

2.5级压气机高亚音静叶多工况优化设计

陈挺^{1,3}, 吴亚东¹, 徐强²

(1. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240; 2. 上海电气电站集团, 上海 201199;
3. 上海汽轮机厂有限公司, 上海 200240)

摘要:在兼顾变工况性能情况下对2.5级压气机高亚音级静叶进行气动优化。采用B样条曲线对压力面和吸力面8个厚度控制点、4个中弧线控制点进行参数化拟合,将压力面和吸力面所有控制点坐标转化为参考点坐标的相对值以减少优化变量;耦合自编优化算法与S1程序分别对第一级静叶和第二级静叶的3个截面进行气动优化,优化目标综合考虑了设计点损失、80%安全工作范围损失、近失速点损失、近堵塞点损失、设计点出气角;出于强度因素以及设计难度考虑,优化时对叶型面积和最大马赫数进行约束,并对优化后2.5级压气机进行设计转速特性线全三维性能校核。结果表明:优化后设计点效率提升0.05%、喘振裕度提升9%;第一级静叶20%~75%叶高尾缘分离区减少,第二级静叶根部分离区由10.1%相对叶高降低至2.3%相对叶高。

关键词:高亚音叶型;B样条曲线;多工况;自动优化

中图分类号:TK474.8 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2025.04.005

[引用本文格式]陈挺,吴亚东,徐强. 2.5级压气机高亚音静叶多工况优化设计[J]. 热能动力工程, 2025, 40(4): 42-54.
CHEN Ting, WU Yadong, XU Qiang. Multi-condition optimization design of high-subsonic stators of 2.5-stage compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(4): 42-54.

Multi-Condition Optimization Design of High-Subsonic Stators of 2.5-stage Compressor

CHEN Ting^{1,3}, WU Yadong¹, XU Qiang²

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China, Post Code: 200240; 2. Shanghai Electric Power Generation Group, Shanghai, China, Post Code: 201199; 3. Shanghai Turbine Works Co., Ltd., Shanghai, China, Post Code: 200240)

Abstract: An aerodynamic optimization of high-subsonic stators for a 2.5-stage compressor was conducted while taking into account the performance under variable conditions. B-spline curve was used to parametrically fit 8 thickness control points and 4 mean camber line control points on the pressure and suction surfaces. To reduce the number of optimization variables, the whole control point coordinates on both the pressure and suction surfaces were converted to the relative values to the reference point coordinates. A self-developed optimization algorithm was coupled with the S1 program to perform aerodynamic optimization on three sections of the first-stage and second-stage stators. The optimization objectives took into account loss at the design point, loss within the 80% safe operating range, loss near stall point, loss near choke point, and outlet angle at the design point. Considering strength factors and design complexity, constraints were imposed on the area of airfoil and maximum Mach number during optimization. A fully three-dimensional performance verification of the optimized 2.5-stage compressor was conducted at the design speed. The results show a 0.05% improvement in design point efficiency and a 9% increase in surge margin after optimization. The trailing edge separation zone in the first-stage stator is reduced between 20% and 75% span of the blade, and the root separation zone in the second-stage stator is de-

creased from 10.1% to 2.3% relative span of the blade.

Key words: high-subsonic airfoil, B-spline curve, multi-condition, automatic optimization

引 言

随着压气机负荷的提高,为了增加叶型做功能力,压气机通常选择更高进气速度,导致叶型马赫数增加,压气机设计常用的技术手段为超音叶型设计和高亚音叶型设计。因为存在“唯一进气角”特性,超音叶型优化重点是在保证进口几何角不变的情况下尽可能降低激波损失^[1]。而高亚音叶型优化一方面需要在转捩之前完成吸力面加速,尽可能减缓附面层增厚速度,降低叶型损失;另一方面避免峰值马赫数过大,引入激波,带来明显激波损失。所以相对于超音叶型,高亚音叶型优化考虑因素更多。

为了提高叶片气动性能,高亚音叶型优化将自动优化算法和叶片参数化方法结合,开展全三维优化。三维优化方法主要分为正问题设计与反问题设计。正问题设计是基于已知的压气机几何结构和运行条件,通过计算流体力学(CFD)等方法预测其性能和流动特性。伊卫林等人^[2]通过梯度算法对叶片中弧线进行优化提高了叶片效率,Zheng 等人^[3]和 Ahn 等人^[4]通过响应面模型和 CFD 程序对叶片型线或者积叠线进行优化,提高叶片效率和压比。周正贵^[5]通过单纯形法与三维程序对叶型厚度进行优化,减少了尾缘分离。CHENG 等人^[6]基于人工蜂群以及 CFD 程序对叶片几何进行优化提高叶片效率。Buche 等人^[7]通过协方差矩阵自适应演化策略以及 S1 计算程序,综合考虑变工况以及气流转折角、形状因子和最大马赫数、计算收敛精度等约束进行优化。Lian 等人^[8]、Benini^[9]和 Siller 等人^[10]通过进化算法结合 CFD 程序开展压气机叶片多目标气动优化或者气动强度耦合优化。Dimitiros 等人^[11]利用伴随公式对叶片几何进行优化,降低叶片熵增。Samad 等人^[12]通过多种优化算法(神经网络、响应面模型、Kriging 模型)对叶片弯掠面积叠方式进行优化。李天恩等人^[13]通过 Kriging 模型和 NSGA - II 优化算法对串联叶栅进行优化,降低运行工况内损失。孙泽秦等人^[14]通过手动优化给定端弯角度,降低了叶顶泄露损失。陈璇等人^[15]利用遗传算法和 S1 程序对低雷诺数叶型进行了优化。

Astrua 等人^[16]通过人工神经网络与三维 THIN-LAYER 计算方法对叶片中弧线与厚度进行优化,综合考虑了多工况气动与强度性能。

反问题设计则是根据期望的压气机性能目标,如流量、压比、效率等,反向求解出满足这些目标的压气机几何结构。刘汉儒等人^[17]通过本征正交分解方法给定叶型表面压力系数分布,反设计出叶型几何。李艾挺等人^[18]给定初始叶型以及目标载荷情况下利用特征线理论计算中弧线虚位移,反复迭代完成目标载荷对应叶型设计。

正问题优化方法大部分为全三维计算,优化过程非常耗时,且优化效果受给定自变量范围影响较大。反问题设计对设计者的经验要求比较高,要预先给出合理的叶型表面压力或等熵马赫数等气动参数分布。本文采用自动优化算法与 S1 程序正问题优化方法对高亚音气动性能进行优化。S1 程序优化结果与全三维计算结果高度吻合,但计算速度比全三维快,相对于现在主流正、反问题优化方法具有兼顾高寻优效率且高精度的优点。

1 研究对象及研究方法

1.1 研究对象与参数化方法

优化对象为 1 台 2.5 级轴流压气机,图 1 为压气机子午面流道尺寸图。图中 IGV 为进口导叶,R1、S1 分别为压气机第一级动叶、静叶,R2、S2 分别为压气机第二级动叶、静叶。

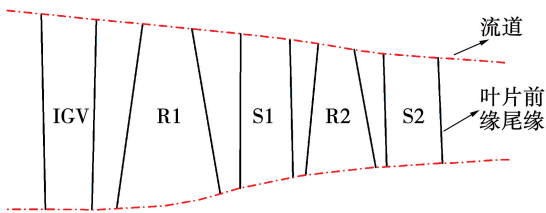


图 1 2.5 级压气机子午面示意图

Fig. 1 Meridian diagram of 2.5-stage compressor

本研究主要针对压气机的第一、二级静叶进行优化,选取每排叶片的 10%、50% 和 90% 叶高面作为研究截面,选取 10 个变量:每个截面的弦长 L ,安装角 β 、前缘角 α_1 、尾缘角 α_2 、中弧线第二控制点相对弦向位置 S_1 、中弧线第三控制点相对弦向位置

S_2 、压力面参考点坐标 (x_{rp}, y_{rp}) 和吸力面参考点坐标 (x_{rs}, y_{rs}) 。

以第一级静叶 50% 叶高截面为例,优化变量和范围如表 1 所示。

表 1 第一级静叶 50% 截面叶型优化变量和变化范围
Tab.1 Optimization variables and change range of the airfoil at 50% span of first-stage stator

序号	参 数	范 围
1	弦长 L	$\pm 10\%$
2	安装角 β	$\pm 5^\circ$
3	前缘角 α_1	$\pm 10^\circ$
4	尾缘角 α_2	$\pm 15^\circ$
5	第二个控制点相对弦长位置 S_1	$0.05 \sim 0.9$
6	第三个控制点相对弦长位置 S_2	$0.05 \sim 0.9$
7	压力面参考点横坐标 x_{rp}	$0.02 \sim 0.98$
8	压力面参考点纵坐标 y_{rp}	$\pm 50\%$
9	吸力面参考点横坐标 x_{rs}	$0.02 \sim 0.98$
10	吸力面参考点纵坐标 y_{rs}	$\pm 50\%$

图 2 为叶型参数化拟合。本文采用中弧线叠加厚度造型法,分别采用三段三次 B 样条曲线对中弧线、压力面厚度、吸力面厚度进行拟合。

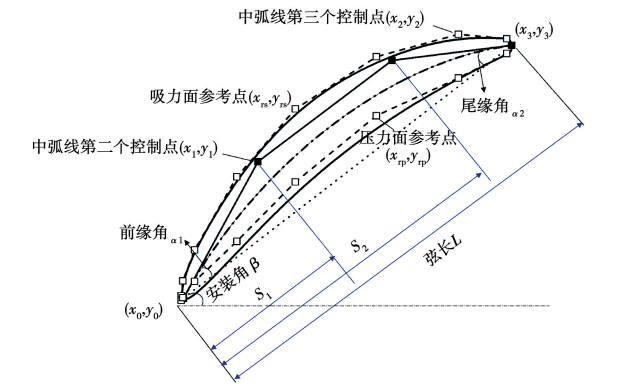


图 2 叶型参数化拟合
Fig.2 Parameterized fitting of airfoil

本文用一段三次样条曲线对中弧线进行拟合,4 个控制点分别为前缘点、两个中间控制点和尾缘点,前两个控制点连线与弦长的夹角定义为前缘角 α_1 ,后两个控制点连线与弦长的夹角定义为尾缘角 α_2 , S_1 、 S_2 分别为第二、三控制点与前缘点的距离沿弦长方向的投影长度,第二控制点相对弦向位置 S_{r1} 、第三控制点相对弦向位置 S_{r2} 分别为 S_1 、 S_2 与弦长的比值。

中弧线定义中 S_1 、 S_2 计算公式如下:

$$S_1 = \frac{\sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2} \cdot \cos \alpha_1}{L} \quad (1)$$

$$S_2 = \frac{\sqrt{(x_2 - x_3)^2 + (y_2 - y_3)^2} \cdot \cos \alpha_2}{L} \quad (2)$$

用两段三次 B 样条对叶型压力面和吸力面厚度进行拟合,图 3 中厚度控制点坐标为 (x, y) , d_1 为厚度控制点到中弧线法向距离绝对值, d_2 为厚度控制点到前缘点距离绝对值, x 为弦向相对位置, y 为厚度控制点到中弧线法向距离相对于弦长的相对值。

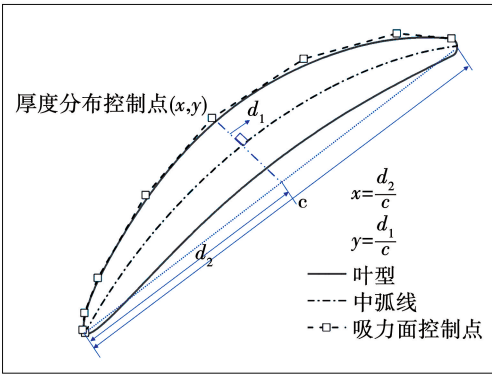


图 3 叶型厚度控制点
Fig.3 Control points of airfoil thickness

为了减少优化工作量,减少优化过程中选取的变量,选取其中一个控制点(一般是 y 最大值点)作为其他控制点 (x, y) 的参考点 (x_r, y_r) ,并以此参考点的 x_r 和 y_r 坐标值作为优化变量。核心思路是保证控制点在前半段或者后半段相对于参考点(分界点为参考点)的相对位置以及相对厚度不变。优化过程中若参考点变化为 (x'_r, y'_r) ,其他控制点按如下公式变化为 (x', y') :

当 $x \leq x_r$ 时:

$$\begin{cases} \frac{x_r - x}{x_r} = \frac{x'_r - x'}{x'_r}, (0 < x \leq x_r < 1) \\ \frac{y}{y_r} = \frac{y'}{y'_r} \end{cases} \quad (3)$$

当 $x > x_r$ 时:

$$\begin{cases} \frac{x - x_r}{1 - x_r} = \frac{x' - x'_r}{1 - x'_r}, (0 < x_r < x < 1) \\ \frac{y}{y_r} = \frac{y'}{y'_r} \end{cases} \quad (4)$$

由上述公式(3) - (4)可得:

$$x' = \begin{cases} x'_r \frac{x}{x_r}, & x \leq x_r \\ (x - x_r) \left(\frac{1 - x'_r}{1 - x_r} \right) + x'_r, & x > x_r \end{cases}$$
$$y' = y \frac{y'_r}{y_r}$$

(5)

根据变化前后的参考点坐标值(x_r, y_r)和(x'_r, y'_r)、以及变化前目标坐标点(x, y)即可获得变化后的坐标值(x', y')。

优化计算核心求解器为 S1 计算程序,优化程序采用算法为自编算法,其作为一种混合优化算法,既可进行多种策略同时搜索,也可同时进行局部和全局搜索,还可以进行自适应搜索,根据已经计算的算例调整搜索方向进行自动寻优。

优化的求解器 S1 程序是叶轮机械行业内应用广泛的 MISES 计算软件,算法是基于欧拉方程和损失模型的计算方法。对于中、低马赫数叶型该软件计算精度较高,速度相比 CFD 计算工具更快。本文主要考虑尽量降低优化周期问题,采用 MISES 作为优化的核心求解器。

1.2 优化目标

为了确保优化叶型在设计点与非设计点同时具有较好的性能,优化工况点选取了 5 个工况点。图 4 为优化工况点,图中 ω_{dp} 、 ω_{chock} 、 ω_{stall} 、 ω_{ns} 、 ω_{nc} 分别设计点、堵塞点、失速点、近失速点、近堵塞点损失系数,近失速点和近堵塞点分别为 80% 的安全运行进气角范围对应的工况点。

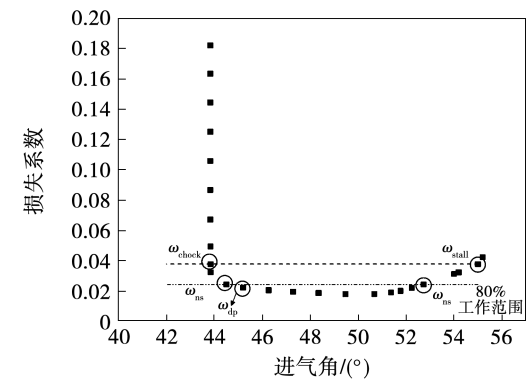


图 4 优化工况点
Fig.4 Optimized operating point

优化目标 ω_t 为:

$$\omega_t = a_1 \frac{(\omega_{dp,opt} - \omega_{dp,ori})}{\omega_{dp,ori}} + a_2 \frac{(\omega_{nc,opt} - \omega_{nc,ori})}{\omega_{nc,ori}} + a_3 \frac{(\omega_{ns,opt} - \omega_{ns,ori})}{\omega_{ns,ori}} + a_4 \frac{(\omega_{stall,opt} - \omega_{stall,ori})}{\omega_{stall,ori}} + a_5 \frac{(\alpha_{1chock,opt} - \alpha_{1chock,ori})}{\alpha_{1chock,ori}} + a_6 \frac{|\alpha_{2dp,opt} - \alpha_{2dp,ori}|}{\alpha_{2dp,ori}} + \delta$$

(6)

式中: ω —损失系数; α_1 —进气角; α_2 —出气角; δ —落后角;下标:ori,opt—初始参数、优化参数; $a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6$ —设计点、近堵塞点、近失速点和失速点的损失系数,以及堵塞点进气角、设计点出气角这几项优化目标权重系数。

因为在接近堵塞工况时,如果给定气流角计算容易发散,所以考虑给定背压计算堵塞工况的进气角,进气角越小意味着叶型具有越好的堵塞裕度。为了保证优化后叶片不影响级间匹配,在优化目标第 6 项中考虑了设计点出气角,希望优化后出气角与原型出气角尽量保持不变。本文对设计工况和非设计工况性能优化权重保持相同,即 $a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6$ 均为 1, δ 为了保证优化过程中数值计算不发散,取 1,对于原型 $\omega_t = \delta$,即为 1。

1.3 计算工具验证

为了验证计算工具的准确性,在优化之前对 S1 计算程序进行了计算,将计算值与文献[19]中实验值进行对比。NACA65 系列 V103 - 180 叶型、叶型几何、气动边界参数与实验数据均来源公开文献[19],计算工况如表 2 所示。

表 2 V103-180 叶型几何与气动参数^[19]

Tab.2 Geometry and aerodynamic parameters of V103-180 airfoil^[19]

参 数	数 值
进气马赫数 M_1	0.67
进口气流角 $\alpha_1/(^\circ)$	132
安装角 $\gamma/(^\circ)$	22.5
雷诺数 Re	450 000
栅距与弦长比值 t/l	0.55
出口气流角 $\alpha_2/(^\circ)$	96

图 5 为 V103-180 叶型型线,即 S1 程序验证计算模型。通过 S1 程序对叶型设计工况进行计算获取叶表等熵马赫数曲线,并将与实验测试结果进行对比,对比结果如图 6 所示。由图 6 可以看出,S1 程序计算值与实验值吻合较好。表明该 S1 程序具有较高计算精度,可以用做叶型性能评估工具。

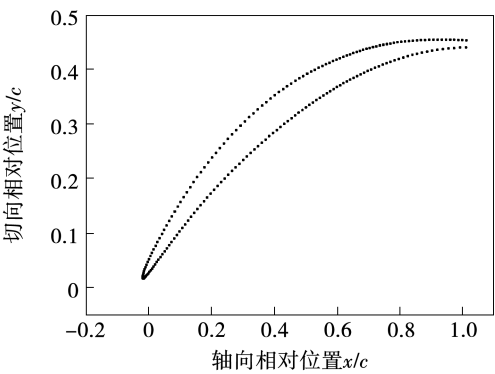


图 5 V103-180 叶型型线^[19]

Fig.5 Airfoil profile of V103-180^[19]

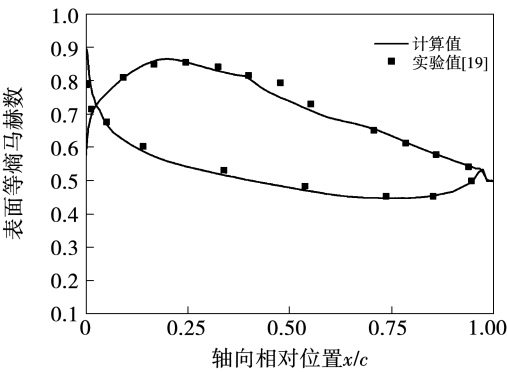


图 6 V103-180 叶型表面等熵马赫数计算值与实验值对比^[19]

Fig.6 Comparison of isentropic Mach numbers between calculated and experimental values of V103-180airfoil surface^[19]

2 二维叶型优化

在计算堵塞点时,给定进气马赫数与进口气流角容易发散,所以给定进口马赫数和出口相对静压。计算其他工况时给定进口马赫数和进口气流角。

在进行优化前,对原型叶型进行二维计算,计算边界条件和参数如表 3 所示,边界条件与 CFD 计算值保持一致。出口相对静压为出口静压 p_2 与进口总压 p_{01} 比值。表 3 中, $AVDR = \rho_2 Va_2 / \rho_1 Va_1$, ρ 为密度, Va 为轴向速度,下标 2 为叶片排出口,下标 1 为叶片排进口。

表 3 设计点参数

Tab.3 Parameters of design point

参 数	数 值
进气马赫数 μ_1	0.742
出口相对静压 p_2/p_{01}	0.819
轴向密流比 AVDR	1.147
雷诺数 Re	2×10^7
湍流强度 $\varphi/\%$	2.5

表 4 为优化涉及工况的部分计算边界参数,除了堵塞点通过给定出口相对静压进行计算以外,其余工况点均通过给定进气角进行计算。

表 4 所有计算工况边界参数

Tab.4 Boundary parameters of all the operating points

工况	进气角/(°)	出口相对静压
设计点	45.29	—
失速点	52.64	—
堵塞点	—	0.795
近失速点	51.78	—
近堵塞点	44.39	—

注:“—”表示没有数值。

本文采用罚函数的方式考虑约束对优化方案的影响,如式(7)所示。

$$p = -1 - \frac{(\omega_{t_{new}} - \omega_{t_{ori}})}{\omega_{t_{ori}}} - b_1 \left(\frac{(A_{new} - A_{con})}{A_{con}} \right)^2 - b_2 \left(\frac{(Ma_{new} - Ma_{con})}{Ma_{con}} \right)^2 \quad (7)$$

其中,
$$b_1 = \begin{cases} 10\,000, & A_{new} < A_{con} \\ 0, & A_{new} \geq A_{con} \end{cases}$$

$$b_2 = \begin{cases} 10\,000, & Ma_{new} \geq Ma_{con} \\ 0, & Ma_{new} < Ma_{con} \end{cases} \quad (8)$$

式中: b_1 和 b_2 —面积和最大马赫数项的系数,当面积或最大马赫数超出约束值后, b_1 或 b_2 值会增大(本文取 10 000)。性能参数 p 值包含了优化目标以及由约束构成的罚函数部分,其值越大代表叶型性能越好。下标 con—约束参数;下标 new—优化后参数; A_{con} 取 $0.001\,72\,m^2$, Ma_{con} 取 1.1。

耦合优化算法和 S1 程序开展了 4 000 个样本点的计算及优化。图 7 为部分样本点 p 值与面积关系。其中 p 值为 0.076 4 的样本点为满足约束的最优方案。

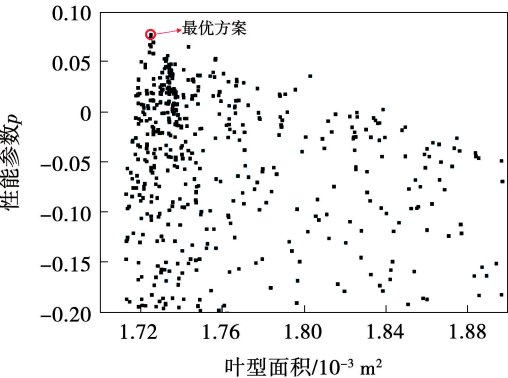


图 7 优化样本性能参数 p 与叶型面积的关系

Fig.7 Relation between optimized sample performance parameters and airfoil area

从图7可以看出,最优方案在接近面积约束值附近区域出现,这与叶型越薄性能越好的结论相吻合。在约束面积左边区域由于不满足面积约束,系数 b_1 取值很大,性能 p 值迅速下降。

图8为优化前后叶型几何对比。从图8可以看出,叶型安装角减小,优化后前半段叶型压力面厚度减少,导致前半段做功能力有所增加,后半段做功能力减少。

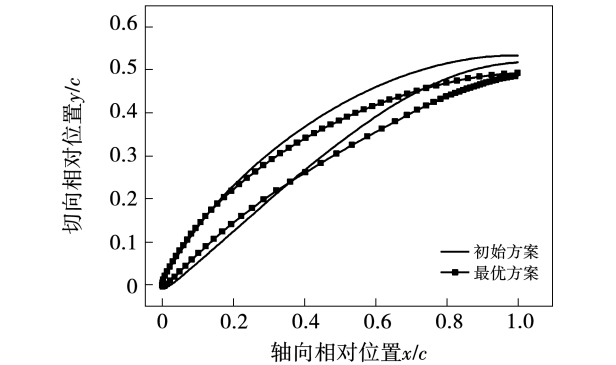


图8 优化前后叶型几何对比

Fig.8 Comparison of airfoil geometries before and after optimization

表5为最优方案气动与几何参数。虽然优化后安装角减小,但从表5看出进气角和出气角基本保持不变(气流转折角基本不变),叶型做功能力基本不变,进出气角基本不变有利于与上下游叶片排气动匹配。

表5 最优方案气动与几何参数

Tab.5 Aerodynamic and geometry parameters of optimal scheme

参 数	初始方案	最优方案
性能参数 p	-1	0.076 4
总压损失 ω_t	1	-0.076 4
叶型面积 A/m^2	0.001 82	0.001 73
最大马赫数 Ma_m	1.041	1.098
设计点进气角 $\alpha_{1,\text{dp}}/(\text{^\circ})$	45.295	45.295
设计点出气角 $\alpha_{2,\text{dp}}/(\text{^\circ})$	12.124	12.112
气流转折角 $\theta/(\text{^\circ})$	33.171	33.183

图9为优化前后设计点叶型表面等熵马赫数对比图。由图9可知,最大马赫数位置有所前移,数值有所增加,吸力面上马赫数递减梯度变缓慢,有利于减缓附面层厚度增加速度。压力面马赫数曲线更加平缓,有利于减少压力面摩擦损失。

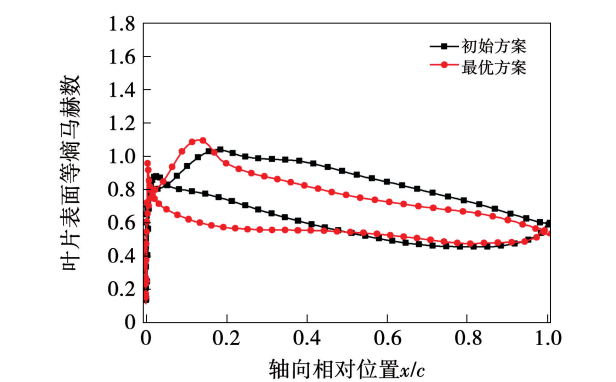


图9 优化前、后设计点叶型表面等熵马赫数对比

Fig.9 Comparison of isentropic Mach numbers on airfoil surface at design point before and after optimization

图10和图11分别展示了失速工况与堵塞工况下,优化前后叶型表面等熵马赫数对比。

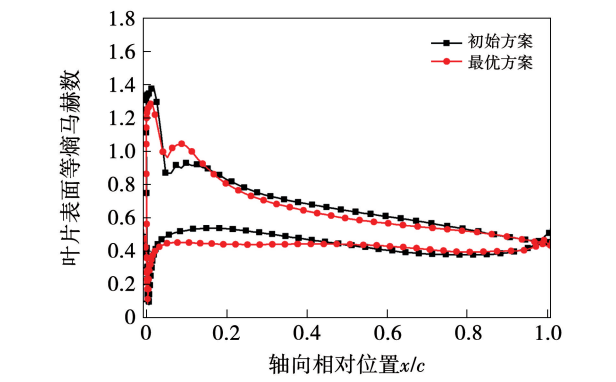


图10 失速工况下叶型表面等熵马赫数分布

Fig.10 Distribution of isentropic Mach number on airfoil surface at stall point

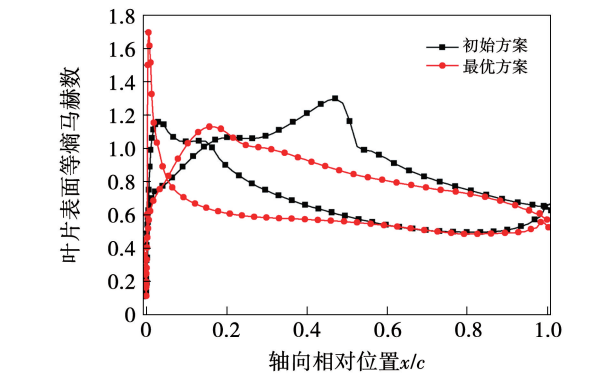


图11 堵塞工况下叶型表面等熵马赫数分布

Fig.11 Distribution of isentropic Mach number on airfoil surface at choke point

由图10可知,失速工况下进口马赫数峰值有所降低,减缓吸力面上流动分离,起到增加失速裕度作用。由图11可知,在堵塞工况下吸力面上峰值马赫数大幅降低,从原来1.3降到1.13,降低了激波强度,减少了激波损失。

图 12 为第一级静叶 50% 叶高截面优化前后设计工况下压力面和吸力面形状因子。靠近前缘吸力面形状因子(圆点)比优化前低,吸力面转捩更靠前,10% ~ 50% 相对弦长吸力面形状因子略大于优化前,50% ~ 100% 相对弦长吸力面形状因子明显低于优化前的,表明优化后附面层厚度明显降低,这也是优化后叶型设计工况损失和工作范围较优的主要原因。

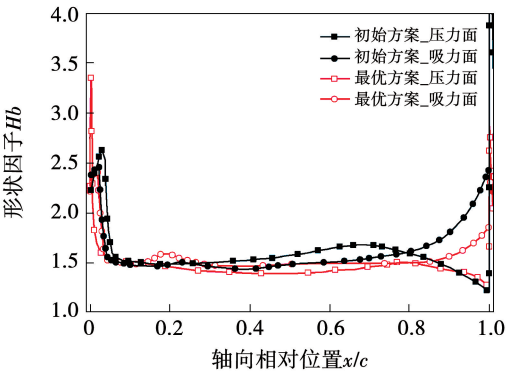


图 12 优化前后压力面和吸力面形状因子
Fig. 12 Shape factor on suction and pressure surfaces before and after optimization

图 13 为优化前、后叶型损失与进气角关系对比。其中 $\omega_{\min, \text{ref}}$ 为叶型优化前最小损失系数, $\omega_{\min, \text{opt}}$ 为叶型优化后最小损失系数。优化后叶型最低损失从 0.0187 降低到 0.0155, 下降约 17%。设计点损失系数从 0.022 59 降低到 0.017 35, 降低 23.2%。近堵塞点损失系数从 0.024 44 降低到 0.017 94, 降低 26.6%。失速裕度和堵塞裕度均有所增加, 优化前堵塞点进气角为 43.840°, 优化后堵塞点进气角为 42.578°, 安全运行范围从 9.3° 增加到 12.9° 安全运行范围拓宽 3.6°。

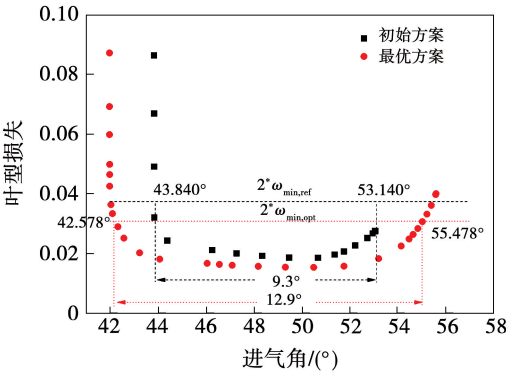


图 13 优化前、后叶型损失随进气角曲线变化
Fig. 13 Variation curve of airfoil loss vs. intake angle before and after optimization

知,各工况性能均有明显提升,设计点出气角仅比原型出气角小 0.1%, 几乎保持不变,基本保证了与优化前相同气流转折角。

表 6 各工况下叶型性能提升效果
Tab. 6 Improvement of airfoil performance of all operating points

参 数	初始方案	最优方案	差值/%
设计点损失系数 ω_{dp}	0.022 59	0.017 35	-23.2
近堵塞点损失系数 ω_{nc}	0.024 44	0.017 94	-26.6
近失速点损失系数 ω_{ns}	0.020 90	0.015 90	-23.9
失速点损失系数 ω_{stall}	0.024 85	0.017 11	-31.1
堵塞点进气角 $\alpha_{1 \text{ choke}} / (^\circ)$	43.840	42.578	-2.9
设计点出气角 $\alpha_{2 dp} / (^\circ)$	12.124	12.112	-0.1
工作范围 D_{range}	9.3	12.9	38.7

图 14 为第一级静叶叶型优化前、后设计工况叶型表面等熵马赫数分布。将该优化方法应用到第一级静叶 10% 和 90% 相对叶高截面,图 14 为对应的设计工况下叶片表面等熵马赫数,由图 14 可以看出,最优方案静叶更倾向于前加载。

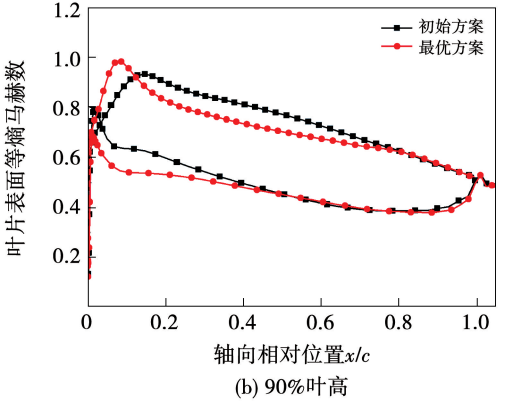
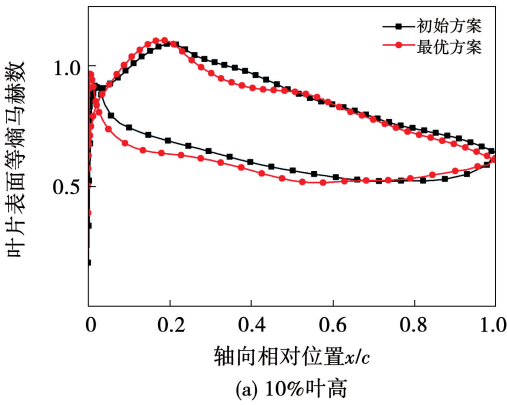


图 14 第一级静叶叶型优化前、后设计工况叶型表面等熵马赫数分布
Fig. 14 Distributions of isentropic Mach numbers on airfoil surface of first-stage stator at design point before and after optimization

表 6 为各工况下叶型性能提升效果。由表 6 可

图 15 为第一级静叶叶型优化前、后叶型损失与进气角特性对比。图 15 表明,优化后 10% 和 90% 叶高叶型拥有更低叶型损失以及更宽安全运行范围。

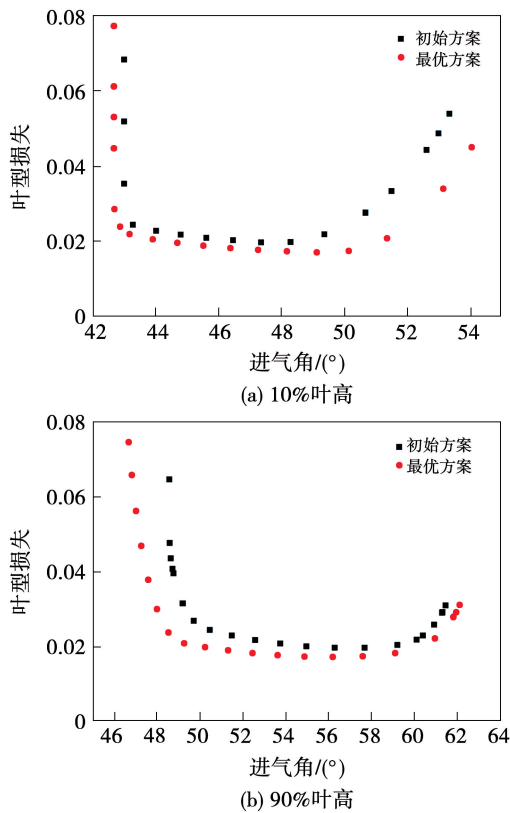


图 15 第一级静叶叶型优化前、后安全运行范围变化

Fig. 15 Changes in safe operating range of airfoil of first-stage stator before and after optimization

3 三维叶片优化

在优化过程中,由于端壁面流动更具有三维性, S1 程序无法获取比较合理的计算结果,所以选取优化截面时避开了 0% 和 100% 叶高截面,即端壁截面。这两个端壁截面由优化后 10%、50%、90% 叶高截面插值获得。因为端壁叶型对喘振裕度影响较大,一般需要通过三维计算软件对端壁面叶型进行详细设计。

虽然在 S1 程序优化过程中保证了出气角基本不变,但 S1 程序与三维计算仍存在一定差距,这种差距主要源自软件计算差距以及径向二次流影响,主要体现在冲角与出气角上面。图 16 为第一级静叶原型、S1 优化叶片、局部调整叶片(基于 S1 优化叶片)三维计算出气角对比。图中实线为三维调整后计算结果,与原型计算结果基本重合。由图可以

看出 S1 优化叶片出气角与原型叶片出气角仍有差距,最大差距位于 40% 叶高,约为 1°,所以对尾缘角进行了微调,局部调整叶片出气角径向分布与原型基本一致。

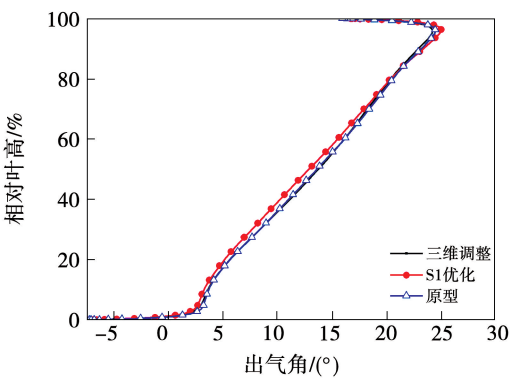


图 16 第一级静叶原型、S1 优化、三维调整叶片三维计算出气角沿相对叶高分布对比

Fig. 16 Comparison of three-dimensional calculated outlet angle distributions at relative span of first-stage stator among prototype blade, blade from S1 optimization and blade with 3D modification

图 17 为第一级静叶原型、S1 优化叶片、三维调整叶片 25% 叶高叶型表面等熵马赫数三维计算结果。

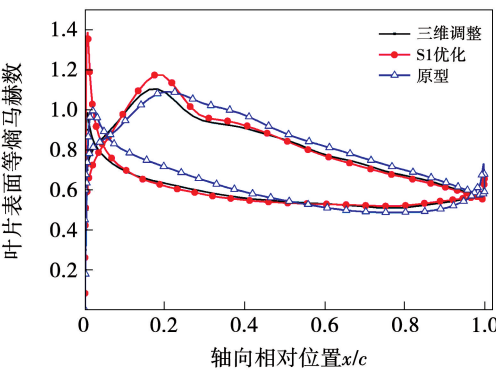


图 17 第一静叶原型、S1 优化、三维调整叶片 25% 叶高叶型表面等熵马赫数对比

Fig. 17 Comparison of isentropic Mach numbers on airfoil surface at 25% span of first-stage stator among prototype blade, blade from S1 optimization and blade with 3D modification

可以看出,相比原型叶片, S1 优化叶片在 25% 叶高处叶片的冲角负值更大,导致 25% 叶高附近气动总损失迅速增加,对应图 18 中 S1 优化结果。所以对前缘角进行微调,同时调整尾缘角确保出气角

与原型仍保持一致,三维调整后 25% 叶高损失得到明显降低,对应图 18 中三维调整结果。

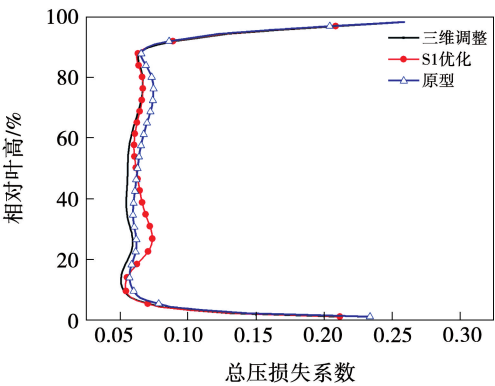
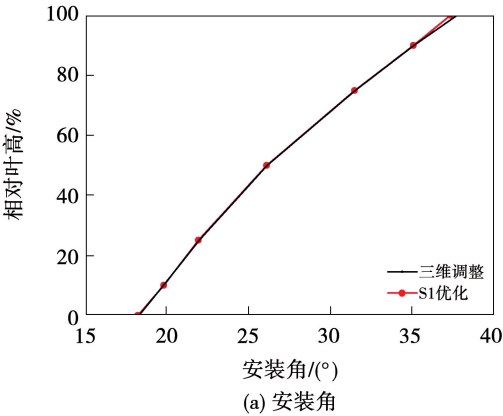


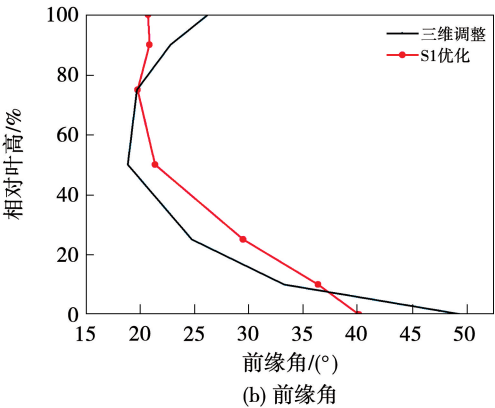
图 18 第一级静叶原型、S1 优化、三维调整叶片总损失沿相对叶高分布对比

Fig. 18 Comparison of total loss distributions at relative span of first-stage stator among prototype blade, blade from S1 optimization and blade with 3D modification

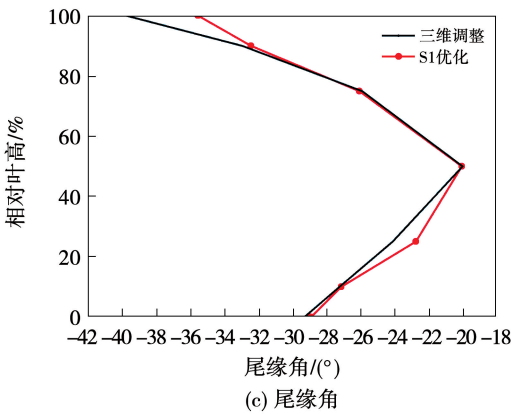
图 19 为第一级静叶主要几何参数三维调整前后的对比。调整前后安装角基本保持不变,三维调整后前缘角在靠近上、下端壁变化范围较大,尾缘角在 90% 叶高以下基本不变,在靠近上端壁变化较大。



(a) 安装角



(b) 前缘角



(c) 尾缘角

图 19 第一级静叶 S1 优化和三维调整叶片的安装角、前缘角和尾缘角沿相对叶高分布对比

Fig. 19 Comparison of installation angle, leading edge angle and trailing edge angle distributions at relative span of first-stage stator among prototype blade, blade from S1 optimization and blade with 3D modification

图 20 和图 21 分别为叶型厚度放大系数径向分布以及根部截面添加倒圆前后几何对比。除了对前缘角、尾缘角、安装角进行局部微调外,与原型一样,在上下端壁考虑倒圆设计,静叶倒圆影响范围主要是靠近端壁的 10% 叶高范围内(即 0 ~ 10% 和 90% ~ 100%)。图 20 可以看出,从 10% 到 0% 相对叶高位置以及 90% 到 100%。相对叶高位置,厚度缩放因子从 1 逐步增加到 1.5。图 21 可以看出,相比无倒圆叶型,添加倒圆后的叶型在不同轴向位置处厚度增加均匀。

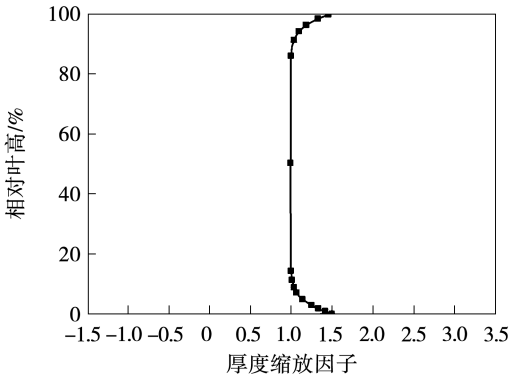


图 20 第一级静叶厚度缩放因子沿相对叶高分布
Fig. 20 Distribution of amplification factor of thickness at relative span of first-stage stator

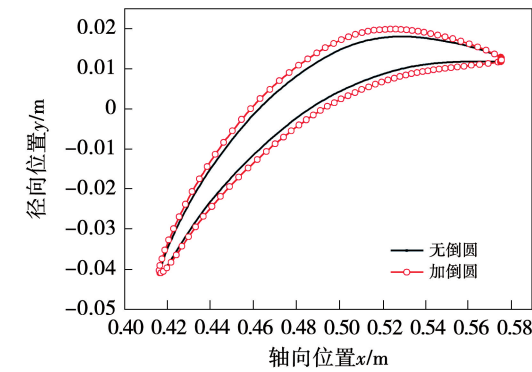


图 21 第一级静叶根部截面添加倒圆前、后几何对比

Fig. 21 Comparison of geometries before and after making fillet on the root section of first-stage stator

4 全三维性能校核

基于上述方法对第二级静叶也进行了优化和三维局部详细设计。

通过全三维 N - S 方程对优化前、后 2.5 级跨音压气机进行了气动分析。在进行优化效果校核时,采用全三维 Navier-Stokes 流动求解器进行流场定常求解。湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型,同时采用隐式残差光滑、多重网格等技术加速计算收敛。网格为 H 型网格,单排叶片网格总数约为 77 万,对壁面网格进行了加密,各排叶片的网格根据流道、叶片尺寸进行针对性调整,以改变网格疏密程度,提高计算鲁棒性。采用单通道网格计算,壁面网格设置满足 Y^+ 约为 1。计算时,进口设置总压、总温、气流角沿径向分布,出口设置静压沿径向分布。计算考虑叶顶间隙以及静叶根部泄漏。不同叶片排混合面采用无反射边界处理方法。

表 7 为优化后 2.5 级压气机设计点性能变化。由表 7 可知,流量及总压比与原型基本保持不变。流量略微增加 0.9 kg/s,等熵效率略微增加 0.05%,喘振裕度大幅提升,增加了 9%。

喘振点判断原则是以计算发散前一个点作为喘振点。喘振裕度的计算公式为:

$$SM = \left(\frac{M_{dp} \times \pi_{sp}}{M_{sp} \times \pi_{dp}} - 1 \right) \times 100\%$$

(9)

其中:下标 dp—设计点;sp—失速点。

表 7 2.5 级压气机优化前后三维计算结果

Tab. 7 Results of 3D calculation of 2.5-stage compressor before and after optimization

设计点参数	优化前	优化后
流量/kg · s ⁻¹	774.9	775.8
总压比 π	2.508	2.509
等熵效率 η/%	92.65	92.7
喘振裕度 SM/%	4.8	13.8

图 22 为优化前、后压比随流量变化曲线,相对流量和相对压比均是基于初始方案设计点无量纲化的值,由图可知,原型最后一个收敛点总压比为 1.034 倍设计点总压比。当背压继续提升时,计算出现发散。而优化后,计算能继续收敛,直至 1.085 倍设计点总压比。

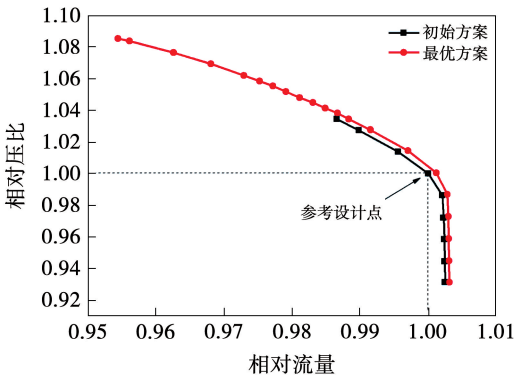


图 22 优化前后压比随流量变化曲线图

Fig. 22 Variation curve of pressure ratio vs. mass flow before and after optimization

图 23 为优化前后效率随流量变化曲线,由图可知整个运行范围内效率均有提升。

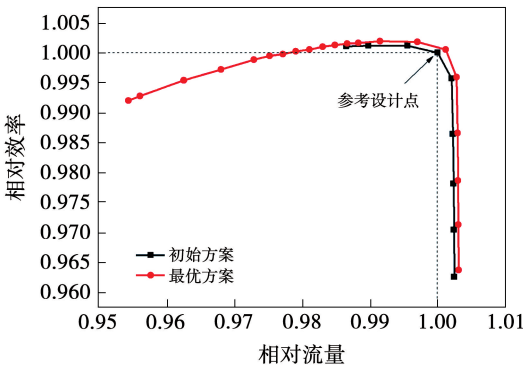


图 23 优化前后效率随流量变化曲线图

Fig. 23 Variation curve of efficiency vs. mass flow before and after optimization

图 24 为优化前后近失速工况下 S1 吸力面叶表流线图。由图 24 可知,优化后 S1 尾缘的分离区域得到明显减少,特别是叶中区域(20% ~ 75% 叶高之间)。原型 S1 优化前最大分离截面大概位于 73% 叶高,分离区域占轴向长度比例约为 11%。优化后对应位置分离区域相对轴向长度已减至约 4%,明显减少。

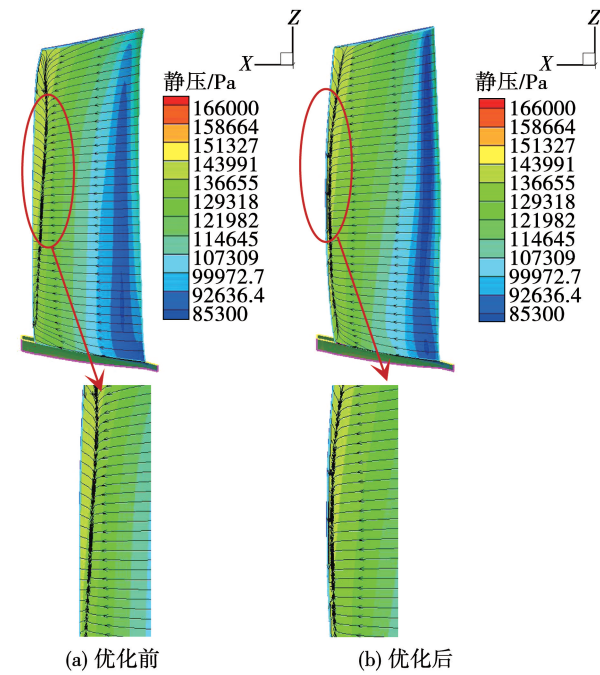


图 24 近失速工况 S1 吸力面叶表流线分布
Fig. 24 Streamline distributions on suction surface of S1 near stall point

图 25 为优化前后近失速工况下 S₂ 吸力面叶表流线图。由图 25 可知,优化后 S₂ 根部的分离区域明显减小,流线分布更加均匀。分离区相对高度由约 10.1% 降低到约 2.3%,明显减小。

图 26 和图 27 分别为设计工况下三维计算的 S1 和 S2 优化前后不同叶高叶型表面等熵马赫数变化。两个叶片优化结果表明,除 S2 的 90% 叶高叶型表面等熵马赫数基本不变,最大马赫数位置均有所前移。这与 S1 程序计算结果中优化后转捩位置前移相对应,有利于延缓后半段附面层增加速率。由图可知,在 S1 的 50%、90% 叶高以及 S2 的 50% 叶高马赫数峰值有所增加,主要是因为原型马赫数峰值并不高,增加后并不会造成明显激波。对于其

原型 S1 的 10% 截面马赫数峰值为 1.18 和原型 S2 的 10% 截面马赫数峰值为 1.25,优化后马赫数峰值均明显降低,有利于降低激波损失,增加堵塞裕度。

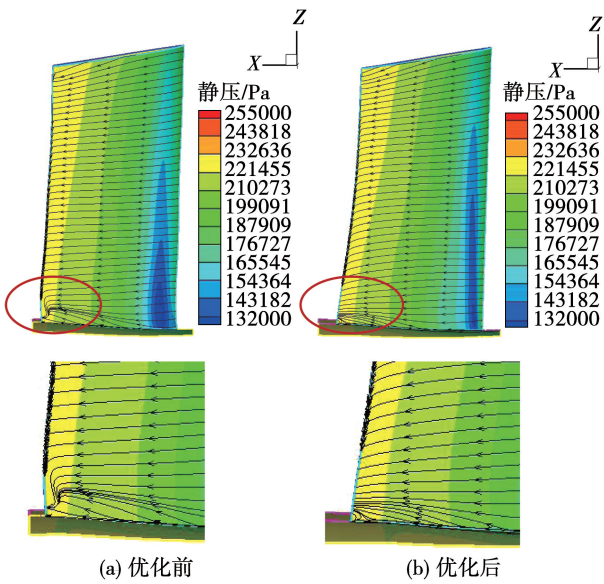
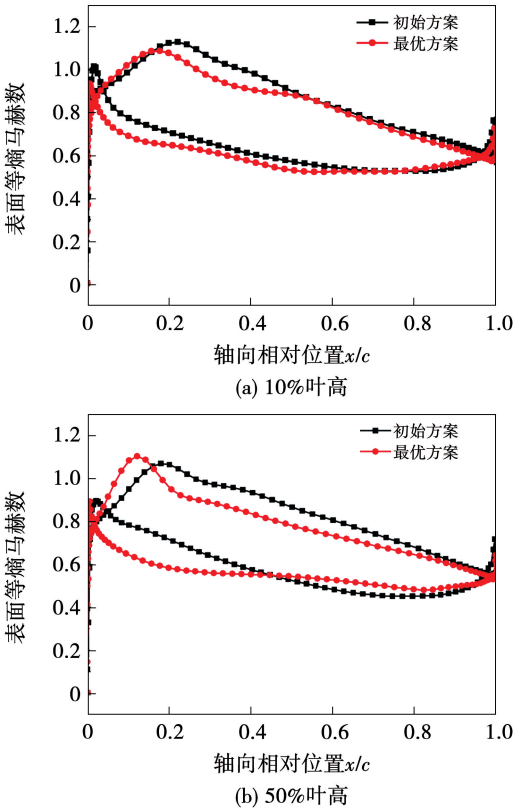


图 25 近失速工况 S2 吸力面叶表流线分布
Fig. 25 Streamline distributions on suction surface of S2 near stall point



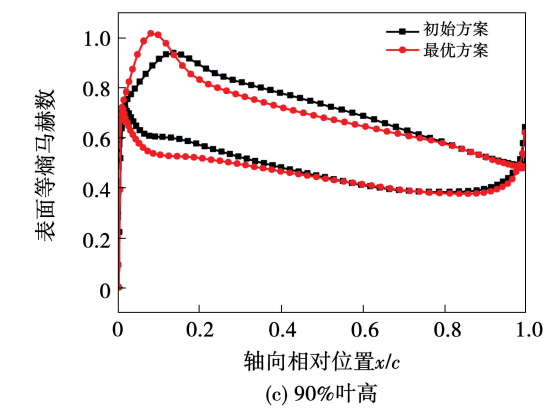


图 26 优化前后 S1 不同叶高叶型表面等熵马赫数变化

Fig. 26 Variations of isentropic Mach numbers on airfoil surface at different spans of S1 before and after optimization

图 28 为优化前后设计工况下 S2 的 10% 相对叶高截面上马赫数云图变化。由图可知,优化后前缘最大马赫数明显降低,使得扩压梯度降低,附面层增加速度放缓,尾缘分离减少。

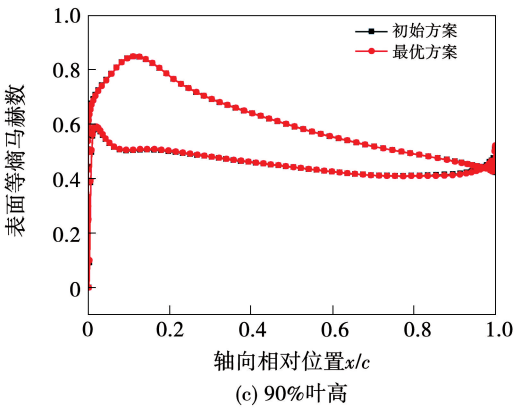
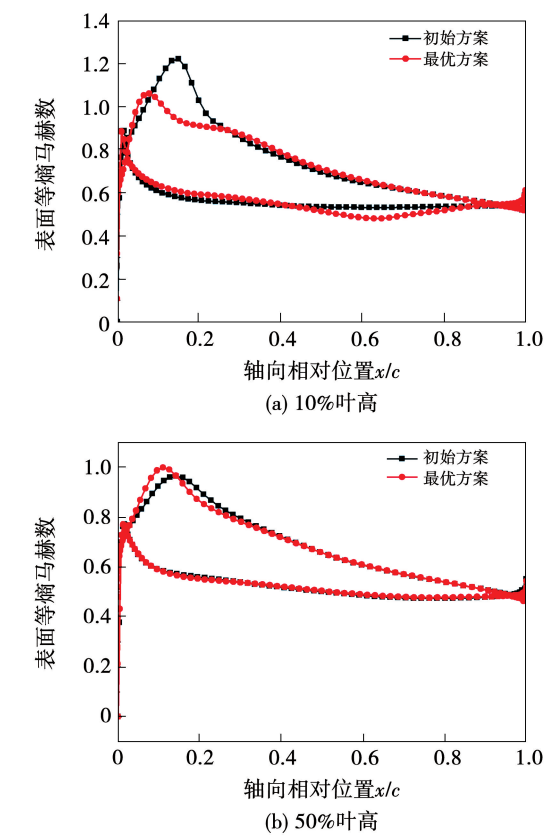


图 27 优化前、后 S2 不同叶高叶型表面等熵马赫数变化

Fig. 27 Variations of isentropic Mach numbers on airfoil surface at different spans of S2 before and after optimization

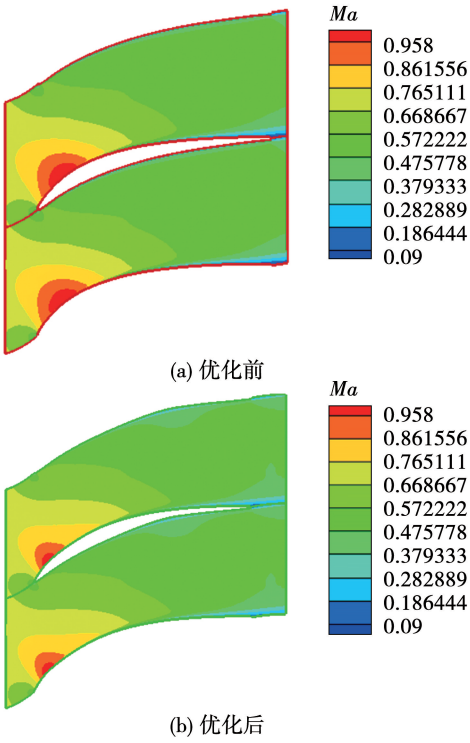


图 28 优化前、后设计工况 S2 的 10% 相对叶高截面马赫数云图

Fig. 28 Mach number contours of 10% relative span section of S2 at design point before and after optimization

5 结 论

本文基于 S1 计算程序与自动优化算法进行耦合优化,对 2.5 级压气机第一级和第二级高亚音静叶进行优化设计,并进行三维计算校核。通过对第

一级和二级高亚音静叶 10% ,50% ,90% 三个截面进行多工况、多约束的 S1 程序气动优化,性能得到明显提升,三维校核结果与 S1 程序高度吻合。主要结论如下:

(1) S1 程序在高亚音叶片上优化效果明显,第一级静叶叶中截面优化后设计点损失下降 23.2% ,安全运行范围拓宽 2.9° ,约提升 26.6% ,堵塞气流角由 43.84 降低到 42.58 ,堵塞裕度得到提升。

(2) 经过三维计算校核,优化后 2.5 级压气机设计点流量提高约 0.9 kg/s ,压比保持不变,效率提升 0.05% ,喘振裕度大幅提升 9% ,整个运行工况范围内性能均有提升。

(3) 经过三维计算校核,优化后第一级静叶 20% ~ 75% 叶高之间,靠近尾缘的叶表分离区明显减小,73% 叶高处分离区相对轴向长度由 11% 减少至 4% 。第二级静叶根部分离区高度由原来的 10.1% 相对叶高降低到 2.3% 相对叶高,近失速点尾缘流场分离改善明显。

参考文献:

- [1] 迟 雪. 高负荷超音压气机转子叶片优化设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- CHI Xue. Optimal design of rotor blades for high-load supersonic compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2016.
- [2] 伊卫林,黄鸿雁,韩万金. 轴流压气机叶片优化设计[J]. 热能动力工程,2006,21(2):141-143.
- YI Weilin, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Optimized design of axial compressor blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2006,21(2):141-143.
- [3] ZHENG Rongye, XIANG Jianhua, SUN Jinju. Blade geometry optimization for axial flow compressor[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air. Glasgow, UK: ASME,2010.
- [4] AHN C S, KIM K Y. Aerodynamic design optimization of a compressor rotor with Navier-Stokes analysis[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy,2003,217(2):179-183.
- [5] 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.
- ZHOU Zhengui. Automatic design optimization of compressor

- blade[J]. Journal of Aerospace Power,2002,17(3):305-308.
- [6] CHENG Jinxin, CHEN Jiang, XIANG Hang. A surface parametric control and global optimization method for axial flow compressor blades[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(7): 1618-1634.
- [7] BUCHE D, GUIDATI G, STOLL P. Automated design optimization of compressor blades for stationary, large-scale turbomachinery[C]//Proceedings of IGTI03 ASME Turbo Expo 2003: Power for Land, Sea and Air. Atlanta, Georgia, USA: ASME,2003.
- [8] LIAN Yongsheng, LIOU Mengsing. Multi-objective optimization of transonic compressor blade using evolutionary algorithm[J]. Journal of Propulsion and Power,2005,21(6):979-987.
- [9] BENINI E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power,2004,20(3):559-565.
- [10] SILLER U, VOB C, NICKE E. Automated multidisciplinary optimization of a transonic axial compressor[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA,2009.
- [11] PAPADIMITRIOU D, GIANNAKOGLU K. Compressor blade optimization using a continuous adjoint formulation[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2006. Barcelona, Spain: ASME, 2006.
- [12] SAMAD A, KIM K Y, GOEL T, et al. Multiple surrogate modeling for axial compressor blade shape optimization[J]. Journal of Propulsion and Power,2008,24(2):302-310.
- [13] 李天恩,耿少娟,刘帅鹏,等. 压气机大弯角串列叶栅多目标优化设计[J]. 热能动力工程,2024,39(11):1-10.
- LI Tianen, GEN Shaojuan, LIU Shuaipeng, et al. Multi-objective optimization design of high-turning tandem cascade in compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(11):1-10.
- [14] 孙泽秦,张靖焯. 基于弯曲叶片的氦气轴流压气机优化设计[J]. 热能动力工程,2023,38(11):20-28.
- SUN Zeqin, ZHANG Jingxuan. Optimization design of axial helium compressor based on curved blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2023,38(11):20-28.
- [15] 陈 璇,张明亮,李万松. 低雷诺数轴流压气机叶型气动优化[J]. 推进技术,2025,46(1):84-93.
- CHEN Xuan, ZHANG Mingliang, LI Wansong. Aerodynamic optimization of an axial compressor airfoil under low Reynolds numbers[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(1): 84-93.