

基于遗传算法与响应面模型的 压气机叶片气动优化设计*

伊卫林, 黄鸿雁, 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: 对所开发的三维 N-S 方程求解程序进行了实验验证, 开发了集成改进拉丁超立方体试验设计, 流场求解程序, 二次多项式响应面近似模型, 改进遗传算法于一体的具有全局寻优能力的气动设计体系。以绝热效率最大为目标, 应用该优化方法对跨声压气机动叶进行弯掠两个自由度的气动优化设计。优化后叶片绝热效率有较大幅度的提高, 并且具有良好的变工况性能。结果表明了所开发流场求解程序及优化设计方法的良好性能。

关键词: 压气机; 数值仿真; 试验设计; 遗传算法; 优化设计

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 06-0510-05

Aerodynamic design optimization of compressor blade using genetic algorithms and response surface model

YI Wei-lin, HUANG Hong-yan, HAN Wan-jin

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

Abstract A flow field solver code was developed based on three dimensional Navier-Stokes equations and validated by comparing the computational results with experimental data. A new global optimization strategy was described for computationally expensive aerodynamic design optimization problems combined with improved-hypercube-sampling algorithm, a second-order polynomial response surface models (RSM), improved genetic algorithm (GA) and 3-D Navier-Stokes solver. This optimization method was applied to aerodynamic redesign of transonic compressor rotor with sweep and curve. The optimized rotor can evidently enhance the adiabatic efficiency and has fine off-design performance. The results showed that both the solver code and the optimization method have fine capability.

Key words Compressor; Numerical simulation; Design of experiments; Genetic algorithms; Optimization design

1 引 言

由于叶轮机械内部复杂的三维流动, 各种波涡结构的广泛存在, 吸引了众多学者对其进行了积极的探索与研究。CFD 作为可靠省时的设计手段之一, 在叶轮机械气动设计的过程中显示了其卓越的性能^[1~3]。June Chung 和 Lee Ki D^[4]采用基于梯度法的优化程序, 以绝热效率为目标函数对 NASA Rotor 37 动叶进行了优化设计, 文献 [5] 分别对二维和三维叶栅采用梯度法与 Q3D、3D 方法结合进行了优化设计。但上述方法本质上都属于确定性搜索的梯

度法, 不具有全局寻优的能力, 从而限制了气动性能的充分改进。因此, 具有全局寻优能力的遗传算法、模拟退火算法等随机搜索式算法开始逐渐被采用。文献 [6] 采用遗传算法对跨声速压气机动叶进行了多目标气动设计, 压比、效率都有较明显提高。文献 [7] 开发了基于并行模拟退火算法的气动优化设计体系。但是, 三维流场模拟程序的复杂性及高耗时性在很大程度上限制了启发式算法的直接应用。Emesto^[6]对跨声速压气机动叶选取三个截面叶型, 考虑叶型及积叠线变化, 共 23 个设计变量, 采用遗传算法进行优化设计, 需要高达 2 000 h 的工作时间, 显然

* 收稿日期: 2005-11-27; 修订日期: 2006-03-13。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (50236020); 高校博士点基金项目 (20030213022)。

作者简介: 伊卫林 (1978—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机气动数值计算与优化设计。Email: hitlee@hotmail.com

这是不可行的。基于试验设计与统计学原理的响应面方法很好的解决了全局寻优与流场求解高耗时之间的矛盾, 并已得到成功的应用^[8]。

本文首先开发了三维粘性流场求解程序, 并对其进行了验证。然后采用拉丁超立方体试验设计选取样本点, 三维 N-S 方程进行流场求解, 响应面近似模型拟合, 改进遗传算法寻优对跨声速压气机动叶进行了弯掠结合的气动优化设计, 并对其性能进行了分析。

2 优化方法

本文所开发的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。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, 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 $35 \times 131 \times 39$ (轴向、周向、径向)。NASA Rotor37 最初由文献 [9] 设计并试验。为低展弦比动叶, 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

图 1 为叶片表面网格。图 2~4 为绝热效率、总压比和总温比的计算结果与实验结果对比, 可看出大

部分叶展符合得很好, 只是绝热效率在叶顶部分差别较明显。这主要是顶部削尖的网格未能准确地模拟此处的流动状况, 还需要进一步改进。图 6 为 50% 叶高的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、形状及强度。图 5 是特性线对比, 绝热效率基本一致, 在整个工作范围内总压比计算值都略低于实验值。计算阻塞流量为 20.81 kg/s 比实验值略低。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。

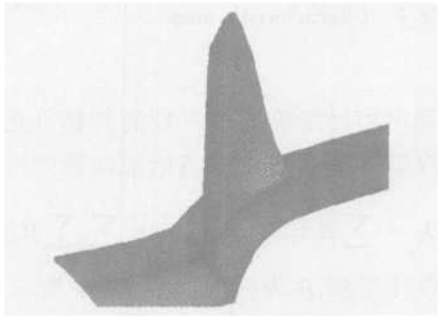


Fig. 1 Surface grids of the blade

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。

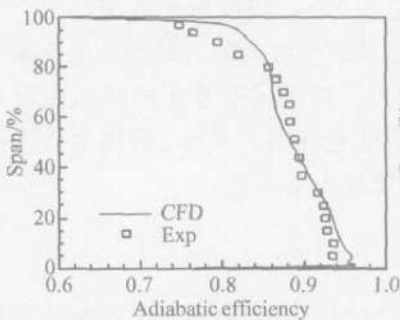


Fig. 2 Adiabatic efficiency comparison at 98 choking mass flow

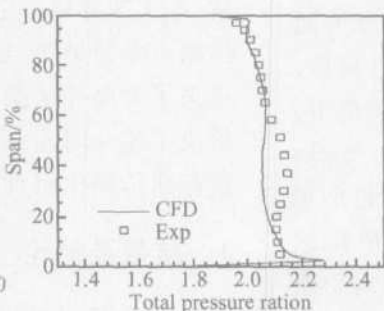


Fig. 3 Total pressure ratio comparison at 98 choking mass flow

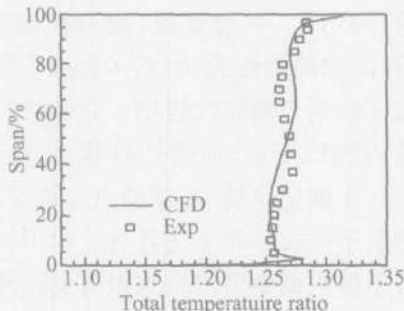


Fig. 4 Total temperature ratio comparison at 98 choking mass flow

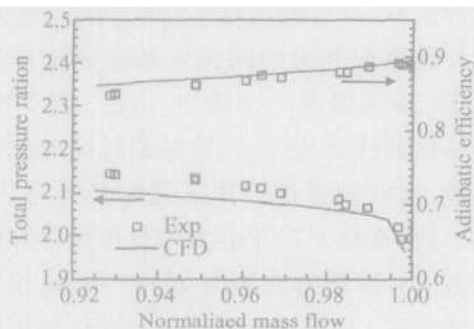


Fig. 5 Characteristic map

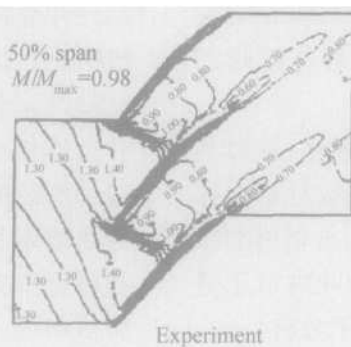


Fig. 6 Relative Mach number at 50% span and 98% choking mass flow

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

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

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, 本文采用最小二乘法得出。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。

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于响应量之间的准确关系, 带来较大误差。试验设计种类很多, 文献 [10] 进行了详细的总结。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 试验设计应用较广。一般来说, 拟合模型可以分为两类, 随机性的和确定性的, 物理实验属于随机性模型, 而计算机实验则为确定性模型。在随机拟合模型中, 输出变量为随机变量, 而确定性模型则不然。Sacks 等人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。CCD 设计和 D 试验设计对于随机模型可以得到很好的结果, 但对于确定性模型可能是无效的。相比之下, 拉丁超立方体 (LHD) 设计由于其空间填满性, 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 [11] 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。

遗传算法 (Genetic Algorithms) 是一类模拟生物

进化过程与机制求解问题的自适应人工智能技术。如果把待解决的问题描述作为对某个目标函数的全局优化, 则 GA 求解问题的基本做法是: 把待优化的目标函数比作生物种群对环境的适应性, 把优化变量对应作生物种群的个体, 而由当前种群出发, 利用合适的复制、杂交、变异与选择操作生成新一代种群, 重复这一过程, 直至获得合乎要求的种群或规定的进化时限。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。选择算子按照某种准则或概率分布从当前种群中选取那些好的个体组成不同的母体以供生成新的个体。最常用的选择算子是以个体适应值成比例的比例选择及排队选择、锦标赛选择等, 本文采用锦标赛选择。交叉算子可采用单点交叉, 多点交叉和均匀交叉等, 以概率 P_c 对母体进行截断交换得到新的个体, 本文采用均匀交叉, 交叉概率为 0.5。变异算子是选择与交叉算子的必要补充, 变异算子以概率 P_m 对种群进行操作, 来进一步搜索最优解, 本文变异概率定为 2%。传统遗传算法的一个突出缺点是易早熟, 容易过早收敛陷入局部极值点从而丧失了全局寻优能力。精英保留算子的提出很好地解决了这一问题, 也就是在每一代中, 最优个体不必进行遗传操作而直接进入下一代。

3 结果及讨论

Rotor37 动叶采用如图 7 所示的五个控制叶型构成。根据季路成等提出的缘线匹配理论^[12], 不同缘线形状对单、多叶片排的定常、非定常性能影响甚大。另外为了便于操作本文选取前缘线为积叠线并进行优化设计。在优化过程中保持根部叶型不动, 2~5 叶型前缘点在轴向掠与周向弯两个自由度内变化。因此共有 8 个设计变量。定义绝热效率为

$$\eta = \frac{(P_{0out}/P_{0in})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{T_{out}/T_{0in} - 1} \quad (2)$$

适应度函数为 $\text{fitness} = 1 - \eta$ 并且优化前后质量流量的变化控制在 0.5% 以内。采用 HS 方法生成 64 个样本点构造响应面, R^2 , R_a^2 和 RMSE 的值分别为 0.967 4 0.932 4 和 0.294 30。在本文所采用网格数下单个样本的流场求解时间约为 3h 因此整个优化过程共需约 200 h 即可得到准确度较高的响应面模型。图 8 显示了目标函数的优化历史曲线, 效率从 88.5% 提高到 90.08%。从图 9(a) 中的优化叶片与原型对比可以看出, 优化叶片略有后掠并且弯向旋转方向, Kim^[8] 和 Benini^[6] 都曾对跨声速压气机动叶进行过数值优化设计, 他们的结果表明弯向旋向有助于叶片气动性能的改进, 与本文结果类似, 只是弯曲程度有所不同。当然必须指出的是本文仅进行了气动性能的优化设计, 动叶弯曲以后的结构强度问题还需要进一步的研究。图 9(b)、(c) 给出了绝热效率, 总压比沿展向分布对比, 图中结果表明, 采用弯掠结合后的优化叶片在沿展向的大部分都较大程度改进了流动, 绝热效率有较明显的提高, 但在部分叶高总压比略有减小。图 9(d) 为优化后叶片与原型叶片的变工况性能对比, 优化后叶片在整个工况范围内绝热效

率都有不同程度的改进, 总压比略低于原型, 从 2.067 降至 2.032 这是稍有不足之处。另外优化设计叶片工作范围有所见小。总体来说, 优化后叶片变工况性能良好。

图 10(a) 为 98% 阻塞流量下 30% 叶高和 83% 叶高的相对马赫数对比曲线, 可以看出优化后叶片前缘激波结构发生了明显的变化。激波的强度明显减弱, 激波的形状明显后掠, 有效的降低了流体流过激波所引起的损失。另外激波与吸力面相交位置的明显后移有效的减弱了激波/边界层干涉, 减弱和阻止了流动的过早分离。图 10(b) 给出了近吸力面的相对马赫数曲线分布图, 明显可以看出原型叶片的强激波几乎贯穿整个流道, 是高损失的来源, 而优化后叶片的三维激波结构发生了很大的变化。随着叶片的弯掠不再为正激波, 强度在不同的叶高也有不同的变化, 因此绝热效率有不同的改进。

4 结 论

(1) 首先开发了基于三维雷诺 N-S 方程的流场求解程序, 并对 NASA Rotor37 动叶进行了数值验证。所开发程序较准确地模拟了内部流动细节, 较精确的得到了总体性能参数。

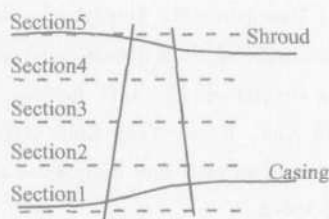


Fig. 7 Rotor blade geometry

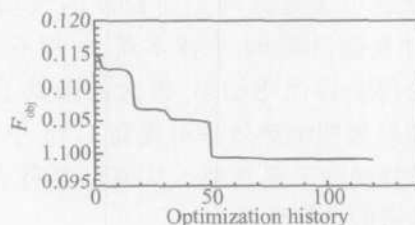


Fig. 8 Optimization history

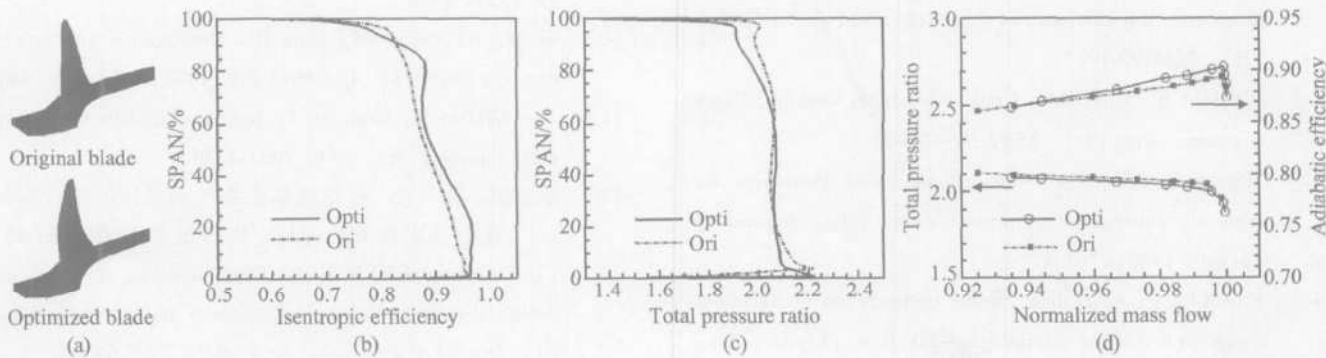


Fig. 9 Comparison of the original and optimized blade

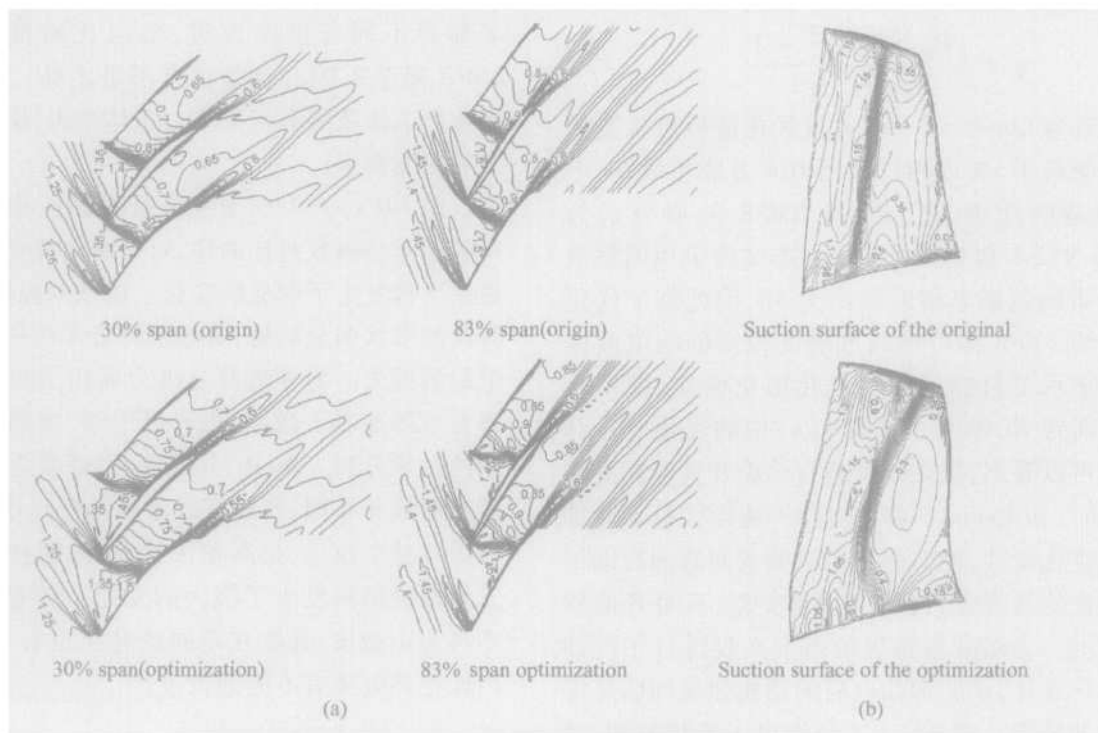


Fig. 10 Relative Mach number contours of original and optimized rotor blade

(2)开发了采用改进拉丁超立方体设计 (HS)选取样本点,三维雷诺平均 N-S 方程求解流场,二次多项式响应面近似拟合,具有精英保留策略的遗传算法寻优的一整套气动优化设计体系。

(3)应用所开发气动优化设计体系对 NASA Rotor37 动叶进行了弯掠两个自由度的气动优化设计,8 个设计变量只需 64 个样本点,也即 64 次流场求解就可获得全局优化结果,极大的降低了时间消耗。优化结果表明绝热效率可提高 1.58 个百分点,并且具有较好的变工况性能。从而也表明了所开发优化设计体系的良好性能。

参考文献:

- [1] Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of sweep to improve the efficiency of a transonic fan, part I Design [R]. *AAA* 90-1915
- [2] Wadia A R, Szucs P N, Cralld W. Innerworking of aerodynamic sweep [R]. *ASME* 97-GT-401
- [3] Prince D C J. Three-dimensional shock structures for transonic/supersonic compressor rotors [J]. *Journal of Aircraft*, 1980, 17(1).
- [4] June Chung K i D Lee. Shape optimization of transonic compressor blades using quasi-3D flow physics [R]. *ASME* 2000-GT-489
- [5] Stephane Burgubun, A maud le Pape. Improved aerodynamic design of turbomachinery bladings by numerical optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, (7): 277~287.
- [6] Ernesto Benini. Three-dimensional multiobjective design optimization of a transonic compressor rotor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3).
- [7] Wang X, Danodaran M. Aerodynamic shape optimization using computational fluid dynamic and parallel simulated annealing algorithms [J]. *AAA Journal*, 2001, 39(8).
- [8] Chan-Sol Ahn, Kwang-Yong Kim. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor [C]. *ASME GT-2002-30445*
- [9] 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*, 1979.
- [10] Haftka RT, Scott EP, Cruz JR. Optimization and experiments a survey [J]. *Appl Mech Rev*, 1997, 51(7): 435~448
- [11] Beachkofski B, Grandhi R. Improved distributed hypercube sampling [R]. *AAA* 2002-1274
- [12] 季路成, 陈江. 叶轮机非定常气动设计的缘线匹配 (iv)理论与实施方法 [J]. *推进技术*, 2005, 26(4). (JI Lu-cheng CHEN Jiang. Edge matching for unsteady design of turbomachinery (iv) Theory and implementation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(4).)

(编辑: 郭振伶)