

文章编号: 1000-8055(2006)05-0923-07

基于并行遗传算法压气机叶片 自动优化设计

汪光文, 周正贵, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 结合小生境法与算子自适应法对基本遗传算法进行改进, 采用 WinSock 接口、多线程、CS 体系结构, 实现并行遗传算法。将并行遗传算法与 NS 方程流场计算方法、Hicks-Henne 函数叶型参数化方法结合构成叶型自动优化设计软件, 软件可用于叶型设计和对已有叶型的改进。在构造目标函数时, 根据工作攻角范围, 构造了考虑非设计点性能的目标函数。分别对进口马赫数为 0.5 和 0.9 左右的叶栅采用三台计算机进行并行气动优化设计, 优化叶型设计点和非设计点性能都明显好于原始叶型。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机; 叶型; 气动优化; 并行遗传算法

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms

WANG Guang-wen, ZHOU Zheng-gui, HU Jun

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Simple Genetic Algorithm is improved with Niche and adaptive operator, the new algorithm called Improved Genetic Algorithm (IGA) is parallelized using WinSock, multithread and Client-Server architecture. Blade profiles are parameterized using Hicks-Henne function, 2D cascade flow fields are calculated by using Navier-Stokes equation method. To form software for design optimization of compressor blade profiles, the IGA is combined with the above blade profile parameterization and flow field calculation method. The software can be used for design of compressor blades or improvement of existing blades. In this paper, design of two compressor blade profiles is taken as examples. The inlet Mach number of two cascades composed of the blades is about 0.5 and 0.9, respectively. To insure improvement of cascade aerodynamic performances in whole work ranges, the objective functions are constructed from consideration of both design and off design point performances. In the optimization procedure, three computers are run in parallel to reduce design time. The aerodynamic performances of optimal blades are obviously better than that of the initial blades.

Key words: aerospace propulsion system; compressor; blade profile; aerodynamic optimization; parallel genetic algorithm

收稿日期: 2005-08-02; **修订日期:** 2005-12-25

基金项目: 空军装备部预研基金

作者简介: 汪光文(1980-)男,安徽巢湖人,南京航空航天大学能源与动力学院博士生,主要从事叶轮机气动力学研究。

将数值优化技术与叶轮机械正问题流场数值模拟方法结合,代替人工经验寻求最优叶片,设计过程更严密、有效、客观。自动优化设计在追求目标过程中,不需要关注具体流态。达到目标时,流场自然会有良好的性态,比如以流动损失作为目标函数,当流动损失达最小时,流场中激波强度、流动分离等必为最小。

叶型寻优试图在多个叶型造型设计参数空间中获取气动参数表征的目标极值,通常是多局部极值点问题。遗传算法、模拟退火算法等具有全局寻优能力。文献[1]采用遗传算法对叶型寻优,文献[2]采用单纯形法和基本遗传算法构成混合遗传算法对叶型寻优,都取得了比较满意的结果。文献[3-6]也将遗传算法应用于气动设计领域。但是,与基于梯度方法比较,遗传算法需要更多次计算目标函数值,而每次计算目标函数值都要进行流场计算,因而寻优过程耗时较长。本文通过对遗传算法探究,提出了改进基本遗传算法寻优效率的方法。利用遗传算法自身所固有的并行特质,将多台计算机组成局域网实现并行优化。将并行遗传算法、NS 方程流场计算和 Hicks-Henne 函数叶型参数化相结合构成压气机叶型自动优化设计软件。为了便于软件的应用推广,采用 VC++ 设计了友好的用户界面。应用该软件分别对进口马赫数约为 0.5 和 0.9 的两个压气机叶型进行优化设计。

1 流场计算方法

计算采用任意曲线坐标系下的 NS 方程;有限体积法空间离散;四步龙格库塔法显式时间推进求定常解;

由于代数紊流模型求解速度快,采用 Baldwin-Lomax 双层代数模型;为了加快迭代过程收敛速度,采用当地时间步长和残值光顺技术,计算网格为 H 型^[2]。

2 叶型参数化方法

在选取叶型参数化方法时要考虑能用较少的设计参数确定出定性合理、可变性较大的叶型。Hicks-Henne 函数是人们在翼型、叶型优化中频繁使用的参数化方法^[7]。故本文选取 Hicks-Henne 函数对原始叶型型面坐标进行修改。叶型压力面和吸力面的修改量用以下形式表达:

$$\Delta n = \sum_{k=1}^N W_k f_k(x) \quad (1)$$

$$f_k(x) = x^{0.25} (1-x) \exp(-20x)$$

$$k = 1, N \quad (2)$$

$$f_k(x) = \sin^n(\pi x^{e(k)})$$

$$k \neq 1, N \quad n = 3, e(k) = \frac{\lg(0.5)}{\lg(x_k)} \quad (3)$$

Δn 为对原始叶型坐标的修改量, f_k 为形状函数, x_k 是形状函数 f_k 峰值点所在的位置,此值预先给定。因而叶型坐标修改量 Δn 唯一取决于 W_k (权重系数) 值, W_k 即为设计参数。本文设计中,叶片吸力面取 5 个设计参数,压力面取 4 个设计参数。对应的 x_k 在吸力面取值为: $x_k = 0.2, 0.4, 0.5, 0.6, 0.8$, 压力面取值为: $x_k = 0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 。此外叶片安装角也作为设计参数,叶片弦长和叶栅稠度给定。

应用修改量作为设计参数的一类方法要求预先给出初始叶型坐标。如果是对原有叶型进行改进,则直接将其坐标作为初始叶型坐标;如果是设计问题,即没有原始叶型数据,则需要预先生成一个大致合理的初始叶型。本文采用多圆弧加三次多项式生成叶型中弧线,叶片厚度分布采用三次多项式生成。构造初始叶型时,设计人员根据来流速度大小、气流转角要求,给定叶型前后缘小圆半径、前后缘角、最大挠度、最大厚度及其相对位置,软件自动生成相应的叶型,详细内容见文献[8]。

3 数值优化算法

3.1 基本遗传算法改进

基本遗传算法(SGA)在实际应用中易产生早熟现象且局部寻优能力较差,容易收敛到局部极值点。改进遗传算法(IGA)使用小生境技术;同时采用排序选择方法;对交叉和变异算子采用自适应的思想,随着遗传算法在线性能的提高和下降作增加和减小变化^[9,10]。计算表明上述 IGA 算法在不增加流场计算的情况下,能明显改善早熟现象,改善局部寻优能力等。表 1 对比 SGA 和 IGA 运行参数交叉、变异算子等;测试函数分别为 Rosenbrock 函数、六峰值驼背函数和十变量平方和函数。Rosenbrock 函数有一个局部极值一个全局极值,分别为: $f(2.048, -2.048) = 3897.7342$, $f(-2.048, -2.048) = 3905.9262$;六峰值驼背函数共有六个局部极小值,其中有两个全局极小值,分别为: $f(-0.0898, 0.7126) = f(0.0898, -0.7126) = -1.031628$ 。表 2 说明 IGA 比 SGA 搜索全局极值能力强;在相同条件下,无论是单峰值还是多峰值问题,无论是双变量还是多变量问题,IGA 比 SGA 更能接近最优解。

表 1 SGA 与 IGA 的运行参数
Table 1 SGA and IGA run parameters

算法	种群个数	染色体长度	交叉概率	变异概率	选择策略
SGA	20	10	0.8(过程中不变)	0.05(过程中不变)	最优保存,比例选择
IGA	20	10	0.6~0.9(过程中渐变大)	0.01~0.1(过程中渐减小)	排序替代,小生境技术

表 2 SGA 和 IGA 测试结果
Table 2 SGA and IGA test results

函数表达式	比较项	SGA	IGA
$100(y-x^2)^2+(1-x)^2$ 其中: $-2.048 < x < 2.048, y < 2.048$	全局极大值次数(共 50 次)	20	39
	全局极大值平均代数	42.80	30.62
$(4-2.1x^2+x^4/3)x^2+xy+y^2(4y^2-4)$ 其中: $-3 < x < 3, 2 < y < 2$	迭代次数	100	
	20 次平均极小值	-1.031 141	-1.031 559
$\sum_{i=1}^{100} x_i^2, x_i(-1.0, 1.0) \quad i=1, 2, \dots, 10$	迭代次数	100	
	20 次平均极小值	0.033 72	0.024 56

3.2 改进遗传算法的并行实现

叶型气动优化设计过程中,由一代群体生成下代群体的遗传操作过程所需计算机时间很少,优化时间主要取决于每个个体的适应度计算(流场计算)所需时间。当一代群体生成后,将所有个体平均或者按照需要分成若干组,每一组各个体的流场计算由一台计算机完成,这样采用多台计算机计算时,所需总时间大致为计算机台数的反比。本文研究在多台 PC 机的局域网上进行,设定客户机和服务器,在客户机上运行遗传优化模块,服务器上进行流场计算,由目标函数值计算个体的适应度。本文在 Windows 环境下,采用 Win-Sock 接口、多线程、CS 体系结构,稳定地实现了并行遗传算法(IGA)。图 1 为 Goldberg 归纳的遗传算法模型的 4 种并行性^[10],图 2 为基于并行性 1 的 IGA 并行体系结构图。表 3 是模拟流场计算程序在局域网几台速度相近的计算机上的时间花费,可见并行算法大大节约了计算机时^[11]。

表 3 模拟流场程序计算结果

计算机台数	所需时间/s	加速比	并行效率/%
1	64.02	1.000	100
2	34.24	1.870	93.48
3	23.37	2.739	91.30
4	17.74	3.609	90.22

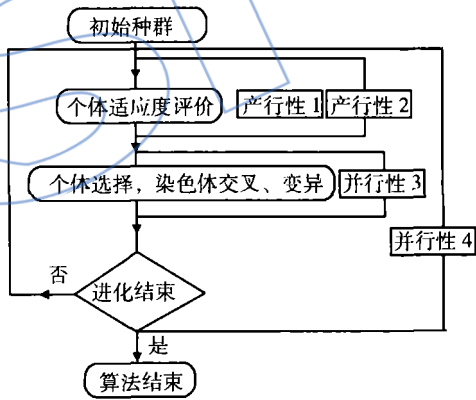


图 1 遗传算法并行性

Fig. 1 Genetic algorithm parallelism

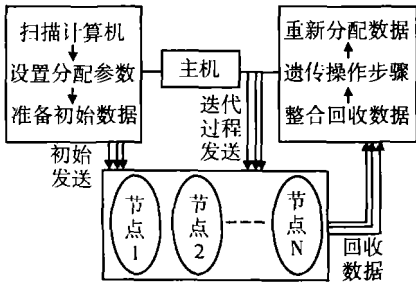


图 2 基于并行性 1 的体系图

Fig. 2 Architecture based on parallelism 1

4 算例分析

4.1 气动优化目标设定

本文叶型优化目标是在设计流量下(对应气

流攻角 $i = 0^\circ$), 达到给定的气流转角而流动损失最小, 同时, 在非设计工况下也有较好的气动性能。为此构造出如下目标函数:

$$f = c_1 \frac{(\omega + \omega_0)}{2} + c_2 \frac{|\Delta\beta_i - \Delta\beta_0|}{\Delta\beta_0} + c_3 \exp\left(\left(\frac{|S - S_d|}{S_d}\right)^2\right) \quad (4)$$

$$FIT = H - f \quad (5)$$

FIT 为个体的适应度, H 为一常数, 其取值要保证 FIT 大于零。 c_1, c_2, c_3 为权重系数, 本文选择的权重系数 $c_1 = 100, c_2 = 10, c_3 = 1$ 。 $\Delta\beta_i$ 为目标气流转角。 S_d 为目标叶型面积, 此值与叶片强度相关联, 是经验数值, 如设计截面处于叶根, 则此值比叶尖截面要大。在采用遗传算法自动优化设计过程中要生成多个叶型 (S 为叶型面积), 构成相应的叶栅。 $\omega, \Delta\beta$ 分别为 0° 攻角下叶栅总压损失系数和气流转角。 ω_0 为叶栅正常工作范围内总压损失系数平均值。在目标函数中加入非设计攻角下的总压损失系数, 则是为了考虑非设计点性能。

本文二个优化算例是设计问题, 不是对已有叶型修改。首先根据来流马赫数 Ma 和设计点气流转角 $\Delta\beta_i$, 给出合适的叶型几何参数, 应用叶型生成模块生成初始叶型。然后计算出初始叶型的正常特性线, 即气流转角 $\Delta\beta$ 和总压损失系数 ω 随来流攻角 i 的变化曲线。根据总压损失系数与攻角的关系曲线大致确定正常工作攻角范围。确定正常工作攻角范围内最小负攻角和最大正攻角来考虑非设计点性能, 这两个数值分别对应于最大流量和最小流量。因此对于每一叶型所对应的叶栅, 除了计算 0° 攻角下气流转角和总压损失系数外, 还要计算最小负攻角和最大攻角下对应总压损失系数。(4) 式中叶栅总压损失系数平均值 ω_0 由此三个攻角下的总压损失系数平均求得。这种处理意味着求每个叶型的目标函数值要求三个攻角下的叶栅流场^[12]。

4.2 算例优化结果和分析

算例 1 来流马赫数约为 0.54, 设计气流转角为 18.0° ; 初始叶型几何参数为: 前缘角 $\theta_1 = 12^\circ$, 后缘角 $\theta_2 = 10^\circ$, 即弯度为 22° (考虑气流落后角, 叶型弯角大于气流转角); 最大挠度 $Y_{\max} = 4.5$, 最大挠度所在弦向位置 (与弦长比值) X_s , 最大厚度 $T_{\max}$, 最大厚度位置为 $L_s = 0.50$, 前缘小圆半径 $R_1 = 0.5$, 后缘小圆半径 $R_2 = 0.2$ 。初始叶型见图 4。

优化过程采用三台 PIV2.4G 计算机, 完成一次叶型优化约需 20 h。图 3 为优化迭代过程中,

群体中最优个体的目标函数随迭代次数变化曲线。表 4 为原始叶型和优化叶型的性能参数的对照。由此表, 在 0° 攻角下, 优化叶型气流转角与初始叶型相当, 但总压损失系数明显小于初始叶型。图 4 为原始和优化叶型及其表面等熵马赫数分布。图 6(a)、(b) 为原始与优化叶型气流转角和总压损失系数随气流攻角变化曲线。本算例正常工作攻角范围取为 -4° 到 $+4^\circ$, 在此范围内, 优化叶型总压损失都小于原始叶型, 特别是在较大正攻角下。当攻角达到 $+6^\circ$ 时, 从图 6(a)、(b) 可看出原始叶型气流转角下降同时总压损失系数大幅提高, 表明在叶背出现大的流动分离, 见图 5(a) 叶栅马赫数分布和图 5(b)、(c) 叶栅速度矢量图。

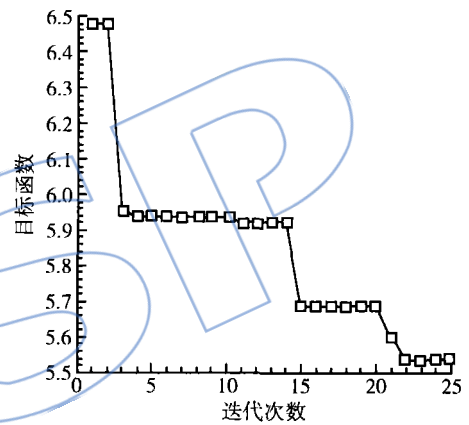


图 3 算例 1 最优个体随迭代次数变化曲线

Fig. 3 Optimal individual variation with iterative numbers

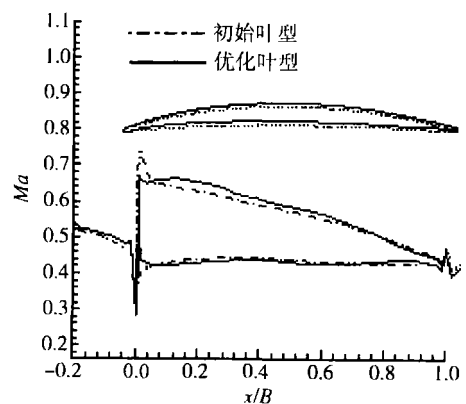
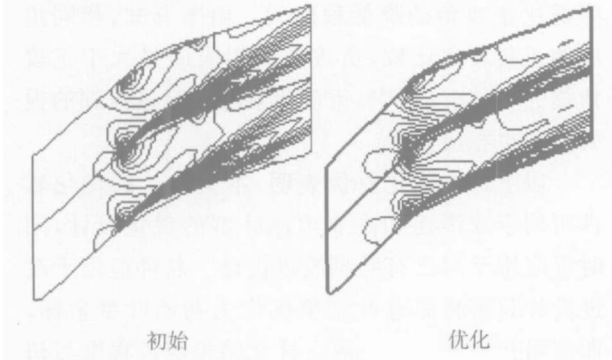


图 4 算例 1 在 0° 攻角下叶型和叶型表面马赫数

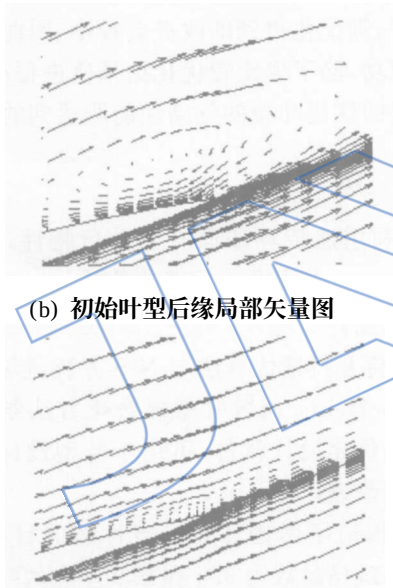
Fig. 4 Blade profiles and Mach number distributions on blades at 0° attack angle

算例 2 来流马赫数约为 0.90, 要达到的气流转角为 15.0° ; 由初始叶型生成模块生成的初始叶型弯度为 24° ; 正常工作攻角范围取为 -4° 到 $+4^\circ$ 。图 7 为算例 2 原始和优化叶型及其表面等熵

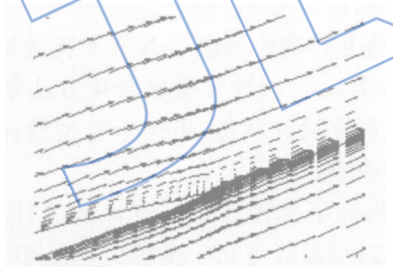
马赫数分布,此图表明:在原始和优化叶型吸力面都存在局部激波,优化叶型激波强度小于原始叶型。从图 8 叶栅马赫数分布也可以看出,激波强度明显减弱。由图 9(b)知优化叶型总压损失系数在小于 6 非设计攻角下始终小于原始叶型,图 9(a)、(b)说明原始叶型和优化叶型的气流转角随攻角变化相当,但总压损失系数明显下降。



(a) 马赫数等值线图

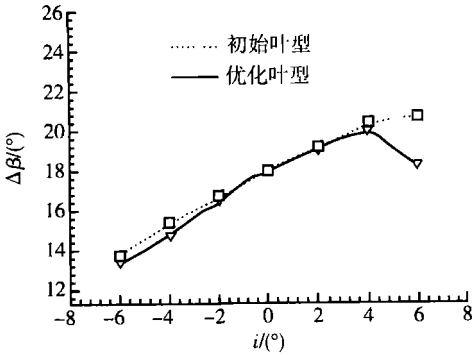


(b) 初始叶型后缘局部矢量图

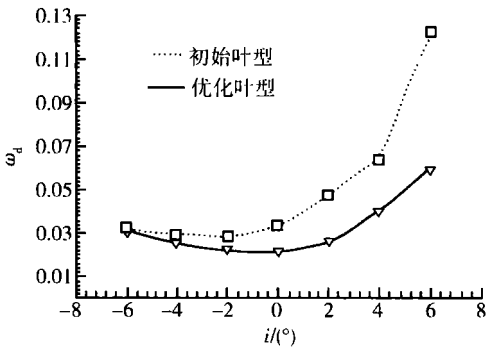


(c) 优化叶型后缘局部矢量图

图 5 算例 1 的 6 攻角下速度矢量马赫数等值线图
Fig. 5 Mach number contours and velocity vector diagram at 6° attack angle



(a) 气流转角



(b) 总压损失系数

图 6 算例 1 初始和优化叶型全工况气动性能比较
Fig. 6 Comparison of aerodynamic performance of initial and optimal blades

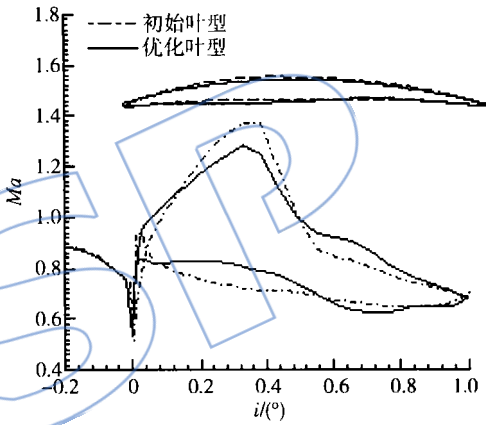


图 7 算例 2 在 0 攻角下叶型和叶型表面马赫数
Fig. 7 Blade profiles and Mach number distributions on blade profiles at 0° angle of attack

为了使优化和初始叶型对应的叶栅流动损失具有可比较性,在构造初始叶型时,使其在 0 攻角下的气流转角尽可能接近目标气流转角。从图 6、图 9(进口气流马赫数为 0.54 和 0.90 的叶栅正常特性线)和表 4 可看出:除了算例 1 中大正攻角时初始叶型的气流转角明显小于优化叶型外,

表 4 算例 1、2 初始与优化叶型气动性能比较

Table 4 Comparisons of aerodynamic performance of initial and optimal blade

算例与叶型		0 攻角下总压损失系数 ω_d	0 攻角下气流转角 $\Delta\beta$ (°)
算例 1	初始	0.0334	17.97
	优化	0.0249	17.99
算例 2	初始	0.0649	15.07
	优化	0.0364	14.53

优化叶型的气流转角和初始叶型相差很小,而在

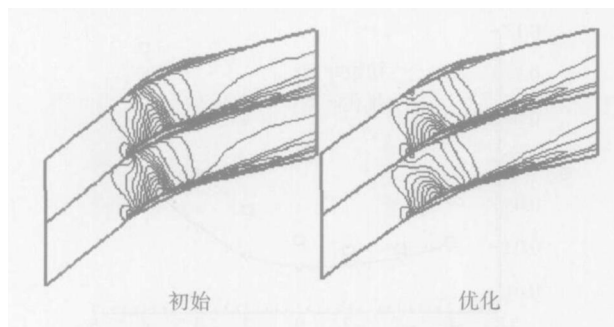
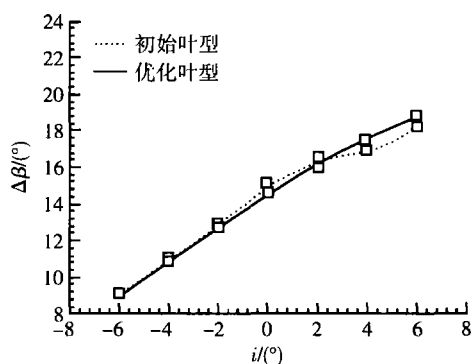
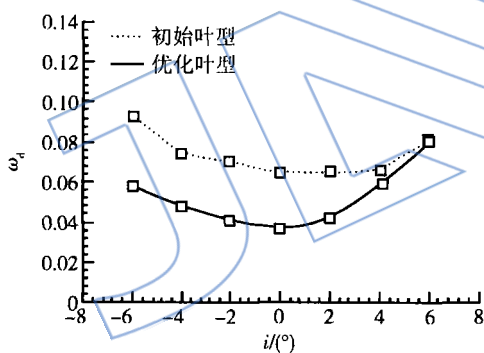


图 8 算例 2 在 0 攻角下马赫数等值线图

Fig. 8 Mach number contours at 0° attack angle



(a) 气流转角



(b) 总压损失系数

图 9 算例 2 初始和优化叶型全工况气动性能比较

Fig. 9 Comparisons of aerodynamic performance of initial and optimal blades

目标函数设定时,只考虑了 0° 攻角下的气流转角。因此说明在进行优化设计时,只要设计流量下优化叶型的叶片载荷与原始叶型相同,则在非设计流量下也近于相同。图 6 表明:优化叶型与初始叶型比较,正攻角的损失降低比负攻角的降低程度大。这种趋势除了与初始叶型有关外,还因为在较大的正攻角下,叶栅通道扩张度增大,吸力面附面层较厚,甚至产生局部分离区;同时吸力面前缘部份局部加速程度增加,在进口马赫数较

大时产生的激波强度也会增大;这样造成损失系数较大。因而在较大的正攻角下,叶型改进得到的损失降低数值也会相应较大。受这种因素驱动,数值优化过程最终得到的叶型,在较大正攻角时损失下降较大,较大负攻角下损失下降较少甚至略有增加。这种趋势在与文献[1、2]相同。图 9 表明优化叶型与初始叶型比较,负攻角的损失降低比正攻角的降低程度大。由图 9 知,相同角度的正负攻角比较,负攻角的损失明显大于正攻角损失,优化过程中,负攻角下叶型改进得到的损失系数也相应较大。

以上两个优化算例表明,本文设计的优化软件可用于亚声速和高亚声速叶型的优化设计,同时可应用于对已有叶型改进设计。软件应用于改进设计只需将原有叶型坐标作为初始叶型坐标,而省略初始叶型的生成。优化结果改进程度与初始叶型的性能指标密切相关,如果初始叶型性能本身很好,则优化得到的改进会较小,因此优化过程是否成功,除了要比较优化结果改进程度,还要考察所得的优化叶型的气动性能所达到的水平。

5 结 论

(1) 利用遗传算法固有的并行特性,采用局域网实现多台计算机并行遗传算法,获得了非常好的加速比;

(2) 将并行遗传算法与 N-S 方程流场计算方法、Hicks-Henne 函数叶型参数化方法结合构成叶型自动优化设计软件,可用于叶型设计和对原有叶型的改进;

(3) 构造了考虑非设计点性能的目标函数,分别对进口马赫数为 0.5 和 0.9 左右的叶栅进行气动优化设计,优化叶型设计点和非设点性能都明显好于原始叶型。

参考文献:

- [1] Obayashi S, Tsukahara T, Nakamura T. Multi-objective Genetic Algorithm Applied to Aerodynamic Design of Cascade Airfoils[R]. IEEE, 2000-0278-0046.
- [2] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 58-61.
ZHOU Zheng-gui. Optimization of high subsonic axial compressor blades[J]. Journal of propulsion technology, 2004, 25(1): 58-61.
- [3] Yamamoto K, Inoue O. Application of genetic algorithm to aerodynamic shape optimization[R]. AIAA-95-1650.
- [4] Doorly D J, Peiro J. Supervised parallel genetic algorithms in aerodynamic optimization[R]. AIAA-97-1852.

- [5] Quagliarella D, DellaCloppa A. Genetic algorithms applied to the aerodynamic design of transonic airfoils [J]. Journal of Aircraft. 1995, 32:889-891.
- [6] 樊会元, 席光, 王尚锦. 基于遗传算法的离心压缩机叶栅多点优化设计[J]. 工程热物理学报, 2000, 21(2):174-177.
FAN Huiyuan, XI Guang, WANG Shangjin. Multi-Point optimal design for cascades of centrifugal compressor by genetic algorithms[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2000, 21(2):174-177.
- [7] Eyi S, Lee K D. Turbomachinery Blade Design Using the Navier-Stokes Equations [R]. ISABE, 99-7087
- [8] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计. 航空动力学报[J], 2002, 17(3):305-308.
ZHOU Zhenggui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3):305-308.
- [9] Srinivas M, Patnaik L M. Adaptive probability of crossover and mutation in genetic algorithms. IEEE Trans Syst Man Cybern, 1994, 24(4):655-667.
- [10] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [11] 武金瑛, 王希诚. 一种粗粒度并行遗传算法及其应用[J]. 计算力学学报, 2002, 19(2):148-153.
Wu Jinying, Wang Xicheng. A parallel genetic design method with coarse grain[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2002, 19(2):148-153.
- [12] W. Egartner. Working range optimization for turbine and compressor blading [J]. Journal of Computational and Applied Mathematics. 2000, 120(3):59-65.