

文章编号: 1000-8055(2008)07-1218-07

基于优化算法的压气机叶片气动设计

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: 将数值最优化方法与叶轮机械正问题流场计算相结合, 实现对风扇/压气机叶片积叠线、子午面流道和沿径向弦长分布组合的优化设计。数值最优化采用基于局域网的并行遗传算法。运用该软件对 NASA rotor67 风扇转子进行重新设计, 设计目标为设计点压比和流量不变、效率最高以及堵点流量不变。与原风扇转子比较, 稳定工作流量范围略增大并且在整个工作流量范围内优化转子压比近于不变、效率提高约 0.5 个百分点。

关 键 词: 气动优化; 压气机; 弯掠叶片; 子午面流道; 并行遗传算法

中图分类号: V231.3; TP393.4

文献标识码: A

Aerodynamic design of compressor blade using optimization algorithm

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

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: An automatic aerodynamic optimization system for axial compressor was constructed, which was composed of turbomachinery flow field simulations in 3-D Navier-Stokes equation methods, grid automatic generations, parameterizations of blade profiles, meridional channels and stacking line and the advanced parallel genetic algorithm based on intranet. In construction of objective functions, design point adiabatic efficiency, mass flow rates, pressure ratio and non-design point mass flow rates was considered. NASA rotor67 was re-designed using the optimization system, and the present method successfully obtained a design that improved adiabatic efficiency by 0.5 % compared with the rotor67 while satisfying mass flow rate and pressure ratio.

Key words: aerodynamic optimization; compressor; swept-curved blade; meridional curve; parallel genetic algorithm

压气机作为航空发动机核心部件之一,其性能的改善对发动机性能的提高有着至关重要的作用。随着计算机技术和流体力学数值计算技术的发展,采用自动优化方法设计压气机叶片日益受到关注,自动优化方法是将数值最优化技术与正问题流场计算相结合,由数学过程替代设计人员经验进行气动优化设计,设计过程更严密、客观、有效。目前,二维叶型的气动优化设计研究已日趋

成熟, Egartner 等^[1]利用非线性约束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; Pierret, S^[2]等采用神经网络和 NS 流场计算结合,成功应用于压气机二维叶型优化设计。三维叶片的气动优化设计已成为国外的研究热点^[3-4]。

耗时过长是自动优化方法向三维叶片设计拓展的主要困难之一。自动优化过程所需时间取决

收稿日期: 2007-06-25; 修订日期: 2007-11-06

基金项目: 空军装备部预研基金(A0212-021B)

作者简介: 汪光文(1980-), 男, 安徽巢湖人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动力学研究。

于目标函数计算时间和计算次数,计算次数主要取决于最优化方法和设计参数的多少(设计参数构成向量空间大小)。所以,一方面看能否在目标函数计算上加以改进,Denton^[5]1986年提出的粘性体积力方法,在计算精度上和三维 N-S 方程流场计算方法相近,但是时间代价明显减小;另一方面考虑选择适当的优化算法。叶轮机械设计优化算法主要有梯度法、遗传算法、响应面法等。梯度法每个优化步一维搜索得到的并不是准确的极值点,这样误差积累会影响全局收敛,而且叶轮机械优化设计问题不是二次或近似二次的,难于进行梯度计算。响应面方法虽然简单省时,但需要较多的人工操作,特别是如果初始样本选取不好,将会严重影响全局寻优。遗传算法搜索不依赖梯度信息,最适于处理复杂的非线性问题,它具有全局寻优能力,且可利用其天然的并行特性采用多台计算机进行计算,缩短优化时间。

本文主要内容是搭建压气机叶片气动设计的并行优化系统,并对该系统进行算例验证。先通过与实验数据比较,检验数值计算方法的可靠性,然后阐述遗传算法的改进和并行方案的实现,再简单介绍本文采用的参数化方法和目标函数的设置,最后采用本文设计的系统对 NASA rotor67 再设计,并给出结果分析。

1 数值计算方法

采用数值优化方法进行三维叶片设计,由于需多次计算三维流场,时间代价很大。如 Oyama 等^[4]采用 64 节点并行机得到优化结果花了两个多月时间。为了缩短流场计算所需时间,本文粘性力计算借鉴 Denton 的方法^[5]。为考核上述方法的计算精度,对 NASA rotor67 风扇转子进行了模拟计算。图 1,图 2 为计算和实测转子性能比较,计算结果与实验结果^[6]吻合较好。

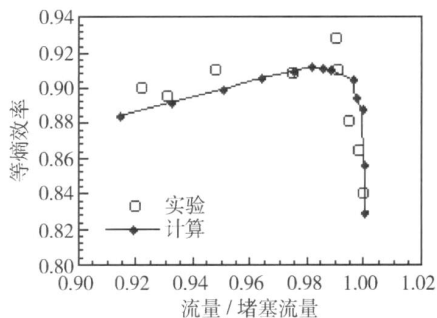


图 1 Rotor67 等熵效率

Fig.1 Rotor67 adiabatic efficiency

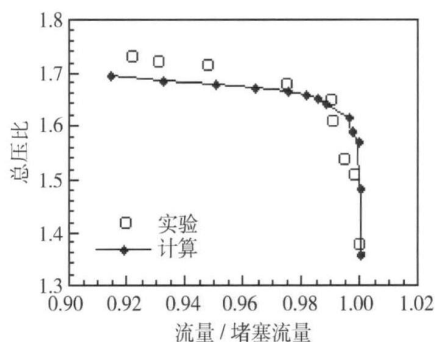


图 2 Rotor67 总压比

Fig.2 Rotor67 total pressure ratio

2 优化算法

2.1 改进的遗传算法(AGA)

遗传算法(Genetic algorithm)是借鉴物竞天择、优胜劣汰的自然选择和遗传机理开发的一种优化方法,其最大特点是全局寻优能力强。本文改进的遗传算法(AGA)采用实数编码,以消除基本遗传算法(SGA)二进制编码存在的海明悬崖缺陷。在选择策略上使用适应度排序和最优保存方法,提高搜索速度。加入了小生境和伪并行技术^[7],并在交叉和变异概率选择上采用自适应交叉变异算子方法^[8-9],增强全局搜索能力。下面给出 3 个算例,以体现 AGA 的优良性能。

算例 1:求 De Jong F2 函数极小值。该函数为二维单峰值,有全局极小值 $f(1,1) = 0$,见式(1),此函数虽然是单峰值问题,但它是病态的,在函数曲面上沿着曲线 $x_2 = x_1^2$ 有一条较为狭窄的山谷,难以全局寻优。

$$\min f(x_1, x_2) = 100(x_1 - x_2)^2 + (1 - x_1)^2, \\ \text{s.t.: } -2.048 \leq x_1, x_2 \leq 2.048 \quad (1)$$

算例 2:求 Shubert 函数极小值。该函数为二维多峰值,共有 760 个局部极小值,其中有 18 个全局极小值 - 186.731,该函数表达式为

$$\min f(x) = \sum_{i=1}^5 \cos((i+1)x_1 + i) \cdot \sum_{i=1}^5 \cos((i+1)x_2 + i), \\ \text{s.t.: } -10.0 \leq x_1, x_2 \leq 10.0 \quad (2)$$

算例 3:求 Kursawe 函数极小值。该函数有全局极小值 $f(0, -1.41635, \dots, -1.41635) = -99.3207$,是多维多峰值,其表达式为。

$$\min f(x) = \sum_{i=1}^9 (-10 \exp(-0.2 \sqrt{x_i^2 + x_{i+1}^2})) + \sum_{i=1}^{10} (|x_i|^{0.8} + 5 \sin^3(x_i)),$$
$$\text{s.t.} : -5 \leq x_1, \dots, x_{10} \leq 5 \quad (3)$$

以上 3 个算例中,运行参数均为:种群个体数 100,总世代数 100,初始交叉算子 0.8,初始变异算子 0.01. 由于遗传算法是基于概率的随机寻优方法,每次寻优的结果不一定相同. 为此,对每个算例都作 100 次寻优计算测试求其平均值. 表 1 为 100 次计算测试的平均值,数据显示 A GA 方法较 SGA 方法搜索能力增强,特别是多维多峰值问题.

表 1 SGA 和 AGA 测试结果

函数极小值	SGA	AGA	理论值
De Jong F2	0.350 13	0.000 23	0.0
Shubert	- 174.927	- 186.731	- 186.731
Kursawe	- 80.023 3	- 99.310 4	- 99.320 7

2.2 AGA 的并行应用

本文研究在局域网多台 PC 机上进行并行优化计算. 首先在局域网上设定主机(客户机)和分机(服务器). 在主机上运行遗传优化模块,生成一代个体,并将个体对应的设计变量发送给分机. 分机根据设计变量构造叶片并进行流场计算,然后根据流场计算结果进一步计算出个体适应度,并将其数值返回主机. 当一代群体生成后,所有个体平均或者按照计算机运算速度分成若干组,以尽可能达到负载平衡,每一组个体流场计算由一台计算机完成,这样采用多台计算机计算时,所需总时间大致与计算机台数成反比,见表 2. 图 3 为遗传算法并行体系图,图 4 为叶片优化设计流程图.

表 2 模拟程序并行特性

计算机数	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

3 设计变量与目标函数

3.1 设计变量

叶片积叠线对压气机/ 风扇气动性能有较大

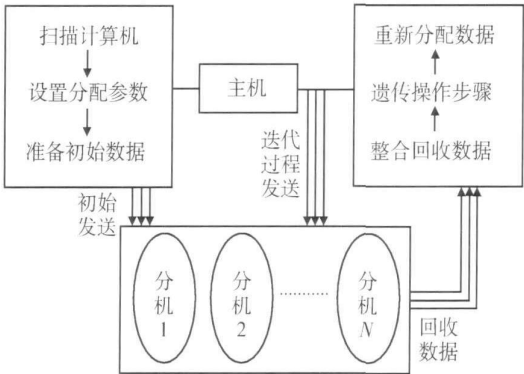


图 3 遗传算法并行体系

Fig. 3 Genetic algorithm parallel architecture

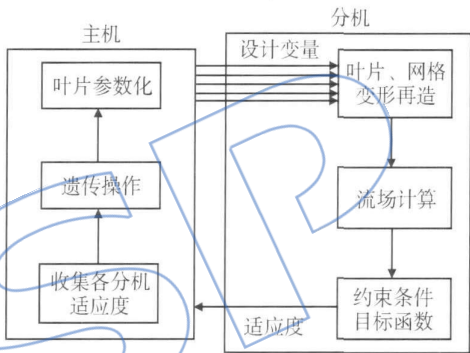


图 4 优化设计流程图

Fig. 4 Design optimization flow chart

影响,采用倾掠叶片或弯曲叶片,可产生径向分力来控制流场内的静压力分布,从而影响叶片吸力面和压力面上的径向二次流,改变叶片载荷沿径向和流向的分布,改善端壁与叶片吸力面角区流动. 此外,采用倾掠叶片或弯曲叶片还有利于调整激波结构,减弱激波强度,从而降低流动损失.

研究同时将叶型弦长作为优化设计变量,目的是要达到改变回转面上叶栅稠度. 因为叶栅稠度增加,附面层厚度在流道内所占的比例变大;同时稠度增大,附面层发展受到了抑制,因此稠度对流动损失影响是双向的. 当然稠度减小,通常落后角增大压比下降.

对于轴流压气机,子午面流道一般是渐缩流道,但是压气机流道的具体形状设计仍然没有规律可循,不同流量和压比的压气机子午面流道的形状差别可能很大,因此可考虑通过子午面流道变化改进压气机性能,同时,子午面流道变化可有效改变压气机的流量和压比,易达到目标流量和压比.

本文是在已有压气机/ 风扇转子叶片型面的基础上,通过对叶片积叠线、沿径向叶片弦长和子

午面流道组合优化设计提高其气动性能. 图 5 是积叠线的弯曲变化示意, 由 3 个设计参数 θ , θ_m 和 r_{θ_m} 控制, θ 为叶尖处的弯曲弧度, r_{θ_m} 是径向某位置, θ_m 是在 r_{θ_m} 处的弯曲弧度; 图 6 是积叠线掠变化示意, 由三个设计参数 x_t , x_m 和 r_{x_m} 控制, x_t 为叶尖处的轴向位移, r_{x_m} 是径向某位置, x_m 是在 r_{x_m} 处的轴向位移. 沿径向叶片弦长变化采用叶片型面的缩放变换方式, 如图 7, 其中 s 为缩放因子, 取叶尖处缩放因子 s_t , 径向某位置 r_{sm} 和此位置处所在型面的缩放因子 s_m 为设计参数. 对子午面流道的修改通过改变流道上各个节点的径向位置, 如图 8, 上子午面流道需 $x_1, \Delta r_1, x_2, \Delta r_2$ 4 个设计参数控制(上、下两条曲线共 8 个设计参数).

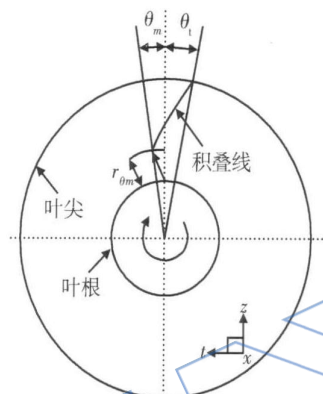


图 5 积叠线弯曲示意
Fig. 5 Curved stacking line

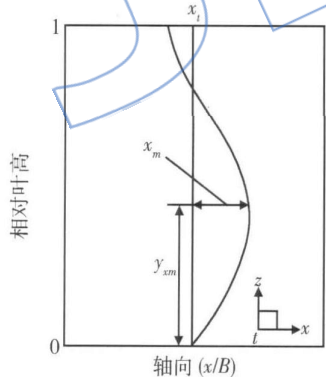


图 6 积叠线掠变化示意
Fig. 6 Swept stacking line

3.2 目标函数

目标函数的选取对优化结果有较大的影响, 本文优化目标是保持转子的稳定工作范围和压比, 尽量提高效率, 为了达到这一目标, 设计使最大效率点(本文设计点)效率最大化, 压比和流量保持不变, 同时堵点流量不小于原型转子. 为此, 构造目标函数如式(4), 采用最优化算法求其最小

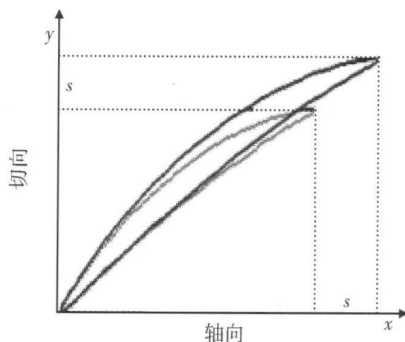


图 7 型面缩放示意
Fig. 7 Blade profile scaling

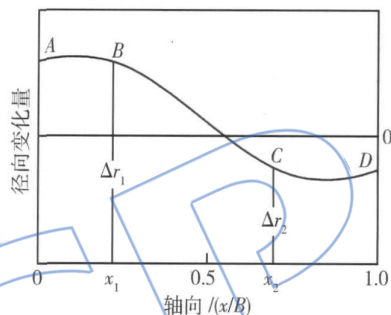


图 8 子午面流道节点位置径向变化量示意
Fig. 8 Relative variance of meridional curve position along axial direction

值. 式中 $\dot{m}_0$ 为设计点流量, π_0^* 为设计点压比, $\dot{m}_{c0}$ 为堵塞点流量, c_1, c_2, c_3, c_4 为权重系数, 可通过流量、压比和效率等对设计变量的敏感性来设定这些权重系数^[10], 由于提高效率较难, 权重系数相对较大, 而达到流量和压比目标较易, 可取较小的权重系数, 根据经验本文选取

$$c_1 = 100, c_2 = 20, c_3 = 10, c_4 = 20.$$

$$f = c_1 (1 - \eta_k^*) + c_2 \left| \frac{\dot{m} - \dot{m}_0}{\dot{m}_0} \right| + c_3 \left| \frac{\pi_k^* - \pi_{c0}^*}{\pi_{c0}^*} \right| + c_4 \left| \frac{\dot{m}_c - \dot{m}_{c0}}{\dot{m}_{c0}} \right| \quad (4)$$

4 优化算例

以 NASA rotor67 风扇转子作为优化原型, 在主频为 2.4G 的 4 台奔腾 PC 机组成的优化平台上进行并行计算. 遗传算法运行参数: 种群个体数 60, 世代数 20, 初始交叉算子 0.8, 初始变异算子 0.01. 流场计算网格节点数为 $37 \times 73 \times 28$ (径向 $\times$ 流向 $\times$ 切向). 优化过程运行时间约 80 h.

图 9 是优化迭代目标函数历史曲线, 优化过程目标值下降主要集中在前 10 步, 以后迭代趋于平缓, 所以根据这一优化迭代特征, 在迭代到 20 步时终止优化计算.

图 10 是 NASA rotor67 转子和优化转子的总体性能特性线. 由图可见, 与 NASA rotor67 转子比较, 优化转子几乎整个工作流量范围内效率都有一定提高, 大部分区域效率提高了 0.5 个百分点左右, 且优化转子的稳定裕度有所改善, 总压比和堵塞流量基本不变化. 由于 NASA rotor67 转子自身效率较高, 并且没有对叶片型面进行优化设计, 因而得到的效率提高不是很大.

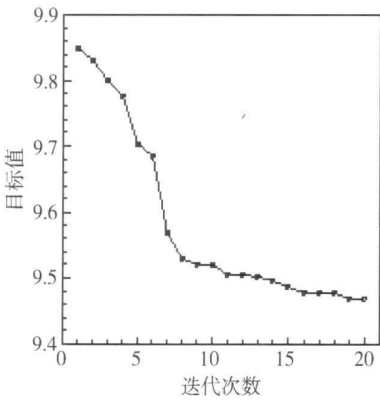


图 9 优化迭代过程
Fig. 9 Optimization history

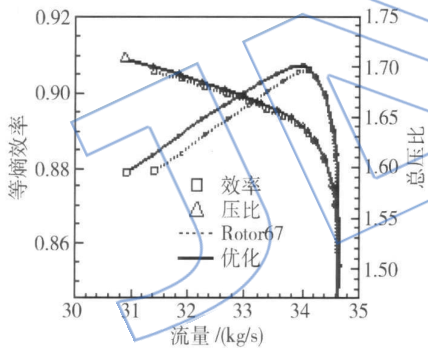
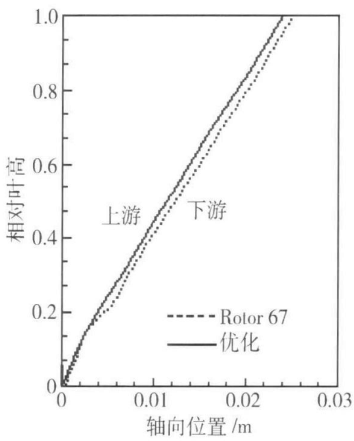
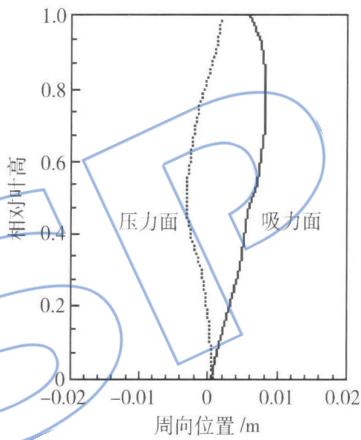


图 10 Rotor67 和优化转子等熵效率与总压比
Fig. 10 Comparisons of adiabatic efficiency and total pressure ratio between NASA rotor67 and optimization

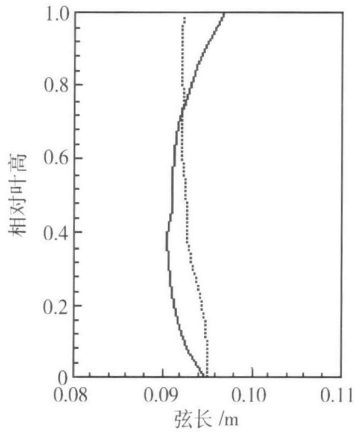
图 11(a), (b) 给出 NASA rotor67 和优化转子积叠线掠、弯变化. 从图 11(a)可以看出 NASA rotor67 转子为后掠转子, 从叶根到叶尖优化转子的后掠程度相对小些, 总的来看变化不大. 图 11(b) NASA rotor67 转子积叠线仅在叶中处向压力面弯曲, 而优化转子积叠线叶中和叶尖处均向吸力面弯曲, 中上部弯曲更多. 图 11(c) 给出回转面叶栅弦长沿径向分布, NASA rotor67 转子的回转面叶栅弦长从叶根到叶尖缓慢变小, 优化转子弦长从叶根到叶尖先减小后增大, 总体上, 优化转子的平均弦长比 NASA rotor67 转子的小, 特别是叶中偏下部分.



(a) 前缘掠变化



(b) 前缘弯变化



(c) 弦长变化

图 11 Rotor67 和优化转子叶型弦长和积叠线的径向变化
Fig. 11 Stacking-line and scaling chord modification of rotor67 and optimization

图 12 给出 NASA rotor67 和优化转子的子午面流道. 优化转子的上子午面流线前段向上扩张明显, 后段几乎和原型相同, 下子午面流道平行向下扩展. 优化转子的弦长整体减小, 意味着叶栅稠度减小, 从而使得气流转角减小, 影响总压比; 而子午面流道的扩展, 使得流通面积增大, 轴向进

气速度减小,根据速度三角形可知,进气角减小,从而使气流转角有增大的趋势.上述两种影响相互作用,使得总压比几乎不变化.图 13 所示 NASA rotor67 和优化转子的三维造型.

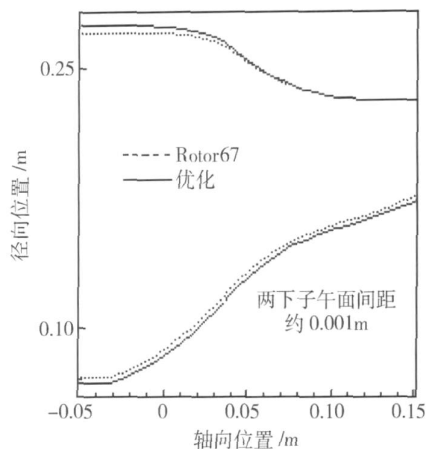


图 12 子午面流动

Fig. 12 Meridional curve

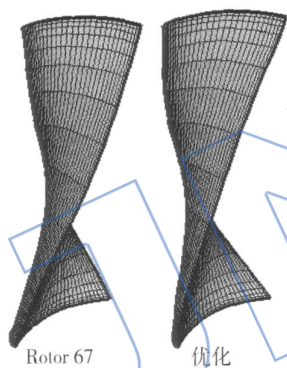
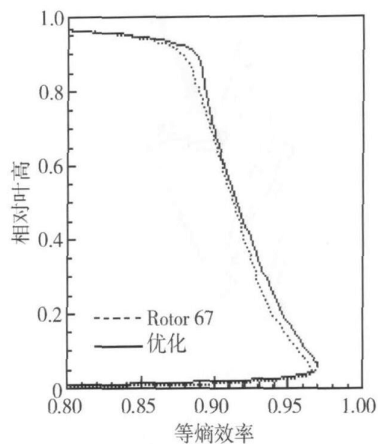


图 13 叶片三维造型

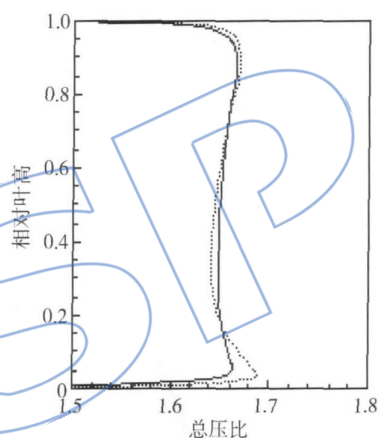
Fig. 13 3D views of rotor67 and optimization

图 14 给出了 NASA rotor67 转子和优化转子设计点总压、总温和等熵效率在出口截面切向平均沿径向分布曲线.相对 NASA rotor67 来说,优化转子出口压力分布变得均匀,流动掺混变小,这有利于减小损失;在叶根和叶尖附近总压减小,叶中处增大,就是加功量被更多地分布在叶中,这也是损失减小的表现,因为在上下环壁面处,流动损失较大,效率较低.总温在叶根和叶尖附近明显下降,也体现出加功量在此两处的下降.从图 14 (a) 看出,沿径向优化转子的等熵效率均高于原 NASA rotor67 转子的等熵效率.

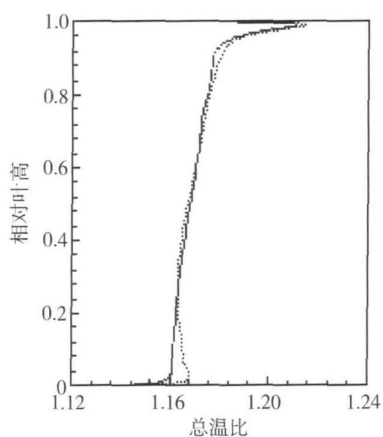
图 15 是 NASA rotor67 转子和优化转子在 90 %叶高处马赫数等值线图.从马赫数等值线看,实验值与计算值吻合较好,进一步说明计算结果精度较高.在 90 %叶高处,两转子均有槽道激波



(a) 等熵效率径向分布



(b) 总压比径向分布



(c) 总温比径向分布

图 14 出口切向平均等熵效率、总压、总温沿径向分布

Fig. 14 Distributions of pitch mass-averaged adiabatic efficiency, total pressure ratio and total temperature ratio along blade heights at exit

出现,优化转子槽道激波前最大马赫数为 1.468 2 比原叶轮 1.527 0 低,因而激波损失相应较低.

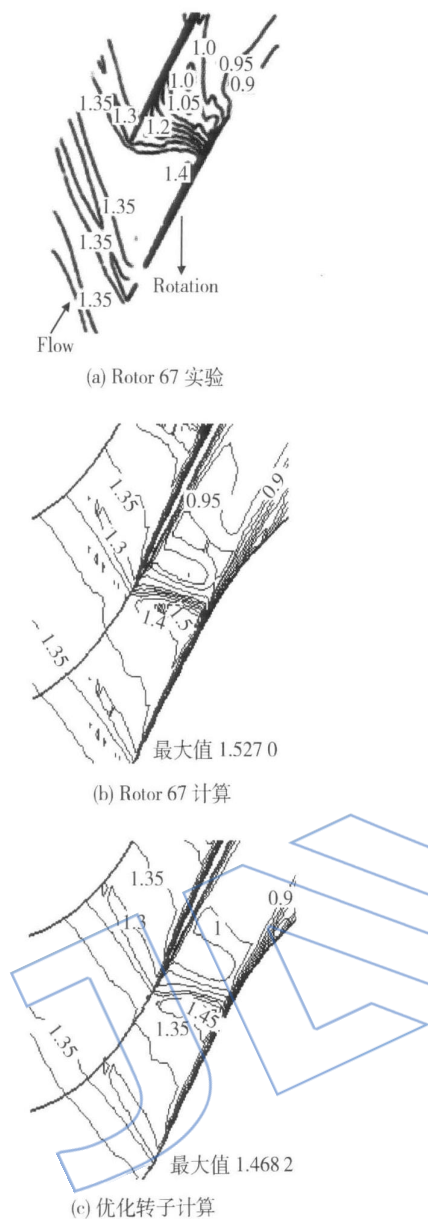


图 15 最大效率点附近 90% 叶高处马赫数

Fig. 15 Relative Mach number contours at 90% span near peak efficiency

5 结 论

1) 采用 Denton 的粘性体积力流场计算方法代替 N-S 方程流场计算方法,减少了单次流场计算时间消耗。

2) 改进的遗传算法提高了多维空间的搜索效率,更容易得到优化解;采用并行计算技术来缩短优化周期。

3) 提出叶片积叠线、子午面流道和叶片型面

缩放变换的组合优化设计,与流场计算方法、并行遗传算法构建基于网络平台的三维叶片优化设计系统。

4) 为验证该优化设计系统,对 NASA rotor67 转子进行再设计,所得优化转子在整个工作流量范围内,设计流量和压比近似不变,效率提高了约 0.5 个百分点。

参考文献:

- [1] Egartner W. Working range optimization for turbine and compressor blading[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2000, 120(3): 59-65.
- [2] Pierret S, Van den Braembussche R. A turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 326-332.
- [3] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of a compressor rotor with Navier-Stokes analysis, proceedings of the institution of mechanical engineers[J]. Part A-Journal of Power and Energy, 2003, 217(2): 179-184.
- [4] Oyama A, Liou M S, Obayashi S. High-fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm[R]. AIAA2003-4091.
- [5] Denton J D. The use of a distributed body force to simulate viscous effects in 3D flow calculations[R]. ASME Paper, No. 86-GT-144, 1986.
- [6] Anthony J S, Jerry R W, Michael D H, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor[R]. NASA Technical Paper 2879, 1989.
- [7] 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.
- [8] 袁晓辉, 袁艳斌, 王乘, 等. 一种新型的自适应混沌遗传算法[J]. 电子学报, 2006, 34(4): 708-712.
YUAN Xiaohui, YUAN Yanbin, WANG Cheng, et al. A novel self-adaptive chaotic genetic algorithm [J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(4): 708-712. (in Chinese)
- [9] 张小华, 江国和, 沈荣瀛. 一种自适应伪并行改进遗传算法[J]. 华东船舶工业学院学报, 2005, 19(3): 65-69.
ZHANG Xiaohua, JIANG Guohe, SHEN Rongying. An improved self-adaptive pseudo parallel genetic algorithm [J]. Journal of East China Shipbuilding Institute (Natural Science Edition), 2005, 19(3): 65-69. (in Chinese)
- [10] 周正贵, 汪光文. 基于数值优化方法的离心压气机工作轮气动设计[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 10-15.
ZHOU Zhenggui, WANG Guangwen. Aerodynamic design of impeller using numerical optimization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(1): 10-15. (in Chinese)