

轴流压气机多叶片排的气动优化设计

尉 涵, 袁 新

(清华大学 热能工程系, 北京 100084)

摘 要: 对某多级轴流压气机前三排叶片径向积叠方案进行了气动优化。该方案以商用软件 iSIGHT 作为平台, 利用试验设计方法对整个搜索空间进行初步探索, 采用逐次序列二次规划算法进行局部寻优, 利用商业软件 NUMECA 进行粘性流场数值评估。对压气机全工况性能的计算表明, 在流量和压比不减少的情况下, 优化后的叶型设计工况和非设计工况性能均得到了改善。

关 键 词: 轴流压气机; 叶片; DOE; SQP; 优化

中图分类号: TK263.3 文献标识码: A

1 引 言

为了提高燃气轮机气动效率、做功能力以及扩大稳定工作范围, 要求压气机具有更高的压比和效率。这就需要不断提高压气机叶型的设计水平, 研究压气机新叶型成型技术, 以满足压气机气动设计的需要。

随着计算技术的飞速发展, 应用计算流体力学(CFD)已经可以深刻了解、分析流体机械内部的流动状况。在使用 CFD 方法对流体机械内部流场进行数值模拟的基础上, 人们提出数值设计方法, 将数值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来控制设计参数的修改方向, 就构成了叶型气动优化设计方法^[1~3]。

一个完整的气动优化设计系统通常包括 3 个部分: 参数化造型系统、评价系统和优化策略。参数化造型是优化设计系统的基础, 需要对优化的对象(即叶轮机械的通流部分)进行建模, 并且为优化设计提供设计变量; 评价系统的任务是通过某种方法对设计方案的性能做出评估, 目前通常是由 CFD 方法精确求解正问题, 获得通流部分的流场数据; 优化策略的作用是用尽可能少的计算时间, 找到最优的设计方案。叶轮机械的设计问题即围绕这 3 个部分进行

展开。

2 叶片参数化造型技术

叶轮机械叶片弯扭联合设计是现代动力机械行业常用的叶片造型方法^[4], 它通过叶片的弯曲、扭转来控制叶片积叠线的形状。在叶片的两端适当弯曲, 即采用叶片端弯技术可在叶栅端部产生所需的径向压力梯度^[5], 有效地控制二次流动并降低叶栅流动损失, 提高机组热效率。对于多排叶片, 可以通过将叶片扭转的方法, 改变气流的进、出口角, 从而改善级间配合, 以获得更好的性能。

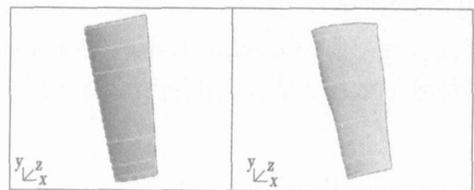


图 1 叶片积叠造型示意图

本研究组此前已经做了不少三维粘性气动最优化方面的工作^[6~9]。本文仅对某多级轴流压气机前三排叶片的径向积叠规律进行气动优化, 包括进口导叶、第一排动叶和第一排静叶。以进口导叶为例, 叶片积叠造型方案如图 1。对每排叶片选取 6 个截面, 大约在叶根、1/8 叶高、1/4 叶高、3/4 叶高、7/8 叶高和叶顶处。对于导叶和静叶的所有 12 个截面采取弯曲和扭转变换, 中间的 8 个截面位置可沿径向移动, 形成不同叶高处的控制截面; 而对动叶仅采取 6 个截面绕重心的扭转变换, 共 38 个设计变量。限定三排叶片的扭转角均在 $\pm 5^\circ$ 之间变化, 中间截面径向移动不超出上下边界, 每个截面沿周向的弯曲平移限定在不超出叶高的 1%。对新生成的 6 个截

收稿日期: 2005-03-03; 修订日期: 2005-08-08

作者简介: 尉 涵(1979-), 女, 山西永济人, 清华大学硕士研究生。

面采用非均匀有理 B 样条 (NURBS) 蒙皮技术, 生成新的叶型。

3 CFD 评价体系

我们采用商业软件 NUMECA 进行流场计算。计算模块 FINE 采用中心差分、Jameson 人工粘性显格式, 基于 TVD 与通量差分分裂方法, 方程求解采用多步 Runge-Kutta 法。同时为了加速分析过程, 我们采用分区并行计算方法, 利用多机并行计算, 大大提高了计算速度。

4 组合优化策略

由于描述流场的 Navier-Stokes 方程是复杂的非线性方程组, 目标函数与设计参数之间呈高度非线性关系, 所以必然存在多个局部极值点。采用数值式算法效率虽高, 却容易陷入局部极值点; 探索式算法是对大量设计点进行评价, 适合全局寻优, 但效率较低。因此本文引入组合式优化策略, 在不同的阶段使用不同的优化算法。首先使用试验设计法 (Design of Experiment, DOE) 对整个搜索空间进行初步探索, 选取最好的点作为局部搜索的初值, 再使用逐次序列二次规划法 (Sequential Quadratic Programming, SQP) 局部寻优, 图 2 显示了组合优化设计的主要过程。

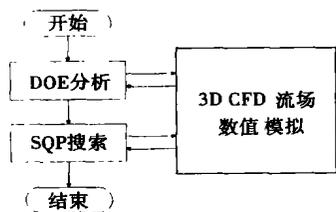


图 2 组合优化策略

考虑到压气机的性能不仅包括效率, 还包括对通流能力和压比等的要求, 因此把效率作为目标函数进行优化, 把流量和压比作为约束, 限定其高于一定的值, 通过加罚函数的办法将约束优化转变成无约束优化。

5 计算结果及讨论

给定导叶进口总温总压和气流角分布、出口截面某一半径处的静压, 采用径向平衡规律分布, 对压气机设计工况点进行气动优化。

5.1 DOE 试验设计

在 5 台配置相同 PC 机上进行并行计算, 各 PC 机的配置均为: 双 PIII 1 GHz CPU + DDR266 1GB 内存, 各计算机之间采用 LinkSYS 的 100 MB 交换机进行联接。运行 88 h, 得到 DOE 历史图 (见图 3), 其中第 219 个点效率较高, 压比和流量均大于初始值, 合理假定全局最优就分布在这个点周围, 则以该点作为 SQP 局部寻优的初始点, 进行再次优化。

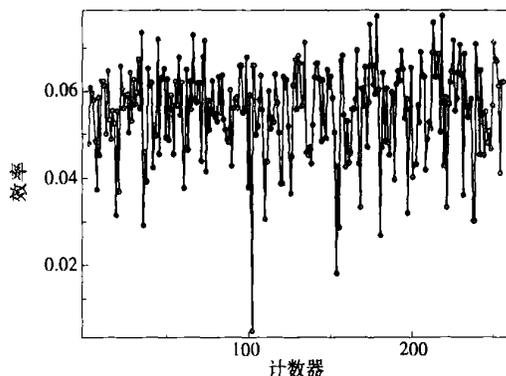


图 3 DOE 历史图

5.2 SQP 逐次序列二次规划

取 DOE 分析的最佳效率点作为初始点, 在此基础上进行 SQP 局部寻优。运行 66 h 后得到 SQP 的优化历史图 (见图 4)。共进行 5 步优化, 在第四步上得到最优解。

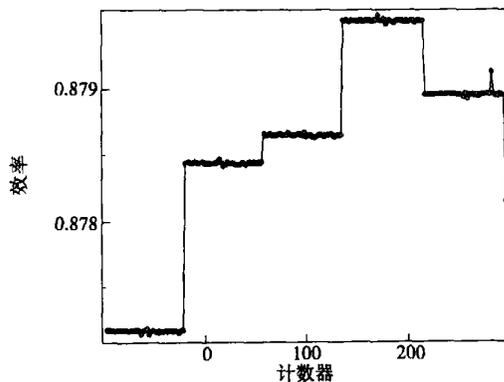


图 4 SQP 优化历史图

图 5 为原始叶型和 SQP 优化后叶型的对比图。

表 1 是各个阶段目标函数改进的情况分析, 以原始叶片的流量、效率和总压比为单位尺度。可以看出, 在 DOE 阶段, 相比原始叶片, 相对效率提高了 0.988%, 相对流量提高了 1.91%, 相对总压比提高了 1.69%; 在 SQP 阶段, 相比原始叶片, SQP 得到的叶片相对效率提高了 1.263%, 相对流量提高了

1.56%, 相对总压比提高了 1.77%; 相比 DOE 的结果, 对原始叶片的改进幅度较小。

流区转移, 低压区位置向下移动, 改善叶顶区域的流动, 同时增加主流区的损失。

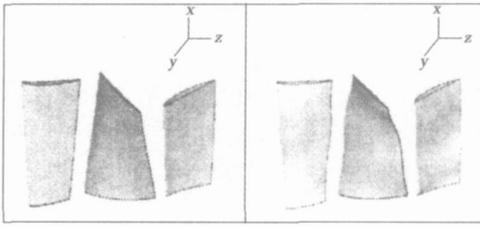


图 5 优化前后叶型对比图

表 1 各个阶段目标函数改进情况 (%)

	相对效率	相对效率提高	相对流量	相对总压比
原始叶型	1	—	1	1
DOE 叶型	1.009 88	0.988	1.019 1	1.016 9
SQP 叶型	1.012 63	1.263	1.015 6	1.017 7

5.3 结果分析

图 6 和图 7 分别是优化前和优化后压气机出口 (计算域的出口, 即静叶出口延长段的出口) 的总压分布图, 两幅图采用的标度相同。可以看出, 优化前的压气机出口叶根附近有一块明显的低压区, 优化后的低压区变得很小, 中间叶高处有一处区域压力较高。

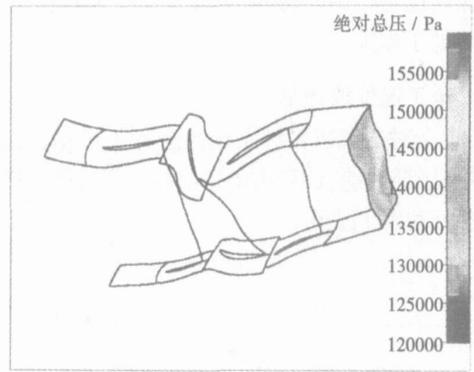


图 7 优化后压气机出口总压分布

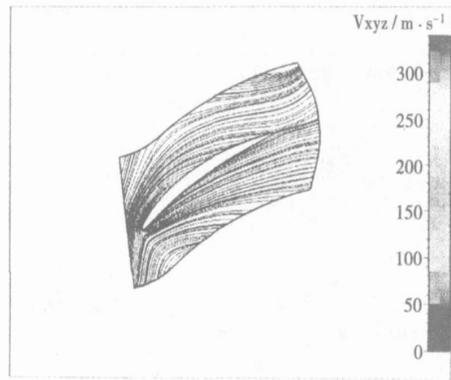


图 8 优化前静叶叶根流线图

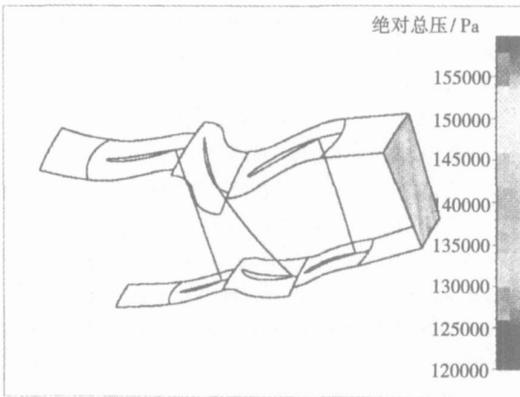


图 6 优化前压气机出口总压分布

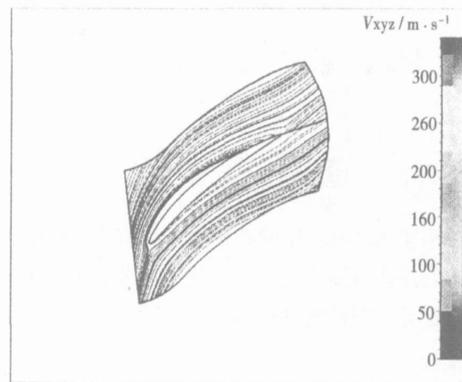


图 9 优化后静叶叶根流线图

一般说来, 叶根反弯会在流道中产生从中部指向叶根的负压力梯度, 在此压力梯度作用下, 叶片表面新生附面层向叶根移动, 导致低能流体在根部堆积, 增加叶根处的总压损失; 反之, 叶根正弯会降低叶根处的总压损失。

叶顶反弯会在流道内产生从顶部指向中部的负压力梯度, 在负压力梯度作用下, 叶顶区近吸力面处堆积的低能流体和叶片表面的新生附面层向中部主

三排叶片综合影响的结果使优化后的叶栅根部低压区大大缩小, 优化后的叶型总体损失降低, 效率提高。

图 8 和图 9 分别是优化前后第一级静叶叶根流线图, 两幅图区别不大, 但是可以定性看出, 优化

前气流攻角很大, 优化后的攻角有所减小, 动叶叶根流线图类似。因此, 可以认为叶片采用弯扭造型以后, 级间配合得到改善, 从而改变了气流的进口气流角, 降低了损失。

5.4 全工况性能计算

本文对压气机设计工况点进行了优化, 为了观察其变工况性能, 计算出优化前后压气机的特性线, 如图 10 和图 11 所示。

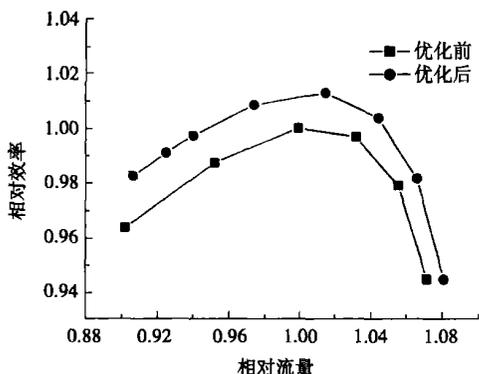


图 10 效率—流量图

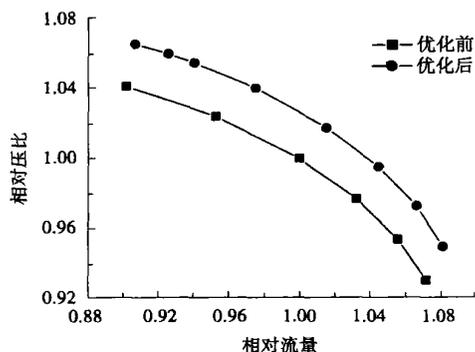


图 11 压比—流量图

由图 10 和图 11 的特性线可以看出, 优化后的效率和压比特性线完全位于原始曲线的上方, 叶片不仅设计工况性能良好, 非设计工况性能也有了很大提高。

如果新设计出来的压气机喘振裕度减小, 导致压气机工作范围缩小, 那么这台压气机也是不能投入实际应用的。为了验证本文的设计方案是否可行, 仅对这三排叶片求出其喘振裕度, 对比其前后的变化。因为并非对整机进行计算, 所以该方法仅仅作为验证的参考。

根据文献[10]的定义, 喘振裕度定义如下:

$$SM = \frac{\Pi_{SL} - \Pi_{OL}}{\Pi_{OL} - 1} \quad (1)$$

其中: SM—Surge Margin, 即喘振裕度; Π_{SL} —喘振边界的压比; Π_{OL} —设计工况点的压比。

根据式(1)的定义计算得, 原始叶型压气机的喘振裕度为 0.143 8, 优化后叶型压气机的喘振裕度为 0.157 3, 比优化前提高了 9.38%, 扩大了稳定工作范围。

6 结 语

本文采用 DOE 和 SQP 结合的组合优化策略对一多级轴流压气机前三排叶片进行了气动优化, 首先对其设计工况点进行优化, 然后检验其非设计工况下的性能。计算结果表明, 优化后的叶型全工况性能良好, 本文的气动优化算法具有较高的理论价值和实际意义。

参考文献:

- [1] SANGER N L. The use of optimization techniques to design controlled diffusion compressor blading[J]. *ASME J Eng Power*, 1983, **105**: 256—265.
- [2] FAN H Y. An inverse design method of diffuser blades by genetic algorithms[J]. *Proc Instn Mech Engrs*. 1998, **212**: 261—268.
- [3] ULF K ÖLLER, REINHARD M ÖNIG, BERNHARD KUSTERS, et al. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines-part I: design and optimization[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000 **122**: 397—405.
- [4] 王仲奇. 弯扭叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展[J]. *工程热物理学报*, 1994, **15**(2): 147—152.
- [5] 王仲奇, 郑 严. 叶轮机械弯扭叶片的研究现状及发展趋势[J]. *中国工程科学*, 2000 **2**(6): 40—48.
- [6] YUYANG LAI, XIN YUAN. Blade design optimization with three-dimensional viscous analyses and hybrid optimization approach[A]. *9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*[C]. Atlanta: American Institute of Aeronautics and Astronautics 2002. AIAA—2002—5658.
- [7] 林智荣, 石坂浩一, 袁 新. 燃气透平末级叶片及扩压器的联合优化[J]. *工程热物理学报*, 2005 **26**(1): 47—50.
- [8] 陈 波, 袁 新. 基于 NURBS 三维造型的粘性气动最优设计技术[A]. *中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集*[C]. 西安: 中国工程热物理学会, 2004. 345—350.
- [9] 高学林, 袁 新. 叶轮机械全三维粘性气动优化设计系统[A]. *中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集*[C]. 西安: 中国工程热物理学会, 2004. 351—355.
- [10] THOMAS PETERS, LEONHARD FOTTNER. Effects of co- and counter-rotating inlet distortions on a 5-stage hp-compressor[R]. *Proceedings of ASME Turbo Expo 2002*. GT—2002—30395.

边界元解析敏度分析在燃烧室壳体构件优化设计中的应用= **The Use of Boundary-element Analytic Sensibility Analysis in the Optimized Design of Combustor-casing Structural Members** [刊, 汉] /ZHANG De-xin, AN Wei-guang, LIU Gang, et al (Department of Astronautical Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001) //Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2005, 20(6). — 599~602

The optimized design of combustor-casing structural members can serve as an important measure for improving stress concentration conditions, preventing thermal deformation-related damages and enhancing their load-bearing ability. During the optimized design of these structural members the authors have employed the technology of boundary-element analytic sensibility analysis for axisymmetric members and combined this technology with the general algorithm of shape optimization design. On this basis a shape optimized design was conducted for combustor-casing structural members being subjected to a plane stress. In optimizing combustor-casing structural members a multi-objective problem was tackled by using a weighted summation method, and satisfactory results were finally achieved. **Key words:** combustor casing, axisymmetry, boundary element, optimization design

轴流压气机多叶片排的气动优化设计= **Optimized Aerodynamic Design of Multi-blade Rows of an Axial Compressor** [刊, 汉] /YU Han, YUAN Xin (Department of Thermal Energy Engineering, Tsinghua University, Beijing, China, Post Code: 100084) //Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2005, 20(6). — 603~606

An aerodynamic design optimization of the radial-stacked version of the first three rows of blades was conducted for a multi-stage axial compressor. With commercial software iSIGHT serving as a platform an experimental design method was used for the above version to conduct a preliminary exploration of the whole space being searched, adopting a secondary programming algorithm of consecutive series for localized optimization search. Furthermore, commercial software NUMECA was utilized to make a numerical evaluation of the viscous flow field. Calculations of the compressor performance under all operating conditions indicate that without a decrease in flow rate and pressure ratio the blade profile after the optimization will undergo a performance improvement under both design and off-design operating conditions. **Key words:** axial compressor, blade, design of experiment, sequential quadratic programming, optimization

高压比跨音速离心叶轮的三维叶片型线优化= **Three-dimensional Blade Profile Optimization for a High Pressure-ratio Transonic and Centrifugal Impeller** [刊, 汉] /MA Sheng-yuan, CHEN Ying (Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036), YANG Ke, et al (Fluid Engineering Technology Co. Ltd., Beijing, China, Post Code: 100081) //Journal of Engineering for Thermal Energy &Power. — 2005, 20(6). — 607~610

With the help of software Fine Design3D and a CFD (computational fluid dynamics) method the optimization design of a three-dimensional blade profile was carried out for a high pressure-ratio transonic and centrifugal impeller. The optimization results in an efficiency enhancement of 1.05% with a simultaneous increase in pressure ratio and flow rate. From an analysis of geometric changes it has been found that relative to root and average-diameter section blade profile the blade-tip profile optimization is a more effective means for enhancing the efficiency of the transonic and centrifugal impeller. **Key words:** centrifugal impeller, computational fluid dynamics, high pressure-ratio, transonic