

文章编号: 1000-8055(2005)04-0625-05

基于 NURBS 的三维轴流压气机 叶片的几何型面优化研究

靳 军, 刘 波, 曹志鹏, 南相谊

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 应用 NURBS 建立了三维轴流压气机叶片的几何型面优化模型, 将叶片的气动性能参数与 NURBS 形状控制权因子关联, 形成一套优化判断准则。通过对某型轴流压气机静子叶片优化设计的实例验证, 对比研究了优化前后叶片气动性能的差异, 证实了该方法可以灵活快速地优化叶片的几何型面, 以满足气动性能的需求, 具有较好的工程应用价值。

关键词: 航空、航天推进系统; NURBS; 轴流压气机叶片; 型面优化; 叶片设计

中图分类号: V 232.4

文献标识码: A

Investigation of 3D Axial Flow Compressor Blade Shape Optimization Based on NURBS

JIN Jun, LIU Bo, CAO Zhipeng, NAN Xiang-yi

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The NURBS method was introduced for the 3D geometric optimization of axial-flow compressor blade design. A set of optimization rule was developed by relating some aerodynamic performance parameters with the weights factor of NURBS. In the design of an axial compressor stator blade, the flow structures comparison have been made between the optimized new blade and the original one. The results show that this method could flexibly and rapidly optimize the blade shape to meet the aerodynamic requirements.

Key words: aerospace propulsion system; NURBS; axial flow compressor blade; shape optimization; blade design

随着叶轮机械的广泛应用及其技术的不断进步, 叶片设计已成为重要的研究领域。然而, 叶片设计是一项非常复杂的工程, 需要经过型面设计、气动性能计算和型面的反复优化, 是一项费时费力的工作^[1~5]。如何发展一种新型的叶片设计方法, 要求不但能够方便灵活的设计出各种复杂的叶型型面, 而且还能具有非常良好的气动性能已经变得刻不容缓。近几年, NURBS 方法(Non-U-

niform Rational B-Spline)得到了很大的发展, 由于其在曲线曲面调整上的灵活、可控以及精确等诸多优点使得它在叶轮机叶片型面设计中扮演着越来越重要的角色^[6~9]。本文作者根据航空发动机关键部件——轴流压气机叶片优化设计的特殊需求, 采用 NURBS 技术, 结合功能强大 VC++ 开发平台, 研究出一套功能较完备的叶片优化设计方法和相应的软件, 不但能够满足叶片设计时

收稿日期: 2004-08-22; 修订日期: 2004-12-10

作者简介: 靳军(1979-), 男, 湖北荆门人, 西北工业大学动力与能源学院博士生, 主要从事叶轮机叶片优化设计系统研究

对几何型面的特殊要求^[10, 11], 而且还能够大大的缩短叶片设计周期, 节约人力资源。这种优化设计方法已经在某型轴流压气机叶片改型设计中得到了应用, 算例结果表明, 这种优化设计技术完全可以达到各种轴流式叶轮机械特别是压气机叶片设计的要求。

1 叶片优化方法描述

作者成功地在 VC++ 6.0 环境中开发出一套具有自适应功能的 NURBS 曲线/曲面类, 这种曲线/曲面类可以根据流场计算程序自动的捕获叶片型面预设计过程中存在的不足, 并根据这些不足适时的改变 NURBS 曲线/曲面的控制权因子, 从而达到优化叶片几何型面的目的。在此过程中, 同时也建立了一套用叶型气动参数来关联叶片几何型面控制权因子的判断准则, 通过这套判断准则可以判断出叶片几何型面控制权因子的优劣, 并且可以大致上知道叶片几何型面上什么地方的控制权因子需要调整, 以及如何来调整等等。

根据流场计算程序计算出的结果, 将叶片各个基元级上的气动参数与理想气动参数的比值矩阵作为控制点权因子的学习因子矩阵:

$$\lambda = \begin{bmatrix} D(D_1, D_2, \cdots) \\ M_{\max}(M_{\max 1}, M_{\max 2}, \cdots) \\ \vdots \end{bmatrix}$$

由于叶片的气动性能的优劣属于一种模糊设计意图, 因此采用嵌入式 AAN 算法, 利用其“先训练, 再学习”的模糊问题处理模式, 将 AAN 训练(迭代)过程作为一个中间环节嵌入到计算权因子的过程中, 根据每个基元级上的气动参数具体的约束条件动态的训练网络以适时的计算所需的结果。在气动参数约束条件下的权因子的前后的修改公式为: $\omega_{ij}^{(n+1)} = \omega_{ij}^{(n)} + \lambda_{ij} \delta_{ij}^{(n)} y_j^{(n)}$ ($\delta_{ij}^{(n)}$ 为此点处的曲率梯度, $y_j^{(n)}$ 为第 j 层神经元的输出) 剩下的权因子则通过 BP 网络模型来计算, 主要根据网络模型随机产生的耦合系数矩阵以及气动参数输入理想参考值约束样本来控制神经元的阈值。整个优化设计流程图如图 1 所示。

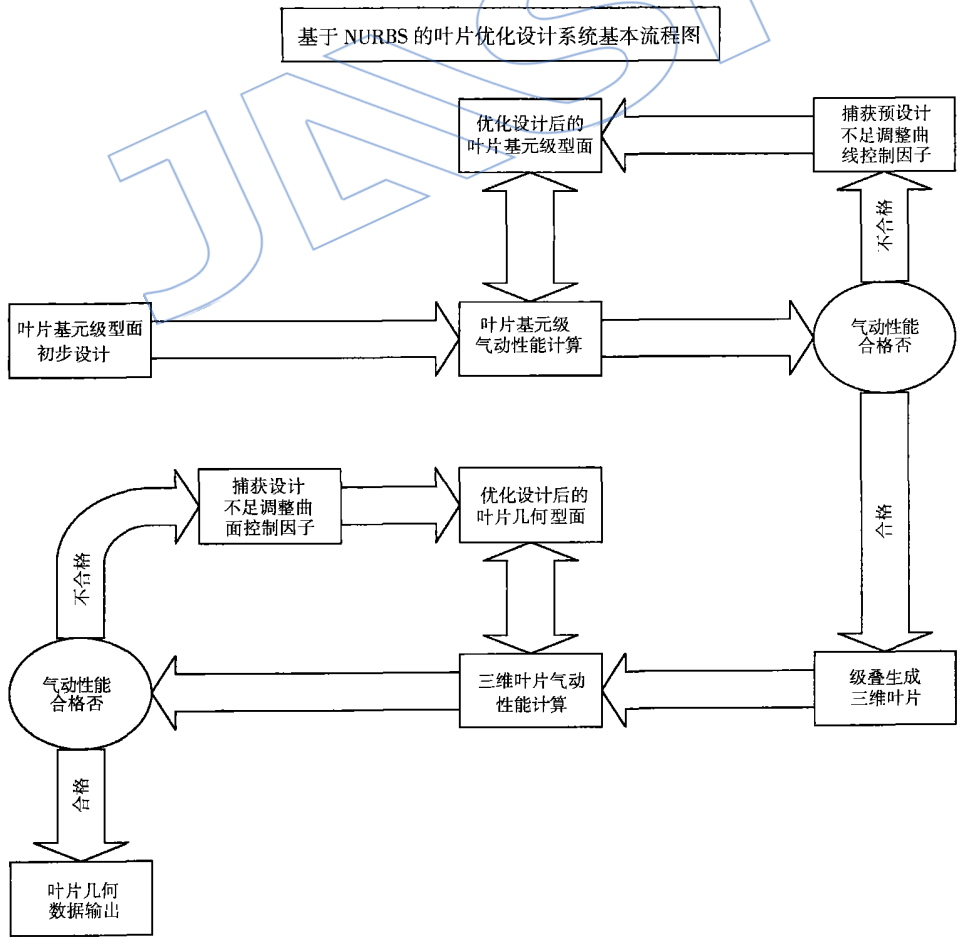


图 1 叶片优化设计流程图

Fig 1 The flow process diagram of optimization design

2 流场计算方法

在本文的计算和研究中采用求解三维N-S方程的方法来获取多级轴流压气机的流场, 为匹配气动性能参数与叶片型面提供依据。(所采用的相对圆柱坐标系下基本控制方程以及详细的推导过程参见文献[12])。

计算中选取 Baldwin-Lomax 混合长度代数紊流模型和张函信发展的NND 求解格式, 并在求解NND 格式时采用了LU-SGS 隐式算法, 使得NND 格式的优势得到更高效率的发挥。用代数法生成了计算单排、多排轴流涡轮机械的H 型结构网格。在处理混合面的问题时, 对于干涉面上参数的处理引进了周向均匀假设, 采用两种动静干涉面的处理方法: 一种是动静干涉面重合处理, 另一种为动静干涉面重叠处理。

3 算 例

为了更好的说明整个优化过程的效果, 选取了一个带有进口导流叶片的三级轴流压气机叶片的改型设计为例进行研究, 并对第二级静子利用NURBS 自动优化技术进行重新设计。本文采用了2 种方案进行对比分析, 方案1 为原始的第二级静子叶片, 其尖部、中部和根部的部分设计参数如下:

- 根部: $M_{a1}=0.86$, 叶型弯角 46.08°
- 叶中: $M_{a1}=0.72$, 叶型弯角 36.45°
- 尖部: $M_{a1}=0.70$, 叶型弯角 38.04°

其根部进口马赫数和叶型弯角均较大, 扩散因子达到了0.55, 叶型工作条件比较差; 尖部叶型弯角虽然只有 38.04° , 但是叶型进口马赫数达到0.7, 是属于设计难度较大的典型截面。

方案2 为进行了优化设计后的第二级静子叶片。为了减小其他变化因素的影响, 使得更好的看出优化方案的效果, 方案2 直接在方案1 的初始设计叶型的基础上进行优化设计; 同时这两种设计方案都是在所开发的优化设计软件平台上进行操作, 能够保证良好的精确性, 最大限度的减少人为因素带来的影响。实验数据表明: 采用方案2 设计叶片比采用方案1 (即传统的设计方法) 在达到同等气动性能的情况下能够缩短设计时间30% 到40%, 缩短了高性能叶片的设计周期。

4 优化结果分析

图2~ 图4 分别显示的是第二级静子根部、

中部、尖部的基元级在进行优化前后的几何型面对比图, 其中细虚线表示第二级静子基元级的原始设计叶型, 粗实线表示经过优化之后的基元级叶型; 从图2~ 图4 上可以大致看出, 这两种方案

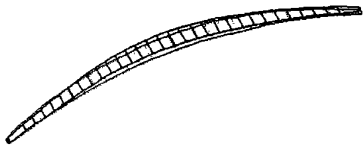


图2 第二级静子根部基元级几何型面优化前后对比

Fig 2 The blade element hub section comparison for stator 2 between optimization and original design

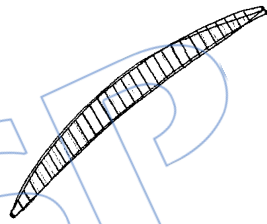


图3 第二级静子中部基元级几何型面优化前后对比

Fig 3 The blade element middle section comparison for stator 2 between optimization and original design

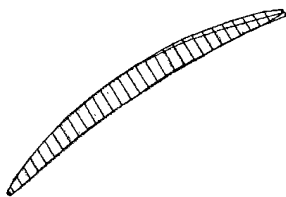


图4 第二级静子尖部基元级几何型面优化前后对比

Fig 4 The blade element tip section comparison for stator 2 between optimization and original design

的基元级叶型弦长、最大厚度及其位置基本保持不变, 只是叶型的弯角变小了一些。图5 显示的是第二级静子在进行优化设计前后的三维几何型面对比图。同样细虚线表示第二级静子的原始设计叶型, 粗实线表示经过优化后的叶型。为了更清楚的显示两种方案的差异, 图6 和图7 分别显示了第二级静子在进行优化前后前缘和后缘的局部放

大图。

图 8~ 图 10 分别为第二级静子的根部、中部和尖部 3 个截面在经过优化设计前后的 Ma 数分布对比图,可以看出,根部基元级叶型吸力表面马

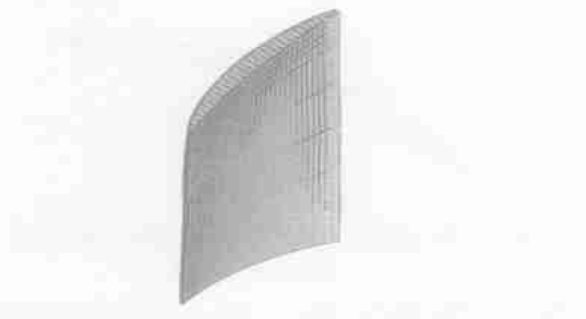


图 5 第二级静子 3 维叶片优化前后对比图

Fig 5 The 3D blade profile comparison between optimization and orightinal design

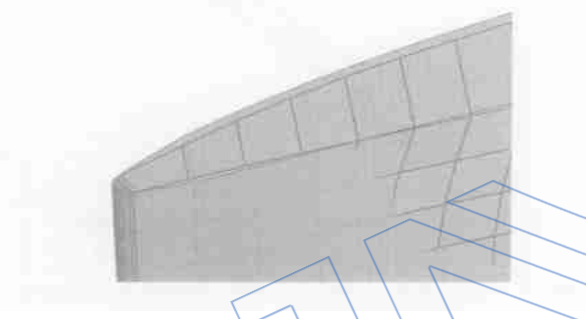


图 6 第二级静子前缘区域放大图

Fig 6 The enlarged draw ing near the leading edge

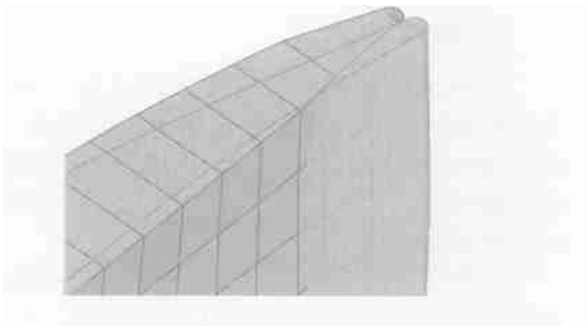
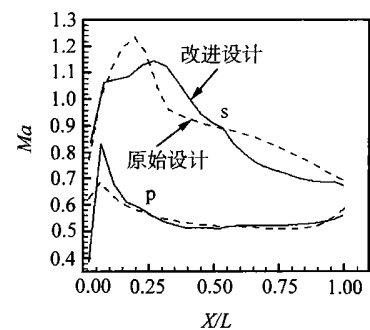


图 7 第二级静子后缘区域放大图

Fig 7 The enlarged drawing near the trailing edge

赫数峰值由 1.24 下降到了 1.14,位置由约 20% 弦长处推后至约 28% 弦长处,峰值后速度扩散梯度有较大改善,避免了局部强激波的产生,在 25 ~ 50 弦长间增加了负荷,而在靠近尾缘处降低了负荷;压力表面马赫数分布与原来相比变化不大。同样,中部改进设计后的 Ma 分布也比原来的分布有了一定改善。尖部改进设计后的吸力表面马赫数峰值略有降低,与原来的分布相比各有所长。总体来看,尖中根 3 部分优化后的总体性能要比优化前改善了很多,其总压恢复系数从优化前的 0.959 126 1 提高到了 0.966 377 1。

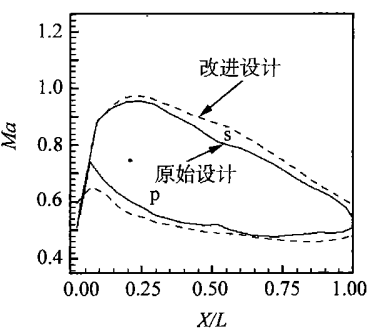
通过对比第二级静子叶片靠近根部对应的 S1 流场原始马赫数等值线图和优化后的 S1 流场马赫数等值线图(图 11)可以知道,第二级静子吸力面马赫数峰值有所下降,而且避免了第二级静子上局部激波和气流分离的出现。



静子 2 根部 Ma 分布图

图 8 第二级静子根部基元级前后马赫数分布对比图

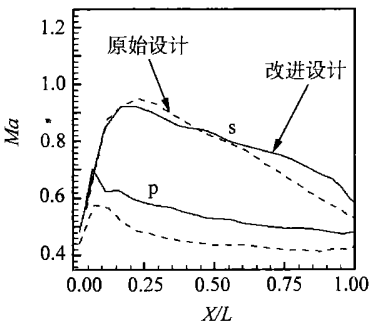
Fig 8 M ach number comparison on blade surface for stator 2 hub section between optimization and original design



静子 2 中部 Ma 分布图

图 9 第二级静子中部基元级前后马赫数分布对比图

Fig 9 M ach number comparison on blade surface for stator 2 middle section between optimization and original design



静子 2 尖部 Ma 分布图

图 10 第二级静子尖部基元级前后马赫数分布对比图

Fig 10 M ach number comparison on blade surface for stator 2 tip section between optimization and original design

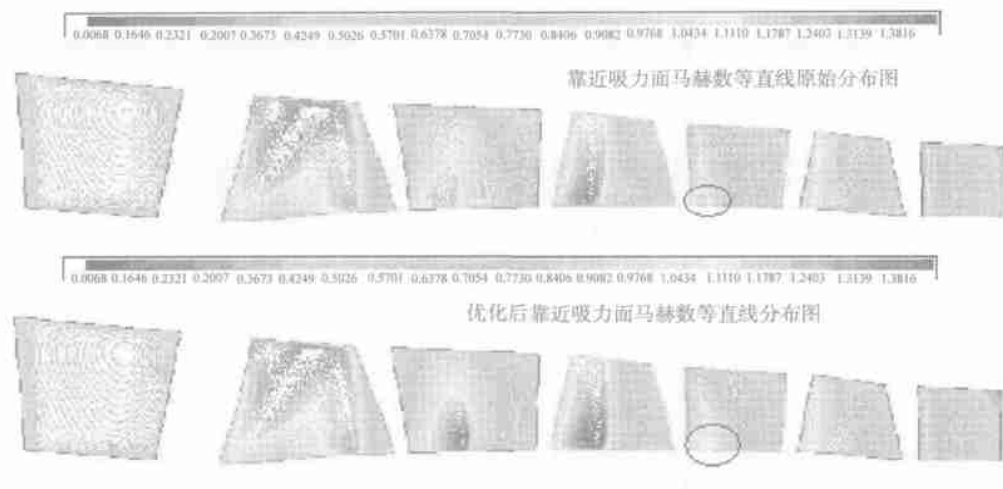


图 11 优化前后叶片吸力面马赫数等值线对比图 (从左起第五个叶片为表静子 2)

Fig. 11 Mach number contour line maps near the blade suction surface between the original blade and the optimization one

5 结 论

本文借助叶片优化技术分析叶片的气动性能, 将叶片的气动性能参数与其几何型面的控制权因子进行关联, 形成了一套判断准则, 并根据这项准则自动捕捉初始几何叶片设计中存在的不足, 及时地修正叶片几何曲线或曲面的控制权因子, 使得此叶片的几何型面得以改进, 进而形成良好的叶片表面气流气动性能参数分布, 从而达到迅速方便的改进叶型的目的; 通过这项叶片优化技术形成一套可视化、功能较完备的叶片优化设计平台, 能够灵活方便快捷地完成叶片的优化过程, 具有较好的工程应用前景, 并且能够为今后高性能轴流压气机叶片的系列化研究提供关键技术储备。

参考文献

[1] 朱方元 航空轴流叶片机气动设计[M]. 陕西 西安: 西北工业大学出版社, 1984

[2] Dunham J A. Parametric Method of Turbine Blade Profile Design[R]. ASME Paper 74- GT- 119, 1974

[3] Korakianitis T. Design of Aerofoils and cascades of Aerofoils[J]. A IAA Journal, 1989, 27(4): 455- 461.

[4] Pritchard L J. An Eleven Parameter Axial Turbine Airfoil Geometry Model[R]. The American Society of Mechanical Engineers, Bericht Nr. 85- GT- 219, 1985

[5] Ghaly W, Mengistu T. Optimal Geometric Representation

of Turbomachinery Cascades using NURBS[J]. Journal of Inverse Methods in Engineering, 2003, 11(5): 359~ 373

[6] 施法中 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条 CAD&NURBS[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001

[7] 苑国强, 周海涛, 孙泽涛 NURBS 在风机设计中的应用[J]. 机械设计, 2004, 21(4): 49~ 50

Yuan Guo-Qiang, Zhou Hai-Tao, Sun Ze-Tao. Application of NURBS in fan design[J]. Journal of Machine Design, 2004, 21(4): 49~ 50

[8] 郭滨, 周登文 基于权因子调整的NURBS 曲线形状修改算法及其在人脸建模中的应用[J]. 计算机研究与发展, 2004, 41(1): 142~ 147.

GUO Bin, ZHOU Deng-wen Weight Based Shape Modification of NURBS Curve and Its Application in Face Modeling [J]. Journal of Computer Research and Development, 2004, 41(1): 142~ 147.

[9] 崔彦平, 傅其凤, 刘雨秋, 等 基于NURBS 方法的复杂叶片形状设计[J]. 现代制造工程, 2003, 8: 37~ 38

Cui Yan-Ping, Fu Qi-Feng, Liu Yu-Qiu, et al The design of complex blade sort based NURBS theory[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2003, 8: 37~ 38

[10] 秦鹏 轴流压气机气动设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1975

[11] 孙家广 计算机图形学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1998

[12] 王掩刚, 梅云环, 刘波, 等 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 315~ 317.

WANG Yan-gang, MEI Yun-huan, LIU Bo, et al Numerical approach for turbine blade with trailing edge ejection [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 315 ~ 317.