

基于小生境遗传算法的压气机叶型局部优化

宣扬^{1,*}, 刘波²

1. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 201210

2. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

摘要: 利用小生境遗传算法对压气机叶型进行局部优化。利用NURBS技术对需优化叶型进行参数化处理, 参数化后的叶型可以对中弧线和厚度分布进行调整, 以达到修形的目的, 使优化算法可以在预定范围内进行寻优。优化结果表明, 优化后的叶型表面马赫数分布消除了局部尖峰, 更为合理, 达到了预期的优化目的。

关键词: 小生境; 遗传算法; 叶型; NURBS; 参数化

中图分类号: V211.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 05-0044-05

高性能航空发动机要求压气机具有较好增压能力, 而叶片是压气机通流部分中的关键原件, 其造型是影响压气机气动性能好坏的主要因素。因此压气机叶型的设计和优化是提高单级做功能力的关键。随着现代计算机与计算方法的快速发展, 计算流体力学快速的兴起, 现代优化方法如共轭梯度法^[1]、单纯形法^[2]、人工神经网络^[3]、模拟退火算法^[4]以及遗传算法^[5-8]等已广泛应用于叶型优化设计中。

简单遗传算法在寻优的初期能够保证个体的多样性, 但是随着算法的运行, 种群会进入一个相对稳定的状态, 在多峰值函数寻优中极易陷入局部最优解。为了解决这个难题, 将小生境技术引入遗传算法, 改善算法的全局寻优能力^[9]。

在优化过程中, 需要将叶片几何形状参数化。参数化时尽量采用较少的参数来描述叶型, 并且使参数化后的叶型具有形状调整能力。使用NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline)进行参数化可以利用少量控制点和权因子对复杂曲线曲面进行精确描述, 并且可以实现局部形状修改而不影响整条曲线光滑。近年来, NURBS技术已经在航空航天复杂造型方面有了大量的应用^[10]。

本文通过对原有叶型进行反算获得其中弧线和厚度分布, 利用NURBS技术对中弧线和厚度分布曲线进行参数

化, 以参数化后的曲线控制点坐标作为小生境遗传算法的优化变量进行寻优, 使优化叶型的表面马赫数分布接近目标马赫数分布, 从而达到优化目的。

1 叶型参数化

叶型参数化即用若干设计参数来描述叶型, 希望能通过较少的参数达到对叶型几何形状的灵活控制, 能够尽可能的扩大叶片几何的设计域。第一种是将中弧线和厚度分布分别用多项式或者样条曲线表示^[11]。第二种是直接叶型吸力面和压力面用分段多项式或者样条曲线表示^[12]。本文利用NURBS技术对原始叶形的中弧线和厚度分布进行参数化, 通过调节NURBS曲线控制点来修改中弧线和厚度分布, 重新生成叶型, 达到修改的目的。

对于只有吸力面和压力面的叶型, 首先进行厚度分布和中弧线的反算。在反算过程中忽略0%~3%相对弦长和97%~100%相对弦长的前后缘圆弧。NURBS曲线次数为3, 中弧线控制点数为4, 厚度分布控制点数为6。节点矢量的计算采用积累弦长参数化并结合文献^[13]所给出的平均化方法。图1~图3分别给出了待优化叶型及其参数化结果, 其中X/C为相对弦长。

收稿日期: 2014-03-22; 录用日期: 2014-04-11

*通讯作者. Tel.: 021-31227020 E-mail: xuanyang@comac.cc

引用格式: XUAN Yang, LIU Bo. Compressor blade partial-shape optimization based on niche genetic algorithm[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 44-48. 宣扬, 刘波. 基于小生境遗传算法的压气机叶型局部优化[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 44-48.

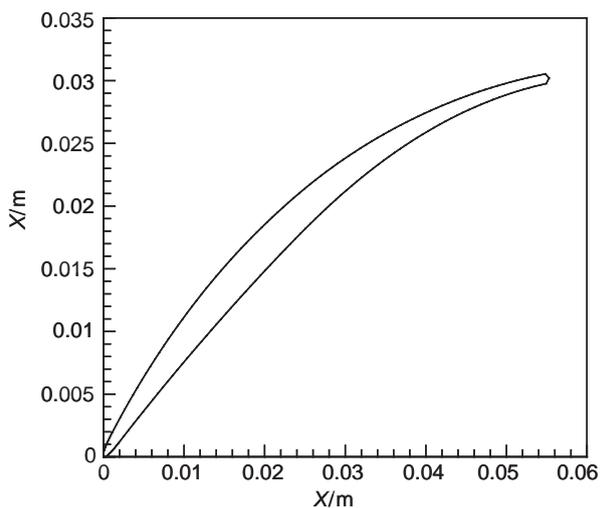


图1 待优化叶型图

Fig.1 Original blade profile

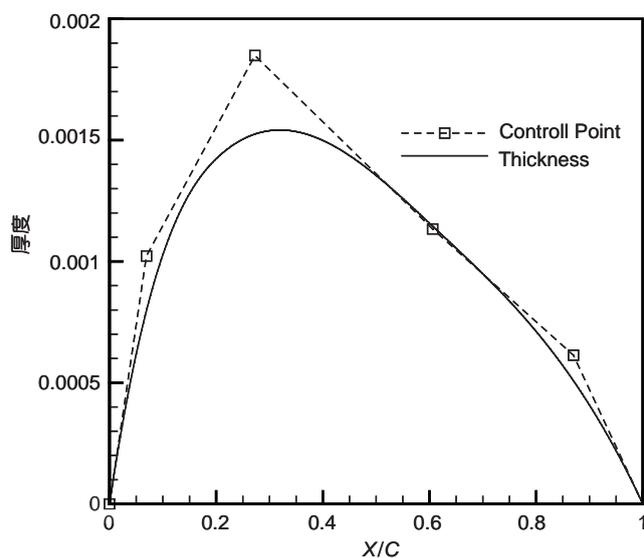


图3 厚度分布参数化结果

Fig.3 Parameterize result of blade thickness

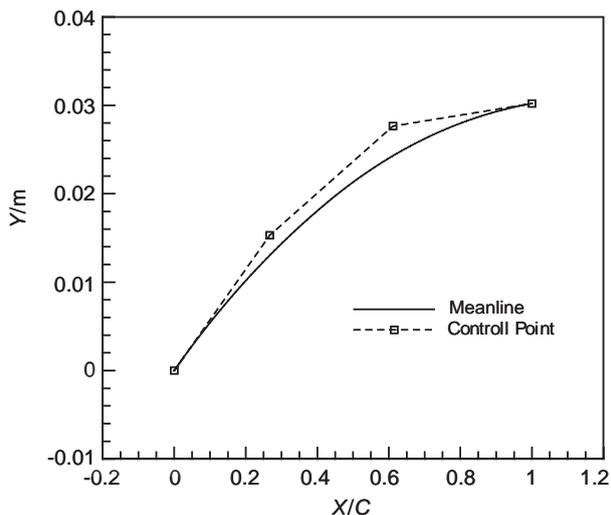


图2 中弧线参数化结果

Fig.2 Parameterize result of camber line

2 优化方法

将参数化后的叶型曲线控制点坐标作为优化变量。利用流场数值计算方法,计算S1流面流场和叶片吸压力面马赫数分布。将计算马赫数分布和目标马赫数分布进行对比,并以其差异大小作为算法中适应度评估标准,反复循环,直至所得马赫数分布逼近于目标马赫数分布,从而获得较为理想的叶型。

由于是对叶型进行小范围的局部修形,且为了确保叶型不会发生大的变形,本文仅在垂直于弦线方向对控制点进行调整。计算时先将叶型顺时针旋转一个安装角大小,使

叶型弦线保持水平。因为首尾控制点的固定,实际可调控制点数目为6个,其中中弧线控制点2个,厚度分布控制点4个。对控制点坐标的调整通过将其纵坐标乘以一个系数来实现。本文将这些系数作为遗传算法个体基因型进行编码,最优个体基因型与原叶型控制点相乘来获得新的优化叶型。

优化流程图见图4。

3 适应度函数设计

局部优化的目标函数为叶片表面马赫数的理想分布与实际分布之间的方差和,通过优化使该函数值达到最小,从而使实际马赫数分布逼近于理想分布。其具体计算如式(1)所示。

$$f(m) = \sum_{i=1}^N (Ma_i - ma_i)^2 \quad (1)$$

其中, Ma_i 为第 i 个位置理想马赫数分布, ma_i 为对应位置的实际马赫数, N 为所取比较位置数目。

每个个体的适应度按式(2)计算。

$$F(m) = \frac{1}{f(m)} \quad (2)$$

4 计算实例及分析

本文优化对象叶型见图1,其表面马赫数分布见图5。从图中可以看出,吸力面速度分布在约30%相对弦长处具有

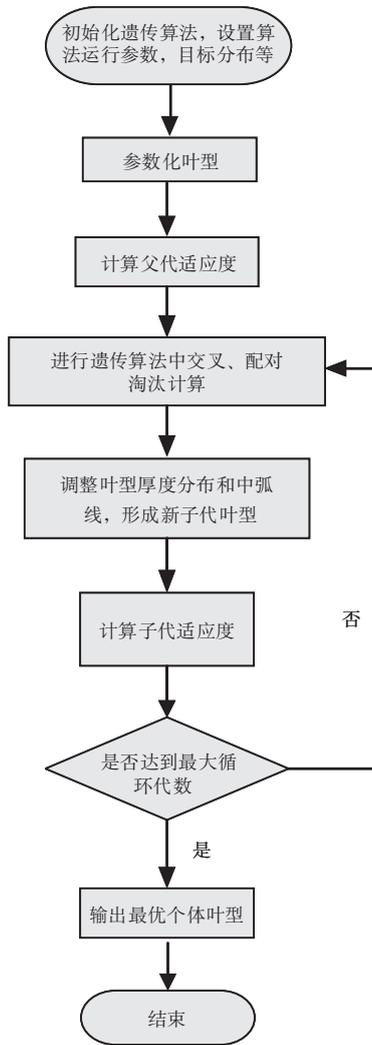


图4 优化流程图

Fig.4 Flow chart of optimization process

一个较大的“凸起”,同时其峰值马赫数位置也略微靠前。为了保证气流平稳扩散,需要改变叶型将“凸起”消除。

表1给出了算法的运行参数。

表1 遗传算法的运行参数

Table 1 The execution parameters of genetic algorithm

编码长度	种群大小	运行代数	交叉概率	变异概率	小生境距离
6	50	100	0.8	0.1	0.5

每个优化变量的上下限为0.8~1.2。

图6给出了优化前后叶型的对比。从图中可以看出,叶型的中后段发生了一定的变化,而前缘段则基本保持不变。图7给出了优化前后及目标马赫数分布曲线。可以看出优化

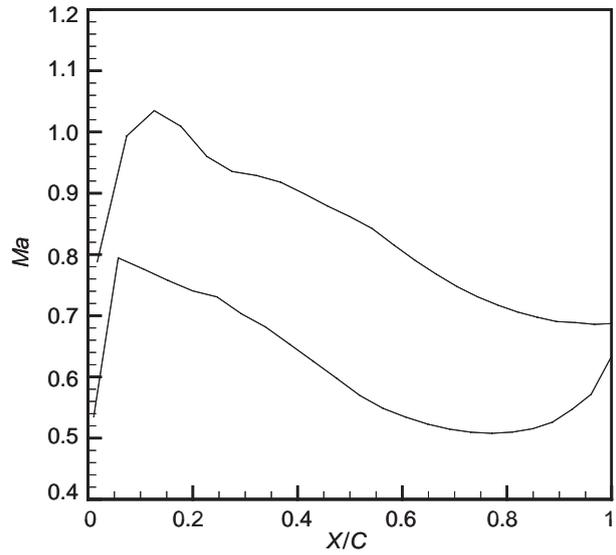


图5 待优化叶型表面马赫数分布
Fig.5 Mach distribution of original blade

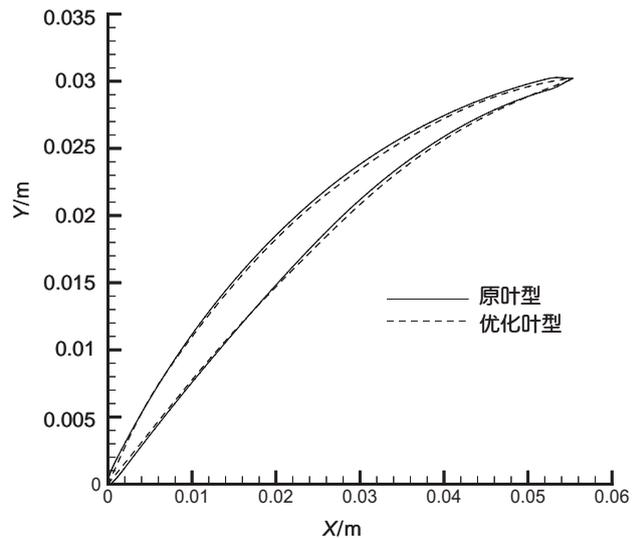


图6 优化前后叶型对比图

Fig.6 Comparison of original and optimized blade profile

叶型中后段的马赫数分布与目标分布逼近程度较好,并消除掉了原叶型速度分布的“凸起”部分,但其前缘部分的分布与目标分布差别较大,峰值马赫数比原叶型略有增加。由此可以看出,对于给定的目标分布,并不一定存在完全达到该分布的叶型,只能近似逼近。因此在进行局部优化的过程中,最好给出目标分布的办法是对原分布进行较小程度的修改而不是凭空给出所需要的分布,以保证获得较好的寻优结果。

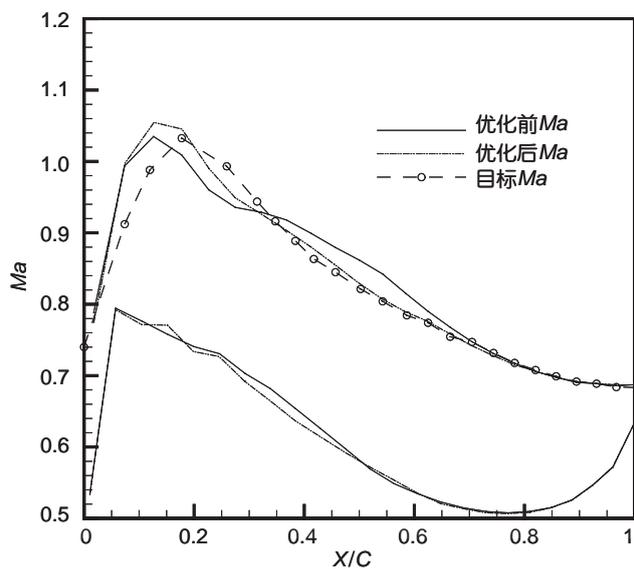


图7 优化前后及目标马赫数分布对比图

Fig.7 Comparison of Mach distribution of original, optimized blade and the target

5 结论

本文利用NURBS技术对压气机叶型进行参数化,并使用小生境遗传算法进行优化。优化叶型的表面马赫数分布逼近于目标马赫数分布,消除了原分布中30%相对弦长处的加速部分,气流扩散较为平缓,达到了优化的目的。该优化方法需要在已有叶型基础上,对原有分布进行小幅度合理的调整来作为寻优目标,否则难以获得较为理想的寻优结果。

AST

参考文献

[1] 辛喆, 邹滋祥. 轴流透平级的最佳流型设计方法[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1):67-70.
XIN Zhe, ZOU Zixiang A method for flow pattern design of axial flow turbine stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(1):67-70. (in Chinese)

[2] 周正贵, 汪光文. 基于数值优化方法的离心压气机工作轮气动设计[J]. 航空学报, 2006, 27(1):10-15.
ZHOU Zhenggui, WANG Guangwen. Aerodynamic design of impeller using numerical optimization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(1):10-15. (in Chinese)

[3] 卢金铃, 席光, 祁大同. 反问题与神经网络相结合的混流泵叶片优化设计[J]. 西安交通大学学报, 2004, 38(3):308-312.

LU Jinling, XI Guang, QI Datong Blade Optimization of Mixed-Flow Pump Using Inverse Design Method and Neural Network[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2004, 38(3): 308-312. (in Chinese)

[4] HUANG M W, Arora J S. Optimal design with discrete variables: some numerical experiments[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1997, 40(1):165-188.

[5] Terry L, Thomas H. Aerodynamic Shape Optimization Using a Real Number Encoded Genetic Algorithm[C]. 19th Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, 2001, AIAA 2001-2473:1-14.

[6] A Oyama, M S Liou. Transonic axial-flow blade optimization: evolutionary algorithm/three-dimensional Navier-Stokes solver[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4):612-619.

[7] JUN Li, H Tsukamoto. Optimization of Aerodynamic Design for Cascade Airfoil by Means of Boltzmann Selection Genetic Algorithms[C]. 18th Applied Aerodynamics Conference, Denver, AIAA 2000-4521:864-872.

[8] 汪光文, 周正贵, 胡骏. 基于并行遗传算法压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5):923-929.
WANG Guangwen, ZHOU Zhenggui, HU Jun. Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5):923-929. (in Chinese)

[9] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999
ZHOU Ming, SUN Shudong. Genetic algorithms: theory and applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999. (in Chinese)

[10] ZHANG Weili, Doyle K and Don S. Automated design of a three dimensional subsonic diffuser[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(6):1132-1140.

[11] 薛亮, 韩万金. 基于遗传算法与近似模型的全局气动优化方法[J]. 推进技术, 2008, 29(3):360-366.
XUE Liang, HAN Wanjin. Global aerodynamic optimization method using genetic algorithms and surrogate model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3):360-366. (in Chinese)

[12] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1):58-61.
ZHOU Zhenggui. Optimization of high subsonic axial compressor

blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1):58-61.(in Chinese)

Lee, E.T.Y. Choosing Nodes in Parametric Curve Interpolation[J], Computer-Aided Design, 1989, 21(6):363-370.

作者简介

宣扬(1984—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机

发动机灭火系统。

Tel: 021-31227020

E-mail: xuanyang@comac.cc

刘波(1960—) 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 叶轮机械气动热力学、流体机械及工程。

Tel: 029-88492745

E-mail: Liubo704@nwpu.edu.cn

Compressor Blade Partial-Shape Optimization Based on Niche Genetic Algorithm

XUAN Yang^{1*}, LIU Bo²

1. Shanghai aircraft design and research institute, Shanghai 201210, China

2. Northwestern polytechnical university, Xi'an 710072, China

Abstract: Niche genetic algorithm was used for partial-shape optimization of compressor blade. In the optimization process, original blade profile was parameterized by NURBS technology. The parameterized blade profile can be partial modified by adjusting the control points of camber line and thickness curves, allows the optimization algorithm search in preset range. The calculation results of optimized blade show that, the Ma distribution of optimized blade profile eliminates the local peak and is more reasonable, this method achieves expected optimization objective.

Key Words: niche; genetic algorithm; blade profile; NURBS; parameterize

Received: 2014-03-22; Accepted: 2014-04-11

*Corresponding author. Tel. : 021-31227020 E-mail: xuanyang@comac.cc