

重型燃气轮机压气机多截面叶型优化设计

丁 骏¹, 王松涛¹, 刘 勋², 徐 皓¹, 王仲奇¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院 发动机气体动力研究中心, 哈尔滨 150001;
2. 中国船舶重工集团公司 哈尔滨船舶锅炉涡轮机研究所, 哈尔滨 150078)

摘 要: 出于对叶型沿叶高方向的不同以及不同叶高处气动边界的不同两方面考虑,开发了一套叶片多截面叶型优化的设计流程.以单级高负荷压气机的进口导叶和大折转角静叶为优化对象,以多截面关联的性能参数为优化目标,采用考虑附面层转捩的 MISES 计算程序对叶型气动性能进行分析,并通过遗传算法对叶片进行优化.结果显示:在有效工作范围内,各截面叶型经优化后,前部负荷提高,中部及后部负荷降低,性能得到一定提升.三维数值模拟结果显示,在无量尺度二次流动的条件下,多截面叶型优化方法对提升叶片性能切实可行.

关 键 词: 重型燃气轮机; 压气机叶型; 优化设计; 多截面优化; 附面层转捩

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Optimization design of multi-section airfoils for heavy-duty gas turbine compressor

DING Jun¹, WANG Song-tao¹, LIU Xun²,
XU Hao¹, WANG Zhong-qi¹

(1. Engine Aerodynamics Research Centre,
School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. Harbin Boiler and Turbine Institute,
China Shipbuilding Industry Corporation, Harbin 150078, China)

Abstract: Considering the spanwise difference of both airfoil and aerodynamics boundary, an optimization design process of multi-section airfoils was developed. Inlet guide vane and large camber angle stator of a single-stage highly loaded compressor were taken as optimization subjects, and multi-section associated performance was taken as optimization target. MISES considering boundary layer transition was adopted to analyze the aerodynamic performance of airfoils, and genetic algorithm was also adopted to optimize the multi-section airfoils. The results show that, within the valid operating range, the front loading of multi-section airfoils increases after optimization, while the central and rear loading decreases, bring about performance improvement. Three-dimensional numerical simulation results show that, without large scale secondary flow, the optimization method of multi-section airfoils is practicable.

收稿日期: 2015-06-25

基金项目: 国家自然科学基金(51206035, 51436002); 国家自然科学基金创新研究群体项目(51121004)

作者简介: 丁骏(1988—),男,博士生,主要从事压气机气动设计研究.

引用格式: 丁骏,王松涛,刘勋,等. 重型燃气轮机压气机多截面叶型优化设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 549-557. DING Jun, WANG Songtao, LIU Xun, et al. Optimization design of multi-section airfoils for heavy-duty gas turbine compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 549-557.

Key words: heavy-duty gas turbine; compressor airfoil; optimization design; multi-section optimization; boundary layer transition

压气机叶型损失的存在使得压气机的叶型优化设计成为高性能压气机设计过程中至关重要的环节. 其中,最具代表性的可控扩散叶型起源于 20 世纪 70 年代^[1-2],该方法通过控制跨声速叶型吸力面的扩压过程,抑制激波结构的产生,从而提高叶型性能.钟兢军等人^[3-4]曾对可控扩散叶型技术的形成和发展进行过详细的综述,涉及从第 1 代可控扩散叶型到考虑端部流动的第 2 代可控扩散叶型的发展和演化,并指出今后的研究将更多地集中到可控扩散叶型全三维设计、数值模拟和整体性能的试验上.考虑到地面重型燃气轮机压气机高雷诺数的流动特点,Köller 等人^[5-6]开发了一套二维叶型的正问题设计流程,进而得到的高性能叶型系列,相较于可控扩散叶型进一步提高了重型燃气轮机的性能.在此基础上,阙晓斌等人^[7]考虑到高雷诺数导致的转捩位置前移,重新建立了能综合权衡叶型损失和攻角范围的叶型优化方法,并总结出前转捩叶型的设计规律.之后,陈忠良等人^[8]采用拉丁超立方试验法选取优化的叶型参数,并在 CFX 的 $\gamma-Re_{\theta t}$ 转捩模型之上建立压气机叶型设计平台,对高亚声速压气机叶型进行优化以改善流动特性.

在实际压气机设计过程中,发现单列叶片从

叶根至叶顶的叶型有着明显的变化,无论是出于对叶片强度的考虑,亦或是针对径向不同的流动条件,尤其在大展弦比的重型燃气轮机前几级之中.单纯从某一截面叶型出发进行优化设计存在其实际应用的局限性,因此,本文将叶片全叶高多个截面叶型建立几何联系,同时优化,并开发相应的自动优化设计流程,以实际叶片优化来验证该方法的实际可操作性.

1 优化设计方法

1.1 优化流程

叶片各截面叶型的单独优化,可能导致如下的几种不利于设计的情况出现:①各截面优化叶型最大厚度位置偏差会导致叶片重心偏差,设计难度加大;②各截面优化叶型形态较大的区别,可能导致各截面叶型之间难以过渡.

鉴于以上的原因,在单列叶片的叶型优化过程中,可以在各截面叶型参数之间建立相关性,协同优化,最终达到同时优化叶片各截面叶型的目的.同时,通过并行计算的实现,可以达到各截面叶型性能分析同时进行的效果,达到和单一叶型优化一致的高效性.

寻优流程如图 1 所示,首先对生成的多截面

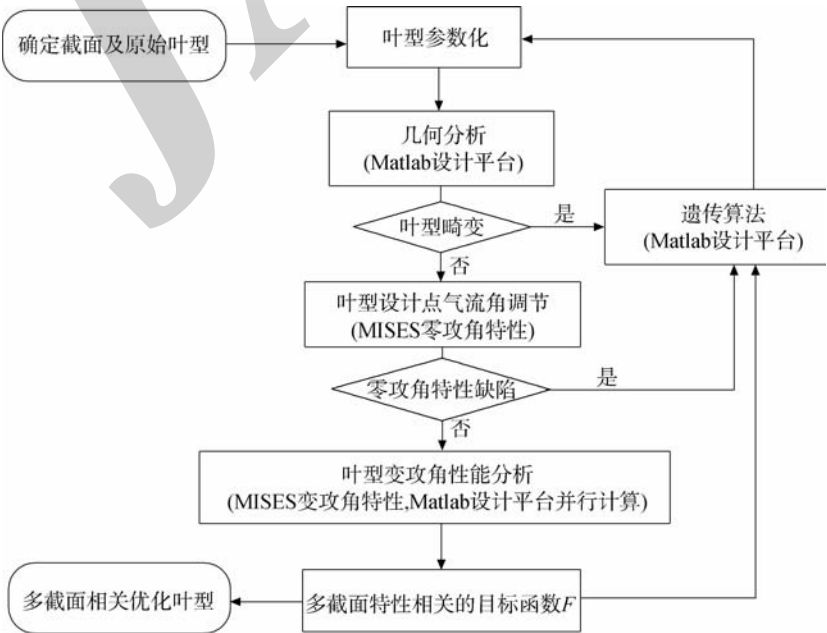


图 1 优化设计流程
Fig. 1 Optimization design process

叶型进行几何分析,对于以下的几种情况,会将畸变叶型直接剔除:①得到的叶型最大厚度位置并非在参数化参数指定的位置;②前缘并非最大厚度位置前厚度最小的位置,尾缘并非最大厚度位置后厚度最小的位置;③叶型局部曲率过大。

其次,寻优流程分别调节各截面叶型在设计攻角下的出口气流角,使其与原始叶型保持一致,并将在设计攻角下气动性能较差的叶型剔除。

然后,寻优流程对多截面叶型分别进行变攻角特性 MISES 验证,将各截面的气动特性综合,得到多截面特性相关的目标函数值。

为提高寻优效率,寻优流程中采用了多截面并行寻优的方法。通过识别叶片的截面数,并将每个截面分配给一个计算核心进行分析,计算。无论是叶型几何分析,设计点特性计算,亦或是变攻角特性计算,均由多核分别完成;并且,在每个过程之间设定一定量化考核标准,及时剔除存在不足的叶型,节省寻优时间。

1.2 优化目标

优化目标的设定关系到种群的逐代发展,需要综合考量各截面的设计点性能与变工况性能。在之前学者的相关研究中,常设定设计点总压损失系数的 2 倍作为该叶型的堵塞和失速边界^[5,7]。但在实际压气机设计过程中发现,压气机局部叶型在压气机整机失速和堵塞时所承受进口气流角远没有达到该叶型的设计边界。因此,优化目标中设定了一个有效范围,即为目标叶型在实际工作过程中将要承受的气流角范围。由于寻优过程中设定了设计点气流角的调节,使其保持与初始叶型的气流折转角度一致,目标函数中也无须增加有关设计点气流角的参数。

根据上述描述,设定目标函数如下:

$$F = \sum \omega_n \cdot \left(C_1 \frac{\omega_d}{\omega_{d,ref}} + C_2 \frac{\omega_{valid}}{\omega_{valid,ref}} + C_3 \frac{\sigma_{valid}}{\sigma_{valid,ref}} \right)_n$$

其中 ω 代表各截面气动性能占总目标的权重, C 代表单一截面中单一气动性能项占该截面目标的权重, ω 代表总压损失系数, σ 代表损失波动的方差。除此之外,下标 d 代表设计点, valid 代表有效气流角范围内的均值, ref 代表原型参考值, n 代表截面数。

寻优流程的目标是为了得到符合以下要求的优化叶型:

- 1) 设计来流条件下较小的总压损失;

- 2) 有效工作范围内较小的总压损失以及较小的波动,其中有效工作范围根据叶型实际工作情况设定。

以上目标均涉及多个截面,并通过权重 ω_n 来建立各截面之间的联系。各变量定义如图 2 所示。

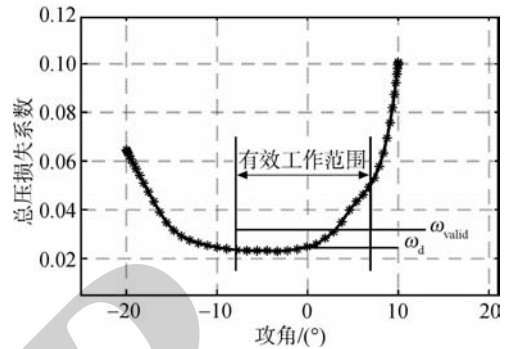


图 2 目标函数定义相关变量

Fig. 2 Relative variables for objective function

1.3 优化算法

寻优流程采用具有全局搜索能力的遗传算法。20 世纪 60 年代,该算法最初由美国的 Holland^[9] 首先提出,经过数代发展日渐成熟^[10-11]。遗传算法模拟自然界优胜劣汰的进化机制,由初始种群出发,在一定范围之内逐代交叉变异,评估个体适应度,并最终演化出最优近似解。本文遗传算法的参数选择如下:种群代数设定为 5,种群规模设定为叶型优化变量个数的 3 倍,交叉概率为 0.8。

1.4 叶型参数化

本文的叶型参数化方法发展于参考文献[11-12]。叶型的中弧线采用一条 NURBS(non-uniform rational B-splines)曲线描述,由 4 个控制点控制,包括前缘点与尾缘点。叶身同样采用 4 条 NURB 曲线描述,吸力面与压力面各两条,各面的两条曲线分别与前缘、尾缘的椭圆弧相切,并同时相切于最大内切圆,如图 3 所示。

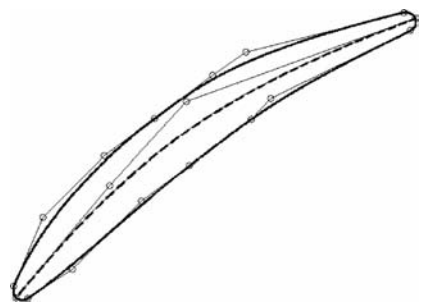


图 3 叶型参数化示意图

Fig. 3 Schematic diagram of parameterization airfoil

1.5 优化对象

本文的寻优对象选择了哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心前期单级高负荷压气机设计过程中所采用的进口导叶和静叶叶型. 其中, 所研究的进口导叶为下一列动叶提供了 10° 的进口预旋, 总压损失系数较大, 有进一步提升性能的必要; 静叶折转角达到 58° , 在不采用流动控制技术的情况下, 通过优化叶型提高叶型性能富有挑战.

进口导叶是采用尾缘积叠的上前掠下后掠叶片, 进口条件沿叶高分布变化不大. 仅在端部有一定厚度的来流附面层, 如图 4 所示.

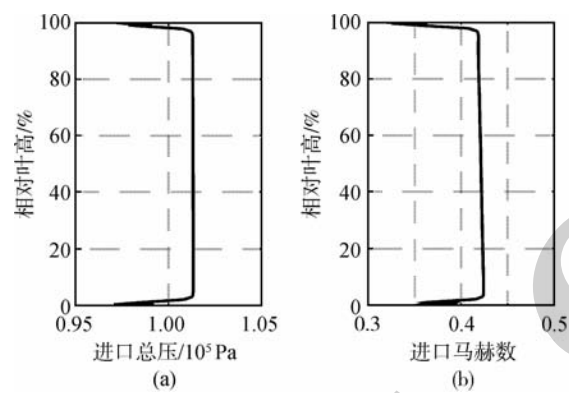


图 4 进口导叶进口条件

Fig. 4 Inlet conditions of inlet guid vane

原设计中静叶采用了复杂的三维气动布局设计, 在此暂且摒除, 仅以重心积叠的直叶片形式加以研究. 由于前一系列动叶负荷较高, 且存在一定尺度的根部流动分离, 静叶进口条件较为复杂, 由叶根到叶顶进口马赫数有 0.1 以上的差距, 附面层也相对较厚, 如图 5 所示.

本文在各截面叶型参数间限定的联系包括沿叶高变化的叶型进口几何角、安装角和最大厚度

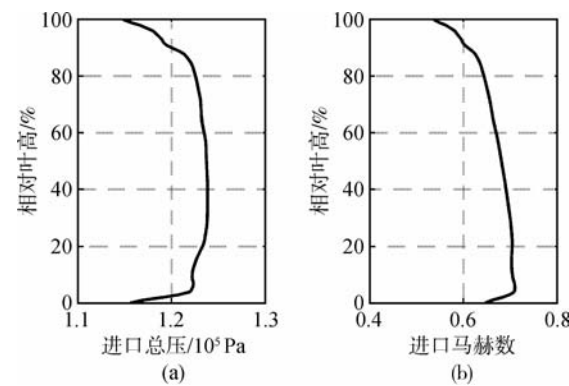


图 5 静叶进口条件

Fig. 5 Inlet conditions of stator

位置共 6 个几何参数, 其他寻优过程中涉及到的参数还包括中弧线 NURB 曲线的 4 个控制参数. 进口导叶选取相对叶高分别为 0%, 25%, 50%, 75%, 100% 的 5 个截面进行优化; 静叶选取相对叶高分别为 0%, 20%, 50%, 80%, 100% 的 5 个截面进行优化. 各截面气动边界严格按照图 4 和图 5 曲线插值所得.

1.6 数值校准

本文的叶型流场分析采用了麻省理工学院的 MISES 计算程序, 该程序在计算过程中将流场划分为主流无黏区域和边界层黏性区域联立求解. 求解时采用 B-L (Baldwin-Lomax) 湍流模型, 同时采用 AGS (Abu Ghamman Shaw) 旁路转捩模型对转捩过程进行描述. 计算残差设定为 10^{-6} , 足以满足计算精度要求.

校准叶型选用 Sanger^[13] 于 1983 年提出的可控扩散叶型, 其中试验结果由 Shreeve 等人完成^[14]. 试验中实际测得的进口条件如表 1 所示.

表 1 试验测得进口条件

Table 1 Inlet conditions measured from the experiment

方案号	进口气流角/(°)	进口马赫数	雷诺数/ 10^3
1	24.49	0.2206	690
2	28.00	0.2151	648
3	32.95	0.2079	630
4	37.07	0.2205	683
5	38.91	0.2164	676
6	40.00	0.2500	740
7	42.90	0.2221	686
8	43.40	0.2724	774
9	45.96	0.2224	690

分析叶型几何, 得到进口几何角为 40° , 这就可以看出试验方案中 1~5 的进口几何角小于叶型的几何角, 造成进口负攻角的流动状态, 试验方案 7~方案 9 中气流角大于几何角, 造成进口正攻角的流动状态.

叶型型面的静压分布通过静压系数表示. 24.49° 为负攻角的流动状态, 相对应地, 42.90° 为正攻角时的叶型表面静压特性. 由图 6 中可以明显看出不同攻角下型面静压分布在前缘附近的变化. 在负攻角的流动状态下, 气流流向垂直于叶片吸力面, 导致叶片吸力面靠近前缘处有一个压力极大点, 静压甚至高于压力面, 之后气流在鞍点处

分裂成吸力面和压力面两股气流,吸力面的静压也随之降低,因此,型面静压分布线会在靠近前缘处形成一个静压系数线的交点.在正攻角的流动状态下,气流的流动方向垂直于叶片压力面,导致静压极大值点存在于叶片压力面,吸压力面在前缘附近的静压差距愈加明显,在型面静压分布上体现为前缘附近压力面的静压系数远大于吸力面.数值模拟与试验所得的结果基本吻合,虽然数值模拟得到的叶片负荷略大于试验结果,但是曲线显示的局部变化趋势和前缘细节描绘基本满足研究所需,最大负荷位置和尾缘压力分布也基本一致.

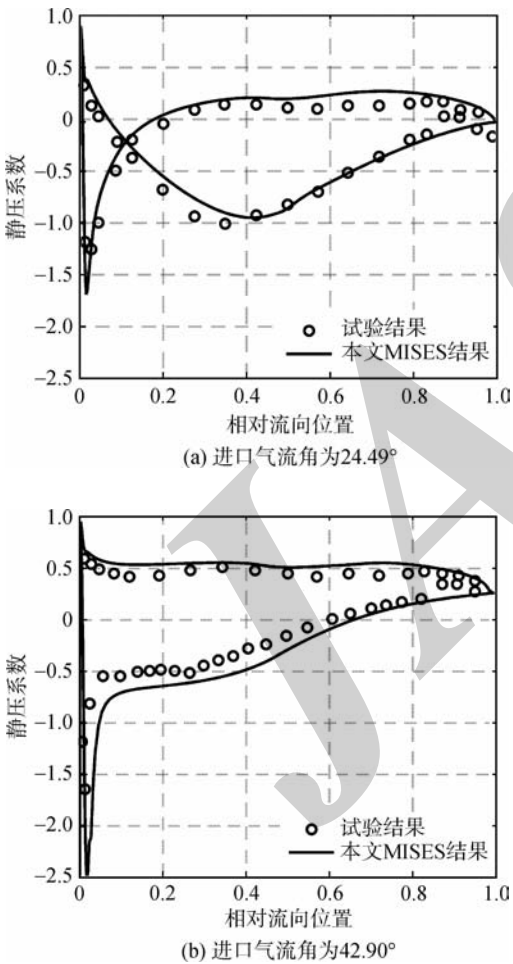


图 6 MISES 与试验型面静压系数分布对比
Fig. 6 Comparison of static pressure coefficient on surface between MISES and experiment result

图 7 展示的是不同进口气流角下的总压损失变化.图中比较了本文计算所得的结果.试验结果,以及 McMullan, Chen 等人^[15-16]通过 LES (large eddy simulation) 的方法计算所得的结果.正攻角环境下,MISES 与 LES 结果高度吻合,比

试验结果略小.当负攻角保持在一 7° 以上时,数值模拟结果均和试验结果高度吻合.值得注意的是,攻角在一 7° 左右时,MISES 结果存在一个阶梯型的突变;同时分析试验结果,由于测量点较少,无法确定具体发生突变的位置,但是在一 $3^{\circ}\sim 7^{\circ}$ 之间也应存在一个总压损失的跳跃.当负攻角进一步扩大时,数值模拟结果均与试验结果存在一定偏差,但总压损失随攻角的变化趋势一致,可见 MISES 足以准确地捕捉叶型总压损失随攻角的变化,为后续的研究提供支撑.

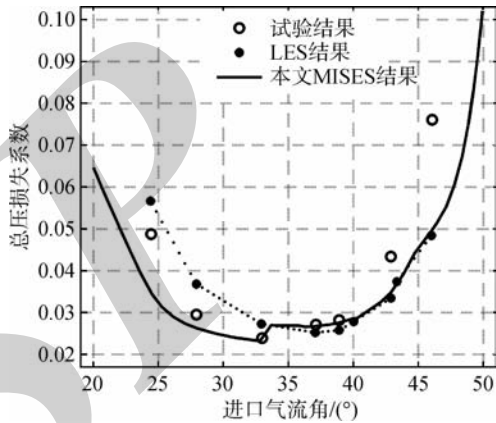


图 7 MISES 与试验总压损失系数对比
Fig. 7 Comparison of total pressure loss coefficient between MISES and experiment result

2 优化结果分析

寻优过程中,及时中断并以罚函数的形式剔除几何畸形的叶型以及设计点气动性能严重不足的叶型,尽可能减少了不必要的迭代过程;多截面叶型的并行分析计算也大大缩短了寻优的时间成本.进口导叶的寻优用时 7.87 h,静叶寻优用时 15.55 h,相对快速而高效.

图 8 为原型叶型经过优化后得到的结果.由于优化参数只选择了与中弧线相关的 10 个参数,优化叶型与原型叶型的区别最明显的也体现在安装角的变化.图 9 展示了 50% 叶高处的中弧线变化,图中的圆代表叶型的最大内切圆位置以及大小,y 向为切向,z 向为轴向.由图中可以看出,两种叶型的优化结果存在一定规律上的差异.静叶的优化结果符合一般规律上的可控扩散叶型优化结果^[5-7],最大厚度位置以及最大挠度位置均前移;进口导叶在中弧线上的变化规律则相对不同,最大厚度位置略向后移,最大挠度减小.

图 10 展示了不同叶高处的叶型变攻角特性曲线. 图中两条竖线之间的部分代表该叶型的有效工作范围. 在有效工作范围内, 静叶经过优化后总压损失明显降低, 在 50% 叶高处尤其显著. 进

口导叶经过优化后对总压损失的贡献则主要体现在设计点以及负攻角的区域; 有效工作范围内损失的波动幅度也有一定程度的降低.

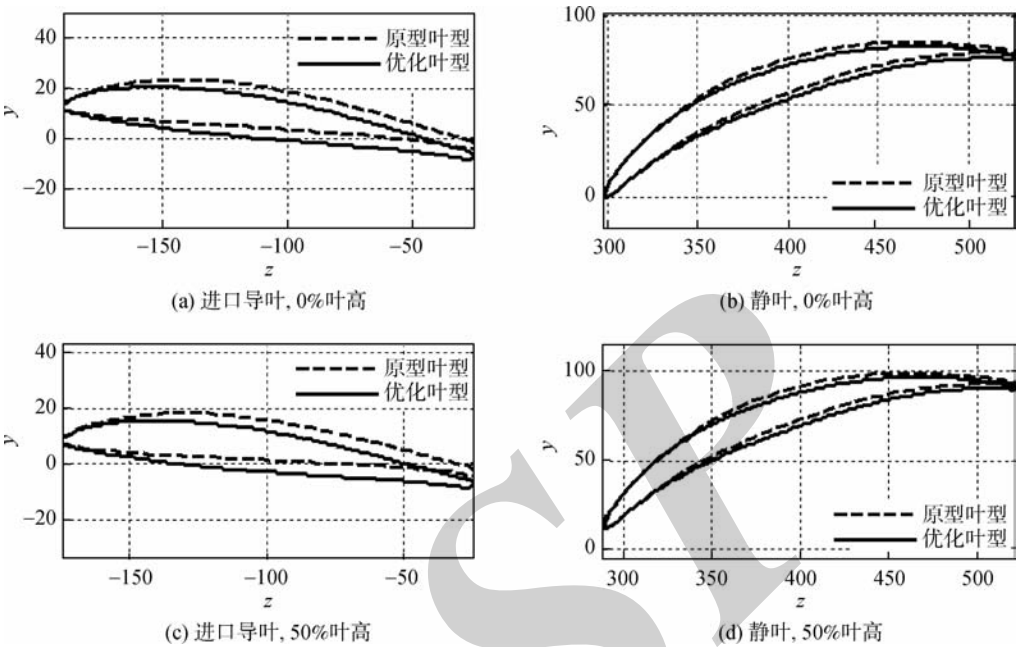


图 8 原型叶型与优化叶型的几何对比
Fig. 8 Comparison of geometry between original and optimized airfoils

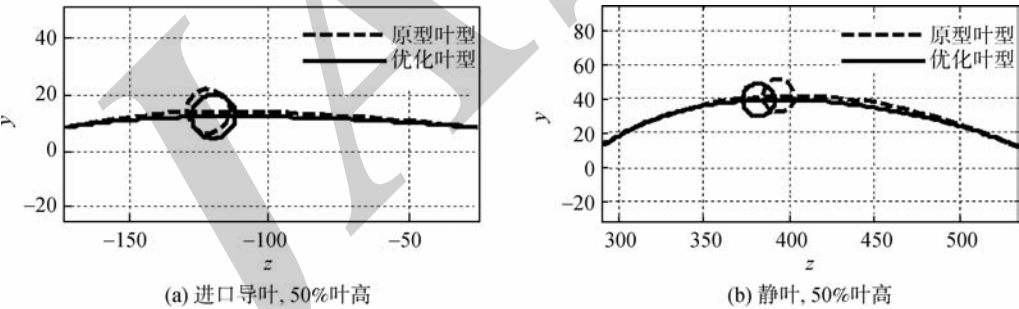
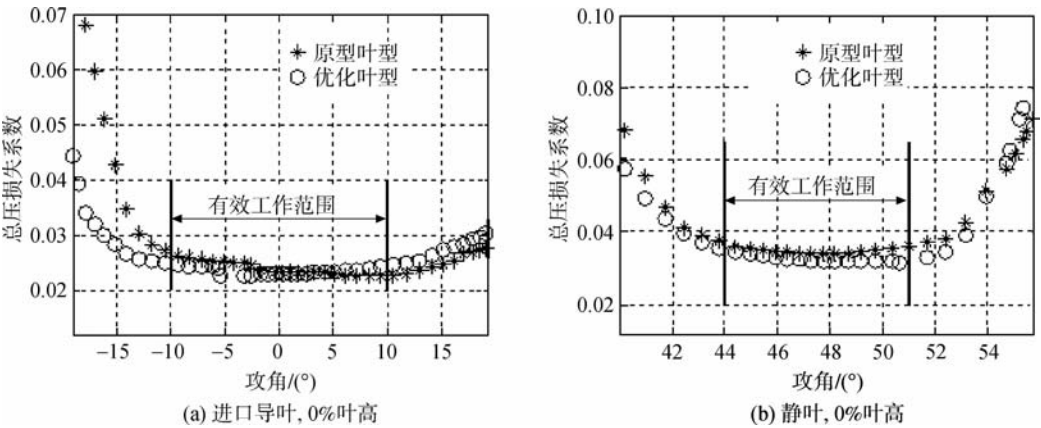


图 9 原型叶型与优化叶型的中弧线对比
Fig. 9 Comparison of camber line between original and optimized airfoils



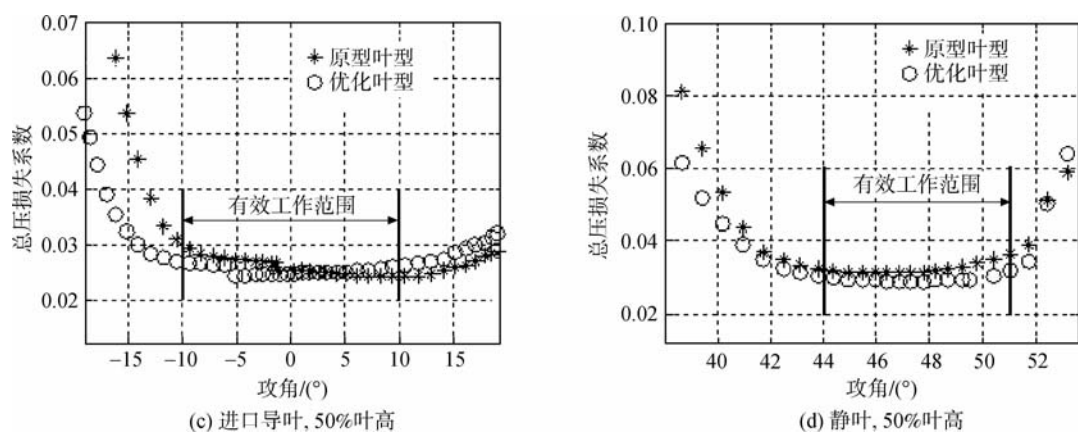


图 10 原型叶型与优化叶型的总压损失系数-攻角特性对比

Fig. 10 Comparison of total pressure loss coefficient-incidence between original and optimized airfoils

由图 11 可见,虽然优化叶型在几何上的变化并不一致,但在型面载荷的变化上依然可以得出一致的结论.两种叶型的最大载荷位置前移.原型进口导叶在相对流向位置 35%左右存在一个载荷峰值,优化叶型则将这一峰值抹去,并适度增大了前缘附近的叶型载荷.静叶优化同样增大了流向位置 15%之前的叶型载荷,适度降低了之后的载荷.

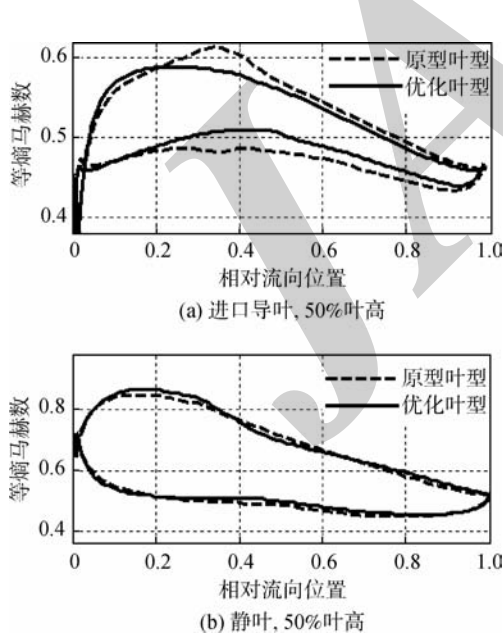


图 11 原型叶型与优化叶型的型面等熵马赫数对比
Fig. 11 Comparison of surface isentropic Mach number between original and optimized airfoils

既然本文的初衷是将叶片多截面进行叶型优化,得到优化结果后,自然将各截面组合成完整的叶片计算其气动性能.计算采用商业软件 CFX,具体计算方法详见参考文献[17]的第 5.5.3.2 节

及文献[18].图 12 为数值模拟得到的叶片沿叶高分布的总压损失系数.原型进口导叶的流场没有明显的角区分离,优化的进口导叶较原型总压损失降低明显;静叶扩压因子较大,在不采用流动控制技术的条件下角区失速严重,优化叶型的总压损失降低并不明显,仅在距离上下端壁 10%叶高的区域内有一定尺度的改观.

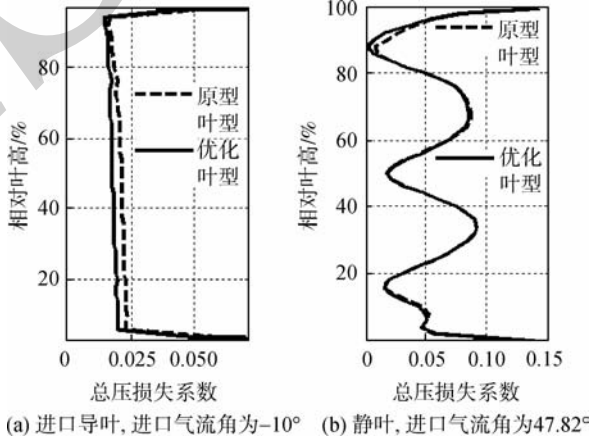


图 12 原型叶型与优化叶型的三维数值模拟得到的总压损失系数沿叶高分布

Fig. 12 Total pressure loss coefficient along the spanwise of original and optimized airfoils from three-dimensional numerical simulation result

由此可见,本文的多截面关联叶型优化设计方法虽然是针对叶片的多个截面,但并不考虑叶栅流道内的二次流动,无法计及由于角区分离或者失速所带来的影响.在此不采用 S_2 流面协同 S_1 流面进行优化是考虑 S_2 流面计算过程中诸多的损失、落后角经验公式,极大地影响了优化精度.同时,直接采用三维数值模拟时间成本较高,

也不利于缩短实际设计周期.因此,在此对多个截面进行 S_1 流面的叶型优化,在之后的工作中,采用弯曲、端弯等三维叶片技术进行叶片的三维设计,大大缩短叶片设计的时间成本.

3 结 论

本文从实际压气机设计角度出发,出于对叶型沿叶高方向的不同以及不同叶高处气动边界的不同两方面考虑,进行了叶片多截面的叶型优化.本文主要优化了叶型的中弧线相关变量,并沿叶高建立了几何联系,确保优化结果积叠而成的叶片不出现几何畸变.得出结论如下:

1) 选取了哈尔滨工业大学发动机气体动力研究中心前期工作中采用的高负荷单级压气机进口导叶和大折转角静叶叶型,分别对 5 个截面同时进行了优化.优化后叶片形态保持良好,在有效工作范围内,各截面叶型性能得到一定提升.

2) 在气流角有效工作范围内,优化叶型提高了叶片前部负荷,降低了中部及后部负荷,这与可控扩散叶型的设计思路基本一致.

3) 通过三维数值模拟对原型叶型和优化叶型进行了对比分析,证实了在无大尺度二次流动的条件下,多截面叶型优化方法对叶型性能的提升.

参考文献:

[1] Korn D G. Numerical design of transonic cascades[J]. Journal of Computational Physics, 1975, 29(1): 20-34.

[2] 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.

[3] 钟兢军,王会社,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望:第一部分 可控扩散叶型的设计与发展[J].航空动力学报, 2001, 16(3): 205-211.

ZHONG Jingjun, WANG Huishe, WANG Zhongqi. Development and prospect of controlled diffusion airfoils for multistage compressor; Part I design and development of controlled diffusion airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 205-211. (in Chinese)

[4] 王会社,钟兢军,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望:第二部分 可控扩散叶型的实验与数值模拟[J].航空动力学报, 2002, 17(1): 16-22.

WANG Huishe, ZHONG Jingjun, WANG Zhongqi. Development and prospect of controlled diffusion airfoils for multistage compressor; Part II test and numerical simulation of controlled diffusion airfoils[J]. Journal of Aero-

space Power, 2002, 17(1): 16-22. (in Chinese)

[5] Köller U, Möning R, Küsters B, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part I design and optimization[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 397-405.

[6] Küsters B, Schreiber H A, Köller U, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part II experimental and theoretical analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 406-415.

[7] 阙晓斌,蒋洪德.重型燃气轮机压气机高雷诺数前转捩叶型设计[J].航空动力学报, 2013, 28(10): 2309-2315.

QUE Xiaobin, JIANG Hongde. Design of high Reynolds number compressor airfoil with early transition for heavy-duty gas turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(10): 2309-2315. (in Chinese)

[8] 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 Zhongliang, JIANG Bin, ZHENG Qun, et al. Optimized profile of high subsonic axial flow compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 891-900. (in Chinese)

[9] Holland J H. Adaptation in natural and artificial systems: an introductory analysis with applications to biology, control, and artificial intelligence[J]. The Quarterly Review of Biology, 1994, 69(6): 126-137.

[10] 陶胜,周正贵,严欣,等.三维环境下离心/斜流压气机二维叶型优化设计[J].航空动力学报, 2014, 29(12): 2965-2972.

TAO Sheng, ZHOU Zhenggui, YAN Xin, et al. Optimization design of centrifugal/oblique flow compressor two-dimensional blade profiles in three-dimensional environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2965-2972. (in Chinese)

[11] 凌敬,杜鑫,王松涛,等.平面扩压叶栅最佳弯叶片生成线 with 叶栅折转角的关系[J].航空动力学报, 2015, 30(4): 875-882.

LING Jing, DU Xin, WANG Songtao, et al. Relationship between optimum curved blade generate line and blade camber angle in linear compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(4): 875-882. (in Chinese)

[12] 凌敬.扩压叶栅弯叶片损失和落后角模型研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2015.

LING Jing. Study of curved blade loss and deviation model in compressor cascade[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)

[13] Sanger N L. The use of optimization technique to design controlled diffusion compressor blading[J]. Journal of Engineering for Power, 1983, 105(2): 256-264.

[14] 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.

[15] McMullan W A, Page G J. Large eddy simulation of a con-

trolled diffusion compressor cascade[J]. Flow Turbulence Combustion, 2011, 86(2): 207-230.

[16] Chen W L, Lien F S, Leschziner M A. Computational prediction of flow around highly loaded compressor-cascade blades with non-linear eddy-viscosity models[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1998, 19(4): 307-319.

[17] 李绍斌. 跨音速压气机高负荷弯扭静叶设计及其级的气动性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.

LI Shaobin. Design of highly loaded dihedral stator and investigation on the aerodynamic stage performance in an axial transonic compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007. (in Chinese)

[18] 陈绍文, 兰云鹤, 王春雪, 等. 基于转捩模型的吸附式压气机正弯叶片数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1188-1193.

CHEN Shaowen, LAN Yunhe, WANG Chunxue, et al. Numerical study of positively curved blade in aspirated compressor cascade based on transition model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1188-1193. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)