

基于遗传算法与近似模型的全局气动优化方法*

薛 亮, 韩万金

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 开发了基于精英保留策略与小生境技术的求解有约束优化问题的改进遗传算法, 并用一多峰值有约束函数对其寻优能力进行了测试。为了降低气动优化设计时间, 提出了集成实验设计、三维粘性流场求解程序、二次多项式近似模型、改进遗传算法的具有全局寻优能力的三维气动优化设计体系。采用该方法对 NASA Rotor37 动叶片叶型进行了以绝热效率最大为目标的优化设计, 优化后叶片绝热效率提高 1.1%。该结果表明了本优化设计体系省时、高效的特点。

关键词: 叶型; 三维动叶片⁺; 遗传算法; 响应面模型⁺; 流场求解程序⁺

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 03-0360-07

Global aerodynamic optimization method using genetic algorithms and surrogate model

XUE Liang HAN Wan-jin

(School of Energy Science and Engineering Harbin Inst. of Technology Harbin 150001, China)

Abstract Firstly an improved genetic algorithm for constrained optimization problems was developed based on elitism and niche technique. A multimodal constrained function was used to test the performance of the new GA. To reduce the time-consuming for aerodynamic optimization design, an effective three-dimensional aerodynamic optimization design system, combined with design of experiment (DOE), the 3-Dimensional Navier-Stocks solver code, quadratic response surface model and improved genetic algorithm, was developed. The system was used to the optimization designs of airfoils of NASA Rotor37 blade with the objection of maximum isentropic efficiency. It was found that the efficiency of rotor blade increased by 1.1%. The results show that the presented optimization system is time saving and has fine performance.

Key words Airfoil; 3-D rotor blade⁺; Genetic algorithm; Response surface model⁺; Flow field solver⁺

1 引 言

随着三维粘性流场求解程序准确性的提高及计算机技术的飞速发展, 基于计算流体动力学的气动设计越来越多的应用于实际。但一般来说, 仍将其应用于传统的试凑法, 即通过几何形状的不断修改、分析、试验等多次重复来得到较好的结果。但这强烈依赖于设计者的经验, 并不一定总能得到较满意的设计。数值优化技术的不断发展为这一问题的解决提供了很好的方法。大体上优化方法主要包括需要导数信息的梯度法与无需求解导数的启发式算法如遗传算法、模拟退火算法、人工神经网络等。目前, 这几种方

法在气动设计中都有所应用^[1~4]。但由于气动优化设计问题普遍是多变量、多峰值、无显示函数关系的有约束非线性问题, 只有局部寻优能力的梯度法常常不能满足实际设计的需要。遗传算法作为仿生学方法的一种, 由于其方法简单、具有较好的全局寻优能力已逐渐成为研究并应用的热点之一。Oyama^[5]采用遗传算法对 NASA Rotor37进行了基于并行遗传算法的改型设计, 取得了较好效果。但其却是以巨大时间消耗为代价的。在优化过程中共 23 个设计变量, 遗传算法种群数为 20, 运行代数 100 代, 在 4 个处理器的并行机上需要高达 2 000 h 的优化时间。显然很难应用于实际的气动设计。另外, 气动优化设计普

* 收稿日期: 2006-05-25 修订日期: 2008-04-01。

作者简介: 薛 亮 (1963—), 男, 博士生, 研究员, 研究领域为叶轮机械气体动力学。

遍是有约束优化问题,对于约束的处理一般采用简单的惩罚函数法,但罚因子的选取需要多次调试才能确定,因此其性能并不总是令人满意,尤其不适用无法多次调试的高耗时气动优化设计。

针对上述问题,本文首先对简单遗传算法加以改进,加入精英保留策略与小生境技术提高其性能,并引入了一种不含罚因子的罚函数方法处理约束。采用一多峰值、有约束函数对改进后的性能进行了测试。基于上述结果,提出了一套高效的三维气动优化设计体系,其包括试验设计,经过压气机流场实验数据验证的三维粘性流场求解程序,二次多项式响应面,改进遗传算法。上述方法被应用于 NASA Rotor 37 叶型的优化设计,并对其结果进行了详细分析。

2 遗传算法

遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 是一类模拟生物进化过程求解问题的自适应人工智能技术。遗传算法中最基本的操作为选择算子、交叉算子和变异算子。传统遗传算法最大的不足是其易于早熟从而导致全局寻优能力的丧失。为了解决这一问题,本文引入了精英保留策略与小生境技术。具体来说,为了实现精英策略,保留当前种群中的最佳个体,将其不经过任何操作直接复制到下一代,从而保证了其寻优结果的不断改进。并采用 Goldberg 的共享函数法创造小生境环境。采用三角共享函数

$$Sh(d) = \begin{cases} 1 - d/\sigma_{share} & d \leq \sigma_{share} \\ 0 & d > \sigma_{share} \end{cases} \quad (1)$$

$$m_i = \sum_{j \in P_{op}} Sh[d[i, j]] \quad (2)$$

式中 d 为海明距离, m_i 为 niche 计数, σ_{share} 为小生境半径, 取为 0.5。在本文优化过程中,采用锦标赛选择,交叉概率为 0.5 变异算子选为 0.02。

采用 Deb^[6]提出的一种不需要任何罚因子的新的惩罚函数法处理约束问题。其基本思想是对锦标赛选择算子加以改进, (1) 如果所比较的两个解都为可行解,则选择目标函数值较好的一个; (2) 如果两个解中一个为可行解,另一个为不可行解,则选择可行解; (3) 如果两个解都为不可行解则选择约束违反较小的一个。

对于 n 个变量, J 个约束的优化问题可写为一般形式

$$\begin{aligned} \min f(x) \\ s.t. \quad g_j(x) \geq 0 \quad j = 1, 2, \dots, J \end{aligned}$$

$$l_i \leq x_i \leq u_i \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (3)$$

根据上述方法对适应度函数进行修改为

$$F(x) = \begin{cases} f(x), & g_j(x) \geq 0 \quad j = 1, 2, \dots, J \\ f_{max} + \sum_{j=1}^J \langle g_j(x) \rangle, & \text{其它} \end{cases} \quad (4)$$

式中 f_{max} 是群体内最差可行个体的目标函数值, 如果群体内无可行个体, 则其值为 0。 $\langle g(x) \rangle$ 的含义是如果 $g(x)$ 为负数, 返回 $g(x)$ 的绝对值, 否则返回 0。

为了验证改进后遗传算法的寻优能力, 本文选取一实验函数对其性能进行了测试

$$\begin{aligned} \min f(\vec{x}) &= (x_1^2 + x_2 - 11)^2 + (x_1 + x_2^2 - 7)^2 \\ \text{Subject to } g_1(\vec{x}) &\equiv 4.84 - \\ &(x_1 - 0.05)^2 - (x_2 - 2.5)^2 \geq 0 \\ g_2(\vec{x}) &\equiv x_1^2 + (x_2 - 2.5)^2 - 4.84 \geq 0 \\ 0 \leq x_1 \leq 6 \quad 0 \leq x_2 \leq 6 \end{aligned}$$

其实际有约束极值点在 $x^* = (2.246\ 826\ 2.381\ 865)$ 处取得, 函数值为 13.590 85。简单遗传算法与改进遗传算法初始种群数均为 100, 图 1 给出了简单遗传算法与改进遗传算法的寻优对比图。改进遗传算法搜索到最佳值 $x^* = (2.246\ 755\ 2.381\ 911)$, 函数值为 13.593 065。因此可以看出改进算法以较少的进化代数找到了近全局最优值。

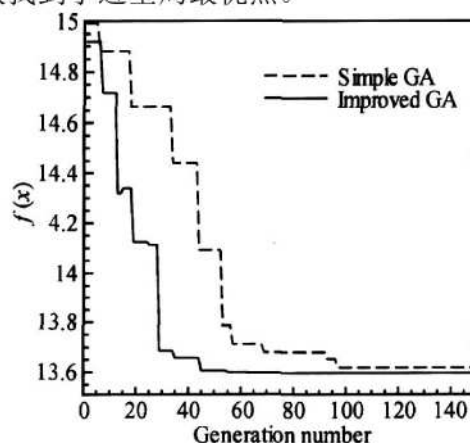


Fig. 1 Comparison simple GA with improved GA

3 响应面模型构造

3.1 二阶多项式模型

响应面方法 (RSM) 是试验设计与数理统计相结合的优化方法, 可以全面观察响应变量在设计空间的变化, 最初用于物理实验数据分析以便得到经验模型。由于其易操作性逐渐广泛应用于数值优化设计。RSM 主要包括选择响应面逼近函数模型, 确定一组用于评估响应函数的试验点。基于试验结果构造逼近函数并对其逼近性能进行评估, 然后将其应用于优

化设计。

本文采用相对简单但却有较高准确性的二次多项式拟合模型, n 个设计变量的响应面模型可以表示为

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i^2 + \sum_{j=2}^n \sum_{i=1}^{j-1} \beta_{ij} x_i x_j \quad (5)$$

式中 x 为设计变量, β 为回归系数, 其个数 $n_c = (n+1) \times (n+2)/2$ 由回归分析得到, 本文采用最小二乘回归得出。响应面模型的预测能力主要由以下几个参数进行评估, 相关系数 R^2 , 调整后的相关系数 R_a^2 和均方根误差 RMSE。其意义及公式在很多文献中均有说明^[7]。

3.2 实验设计方法

在响应面模型中, 试验设计 (DOE) 是相当重要的一个环节。因为试验点的选取提供了所要构造响应面不同空间位置的信息。如果试验点分布不当, 就无法充分提供设计变量与响应量之间的准确关系, 带来较大误差。由于选取的简单性和易操作性, 中心组合设计 (CCD) 曾被广泛采用, 但随着设计变量数的增多, 中心组合设计所需试验点数急剧增加, 因此很难用于高变量设计问题。对于高变量设计问题, D-optimal 设计应用较广。Sacks et al^[8] 指出对于确定性模型, 试验点应该是布满整个实验空间的而不是仅分布于边界处。因此 CCD 设计和 D-试验设计虽对于随机模型可以得到很好的结果, 但对于计算机实验一类的确定性模型有可能是无效的。相比之下, 拉丁超立方体 (LHD) 设计^[9] 由于其空间填满性, 提供了足够的设计空间的有用信息, 尤其适用于确定性的计算机实验拟合。本文采用文献 [10] 提出的改进超立方体设计方法 (HS), 它不同于传统的 LHD, 通过引入复制因子来尽可能得到空间均匀分布的样本点。本文中复制因子取为 5。

4 三维流场求解程序及验证

本文所用流场求解程序采用有限体积法求解圆柱坐标系下的雷诺平均 N-S 方程^[11]。空间求解采用二阶精度的中心差分格式加二阶、四阶人工粘性项, 时间方向求解采用两步 Runge-Kutta 格式。湍流模型为壁面函数修正的 B-L 模型^[12], 采用隐式残差光顺、局部时间步及多重网格等加速收敛技术, 使程序具有较快的收敛速度。进口边界条件给定总温、总压和气流角。出口给定下端壁静压, 采用简单径向平衡方程确定静压的展向分布。采用代数方法生成单块贴体的常规 H 型网格, 固壁处进行加密。叶顶间隙采用顶部削尖模型进行模拟。对具有详细实验数据的 NASA Rotor37 进行了程序验证, 网格数为 $31 \times 111 \times 35$ (周向、轴向、径向), 其中间隙区内布置了 4 个网格。NASA Rotor37^[13] 最初设计并试验的低展弦比动叶, 有 36 个叶片, 设计工况下压比为 2.106, 质量流量为 20.19 kg/s, 阻塞流量为 20.93 kg/s, 计算阻塞流量为 20.81 kg/s, 比实验值略低。图 2(a)~图 2(c) 为 98% 阻塞流量下绝热效率、总压比和总温比的计算结果与实验结果对比, 可以看出在大部分叶展符合得很好, 但在叶顶部分差别还比较大。这主要是顶部削尖的网格模拟此处流动状况不够准确, 还需要进一步改进。图 2(d) 对比了全工况性能, 结果表明绝热效率在整个工况范围内略高于实验值, 误差约在 1%, 在整个工作范围内总压比计算值也略高于实验值。图 3 为 98% 阻塞流量下 50% 叶高相对马赫数曲线对比图, 计算结果较准确地捕捉了激波的位置、形状。在 1G 内存, CPU 2.8GHz 的单机上每个工况点收敛求解时间约为 3 h。总体来说, 本文开发的程序较准确地模拟了总体参数及细致的流动结构, 具有较高的可信度。

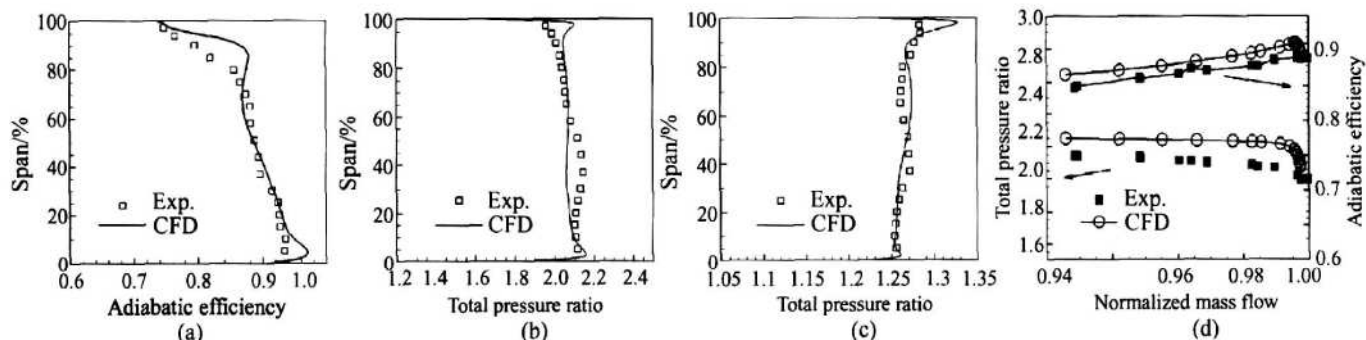


Fig. 2 Comparison between calculated and experiment data at 98% choking mass flow

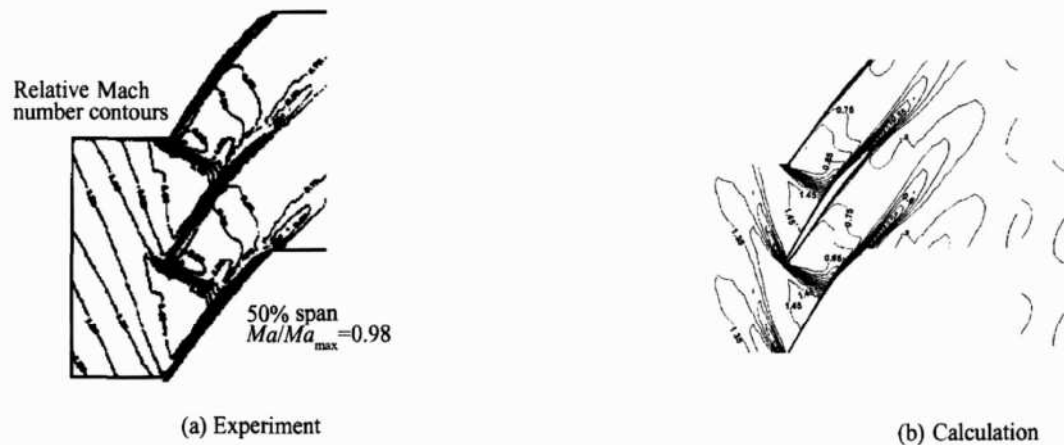


Fig. 3 Relative Mach number contours at 50% span and 98% choking mass flow

5 优化结果及讨论

跨声速压气机中,叶型中弧线和厚度分布是对气动性能影响较为显著的两个因素,与叶片流道内激波产生的强度与分布、附面层的分离状态都密切相关。基于此,本文针对 NASA Rotor37叶型进行优化设计。本文中 NASA Rotor37叶片由五个特征叶型(分别是 Q 25, 50, 75, 100% 叶高处)构成并用于网格生成,采用五个控制点的三次 B 样条曲线分别对 25%, 50%, 75% 叶高的叶型中弧线和厚度分布进行参数化,图 4 为 50% 叶高参数化后的示意图,其它叶型与其类似。在优化过程中保证中弧线的 C1, C2 两控制点与厚度分布曲线的 R1, R2 两控制点不动,其余点的纵坐标为设计变量,这样既可以有效地减少设计变量的数量,还能保证其寻优范围,因此一共有 18 个设计变量。以近 98% 阻塞流量点为优化设计点,以绝热效率最大为目标进行优化设计,适应度函数为 $fitness=$

$1-\eta$ 其中

$$\eta = \frac{(p_{0out}/p_{0in})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{0out}/T_{0in} - 1}$$

(6)

对质量流量和压比加以约束为 $| (m_{opti} - m_{rotor37}) / m_{rotor37} | \leq 0.5\%$ 和 $| (p_{opti} - p_{rotor37}) / p_{rotor37} | \leq 0.5\%$ 。采用上文所述的构造响应面的方法进行优化设计。一般认为实验样本的数量为响应面模型未知系数个数的 1.5~2.5 倍可以得到较精确的结果,本文采用 HS 方法生成 340 个样本点,约为未知系数个数的 1.8 倍,对其进行流场求解,建立响应面模型,采用遗传算法对其寻优,收敛历史见图 5 图中的纵坐标 F_{obj} 为目标函数。响应面准确性的评估参数等优化结果列于表 1。优化后叶片绝热效率提高了约 1.1%, 优化前后压比分别为 2.226 47 和 2.221 74 有轻微的减小。优化前后质量流量分别为 20.41 kg/s 和 20.35 kg/s。

图 6 给出了优化前后叶型的对比,可以看出在

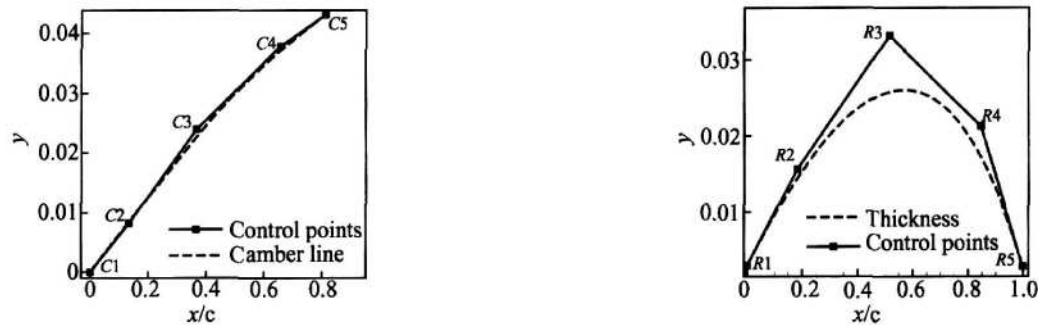


Fig. 4 Parameterized camber line and distribution of thickness(50% span)

Table 1 Evaluation of accuracy of response surface

Sample number	R^2	R_a^2	RSME %	Efficiency(origin)	Efficiency (optim ized)	Validation index
340	0.9962	0.9828	1.264	0.896	0.908	0.907

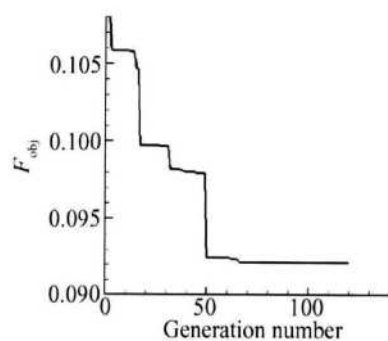


Fig. 5 Optimization history

25%叶高的叶型处,中弧线的弯度有所加大,叶型的厚度也有所增加,在40%~80%轴向弦长部分较为明显。其导致的结果是,如图7的相对马赫数曲线所示,虽然进口马赫数并未减小,但前缘激波的强度和形状却有了明显的变化。其强度有了明显的减弱并且波形掠向后方,这都有效的降低了激波损失,并且推后了激波/吸力面边界层干涉的位置。从图8(a)绝热效率延展向分布曲线和图9近吸力面马赫数曲线分布可以看出,25%叶高叶型的变化不单单仅对其

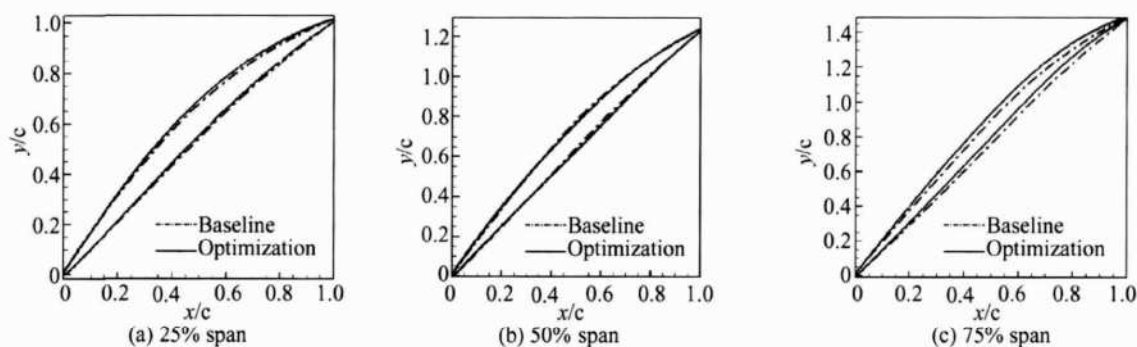


Fig. 6 Original and optimized airfoils

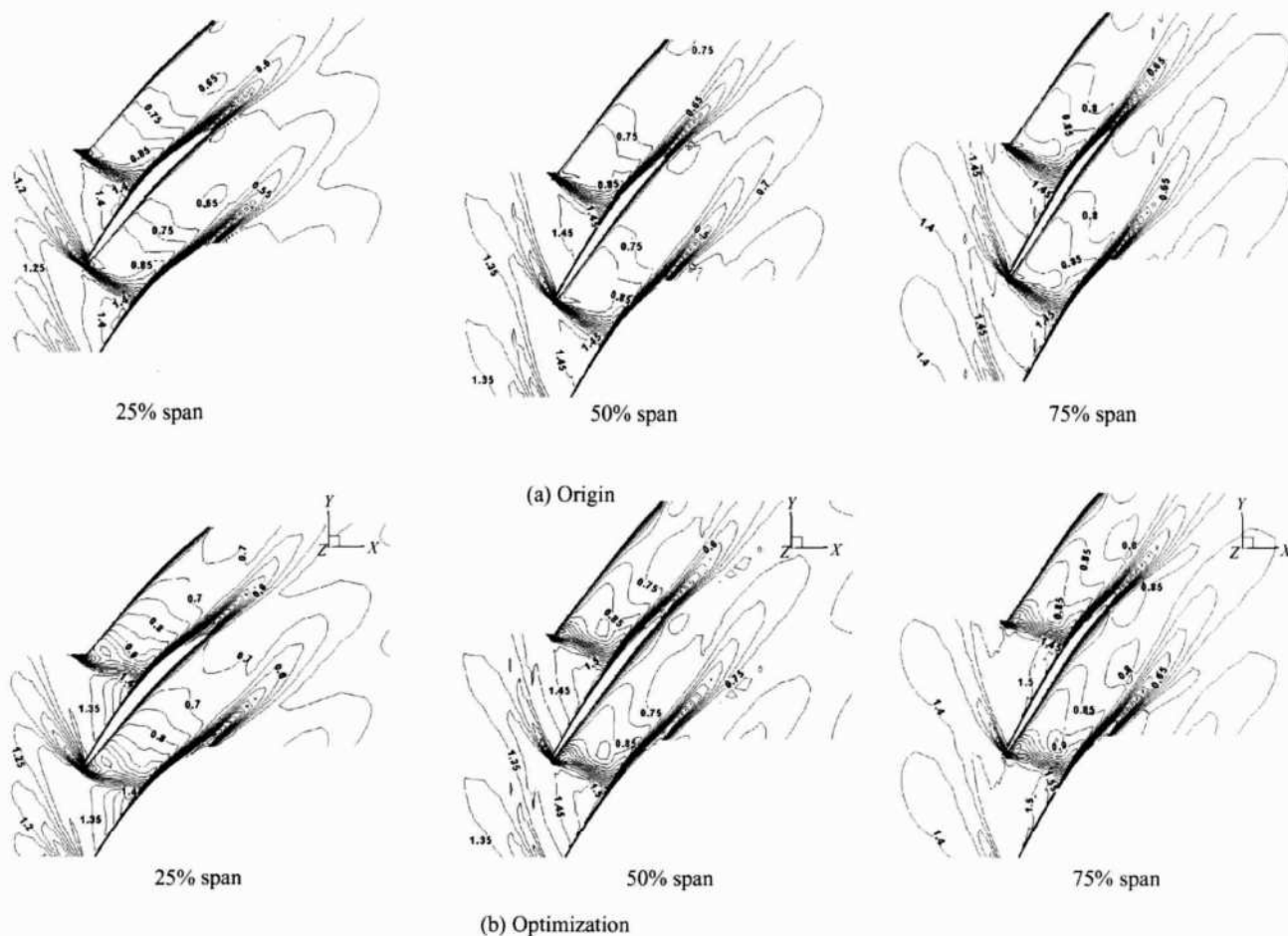


Fig. 7 Relative Mach number contours of original and optimized airfoil

本身位置有影响,而是对其附近的流动都有所影响。在 10% 叶高以上,效率都有一个较明显的提高。正是由于这个原因,50% 叶高处叶型变化虽然并不明显,但在 50% 区域附近效率变化却很明显,这应该也是由于上下叶型变化,该部分区域流动状况都有明显改善所引起的,从这也可以看出叶型变化对三维流动的显著影响。在 75% 叶高处的叶型变化比较显著,无论是厚度分布还是中弧线。单纯从 75% 叶高处流动

分析,从图 7 可以看出由于对激波的影响使得该处的损失降低了。但从三维影响来看,75% 叶高叶型的变化使得顶部流动恶化了。这一方面是由于顶部叶型未发生变化导致的上下叶型的不匹配,另一方面也可能是由于顶部间隙的存在,叶型发生变化后,使得间隙内的流动更加复杂,从而增大了损失。从图 9 的近吸力面马赫数分布可看出,顶部的激波强度增强了,也是损失增加的一个重要原因。

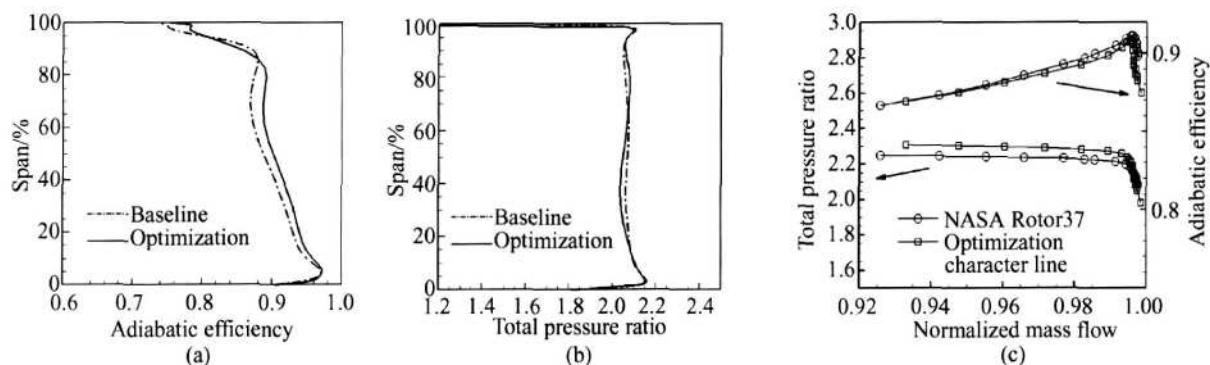


Fig. 8 Comparison of performance parameters of original and optimized rotor blade

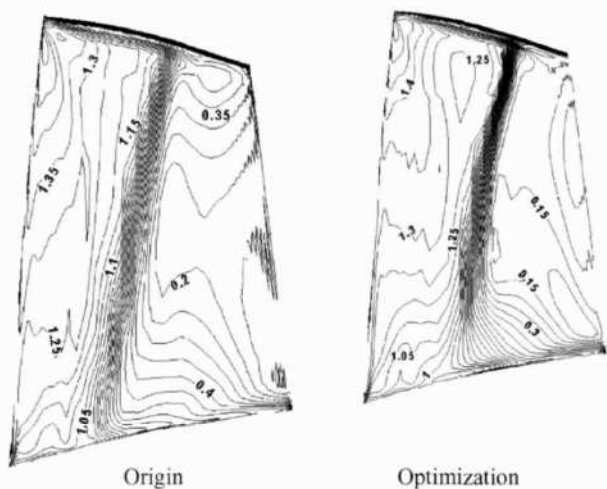


Fig. 9 Comparison of relative Mach number contours near suction of original and optimized blade

从上述分析也可以看出,如果仅进行三维优化设计也有可能整体性能提高但局部区域流动恶化,因此还需要仔细分析内部的三维流动,配以叶型的局部修改才能得到更加好的结果。

由于本文是在单一工作点下进行的优化设计,其变工况性能的好坏是事先未知的,需要对优化所得叶片进行变工况性能的考察。图 8(c) 为质量流量无量纲化后的变工况特性对比。可以看出虽然在设计点附近压比减小了,但从整个工况来看,大部分工况绝热效率的提高并未降低总压比,相反,总压比都略有

增加。

6 结 论

通过对简单遗传算法加入精英策略与小生境技术,有效的改进了其寻优性能。并且引入了无需罚因子的惩罚函数法,使其对处理有约束的气动优化设计问题具有很强的通用性。采用内部流动复杂的 NASA Rotor37 动叶对基于三维雷诺平均 N-S 方程的流场求解程序进行了实验验证。较准确地模拟了内部流动细节。采用改进拉丁超立方体设计 (HS) 选取样本点,数值模拟程序求解流场,二次多项式响应面近似拟合,改进遗传算法寻优的一整套气动优化设计策略对 NASA Rotor37 叶型进行优化设计,绝热效率提高可达 1.1%。优化策略及结果表明本文所开发优化设计体系的良好性能。

参考文献:

- [1] June Chung Lee Ki D. Shape optimization of transonic compressor blades using quasi-3D flow physics [R]. ASME 2000-GT-489.
- [2] Ernesto Benini, Andrea Toffin. Development of high-performance airfoils for axial flow compressors using evolutionary computation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(3).

- [3] Stephane Burgubun, A maud le Pape. Improved aerodynamic design of turbomachinery bladings by numerical optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7: 277~ 287.
- [4] Dr Shahrokh Shahpar. A comparative study of optimization methods for aerodynamic of turbomachinery blades [R]. *ASME 2000-GT-523*.
- [5] Oyama A, Liou M S, Obayashi S. Transonic axial flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three-dimensional Navier-Stokes solver [R]. *AAIA 2002-5642*.
- [6] Kalyanmoy Deb. An efficient constraint handling method for generic algorithms [J]. *Comput Methods Appl Mech Engrg*, 2000, 186: 311~ 338.
- [7] Wei Shyy, Nilay Papila. Global design optimization for aerodynamics and rocket propulsion components [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(1).
- [8] Sacks J, Welch W J. Design and analysis of computer experiments [J]. *Statistical Science*, 1989, 4(4): 409~ 435.
- [9] McKay M D, Bechman R J. A comparison of three methods for selecting values of input variables in the analysis of output from a computer code [J]. *Technometrics*, 1979, 21(2): 239~ 245.
- [10] Beachkofski h. Improved distributed hypercube sampling [R]. *AAIA 2002-1274*.
- [11] Dawes W N. Numerical techniques for viscous flow calculations in turbomachinery bladings [R]. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series*, 1986-02.
- [12] Bakkin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows [R]. *AAIA 78-0257*.
- [13] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor [R]. *NASA TP-1337*, 1978.

(编辑: 郭振伶)

(上接第 338 页)

- [4] 吴 虎, 黄 健. 处理机匣结构对某型跨声速轴流压气机畸变响应特性影响 [J]. *西北工业大学学报*, 2005, 23(5).
- [5] Wilke L, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. *ASME 2002-GT-30642*.
- [6] 孙 鹏, 冯国泰, 隗东伟. 总压畸变对小型风扇气动影响的数值模拟 [J]. *热能动力与工程*, 2006, 21(3).
- [7] 朱俊强, 刘志伟. 4 种不同形式处理机匣的实验研究及机理分析 [J]. *航空学报*, 1997, 18(5).
- [8] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽处理机匣的压气机内部流动与实验 [J]. *航空动力学报*, 2006, 21(1).
- [9] Marshall J G. Prediction of low engine order inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan [R]. *ASME 2000-GT-0374*.
- [10] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall [R]. *ASME 2005-GT-68374*.

(编辑: 郭振伶)