

# 低雷诺数轴流压气机叶型气动优化<sup>\*</sup>

陈璇<sup>1</sup>, 张明亮<sup>2</sup>, 李万松<sup>3</sup>, 杨晨<sup>3</sup>, 杨金广<sup>3</sup>, 高丽敏<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 中科航星科技股份有限公司, 山东 青岛 266400;

3. 大连理工大学 能源与动力学院, 辽宁 大连 116024)

**摘要:** 为研究低雷诺数下轴流压气机叶型优化设计方法, 本文验证了准三维求解器 MISES 对于低雷诺数流动的预测精度, 对于 V103 叶型计算得到的转捩位置与实验值偏差小于 5%, 证实了其在低雷诺数流动中的可用性; 基于多圆弧 (MCA) 叶型程序, 利用增强精英保留遗传算法, 搭建轴流压气机叶型准三维气动优化设计平台; 以总压损失系数为优化目标, 出口气流角为约束条件, 对 V103 叶型进行了低雷诺数单点和高低雷诺数综合优化设计。结果表明: 低雷诺数单点优化后, 抑制了叶型层流分离泡现象, 总压损失系数减小 31.31%, 性能显著改善; 高低雷诺数综合优化后叶型在高雷诺数和低雷诺数下总压损失分别减小了 3.05% 和 3.03%。本文研究结果证明了所发展工具的有效性和考虑雷诺数叶型优化的可行性。

**关键词:** 轴流压气机; 叶型; 气动优化; 准三维; 多圆弧

**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2025) 01-2401006-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 2401006

## 1 引言

轴流压气机是燃气轮机和航空发动机中的重要部件, 对提升整机性能水平至关重要。而叶型作为压气机气动性能的基础, 既需要其在设计点下具有更低的损失, 又需要具有更宽的工作范围来满足压气机的裕度设计要求<sup>[1]</sup>。

航空发动机在工作时面临着雷诺数的巨大变化。在低空时, 空气稠密, 压力和密度比较高, 雷诺数较高; 在高空时, 空气稀薄, 压力和密度比较低, 雷诺数也较低<sup>[2]</sup>; 同时随着民航发动机的发展, 不断提高涵道比, 风扇直径逐渐增大, 核心机的高压比需求增大, 导致压气机叶片逐渐变小且转速逐渐增大, 也带来了雷诺数效应等问题<sup>[3-4]</sup>。因此, 对低雷诺数下的轴流压气机叶型的工作性能进行研究和改进, 能够提高发动机的性能。

目前对于压气机低雷诺数流动的研究主要集中在采用实验和数值模拟手段分析损失机理方面。

Steinert 等<sup>[5]</sup>开发了一种新可视化技术来检测亚声速可控扩散叶型气流的转捩、局部分离和完全分离。Schreiber 等<sup>[6]</sup>通过实验研究了雷诺数和自由流湍流对可控扩散叶型吸力面边界层转捩位置的影响, 为叶片设计提供了改进措施。Boese 等<sup>[7]</sup>发现波纹管表面的波纹槽对吸力面的边界层有显著影响, 通过实验发现在低雷诺数下叶片吸力侧出现层流和湍流边界层的分离, 造成总压损失迅速增大, 揭示了低雷诺数下叶型吸力面转捩的相关机制<sup>[8-12]</sup>。Xu 等<sup>[13]</sup>采用大涡模拟的方法研究了低雷诺数下压气机叶栅的非定常流动特性, 结果表明, 在低雷诺数条件下, 压气机叶片表面形成大尺度涡旋, 呈现稳定的旋转状态。Du 等<sup>[14]</sup>研究了不同冲角下低雷诺数对压气机流动机理的影响, 为叶片设计提供了参考。综上所述, 低雷诺数下压气机叶栅中出现气流分离和转捩等造成总压损失增大, 同时边界层流动的复杂性使低雷诺数下叶型设计和计算困难显著增大。

明确低雷诺数下的损失增加机理, 就可以结合

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2024-01-03; 修订日期: 2024-04-15。

作者简介: 陈璇, 博士生, 研究领域为压气机气动热力学。

通讯作者: 杨金广, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为叶轮机机械气动热力学。E-mail: jinguang\_yang@dlut.edu.cn

引用格式: 陈璇, 张明亮, 李万松, 等. 低雷诺数轴流压气机叶型气动优化[J]. 推进技术, 2025, 46(1): 2401006.

(CHEN X, ZHANG M L, LI W S, et al. Aerodynamic optimization of an axial flow compressor airfoil under low Reynolds number[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(1): 2401006.)

计算流体力学和自动优化技术,来获取损失更低的低雷诺数压气机叶型。相比于传统方法,自动优化方法通过参数化方法对叶型进行表达,将数值优化问题与流场模拟相结合,在由优化参数构成的优化空间中进行寻优,最终以较低的代价即可获得符合要求的叶型几何<sup>[2]</sup>。Sonoda等<sup>[15-17]</sup>研究发现,低雷诺数叶栅流场内存在明显的雷诺数效应,而且随着雷诺数减小效率降低,采用自动优化方法对压气机叶型进行优化设计,从而有效抑制了分离泡,提高了效率。Hou等<sup>[18]</sup>通过修改预测模型准确计算了低雷诺数下压气机叶栅内的气流分离和转捩,同时利用响应曲面法对叶型进行优化,减小了总压损失。国内也有少数学者对低雷诺数叶型优化设计进行相关研究。李俊和黄松等<sup>[19-21]</sup>采用类别形状函数变换(CST)方法对叶型进行参数化,利用全局优化算法对低雷诺数下叶型进行优化,优化后总压损失明显降低,显著提高了气动性能。陈忠良等<sup>[22]</sup>采用自动优化方法研究了低雷诺数下不同攻角对叶型性能的影响,优化后叶型转捩位置推迟,总压损失减小,改善了其变攻角性能。

综上所述,目前轴流压气机低雷诺数叶型优化设计方面已经取得了一些进展,但已有研究多针对特定的低雷诺数工况,缺乏兼顾高低雷诺数流动的相关探索;且当前研究多基于CFD求解器,采用全局优化算法,优化计算时间长,难以满足日常设计需要。求解器决定了计算速度和精度,本文对求解器的精度进行了验证;在此基础上进行了低雷诺数单点优化设计和高低雷诺数综合优化设计。基于多圆弧(MCA)叶片造型程序、MISES准三维流场计算程序和多目标加权优化算法,搭建了能够考虑低雷诺数工况的轴流压气机叶型快速优化平台,以总压损失系数为优化目标,以出口气流角为约束,对V103叶栅开展了低雷诺数叶型优化设计研究。

## 2 叶型几何模型与优化方法

### 2.1 几何模型

本文以V103叶栅为例进行相关研究。V103叶栅取自某高负荷轴流压气机静子的中部截面,设计工作于高亚声速来流马赫数下,其形状如图1所示,关键设计参数信息见表1。Boese和Fottner<sup>[7]</sup>对其低雷诺数工况进行了详细的实验研究,可为本文研究提供对比数据。

### 2.2 MCA造型方法

MCA叶型通常用于超跨声速压气机中,这里采

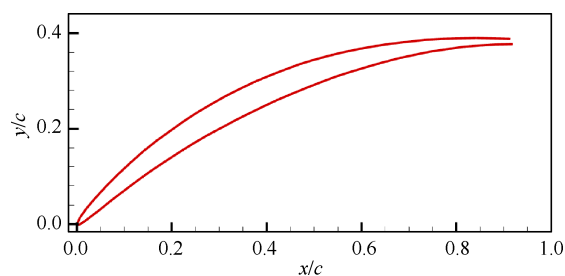


Fig. 1 Geometry of the V103 cascade

Table 1 Key parameters of the V103 cascade

| Parameter                         | Value             |
|-----------------------------------|-------------------|
| Chord length $c/\text{mm}$        | 180               |
| Axial relative chord length $x/c$ | 0.55              |
| Maximum relative thickness $t/c$  | 0.055             |
| Camber angle $\theta/(\circ)$     | 48                |
| Stagger angle $\gamma/(\circ)$    | 22.5              |
| Inlet Mach number $Ma_1$          | 0.67              |
| Inlet Reynolds number $Re$        | $4.5 \times 10^5$ |

用该造型方法作为参数化工具。其叶型中弧线以及压力面、吸力面均由两段圆弧组成,并在转换点相切,压力面和吸力面又与前缘和尾缘的圆弧相切。MCA叶型允许前尾缘圆弧半径不同,同时最大厚度的位置以及转换点的位置都可以自由调节,这些参数的灵活设置使得MCA表达的设计空间较为宽广。典型MCA叶型的几何参数如图2所示。构造MCA叶型需要七个参数,控制参数的定义和变化范围如表2所示。得到平放的叶型后,再根据安装角进行相应的旋转,根据稠度进行相应的缩放,即可获得所需的几何参数。

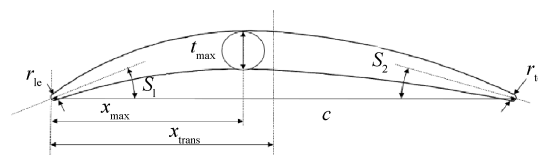


Fig. 2 Geometry definition of an MCA airfoil

### 2.3 求解器精度验证

MISES<sup>[23-25]</sup>是由MIT开发的准三维流场计算程序,其通过定义流面半径、流管厚度和叶片旋转来考虑准三维效应,在求解过程中将流场分为主流无粘区和边界层粘性区域进行联立求解,采用Abu-Ghannam-Shaw(AGS)描述转捩过程<sup>[26-27]</sup>。该求解器的最大特点是计算速度快,几步到几十步迭代就能得到标准流场的收敛解,所需时间仅为数秒到数十秒。同时其将欧拉方程和边界层方程耦合起来,使用Newton-Raphson方法进行求解,具有较高的鲁棒

Table 2 Parameters in MCA construction method

| Control parameter | Definition                                                            | Range                 |
|-------------------|-----------------------------------------------------------------------|-----------------------|
| $S_1/(^\circ)$    | Angle between the camber line and the chord line at the leading edge  | $>0$ , Case dependent |
| $S_2/(^\circ)$    | Angle between the camber line and the chord line at the trailing edge | $<0$ , Case dependent |
| $r_{lc}/c$        | Relative radius of the leading edge                                   | 0.003~0.01            |
| $r_{tc}/c$        | Relative radius of the trailing edge                                  | 0.003~0.01            |
| $x_{max}/c$       | Relative axial position of maximum thickness                          | 0.25~0.75             |
| $x_{trans}/c$     | Relative axial position of transition point                           | 0.25~0.6              |
| $t_{max}/c$       | Relative maximum thickness                                            | 0.025~0.2             |

性<sup>[28]</sup>。将其作为优化过程中的流场模拟程序,能够大大缩短优化时间。文献[29–32]对 MISES 在轴流压气机中的应用进行了广泛的验证,证实了其在高雷诺数流场中模拟的正确性。

本文利用 MISES 对 V103 叶栅的低雷诺数流场进行计算,并与实验数据<sup>[7]</sup>进行了对比,结果如图 3 所示。对吸力面的计算来看,MISES 对于叶片吸力面等熵马赫数( $Ma_{is}$ )捕捉准确,对于转捩位置的计算结果与实验值误差小于 5%,并且对转捩前的压力平台和转捩后再附着区域也能较准确地表达;在压力面上,两者相差很小。综上所述,MISES 对于低雷诺数下的流场模拟与实验值吻合较好,将其作为低雷诺数工况下的数值模拟工具可以满足要求。

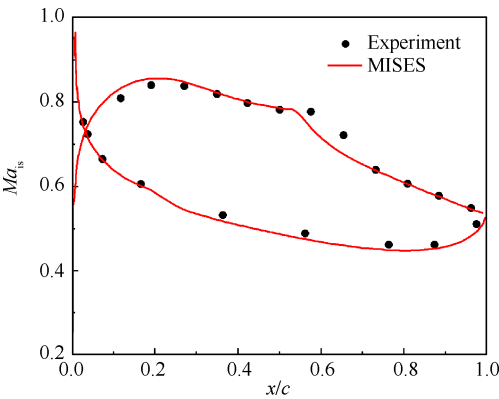


Fig. 3 Comparison of experiment and simulation data of the V103 cascade

2.4 优化算法

优化算法的选择对于优化问题的最终结果、求解效率、适用范围等有重要影响。这里选用了增强精英保留遗传算法(SEGA)。SEGA 算法是一种基于遗传算法的优化方法,在每一代种群中保留最优个体,以保证种群中的优秀基因得以传承和发展。在优化问题中,SEGA 算法通过保留最优解,加速了搜索过程,提高了算法的收敛性和稳定性。SEGA 算法的种群数量为 60,最大迭代次数为 50,优化停滞的判

断阈值为  $1\times10^{-6}$ ,进化停滞计数器最大为 8,差分进化算法参数  $F$  取值为 0.7,交叉概率为 0.7,利用编程控制进行循环优化计算,循环计算次数为 4。

2.5 优化平台的构建

对叶型进行优化时,既需要保证叶型在设计点性能有提升,还需要充分考虑叶型的变工况性能,这是一个典型的多目标优化问题。对于多目标优化通常采用两种解决方案,第一种是采用多目标优化方法,最终获得一组 Pareto 解集,设计人员可以从其中选择一个或多个符合要求的优化结果;第二种方法是利用加权系数将两个或多个优化目标结合在一起成为新的目标,从而进行单目标优化,优化方向更明确,但权重系数的选择对于最终结果有影响。在本研究中对这两种方法都进行了尝试,考虑到求解效率和人工干预度,本文采用第二种方法。

为保证优化结果可行性,如优化叶片与下游叶片的匹配性,需要保证出口气流角在设计值附近,这是优化约束。本文采用惩罚系数方法将相关约束添加到目标函数中,从而将带约束优化问题转化为无约束优化问题,加快计算收敛速度。

结合上述各要素,可构建如图 4 所示的优化设计流程。利用 Python 语言编写了整个流程的控制脚本,从而可以自动实现低雷诺数以及高低雷诺数工况下的叶型优化。

3 结果与分析

本节以 V103 叶栅为研究对象,利用 SEGA 算法对叶型分别进行低雷诺数单点和高低雷诺数综合优化设计。低雷诺数单点优化仅考虑了叶片在低雷诺数下的工作性能,以该点的总压损失作为优化目标,同时限制气流的折转能力;高低雷诺数综合优化同时考虑了低雷诺数和高雷诺数工况,优化结果使得叶型在高、低雷诺数工况下均具有较好的性能。V103 叶型设计点雷诺数为  $4.5\times10^5$ ,在雷诺数为  $8\times10^5$  时达到自模化状态,此时总压损失实验值为 0.031;在



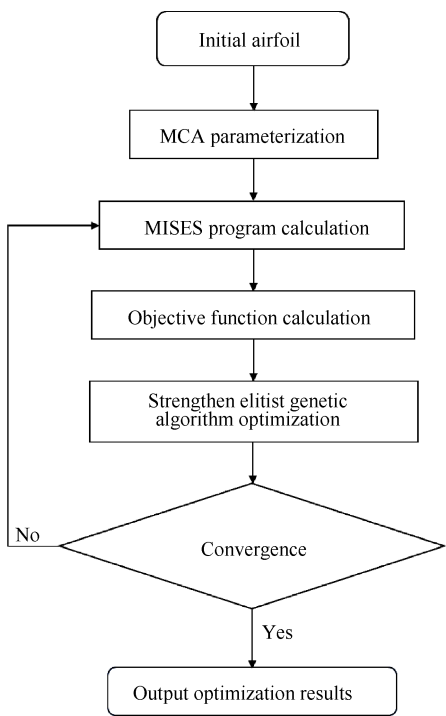


Fig. 4 Flow chart of the optimization process

雷诺数  $1.5 \times 10^5$  时,总压损失实验值为  $0.063^{[7]}$ 。考虑到损失与雷诺数的关系,本文选择低雷诺数和高雷诺数分别为  $1.5 \times 10^5$  和  $1.2 \times 10^6$  时对叶栅开展优化设计。

3.1 低雷诺数单点优化结果与分析

3.1.1 低雷诺数单点优化前后几何及性能分析

低雷诺数单点优化过程中边界条件如表3所示,优化工况对应V103叶栅的设计工况。优化过程中对出口气流角进行了限制,使得气流转折能力与V103叶栅保持一致。优化过程中固定栅距  $s/c$ ,安装角  $\gamma$  和最大厚度  $t_{\max}/c$ 。单点优化的目标函数如式(1)所示,优化目的是获得最小值,其中  $\bar{\omega}_{\text{low, design}}$  和  $\beta_{2, \text{design}}$  分别表示低雷诺数设计条件下的总压损失和出口气流角,优化目标为低雷诺数下叶型的总压损失  $\bar{\omega}_{\text{low}}$  和出口气流角  $\beta_{2, \text{low}}$ ,两者无量纲化后通过加权系数组合到一起。其中  $w_1$  和  $w_2$  分别表示其加权因子,在实际工程应用中,特别是进行多级轴流压气机优化时,为保证前后级匹配问题,优化前后叶型的出口气流角基本不变,因此  $w_2$  比  $w_1$  大,这里根据优化经验,为确保出口气流角变化在  $\pm 0.5^\circ$  范围内,设置  $w_2$  为2,  $w_1$  为1。优化变量  $\mathbf{X}$  包括进口几何角  $S_1$ ,最大厚度位置  $x_{\max}/c$ ,前缘半径  $r_{\text{le}}/c$ ,尾缘半径  $r_{\text{te}}/c$ ,转换点位置  $x_{\text{trans}}/c$ ,并显式给定其上下限(式(2))。

$$\min . obj = w_1 \frac{\bar{\omega}_{\text{low}}}{\bar{\omega}_{\text{low, design}}} + w_2 \frac{|\beta_{2, \text{low}} - \beta_{2, \text{design}}|}{\beta_{2, \text{design}}} \quad (1)$$

Table 3 Design parameters of low Reynolds number single point optimization

| Design parameter                    | Value             |
|-------------------------------------|-------------------|
| Inlet Mach number $Ma_1$            | 0.67              |
| Reynolds number $Re$                | $1.5 \times 10^5$ |
| Inlet flow angle $\beta_1/(\circ)$  | 42                |
| Outlet flow angle $\beta_2/(\circ)$ | 6.2               |
| Axial velocity density ratio AVDR   | 1                 |
| Stagger angle $\gamma/(\circ)$      | 22.5              |
| Relative pitch $s/c$                | 0.55              |
| Maximum thickness $t_{\max}/c$      | 0.06              |

$$\mathbf{X}_{\text{LB}} \leq \mathbf{X} \leq \mathbf{X}_{\text{UB}} \quad (2)$$

基于所发展的优化系统,在 Intel(R) Core(TM) i7-8700 CPU 上进行单核计算,该优化过程需要约 1.5 h。

低雷诺数单点优化前后的叶型几何如图5所示,与优化前叶型相比,优化后叶型在 0%~40% 弦长范围厚度减小,在 60%~90% 弦长范围厚度增大;优化后叶型的进口几何角减小,V103 叶栅设计点时的冲角由  $-4.5^\circ$  增大到  $-0.25^\circ$  左右,有利于改善叶片前缘附近的流动,提高叶栅性能。

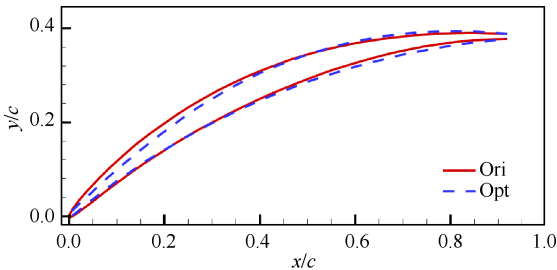


Fig. 5 Comparison of airfoils before and after the single-point optimization

低雷诺数单点优化前后参数如表4所示,与优化前叶型相比,优化后叶型最大厚度位置从 55% 轴向弦长处移动到了 57.3% 轴向弦长处;优化后叶型的几何弯角减小 8.98%,吸力面在 0%~20% 叶弦范围变得更加平滑,曲率更低,来流气体加速减缓,使得转捩位置向后移动,层流区域增加,更晚地转化为湍流流动,有利于降低损失;优化后叶型的设计点出口气流角减小 0.69%,总压损失减小 31.31%,叶栅性能显著提升。

3.1.2 低雷诺数单点优化前后流场分析

低雷诺数单点优化前后叶型表面的  $Ma_{\text{is}}$  分布如图6所示,可以看到在转捩之前的  $Ma_{\text{is}}$  相差较大。相比于优化前,优化后叶型的  $Ma_{\text{is}}$  变化更加平缓,  $Ma_{\text{is}}$  峰值显著降低,小台阶起始位置和结束位置向后移

Table 4 Comparison of key parameters before and after the single-point optimization

| Key parameter               | Origin  | Optimization | Relative change/% |
|-----------------------------|---------|--------------|-------------------|
| $x_{\max}/c$                | 0.550   | 0.573        | 4.18              |
| $\theta/(^{\circ})$         | 48.00   | 43.69        | -8.98             |
| $\beta_2/(^{\circ})$        | 6.545   | 6.500        | -0.69             |
| $\bar{\omega}_{\text{low}}$ | 0.049 5 | 0.034 0      | -31.31            |

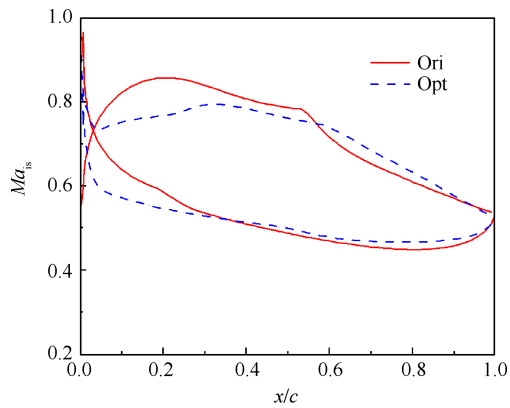


Fig. 6 Comparison of isentropic Mach number distribution before and after the single-point optimization

动,说明层流分离泡的整体位置向后移动,这使层流流动范围增加,湍流流动减弱,粘性损失系数减少;优化后叶型在压力面 0%~20% 弦长范围内  $Ma_{is}$  减速增压较快,在 0%~35% 弦长范围  $Ma_{is}$  较小,在 35% 弦长之后  $Ma_{is}$  较大,速度梯度更小,  $Ma_{is}$  变化平缓。

低雷诺数单点优化前后叶栅的马赫数云图如图 7 所示,相比于优化前,优化后叶型的流场更均匀,在吸力面处的  $Ma$  峰值减小,整体  $Ma$  有所降低,气流分离的位置向后移动,分离变弱,尾迹厚度变小,有利于降低损失。

低雷诺数单点优化前后吸力面的形状因子  $H$  和表面摩擦系数  $C_f$  如图 8(a) 和 (b) 所示。通常当  $C_f < 0$  时,层流附面层发生分离,且小于 0 的区域为层流分离泡<sup>[15]</sup>;Thwaites<sup>[33]</sup>认为当  $H$  超过临界值 3.7 时,压气机叶片表面发生流动分离,  $H$  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<sup>[21]</sup>。由图 8(a) 可知,优化后叶型吸力面  $H$  峰值显著减小,且峰值位置后移,38%~52% 弦长范围附近超过  $H$  临界值的现象消失,说明抑制了转捩的发生,分离剧烈程度减弱,改善了叶表的边界层发展,有利于降低损失;优化后叶型前缘附近出现转捩再附着的现象。由图 8(b) 可知,优化前叶型吸力面  $C_f$  在 37%~54% 弦长范围内为负值,说明该区域为层流分离泡作用区域;优化后叶型在前缘区域出现很小

的分离泡,而在 50%~60% 弦长范围内未出现分离泡,减小了损失。

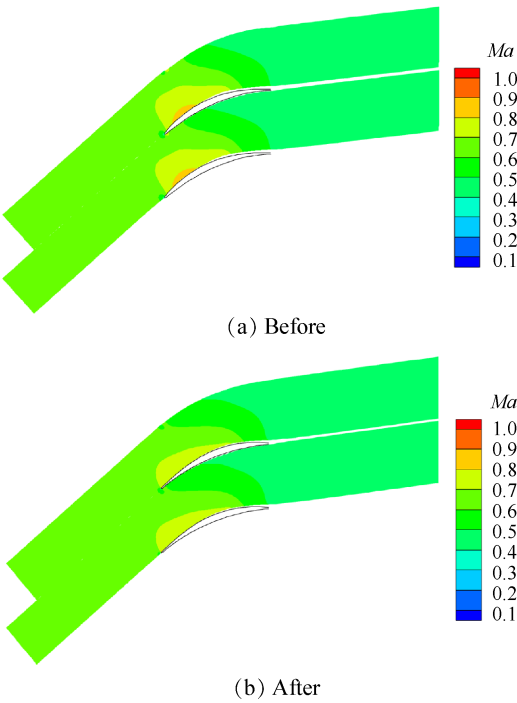


Fig. 7 Comparison of  $Ma$  before and after the single-point optimization

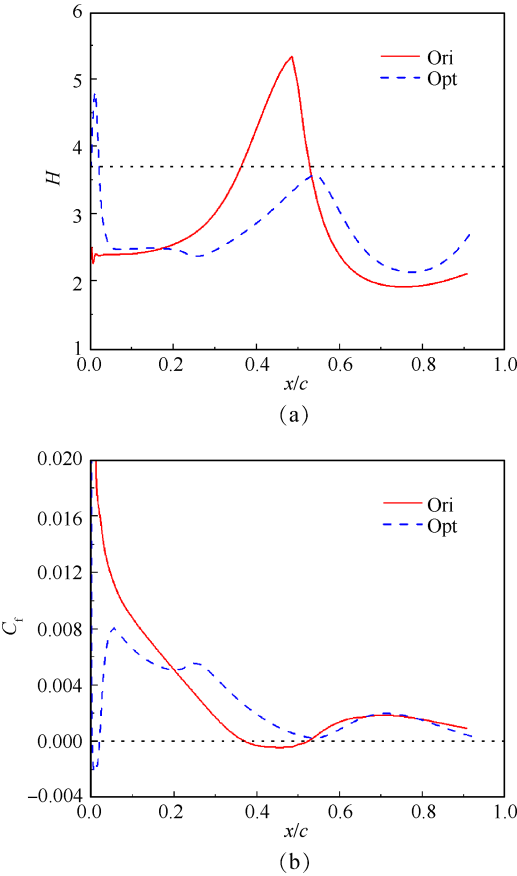


Fig. 8 Shape factor and surface friction coefficient of suction surface before and after the single-point optimization

3.2 高低雷诺数综合优化结果与分析

3.2.1 高低雷诺数综合优化前后几何及性能分析

为使优化后叶栅在高低雷诺数下均有较好的性能,对叶型进行高低雷诺数综合优化设计。低雷诺数和高雷诺数分别为  $1.5\times10^5$  和  $1.2\times10^6$ ,其他优化设计参数与单点优化设计一致。优化目标考虑高低雷诺数下的总压损失系数,同时考虑叶片的做功能力,通过对高雷诺数下的出口气流角进行约束,使之与原叶型具有相同的气流转折能力。高低雷诺数综合优化的目标函数如式(3)所示,其中  $\bar{\omega}_{\text{high, design}}$  表示高雷诺数下叶型的设计总压损失,优化目标由高雷诺数下叶型损失  $\bar{\omega}_{\text{high}}$ 、低雷诺数下叶型损失  $\bar{\omega}_{\text{low}}$  和高雷诺数下的出口气流角  $\beta_{2,\text{high}}$  三部分组成,将三者无量纲化后组合在一起,  $w_1\sim w_3$  分别表示其对应的权重因子,可以根据要求进行调整。显式约束条件与低雷诺数单点优化一致。

$$\min .obj = w_1 \frac{\bar{\omega}_{\text{high}}}{\bar{\omega}_{\text{high, design}}} + w_2 \frac{\bar{\omega}_{\text{low}}}{\bar{\omega}_{\text{low, design}}} + w_3 \frac{|\beta_{2,\text{high}} - \beta_{2,\text{design}}|}{\beta_{2,\text{design}}} \quad (3)$$

同样采用 Intel(R) Core(TM) i7-8700 CPU,该优化过程共耗时约 2.5 h。高低雷诺数综合优化前后的叶型如图 9 所示。与优化前相比,优化后叶型压力面基本不变,在 0%~30% 弦长范围厚度有所增大,在 30%~90% 弦长范围厚度减小,最大厚度位于前半部分。

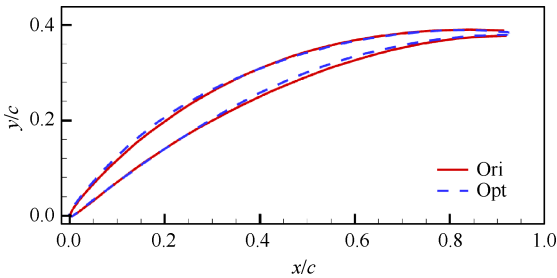


Fig. 9 Comparison of airfoils before and after the two-point optimization

高低雷诺数综合优化前后主要参数变化如表 5 所示,相比于优化前,优化后叶型最大厚度位置由 55% 向前移动到 30% 叶弦处;优化后叶型几何弯角减小 9.63%,后半部分叶型厚度减小,吸力面更加平滑;优化后叶型在低雷诺数和高雷诺数工况下的叶片性能都有所改善,低雷诺数下和高雷诺数下的总压损失分别减小了 3.03% 和 3.05%,低雷诺数下该优化后叶型出口气流角与原叶型相差  $0.394^\circ$ ,高雷诺数下该优化后叶型出口气流角与原叶型相差  $0.361^\circ$ ,满足优化要求。

Table 5 Comparison of key parameters before and after the two-point optimization

| Key parameter                   | Origin  | Optimization | Relative change/% |
|---------------------------------|---------|--------------|-------------------|
| $x_{\text{max}}/c$              | 0.55    | 0.30         | 45.45             |
| $\theta/(\circ)$                | 48.00   | 43.38        | -9.63             |
| $\bar{\omega}_{\text{low}}$     | 0.049 5 | 0.048 0      | -3.03             |
| $\bar{\omega}_{\text{high}}$    | 0.026 2 | 0.025 4      | -3.05             |
| $\beta_{2,\text{low}}/(\circ)$  | 6.545   | 6.939        | 6.02              |
| $\beta_{2,\text{high}}/(\circ)$ | 6.213   | 6.574        | 5.81              |

3.2.2 高低雷诺数综合优化前后流场分析

3.2.2.1 高雷诺数工况流场对比

综合优化前后叶型在高雷诺数下的叶表等熵马赫数  $Ma_{\text{is}}$  分布如图 10 所示,优化前后叶型表面的  $Ma_{\text{is}}$  分布相似,在前缘附近差异较大。优化后叶型吸力面在 2%~20% 弦长范围内  $Ma_{\text{is}}$  较小,  $Ma_{\text{is}}$  峰值略有降低;优化后叶型压力面在 0%~20% 弦长范围内  $Ma_{\text{is}}$  较小,  $Ma_{\text{is}}$  分布更均匀,逆压梯度降低。综合优化前后在高雷诺数下叶栅流场分布如图 11(a), (b) 所示。可以看出,优化后叶型压力面前缘附近  $Ma$  降低,且变化更平缓,改善了流场。

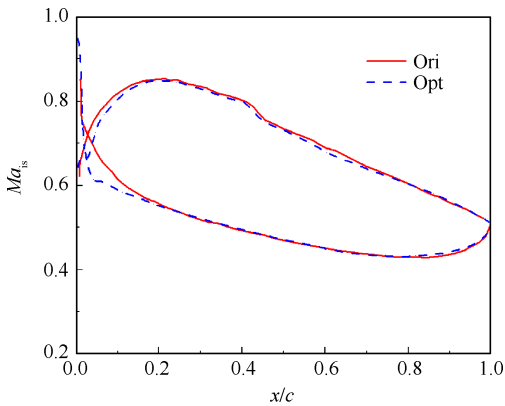


Fig. 10 Comparison of isentropic Mach number distribution under high Reynolds number before and after the two-point optimization

高低雷诺数综合优化前后,在高雷诺数下叶型表面的形状因子  $H$  和表面摩擦系数  $C_f$  分别如图 12(a), (b) 所示。相比于优化前,优化后叶型  $H$  峰值略有减小,但都不超过  $H$  临界值。优化前后叶型  $C_f$  均大于 0,说明在高雷诺数下叶型吸力面中等弦长范围附近均未出现转捩现象。

3.2.2.2 低雷诺数工况流场对比

综合优化前后叶型在低雷诺数下的叶表  $Ma_{\text{is}}$  分布如图 13 所示。相比于优化前,优化后叶型的吸力面  $Ma_{\text{is}}$  值略有降低,台阶位置基本不变;优化后叶型

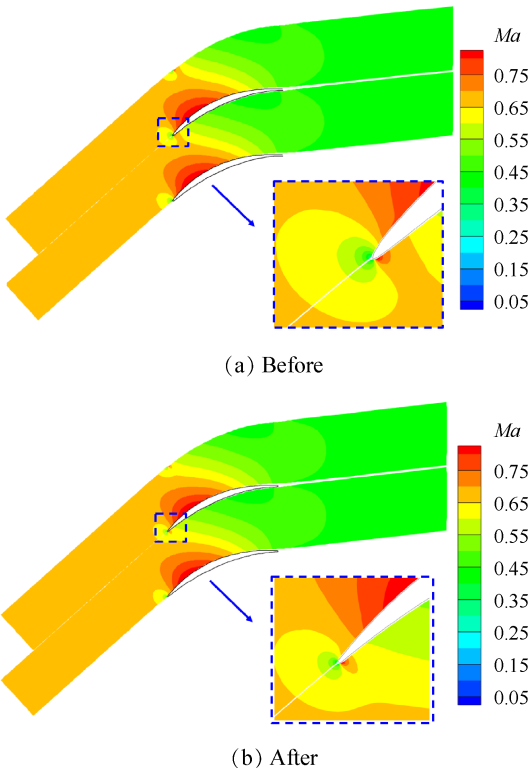


Fig. 11 Comparison of  $Ma$  number under high Reynolds number before and after the two-point optimization

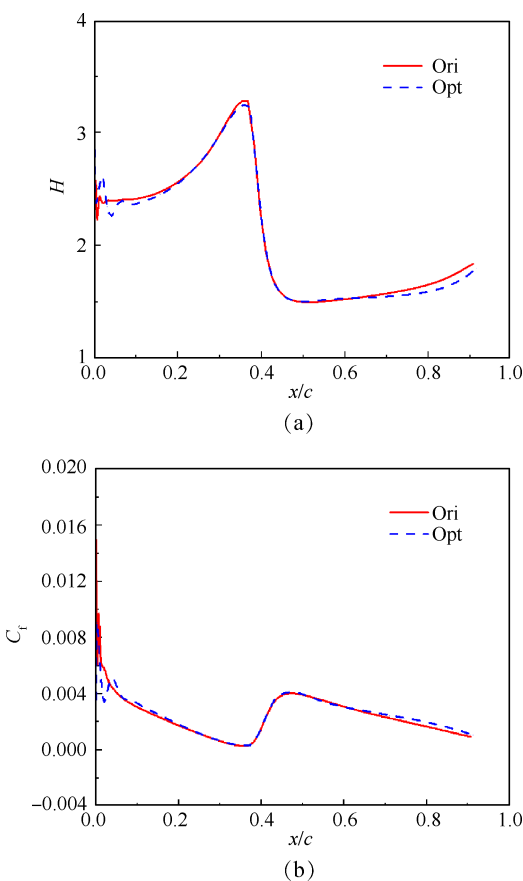


Fig.12 Shape factor and surface friction coefficient of suction surface under high Reynolds number before and after the two-point optimization

在压力面 0%~20% 弦长范围  $Ma_{is}$  显著减小, 在 25%~90% 弦长范围  $Ma_{is}$  增大。综合优化前后在低雷诺数下叶栅流场分布如图 14(a), (b) 所示。可见优化后压力面前缘附近高  $Ma$  区域更小, 有利于降低损失。

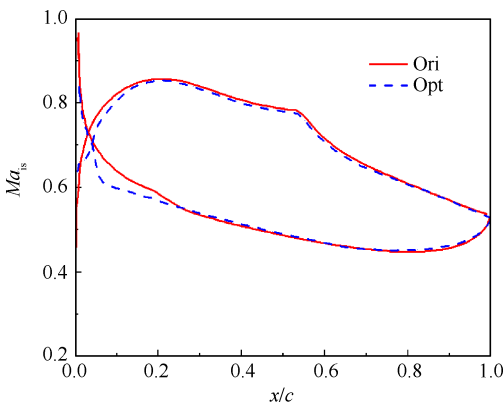


Fig. 13 Comparison of isentropic Mach number under low Reynolds number before and after the two-point optimization

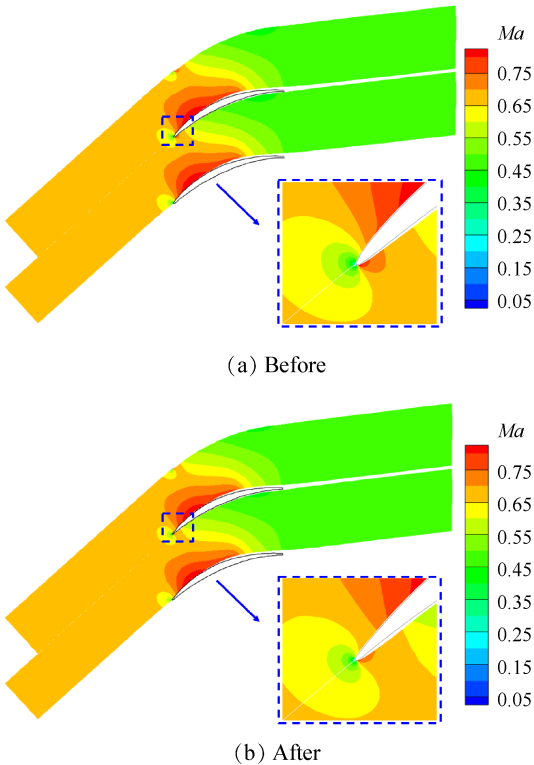


Fig.14 Comparison of  $Ma$  under low Reynolds number before and after the two-point optimization

高低雷诺数综合优化前后, 在低雷诺数下叶型表面的形状因子  $H$  和表面摩擦系数  $C_f$  分别如图 15 (a), (b) 所示。相比于优化前, 优化后叶型  $H$  峰值减小, 转捩位置稍向后移动, 分离区域大小基本不变。优化前叶型吸力面的  $C_f$  在 37%~54% 弦长范围内为负

值,这一区域为分离泡区域,完成了从层流过渡到湍流的转捩过程;优化后叶型  $C_f < 0$  的区域位置略向后移动。

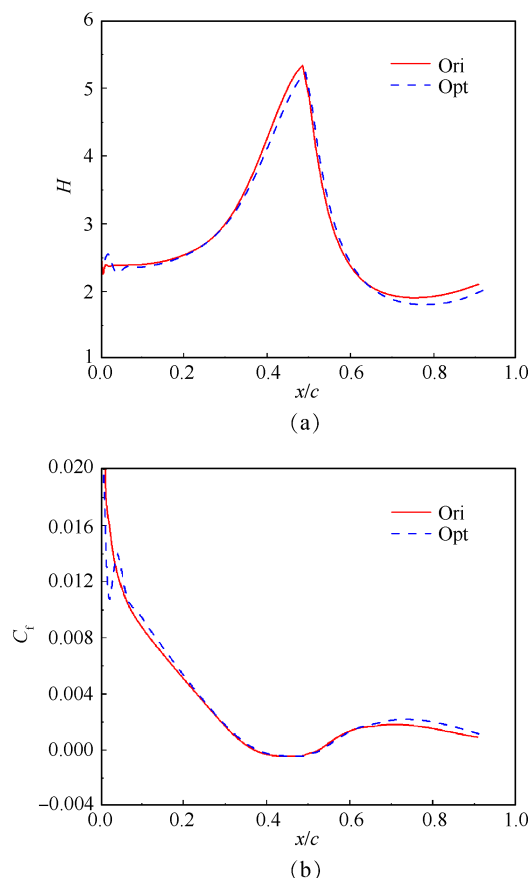


Fig. 15 Shape factor and surface friction coefficient of suction surface under low Reynolds number before and after the two-point optimization

## 4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)MISES程序对低雷诺数下叶型的计算结果精确度高,能准确计算叶片吸力面马赫数峰值,对转捩位置的计算结果与实验值误差小于5%,对转捩前的压力平台以及层流分离泡也能够很好地表达,与实验数据相差较小。

(2)所建立的轴流压气机叶型优化设计系统,具有参数少、易于实现、求解快速且准确等特点,可用于低雷诺数单点优化和高低雷诺数综合优化。

(3)对于V103算例,在低雷诺数工况( $Re=1.5 \times 10^5$ )下进行单点优化后,总压损失减小31.31%,叶栅性能显著提高,主要原因在于层流分离泡区域得到了显著抑制。

(4)综合考虑高雷诺数( $Re=1.2 \times 10^6$ )和低雷诺数

工况( $Re=1.5 \times 10^5$ ),进行综合优化后,叶型总压损失分别减小3.05%和3.03%;高雷诺数工况下,优化后叶型逆压梯度降低;低雷诺数工况下,优化后叶型吸力面分离泡区域位置后移,有利于降低损失。

## 参考文献

- [1] 宋寅. 先进高负荷压气机气动设计技术综述[J]. 分布式能源, 2018, 3(3): 1-9.  
SONG Y. Review on aerodynamics design of advanced highly-loaded compressor[J]. Distributed Energy, 2018, 3(3): 1-9. (in Chinese)
- [2] 张明亮. 轴流压气机叶型准三维气动优化[D]. 大连: 大连理工大学, 2022.  
ZHANG M L. Quasi-3D aerodynamic optimization of axial compressor airfoils[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2022. (in Chinese)
- [3] 曹传军, 刘天一, 朱伟, 等. 民用大涵道比涡扇发动机高压压气机技术进展[J]. 航空学报, 2023, 44(12): 027824.  
CAO C J, LIU T Y, ZHU W, et al. Technology development in high pressure compressor of civil high bypass-ratio turbofan engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(12): 027824. (in Chinese)
- [4] BRAVO-MOSQUERA P D, CATALANO F M, ZINGG D W. Unconventional aircraft for civil aviation: a review of concepts and design methodologies[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2022, 131: 100813.
- [5] STEINERT W, STARKEN H. Off-design transition and separation behavior of a CDA cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 204-210.
- [6] SCHREIBER H A, STEINERT W, BERNHARD K. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1): 1-9.
- [7] BOESE M, FOTTNER L. Effects of riblets on the loss behavior of a highly loaded compressor cascade[C]. Amsterdam: Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [8] BACK S C, HOBSON G V, SONG S J, et al. Effect of surface roughness location and Reynolds number on compressor cascade performance[C]. Glasgow: ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air, 2010.
- [9] RHODEN H G. Effects of Reynolds number on the flow of air through cascades of compressor blades[R]. USA: Aeronautical Research Council R&M, 1956.
- [10] STUART D J K. Analysis of Reynolds number effects in fluid flow through two dimensional cascades[R]. USA: Aeronautical Research Council R&M, 1955.
- [11] KIM T G, JUNG Y J, JUNG Y, et al. Effects of low



- Reynolds numbers on performance of a one-stage axial compressor [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2015, 58(5): 280–288.
- [12] WANG M Y, LI Z L, YANG C W, et al. Large eddy simulation of the separated flow transition on the suction surface of a high subsonic compressor airfoil [J]. Physics of Fluids, 2020, 32(3): 034110.
- [13] XU H F, ZHAO S F, WANG M Y, et al. Investigation of unsteady flow mechanisms and modal behavior in a compressor cascade [J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 142(1): 108596.
- [14] DU W, PENG M, ZHU J K, et al. Influence of incidence angle on compressor cascade performance at low Reynolds number [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2022, 31(1): 50–63.
- [15] 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.
- [16] 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 [R]. ASME GT 2003–38477.
- [17] SONODA T, SCHNELL R, ARIMA T, et al. A study of a modern transonic fan rotor in a low Reynolds number regime for a small turbofan engine [C]. San Antonio: ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, 2013.
- [18] HOU A P, SHAN S J, WU Y, et al. Investigation of low Reynolds number experiment and numerical simulation on compressor cascade [C]. Denver: Proceedings of the ASME 2011 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2011.
- [19] 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 J, LIU B, YANG X D, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil with low Reynolds number in high altitude [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 503–512. (in Chinese)
- [20] 李 俊, 刘 波, 杨小东, 等. 基于 CST 方法的高空低雷诺数吸附式叶型耦合优化设计 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1704–1711.
- LI J, LIU B, YANG X D, et al. Coupling optimization design of aspirated airfoil with low Reynolds number in high altitude based on CST method [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(7): 1704–1711. (in Chinese)
- [21] 黄 松, 阳诚武, 韩 戈, 等. 采用鲸鱼算法的可控扩散叶型优化设计 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(3): 49–57.
- HUANG S, YANG C W, HAN G, et al. Optimal design of a controlled diffusion airfoil with the whale algorithm [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(3): 49–57. (in Chinese)
- [22] 陈忠良, 姜 斌, 郑 群, 等. 高亚声速轴流压气机的优化叶型 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(4): 891–900.
- CHEN Z L, JIANG B, ZHENG Q, et al. Optimized profile of high subsonic axial flow compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 891–900. (in Chinese)
- [23] WANG Y Z, ZHANG H D, WU Y, et al. Compressor airfoil separation control using nanosecond plasma actuation at low Reynolds number [J]. AIAA Journal, 2021, 60(2): 1171–1185.
- [24] YOUNGREN H H. Analysis and design of transonic cascades with splitter vanes [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1991.
- [25] DRELA M. Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1986.
- [26] GILES M B, DRELA M, THOMPSON, et al. Newton solution of direct and inverse transonic Euler equations [C]. Cincinnati: 7th Computational Physics Conference, 1985.
- [27] GILES M B, DRELA M. Two-dimensional transonic aerodynamic design method [J]. AIAA Journal, 1987, 25(9): 1199–1206.
- [28] DRELA M, YOUNGREN H. A user's guide to MISES 2.53 [R]. USA: Massachusetts Institute of Technology, 1998.
- [29] LI Z, LIU Y, YANG J G, et al. A data-based policy model for intelligent turbine cascade design [J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2022, 15(4): 1179–1192.
- [30] 李 志, 刘 艳, 杨金广, 等. 超声速涡轮叶型全局气动优化设计 [J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1051–1057.
- LI Z, LIU Y, YANG J G, et al. Global aerodynamic optimization design of supersonic turbine blade profiles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5): 1051–1057. (in Chinese)
- [31] 杨金广, 徐 乐, 刘 艳, 等. 基于反方法的高负荷涡轮动叶激波控制 [J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1240–1249.
- YANG J G, XU L, LIU Y, et al. Shock wave control in highly-loaded turbine rotor blade using an inverse method [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1240–1249. (in Chinese)
- [32] 杨金广, 彭 斌, 杜 娟, 等. 基于 CFD 结果的轴流压气机附面层堵塞计算方法 [J]. 推进技术, 2019, 40

(8): 1710–1719.

YANG J G, PENG C, DU J, et al. A computational method of boundary layer blockage in axial compressors based on CFD results[J]. Journal of Propulsion Technol-

ogy, 2019, 40(8): 1710–1719. (in Chinese)

[33] THWAITES B. Approximate calculation of the laminar boundary layer[J]. The Aeronautical Quarterly, 1949, 1(3): 245–280.

(编辑:朱立影)

## Aerodynamic optimization of an axial flow compressor airfoil under low Reynolds number

CHEN Xuan<sup>1</sup>, ZHANG Mingliang<sup>2</sup>, LI Wansong<sup>3</sup>, YANG Chen<sup>3</sup>, YANG Jinguang<sup>3</sup>, GAO Limin<sup>1</sup>

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

2. CAS Aerostar Technology Co., Ltd, Qingdao 266400, China;

3. School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

**Abstract:** To investigate the optimal design method of axial flow compressor airfoils under low Reynolds number, the prediction accuracy of a quasi-3D solver MISES for low Reynolds number flow was first verified, and the predicted transition position for an airfoil (the V103 airfoil) is comparable to the experimental data with an error lower than 5%. Then based on a multiple circular arc (MCA) airfoil parameterization, the Strengthened Elitist Genetic Algorithm (SEGA) were used to build a quasi-3D aerodynamic optimization design platform for axial flow compressor airfoil. Taking the total pressure loss coefficient as the optimization objective function, and the outlet flow angle as constraint function, the V103 airfoil was comprehensively optimized for single-point under low Reynolds number and two-point at both high and low Reynolds numbers. The results show that, the laminar separation bubble is suppressed after single-point optimization under low Reynolds number, and the total pressure loss coefficient is reduced by 31.31%, and the performance is significantly improved, while the total pressure loss of the airfoil is reduced by 3.05% and 3.03%, respectively, under high and low Reynolds number after two-point optimization. The results of this paper prove the effectiveness of the research method and the feasibility of the airfoil optimization considering Reynolds number.

**Key words:** Axial flow compressor; Airfoil; Aerodynamic optimization; Quasi-three-dimensional; Multiple circular arc

Received: 2024-01-03; Revised: 2024-04-15.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2401006

Corresponding author: YANG Jinguang, E-mail: jinguang\_yang@dlut.edu.cn