

基于 CST 方法的高空低雷诺数吸附式 叶型耦合优化设计

李 俊, 刘 波, 杨小东, 张 鹏

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 研究了一种基于类别形状函数变换(CST)方法的吸附式叶型优化设计方法,该方法可以在高空低雷诺数条件下对叶型和抽吸方案耦合优化.结果表明:优化之后在 20 km 高空低雷诺数条件下总压损失降低了 65%,静压升提高了 0.02,气动性能得到较大提升.而且由于优化过程中罚函数的引入使得优化后吸附式叶型在地面条件下性能也有所提高.对于高空低雷诺数条件下吸附式叶型在抽吸位置之前适当的增加叶型负荷,再通过抽吸来控制附面层,效果最优.并且最佳抽吸位置位于层流分离泡作用区域内.在层流分离泡作用区域内抽吸可以完全消除层流分离泡对叶型性能的影响,并且可以较好控制附面层位移厚度和动量厚度的增加,有效地减小附面层内的动量损失.

关 键 词: 吸附式叶型; 高空低雷诺数; 耦合优化; 类别形状函数变换方法; 人工蜂群算法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Coupling optimization design of aspirated airfoil with low Reynolds number in high altitude based on CST method

LI Jun, LIU Bo, YANG Xiao-dong, ZHANG Peng

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A optimization design method was studied which coupled airfoil with aspirated scheme in the condition of low Reynolds number based on class shape transformation (CST) method. Research results show that: the coupling optimized design can make the total pressure loss reduce by 65%, the static pressure ratio increase by 0.02, and aerodynamic performance gets an obvious enhancement the in the condition of high altitude of 20 km and low Reynolds number. Due to the penalty functions introduced, optimized airfoil aerodynamic performance was also improved in the condition of ground. To aspirate airfoil in the condition of low Reynolds number in high altitude, the design of increasing the load in the front of the aspiration location appropriately, and controlling the boundary layer by aspiration was optimum. And the optimal aspiration location was located in the region of the laminar bubble. Aspiration in the region of the laminar bubble can completely eliminate the laminar separation bubble. And the growth of the displacement thickness and momentum thickness can be inhibited effectively, and the momentum loss within boundary layer can be reduced significantly.

Key words: aspirated airfoil; low Reynolds number in high altitude;

收稿日期: 2014-10-13

基金项目: 国家自然科学基金重点资助(51236006); 先进航空发动机协同创新中心资助

作者简介: 李俊(1989—),男,辽宁丹东人,博士生,主要从事叶轮机械气动热力学研究. E-mail:lijun7manunited@163.com

coupling optimization; class shape transformation (CST) method;
artificial bee colony algorithm

随着高空无人飞机的广泛出现与发展,对于高空无人飞机动力装置的研究成为新热点^[1-2]. 高空无人飞机在高空巡航状态下一一般采用大涵道比小型涡扇发动机为动力装置,在高空低雷诺数效应对发动机影响显著. 风扇、压气机在低雷诺数条件下性能和稳定性急剧下降,严重制约了高空飞行器的研制^[3-4]. 近年来,主动流动控制技术发展较为迅速,叶片抽吸技术^[5]、射流技术^[6]、等离子体技术^[7]等对常规压气机的影响国内外学者做过一系列的研究. 特别是叶片抽吸技术,不仅在叶栅中进行过大量的验证,而且在整级风扇中也有较理想的效果. 将叶片抽吸技术应用于低雷诺数条件下压气机的设计目前研究较少. 空军工程大学的王如根教授等^[8-9]在这方面做过一系列研究,研究发现叶型吸力面抽吸可以较好地控制附面层分离,并加宽压气机的稳定工作范围. 然而,现有的研究均将地面条件下设计的压气机作为研究对象,而对于高空低雷诺数条件下吸附式叶型的设计目前尚未提出一种较为有效的方法.

因此,本文研究了一种将类别形状函数变换(class shape transformation, CST)法和流场计算程序 MISES 相结合,利用人工蜂群算法对高空低雷诺数吸附式叶型进行耦合寻优的设计方法. 在本文陈述过程中将初始设计的方案用 Org. 代表,优化设计的方案用 Opt. 代表.

1 参数化方法

参数化在叶型优化设计过程中承担着至关重要的作用. 类别形状函数变换法(CST)是 Kulfan 教授等^[10-11]提出的一种翼型/叶型参数化方法. 该方法用较少的设计变量来精确描述复杂外型,相比常见其他参数曲线叶型表达方法更能反映翼型特有的气动敏感性,有利于优化算法搜索寻优,并且 CST 方法在参数化过程中具有单值性. CST 方法主要是通过两个函数来描述叶型型面,包括类别函数 $C_{N_i}^N(\psi)$ 和形状函数 $S(\psi)$,具体表达式如下所示:

$$\zeta(\psi) = C_{N_i}^N(\psi) S(\psi) + \psi \cdot \Delta\zeta_{te}$$

其中 $\zeta = y/c$, $\psi = x/c$, c 表示叶型的弦长, $\Delta\zeta_{te}$ 表示尾缘的厚度.

在类别函数 $C_{N_i}^N(\psi)$ 中, N_1 和 N_2 分别决定叶型前、后缘的形状类型,两个变量的取值一般在

0~1.0 之间. 图 1 给出了 N_1 和 N_2 取值对叶型形状类型的影响(图中 PS 为压力面, SS 为压吸力面). 由于叶型在前缘处较厚,为了保证参数化的精度,本文 N_1 和 N_2 均取值为 0.5,也就是叶型前后缘均选择接近圆形.

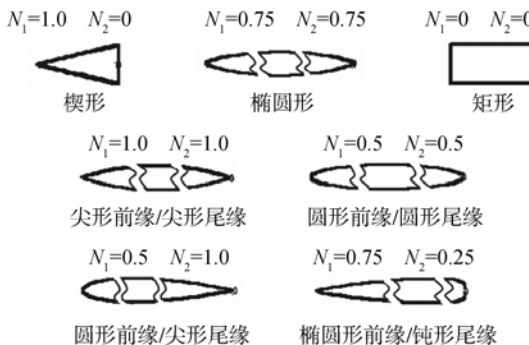


图 1 N_1 和 N_2 取值对叶型形状类型的影响

Fig. 1 Influence of N_1 and N_2 on the shape type of the airfoil

形状函数 $S(\psi)$ 选择 n 阶 Bernstein 多项式加权 and 作为表达式,具体的参数化过程参见参考文献^[12].

图 2 给出了形状函数使用不同阶数的 Bernstein 多项式的参数化的残差曲线. 通过图 2 可以发现,形状函数选择 2 阶(BPO 2)和 4 阶(BPO 4) Bernstein 多项式时,叶型参数化的精度较差,特别是 2 阶方法的最大误差已经达到 5 mm,较差的拟合精度将导致叶型性能的较大差异性,本文不推荐使用. 当 Bernstein 多项式的阶数选择 8 时,

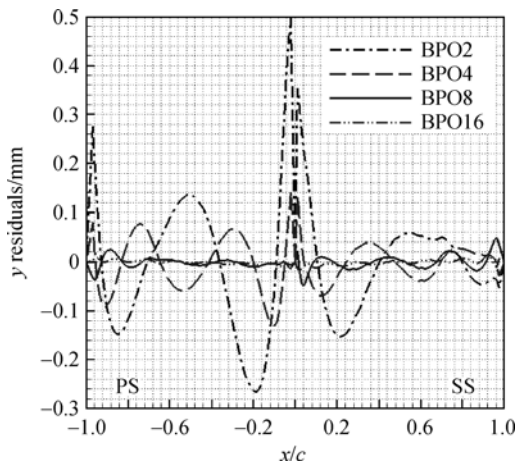


图 2 CST 方法参数化的残差曲线

Fig. 2 Residual curves based on the CST method

拟合的精度也大幅度提高,接近 5×10^{-5} 量级,可以较好的达到参数化的要求,因此本文基于 CST 方法的参数化均建立在选取 8 阶 Bernstein 多项式的基础上进行.当 Bernstein 多项式的阶数增加至 16 时,拟合的精度与 8 阶(BPO 8)相差不多,却使优化变量数量翻倍,使优化设计效率降低.

图 3(a)给出了初始叶型与使用 CST 方法参数化的叶型对比图,其中形状函数均选择 8 阶 Bernstein 多项式.通过图 3(a)可以看出,参数化后的叶型与初始叶型具有较高的一致性,参数化的最大误差为 $50 \mu\text{m}$,而平均误差则为 $10 \mu\text{m}$.图 3(b)和图 3(c)则为某两级风扇^[13]第 1 级静子根部、尖部叶型 CST 方法拟合精度示意图.从图中可以看出 CST 方法对这两套典型的叶型同样保

持了较高的拟合精度,误差精度均保持在 $10 \mu\text{m}$ 量级上,证明该参数化方法对绝大多数叶型均具有较高的拟合精度.

2 优化设计方法

图 4 为基于 CST 方法的高空低雷诺数吸附式叶型优化的流程图.首先利用 CST 方法对叶型进行参数化,并对初始设计叶型的气动性能进行评估.然后进入人工蜂群算法优化设计模块.对于每个个体适应度评估,先生成叶型和抽吸方案,然后生成计算网格,并进行流场计算,计算包括地面条件下和高空低雷诺数条件下的流场,最后根据计算得到的流场评估每个个体的适应度.经过人工蜂群算法的寻优过程,输出最优解.

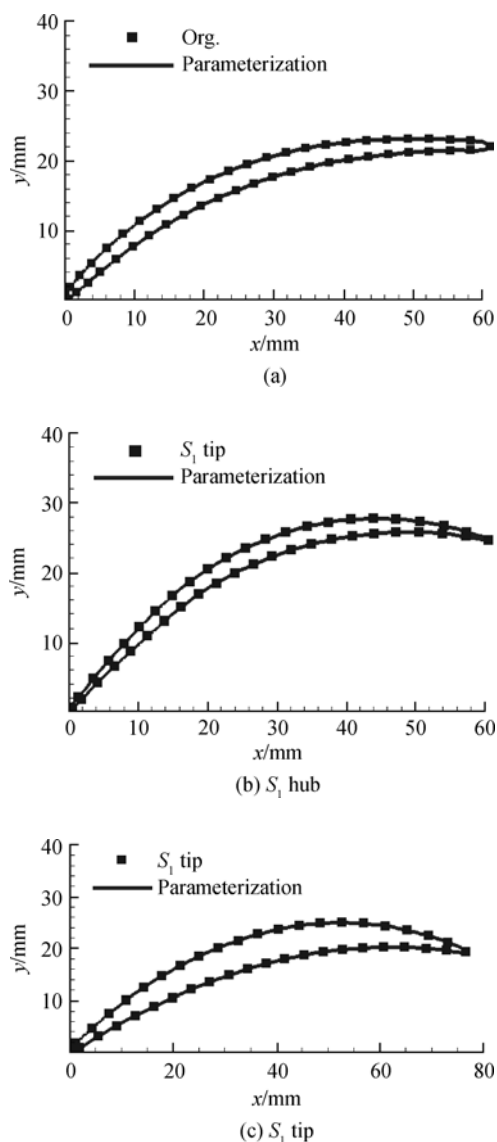


图 3 参数化叶型与初始叶型对比

Fig. 3 Parameterization airfoil and original airfoil

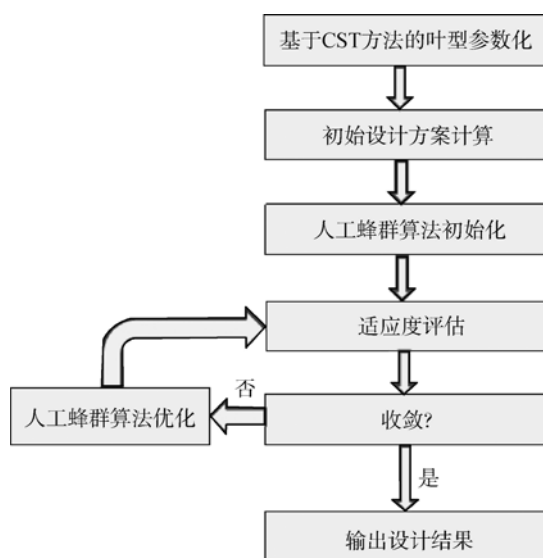


图 4 优化设计方法流程图

Fig. 4 Flow chart for optimization design method

2.1 优化算法

人工蜂群算法最早由埃尔吉耶斯大学教授 Karaboga, Apalak 等^[14-15]提出,是一种模拟蜂群寻找最优采蜜路线的仿生智能优化方法.参考文献[16]将人工蜂群算法与其他人工智能优化算法进行了对比,并阐述了其在优化方面独有的优点.参考文献[17]论述了本文使用的人工蜂群算法的具体优化过程,本文不再一一赘述.

2.2 优化目标函数构造

本文将高空低雷诺数条件下叶型的总压损失作为优化的目标,并且通过引入罚函数来限定地面条件下叶型的性能.具体的目标函数与参考文献[18]保持一致.

2.3 优化变量选取

本文将抽吸方案和形状函数中 8 阶 Bernstein 多项式的权重因子作为优化的变量。

2.4 优化算法参数设置

表 1 列出了本文优化算法参数设置,其中为了不改变叶型的设计流量不变,需要固定叶型的进出口几何角,因此需要保证吸、压力面 8 阶 Bernstein 多项式的权重因子的 $b_{s0}, b_{s8}, b_{p0}, b_{p8}$ 保持固定值不变,其他权重因子扰动范围见表 1。

表 1 优化算法参数设置

Table 1 The parameters of the optimization algorithm

参数	数值
种群数	100
搜索限制数	100
迭代步数	200
优化变流量扰动范围/%	±20
抽吸位置变化范围/%	5~95
抽吸量变化范围/%	0.1~0.8

2.5 数值计算程序

本文选择 MISES 程序作为流场的评估软件。该程序的转捩模型为一种改进的 Abu-Ghannam-Shaw 模型^[19],该转捩模型将 e^n 模型和 AGS 模型相融合。Drela, Giles^[20] 和 DLR 的 Schreiber 等^[21] 分别利用该程序对低雷诺数叶型进行设计,并且设计的结果得到了试验验证。特别是 DLR 试验的叶型,在决定转捩特征的诸多因素方面与本文的研究对象具有较高的相关性和匹配性,如来流雷诺数均为 10^4 量级,来流马赫数均在 0.6~0.7 之间,叶型气流转折角均接近 44° 。试验结果表明 MISES 程序在计算低雷诺数叶型方面具有较高精度,而且针对本文叶型的数值研究具有较高的可信度。

3 优化设计结果与分析

表 2 给出了设计叶型的主要参数。图 5 给出了初始设计和优化设计的吸附式叶型的型线对比图。从图中可以看出,优化设计之后叶型最大厚度基本保持不变,叶型在近尾缘处曲率明显减小,几乎没有弯度,呈直线型。表 3 列出了初始设计和优化设计的抽吸位置与抽吸量的对比,优化设计后抽吸位置有了较大幅度地前移,从 60% 现对弦长

位置前移至 37% 处,抽吸量保持不变。表 4 给出了初始设计和优化设计分别在 20 km 高空和地面条件下的气动参数对比。从表 4 中可以看出在低雷诺数条件下较之优化设计前,总压损失下降显著,下降了 0.04,静压升增加了 0.02,叶型负荷有所增加。而且优化设计后叶型在地面条件下性能也有一定的提升。

表 2 设计叶型的主要参数

Table 2 Main parameters of the designed airfoil

参数	数值
弦长 c/m	0.065
稠度 τ	1.65
进口几何角 $\beta_{ik}/(^{\circ})$	48.59
出口几何角 $\beta_{ek}/(^{\circ})$	-3.69
Ma	0.7
攻角 $i/(^{\circ})$	0

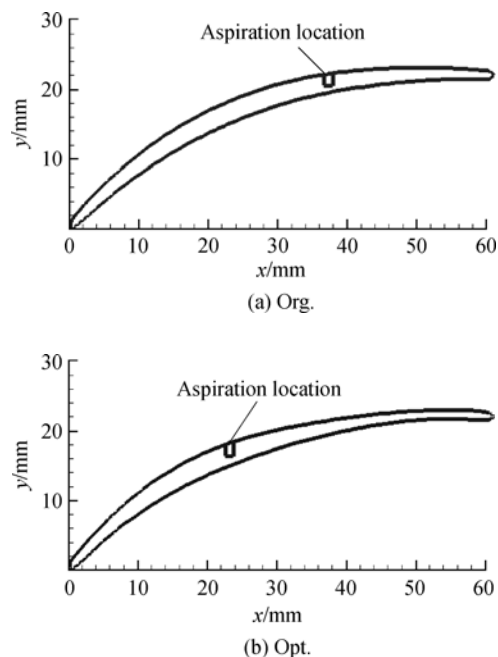


图 5 初始设计和优化设计的吸附式叶型的型线对比图

Fig. 5 Initial and optimal airfoil comparison

表 3 初始设计和优化设计的抽吸方案对比

Table 3 Initial and optimal aspirated scheme comparison

抽吸方案	抽吸量 (相对进口流量)/%	抽吸位置 (相对弦长)/%
初始设计	0.8	60~62
优化设计	0.8	37~39

表 4 初始设计和优化设计在 20 km 高空和地面条件下的主要气动参数对比

Table 4 Comparison main aerodynamic parameters between initial and optimization designs in condition of ground surface and high altitude of 20 km

参数	初始设计		优化设计	
	地面	20 km	地面	20 km
雷诺数/ 10^4	89.2	4.5	89.2	4.5
总压损失	0.0130	0.0690	0.0102	0.0241
p_2/p_1	1.2514	1.2263	1.2520	1.2459

图 6 和图 7 分别给出低雷诺数 Re 条件下初始设计和优化设计的吸附式叶型表面马赫数 Ma_{ios} 分布图和叶栅通道马赫数分布等值线图. 通过图 6 可以看出优化设计的叶型在约 40% 相对弦长处之前, 吸、压力面等熵马赫数分布所包含的面积显著增加, 这表明优化后叶型前部的气动负荷较初始设计有所提升. 这与常规低雷诺数叶型有着明显的区别, 常规叶型由于低雷诺数效应在叶型靠前位置会有层流分离泡存在, 在叶型前端不能施加更高的负荷, 而吸附式低雷诺数叶型的气动负荷布局与常规低雷诺数叶型有所不同, 由于抽吸效应的存在, 吸附式低雷诺数叶型可以在抽吸位置之前分配更高的负荷, 然后通过抽吸来控制层流分离, 气流转捩至湍流后承担的负荷就不会过大, 叶型的性能就会得到很好的保证.

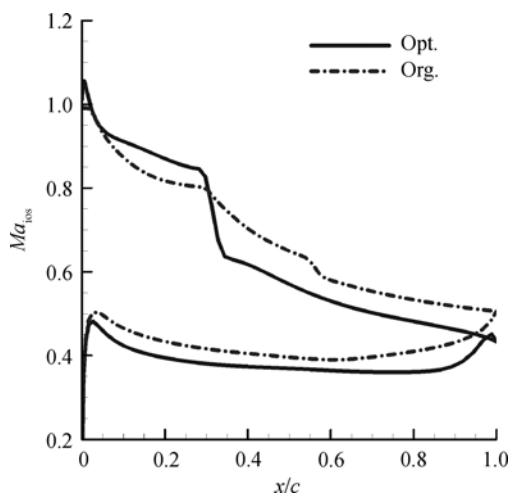


图 6 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的叶型表面马赫数分布对比图

Fig. 6 Initial and optimal airfoil surface Mach number comparison in the condition of low Reynolds number

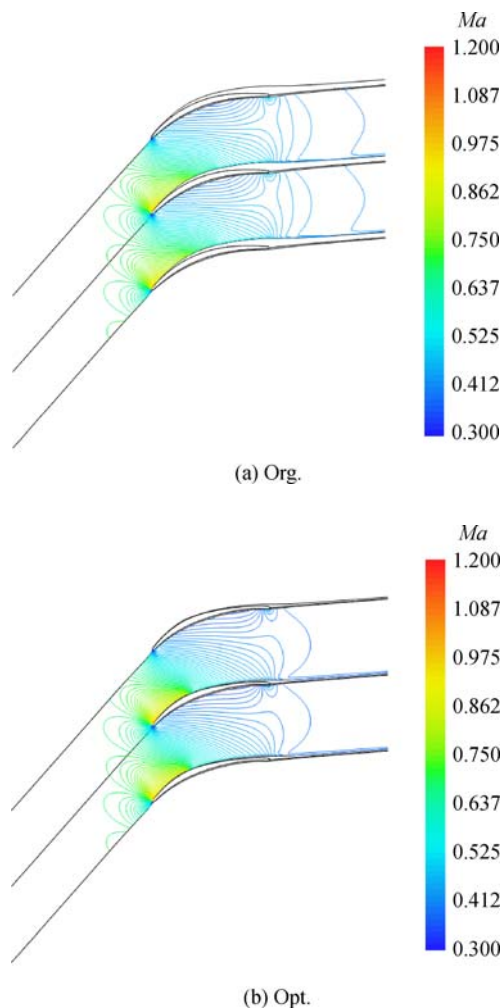


图 7 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的叶栅通道马赫数分布等值线对比图

Fig. 7 Initial and optimal cascade passage Mach number contour comparison in the condition of low Reynolds number

为了进一步研究低雷诺数条件下附面层内流动的特征, 图 8 和图 9 分别给出了初始设计和优化设计的吸力面附面层摩擦因数 C_f 和形状因子 H 的对比图. 在低雷诺数叶型气动设计过程中, 普遍认为层流附面层 (LBL) 的壁面摩擦因数 C_f 小于 0 时, LBL 发生分离, 且小于 0 的区域为层流分离泡^[22]. 对于湍流附面层 (TBL) 而言, 其形状因子 H 的值超过 2.5 时, TBL 发生分离^[23]. 从图 8 可以看出初始设计叶型从 19% 相对弦长处开始, 壁面摩擦因数减小为负值, 层流附面层发生分离, 形成层流分离泡. 层流分离泡一直作用至 41% 相对弦长处气流发生转捩. 而优化设计之后, 叶型壁面摩擦因数在 35% 相对弦长处急速下降, 此时抽吸很好的控制了附面层的发展, 在抽吸的作用下壁面摩擦系数又有所升高, 直至转捩发生

也未下降为负值,证明优化设计后叶型完全消除了层流分离泡。从图 9 中可以看出初始设计叶型在转捩之后,湍流附面层形状因子始终大于 2.5,证明初始设计叶型转捩后湍流附面层发生分离,即使叠加了抽吸效果,也未使附面层的情况得到根本改善。优化设计之后叶型转捩后形状因子将至分离判断准则以下,直到 95% 相对弦长处形状因子急速上升,超过分离判断准则,叶型在尾缘处有一个较小的分离区存在。优化设计对湍流附面层内流动情况的改善也有较积极作用。

图 10 给出了初始设计和优化设计的吸力面

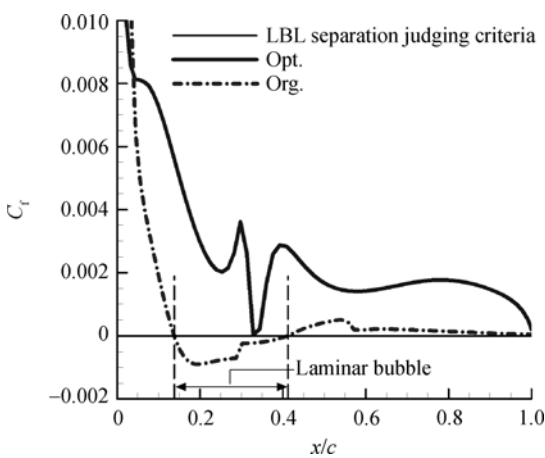


图 8 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的吸力面壁面摩擦因数对比图

Fig. 8 Initial and optimal suction side skin friction coefficient comparison in the condition of low Reynolds number

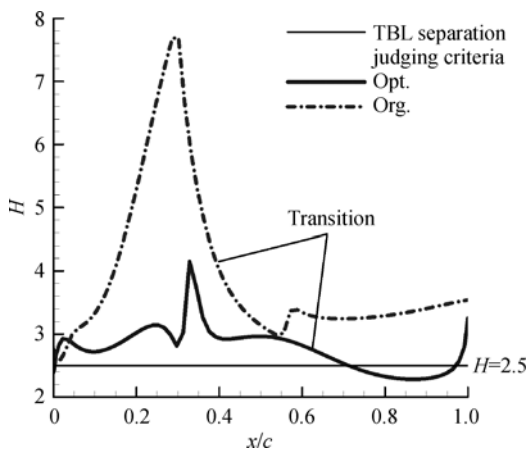


图 9 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的吸力面形状因子对比图

Fig. 9 Initial and optimal suction side shape factor comparison in the condition of low Reynolds number

附面层位移厚度 δ 对比图。图 11 给出动量厚度 θ 的对比图。通过图 10 可以发现初始设计叶型附面层位移厚度从约 20% 相对弦长处急剧上升,附面层位移厚度的快速增加意味着由于黏性作用,附面层内流体质量流量相对理想流体减小的程度迅速增加,附面层内的低能流体黏性增强的区域增加。而优化设计之后抽吸很好的抑制了附面层位移厚度增长,直至尾缘处附面层位移厚度迅速升高。从图 11 中可以看出,30% 相对弦长处之前优化设计前后的附面层动量厚度基本保持一致。但 30% 相对弦长处之后,初始设计的附面层动量厚

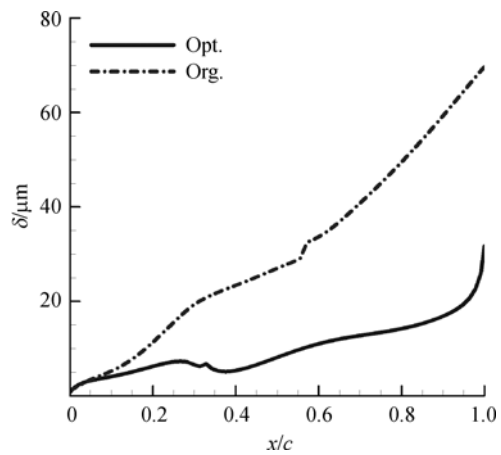


图 10 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的吸力面位移厚度对比图

Fig. 10 Initial and optimal suction side displacement thickness comparison in the condition of low Reynolds number

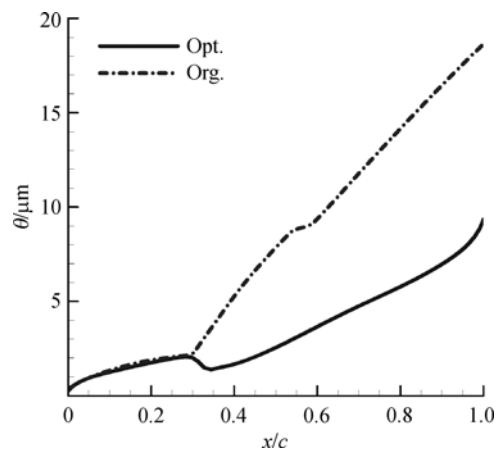


图 11 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的吸力面动量厚度对比图

Fig. 11 Initial and optimal optimization suction side momentum thickness comparison in the condition of low Reynolds number

度迅速升高,附面层内的动量损失显著增加,而优化之后的叶型抽吸较好的控制了附面层动量厚度升高,使得附面层内的动量损失有一定的下降。

图12给出了初始设计和优化设计低雷诺数条件下的攻角特性对比图。通过图12可以发现,优化设计之后叶型不仅在设计攻角下性能得到大幅提升,在非设计状态下性能也有所提升。尤其是在大正攻角下,性能提升较为显著。但在大负攻角下性能有所下降,这是由于在大负攻角下叶型吸力面附面层分离减弱,而此时初始叶型较为靠后的抽吸位置可以更为有效地控制吸力面附面层分离。本文研究的低雷诺数吸附式叶型优化设计方法设计的叶型在绝大多数攻角下具有较好的特性,仅在大负攻角下性能可能会有所降低。

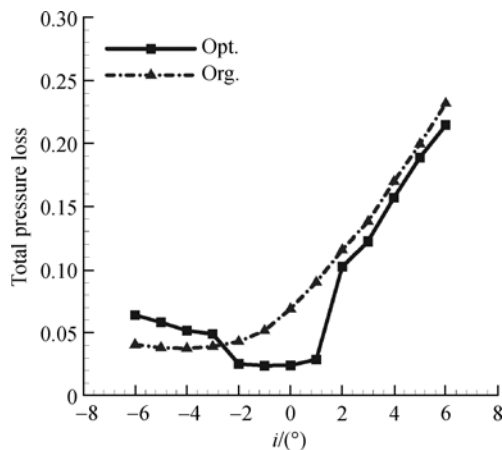


图12 低雷诺数条件下初始设计和优化设计的叶型攻角特性对比图

Fig. 12 Initial and optimal optimization incidence-loss feature comparison in the condition of low Reynolds number

4 结 论

通过本文的论述可以得到如下结论:

1) 本文研究了一种将类别形状函数变换法(CST)和流场计算程序MISES相结合,利用人工蜂群算法对高空低雷诺数吸附式叶型进行耦合寻优的设计方法。较之优化设计之前,在20 km高空低雷诺数条件下总压损失降低了65%,静压升提高了0.02,气动性能得到较大的提升。而且由于优化过程中罚函数的引入使得优化后叶型在地面条件下的气动性能并未下降。

2) 对于高空低雷诺数条件下吸附式叶型在抽吸位置之前适当的增加叶型负荷,再通过抽吸来控制附面层,效果最优。

3) 在高空低雷诺数条件下,在层流分离泡作用区域内抽吸会取得最优的抽吸效果,在湍流分离作用区域内抽吸效果不佳。在层流分离泡作用区域内抽吸可以完全消除层流分离泡对叶型性能的影响,并且可以较好的控制附面层位移厚度和动量厚度的增加,有效地减小附面层内的动量损失。

参考文献:

- [1] Ram K R, Lal S, Ahmed M R. Low Reynolds number airfoil optimization for wind turbine applications using genetic algorithm[J]. Journal of Renewable and Sustainable Energy, 2013, 5(5): 364-392.
- [2] Garmann D J, Visbal M R, Orkwis P D. Comparative study of implicit and subgrid-scale model large-eddy simulation techniques for low-Reynolds number airfoil applications[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2013, 71(12): 1546-1565.
- [3] Brehm C, Gross A, Fasel H F. Open-loop flow-control investigation for airfoils at low Reynolds numbers[J]. AIAA Journal, 2013, 51(8): 1843-1860.
- [4] Amiralaie M R, Alighanbari H, Hashemi S M. Numerical modelling of a low Reynolds number plunging airfoil flow field characteristics[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(8): 1251-1264.
- [5] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.
- [6] Kim J H, Kim D W, Kim K Y. Aerodynamic optimization of a transonic axial compressor with a casing groove combined with tip injection[J]. Journal of Power and Energy, 2013, 227(8): 869-884.
- [7] Wang X D, Zhao X H, Li Y H, et al. Effects of plasma aerodynamic actuation on corner separation in a highly loaded compressor cascade[J]. Plasma Science & Technology, 2013, 16(3): 244-250.
- [8] 王如根,周敏,夏钦斌. 附面层抽吸对低雷诺数下压气机稳定性的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(2): 1-4. WANG Rugen, ZHOU Min, XIA Qinbin. Boundary suction effect on compressor instability at low Reynolds number[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(2): 1-4. (in Chinese)
- [9] 夏钦斌,王如根,周敏. 低雷诺数下跨声速转子流动失稳及附面层抽吸扩稳研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1610-1615. XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min. Research on flow instability of transonic compressor rotor and boundary suction effect at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1610-1615. (in Chinese)
- [10] Kulfan B M, Bussolletti J E. Fundamental parametric geometry representations for aircraft component shapes[R].

- AIAA-2006-6948, 2006.
- [11] Kulfan B M. A universal parametric geometry representations method-CST[R]. AIAA-2007-0062, 2007.
- [12] 李俊, 刘波, 杨小东, 等. 基于CST方法的吸附式压气机叶型及抽吸方案耦合优化设计[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 9-16.
- LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil and aspirated scheme based on CST method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 9-16. (in Chinese)
- [13] Messenger H E, Kennedy E E. Two-stage fan aerodynamic and mechanical design [R]. NASA Paper CR-120859, 1972.
- [14] Karaboga D, Gorkemli B, Oztur, C, et al. A comprehensive survey: artificial bee colony (ABC) algorithm and applications[J]. Artificial Intelligence Review, 2014, 42(1): 21-57.
- [15] Apalak M K, Karaboga D, Akay B. The artificial bee colony algorithm in layer optimization for the maximum fundamental frequency of symmetrical laminated composite plates[J]. Engineering Optimization, 2014, 46(3): 420-437.
- [16] 杨小东, 刘波, 张国臣, 等. 基于人工蜂群算法与NURBS的吸附式叶型优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1855-1862.
- YANG Xiaodong, LIU Bo, ZHANG Guochen, et al. Optimization of aspirated airfoil based on artificial bee colony algorithm and NURBS[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1855-1862. (in Chinese)
- [17] 刘波, 李俊, 杨小东, 等. 吸附式压气机叶型及抽吸方案耦合优化设计[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1194-1201.
- LIU Bo, LI Jun, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil and aspirated scheme[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1194-1201. (in Chinese)
- [18] 李俊, 刘波, 杨小东, 等. 高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 503-512.
- LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil with Reynolds number in high altitude [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 503-512. (in Chinese)
- [19] Drela M. MISES Implementation of modified Abu-Ghanam/Shaw transition criterion[R]. Cambridge MA: Massachusetts Institute of Technology, 1998.
- [20] Drela M, Giles M B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils [J]. AIAA Journal, 1987, 25(10): 1347-1355.
- [21] Schreiber H A, 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(10): 482-492.
- [22] 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(7): 350-359.
- [23] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第8册 压气机[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

(编辑: 叶青)