

基于数值优化方法的跨声速压气机掠动叶设计*

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: 开发了求解雷诺平均 N-S 方程的三维流场模拟程序和数值优化程序, 对流场求解程序进行了实验验证, 并对跨声速压气机动叶弦向掠进行了优化设计。优化所得前掠叶片可以有效地改善端壁附近流动状况, 削弱激波强度, 减少尾迹损失, 提高整体效率, 但叶展中部流动恶化。优化后的叶片改善了压气机变工况性能。结果表明, 该优化设计方法是可行的。

关键词: 跨音速压气机; 掠动叶⁺; 数值仿真; 最优设计

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2006) 01-0033-05

Design of swept rotor of transonic compressor by numerical optimization

YI W ei-lin, HUANG Hong-yan, HAN W an-jin

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

Abstract A flow field simulation code based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations was developed and validated by comparing computation results with experimental data. A numerical optimization code has been developed and applied to optimization design of swept rotor of transonic compressor. The optimized forward swept rotors can effectively improve flow performance near endwalls, weaken the intensity of shock waves and reduce wake losses, while the loss near the midspan is increased. Optimized blades have fine off-design performance. The results indicate the optimization design method is feasible.

Key words Transonic compressor; Swept rotor⁺; Numerical simulation; Optimization design

1 引 言

跨声速压气机中的三维激波结构, 是流动损失的主要根源, 如何控制激波的位置与强度是提高压气机性能的主要因素之一。积叠线是显著影响三维流场的重要几何参数之一, Wadia^[1], Denton^[2]等研究表明, 采用掠叶片可以改善压气机性能。随着计算速度的提高以及 CFD 三维流场求解精度的完善, 使基于 N-S 方程的全三维流场数值模拟用于叶轮机械气动设计成为可能。近年来, 梯度法^[3]、遗传算法^[4]、模拟退火算法^[5]和响应面法^[6]等数值优化算法广泛应用于叶轮机械优化。但是由于遗传算法和模拟退火算法的耗时性使其无法应用于工程实际, 响应面方法虽然简单、省时, 但需要较多的人工操作, 尤其是前期

的样本如果选取不好, 将在很大程度上破坏其寻优能力。因此, 梯度法的应用仍最为广泛。

为了深入研究压气机动叶掠对其性能的影响, 本文开发了适用于压气机叶片的 H 型网格生成程序, 编制了基于雷诺平均 N-S 方程的全三维流场模拟程序和基于梯度法的数值优化程序。对 Rotor37 动叶进行了 CFD 程序的实验验证及前缘曲线沿弦向掠的优化设计。

2 控制方程及数值方法

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部 Rong-Kutta 格式。湍流模型为壁面函数修正的 B-L

* 收稿日期: 2005-04-22 修订日期: 2005-07-03

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

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

模型,采用隐式残差光滑、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,适用于数值优化设计。采用代数方法生成常规H型网格,此种方法简单,快速。在数值优化过程中,由于其参数为随机选择过程,叶片的形状会有较大变化,很可能出现网格无法生成的情况,因此在初次计算时需仔细调整参数生成质量较高的网格,并以此为模版在优化过程中生成新网格,保证了优化过程的顺利进行及网格质量。图1(a)为回转面网格示意图,图1(b)为前缘局部放大图。

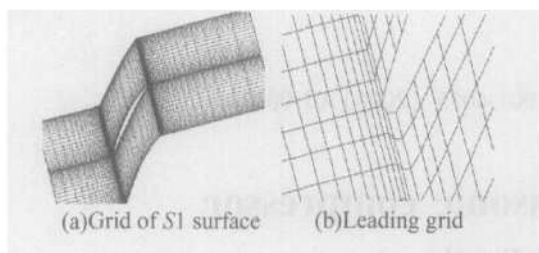


Fig 1 Blade to blade plane

3 算例验证

本文选取了 Rotor37^[7]动叶进行了算例验证,未

考虑顶部间隙。采用 $27 \times 85 \times 27$ 网格进行了数值模拟,虽然这样的网格数在现在的计算水平中已属较粗网格,但由于对优化设计耗时的考虑,必须要求在较粗的网格下能较准确的捕捉流动特点、流动参数。图2是程序计算与实验对比结果,实验所得阻塞流量为 $20.93 \pm 0.14 \text{ kg/s}$ 计算所得为 20.97 kg/s 准确度较高。从图2中的特性线对比可以看出总压比曲线较准确,绝热效率在整个流动范围内稍低,在近阻塞点附近误差略大一些,计算工作范围比实验稍宽。本文选取约 98% 阻塞流量工作点下进行优化设计,实验绝热效率为 87.5%, 计算值为 85.81%, 在允许误差范围之内。98% 阻塞流量工况下计算与实验气动参数沿展向分布基本一致,只是总温比曲线差别略大,总压比曲线在根部有明显的过冲,但这一现象在 Rotor37 的盲题测试中都有所发生,Chin^[8]曾指出这一问题尚有待进一步研究解决。绝热效率沿叶展分布符合很好,只是在顶部稍有不同,这主要是由于未考虑顶部间隙所引起的。由实验对比可见,在此基础上进行数值优化设计是可信的。

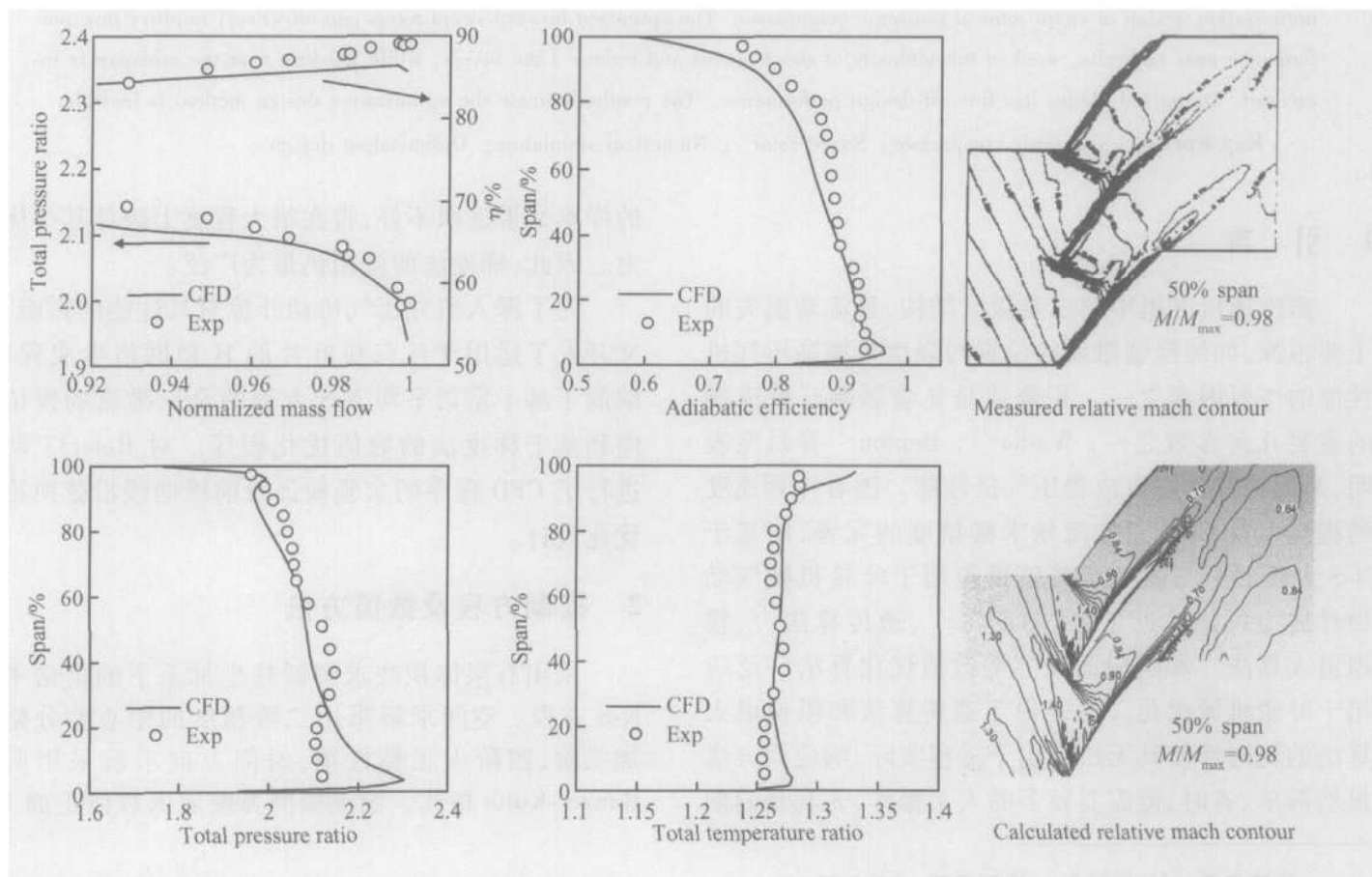


Fig 2 Results of code validation

4 优化方法及设计

尽管在叶轮机优化设计中应用了遗传算法、模拟退火算法等,但由于其理论尚待完善以及气动设计本身的长时间性,使其在现阶段仍无法应用于工程实际。如 Emesto^[4]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 2000h 的工作时间,显然这是不可行的。为了降低优化设计时间,本文开发了可在单机上运行的基于梯度法的优化程序。定义目标函数 $F(\mathbf{X})$, 在有限制 $g_i(\mathbf{x}) < 0$ 情况下使其达到最小化,其中 $\mathbf{X}$ 为设计变量矢量,其分量 $X_i^l \leq X_i \leq X_i^u$ 具有上下界限制。优化过程中的梯度信息采用有限差分方法获得。定义最大绝热效率为目标函数, $f = 1 - \eta$ 其中效率的定义为

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

在优化设计中,选取 5 个截面,以叶片前缘曲线为积叠线。以根部为积叠点,根部截面保持不动,其余截面从根部到顶部依次沿弦向在各自弦长的 5%, 10%, 25%, 50% 范围内变化。优化过程中被优化的前缘线采用 B 样条曲线连接,以确保其光滑性。所选取的工况点约为 98% 阻塞流量工况,分别对总压比与质量流量加以限制,为 $0.97 \times p_{ori} \leq p_{opti} \leq 1.05 \times p_{ori}$, $|(m_{opti} - m_{ori}) \div m_{ori}| < 0.5\%$ 。加入这样的限制是由于在优化过程中通流部分形状未变,如果片面追求效率最高极有可能导致大前掠或后掠而造成喉部面积发生较大的变化,使工作线有较大偏移,这显然不符合实际设计要求。图 3 为优化所得叶片与原型叶片示意图,顶部前掠,而中间部位稍有后掠,很好的满足了设计要求。

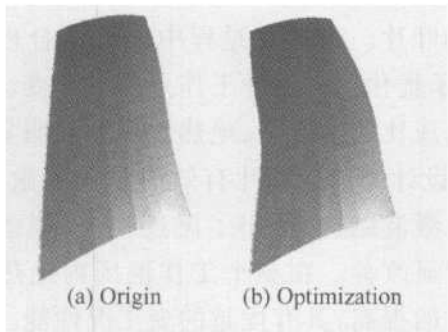


Fig 3 Original blade and optim ized blade

5 结果分析

原型与优化设计结果的各气动参数对比表示见表 1。从表 1 可以看出,在总压比与质量流量基本不

Table 1 Comparing optimization with origin

	Original rotor	Optim ized rotor
Total pressure ratio	2.082796	2.08186
Adiabatic efficiency /%	85.81307	86.2570
Mass flow / (kg/s)	20.45	20.55
Choking mass flow / (kg/s)	20.97	21.09

变的情况下,效率明显增大,这一结果是在满足严格限制条件下获得的,因此更具有实际意义。图 4 为优化设计后叶片与原型气动参数沿叶高分布的对比图及特性线对比。从图 4 可看出,绝热效率在下半叶展稍有所降低,整体效率提高主要来自于 60% 以上叶高,文献 [2] 对压气机动叶前、后掠及倾斜等改型方案进行了大量数值计算并表明,顶部前掠动叶有效的降低了顶部流动损失,但会使中部损失略有增加,与本文结果相似。从总压比沿展向分布曲线可看出顶部局部区域压比略有减小,而在大部分叶高基本未变。这也说明优化设计叶片在工作状况基本不变的情况下获得较高效率,而不是以牺牲压比为代价获得。

由于优化设计是在单一工作点下进行的,所以必须考虑其变工况性能。只有具有良好变工况性能的设计才具有实际意义。从图 4 中优化叶片与原型叶片特性线对比可以看出,在大部分的工作范围内,优化后叶片仍保持较高压比,而绝热效率有不同程度的提高,工作范围也略有所增加。表明优化后叶片具有优越的变工况性能。

从图 5 的等马赫数曲线对比可以看出,在顶部附近效率有较明显的增加主要是由于前缘的槽道激波变化引起的。从 90% 和 96% 叶高的马赫数等值线图可以看出,一是由于激波的强度明显减弱、变宽。二是激波的形状明显向后倾斜而掠向来流。这都有效的降低了激波与边界层干扰,削弱了分离,降低了损失。这在 96% 叶高处马赫数等值线图看的更加明显。另外 96% 叶高处尾迹区与原型相比有较明显的减小,强度减弱,这也是效率增加的一个重要原因。在 40% 叶高处绝热效率有所降低是因为改型后叶片前缘正激波强度有所增强,导致损失增大,另外尾迹区也有所增强,增加了损失。

从图 6 近吸力面附近马赫数等值线可以看出, Rotor37 叶片中,有一道自上到下几乎贯穿整个流道的正激波,这正是高损失的来源。而优化后叶片上半部分尤其是靠近叶顶部分激波明显减弱,通道内激波形状也不再为正激波,因此有效的降低了通道内的流

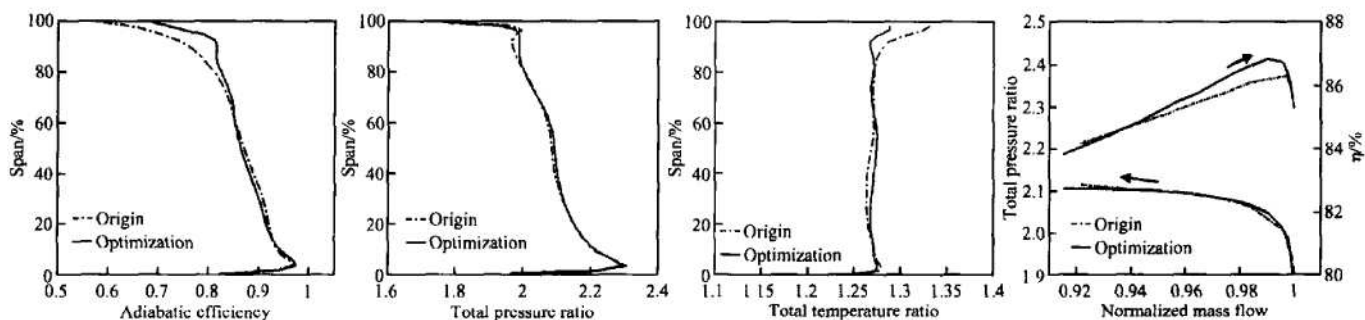


Fig 4 Span distribution of parameters at outlet

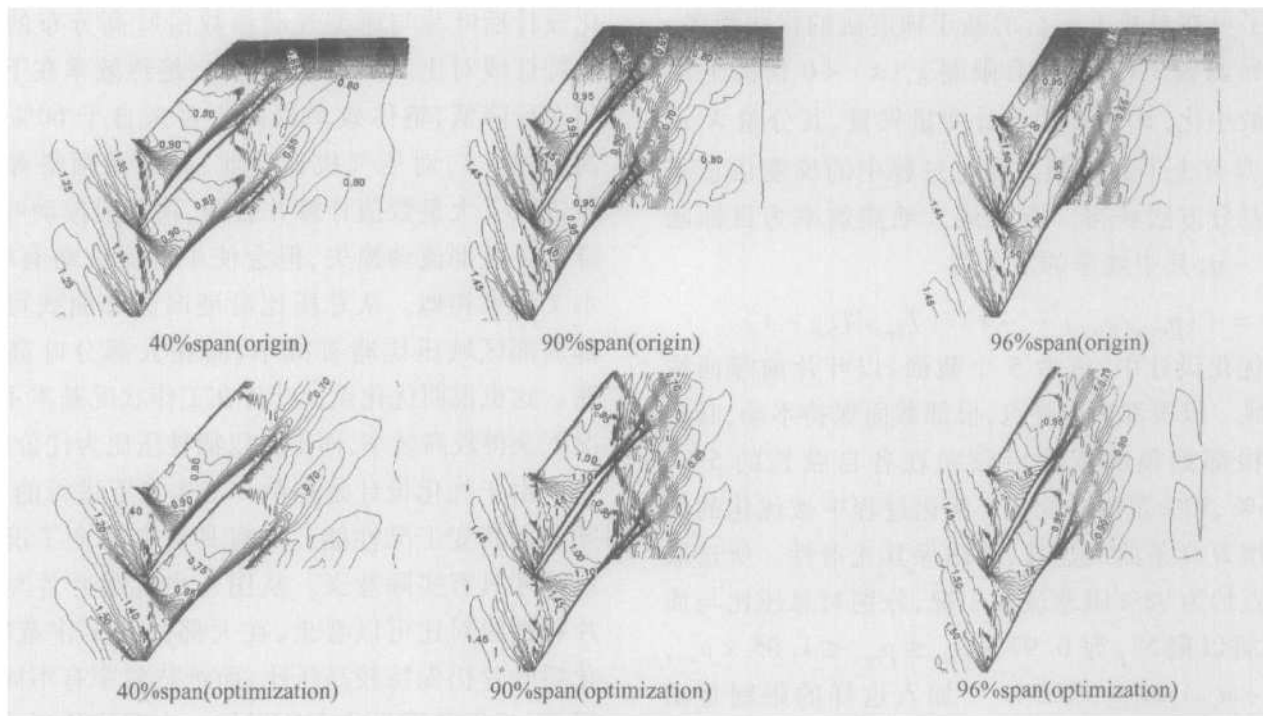


Fig 5 Comparison of relative mach number between original and optimized blade

动损失。在 60% 叶展以下, 激波形状随着其位置的后掠而有所向后倾斜, 但局部区域强度增强, 导致了中间叶展部分效率降低。

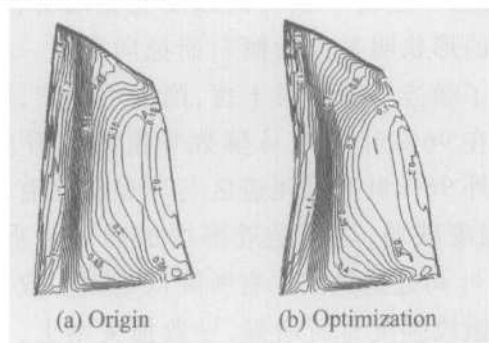


Fig 6 Relative mach number contours on the suction surface of original and optimized blade

6 结 论

(1) 开发了常规 H 型网格生成程序、基于 N-S 方

程的全三维数值模拟程序及数值优化程序, 对 Rotor37 动叶进行了实验验证及针对前缘曲线的掠优化设计, 建立起了适用于压气机的三维优化设计体系。

(2) 优化设计得到了叶展中部稍后掠, 顶部前掠的三维动叶片。在优化过程中加入了合理的限制条件, 保证了优化前后动叶工作点基本不变。同时在仍保持较高压比的情况下, 绝热效率有较明显提高。

(3) 设计的前掠动叶有效的降低了激波强度, 改变了三维激波结构, 减小了尾迹损失, 端壁附近流动状况有明显改善。在整个工作范围内绝热效率都有不同程度的提高, 具有优越的变工况性能。

由于梯度法易陷于局部极值点的本质, 所以无法确保程序所得优化结果为最优结果, 因此必须对其进行修改或开发具有全局寻优能力的优化程序以确保搜索到最优设计点。也是下一步将要进行的工作。

(下转第 51 页)

火焰面。

参考文献:

- [1] DesJardin P E, Frankel S H. Large eddy simulation of a non-premixed reacting jet Application and assessment of sub-grid-scale combustion models[J]. *Physics of Fluids*, 1998, 10(9): 2298~ 2314
- [2] James S, Jaber F A. Large scale simulations of two-dimensional non-premixed methane jet flames[J]. *Combustion and Flame*, 2000, 123: 465~ 487.
- [3] Mare F D, Jones W P, Menzies K R. Large eddy simulation of a model gas turbine combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2004, 137: 278~ 294
- [4] Jones W P. Large eddy simulation of turbulent combustion processes[J]. *Computer Physics Communications*, 2002, 147: 533~ 537.
- [5] 刘勇, 蔡文祥, 颜应文, 等. 燃烧室流场的并行计算与大涡模拟[C]. 中国工程热物理学会燃烧学学术会议论文集, 2004: 370~ 376
- [6] Yaga M, Endo H, Yamamoto T, et al. Modeling of eddy characteristic time in LES for calculating turbulent diffusion flame[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, 45: 2343~ 2349
- [7] Smagorinsky J. General circulation experiments with the primitive equations (I) The basic experiment[J]. *Month. Wea. Rev.*, 1963, 91: 99~ 164
- [8] Lilly D K. On the application of the eddy viscosity concept in the inertial subrange of turbulence[R]. *NCAR Manuscript* 123, 1966
- [9] Zhou L X, Chen X L, Zhang J. Studies on the effect of swirl on NO formation in methane-air turbulent combustion[C]. *Proceedings of the Combustion Institute, Part 2*, 2002, 29: 2235~ 2242
- [10] Zhou L X, Qiao L, Zhang J. A unified second-order moment turbulence-chemistry model for simulating turbulent combustion and NO_x formation[J]. *Fuel*, 2002, 81: 1703~ 1709

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 36 页)

参考文献:

- [1] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Innerworking of aerodynamic sweep[R]. *ASME 97-GT-401*
- [2] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. *ASME 2002-GT-30327*
- [3] Chung June, Lee K i D. Shape optimization of transonic compressor blades using quasi-3D flow physics[R]. *ASME 2000-GT-489*
- [4] Ernesto Benini. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3): 559~ 565
- [5] Shahrokh Shahpar. A comparative study of optimization methods for aerodynamic of turbomachinery blades[R]. *ASME GT-2000-523*
- [6] Ahn Chan-So, Kim Kwang-Yong. Aerodynamic design optimization of an axial flow compressor rotor[R]. *ASME GT-2002-30445*
- [7] Suder K L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(1).
- [8] Chima R V, Liou M -S. Comparison of the Ausrn⁺ and H-cusp schemes for turbomachinery applications[R]. *AAA* 2001-1059

(编辑: 郭振伶)