xingen^{1,2}

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To improve the aerodynamic performance of a controlled diffusion airfoil (CDA) MANGHH in high altitude and low Reynolds number conditions, an optimally designed system combining the class-shape-transformation method, the S_1 surface flow solver and the whale optimization algorithm was established, which has the advantages of fewer parameters, easy implementation and quick solution. The tests of a unimodal function and a multimodal function show that the whale optimization algorithm has better optimum solution-searching ability than the particle swarm optimization algorithm and the gravity search algorithm. The study shows that the total pressure losses of the optimal cascade at angles of attack of -4° , 0° and 6° were decreased by 55.9%, 16.1% and 16.3%, respectively, compared with that of the original CDA. At different attack angles, the optimal cascade moves the peak value of the blade load forward, reducing the growth rate of boundary layer thickness, and eliminating the flow separation near the trailing edge. Compared with the original CDA, as inlet Mach number increases, the reduction of total pressure loss of the optimal cascade increases. Under different incoming turbulence intensities, the total pressure loss of the optimal cascade is always lower than that of the original CDA. As incoming turbulence intensity increases, the total pressure loss of the original CDA decreases first and then increases. However, the total pressure loss of the optimal

收稿日期: 2019-07-23。 作者简介: 黄松(1995—),男,博士生;卢新根(通信作者),男,研究员。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51606187,51706223)。

网络出版时间: 2019-12-09 网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20191207.1507.008.html>

cascade increases with the incoming turbulence intensity due to the improvement of turbulence dissipation capacity, and hence the aerodynamic performance of the optimal cascade improves significantly.

Keywords: low Reynolds number; controlled diffusion airfoil; whale optimization algorithm; turbulence intensity; total pressure loss

20 世纪 80 年代,美国普惠公司提出可控扩散叶型(CDA)的概念,即当进口气流为高亚声速时,可通过控制叶型吸力面上的气流扩散来防止附面层分离,之后众多学者对其进行了详细的研究^[1-2]。Hobbes 等在压气机试验台上对比了 CDA 叶型与传统叶型(双圆弧叶型、NACA 65 叶型等)的气动性能,试验结果表明,相比于传统叶型,CDA 叶型的流动损失降低,临界马赫数增加,可用攻角范围扩大^[3-4]。Elazar 等采用激光多普勒测速仪、热线风速仪、探针等手段测量了 CDA 叶型在不同攻角下的内部流动结构,揭示了 CDA 叶型内部的流动机理^[5-6]。Behlke 等的研究表明,通过运用考虑端壁损失的第二代 CDA 叶型,某多级压气机的效率提升了 1.5%,失速裕度提升了 8%^[7]。

为了进一步提升压气机叶型在低 Re 下的气动性能,Koller 等采用正态分布随机搜索与梯度法相结合的数值最优化方法对多个 CDA 叶型进行优化设计,数值和试验结果表明,优化叶型相比于 CDA 叶型具有更好的气动性能^[8-9]。Hergt 等对低 Re 下某一压气机叶型采用多目标遗传算法进行优化,并通过试验结果证实,相比于初始叶型,优化叶型载荷前移,吸力面的层流分离泡减少,流动损失降低^[10]。Sonoda 等研究了 Re 对 CDA 叶型和优化叶型的影响,发现前加载优化叶型更能适应低 Re 流动,在低 Re 下性能更好^[11]。

国内对低 Re 条件下压气机叶型的研究相对较少。刘太秋等研究了高空低 Re 对高亚声压气机叶片性能的影响,初步总结了高空低 Re 高亚声压气机叶型设计规律^[12-13]。赵峰等通过数值模拟发现,随着 Re 的降低,CDA 叶型的总压损失不断上升,低损失攻角范围减小^[14]。凌代军等通过试验研究发现,低 Re 条件下叶型吸力面的流动分离是引起流动损失迅速增大的主要原因^[15]。

总体来看,国内外对低 Re 条件下压气机叶型的试验研究主要集中在不可压流动范围,对低 Re 不同来流条件下叶型的内部流动机理认识不足,关于低 Re 条件下压气机叶型的设计规律尚未形成统一的结论。基于此背景,本文以 CDA 叶型 MANGHH

为研究对象,开展基于鲸鱼算法的数值优化,获得适合低 Re 流动的高性能压气机叶型,揭示叶型优化前后,不同攻角、马赫数、湍流度下的内部复杂流动机理。

1 数值优化方法

1.1 研究对象

本文以 CDA 叶型 MANGHH 为研究对象^[1],如图 1 所示,其主要设计参数的取值如表 1 所示。本文通过鲸鱼优化算法获得了适合低 Re 流动的优化叶型,详细研究了叶型优化前后,不同来流攻角、马赫数、湍流度对叶片表面层流分离泡结构、流动转捩和再附的影响,分析了流动结构与流动损失之间的内在关联,揭示了不同来流条件下叶型内部的复杂流动机理。

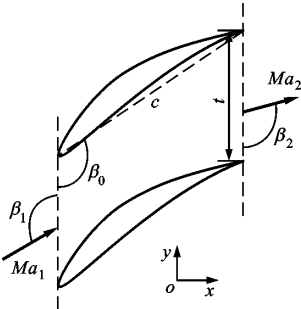


图 1 CDA 叶型 MANGHH 的示意图

表 1 CDA 叶型 MANGHH 的设计参数

参数	数值
进口马赫数 Ma_1	0.62
出口马赫数 Ma_2	0.45
叶栅稠度 $t \cdot c^{-1}$	0.68
进口气流角 $\beta_1 / (^\circ)$	137
出口气流角 $\beta_2 / (^\circ)$	110.6
安装角 $\beta_0 / (^\circ)$	120
轴向密流比	1.1
雷诺数/ 10^6	0.84

1.2 叶型参数化方法

本文叶型参数化方法采用 Kulfan 等提出的类别形状变换法(CST)^[16]。CST 方法由类别函数

$C(\psi)$ 和形状函数 $S(\psi)$ 的乘积加上表示尾缘特征的函数来拟合叶型,表示如下

$$\zeta(\psi) = C(\psi)S(\psi) + \psi\Delta\zeta \quad (1)$$

式中: ψ 为叶型量纲一横坐标, $\psi = x/c$, c 为弦长; ζ 为叶型量纲一纵坐标, $\zeta = y/c$; $\Delta\zeta$ 为叶型量纲一尾缘厚度, $\Delta\zeta = \Delta y_{TE}/c$, Δy_{TE} 为叶型尾缘厚度。

$C(\psi)$ 用来定义基本外形,表示如下

$$C(\psi) = \psi^{N_1} (1 - \psi)^{N_2} \quad (2)$$

式中 N_1 、 N_2 为控制系数, N_1 和 N_2 取不同的值,对应不同形状的叶型轮廓。

$S(\psi)$ 用来对基本外形进行修正,一般采用 n 阶 Bernstein 多项式的加权和,形式如下

$$S(\psi) = \sum_{r=0}^n A_r \frac{n!}{r!(n-r)!} \psi^r (1 - \psi)^{n-r} \quad (3)$$

式中: r 为多项式的指数; n 为多项式的阶数; A_r 为相应的权重因子。

对于压气机叶型的吸/压力面,分别用不同的 $\zeta(\psi)$ 函数表示。在已知叶型离散点坐标时,采用最小二乘法确定权重因子 A_r ,完成叶型参数化过程。在数值寻优过程中, A_r 作为优化变量,控制叶型的形状。CST 方法的拟合精度首先随着多项式阶数 n 的增大而提高,但是当 n 达到一定值时,继续增大阶数,会导致参数化过程病态化,使拟合精度降低。本文综合考虑到拟合精度和优化变量数,选用 7 阶 Bernstein 多项式的 CST 参数化方法拟合叶型,最大拟合误差为 3.52×10^{-4} m,达到了风洞模型误差要求,拟合结果如图 2 所示。

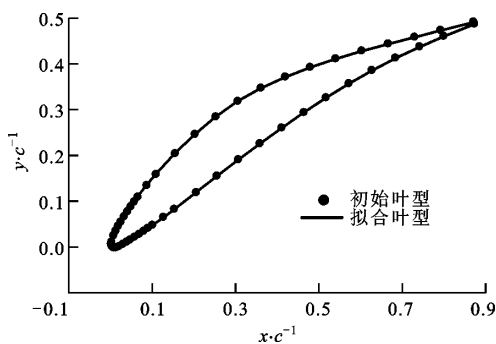


图2 可控扩散叶型拟合结果

1.3 数值方法

本文以麻省理工学院 Drela 等开发的 MISES 程序作为优化前后叶型的 S_1 流面求解器^[17]。MISES 程序引入先进的 AGS 转捩模型,把整个流场分为边界层内部的黏性区域和边界层外的无黏区域进行求解,现已成为国际上公认的具有较高精度的准三维叶型通道分析设计程序^[18-19]。为了验证数值

模拟的准确性,图 3 对比了设计工况下叶型表面的等熵马赫数 Ma_{is} 的模拟值和实验值。由图可得,数值模拟结果和实验值基本吻合,即和 Koller 等运用 MISES 程序校验压气机叶型的结果一致^[8]。因此,选用 MISES 程序用于叶型优化及内部流动机理的分析是可信的。

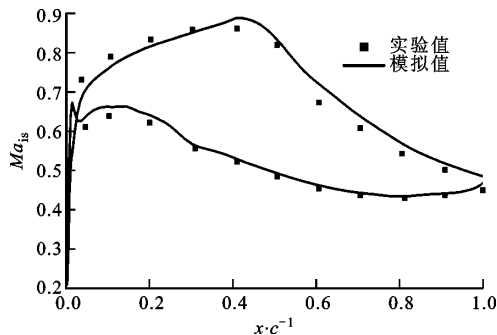


图3 可控扩散叶型数值方法验证

1.4 优化设计方法

本文采用拉丁超立方取样方法、响应面代理模型、鲸鱼优化算法(WOA)进行寻优。WOA 是 Mirjalili 等于 2016 年提出的一种模拟鲸鱼群体捕食行为的启发式优化算法,捕食行为称为泡泡网捕食方法,分为搜寻猎物、包围猎物、泡泡网攻击 3 个阶段。首先,鲸鱼随机地搜寻猎物,并且通过互相远离其他鲸鱼的位置,实现搜寻到更优的猎物;随后,鲸鱼识别出猎物的位置,向猎物靠拢;最后,鲸鱼采取螺旋的方式包围猎物,收缩包围圈,实现捕食。研究表明,WOA 具有原理简单、易于实现、参数较少等优势^[20]。为了验证 WOA 的可靠性,用单峰函数(Sphere 函数)、多峰基准测试函数(Rastrigr 函数)对其进行校验。函数的变量维数为 30,函数最小值为 0,函数的变量变化范围分别为 $-100 \sim 100$ 、 $-5.12 \sim 5.12$,函数最大迭代次数为 500,独立运行次数为 30。表 2 给出了两基准测试函数的测试结果。由表可得,相比于粒子群优化算法(PSO)和引力搜索算法(GSA),WOA 的最小值更接近于 0,说明 WOA 的寻优能力高于 PSO 和 GSA。本文的整个优化流程如图 4 所示。

由于压气机不仅工作在设计工况下,还长时间工作在非设计工况下,为此在优化过程中,设置优化变量 A_r 、拉丁超立方取样数、优化最大迭代步数分别为 10、150、100。考虑到叶片的强度问题,叶型的厚度变化范围不能太大,给定 A_r 的变化范围为 $\pm 20\%$ 。约束条件为多工况下的压比不降低。在优化过程中,选取 -4° 、 0° 、 6° 攻角下的总压损失 ω 和约束项静压比 π 的加权之和构成优化目标函数,

表2 两基准函数测试结果

函数	WOA		PSO		GSA	
	平均值	标准差	平均值	标准差	平均值	标准差
Sphere	1.41×10^{-30}	4.91×10^{-30}	0.000 136	0.000 202	2.53×10^{-16}	9.67×10^{-17}
Rastrigr	0	0	46.704 230	11.629 380	25.968 410	7.470 068

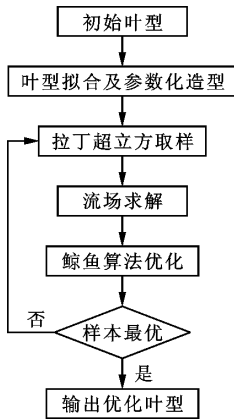


图4 叶型优化设计流程图

力求通过降低叶型在多工况下的 ω 和提高 π 来提升叶型的气动性能。优化目标函数定义如下

$$F = \left. \sum_i C_i (e^\omega + e^{\pi_o - \pi}) \right\} \quad (4)$$
$$i = -4^\circ, 0^\circ, 6^\circ$$

式中:下标o表示初始CDA叶型; i 表示攻角; C_i 表示权重系数,其在 -4° 、 0° 、 6° 攻角下的值分别为0.1、0.5、0.4。

2 结果和分析

2.1 叶型优化前后攻角-总压损失性能分析

本文在 $Re=0.2 \times 10^6$ 、 $Ma_1=0.62$ 的来流条件下,以MANGHH叶型为初始CDA叶型,采用优化算法获得了适合低 Re 流动的优化叶型。图5给出了叶型优化前后的型线对比。从图中可以看出,与初始CDA叶型相比,优化叶型在0%~20%弦长范围厚度稍微增大,在20%~80%弦长范围厚度减小,最大厚度减小且位置前移。表3给出了多个工况下优化前后叶型的性能对比。从表中可以看出,与初始CDA叶型相比,优化叶型在 -4° 、 0° 、 6° 攻角下总压损失分别降低55.9%、16.1%、16.3%,静压比分别提高1.8%、0.1%、0.16%,气动性能明显提升。

图6定量衡量了优化前后叶型的攻角-总压损失性能。其中,总压损失定义如下

$$\omega = \frac{p_{t2}^{is} - p_{t2}}{p_{t1} - p_1} \quad (5)$$

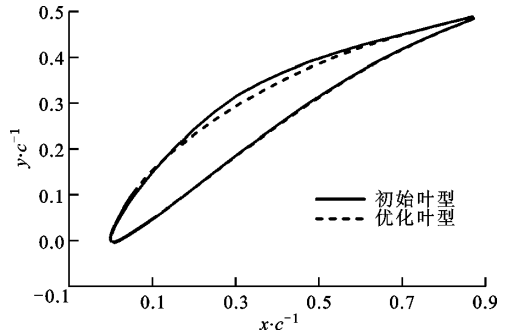


图5 初始可控扩散叶型和优化叶型对比

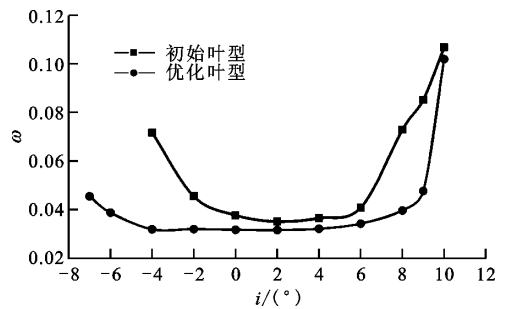


图6 优化前后的攻角-总压损失性能

式中 p_{t2}^{is} 、 p_{t2} 、 p_{t1} 、 p_1 分别表示叶栅出口滞止等熵压力、出口总压、进口总压、进口静压。从图6中可以看出,在整个攻角范围内,优化叶型总压损失都低于初始CDA叶型,并且低总压损失可用攻角范围明显增大。优化后的叶型更能适应低 Re 的流动,在全攻角下的性能有较大幅度地提升。

为揭示叶型优化降低流动损失、改善气动性能的机理,图7给出了叶型优化前后在 -4° 、 0° 、 6° 攻角下的载荷 C_p 分布。 C_p 的定义如下

$$C_p = \frac{p - p_1}{p_{t1} - p_1} \quad (6)$$

式中 p 表示当地静压。

从图7a中可以看出,在 -4° 攻角下,初始CDA叶型流体从吸力面前缘持续加速至43%弦长处,出现速度峰值后减速,在50%弦长附近出现平台式载荷分布,这是存在层流分离泡(LSB)时典型的载荷分布特征。

根据Horton分离泡模型^[21],平台式载荷分布的起点为层流分离点,出现流动分离后,分离剪切层高度不稳定,在外界扰动作用下流体发生转捩,压力

表3 多个工况下优化前后叶型的性能对比

$i/(^{\circ})$	变量	数值		变化幅度/%
		初始叶型	优化叶型	
-4	ω	0.071 4	0.031 5	-55.9
	π	1.064 4	1.083 7	1.8
0	ω	0.037 3	0.031 3	-16.1
	π	1.113 2	1.114 3	0.1
6	ω	0.040 4	0.033 8	-16.3
	π	1.153 6	1.155 4	0.16

开始增加。当压力恢复至一定值时,发生湍流再附,形成层流分离泡。相比于初始 CDA 叶型,优化叶型的载荷分布前移,有效降低了流向的逆压力梯度。流体从吸力面前缘持续加速至 20%弦长处达到速度峰值,其峰值速度明显小于初始 CDA 叶型,避免了局部激波的产生,并且未出现平台式载荷分布,层流分离泡消失,叶片载荷减小,逆压力梯度能力减弱,流体持续减速至尾缘。

由图 7b 可得:在 0°攻角($\beta_1=137^{\circ}\text{C}$)下,初始 CDA 叶型流体从吸力面持续加速至 40%弦长处出现速度峰值,随后在 50%弦长附近出现层流分离泡;优化叶型的流体在吸力面前缘加速较快,在 18%弦长处即达到速度峰值,之后持续减速至尾缘,未出现层流分离泡。其主要是因为相比于初始 CDA 叶型,优化叶型增加了叶片前缘部分的载荷,吸力面逆压力梯度段延长,逆压力梯度降低,附面层发展得

到抑制。

从图 7c 中可以发现:在 6°攻角下,初始 CDA 叶型流体在吸力面前缘附近完成转捩,出现速度峰值,随后减速,在吸力面 80%弦长处出现流动分离,之后无法湍流再附,一直持续到尾缘处;优化叶型的流体从吸力面前缘附近开始加速至 12%弦长处出现速度峰值,在 20%弦长附近出现层流分离泡,随后沿着流向载荷减小,逆压力梯度降低,流体缓慢减速至尾缘。

图 8 给出了优化前后叶型边界层形状因子 H_{12} 沿吸力面的分布。 H_{12} 是用厚度的比值表示附面层内速度分布的参数,可以反映边界层的流动分离、转捩现象,定义如下

$$H_{12} = \delta^* / \theta$$

(7)

式中 δ^* 、 θ 分别表示边界层的位移厚度和动量厚度。Thwaite 等认为当 H_{12} 超过临界值 3.7 时,压气机叶片表面发生流动分离^[22]。 H_{12} 的峰值表示局部流动的分​​离程度,峰值越高,局部流动分离越剧烈。从图 8a 中可以看出,在 -4°攻角下,初始 CDA 叶型吸力面 50%弦长处 H_{12} 达到临界值,出现层流分离泡,58%弦长处 H_{12} 回归到临界值,湍流再附,层流分离泡长度约占 8%弦长。然而,研究发现,初始 CDA 叶型压力面此时无流动分离,流动性能良好,故可初步推断,该初始 CDA 叶型在 -4°攻角下的压力损失主要来源于吸力面,负攻角的范围取决于吸力面分离的大小,其损失特性和超临界叶栅的损失特性类

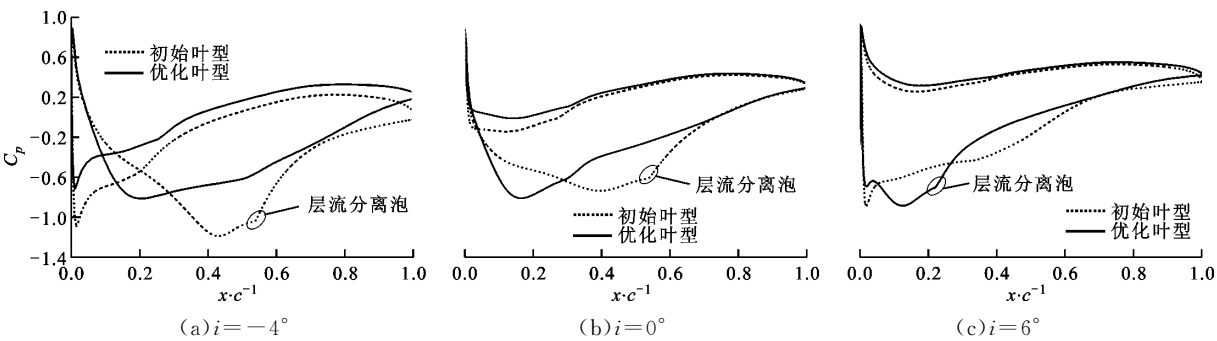


图7 不同攻角下叶片的载荷分布

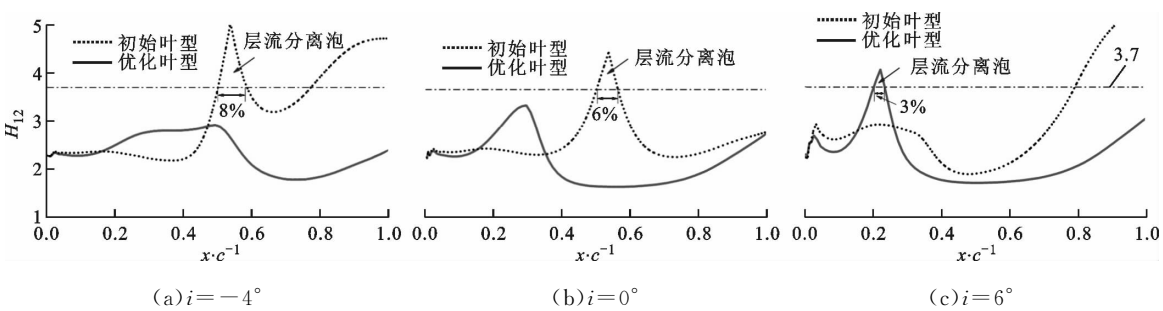


图8 不同攻角下叶片吸力面的形状因子

似,不同于负攻角范围通常取决于压力面分离流的亚临界叶栅^[1]。图9给出了优化前后叶型边界层位移厚度沿吸力面的分布。如图9a所示: δ^* 沿着流向先缓慢增长,经过层流分离泡后, δ^* 的增长速度迅速增加,在80%弦长处出现流动分离,之后无法湍流再附,一直持续到尾缘,导致尾缘处低能流体增多,流动性性能恶化;优化叶型整个吸力面的 H_{12} 小于临界值,流动未分离, δ^* 沿着流向缓慢增长,增长幅度明显低于初始CDA叶型。优化叶型通过控制吸力面前缘附近的加减速能力,消除了层流分离泡的出现,通过改变吸力面后半部分的曲率分布减小了叶片的载荷,消除了80%弦长后的流动分离,改善了叶栅通道内部的流通能力,减少了流动损失。

从图8b中可以看出,0°攻角下初始CDA叶型吸力面50%弦长处 H_{12} 达到临界值,层流分离泡出现,56%弦长处 H_{12} 回归到临界值,湍流再附,层流分离泡长度约占6%弦长。相比于-4°攻角, H_{12} 的峰值减小,层流分离泡的深度减小,由此层流分离泡内的掺混损失下降,转捩之后,如图9b所示, δ^* 缓慢增长,流体逐渐减速至尾缘。叶型优化后, H_{12} 峰

值从4.5降低到3.4,小于流动分离对应的临界值,有效避免了层流分离泡的出现,并且相比于初始CDA叶型,优化叶型在50%弦长后 δ^* 的增长幅度更小,因此流动损失优于初始CDA叶型。

从图8c中可以看出:6°攻角下初始CDA叶型吸力面80%弦长处 H_{12} 达到临界值,出现了流动分离,之后无法湍流再附,一直持续到尾缘,导致尾缘处的低能流急剧增多,流动性性能恶化,损失增加;优化叶型在80%弦长后 H_{12} 一直小于临界值3.7,流动分离消失;优化叶型在20%弦长附近出现层流分离泡,随后湍流再附。如图9c所示,优化叶型的 δ^* 沿着流向先缓慢增长,经过层流分离泡后 δ^* 的增长速度快于初始CDA叶型,随后由于负荷的降低,逆压力梯度减小, δ^* 的增长速度变缓,当超过63%弦长后增长速度开始低于初始CDA叶型,由此附面层较好地附着在叶片表面,尾缘处的流动分离消失,损失较小。结合已有的基于CDA叶型改进的结果^[10-11],可以推断优化叶型在不同攻角下主要由于载荷前移,减缓了 δ^* 的增长速度,削弱了尾缘附近的流动分离,导致总压损失减少,从而更适应低 Re

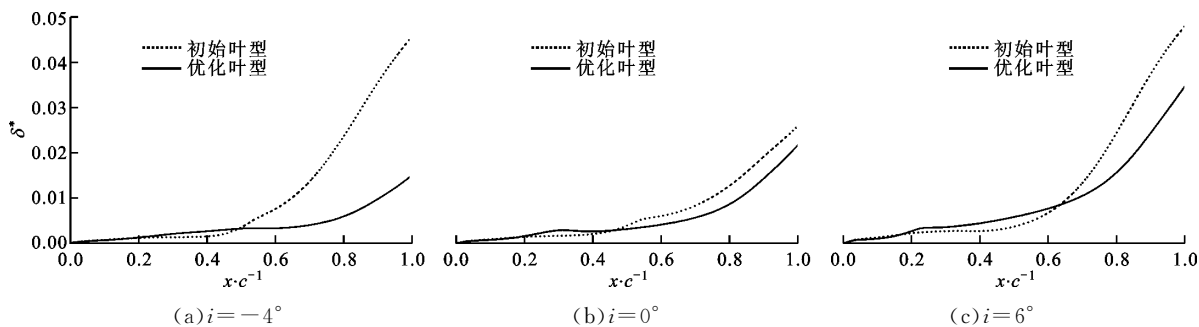


图9 不同攻角下叶片吸力面的位移厚度

的流动,气动性能更好。

2.2 叶型优化前后马赫数-总压损失性能分析

来流马赫数对叶栅的性能有很大的影响,当进口马赫数较高时,叶型的总压损失较大,可用攻角范围狭窄。图10定量衡量了0°攻角下优化前后叶型

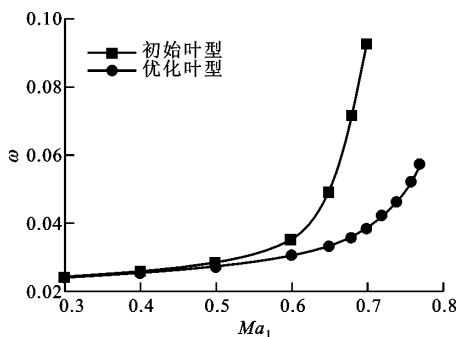


图10 优化前后的马赫数-总压损失性能

的马赫数-总压损失性能。从图中可以看出:在不同的来流马赫数下,优化叶型的总压损失都小于初始CDA叶型,且随着来流马赫数的增大,优化效果越显著;当来流马赫数大于0.65时,初始CDA叶型吸力面产生激波,总压损失开始迅速上升。相比于初始CDA叶型,优化叶型低总压损失的最大马赫数增大,气动性能改善。

图11给出了不同来流马赫数下 H_{12} 沿吸力面的分布。在不同的马赫数下,初始CDA叶型的吸力面均出现层流分离泡,随着马赫数的增大,层流分离泡开始的位置稍微提前,长度和深度增大。当马赫数为0.3时,初始CDA叶型吸力面在53%弦长处出现流动分离,57%弦长处湍流再附,分离泡长度约为4%弦长;当马赫数为0.5时,初始CDA叶型

吸力面在 51%弦长处出现流动分离,56%弦长处湍流再附,分离泡长度约为 5%弦长;当马赫数为 0.7 时,初始 CDA 叶型吸力面在 46%弦长处出现流动分离,由于逆压力梯度较强,之后无法湍流再附,分离泡破裂,尾缘出现流动分离,积聚大量低能流体,流动性能恶化,损失迅速增加。在不同来流马赫数下,相比于初始 CDA 叶型,优化叶型转捩提前, H_{12} 的峰值小于临界值,吸力面层流分离泡和尾缘附近

的分离消失,流动损失减少。

图 12 给出了不同来流马赫数下 δ^* 沿吸力面的分布。由图可知:当马赫数为 0.3、0.5 时, δ^* 沿吸力面的流向增长缓慢,导致了如图 10 所示的总压损失较低;当马赫数为 0.7 时,初始 CDA 叶型吸力面自 46%弦长处出现流动分离后, δ^* 迅速增长,流动损失较大。优化叶型由于消除了流动分离, δ^* 缓慢增长,损失较低。

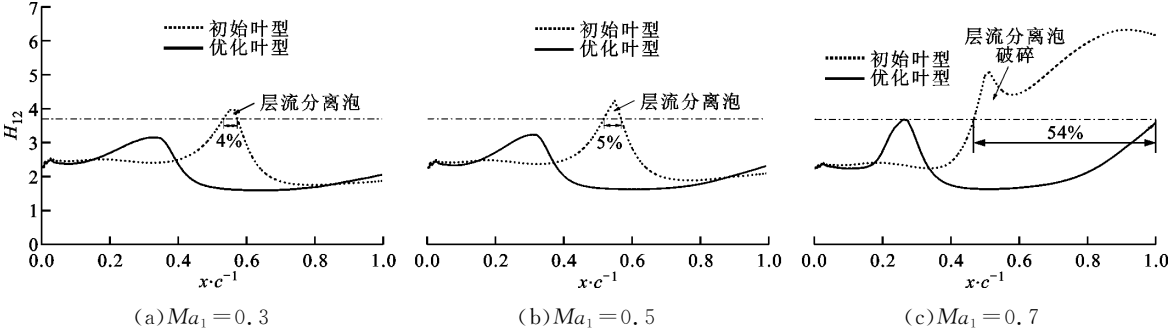


图 11 不同来流马赫数下吸力面的形状因子

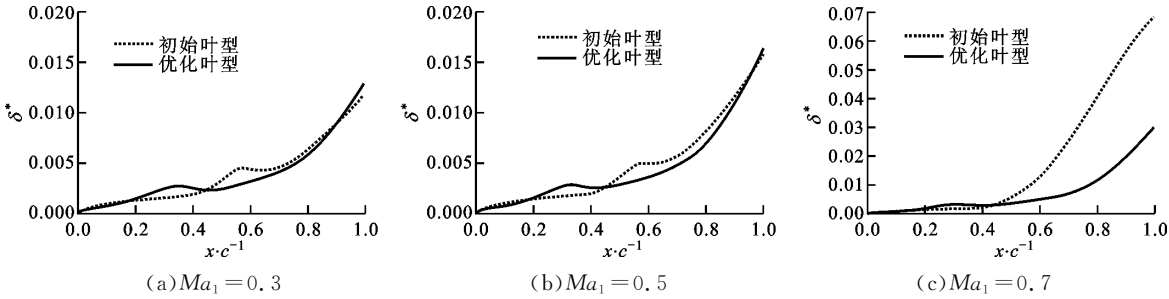


图 12 不同来流马赫数下吸力面的位移厚度

2.3 叶型优化前后湍流度-总压损失性能分析

来流湍流度 T_u 影响附面层从层流到湍流的转捩、发展、分离等特性。图 13 定量衡量了 0° 攻角下优化前后叶型的湍流度-总压损失性能。从图中可以看出,在不同的来流湍流度下,优化叶型的总压损失都低于初始 CDA 叶型,并且随着来流湍流度的增大, 0° 攻角下初始 CDA 叶型的总压损失先减少后增加,优化叶型的总压损失随之增大。

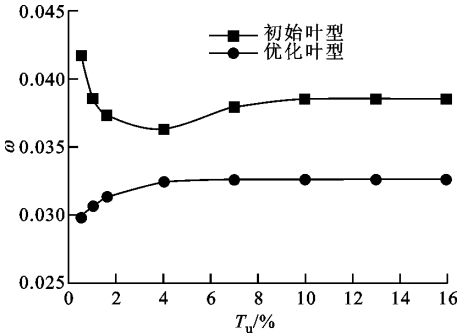


图 13 优化前后的湍流度-总压损失性能

图 14、图 15 分别给出了不同来流湍流度 T_u 下 H_{12} 、 δ^* 沿吸力面的分布。从图中可以看出:在低 Re 条件下,当来流湍流度由 1% 提高到 4% 时,初始 CDA 叶型吸力面原位于 50%~60% 弦长范围的层流分离泡消失,总压损失减少;当来流湍流度由 4% 提高到 10% 时,转捩位置进一步提前,占主导作用的湍流耗散能力增强,使得 δ^* 沿着流向迅速增加,总压损失增大。相比于初始叶型,优化叶型转捩更早,层流分离泡消失,靠近尾缘附近 δ^* 的增长速度低于初始 CDA 叶型,因此总压损失较低,并且随着来流湍流度的增大,优化叶型的 δ^* 也随之增加,湍流耗散能力逐渐增强,总压损失增大。

3 结 论

本文以可控扩散叶型 MANGHH 为初始叶型,通过鲸鱼优化算法获取了适合低 Re 流动的优化叶型,详细研究了叶型优化前后不同来流攻角、马赫数、

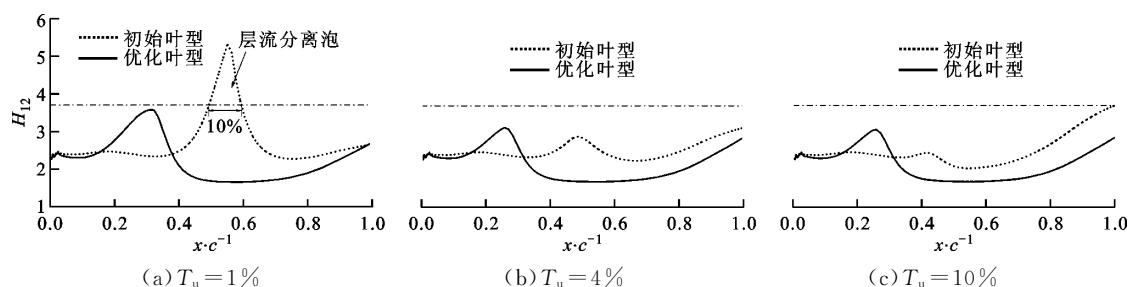


图14 不同来流湍流度下吸力面的形状因子

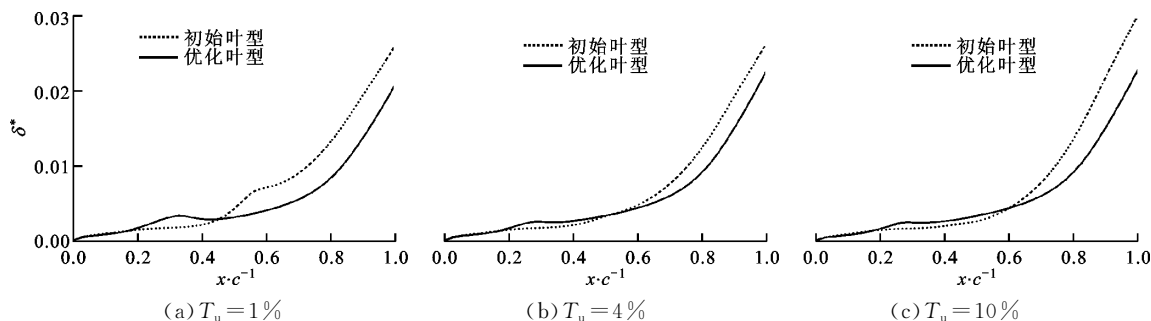


图15 不同来流湍流度下吸力面的位移厚度

湍流度对叶片表面层流分离泡结构、流动转捩和再附的影响,分析了流动结构与总压损失之间的内在关联,揭示了不同来流条件下叶型内部的复杂流动机理,得出的主要结论如下。

(1)本文建立了一套结合类别形状函数变化方法、 S_1 流面求解程序、鲸鱼优化算法的优化设计系统,具有参数较少、易于实现、求解快速等优势。经单峰函数和多峰函数测试表明,鲸鱼优化算法的寻优能力明显高于粒子群优化算法和引力搜索算法。在低 Re 条件($Re=0.2 \times 10^6$)下,与初始 CDA 叶型相比,优化叶型在 -4° 、 0° 、 6° 攻角下总压损失分别降低 55.9%、16.1%、16.3%,静压比分别提高 1.8%、0.1%、0.16%,优化叶型的可用攻角范围增大,流动性能明显提升。

(2)与初始 CDA 叶型相比,优化叶型在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 弦长范围的厚度稍微增大,在 $20\% \sim 80\%$ 弦长范围叶型的厚度减小,最大厚度减小且位置前移。在 -4° 攻角下,优化叶型通过控制吸力面的气流扩散,激波消失,消除了层流分离泡和尾缘附近的流动分离。在 0° 攻角下,优化叶型的吸力面载荷峰值前移至 2%弦长处,转捩提前,之后流体持续减速,由于叶型后半段的逆压力梯度降低,故流体抗分离能力增强,可有效抑制层流分离泡的形成和发展。在 6° 攻角下,优化叶型通过改变吸力面后半部分曲率,在极大程度上减小了附面层的增长速度,消除了尾缘附近的流动分离。结合已有的基于 CDA 叶型改

进的结果,优化叶型在不同攻角下主要由于载荷前移、减缓边界层位移厚度的增长速率、削弱尾缘附近的流动分离,从而减少了总压损失,因此更适应低 Re 的流动。

(3)在 0° 攻角下,相比于初始 CDA 叶型,随着来流马赫数的增大,优化叶型的总压损失减少幅度增大,低总压损失马赫数的范围扩宽。在不同的马赫数下,优化叶型主要通过抑制层流分离泡的发展和边界层厚度的增长等共同减少了流动分离,提升了气动性能。

(4)在不同的来流湍流度下,优化叶型在 0° 攻角下的总压损失都低于初始 CDA 叶型,并且当来流湍流度由 1% 提高到 4% 时,初始 CDA 叶型吸力面原位于 50%~60%弦长处的层流分离泡消失,总压损失减少,当来流湍流度由 4% 提高到 10% 时,吸力面的转捩位置进一步提前,占主导作用的湍流耗散能力增强,使得边界层厚度沿着流向迅速增大,总压损失增大。对于优化叶型,随着来流湍流度的增大,湍流耗散能力增强,总压损失随之增大。

参考文献:

- [1] STEINERT W, EISENBREG B, STARKEN H. Design and testing of a controlled diffusion airfoil cascade for industrial axial flow compressor application [C]// Proceeding of ASME Turbo Expo 1990. New York, USA: ASME, 1990: V001T01A044.
- [2] SHREEVE R P, ELAZAR Y, DREON J W, et al.

- Wake measurements and loss evaluation in a controlled diffusion compressor cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(4): 591-599.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] ELAZRA Y, SHREEVE R P. Viscous flow in a controlled diffusion compressor cascade with increasing incidence [C]//*Proceeding of ASME Turbo Expo 1989*. New York, USA: ASME, 1989: V001T01A054.
- [6] HOBSON G V, WILLIAMS A J H, RICKEL H J G. Laser-Doppler-velocimetry measurements in a cascade of compressor blades at stall [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(1): 170-178.
- [7] BEHIKE R F. The development of a second-generation of controlled diffusion airfoils for multistage compressors [C] // *Proceeding of ASME Turbo Expo 1985*. New York, USA: ASME, 1990: V001T02A003.
- [8] KOLLER U, MONIG R, KUSTERS B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: part I Design and optimization [C]//*Proceeding of ASME Turbo Expo 1999*. New York, USA: ASME, 1999: V001T03A021.
- [9] CORNELIUS C, BIESINGER T, GALPIN P, et al. Experimental and computational analysis of a multistage axial compressor including stall prediction by steady and transient CFD methods [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(6): 061013.
- [10] HERGT A, STEINERT W, GRUND S. Design and experimental investigation of a compressor cascade for low Reynolds number conditions [C]//*Proceeding of 21st ISABE 2013*. Reston, VA, USA: AIAA, 2013: 1104.
- [11] SONADA T, SCHREIBER H A. Aerodynamic characteristics of supercritical outlet guide vanes at low Reynolds number conditions [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(4): 694-704.
- [12] 刘太秋, 黄洪波, 杜辉. 压气机低雷诺数叶型设计技术研究 [J]. *航空发动机*, 2006, 32(2): 26-30.
- LIU Taiqiu, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number [J]. *Aero Engine*, 2006, 32(2): 26-30.
- [13] 刘波, 侯为民, 项效镭. 高空低雷诺数二维抗分离叶型研究 [J]. *西北工业大学学报*, 2008, 26(6): 703-706.
- LIU Bo, HOU Weimin, XIANG Xiaorong. Exploring new idea and new methods in 2D fan/compressor cascade profile optimization design for low Reynolds number and high-altitude [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2008, 26(6): 703-706.
- [14] 赵峰, 桂幸民. 低雷诺数效应对某可控扩散叶型性能的影响 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 285-289.
- ZHAO Feng, GUI Xingmin. The low Reynolds number effect on the performance of some controlled diffusion airfoils [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 285-289.
- [15] 凌代军, 王晖, 马昌友. 低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验 [J]. *航空动力学报*, 2013, 28(1): 176-184.
- LING Daijun, WANG Hui, MA Changyou. Some compressor liner cascade experiments in low Reynolds number [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(1): 176-184.
- [16] KULFAN B, BUSSOLETTI J. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes [C]//*11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*. Reston, VA, USA: AIAA, 2006: 6948.
- [17] DRELA M. Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations: GTL report #187 [R]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 1986: 139-143.
- [18] DRELA M, GILES M B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils [J]. *AIAA Journal*, 1987, 25(10): 1347-1355.
- [19] LAZARO B J, GONZALEZ E, CADRECHA D, et al. Low Reynolds number response of high efficiency, intermediate pressure compressor profiles [C]//*Proceeding of ASME Turbo Expo 2017*. New York, USA: ASME, 2017: V02AT39A008.
- [20] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm [J]. *Advances in Engineering Software*, 2016, 95: 51-67.
- [21] HORTON H P. A semi-empirical theory for the growth and bursting of laminar separation bubbles [M]. London, UK: HM Stationery Office, 1969: 1-44.
- [22] THWAITES B. Approximate calculation of the laminar boundary layer [J]. *The Aeronautical Quarterly*, 1949, 1(3): 245-280.

(编辑 荆树蓉)