

超临界机组末级叶片典型截面的叶型设计*

杨其国^{1,2}, 韩万金¹, 黄家骅³, 宋 勇³

(1 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2 哈尔滨汽轮机
有限责任公司, 黑龙江 哈尔滨 150046 3 二炮驻 31所军代表室, 北京 100074)

摘 要: 针对超临界机组末级长叶片的设计特点, 采用遗传算法和人工神经网络, 提出对长叶片典型截面叶型进行分区优化设计思想, 并对原型与改型进行了多工况点的数值计算, 结果表明, 将叶型吸力侧后半段由直线型改为内凹型, 能够显著降低超声速叶型在超声速工况范围内的叶型损失。对叶型前缘以及压力侧的局部优化设计能够改善超声速叶型在临界马赫数工况下的气动性能。优化设计最大程度地减小了样本空间, 提高了优化效率。

关键词: 超声速流; 叶片; 气动特性; 优化设计

中图分类号: V232.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 03-0314-04

Optimization design of typical blade profile of long blade in ultra-supercritical steam turbine

YANG Qi-guo^{1,2}, HAN Wan-jin¹, HUANG Jia-hua³, SONG Yong³

(1 School of Energy Science and Engineering Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China
2 Harbin Turbine Company Limited, Harbin 150001, China 3 The Second Artillery
Representative Office in the 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract Based on genetic algorithm and neural network, a multi-segment optimization design method was proposed for the typical blade profile of an ultra-supercritical steam turbine. Optimization under multiple operating conditions was performed for the original and optimized blade profiles. The result showed that the concaving design for the suction side of blade profile reduced the energy loss under high Mach number conditions. Synthetically with the subsonic design technique for the blade leading edge and pressure side, the aerodynamic character of the blade profile was increased under conditions from critical to high Mach number. The optimization method decreased sample number and improved optimization effectiveness.

Key words Supersonic flow; Blade; Aerodynamic characteristic; Optimization design

1 引 言

汽轮机技术在 20 世纪 90 年代迎来了新的突破。对于容量为 600-1000MW 等级的汽轮机, 国外一些公司更趋向于采用超临界参数以提高机组效率^[1,2]。大容量、高参数、高效率成为当今汽轮机制造业的发展趋势, 这些都要归功于材料领域的进步、软件开发和叶型设计的改善以及现代生产方法的实施。具体体现在以下两个方面: 一是提高汽轮机主蒸汽和再热蒸汽的参数; 二是采用先进的叶片型线, 特别是低压缸末级长叶片的开发。汽轮机技术的发展表明, 超长

叶片的研制已成为当今研制大功率汽轮机的关键技术之一。在大功率多级汽轮机中, 蒸汽在机组次末级和末级进入超跨声速流动。超跨声速与亚声速流动特性不同。亚声速流动可以忽略蒸汽可压缩性的影响, 超跨声速流动必须考虑蒸汽的可压缩性。而且, 对于这两种流动, 能量损失产生的机理不同: 在亚声速流动中, 叶栅对汽流的粘性滞止作用形成边界层, 后者遇逆压梯度卷起集中涡, 涡能因粘性耗散而产生损失。在超跨声速流动中, 激波及其与边界层相互作用损失在总流动损失中占主导^[3]。显而易见, 与亚

* 收稿日期: 2006-05-16 修订日期: 2008-11-27。

作者简介: 杨其国 (1962—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为叶轮机械通流部分优化。

E-mail yangqiguo@htc.com.cn

声速叶型比较,超跨声速叶型的流场结构以及为了达到高效率的优化设计独具特点,在学术与工程上均有进一步深入研究的价值。

本文针对某超临界机组的二维典型叶型进行了多工况点的数值研究,考察叶栅出口马赫数从 0.8 至 1.8 范围内叶片的气动性能。并且基于遗传算法和人工神经网络^[4~7],对该超声速叶型进行了优化设计,考察在超声速和临界马赫数工况范围内叶片表面形状对叶片气动性能影响的差异。结果表明,在超声速工况范围内,叶片吸力面加速段的表面形状对叶片气动性能具有明显的影响,“凹”型设计显著降低了能量损失,同时在设计过程中可以有效减小样本空间,提高设计效率。而叶片前部的表面形状对在超音速工况下对叶片气动性能没有影响,对叶型前缘叶型以及压力侧的局部优化设计能够改善超声速叶型在临界马赫数工况下的气动性能,从而使得超声速叶型在所有工作范围内都能够具有好的气动特性。

2 计算方法

选取超临界机组末级长叶片的中间截面叶型作为典型叶型进行研究。图 1 表示该超声速叶片二维典型叶型的计算网格,采用 H-O-H 拓扑结构。为保证边界层流动的准确模拟,叶片表面第一层网格的无量纲 y^+ 距离应当控制在 1 以内,以保证第一个网格点在粘性底层以下。其中 $y^+ = y \frac{\sqrt{\tau_w \cdot \rho_w}}{\mu_w}$ 。

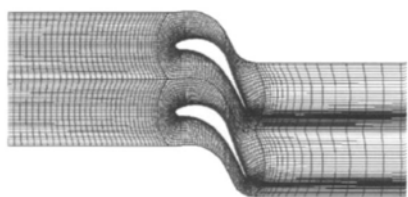


Fig. 1 Computational grid topology

计算过程采用流体力学商用软件 Numeca 的 Fine/Turbo 流场求解器,。流动工质选用 Condensable Steam, 即可凝结水蒸气。计算所采用的控制方程为湍流 N-S 方程; 时间和空间差分格式分别采用四阶显式 Runge-Kutta 格式和二阶中心差分格式; 湍流模型为 S-A 模型; 加速技术采用局部时间步长法和完全多重网格法。

边界条件的提法为: 进口给定总温、总压和气流角, 出口根据马赫数来确定背压, 壁面给定粘性和绝热条件。

本文中能量损失系数采用式 (1) 表示

$$\xi = 1 - \frac{h_{02} - h_{01}}{h_{02}^s - h_{01}} \quad (1)$$

式中 h_{01} 为叶栅进口总焓, h_{02} 为叶栅出口总焓, h_{02}^s 为等熵条件下叶栅出口总焓。

3 优化方法

采用 Numeca/Design3d 模块进行叶型优化。其设计方法基于人工神经网络及遗传算法。优化过程采用基于函数逼近概念, 由人工神经网络技术构建近似模型, 采用遗传算法优化。人工神经网络由处理单元及称为连接的无向信号通道互联而成。遗传算法是模拟生物在自然环境中的遗传和进化过程而形成的一种自适应全局优化概率搜索方法, 使给定问题达到最大可能解。本文优化的目标是在保证叶栅流量的条件下使气动效率最大化。

以该叶片的原型作为母叶型进行优化。叶片型面参数化表示方法有很多种, 本文提出了分段参数化描述的方法, 即采用中弧线加吸力面、压力面分段控制点 (图 2), 其中中弧线采用二阶贝塞尔曲线, 通过安装角、进口几何角、出口几何角来描述, 叶片压力面和吸力面采用多点贝塞尔曲线描述。

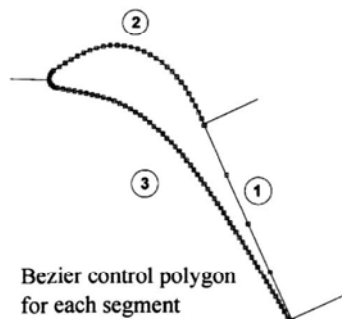


Fig. 2 Sketch of zonal control design of blade profile

计算条件: 进口总压: 27.750 kPa 轴向进气; 进口总温: 340.5 K; 出口马赫数从 0.8 至 1.8 共 12 个工况点。

4 计算结果分析

长叶片典型截面叶型损失主要有两种, 一种是叶型表面附面层的分离所导致的叶型损失, 另一种是叶栅槽道内的强激波损失。一般来讲, 具有超声速流动的叶型在构造的过程中, 从吸力面喉部到尾缘的部分大多采用一条近似的直线段来构造的, 用以控制叶栅喉部激波的反射角度, 达到减小流动损失的目的。但

是设计者会考虑到, 如果将超声速叶型从吸力面喉部到尾缘之间的部分做内凹型设计 (在满足叶片强度要求的前提下), 则可能会更好地控制激波的反射角度, 有利于组织超声速流动区的波系, 流场可能会有所改善, 同时也可以有效地减小优化设计参数的取值范围。基于这样一种分区域的设计思想, 作者对某叶型的吸力面加速段进行了内凹的改型尝试, 叶片其余部分则完全不变, 结果发现, 对该叶型内凹的改型虽然增加了低马赫工况下的叶型能量损失, 却显著降低了高马赫数工况下的叶型能量损失, 而对叶片前缘的改型对高马赫工况下的流场没有明显影响。作者又对另外几种叶型作了这方面的尝试, 发现绝大多数叶型都可以得到这样的结果, 因此吸力面内凹应该是降低高马赫数工况能量损失的一种有效的设计手段。

(1) 吸力面型面改变

图 3 表示原型几何与改型几何的比较, 图 4 表示原型与改型叶片流场流动损失随马赫数的变化。由图可以看到, 将吸力面从喉部稍下游位置至尾缘稍上游位置的几何型面由直线改为内凹的曲线后, 由于喉部面积和出气边角度都没有变动, 因此气流折转角以及流量都没有明显改变。但是从能量损失图中可以看到, 马赫数大于 1.15 的大部分区域内, 能量损失系数有了明显的下降, 并且随马赫数的增大能量损失系数减小的程度越来越明显。在马赫数大于 1.6 时, 与原型相比, 改型能量损失系数从 0.016 下降到 0.011, 下降幅度超过 30%。在马赫数位于 0.8 至 1.0 的范围内, 改型能量损失略高于原型。在低于 0.8 马赫数的范围, 图中曲线已经表示出, 叶型吸力段内凹设计后在低于 1.1 马赫数的时候, 能量损失呈现出增加的趋势。因此从变工况的性能上来讲, 叶型吸力段内凹显著改善了高马赫数工况下的气动性能, 而在较低马赫数工况下气动性能有所下降。这说明叶片吸力面型面的内凹对高马赫数工况下的超音速流场具有明显的改善作用, 但不适用于低马赫数工况。对于亚音速的流动部分, 则要从削弱或避免附面层分离以及降低叶型造成的二次流损失以及摩擦损失方面考虑, 这可以通过对叶型的分区优化设计获得。

图 5 表示设计工况下原型和改型叶片的马赫数流场比较图, 可以看到内凹设计使得叶型喉部以后的超音速流动部分参数分布更加合理, 与原型相比更加有利于气流在吸力侧出口的加速和膨胀, 同时通过调整激波反射角度, 改善了吸力侧壁面和叶栅流道自由表面之间的波系结构, 有效减小了流场的激波损失。

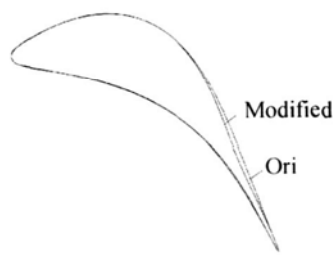


Fig. 3 Comparison of original and modified profiles

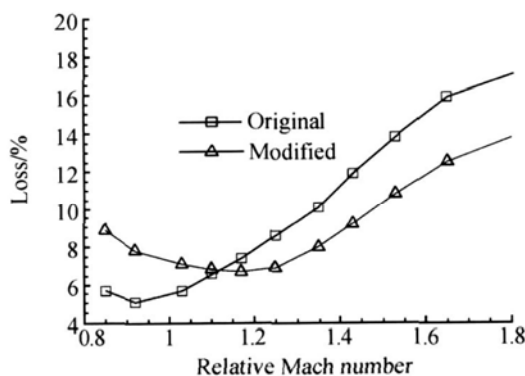


Fig. 4 Comparison of energy losses under different Mach number conditions

特别是在吸力边尾缘出口处, 改型叶片的激波强度明显减小了, 避免了强间断损失, 等值线分布更加合理。因此可以说, 吸力面后段内凹设计主要是减小激波损失, 所以在亚音速或临界音速的情况下, 由于激波损失在叶型损失中所占的比例很小, 内凹设计会使附面层分离的趋势增强, 并增加叶型的摩擦损失, 从而使流动性能下降。

(2) 优化设计结果:

根据本文上述结论, 在选择设计参数时, 将叶片吸力侧控制参数向几何内凹的方向单侧取值, 限制局部寻优方向, 同时利用对亚声速叶片的设计经验, 对叶型前缘以及压力侧局部给定适当得设计自由度, 这样可以最大程度的减少样本空间, 并且能够非常有效地提高优化设计效率。

图 6 表示该叶型优化前后的叶型比较, 优化过程中保持叶片尾缘出气边的厚度和切角不变。图 7 表示在不同马赫数条件下, 原型和优化叶型能量损失的比较, 图中 2_512_Original 表示原型叶片, 2_512_Optimal 表示改型叶片。从能量损失曲线来看, 叶型最低能量损失为 5%, 其对应的马赫数在 0.9 左右; 0.8 马赫数对应的能量损失为 6%; 从 0.9 到 1.8 马赫数, 能量损失从 5% 单调增加至 16%。优化叶型的能量损失曲线变化趋势与原型基本相同, 它的最低能量损失为 5.5%, 对应的马赫数在 1.0 附近; 从能量损失

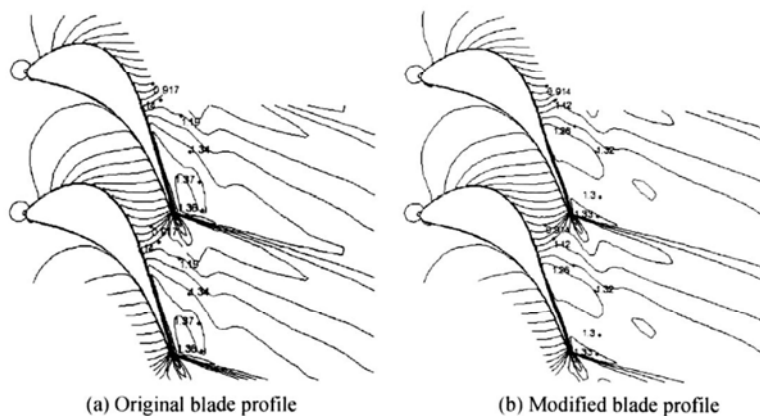


Fig. 5 Mach number distribution of original and modified blade profile under design condition

曲线变化趋势上看, 0.8 马赫数对应的能量损失为 7.5% 左右; 从 1.0 到 1.8 马赫数, 能量损失从 5.5% 单调增加到 12%。可以得出结论, 叶片吸力侧内凹型设计策略可以保证优化叶型在超声速工况范围内的流动性能得到明显改善, 而对叶片的压力侧及吸力侧前缘进行叶型局部的优化设计, 着重考虑对附面层转捩的控制, 以减小叶型损失。即通过对具有超声速流动的叶型几何参数进行分区域控制, 充分利用亚声速及超声速流动的叶片的设计经验, 采用遗传算法和人工神经网络方法对叶型进行气动效率最大化搜索, 使所设计的叶片在更大的马赫数工况范围内获得较高的气动效率。

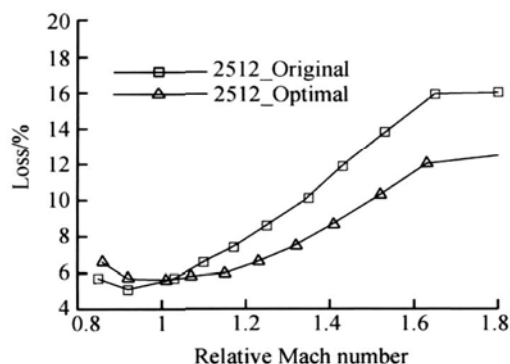


Fig. 7 Comparison of energy losses of original and modified profiles under different Mach number conditions

5 结 论

针对超临界机组长叶片典型截面叶型的设计特点, 提出分区域的优化设计思想, 将具有超声速流动的叶型吸力侧几何后半段由直线型改为内凹型, 数值结果表明, 该设计能够显著地降低超声速叶型在较高马赫数工况范围内的叶型损失。对叶型前缘叶型以

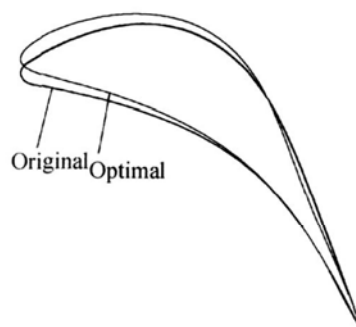


Fig. 6 Comparison of blade profile

及压力侧部分进行局部优化设计, 则能够改善超声速叶型在临界马赫数工况下的气动性能。本文的优化设计策略能够最大程度地减小样本空间, 并且能够非常有效地提高超声速叶片的优化效率。

参考文献:

- [1] Aron Duden, Irene Raab, Leonhard Fottner. Controlling the secondary flow in a turbine cascade by 3D airfoil design and endwall contouring[R]. ASME 98-GT-72
- [2] Trigg M A, Tubby G R, Sheard A G. Automatic genetic optimization approach to two-dimensional blade profile design for steam turbines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 11~17.
- [3] Hajela P, Berke L. Neural networks in structural analysis and design: an overview[R]. AIAA 92-4805
- [4] 周凡贞, 王世勇, 丁晓娟, 等. 涡轮高载荷动叶片设计及级三维流场数值分析[J]. 推进技术, 2004, 25(1). (ZHOU Fan-zhen, WANG Shi-yong, DING Xiao-juan, et al. Design and 3-D numerical analysis of highly loaded turbine rotor blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1).)
- [5] Fan H Y. An inverse design method of diffuser blades by genetic algorithms[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A, 1998, 212(4).
- [6] 赖宇阳, 袁新. 基于遗传算法和逐次序列二次规划的叶栅基迭优化[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(1): 52~54
- [7] Sanz JM. Development of a neural network design system for advanced turbo-engines[C]. Fourth U. S. National Congress on Computational Mechanics August 7-8 San Francisco, California, 1997.

(编辑: 郭振伶)