

# 压气机/风扇二维叶型自动优化设计

周正贵\*, 邱名, 徐夏, 苗雨露

南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016

**摘要:** 通过压气机叶片自动优化设计关键技术研究, 提出采用并行遗传算法以实现全局寻优和并行优化缩短优化耗时; 采用基于修改量参数化方法, 达到优化过程生成叶型的可控性和合理性; 提出兼顾非设计点性能的目标函数设置方法, 实现全工况优化; 并进一步研制出二维平面和任意回转面叶型自动优化设计软件。软件中流场计算模块与商用软件相比一致性较好, 表明流场计算模块的可靠性。应用所研制的优化设计软件设计的高亚声叶栅叶片表面等熵马赫数分布呈控制扩散规律, 超声叶栅通道内势流区流动近于呈等熵压缩, 实现了给定压比下低总压损失系数和较大的低总压损失系数工作范围。

**关键词:** 压气机; 风扇; 叶片; 数值优化; 遗传算法

**中图分类号:** V231.3      **文献标识码:** A

压气机/风扇叶片自动优化设计是将数值优化技术与正问题流场计算相结合, 在由设计参数构成的向量空间中, 采用优化控制理论求出整个可行区域的目标函数极值点。其实质是由数学过程代替设计人员经验, 控制叶片设计修改方向, 自动寻找高气动性能叶片<sup>[1]</sup>。

目前工程实际中压气机二维叶型设计主要采用正问题设计方法(即分析设计方法)和反问题设计方法。正问题设计方法的思路是: 设计人员修改叶型, 通过计算流体力学(CFD)预测或试验检验修改产生的影响, 再进一步修改, 此过程不断重复直至达到设计要求。这种方法有以下特点: ①设计过程中通过流动分析, 可发现流动规律, 产生创新设计思想; ②实质是一种试错法(Trial and Error), 效率较低; ③当涉及到多变量时, 各变量之间存在相互影响, 方法应用困难较大, 比如同时考虑叶片型面、安装角和稠度(或叶型弦长)的相互影响。反问题设计方法的思路是: 根据设计人

员给定的叶型表面压力或速度分布, 通过 CFD 计算找出相应的叶型<sup>[2-4]</sup>。二维叶型工程设计通常是多目标设计问题, 比如要求达到给定气流转角(压比)、总压损失系数尽可能小, 并且有较大的低总压损失系数攻角范围。因此上述正问题和反问题设计方法对设计人员经验有很强的依赖性, 并且需要有长期积累形成的丰富的高性能叶型数据库为基础。

应用自动优化设计方法进行叶型设计, 设计人员在确定设计目标和设计变量后, 软件通过寻优自动找到最优叶型。与正问题和反问题设计方法比较, 自动优化设计方法主要具有以下优点: ①设计过程中较少依赖于设计人员经验; ②可实现多变量组合优化, 即将叶片型面、叶型弦长、安装角都作为设计变量; ③可将非设计点性能也作为设计目标实现多目标、全工况优化。由于应用这种设计方法设计过程不需要设计人员对多种流态进行分析研究, 不利于设计人员积累经验。但

收稿日期: 2011-02-24; 退修日期: 2011-04-13; 录用日期: 2011-05-10; 网络出版时间: 2011-05-26 17:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110526.1754.018.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110526.1754.018

\* 通讯作者. Tel.: 025-84892200-2319 E-mail: zzgon@nuaa.edu.cn

引用格式: 周正贵, 邱名, 徐夏, 等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1987-1997. Zhou Zhenggui, Qiu Ming, Xu Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997.

如果加强对优化结果的分析,同样可达到提高设计人员对流动规律认识、积累经验的目的。在压气机二维叶型气动优化设计研究方面,国内外研究人员分别采用基于梯度方法、遗传算法和单纯形法等数值最优化方法,设计出的叶型不仅在设计点性能优越,同时具有较好的非设计点性能<sup>[5-9]</sup>;其中 Koller 等<sup>[8]</sup>采用正态分布随机搜索与梯度法相结合的数值最优化方法,流场计算采用势流附面层迭代方法,构成二维叶型优化设计软件,并采用该软件对 4 种高亚声控制扩散叶型进行再设计,进一步有效提高了叶型气动性能。

本文通过自动优化设计关键技术研究,研制出二维平面和任意回转面叶型自动优化设计软件;并通过优化算例验证方法的可行性、有效性以及所研制软件的实用性。

## 1 二维叶型自动优化设计软件

二维叶型自动优化设计软件主要包括:数值最优化、二维流场计算、叶型参数化和目标函数设定功能模块。自动气动优化设计流程如图 1 所示。

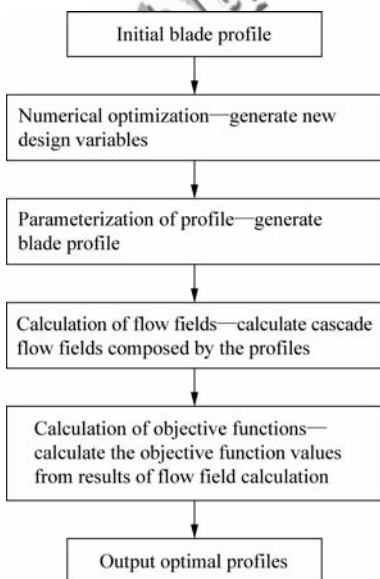


图 1 自动气动优化设计流程

Fig. 1 Flow chart of automatic aerodynamic optimization design

软件中数值最优化采用并行遗传算法。选择遗传算法,主要考虑该优化算法具有全局寻优能力和可实现并行优化。为实现并行优化,将局域网计算机/服务器节点分成主处理器和从处理器。主处

理器执行遗传算法进化,并将遗传算法产生的每一代群体个体分组,然后将代表各个体的设计变量发送给从处理器,从处理器将设计变量转化成对应叶型,进行流场计算进而计算出目标函数值,最后将目标函数值返回主处理器,图 2 为并行数据通信逻辑关系。由于设计变量和目标函数数据量很小,以此为通信参数则可实现高效率并行优化<sup>[10-11]</sup>。

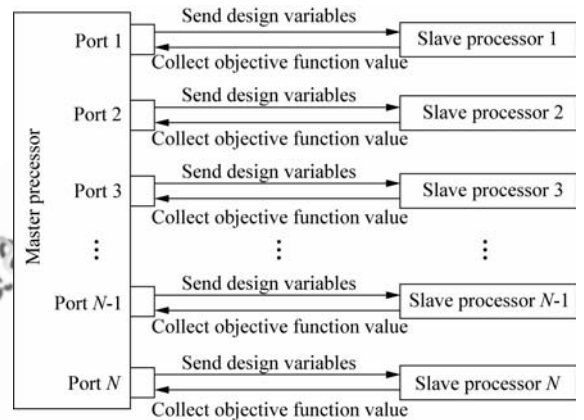


图 2 并行遗传算法数据通信流程

Fig. 2 Data flow chart of parallel genetic algorithm

二维平面叶栅和任意回转面叶栅流场计算采用空间中心差分 and 四步 Runge-Kutta 法时间推进<sup>[12]</sup>,紊流模型采用 Baldwin-Lomax 双层代数模型<sup>[13]</sup>。对于回转面流动,上下两个回转面处理成滑移边界,沿流向回转面回转半径和流面厚度可变<sup>[14]</sup>。

叶型参数化采用基于修改量的参数化方法,即在初始叶型上叠加修改量,修改量采用 B 样条曲线描述。采用基于修改量参数化方法、结合遗传算法给定设计参数范围,可保证优化过程中生成叶型的可控性和合理性。由于初始叶型和遗传算法中设计变量的范围共同决定优化过程生成叶型的范围,所以初始叶型优劣会影响优化结果。因此也可认为基于修改量参数化方法是自动设计与人工经验的有效组合。

应用遗传算法优化时,多目标问题可采用两种处理方法,即将多目标通过权重系数转化成单目标和寻找 Parato 最优解集(Parato 前锋)<sup>[15]</sup>。由于寻找 Parato 最优解集方法操作难度大且目标多于两个、可操作性差,文中采用将多目标通过权重系数转化成单目标。目标函数  $f$  按下式确定:

$$f = C_{1d}\omega_d + C_{1s}\omega_s + C_2 \frac{|\Delta\beta - \Delta\beta_d|}{\Delta\beta_d} +$$

$$C_3 \frac{|\pi - \pi_d|}{\pi_d} + C_4 \frac{|A - A_0|}{A_0} \quad (1)$$

式中:  $\omega_d$  和  $\omega_s$  分别为设计攻角和非设计攻角总压损失系数;  $\Delta\beta$  和  $\Delta\beta_d$  分别为设计攻角下的气流转角和目标气流转角;  $\pi$  和  $\pi_d$  分别为设计攻角下的压比和目标压比;  $A$  和  $A_0$  分别为叶型面积和叶型目标面积;  $C_{1d}$ 、 $C_{1s}$ 、 $C_2$ 、 $C_3$  和  $C_4$  为目标函数权重系数。根据式(1), 目标函数设置要达到: ①在设计攻角下, 总压损失系数最小; ②某一非设计攻角下, 总压损失系数最小; ③在设计攻角下, 达到给定气流转角或压比; ④考虑强度要求。

## 2 流场计算程序可靠性分析

在叶型自动优化设计软件中, 流场计算模块需要有足够的计算精度才能保证优化结果的可靠性。流场计算精度主要包括叶栅气动性能(气流转角、总压损失系数和压比)和流场参数分布两方面。由于缺乏试验数据, 应用 NUMECA 和 FLUENT 软件与本文开发的流场计算程序进行计算, 通过对比分析校核本文开发程序的可靠性。

### 2.1 高亚声回转面叶栅比较

对回转面为圆柱面, 进口马赫数为 0.9 的高亚声叶栅流场采用 NUMECA 软件和本文开发软件 OTMBPGA 进行计算。表 1 为两个软件计算的性能参数, 图 3 为叶片表面压力  $p$  分布, 图 4 为叶栅通道内马赫数等值线分布。

表 1 高亚声圆柱面叶栅计算性能参数

Table 1 Calculated performance parameters of high subsonic cylindrical cascade

Software	Total pressure loss coefficient	Flow turning angle/(°)	Pressure ratio
NUMECA	0.047 8	15.2	1.405
OTMBPGA	0.050 4	15.3	1.380

### 2.2 超声回转面叶栅比较

对回转面为圆柱面的预压缩超声叶栅流场采用 NUMECA 和 OTMBPGA 软件进行计算。该叶栅进口马赫数约为 1.6。表 2 为两个软件计算的性能参数, 图 5 为叶片表面压力分布, 图 6 为叶栅通道内马赫数等值线分布。

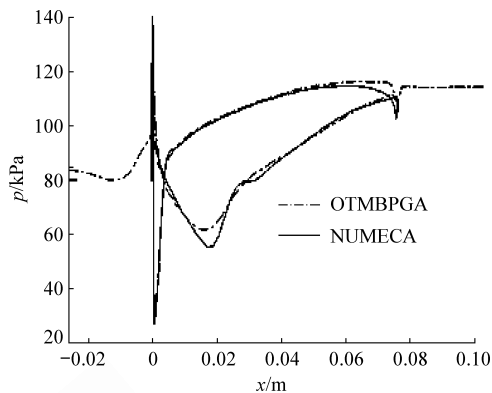


图 3 高亚声圆柱面叶栅叶片表面压力分布  
Fig. 3 Pressure distribution on blade surfaces of high subsonic cylindrical cascade

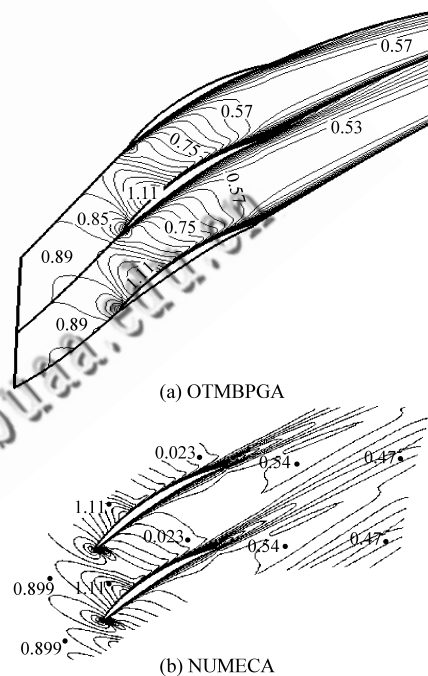


图 4 高亚声圆柱面叶栅通道内马赫数等值线分布  
Fig. 4 Mach number contour distribution in high subsonic cylindrical cascade passage

表 2 超声圆柱面叶栅计算性能参数

Table 2 Calculated performance parameters of supersonic cylindrical cascade

Software	Total pressure loss coefficient	Pressure ratio
NUMECA	0.100	2.46
OTMBPGA	0.088	2.50

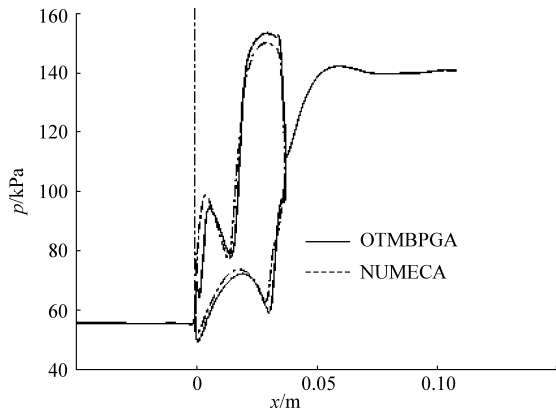
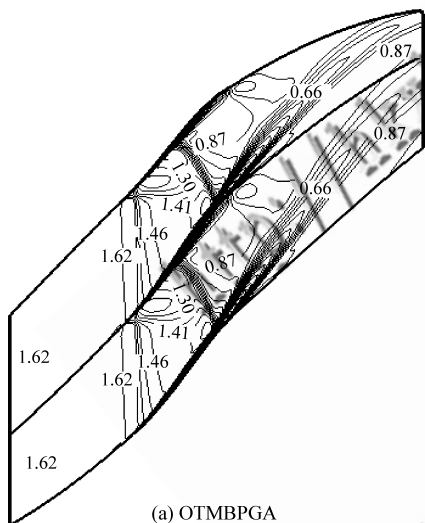
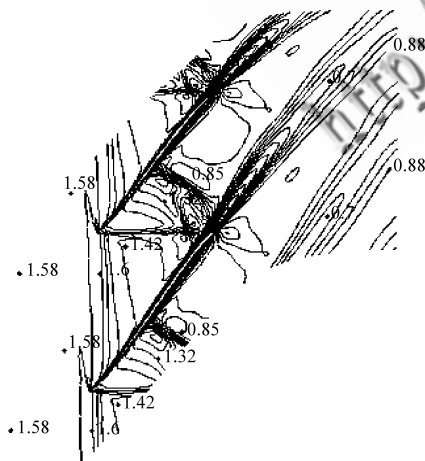


图5 超声圆柱面叶栅叶片表面压力分布

Fig. 5 Pressure distribution on blade surfaces of supersonic cylindrical cascade



(a) OTMBPGA



(b) NUMECA

图6 超声圆柱面叶栅通道内马赫数等值线分布

Fig. 6 Mach number contour distribution in supersonic cylindrical cascade passage

对于上述两个典型叶栅流动,分别采用 OTMBPGA 软件和 NUMECA 软件计算,比较表明总体性能参数和流动细节吻合都较好。此外还对多个平面叶栅流场进行了计算比较,结果吻合也较好。说明本项目研制的平面叶栅和回转面叶栅流场计算程序具有比较高的可靠性,可作为叶型自动优化软件的流场计算模块。

### 3 叶型优化设计算例

#### 3.1 平面叶栅叶型优化设计

##### 3.1.1 高亚声平面叶栅叶型

对进口马赫数为 0.75 的高亚声叶栅,以设计攻角为  $0^\circ$ 、压比为 1.2(由于高亚声叶栅存在局部激波气流转角不能全面反映叶栅扩压能力)时  $0^\circ$  和  $2^\circ$  攻角总压损失系数最小为目标进行优化。 $0^\circ$  攻角性能比较(如表 3 所示)表明:优化叶型压比略低于设计值,总压损失系数大幅下降。由图 7 可知,优化后叶型弦长有较大减小,表明优化叶栅稠度下降。

表3 原始和优化叶栅  $0^\circ$  攻角性能比较(高亚声)

Table 3  $0^\circ$  angle of attack performance of original and optimal cascades (high subsonic)

Blade profile	Total pressure loss coefficient	Pressure ratio
Original	0.049	1.24
Optimal	0.032	1.19

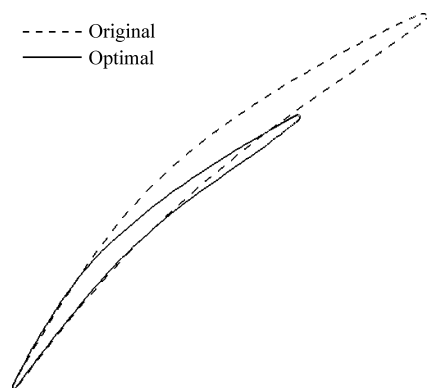


图7 优化和原始叶型(高亚声)

Fig. 7 Optimal and original blade profiles (high subsonic)

由于优化弦长变化较大,为便于比较载荷分

布,图8横坐标采用相对坐标,即轴向坐标 $x$ 除以弦长 $c$ ,纵坐标 $Ma_e$ 为等熵马赫数。从图8可知,优化叶型前缘区域载荷增大。图9表明在全攻角范围内,优化叶型总压损失系数都低于原始叶型。图10表明在全攻角范围内优化与原始叶型压比差别近于相同。为了验证优化结果的可靠性,图9和图10中还给出了采用 NUMECA 软件对两个叶栅流场进行计算的结果,表明:NUMECA 软件与 OTMBPGA 软件计算结果虽然有差异,但优化与原始结果差别的相对值一致性较好。实际上采用不同软件,由于网格结构、节点数和紊流模型等差异,计算结果通常会存在一定差异,但从优化角度考虑最重要的是要有较高的相对精度。

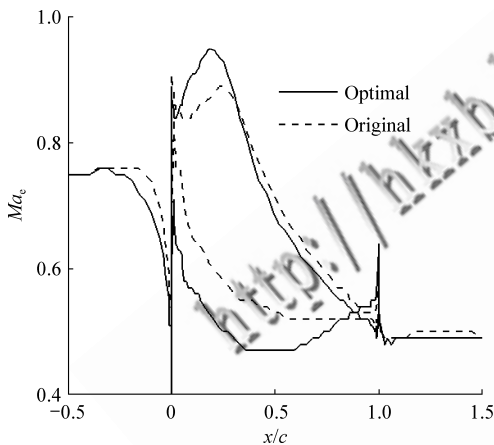


图8 优化前后叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 8 Constant entropy Mach number distribution on original and optimal blade surfaces

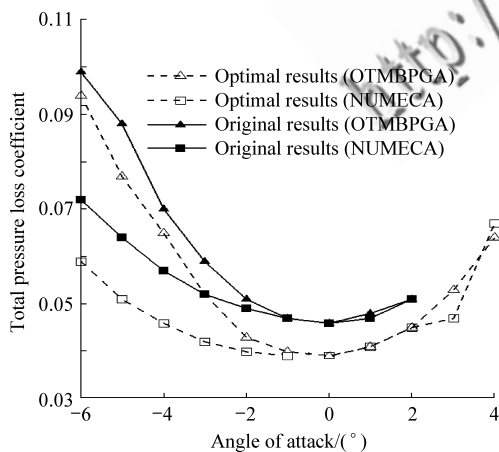


图9 总压损失系数与攻角的关系

Fig. 9 Correlation of total pressure loss coefficient and angle of attack

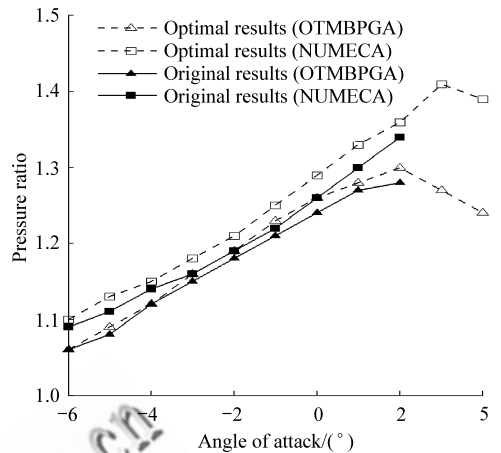


图10 压比与攻角的关系

Fig. 10 Correlation of pressure ratio and angle of attack

### 3.1.2 超声平面叶栅叶型优化设计

对进口马赫数为 1.6 的超声叶栅,考虑唯一攻角,只以设计点压比 2.6、 $0^\circ$  攻角总压损失系数最小为目标进行优化。表 4 结果表明优化叶型总压损失系数大幅下降,压比略低于目标压比。由图 11 可知,优化后叶型弦长有较大增长,表明优化叶栅稠度增加。图 12 表明原始叶型在叶栅通道进口有一道波前马赫数为 1.42 的正激波,而优化叶型在叶栅通道内势流区近于等熵压缩;并且由于优化叶型不存在激波附面层干扰,吸力面附面层相对较薄。为了进一步考核叶栅的非设计点性能,计算了设计转速 10 000 r/min 和非设计转速 10 700 r/min 叶栅总压损失系数、压比随出口反压  $p_{out}$  的变化曲线(如图 13 和图 14 所示)。图 13 和图 14 表明:非设计工况下,优化叶型性能也同样优于原始叶型;在设计转速下,原始与优化叶型非设计点压比与设计点近于相同;在非设计转速下,原始与优化叶型压比近于相同。

表 4 原始和优化叶栅  $0^\circ$  攻角性能比较(超声)

Table 4  $0^\circ$  angle of attack performance of original and optimal cascades (supersonic)

Blade profile	Total pressure loss coefficient	Pressure ratio
Original	0.155	2.65
Optimal	0.116	2.58

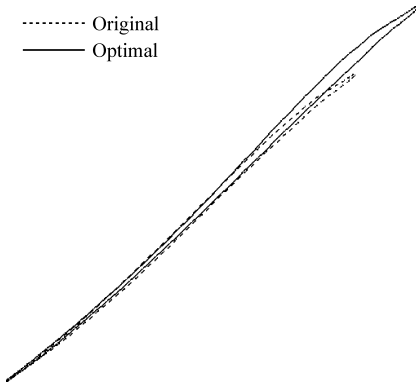


图 11 优化与原始叶型(超声)

Fig. 11 Optimal and original blade profiles (supersonic)

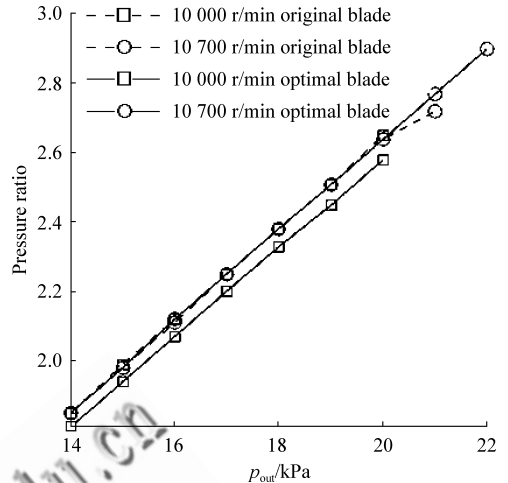


图 14 叶栅压比与出口反压的关系

Fig. 14 Correlation of pressure ratio and outlet pressure

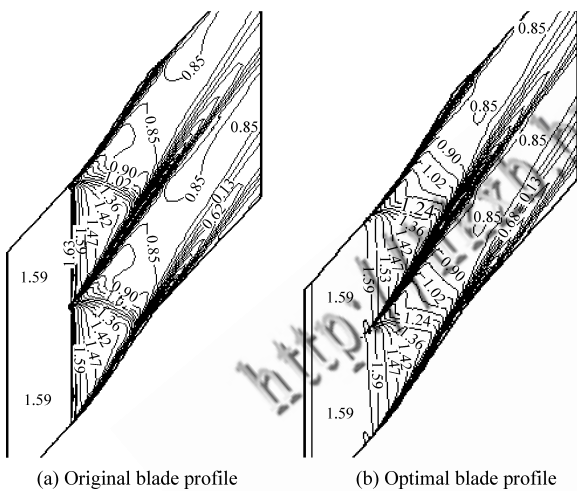


图 12 优化前后叶栅通道内马赫数等值线分布

Fig. 12 Mach number contour distribution in original and optimal cascade passages

### 3.2 任意回转面叶栅叶型优化设计

采用 NUMECA 软件对一台单级风扇三维流场进行计算,并处理出 S2 流面流线(如图 15 所示);取转子叶片 80%叶高和静子叶片 50%叶高叶型得到任意回转面超声和亚声原始叶型;取叶型相邻两条 S2 流线回转构成 S1 流面(如图 16 所示)。对图 16(a)中超声回转面叶栅,流面出口厚度约为进口厚度的 0.7 倍;对图 16(b)中亚声回转面叶栅,流面出口厚度约为进口厚度的 0.9 倍,因此流面厚度变化明显,任意回转面流场计算时必须考虑流面厚度的变化。

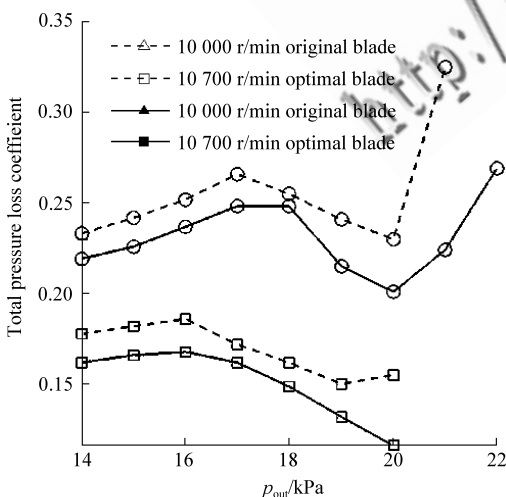


图 13 叶栅总压损失系数与出口反压关系

Fig. 13 Correlation of total pressure loss coefficient and outlet pressure

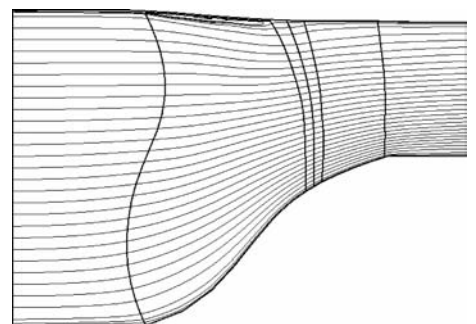


图 15 单级风扇 S2 流面流线

Fig. 15 Flow streamlines on S2 surface of a fan stage

图 17 为采用 NUMECA 软件三维方法计算和任意回转面二维方法计算所得转子叶片表面 80%叶高处的压力分布。图 18 为两种方法计算任意回转面叶栅通道内马赫数等值线分布。结果

比较表明,两种方法计算载荷和激波结构吻合较好,但与三维方法比较,任意回转面方法计算叶栅进口斜激波要弱一些。总体上可认为流动呈任意回转面二维特征,可采用任意回转面方法进行叶型设计。

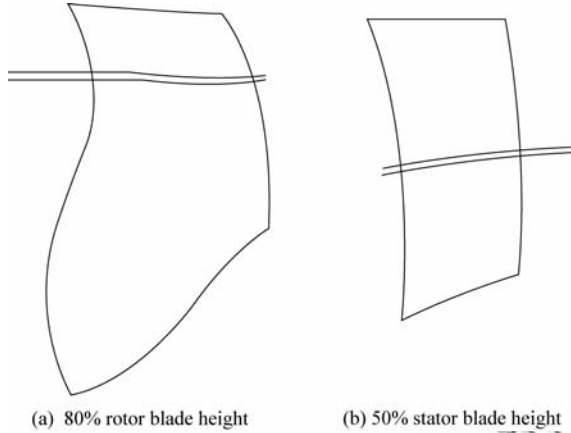


图 16 S1 流面及其厚度确定

Fig. 16 Determining S1 stream surface and thickness

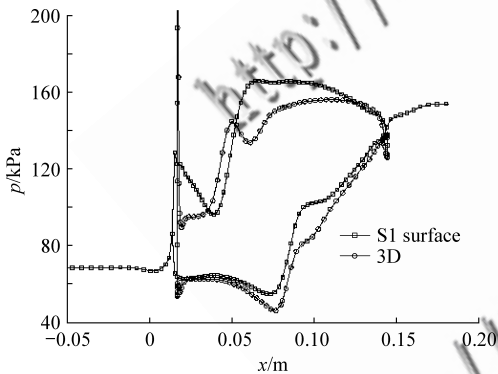


图 17 转子叶片表面 80% 叶高处的压力分布

Fig. 17 Pressure distribution at 80% rotor blade height

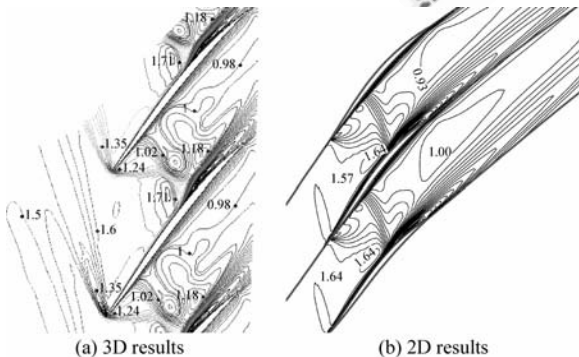


图 18 转子 80% 叶高处 S1 流面马赫数等值线分布

Fig. 18 Mach number contour distribution at 80% rotor blade height on S1 surface

图 19 为采用 NUMECA 软件三维方法计算和任意回转面二维方法计算所得静子叶片表面 50% 叶高处的压力分布。图 20 为两种方法计算任意回转面叶栅通道内的马赫数等值线分布。结果也表明此处流动呈任意回转面二维特征。

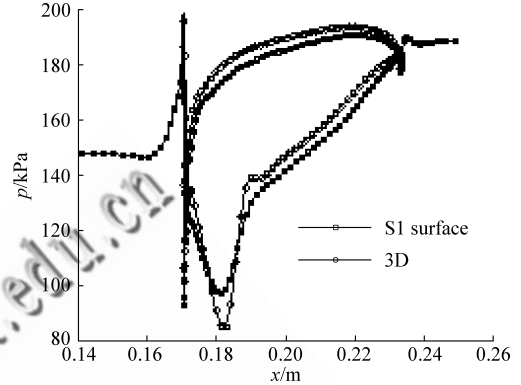


图 19 静子叶片表面 50% 叶高处压力分布

Fig. 19 Pressure distribution at 50% stator blade height

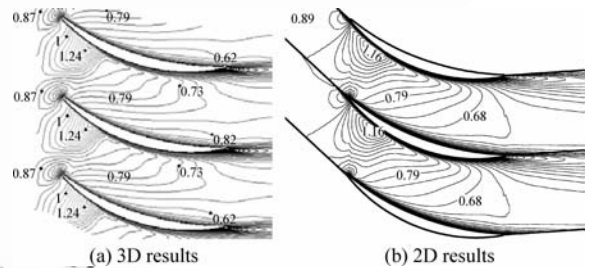


图 20 静子 50% 叶高处 S1 流面马赫数等值线分布

Fig. 20 Mach number contour distribution at 50% stator blade height on S1 surface

对于转子任意回转面超声叶栅,由于叶栅进出口回转面半径不同造成轮缘速度差异,导致离心力(向心力)做功(输出功),使叶栅出口截面总压和总温增加(下降)。比如:出口回转面半径大于进口,存在离心力做功使叶栅出口总压增加。如果仍采用常用的平面叶栅总压损失系数定义方法,则计算出总压损失系数会偏小,甚至为负值。在此根据流动等熵计算出口总压,再按式(7)计算叶栅总压损失系数,具体如下。

为了方便表达,进行如下定义:下标 1 表示流面进口,2 表示流面出口; $U$  为轮缘速度; $W$  为相对速度; $p$  为压力; $T$  为温度; $c_p$  为定压比热容; $\rho$  为密度; $k$  为绝热指数; $R$  为气体常数。假设流动等熵,考虑离心力做功的能量方程为

$$\frac{U_2^2 - U_1^2}{2} = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{1}{2}(W_2^2 - W_1^2) \quad (2)$$

对于等熵流动又有

$$\int_1^2 \frac{dp}{\rho} = \frac{k}{k-1} R(T_2 - T_1) = c_p T_1 \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \quad (3)$$

由式(2)和式(3)计算出出口相对速度  $W_2$ , 再由

$$\frac{U_2^2 - U_1^2}{2} = c_p (T_{w2}^* - T_{w1}^*) \quad (4)$$

计算出出口相对总温  $T_{w2}^*$ 。由

$$c_p T_{w2}^* = c_p T_2 + \frac{1}{2} W_2^2 \quad (5)$$

计算出出口静温  $T_2$ 。再由  $a_2 = \sqrt{kRT_2}$  求出声速, 由  $Ma_{w2} = \frac{W_2}{a_2}$  求出出口相对马赫数, 代入式(6)即可求出等熵流动时, 叶栅出口总压  $p_{2w,ad}^*$ 。

$$p_{2w,ad}^* = p_2 \left( 1 + \frac{k-1}{2} Ma_{w2}^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

然后, 可求出总压损失系数为

$$\omega = \frac{p_{2w,ad}^* - p_{2w}^*}{p_{2w,ad}^*} = \frac{1}{2} \rho W_1^2 \quad (7)$$

### 3.2.1 超声回反面叶栅叶型优化设计

转子 80% 叶高处的超声回反面叶栅进口相对马赫数为 1.58, 静压比为 2.22。因此设计目标定为静压比达 2.22, 总压损失系数最小。优化结果(如表 5 所示)表明优化后压比近于不变而总压损失系数明显下降。图 21 为原始和优化叶型, 优化叶型前部略呈预压缩。由图 22 可看出, 优化叶栅通道内激波变弱, 势流区近于等熵压缩。图 23 表明, 在非设计工况下, 优化叶型总压损失系数近于设计点, 幅度低于原始叶型。

表 5 超声回反面叶栅原始和优化叶型性能

Table 5 Original and optimal blade profiles performance of supersonic rotating surface cascade

Blade profile	Total pressure loss coefficient	Pressure ratio
Original	0.164	2.220
Optimal	0.125	2.216

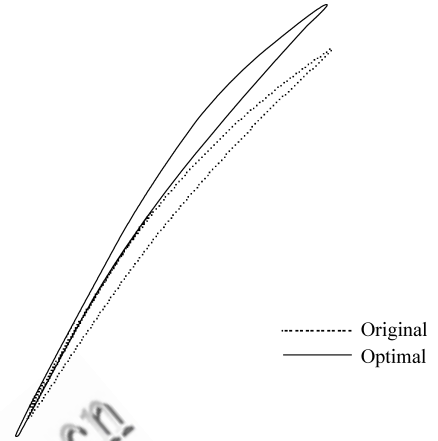


图 21 转子 80% 叶高处叶型

Fig. 21 Blade profiles at 80% rotor blade height

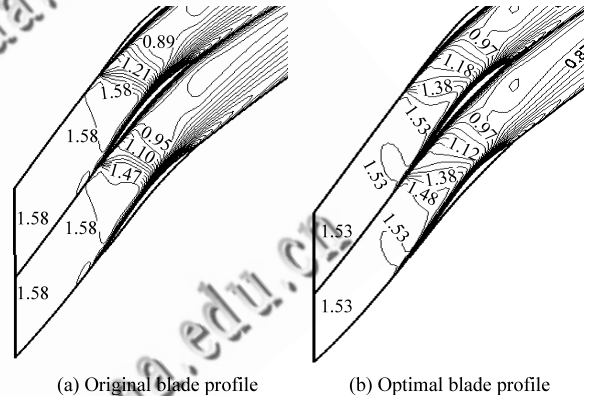


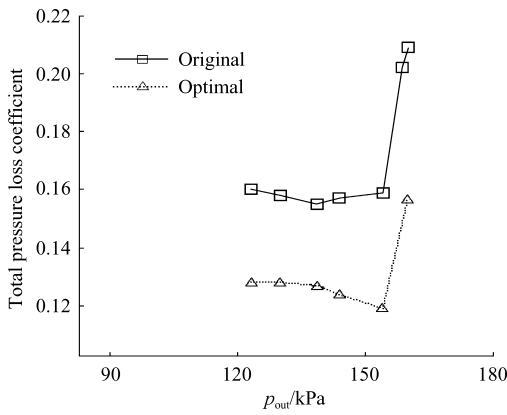
图 22 转子 80% 叶高处叶栅马赫数等值线分布

Fig. 22 Mach number contour distribution at 80% rotor blade height

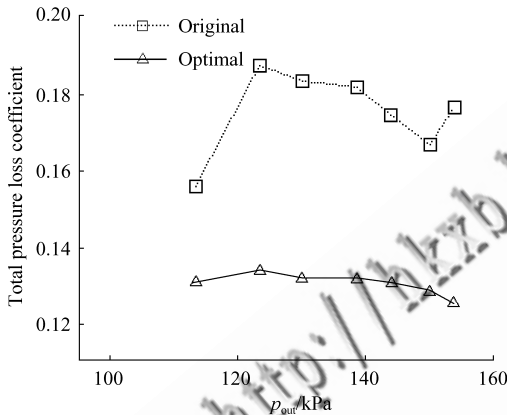
### 3.2.2 高亚声回反面叶栅叶型优化设计

静子 50% 叶高处的高亚声回反面叶栅进口相对马赫数约为 0.9, 静压比为 1.29。因此设计目标为  $0^\circ$  设计攻角、静压比达 1.29 时总压损失系数最小;  $2^\circ$  攻角总压损失系数最小(为考虑非设计点性能)。设计点优化结果(如表 6 所示)表明优化后压比略有增加而总压损失系数明显下降。图 24 为原始和优化叶型, 优化叶型弦长明显增大, 表明叶栅稠度增加。从图 25 和图 26 可看出优化叶栅通道内局部激波变弱。由图 27 可看出, 两个叶栅进口马赫数分别为 0.82、0.90 时, 优化叶型在全工况攻角范围内压比都略高于原始叶型, 总压损失系数低于原始叶型, 但在少部分负攻角下, 优化叶型总压损失系数高于原始叶型。





(a) 93 600 r/min



(b) 103 600 r/min

图 23 原始和优化叶型全工况总压损失系数

Fig. 23 Total pressure loss coefficient of original and optimal blade profiles in whole work range

表 6 高亚声回转面叶栅原始与优化性能比较

Table 6 Original and optimal blade profiles performance of high subsonic rotating surface cascade

Blade profile	Total pressure loss coefficient	Pressure ratio
Original	0.081 2	1.29
Optimal	0.052 4	1.32

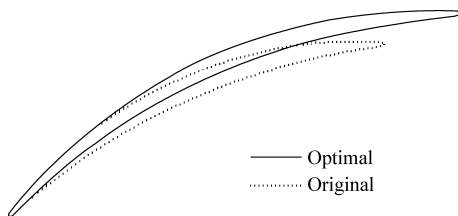


图 24 静子 50% 叶高处的叶型

Fig. 24 Blade profiles at 50% stator blade height

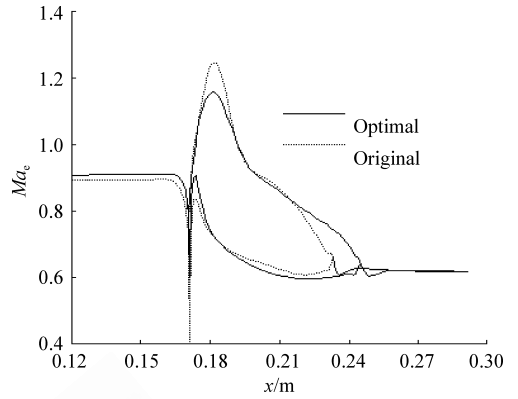
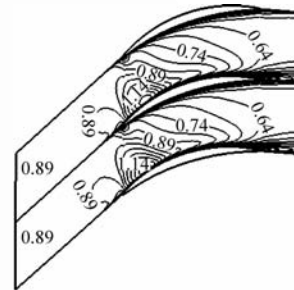
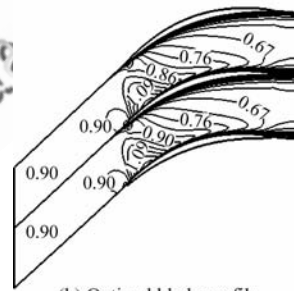


图 25 静子 50% 叶高处叶片表面等熵马赫数

Fig. 25 Constant entropy Mach number at blade surface of 50% stator blade height



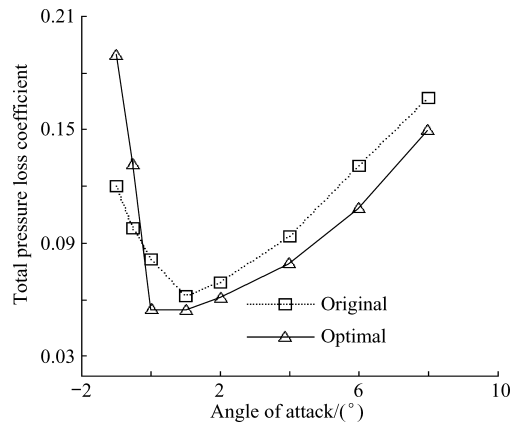
(a) Original blade profile



(b) Optimal blade profile

图 26 静子 50% 叶高处叶栅马赫数等值线分布

Fig. 26 Mach number contour distribution at 50% stator blade height



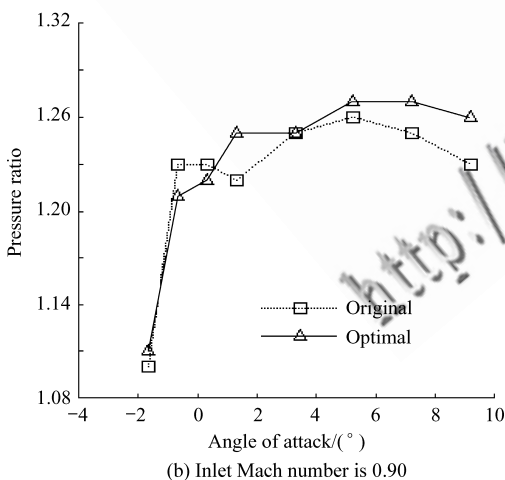
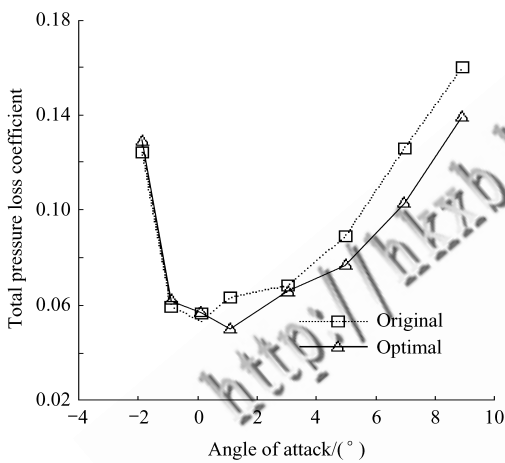
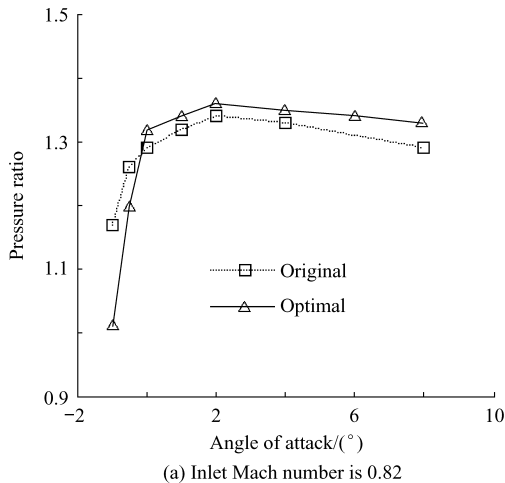


图 27 进口马赫数为 0.82、0.90 时的叶栅特性  
Fig. 27 Cascade performance when inlet Mach number is 0.82, 0.90

## 4 结论

(1) 数值最优化采用并行遗传算法, 实现全局寻优和并行优化, 缩短优化耗时。

(2) 采用基于修改量参数化方法, 达到优化过程生成叶型的可控性和合理性。

(3) 对于亚声速叶型采用兼顾非设计点性能、超声速叶型只考虑设计点性能的目标函数设置方法, 可实现全工况优化。

(4) 软件中流场计算模块与商用软件比较一致性较好, 表明流场计算模块和优化结果的可靠性。

## 参 考 文 献

- [1] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术[J]. 航空学报, 2008, 29(2): 257-266.  
Zhou Zhenggui. Current situations and key techniques of automatic aerodynamic design of compressor/fan blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 257-266. (in Chinese)
- [2] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 1-8.  
Cheng Ronghui. Development of design technology for axial compressor [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 1-8. (in Chinese)
- [3] Pitigala D B A, Zangeneh M, Li Y. Redesign of a transonic compressor rotor by means of a three-dimensional inverse design method: a parametric study[R]. GT2007-27486, 2007.
- [4] Ashihara K, Goto A. Turbomachinery blade design using 3-D inverse method, CFD and optimization algorithm[R]. GT2001-358, 2001.
- [5] Frank S, Beat R, Casey M, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2): 323-331.
- [6] Benini E, Toffolo A. Development of high performance airfoils for axial flow compressors using evolutionary computation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 544-554.
- [7] 周正贵. 高亚音速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 58-61.  
Zhou Zhenggui. Optimization of high subsonic axial compressor blades [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 58-61. (in Chinese)
- [8] Koller U, Monig R, Kusters 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.
- [9] Kusters B, Schreiber H A, Koller 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.
- [10] 汪光文. 基于并行遗传算法的风扇/压气机叶片气动优化[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.  
Wang Guangwen. Research on aerodynamic optimization design of fan/compressor blade using parallel genetic algorithm[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [11] Oyama A, Liou M S. High-fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm [R]. AIAA-2003-4091, 2003.
- [12] Arnone A, Liou M S, Pavinelli A. Multi-grid calculation of three-dimensional viscous cascade flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(4): 605-614.
- [13] Baldwin B S, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separation turbulent flows[R]. AIAA-1978-257, 1978.
- [14] 徐夏. 叶轮机械流场计算与任意回转面叶型设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.  
Xu Xia. Calculation of turbomachinery flow fields and design of blade profile on arbitrarily rotational surfaces[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [15] Obayashi S, Nakamura T. Multiobjective genetic algorithm applied to aerodynamic desogn of cascade airfoils [J]. Transactions on Industrial Electronics, 2000, 47(1): 211-216.

#### 作者简介:

周正贵(1962—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:叶轮机械叶片气动优化设计、叶轮机气体动力学理论。

Tel: 025-84892200-2319

E-mail: zzzgon@nuaa.edu.cn

邱名(1984—) 男,博士研究生。主要研究方向:叶轮机械叶片气动优化设计。

Tel: 025-84892200-2401

E-mail: qiu\_ming\_abc@163.com

徐夏(1984—) 女,硕士研究生。主要研究方向:叶轮机械叶片气动优化设计。

Tel: 025-84892200-2401

E-mail: xuxia0718@163.com

## Automatic Optimization Design of Compressor/Fan 2D Blade Profiles

ZHOU Zhenggui<sup>\*</sup>, QIU Ming, XU Xia, MIAO Yulu

College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

**Abstract:** In this paper, the key techniques of automatic compressor blade optimization are investigated. A parallel genetic algorithm is adopted as the numerical optimization method for its global and parallel optimization ability. The blade profile parameterization is based on geometry modification to generate controllable and reasonable blade profiles in the process of optimization. To realize the optimization in the whole work range, an objective function is set which also taken into consideration the performance at non-design positions. A software is developed, which could design 2D blade profiles of plane and arbitrary rotating surfaces. The software is used to design high subsonic and supersonic blade profiles of plane and arbitrary rotating surfaces. The constant entropy Mach number distribution of the designed subsonic blade profiles is in good accord with controlled diffusion regularity; the flows are compressed nearly in constant entropy in the potential regions of designed supersonic cascades. Therefore, the designed blade profiles are of low total pressure loss coefficient and large low total pressure loss coefficient range.

**Key words:** compressor; fan; blade; numerical optimization; genetic algorithm