

文章编号: 1000-8055(2010)04-0884-07

气动变量参数化的压气机转子三维数值优化

何 柳, 单 鹏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用“试验设计 + 响应面模型 + 遗传算法”的优化设计体系, 结合压气机设计常用的叶片造型程序和流场模拟软件, 搭建了轴流压气机叶片三维优化设计平台, 并对某涡喷发动机加零级压气机的零级转子进行了优化. 优化目标为极大化转子的设计点绝热效率. 约束条件为流量、增压比基本不变. 分别以相对气流角和气流脱轨角作为优化自变量, 进行了两个算例的优化. 即为与现代设计系统相接轨, 不同于叶片几何参数优化, 取设计中具有物理含义的气动参数作为优化自变量. 优化后的绝热效率分别提高了 0.82 和 0.73 个百分点.

关 键 词: 轴流压气机; 叶片造型; 气动数值优化; 人工神经网络; 遗传算法

中图分类号: V235

文献标识码: A

Numerical aero-optimization method for three-dimensional compressor rotor with parameterized aerodynamic variables

HE Liu, SHAN Peng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Employing the strategy of “experimental design + response surface model + genetic algorithm”, a response surface model code based on the artificial neural network and a genetic algorithm code were developed; and this paper established a numerical aero-optimization platform for three-dimensional (3-D) axial-flow compressor blade. This integral platform contains also the commonly used arbitrary camber line airfoil and blade formatting code and 3-D computational fluid dynamics solver. A fulfilled inverse-design of a zero-stage compressor rotor of a turbojet engine was optimized by this platform. The optimization object is to achieve the maximum adiabatic efficiency at the design point, while the mass flow rate and total pressure ratio are kept unchanged as the constraints. The relative flow-angle and the inner-blade deviation-angle are chosen separately as the independent-variables in two optimization cases. In order to directly couple the optimization method with the modern design system, the aerodynamic variables with physical meanings were chosen instead of the commonly used geometric variables as the optimization independent-variables. As compared with the original rotor, the adiabatic efficiencies of two optimal rotors increase by 0.82 and 0.73 percentage points, respectively. It shows that 3-D optimization method based on the aerodynamic variables has a good performance.

Key words: axial flow compressor; airfoil and blade formatting;

numerical aerodynamic optimization; artificial neural network; genetic algorithm

收稿日期: 2009-03-31; **修订日期:** 2009-11-23

基金项目: 中航工业燃气涡轮研究院外委课题

作者简介: 何柳(1982 -), 男, 山东莱洲人, 博士生, 主要从事叶轮机设计和叶片气动数值优化的研究.

经过近 30 多年的发展,计算流体动力学(CFD)在叶轮机械气动研究及设计领域已日渐普及.随着多学科优化理论及其数值方法的日趋完善以及在飞行器外形设计中的成功应用,在叶轮机械领域,利用数值优化方法替代人工设计的研究和工程应用也在持续升温^[1].

现代三维压气机气动设计的一般流程为:首先采用准三维通流设计输出若干个基元叶型中弧线,再根据规定的叶型几何参数,在基元叶型中弧线上配以选择的厚度分布,得到基元级的叶型坐标,最后根据规定的积叠轴形状和基元级积叠参照点(如重心、叶片前缘中心或尾缘中心),将各流面基元叶型沿展向积叠,得到三维叶片.其中在造型设计过程中,影响三维叶片造型的参数可分为气动参数(如相对气流角、气流脱轨角等)和几何参数(如积叠轴、最大相对厚度、最大厚度相对位置等).近年来,国内外进行了许多以积叠轴为优化自变量的三维叶片优化研究.国外的 Ahn C S 等人、国内的伊卫林等通过优化积叠轴,即调整叶片的弯掠特性提高了压气机的性能^[2-3].另一方面,由于叶片造型设计的影响因素多,数据量大,且经验性强,因此又出现了使用自由曲面函数(如非均匀有理 B 样条函数——NURBS 函数,Bezier 函数等)直接构造叶片三维空间曲面的方法.美国海军研究生院用由 6 片 Bezier 函数曲面所构成的叶片来代替复杂得多的初始生成叶片,以研究掠形叶片优化生成的几何定义的简化问题^[4].国内的袁新教授把轴流压气机叶片的 NURBS 曲面几何造型程序和 CFD 软件 NUMECA 集成在一个优化设计平台中,进行了多排轴流压气机的优化设计^[5].

但基于现代已经成熟发展的叶片造型设计方法,并结合设计中具有物理含义的气动参数进行数值优化的相关文献较少.基于这一原因,本文在自主开发的人工神经网络响应面模型(response surface model, RSM)程序和求解约束优化问题的遗传算法(genetic algorithm, GA)^[6-7]程序的基础上,结合轴流压气机任意中弧线叶型叶片造型程序,并选取造型设计中若干基元级上固定点的气动参数作为优化自变量,调用商用软件 NUMECA 进行流场数值模拟,搭建了轴流压气机叶片的三维优化设计平台.优化算例为已经由反问题设计完成的某弹用涡喷发动机加零级压气机的零级转子叶片^[8].以极大化转子设计点的绝热效率作为优化目标,对同一转子分别选用相对气流角和气流脱轨角作为优化自变量进行了两个算例的优化.并对优化前后转子

叶片形状、气动性能和流场等作出了对比分析.

1 优化平台

图 1 为本文优化设计平台的模块与流程图.由图可见,本优化平台包含试验设计,人工神经网络响应面模型程序,遗传算法程序,反向传播(back propagate, BP)算法程序,任意中弧线叶型叶片造型程序,CFD 软件 NUMECA.

为了获得较为准确的流场信息,提高优化的可靠性,试验设计的样本点和用遗传算法优化响应面模型函数得到的自变量点都将调用任意中弧线叶型叶片造型程序生成叶片,然后使用 NUMECA 进行全三维黏性定常 CFD 数值模拟.一般来说,响应面自变量点的函数值与该点的 CFD 模拟结果有差别.本文采用循环方法,将该点及其对应的 CFD 模拟结果作为一个新的样本点补充到样本集中,再进行下一次循环.其中流程图中的 $I_{\max}$ 为设定的最大循环次数,其值的选取综合考虑计算时间和优化质量,在本文叶片优化算例中, $I_{\max}$ 均取 50.

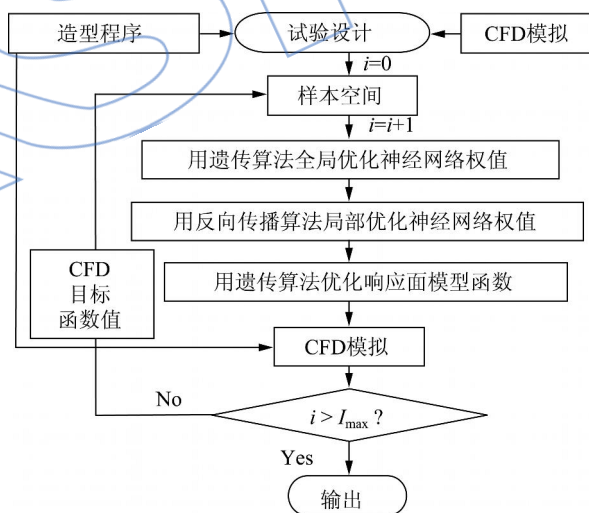


图 1 优化平台的模块和流程图

Fig. 1 Modules and flow chart of the optimization platform

本文遗传算法的性能测试如下.取约束优化函数为

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Minimize} \quad f(x, y) = (x - 0.8)^2 + (y - 0.3)^2 \\ \text{Subject to} \quad g_1(x, y) = (x - 0.2)^2 + (y - 0.5)^2 / 0.16 \leq 1 \\ \quad \quad \quad g_2(x, y) = (x + 0.5)^2 + (y - 0.5)^2 / 0.81 \geq 1 \\ \quad \quad \quad 0 \leq x \leq 1 \quad 0 \leq y \leq 1 \end{array} \right.$$

(1)

如图2所示,正方形实线边界为 x 和 y 的约束边界,月牙形实线边界为约束函数 g_1 和 g_2 的约束边界,月牙形实线边界包围的区域即为 (x, y) 的定义域,而点划线为目标函数 f 的等值线,显然,等值线与月牙右边界的切点即为目标函数 f 的极小值点. 初始种群随机分布于整个 (x, y) 空间,经过遗传进化之后,终代种群已基本均匀分布于优化点附近,优化得到的最优值为 $(0.58004, 0.37522)$,其对应的最优值为 0.54041 . 优化结果表明,遗传算法采用以上3个改进策略并结合小生境技术可以在约束函数优化问题中保证优化质量,其方法是可行的.

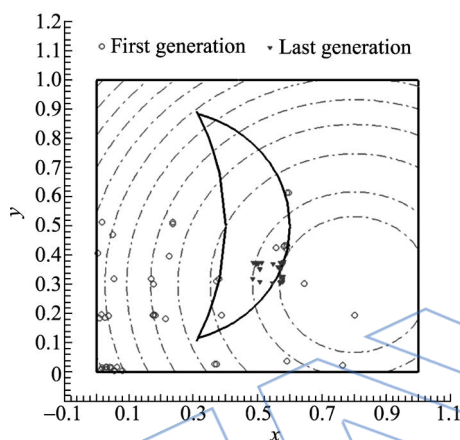


图2 初代种群与终代种群个体分布对比

Fig. 2 Comparison of the distributions of individuals of the first and the last generations

2 转子叶片优化

本文以极大化零级转子叶片设计点上的绝热效率作为优化目标. 对该转子叶片分别选取任意中弧线叶型叶片造型设计中若干基元级上的相对气流角 β 和气流脱轨角 δ 作为优化自变量进行了两个算例的优化. 为了减少变量的个数以简化优化问题,本文仅选择了叶根、叶中及叶尖3个基元级上的各6个点上的信息,见图3. 其中圆点是对应基元级中弧线上气流角和脱轨角存取的固定空间坐标点. 为了保持优化后转子的流通能力和增压能力,选择了两个约束条件为设计点的流量和增压比的变化小于 $\pm 0.5\%$.

本文选择以叶片前缘的气流角 β 或脱轨角 δ 来归一化同一基元级上对应的 β 或 δ , 并采用一条四阶 Bezier 曲线来参数化每个基元级上的 β 或 δ . 图4为叶根基元级的归一化气流角分布曲线, Bezier 控制点和其所对应的 Bezier 曲线. 每条

Bezier 曲线(见图4)包含5个控制点,取第2、第4控制点的横、纵坐标和第3控制点的纵坐标为5个优化自变量. 则根、中、尖3个基元级共取出15个优化自变量. 基元级的优化完成之后,将根、中、尖基元级上的 β 或 δ 值相对于原始设计的改变量 $\Delta\beta$ 或 $\Delta\delta$ 按三次样条函数插值到其它基元级上,从而按 $\Delta\beta$ 或 $\Delta\delta$ 修正整个叶片的 β 或 δ 分布,以保证叶片光滑改型.

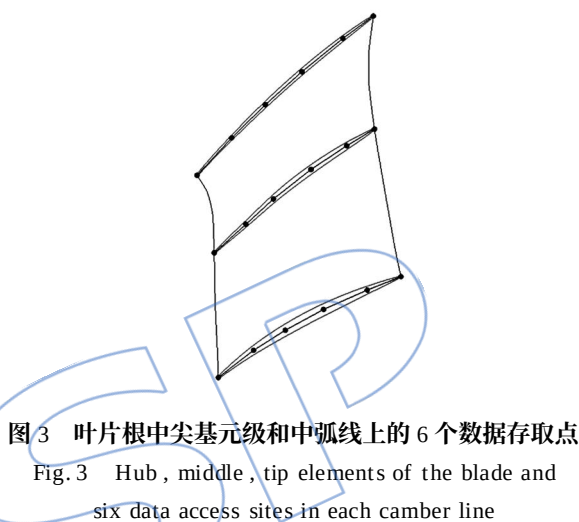


图3 叶片根中尖基元级和中弧线上的6个数据存取点

Fig. 3 Hub, middle, tip elements of the blade and six data access sites in each camber line

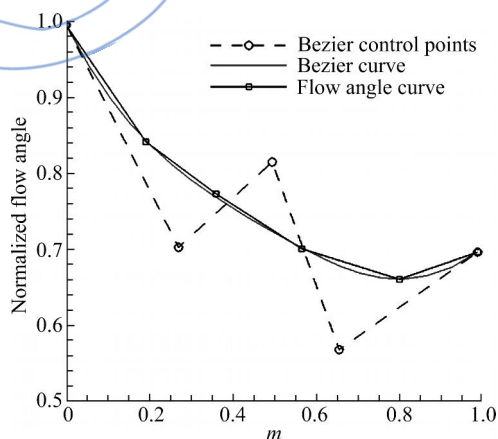


图4 叶根归一化气流角分布曲线, 控制点和 Bezier 曲线

Fig. 4 Distribution curve, control points and Bezier curve of the normalized flow angles of the hub element

一条 n 阶 Bezier 曲线可定义为

$$Q = \sum_{j=0}^n P_j B_{n,j}(t) \quad (2)$$

其中 $Q = [x(t), y(t)]^T$ 为 Bezier 曲线上的型值点, $t \in [0, 1]$; $P_j = [\xi_j, \eta_j]^T$ 为 Bezier 曲线特征多边形的 $n+1$ 个控制点; $B_{n,j}(t)$ 为 Bernstein 基函数,其表达式为

$$B_{n,j} = C_n t^j (1 - t)^{n-j} \quad (j = 0, 1, \cdots, n) \quad (3)$$

本优化平台使用商用软件 NUMECA 进行 CFD 模拟. 对转子叶片由该软件的 AutoGrid 模块自动生成网格, 采用 H & I 型网格拓扑结构并所有样本求解都采用 Butterfly 型 0.5 % 叶展叶尖间隙结构, 用该软件的 Fine 模块求解流场, 采用中心差分格式和 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型, 选用四步 Runge-Kutta 法时间推进, 克朗数 (CFL) 数取 3, 采取多重网格和隐式残差平均等加速收敛技术. 计算域进口给定总压、总温、周向气流角和径向气流角, 给定出口静压, 且在各优化样本中, 保持出口静压不变. 图 5 为转子 CFD 网格示意.

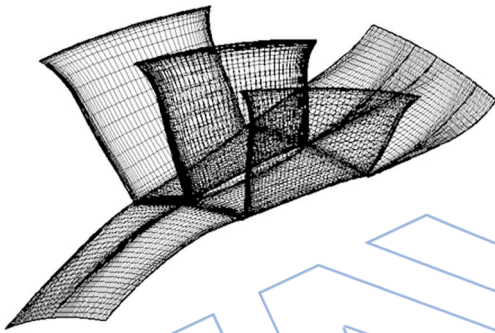


图 5 转子 CFD 网格
Fig. 5 Rotor CFD grids

本文试验设计采用的是均匀试验设计. 均匀试验设计表选择 $U_{16}(16^{15})$. 气流角和脱轨角两个算例的优化均是在 1 台 Intel Pentium IV 四核计算机上进行的, 其中单核主频为 3.2 GHz. 每个算例各进行了 66 次 CFD 模拟并耗时约 120 h.

2.1 相对气流角优化

图 6 为相对气流角优化过程, 其中 3 条折线各为: 由遗传算法优化响应面模型函数预估的效率最高的自变量点上的效率值, 由 NUMECA 对该点进行 CFD 模拟的效率值, 以及该点和样本集中所有点的 CFD 模拟的效率最大值. 图 7 中的 2 条折线分别为气流角优化过程中由 GA 和 BP 算法优化神经网络权值后得到的响应面的均方根误差 (root mean square error, RMSE). 可见, 基于 GA 和 BP 算法的混合寻优算法训练的响应面具有较高的精度. 图 8 为气流角优化前后转子根、中、尖基元级中弧线上气流角分布的对比. 图 9 为优化前后转子根、中、尖基元叶型径向投影的对比. 由图可见, 叶片根、中、尖基元级上的气流角变

化不大, 叶根基元叶型的尾缘和叶尖基元叶型变化较大.

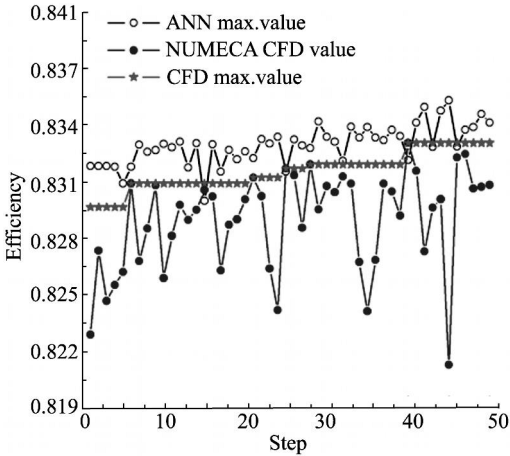


图 6 相对气流角优化过程

Fig. 6 Relative flow-angle optimization process

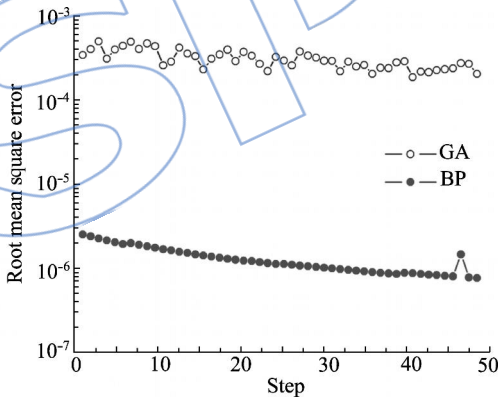


图 7 气流角优化响应面模型的均方根误差

Fig. 7 RMSE of the flow-angle optimization RSM

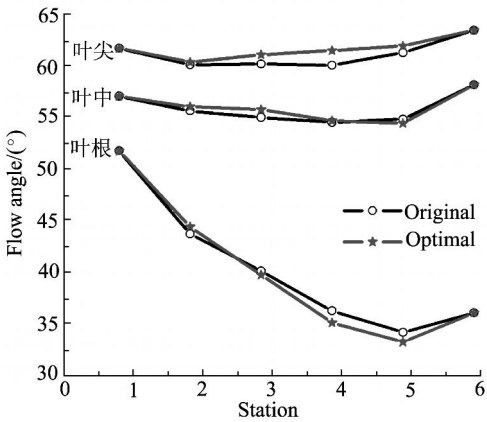


图 8 气流角优化前后转子根、中、尖基元级
气流角分布的对比

Fig. 8 Comparison of the rotor flow-angle distributions before and after the flow-angle optimization

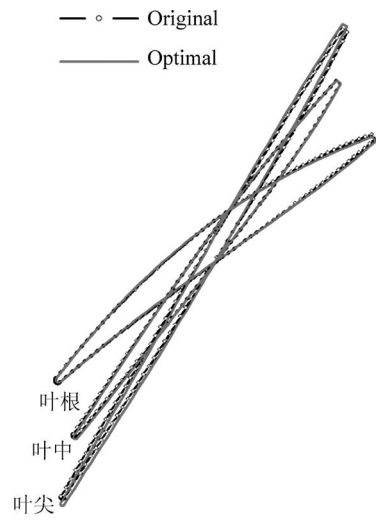


图 9 气流角优化前后转子根、中、尖基元叶型对比

Fig. 9 Comparison of the rotor hub , middle , tip element formations before and after the flow-angle optimization

2.2 气流脱轨角优化

图 10 中 3 条折线和图 11 中 2 条折线的含义

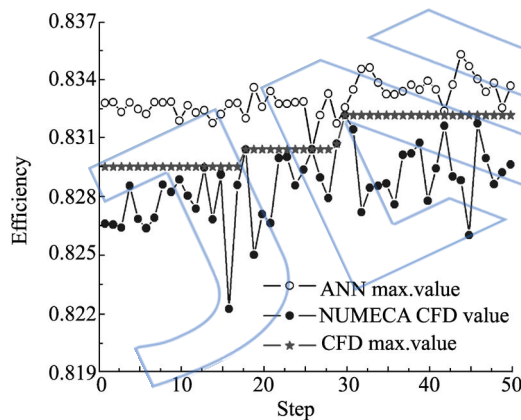


图 10 气流脱轨角优化过程

Fig. 10 Airflow deviation-angle optimization process

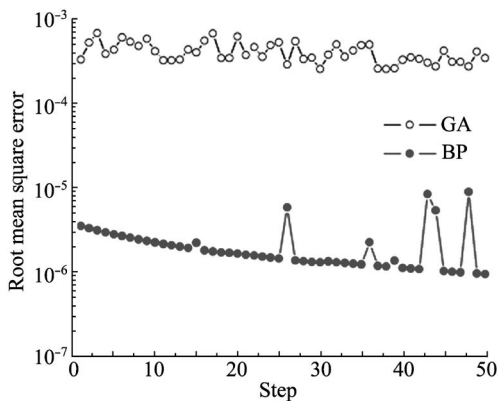


图 11 脱轨角优化响应面模型的均方根误差

Fig. 11 RMSE of the deviation-angle optimization RSM

分别与图 6 和图 7 中的相同.图 12 为气流脱轨角优化前后转子根、中、尖基元级中弧线上脱轨角分布的对比.图 13 为优化前后转子根、中、尖基元叶型径向投影的对比.可见,与气流角优化不同,脱轨角优化后的各基元级脱轨角变化明显,且叶根基元叶型变化较叶尖和叶中大.

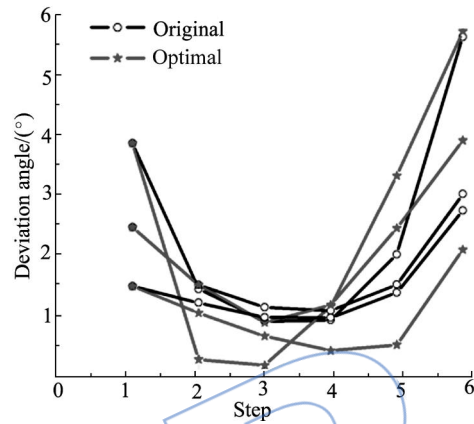


图 12 脱轨角优化前后转子根、中、尖基元级脱轨角分布的对比

Fig. 12 Comparison of the rotor deviation-angle distributions before and after the deviation-angle optimization

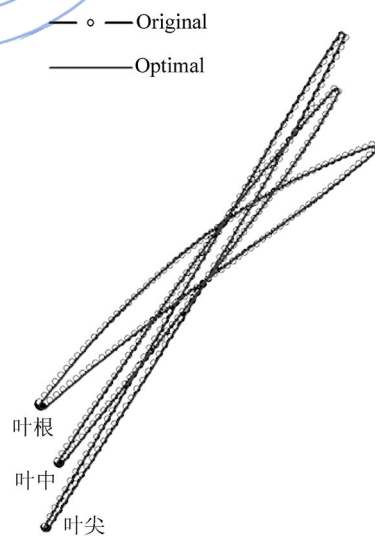


图 13 脱轨角优化前后转子根、中、尖基元叶型对比

Fig. 13 Comparison of the rotor hub , middle , tip element formations before and after the deviation-angle optimization

2.3 优化结果 CFD 分析

相对气流角和气流脱轨角优化前后转子气动性能对比分别见表 1 和表 2,其中 $\dot{m}$, η^* , π^* , M_s 各为流量,绝热效率,增压比,失速裕度.由表可见,气流角和脱轨角优化后转子设计点效率各提

高 0.82 个百分点和 0.73 个百分点. 流量和增压比的变化均在 $\pm 0.5\%$ 以内, 满足优化设计的约束条件. 失速裕度分别提高了 2.41 个百分点和 0.17 个百分点, 其中失速点采用 CFD 模拟来判断, 即出口静压高到 CFD 无法收敛时, 取最后一个可收敛的工况点作为失速点.

表 1 相对气流角优化前后转子设计点性能对比
Table 1 Comparison of the rotor design point performances before and after the flow angle optimization

参数	初始值	优化值	增量
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	7.920 75	7.915 35	- 0.068 %
π_k^*	1.430 01	1.426 54	- 0.24 %
η_k^*	0.824 86	0.833 05	0.82 个百分点
M_s	34.02 %	36.43 %	2.41 个百分点

表 2 气流脱轨角优化前后转子设计点性能对比
Table 2 Comparison of the rotor design point performances before and after the deviation-angle optimization

参数	初始值	优化值	增量
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	7.920 75	7.924 72	0.05 %
π_k^*	1.430 01	1.428 40	- 0.11 %
η_k^*	0.824 86	0.832 12	0.73 个百分点
M_s	34.02 %	34.19 %	0.17 个百分点

图 14 为转子优化前后 100 % 转速特性线对比. 可见, 优化后效率在较大范围内都得到了提高, 特别是从设计点继续提高出口静压, 即减小流量时, 优化转子的效率均高于原始转子, 且提高幅度基本一致. 其中从设计点到失速点的流量范围内, 气流角优化的效率比脱轨角优化高约 0.1 个

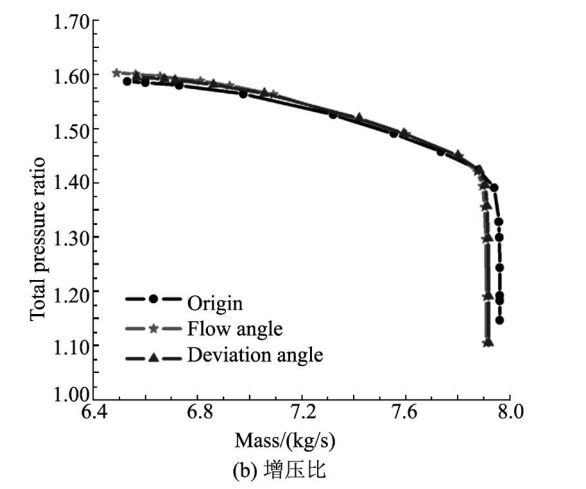
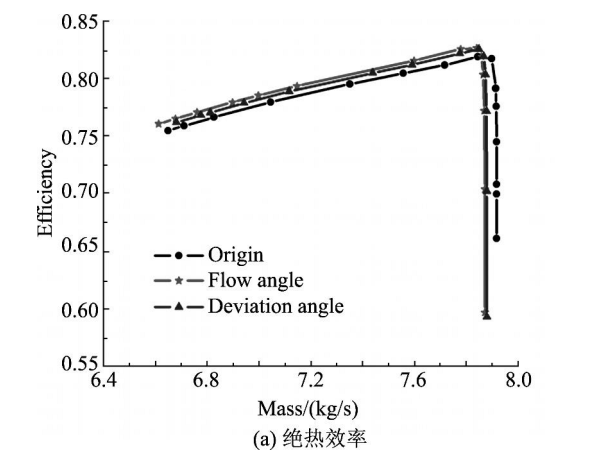


图 14 转子 100 % 转速特性线对比
Fig. 14 Comparison of the rotor 100 % speed performances

百分点. 另外, 两个算例优化结果的增压比与初始设计相比变化不大. 图 15 为设计点转子 90 % 和 10 % 展高处静压分布的对比. 明显可见三点: 第一是优化后叶尖正激波向下游移动并减弱, 且正激波前叶型压力面上产生了明显的超声速预压缩

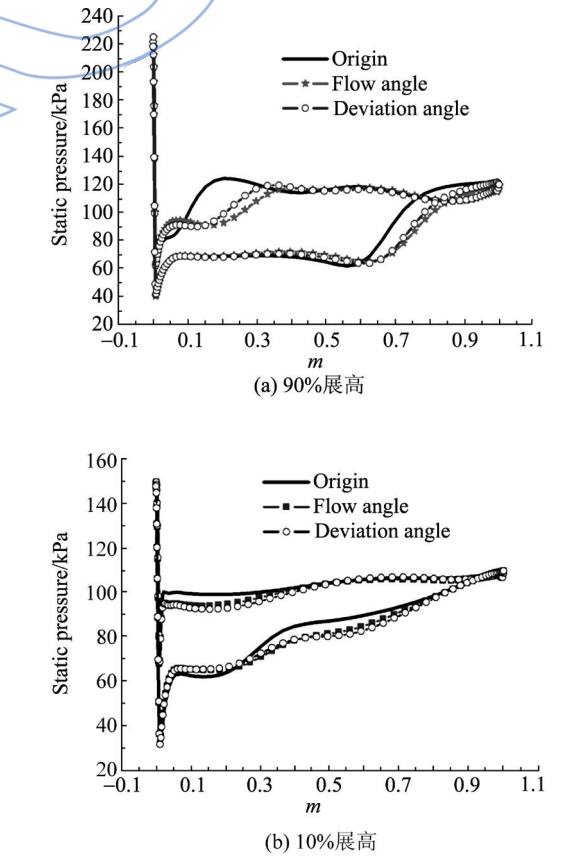


图 15 设计点 90 % 和 10 % 展高静压分布
Fig. 15 Distributions of the static pressure at the 90 %, 10 % rotor span in the design point

段,使得直接和间接激波损失减小,叶尖区域失速裕度增加;第二是尖根两处的加功也因此整体移向下游;第三是气流角优化和脱轨角优化的静压分布变化趋势基本相似,对比图9与图13知叶型的变化趋势也相似。

3 结 论

1) 基于自主开发的响应面模型和遗传算法程序,结合轴流压气机叶片造型程序和商用CFD软件,搭建了轴流压气机叶片三维优化设计平台。该平台可选择叶片造型设计中的气动参数或几何参数作为优化自变量,有一定的通用性和实用性。

2) 对已经由反问题设计完成的某零级转子叶片,为与现代设计系统直接接轨,分别选取造型设计中的相对气流角和气流脱轨角等具有物理含义的气动参数作为优化自变量,进行了两个算例的优化。优化后的绝热效率比原设计分别提高了0.82个百分点和0.73个百分点。叶型几何和叶型表面流场分布均走向理论上优良的方向。表明基于气动变量的优化设计性能良好,有较高的工程应用价值。

参考文献:

- [1] Chung J, Shim J, Lee K D. Design of 3D transonic compressor blades using numerical optimization [R]. AIAA-2000-0227, 2000.
- [2] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor [R]. ASME GT-2002-30445, 2002.
- [3] 伊卫林, 黄鸿雁, 韩万金. 基于遗传算法与响应面模型的压气机叶片气动优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(6): 510-514.
YI Weilin, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Aerodynamic design optimization of compressor blade using genetic algorithms and response surface model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(6): 510-514. (in Chinese)
- [4] Abdelhamid H F, Shreeve R P. Sweep in a transonic rotor: Part 1 —3D geometry package[R]. ASME 98-GT-578, 1998.
- [5] 陈志鹏, 袁新. 全工况性能优化在压气机多级环境中的应用[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(2): 221-224.
CHEN Zhipeng, YUAN Xin. Aerodynamics optimum design of compressor blades based on numerical overall performance calculation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(2): 221-224. (in Chinese)
- [6] Kalyanmoy D. An efficient constraint handling method for genetic algorithms [J]. Comput. Methods Appl. Mech. Eng., 2000, 186(2): 311-338.
- [7] 王小平, 曹立明. 遗传算法——理论、应用与软件实现[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2002.
WANG Xiaoping, CAO Liming. Genetic algorithms: theory, application and program[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2002. (in Chinese)
- [8] 刘科辉, 单鹏, 李娜, 等. 弹道涡喷发动机加零级压气机设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1098-1102.
LIU Kehui, SHAN Peng, LI Na, et al. Study of design method for the zero-stage compressor in an expendable gas turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1098-1102. (in Chinese)