

# 高压比跨音速离心叶轮的三维叶片型线优化

马胜远<sup>1</sup>, 陈莹<sup>1</sup>, 杨科<sup>2</sup>, 康顺<sup>3</sup>

(1. 哈尔滨·第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150036; 2. 尤迈克流体工程技术有限公司, 北京 100081;

3. 华北电力大学 动力工程系, 北京 102206)

**摘要:**应用 Fine/Design3D 软件, 采用 CFD 方法对某一高压比跨音速离心叶轮进行三维叶片型线优化设计, 优化结果是效率提高了 1.05%, 压比和流量也都得到了提高。从几何变化分析, 相对于根部、中径截面叶片型线, 叶片顶部型线优化是提高跨音速离心叶轮效率的有效措施。

**关键词:**离心叶轮; CFD; 高压比; 跨音速; 优化

中图分类号: TK263.6 文献标识码: A

## 1 引言

离心叶轮由于尺寸小、压比高、效率高和工况变化范围宽而得到石化、钢铁等诸多工业领域广泛应用。随着现代航空、航天和军事等工业的发展, 对动力系统的开发提出了高功重比的要求, 对于单级离心叶轮的压比要求达到 8~12 的范围, 效率要求达到 80% 以上。这样的高压比叶轮工作区处于高跨音速范围, Hirota 研究压比为 11 的离心叶轮进口相对马赫数达到 1.6, 出口叶尖速度达到 680 m/s, 出口的绝对速度马赫数达到 1.2<sup>[1]</sup>。高压比叶轮通道中存在激波以及激波与边界层强烈的相互作用, 给相关的优化设计工作带来了较大的难度。美国麻省理工学院、Krain、Eisenlohr 和 Hah 等开展了相应的流场细节研究和相关的优化设计工作。国内中科院工程热物理所、南航、西交大等单位也展开了相应的研究工作。随着 CFD 技术的成熟及计算机的发展, CFD 技术更多地出现在研发过程中, Jong Sik Oh 等人对压比分别为 1.91、2.08、3.5、4.1、4.2、6、7、8 的 8 个离心叶轮进行了 CFD 结果可信性分析<sup>[2]</sup>, 结果表明, 基于 CFD 技术的数值模拟研究方法是完全可信的, 同时论证了基于时间相关方法比压力修正的方法更适合与高速离心叶轮的流动分析。本文是基于时间相关方法的 CFD 技术, 对一个总压比为 6.8, 效率为 86.7% 的高压比离心叶片的优化设计进行

了探讨。

## 2 设计与研究方法

本文基于 NUMECA 软件的全三维优化设计平台 Design3D, 对一个高压比离心叶片的型线进行了设计工况的优化设计。NUMECA 软件的 Fine Design3D 软件包是基于  $N-S$  方程解进行优化设计的综合环境, 它是专门用于三维旋转机械叶片及通道造型设计和优化的软件工具, 可以进行子午通道设计、流面设计、截面参数设计和弯、掠、扭等积叠方式设计。该软件包包括旋转机械参数化叶片造型软件 AutoBlade, 可以自动实现 AutoBlade 与 Fine Turbo 等其它 CFD 软件包的耦合, 以及前后处理的自动调用, 样本的数据库管理, 并且提供神经网络、遗传算法、模拟退火等优化算法, 可方便地进行旋转机械的叶片与通道的优化设计<sup>[3]</sup>。

本文采用的几何模型引自文献[4]的 Krain 离心叶轮数据, 在优化时考虑分流叶片结构, 长短叶片分别为 13 支, 尾缘为钝尾结构, 同时也考虑了间隙影响, 前缘间隙高度取 0.6 mm, 尾缘间隙高度取 0.9 mm, 叶轮工作转速为 50 000 r/min, 设计点的背压为 360 kPa, 该设计点总压比为 6.76, 效率为 86.77%, 流量为 2.75 kg/s。文献中网格生成使用 Autogrid 软件, 采用 I 型网格拓扑结构, 网格节点数为 20.8 万, 网格节点分布为 (41×89×41), 其中展向间隙中包含 9 个网格节点, 第一个网格节点距离为  $5 \times 10^{-6}$  m。求解器采用 Fine Turbo 软件, 计算求解的是三维雷诺平均的  $N-S$  方程, 计算中使用 Jameson 的中心差分格式, 采用四阶 Runge Kutta 法进行时间推进, 湍流模型使用一方程的  $S-A$  模型。

文献[5]对 Krain 叶轮流场进行了研究分析, 结

收稿日期: 2005-03-09; 修订日期: 2005-09-08

作者简介: 马胜远(1969-)男, 黑龙江哈尔滨人, 哈尔滨·第七〇三研究所高级工程师。

©1994-2018 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

果表明,对于处于逆压梯度区域工作的跨音速叶轮,激波和相邻流道吸力面相交造成的附面层损失、叶片前缘根部的流动分离、叶片顶部的间隙涡与激波的干涉造成的二次流损失,是优化时主要改进的目标。本文采用了对叶根、叶顶和中径等 3 个截面的叶片型线进行优化,对 Krain 离心叶轮应用参数化造型叶片,为叶片沿展向给定叶根截面(截面 1)、50%叶高截面(截面 2)和 100%叶高截面(截面 3),每个截面使用中弧线加叶片厚度来表达,对于小叶片中弧线与主叶片相同。其中对于需要优化的叶片中弧线,每个截面的中弧线用 6 个控制点的 B 样条曲线表达。因此将 3 个截面的 18 个中心型线控制点做为可变参数输入,相当于通过改变叶片前缘的进口几何角和通流形状,设计适合于该工况的离心跨音速叶型,来进行叶轮优化。

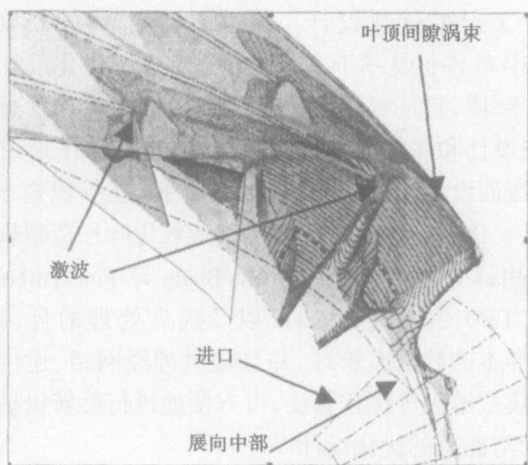


图 1 Krain 离心叶轮流场

### 3 优化过程

NUMECA 软件的 Fine Design3D 软件包中包含了数据库生成及优化设计模块,数据库生成功能为优化过程提供样本。可以根据用户拟改变的参数范围来生成相应的数据库,自由数及样本数目可由用户自行定义。数据库中的每一个样本都有包含总参数、流场细节分析的一份流场报告。本文定义可变参数为 18 个,共生成 100 个数据库样本,其中生成负网格和计算未收敛的样本为无效样本,其它有效样本分布如图 2 所示。本文优化方案采用多目标优化,保证流量不小于 2.7 kg/s,总压比不小于 6.8,优化目标为提高等熵效率。优化的过程如图 3 所示,经过了大约 30 步的优化,结果基本已经收敛。

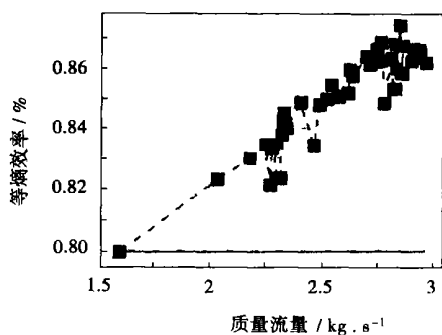


图 2 数据库样本分布

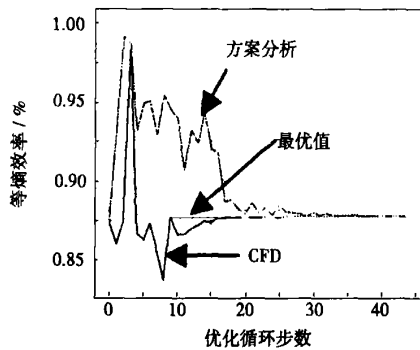


图 3 优化收敛曲线

### 4 优化结果分析

表 1 给出了优化前后总参数比较表,叶片后弯角度减小的直接效果就是增大负荷,效率降低,但是对于本文的优化叶片,出口后弯角度虽然减小 2.1°,压比提高 4.22%,但是同时也使效率提高了 1.05%。

表 1 优化前后总参数

	原型	优化	增幅 / %
等熵效率 / %	86.77	87.82	1.05
流量 / kg·s <sup>-1</sup>	2.749	2.865	4.22
压比	6.762	7.01	3.67
出口相对 Ma	0.711 35	0.725 73	—
相对出口气流角	-54.751	-52.896	—

图 4 给出了 3 个截面上的叶片优化前后的型线变化,浅红色为原始叶型,深色为优化叶型。在根部截面,叶片前缘向吸力面方向移动,在中间截面,叶片前缘向压力面方向偏移,在这 3 个截面上,叶片尾缘型线没有发生变化,因此叶片整体相当于反弯的

效果。叶片型线变化显示, 叶根和中间截面的型线变化很小, 主要变化发生在叶片顶部, 这说明对于高

压比跨音速离心叶轮叶型优化的重点应放在顶部截面。

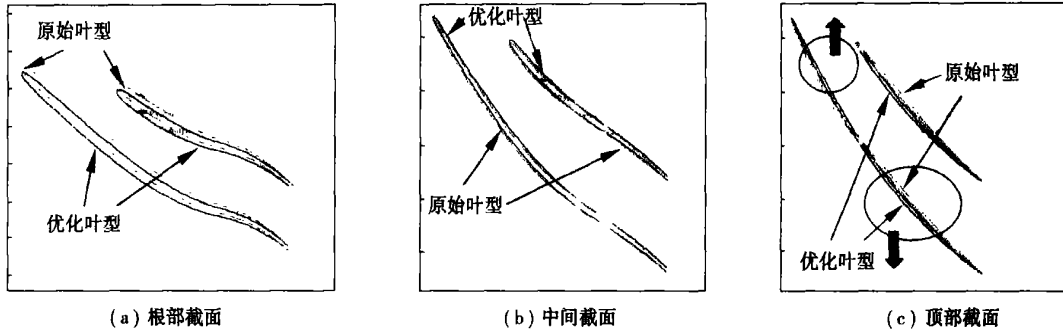


图 4 3 个截面的型线变化

对于轴流压气机, 直线进口区叶型与预压缩叶型是适合来流跨音速的情况, 但在离心叶轮里还未见相关叶型的研究。在本文的离心叶型中, 顶部截面的优化后叶型, 长叶片顶部长出短叶片部分, 向吸力面方向移动, 造成长叶片前缘更加平直, 更适合跨音速流动。说明适用于轴流跨音速研究的一些叶型造型方法, 也同样适用于跨音速离心叶轮。以上的变化, 还造成了长叶片吸力面与短叶片压力面形成的喉部面积的减小, 短叶片吸力面与相邻长叶片压力面形成的喉部面积增大, 对于存在分流叶片的离心叶轮, 由于存在两个通道的损失程度不同, 引起的二次流损失也会不同, 由此而产生的流动变化值得进一步研究。另外, 由于在短叶片和长叶片形成的扩压区域内, 叶片型线向压力面方向的移动, 形成了更大的扩张角度, 利用这种造型特点, 也会给扩压梯度造成一定的影响。

得流场内部低速区在两个通道内都得到减弱。图 6 为子午平均的相对马赫数分布图, 结果显示, 优化后的进口和出口马赫数都增大, 通流能力增强。图 7 为优化前后的叶轮特性线, 数据结果表明, 优化叶片在整个工作区里的压比和效率都得到了提高, 即使是在阻塞工况, 效率也要高于原始叶片, 但优化叶片的喘振裕度减小。

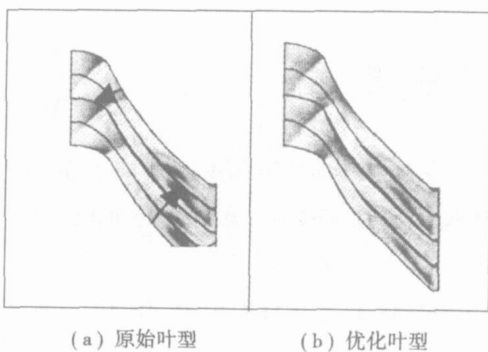


图 5 90%叶高相对马赫数分布

图 5(a)和(b)给出了优化前后 90%叶高上相对马赫数分布, 结果表明, 以上几何变化使得叶片前缘激波减弱, 由激波与吸力面附面层作用而引起的附面层损失降低, 同时由于扩压通道的扩张角增大, 使

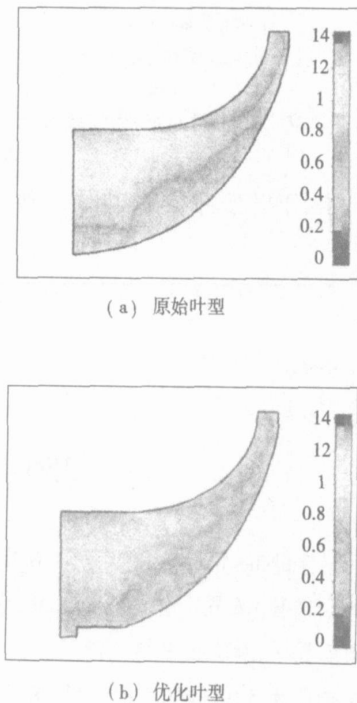
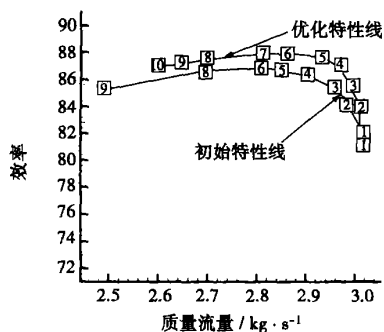


图 6 子午平均相对马赫数分布

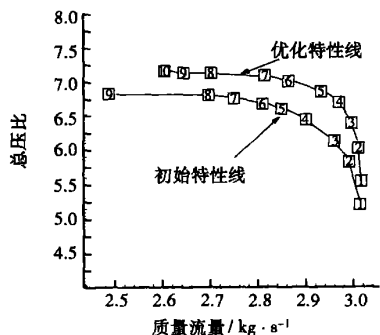
### 5 结 论

(1) 本文对高压比跨音速离心叶轮进行了三维叶型优化, 优化结果使效率提高了 1.05%, 同时压比和流量也都有所增加, 叶轮整体性能都得到了提

高,但是喘振裕度有所减小。



(a) 流量效率特性曲线



(b) 流量总压比特性曲线

图 7 优化前后特性曲线比较

型线优化是提高跨音速离心叶轮效率的有效措施。

(3) 适用于轴流压气机跨音速叶型的进口段平直设计原则,在跨音速离心叶轮的叶片顶部型线优化时,也是适用的。

(4) 离心叶片后弯角增大原则上可以提高压比,降低效率,但是合理地设计叶型也可以在后弯角增大时提高效率。

参考文献:

- [ 1 ] HIRATAKA HIGASHIMORI, KIYOSHI HASAGAWA. Detailed flow study of mach number 1.6 high transonic flow with a shock wave in a pressure ratio 11 centrifugal compressor impeller[ R] . Proceedings of ASME Turbo Expo 2004. 2004-GT-53435.
- [ 2 ] JONGSIK OH. Analysis of 8 centrifugal compressor impellers using two different CFD methods part I: code validation [ R] . Proceedings of ASME Turbo Expo 2001. 2001-GT-0326.
- [ 3 ] ALAIN DEMEULENAERE ALBAN LIGOUT, CHARLES HIRSCH. Application of multipoint optimization to the design of turbomachinery blades[ R] . Proceedings of ASME Turbo Expo 2004. 2004-GT-53110.
- [ 4 ] GERNOT EISENLOHR, HARTMUT KRAIN, RICHTER FRANZARNO. Investigation of the flow through a high pressure ratio centrifugal impeller[ R] . Proceedings of ASME Turbo Expo 2002. 2002-GT-30394.
- [ 5 ] SHUN KANG. Numerical investigation of a high speed centrifugal compressor impeller[ R] . Proceedings of ASME Turbo Expo 2005. 2005-GT-68092.

(2) 相对于根部、中径截面叶片型线,叶片顶部

新 设计

### 250 MW 的 IGCC 示范装置

据《Gas Turbine World》2005 年 5~6 月号报道,日本三菱重工正在提供一台 250 MW 基于煤的 IGCC(整体煤气化联合循环)装置。作为示范装置,该装置的尺度大约是商业装置的 50%,以此证明的 IGCC 技术的先进性。该装置于 2007 年中期运行。

以发热值为 5 033 kJ/m<sup>3</sup> 的燃料,装置净输出为 220 MW(装置的辅助负荷和损失约为 30 MW),装置净热耗率为 8 572 kJ/(kWh)或 42%效率。

动力单元由空气抽气用于气化器改型的 M701DA 燃气轮机、余热锅炉和汽轮机组成。二级干给料由吹空气夹带流的气化器,接着是冷煤气净化。在利用选择催化还原情况下,NO<sub>x</sub> 排放低于 5 mg/kg;在湿化学吸收清除硫以后,SO<sub>x</sub> 排放低于 8 mg/kg。

(吉桂明 供稿)

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 Weiguang, 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