

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0480-05

跨声压气机动叶周向弯曲的 数值优化设计

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: 开发了求解雷诺平均N-S方程的三维流场模拟程序及数值优化程序, 对流场求解程序进行了实验验证, 并对跨声压气机动叶积叠线周向弯曲进行优化设计。优化结果表明压气机动叶弯曲可以有效地改变流场内的三维激波结构, 削弱尾迹损失。绝热效率提高约0.59%。并且改善了压气机变工况性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 压气机动叶; 周向弯曲; 三维激波结构; 优化设计

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical Optimization Design of Circumferentially Curved Transonic Compressor Rotor

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

(School of Energy Science and Engineering,
Haerbin Institute of Technology, Haerbin 150001, China)

Abstract: A flowfield simulation code was developed based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations and validated by experimental data. A numerical optimization code was developed and applied to the optimization design of a circumferentially curved transonic compressor rotor. Results indicate that the circumferential curving can effectively change the three dimensional shock wave structures and weaken wake losses. Optimized blades improve adiabatic efficiency approximately 0.59% and possess fine off-design performance.

Key words: aerospace propulsion system; compressor rotor; circumferential curving; N-S equations; optimization design

叶轮机械内部流动包含有边界层分离、二次流、旋涡以及激波与边界层相互干扰等复杂现象。跨声压气机中的三维激波结构, 是流动损失的主要根源, 因此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, 倾斜或弯曲叶片能够通过减少二次流动损失而减小总的能量损失。随

着计算速度的提高及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^[1]、遗传算法^[2]、模拟退火算法^[3]和响应面法^[4]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

收稿日期: 2005-04-22; 修订日期: 2005-11-02

基金项目: 高校博士点基金资助(20030213022)

作者简介: 伊卫林(1978-), 男, 黑龙江宁安人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院博士生, 主要从事叶轮机气动数值计算与优化设计的研究。

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, 叶轮机械优化设计中梯度法的应用仍最为广泛。本文开发了适用于压气机的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及基于梯度法的数值优化程序。对Rotor 37动叶进行了CFD程序的实验验证及积叠线弯曲的优化设计。

1 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[5]。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[6], 时间方向求解采用Rouge-Kutta格式^[7]。湍流模型为壁面函数修正的B-L模型^[8], 并加入隐式残差光顺、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, 适用于数值优化设计。网格采用常规H型网格, 如图1所示。此种网格生成方法简单, 在数值优化过程中, 由于其参数为随机选择过程, 如果网格生成质量不高, 极易出现畸形网格, 从而导致优化过程无法继续。本文作者开发

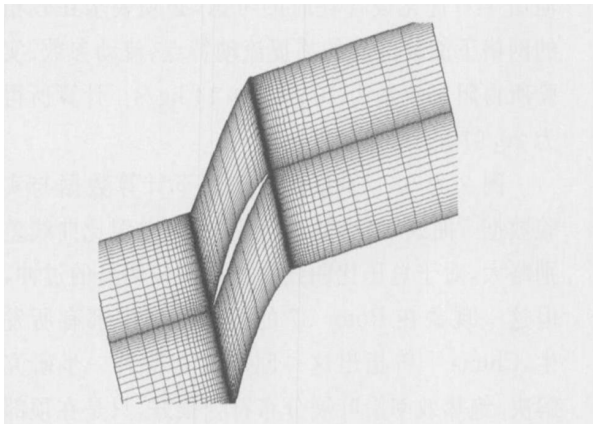


图1 S1 流面网格图
Fig. 1 Grids of S1 surface

的网格生成程序则避免了这一情况, 具有较好的鲁棒性。

2 算例验证

本文选取了Rotor 37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, 与实验对比得到了较一致的结果。虽然这样的网格数在现在的计算水平中已属较粗网格,

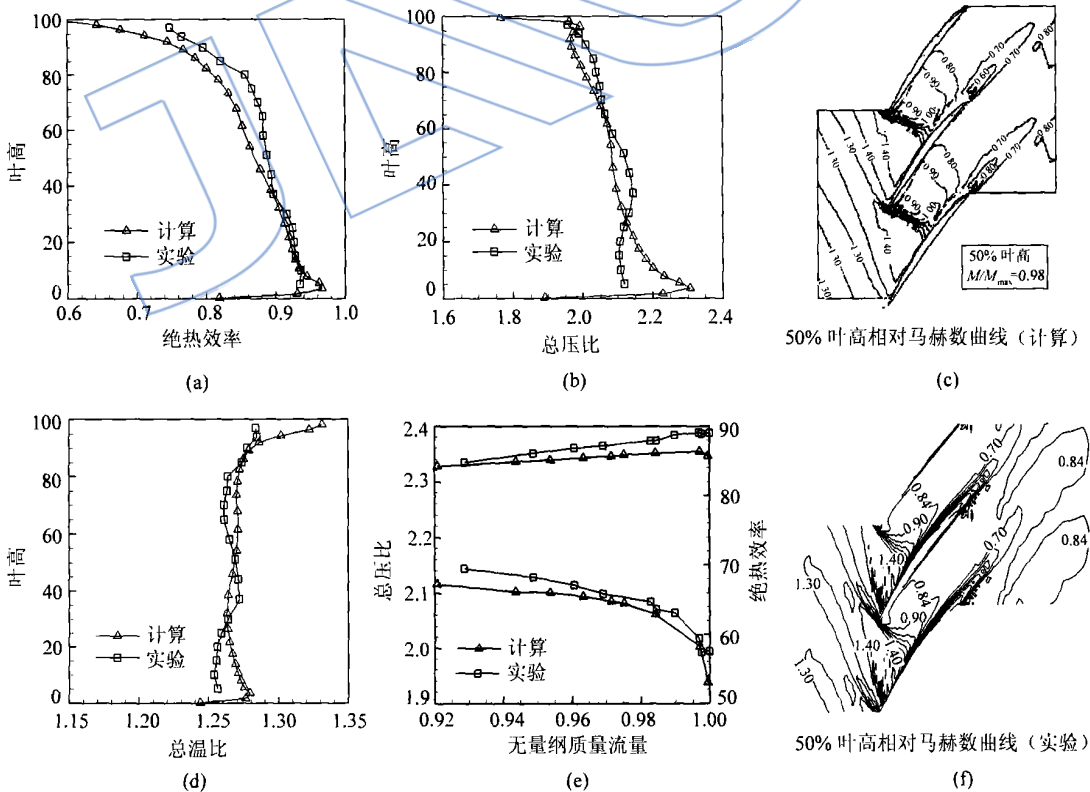


图2 性能参数计算与实验对比 (98% 阻塞流量)
Fig. 2 Comparison between computation and experiment at 98% choking mass flow

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。实验所得阻塞流量为 $20.94\pm0.14\text{ kg/s}$ 。计算所得为 20.97 kg/s ,准确度较高。

图2为98%质量流量工况下计算数据与实验数据^[9]曲线对比,基本一致。只是总温比曲线差别略大,对于总压比曲线在根部有较明显的过冲,但这一现象在Rotor 37的盲题测试中都有所发生,Chima^[10]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。

3 优化方法及设计

尽管遗传算法、模拟退火算法等在叶轮机械优化设计中有所应用,但由于其理论尚待完善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Ernesto^[2]对跨声压气机动叶选取3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,显然这是不可行的。为了降低优化设计时间,本文开发了基于梯度法的优化程序。

本文的基本想法是定义目标函数 $F(X)$,在有限制 $g_j(x)\leq 0$ 情况下使其达到最小化,其中 X 为设计变量矢量,其分量 $X^1\leq X^i\leq X^n$ 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:

$$\eta = \frac{\left(\frac{P_{0out}}{P_{0in}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{0out}}{T_{0in}} - 1}$$

对总压比加以限制,为 $0.97\times P_{ori}\leq P_{opti}\leq 1.05\times P_{opti}$,其中 P_{opti} 为优化后压比, P_{ori} 为原型压

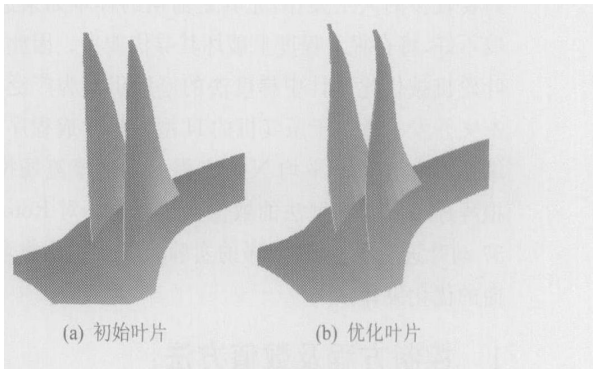


图3 初始叶片与优化后叶片
Fig. 3 Original blade and optimized blade

比。做这样的限制的原因是在优化设计中不能为了片面的追求效率最高而使压比过小。

在优化设计中,选取5个截面,以叶片前缘为积叠线。以根部为积叠点,保持不动,其余截面从根部到顶部依次在各自半径处在5%,10%,20%和40%节距范围内变化。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,优化进行5个循环得到最优结果。图3为优化所得叶片与原型叶片示意图。

4 结果分析

原型与优化设计结果的各气动参数对比表示在表1。从表1可以看出,优化后效率有较大提高,总压比与总温比略有降低,质量流量稍有增加。必须指出的是本文仅从气动角度进行优化设计分析,而未考虑强度结构的影响。优化所得叶片不同于常规叶片,下半部分反弯,上半部靠近顶部稍有正弯。

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。从图4可以明显看出,沿整个叶高压比均未有明显变化,绝热效率在下半叶展稍有所降低但幅度很小,而在上半叶展有较大程度的增加,因此整体绝热效率增大。这也说明优化设

表1 初始叶型与优化叶型参数对比

Table 1 Comparing optimization with origin

	总压比	总温比	绝热效率/%	质量流量/(kg/s)
初始叶型	2.082 796	1.271 394	85.813 07	20.45
优化叶型	2.073 893	1.267 746	86.402 86	20.55
变化	- 0.008 903	- 0.003 648	0.589 79	0.1

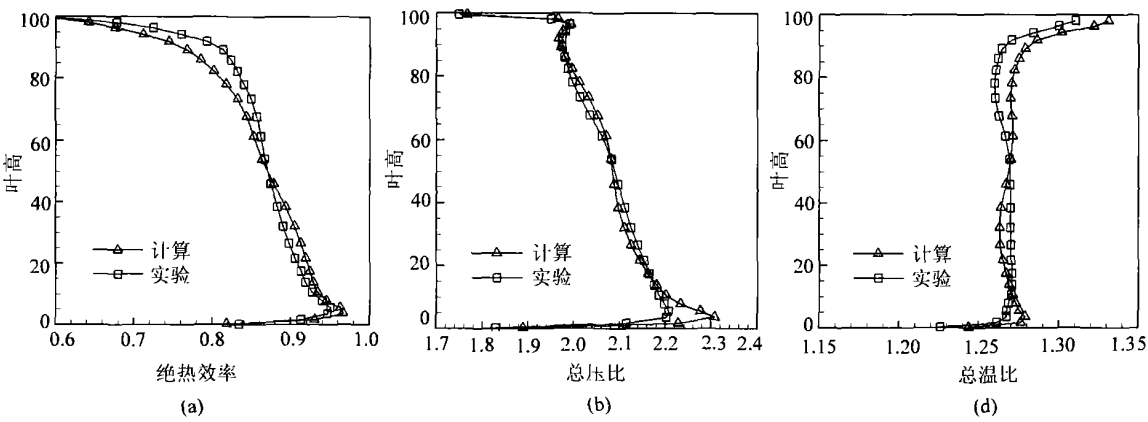


图4 优化与原型出口参数展向分布

Fig. 4 span distributes of parameters at outlet

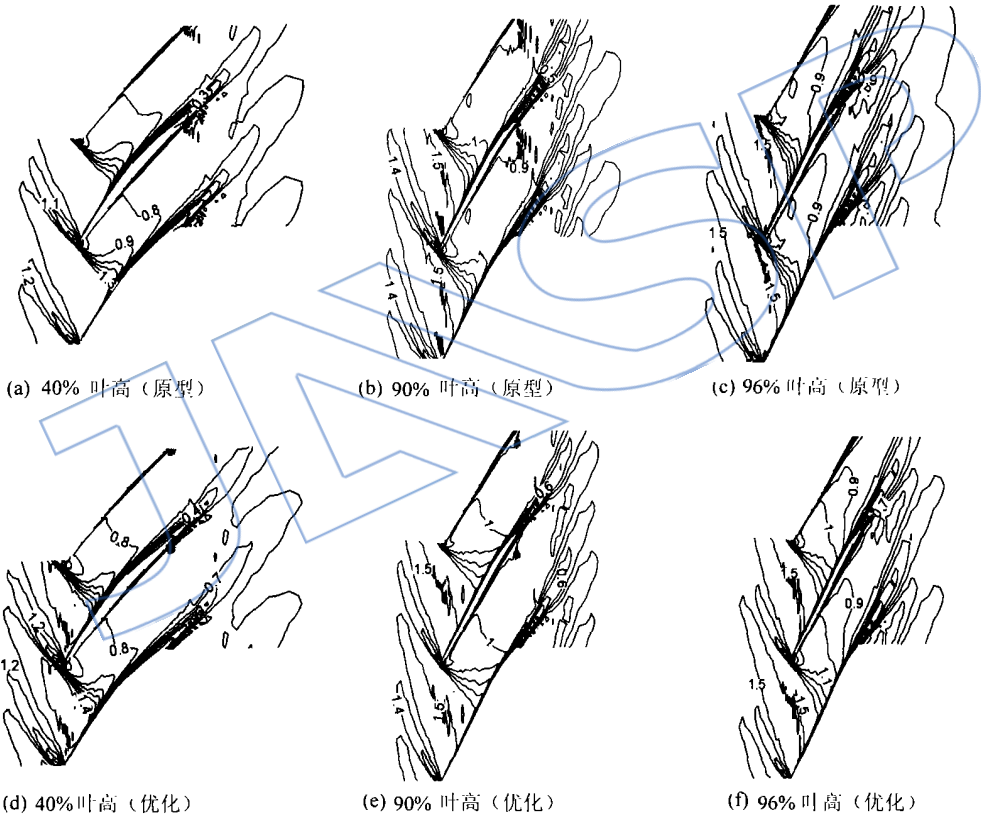


图5 不同截面马赫数等值线对比

Fig. 5 Comparison of relative mach number between original and optimized blade at 50%, 90%, 96% span

计叶片在具有更高效率的情况下仍能保持较高的压比,而不是以牺牲压比为代价来提高效率。

从图5 可以看出,在40%叶高处,激波位置强度基本未变化,故效率基本一致,而在接近顶部90%和96%叶高处,优化后叶片前缘激波波形虽变化不大,仅略有倾斜的趋势,但强度有所减弱,激波厚度变宽,有效地降低了激波和边界层干扰,

削弱了分离。这一点从吸力面附近马赫数等值线分布图也可以看出。另外尾迹损失稍有减少,这也是效率增加的一个原因。

从图6 吸力面附近马赫数等值线可以看出,Rotor 37 叶片中,有一道自上到下几乎贯穿整个流道的正激波,这是高损失的来源。而优化后叶片上半部分激波明显减弱,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动损失。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。

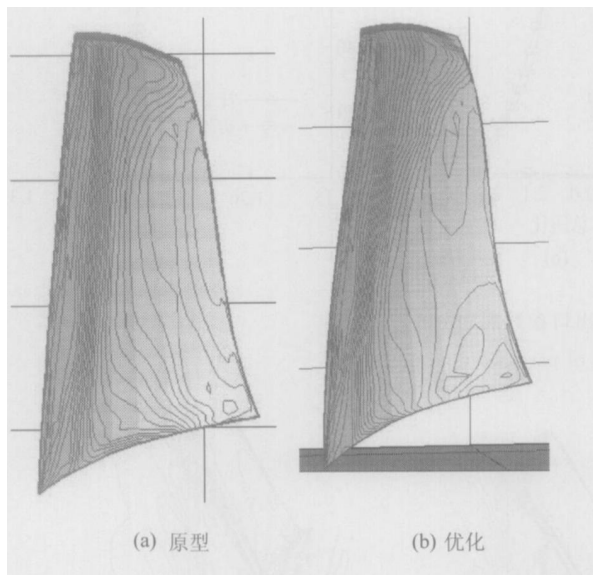


图6 吸力面附近马赫数等值线对比

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

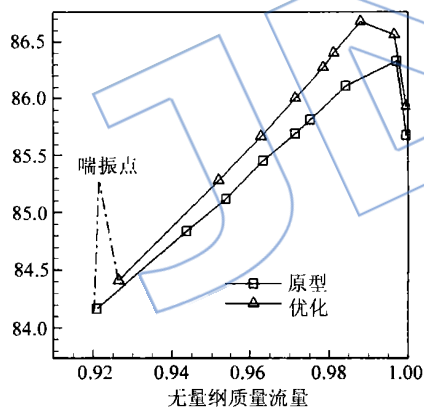


图7 特性线对比图

Fig.7 Performance maps of the original and optimized blade

图7为优化后叶片与原型叶片的变工况特性对比,从图可以看出,在整个工作范围内,优化后叶片效率都有不同程度的提高,而压比仅在小范围内有所减小,表明优化后叶片具有优越的变工况性能。

5 结 论

本文开发了常规H型网格生成程序、基于雷

诺平均N-S方程的全三维数值模拟程序及数值优化程序,初步建立起了适用于压气机的三维优化设计体系。并选取NASA Rotor 37动叶进行了程序的实验验证及优化设计。所开发的程序在较粗网格上仍能较准确的捕捉流动特点及特性参数,充分证明了所用方法的准确性与实用性。优化设计结果表明,叶片周向弯曲能显著改变激波强度及三维结构,减小尾迹损失,所设计的叶片在保持较高压比的同时提高了效率。此外优越的变工况性能表明压气机弯曲动叶的研究具有较重要的意义。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。这是本文作者下一步将要进行的工作。

参考文献:

- [1] June Chung, Ki D Lee. Shape Optimization of Transonic Compressor Blades Using Quasi-3D Flow Physics [R]. *ASME Paper* 2000- GT- 489.
- [2] Ernesto Benini. Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Compressor Rotor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(3): 559~565.
- [3] Dr Shahrokh Shahpar. A Comparative Study of Optimisation Methods For Aerodynamic of Turbomachinery Blades [R]. *ASME Paper* GT- 2000- 523.
- [4] Chan-Sol Ahn, Kwang-Yong Kim. Aerodynamic Design Optimization of An Axial Flow Compressor Rotor [R]. *ASME Paper* GT- 2002- 30445.
- [5] Dawes W N. A Numerical Analysis of the Three Dimensional Viscous Flow in a Transonic Compressor Rotor and Comparison with Experiment [R]. *ASME Paper* GT- 86- 16.
- [6] Swanson R C, Turkel E. A Multigrid Time Stepping Scheme for the Navier-Stokes Equations [R]. *AIAA Paper* 85- 0035, 1985.
- [7] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes [R]. *AIAA Paper* 81- 1259.
- [8] Baldwin B S, Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows [R]. *AIAA Paper* 78- 257.
- [9] 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): 218~229.
- [10] Chima R V, Liou M S. Comparison of The AUSM+ and H-Cusp Schemes for Turbomachinery Applications [R]. *AIAA* 2001- 1059.