



# 能源与动力学院

021系

(1)

6

## 目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	汪光文 周正贵 胡骏	博士生 副高 正高	021 021 021	基于并行遗传算法压气机叶片自动优化设计	航空动力学报	2006. 21. 5	
2	周正贵 汪光文	副高 博士生	021 021	基于数值优化方法的离心压气机工作轮气动设计	航空学报	2006. 27. 1	
3	盟军强 钟易成	硕士生 副高	021 021	基于NURBS的涡轮叶片设计及其性能分析	航空学会第六届动力年会	2006	
4	孔金平 钟易成 吴晴	硕士生 副高 博士生	021 021 021	基于热弹流理论的航空齿轮润滑分析	航空学会第六届动力年会	2006	
5	何飞 钟易成	硕士生 副高	021 021	航空发动机滑油系统管网流动数值计算	航空学会第六届动力年会	2006	
6	宋洪勇 钟易成	硕士生 副高	052 021	涡轮叶片CFD网格预处理软件体系设计	航空学会第六届动力年会	2006	
7	葛宁 姚四伟	正高 硕士生	021 021	某型燃气涡轮起动机改进设计与数值计算验证	航空发动机	2006. 32. 2	
8	姚四伟 葛宁	硕士生 正高	021 021	某型燃气轮起动机涡轮与喷管一体化三维流场数值计算	航空发动机	2006. 32. 3	
9	李传鹏 胡骏 王英锋 赵勇	中级 正高 中级 博士生	021 021 021 021	进气畸变对压气机稳定性的影响	工程热物理学报	2006. 27. 5	
10	李传鹏 胡骏 王英锋 赵勇	中级 正高 中级 博士生	021 021 021 021	近失速压力扰动的试验	航空动力学报	2006. 21. 2	
11	王英锋 胡骏 罗标能 李传鹏	中级 正高 硕士生 中级	021 021 021 021	上游叶片尾迹对转子叶片非定常表面压力频谱特性影响的研究	航空动力学报	2006. 21. 4	
12	王英锋 胡骏 李传鹏 张燎原	中级 正高 中级 高工	021 021 021 608所	上游转子对下游静子叶片气动力的影响	航空学报	2006. 21. 4	
13	黄顺洲 胡骏	博士 正高	021 021	组合畸变对某型发动机稳定性的影响	航空动力学报	2006. 21. 6	
14	黄顺洲 胡骏	博士 正高	021 021	进气畸变对发动机稳定性影响的分析模型	推进技术	2006. 27. 5	
15	黄顺洲 胡骏 江和甫	博士 正高 正高	021 021 624所	核心机及其派生发动机发展的方法	航空动力学报	2006. 21. 2	
16	赵勇 胡骏 郑大勇	博士生 正高 硕士生	021 021 021	用双激波模型计算风扇/压气机非设计点的性能	南京航空航天大学学报	2006. 38. 5	
17	王志强 胡骏 王英锋 赵勇	博士生 正高 中级 博士生	021 021 021 021	上游转子对下游静子叶片气动力的影响(英文)	南京航空航天大学学报(英文版)	2006. 23. 2	

## 目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
18	李均 胡骏	硕士生 正高	021 021	三级风扇的三维流场计算	燃气涡轮试验与研究	2006. 19. 2	
19	屠宝锋 胡骏	博士生 正高	021 021	跨声速风扇转子叶尖间隙效应的数值研究	南京航空航天大学学报	2006. 38. 5	
20	王永明 胡骏 屠宝锋 李传鹏 王英锋	博士生 正高 博士生 中级 中级	021 021 021 021 021	带处理机匣的跨声速风扇非定常数值模拟	南京航空航天大学学报	2006. 38. 5	
21	丁建国 胡骏	博士生 正高	021 021	某跨音风扇转子全三维设计与数值模拟	工程热物理学报	2006. 27. Z1	
22	徐惊雷 林春峰 沙江 张堃元	副高 硕士生 硕士生 正高	021 021 021 021	A PIV Study And Numerical Simulation of Overexpanded Supersonic Impinging Free Jet	14th AIAA/AHISpace Planes and Hypersonic Systems and Technologies	2006	
23	沙江 徐惊雷 林春峰 张堃元	硕士生 副高 硕士生 正高	021 021 021 021	Experimental study of orifice depths effects on synthetic jet With PIV	1st International Symposium on Jet propulsion and Power Engineering	2006	
24	林春峰 徐惊雷 沙江 张堃元	硕士生 副高 硕士生 正高	021 021 021 021	A PIV Study of Overexpanded Supersonic Impinging Free Jet at Mach 1.754	1st International Symposium on Jet propulsion and Power Engineering	2006	
25	张艳慧 徐惊雷 张堃元	硕士生 副高 正高	021 021 021	Design and Numerical Simulation of Single Expansion Ramp Nozzle	1st International Symposium on Jet propulsion and Power Engineering	2006	
26	谢旅荣 郭荣伟	博士生 正高	021 021	一种受总体限制的弹用S弯进气道的设计和实验验证	空气动力学学报	2006. 24. 1	
27	谢雪明 郭荣伟	硕士生 正高	021 021	无隔道进气道RCS特性实验研究	航空学报	2006. 27. 2	
28	靖建朋 郭荣伟	博士生 正高	021 021	一种双S弯非常规进气道地面工作状态的试验	航空动力学报	2006. 21. 5	
29	孙姝 郭荣伟	博士生 正高	021 021	Serpentine Inlet Performance Enhancement Using Vortex Generator	中国航空学报 (英文版)	2006. 19. 1	
30	金志光 张堃元	博士生 正高	021 021	一种提高后掠侧压式进气道流量系数的有效措施	航空动力学报	2006.21.5	
31	孙波 张堃元	博士生 正高	021 021	Busemann进气道风洞试验及数值研究	推进技术	2006.27.1	
32	孙波 张堃元	博士生 正高	021 021	Busemann进气道起动问题初步研究	推进技术	2006.27.2	

## 目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
33	李念 张堃元 徐惊雷 沙江	博士生 正高 副高 硕士生	021 021 021 021	自耦合射流对平行主射流的矢量偏转PIV实验	航空动力学报	2006.21.4	
34	骆晓臣 张堃元	博士生 正高	021 021	侧压式进气道内部阻力的参数化分析	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议(CARS-2006 0021)	2006	
35	金志光 张堃元	博士生 正高	021 021	高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议(CARS-2006 0056)	2006	
36	孙波 张堃元 金志光	博士生 正高 博士生	021 021 021	流线追踪Busemann进气道马赫数3.85实验研究	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议(CARS-2006 0099)	2006	
37	陈秋华 张堃元	硕士生 正高	021 021	五孔探针测量超声速流场参数的数值与实验研究	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议(CARS-2006 0116)	2006	
38	杨国亮 张堃元	硕士生 正高	021 021	侧压式进气道主要设计参数分析	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议(CARS-2006 0144)	2006	
39	李念 张堃元	博士生 正高	021 021	Experimental investigation on the characteristics of synthetic jet with different orifice aspect ratio,thickness and frequency	The First International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineeringt(2006-IS-JPPE-6006)	2006	
40	孙波 张堃元	博士生 正高	021 021	Mach 3.85 Performance of a Streamtraced Hypersonic Busemann Inlet	The First International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineeringt(2006-IS-JPPE-6009)	2006	
41	骆晓臣 张堃元	博士生 正高	021 021	Estimation of Frictional Drag in Scramjet Engines	The First International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineeringt(2006-IS-JPPE-6019)	2006	
42	骆晓臣 张堃元	博士生 正高	021 021	侧压式进气道附加阻力分析	航空学会动力年会 (CSAA 06-P-002)	2006	
43	周淳 张堃元 王成鹏	硕士生 正高 中级	021 021 一院	马赫2非均对称来流下超燃冲压发动机隔离段流动研究	航空学会动力年会 (CSAA 06-P-004)	2006	

## 目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
44	张堃元 居燕	正高 中级	021 金城集团	弯曲型面超声速压缩面研究	三省航空学会动力年会论文集	2006	
45	谭慧俊 郭荣伟	副高 正高	021 021	二维弯曲等截面管道中的激波串特性研究	航空学报	2006.27.6	
46	李博 梁德旺	中级 正高	021 021	高超声速进气道-隔离段反压引起不起动计算	推进技术	2006.27.5	
47	梁德旺 李博 袁化成	正高 中级 博士生	021 021 021	反压作用下等直隔离段性能估算方法研究	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议	2006	
48	梁德旺 李博 袁化成	正高 中级 博士生	021 021 021	等直隔离段的反压特性研究	中国第一届近代空气动力学与气动热力学会议	2006	
49	袁化成 梁德旺	博士生 正高	021 021	高超声速进气道再起动机特性分析	推进技术	2006.27.5	
50	袁化成 梁德旺	博士生 正高	021 021	抽吸对高超声速进气道起动机能力的影响	推进技术	2006.27.6	
51	梁德旺 袁化成 张晓嘉	正高 博士生 博士生	021 021 021	影响高超声速进气道起动机能力的因素分析	宇航学报	2006.27.4	
52	尤延铖 梁德旺 黄国平	博士生 正高 副高	021 021 021	一种新型内乘波式进气道初步研究	推进技术	2006.27.3	
53	张华军 梁德旺	博士生 正高	021 021	某组合发动机进气道抽吸作用分析	南京航空航天大学学报	2006.38.5	
54	金君 梁德旺 黄国平 雷雨冰	博士生 正高 副高 副高	021 021 021 021	NAPA软件的并行化研究和效率分析	南京航空航天大学学报	2006.38.4	
55	冯萍 黄国平 梁德旺	硕士生 副高 正高	021 021 021	DSMC方法模拟微尺度流动时的特征参数选取	南京航空航天大学学报	2006.38.5	

文章编号: 1000-8055(2006)05-0923-07

## 基于并行遗传算法压气机叶片 自动优化设计

汪光文, 周正贵, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 结合小生境法与算子自适应法对基本遗传算法进行改进, 采用 WinSock 接口、多线程、CS 体系结构, 实现并行遗传算法。将并行遗传算法与 NS 方程流场计算方法、Hicks-Henne 函数叶型参数化方法结合构成叶型自动优化设计软件, 软件可用于叶型设计和对已有叶型的改进。在构造目标函数时, 根据工作攻角范围, 构造了考虑非设计点性能的目标函数。分别对进口马赫数为 0.5 和 0.9 左右的叶栅采用三台计算机进行并行气动优化设计, 优化叶型设计点和非设计点性能都明显好于原始叶型。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 压气机; 叶型; 气动优化; 并行遗传算法

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

### Design optimization of compressor blades using parallel genetic algorithms

WANG Guang-wen, ZHOU Zheng-gui, HU Jun

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Simple Genetic Algorithm is improved with Niche and adaptive operator, the new algorithm called Improved Genetic Algorithm(IGA) is parallelized using WinSock, multithread and Client-Server architecture. Blade profiles are parameterized using Hicks Henne function, 2D cascade flow fields are calculated by using Navier-Stokes equation method. To form software for design optimization of compressor blade profiles, the IGA is combined with the above blade profile parameterization and flow field calculation method. The software can be used for design of compressor blades or improvement of existing blades. In this paper, design of two compressor blade profiles is taken as examples. The inlet Mach number of two cascades composed of the blades is about 0.5 and 0.9, respectively. To insure improvement of cascade aerodynamic performances in whole work ranges, the objective functions are constructed from consideration of both design and off design point performances. In the optimization procedure, three computers are run in parallel to reduce design time. The aerodynamic performances of optimal blades are obviously better than that of the initial blades.

**Key words:** aerospace propulsion system; compressor; blade profile; aerodynamic optimization; parallel genetic algorithm

收稿日期: 2005-08-02; 修订日期: 2005-12-25

基金项目: 空军装备部预研基金

作者简介: 汪光文(1980-) 男, 安徽巢湖人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事叶轮机气动力学研究。

将数值优化技术与叶轮机械正问题流场数值模拟方法结合,代替人工经验寻求最优叶片,设计过程更严密、有效、客观。自动优化设计在追求目标过程中,不需要关注具体流态。达到目标时,流场自然会有良好的性态,比如以流动损失作为目标函数,当流动损失达最小时,流场中激波强度、流动分离等必为最小。

叶型寻优试图在多个叶型造型设计参数空间中获取气动参数表征的目标极值,通常是多局部极值点问题。遗传算法、模拟退火算法等具有全局寻优能力。文献[1]采用遗传算法对叶型寻优,文献[2]采用单纯形法和基本遗传算法构成混合遗传算法对叶型寻优,都取得了比较满意的结果。文献[3-6]也将遗传算法应用于气动设计领域。但是,与基于梯度方法比较,遗传算法需要更多次计算目标函数值,而每次计算目标函数值都要进行流场计算,因而寻优过程耗时较长。本文通过对遗传算法探究,提出了改进基本遗传算法寻优效率的方法。利用遗传算法自身所固有的并行特质,将多台计算机组成局域网实现并行优化。将并行遗传算法、NS 方程流场计算和 Hicks-Henne 函数叶型参数化相结合构成压气机叶型自动优化设计软件。为了便于软件的应用推广,采用 VC++ 设计了友好的用户界面。应用该软件分别对进口马赫数约为 0.5 和 0.9 的两个压气机叶型进行优化设计。

### 1 流场计算方法

计算采用任意曲线坐标系下的 NS 方程;有限体积法空间离散;四步龙格库塔法显式时间推进求定常解;

由于代数紊流模型求解速度快,采用 Baldwin-Lomax 双层代数模型;为了加快迭代过程收敛速度,采用当地时间步长和残值光顺技术,计算网格为 H 型<sup>[2]</sup>。

### 2 叶型参数化方法

在选取叶型参数化方法时要考虑能用较少的设计参数确定出定性合理、可变性较大的叶型。Hicks-Henne 函数是人们在翼型、叶型优化中频繁使用的参数化方法<sup>[7]</sup>。故本文选取 Hicks-Henne 函数对原始叶型型面坐标进行修改。叶型压力面和吸力面的修改量用以下形式表达:

$$\Delta n = \sum_{k=1}^N W_k f_k(x) \quad (1)$$

$$f_k(x) = x^{0.25}(1-x)\exp(-20x)$$

$$k = 1, N \quad (2)$$

$$f_k(x) = \sin^n(\pi x^{e(k)})$$

$$k \neq 1, N \quad n = 3, e(k) = \frac{\lg(0.5)}{\lg(x_k)} \quad (3)$$

$\Delta n$  为对原始叶型坐标的修改量,  $f_k$  为形状函数,  $x_k$  是形状函数  $f_k$  峰值点所在的位置,此值预先给定。因而叶型坐标修改量  $\Delta n$  唯一取决于  $W_k$  (权重系数) 值,  $W_k$  即为设计参数。本文设计中,叶片吸力面取 5 个设计参数,压力面取 4 个设计参数。对应的  $x_k$  在吸力面取值为:  $x_k = 0.2, 0.4, 0.5, 0.6, 0.8$ , 压力面取值为:  $x_k = 0.1, 0.3, 0.5, 0.7$ 。此外叶片安装角也作为设计参数,叶片弦长和叶栅稠度给定。

应用修改量作为设计参数的一类方法要求预先给出初始叶型坐标。如果是对原有叶型进行改进,则直接将其坐标作为初始叶型坐标;如果是设计问题,即没有原始叶型数据,则需要预先生成一个大致合理的初始叶型。本文采用多圆弧加三次多项式生成叶型中弧线,叶片厚度分布采用三次多项式生成。构造初始叶型时,设计人员根据来流速度大小、气流转角要求,给定叶型前后缘小圆半径、前后缘角、最大挠度、最大厚度及其相对位置,软件自动生成相应的叶型,详细内容见文献[8]。

### 3 数值优化算法

#### 3.1 基本遗传算法改进

基本遗传算法(SGA)在实际应用中易产生早熟现象且局部寻优能力较差,容易收敛到局部极值点。改进遗传算法(IGA)使用小生境技术;同时采用排序选择方法;对交叉和变异算子采用自适应的思想,随着遗传算法在线性能的提高和下降作增加和减小变化<sup>[9,10]</sup>。计算表明上述 IGA 算法在不增加流场计算的情况下,能明显改善早熟现象,改善局部寻优能力等。表 1 对比 SGA 和 IGA 运行参数交叉、变异算子等;测试函数分别为 Rosenbrock 函数、六峰值驼背函数和十变量平方和函数。Rosenbrock 函数有一个局部极值一个全局极值,分别为:  $f(2.048, -2.048) = 3897.7342$ ,  $f(-2.048, -2.048) = 3905.9262$ ; 六峰值驼背函数共有六个局部极小值,其中有两个全局极小值,分别为:  $f(-0.0898, 0.7126) = f(0.0898, -0.7126) = -1.031628$ 。表 2 说明 IGA 比 SGA 搜索全局极值能力强;在相同条件下,无论是单峰值还是多峰值问题,无论是双变量还是多变量问题,IGA 比 SGA 更能接近最优解。



表 1 SGA 与 IGA 的运行参数

Table 1 SGA and IGA run parameters

算法	种群个数	染色体长度	交叉概率	变异概率	选择策略
SGA	20	10	0.8(过程中不变)	0.05(过程中不变)	最优保存,比例选择
IGA	20	10	0.6~0.9(过程中渐变大)	0.01~0.1(过程中渐减小)	排序替代,小生境技术

表 2 SGA 和 IGA 测试结果

Table 2 SGA and IGA test results

函数表达式	比较项	SGA	AGA
$100(y-x^2)^2+(1-x)^2$ 其中: $-2.048 < x < 2.048 < y < 2.048$	全局极大值次数(共 50 次)	20	39
	全局极大值平均代数	42.80	30.62
$(4-2.1x^2+x^4/3)x^2+xy+y^2(4y^2-4)$ 其中: $-3 < x < 3, 2 < y < 2$	迭代次数		100
	20 次平均极小值	-1.031141	-1.031559
$\sum_{i=1}^{100} x_i^2, x_i(-1.0, 1.0) \quad i=1, 2, \dots, 10$	迭代次数		100
	20 次平均极小值	0.03372	0.02456

3.2 改进遗传算法的并行实现

叶型气动优化设计过程中,由一代群体生成下代群体的遗传操作过程所需计算机时间很少,优化时间主要取决于每个个体的适应度计算(流场计算)所需时间。当一代群体生成后,将所有个体平均或者按照需要分成若干组,每一组各个体的流场计算由一台计算机完成,这样采用多台计算机计算时,所需总时间大致为计算机台数的反比。本文研究在多台 PC 机的局域网上进行,设定客户机和服务器,在客户机上运行遗传优化模块,服务器上进行流场计算,由目标函数值计算个体的适应度。本文在 Windows 环境下,采用 Win-Sock 接口、多线程、CS 体系结构,稳定地实现了并行遗传算法(IGA)。图 1 为 Goldberg 归纳的遗传算法模型的 4 种并行性<sup>[10]</sup>,图 2 为基于并行性 1 的 IGA 并行体系结构图。表 3 是模拟流场计算程序在局域网几台速度相近的计算机上的时间花费,可见并行算法大大节约了计算机时<sup>[11]</sup>。

表 3 模拟流场程序计算结果

Table 3 Calculation results of simulation of flow fields

计算机台数	所需时间/s	加速比	并行效率/%
1	64.02	1.000	100
2	34.24	1.870	93.48
3	23.37	2.739	91.30
4	17.74	3.609	90.22

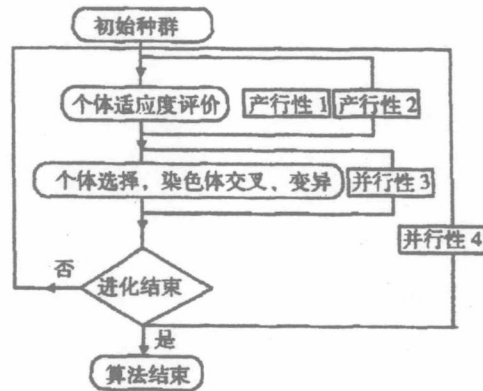


图 1 遗传算法并行性

Fig. 1 Genetic algorithm parallelism

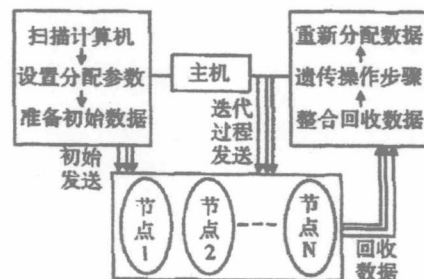


图 2 基于并行性 1 的体系图

Fig. 2 Architecture based on parallelism 1

4 算例分析

4.1 气动优化目标设定

本文叶型优化目标是在设计流量下(对应气

流攻角  $i=0^\circ$ ), 达到给定的气流转角而流动损失最小, 同时非设计工况下也有较好的气动性能。为此构造出如下目标函数:

$$f = c_1 \frac{(\omega_0 + \bar{\omega})}{2} + c_2 \frac{|\Delta\beta_d - \Delta\beta_0|}{\Delta\beta_0} + c_3 \exp\left(\left(\frac{|S - S_d|}{S_d}\right)^2\right) \quad (4)$$

$$FIT = H - f \quad (5)$$

$FIT$  为个体的适应度,  $H$  为一常数, 其取值要保证  $FIT$  大于零。  $c_1, c_2, c_3$  为权重系数, 本文选择的权重系数  $c_1=100, c_2=10, c_3=1$ 。  $\Delta\beta_d$  为目标气流转角。  $S_d$  为目标叶型面积, 此值与叶片强度相关联, 是经验数值, 如设计截面处于叶根, 则此值比叶尖截面要大。在采用遗传算法自动优化设计过程中要生成多个叶型 ( $S$  为叶型面积), 构成相应的叶栅。  $\omega_0, \Delta\beta_0$  分别为  $0^\circ$  攻角下叶栅总压损失系数和气流转角。  $\bar{\omega}$  为叶栅正常工作范围内总压损失系数平均值。在目标函数中加入非设计攻角下的总压损失系数, 则是为了考虑非设计点性能。

本文二个优化算例是设计问题, 不是对已有叶型修改。首先根据来流马赫数  $Ma$  和设计点气流转角  $\Delta\beta_d$ , 给出合适的叶型几何参数, 应用叶型生成模块生成初始叶型。然后计算出初始叶型的正常特性线, 即气流转角  $\Delta\beta$  和总压损失系数  $\omega$  随来流攻角  $i$  的变化曲线。根据总压损失系数与攻角的关系曲线大致确定正常工作攻角范围。确定正常工作攻角范围内最小负攻角和最大正攻角来考虑非设计点性能, 这两个数值分别对应于最大流量和最小流量。因此对于每一叶型所对应的叶栅, 除了计算  $0^\circ$  攻角下气流转角和总压损失系数外, 还要计算最小负攻角和最大攻角下对应总压损失系数。(4) 式中叶栅总压损失系数平均值  $\bar{\omega}$  由此三个攻角下的总压损失系数平均求得。这种处理意味着求每个叶型的目标函数值要求三个攻角下的叶栅流场<sup>[12]</sup>。

#### 4.2 算例优化结果和分析

算例 1 来流马赫数约为 0.54, 设计气流转角为  $18.0^\circ$ ; 初始叶型几何参数为: 前缘角  $\theta_1 = 12^\circ$ , 后缘角  $\theta_2 = 10^\circ$ , 即弯度为  $22^\circ$  (考虑气流落后角, 叶型弯角大于气流转角); 最大扰度  $Y_{max} = 4.5$ , 最大扰度所在弦向位置 (与弦长比值)  $X_s$ , 最大厚度  $T_{max}$ , 最大厚度位置为  $L_s = 0.50$ , 前缘小圆半径  $R_1 = 0.5$ , 后缘小圆半径  $R_2 = 0.2$ 。初始叶型见图 4。

优化过程采用三台 PIV2.4G 计算机, 完成一次叶型优化约需 20 h。图 3 为优化迭代过程中,

群体中最优个体的目标函数随迭代次数变化曲线。表 4 为原始叶型和优化叶型的性能参数的对照。由此表, 在  $0^\circ$  攻角下, 优化叶型气流转角与初始叶型相当, 但总压损失系数明显小于初始叶型。图 4 为原始和优化叶型及其表面等熵马赫数分布。图 6(a)、(b) 为原始与优化叶型气流转角和总压损失系数随气流攻角变化曲线。本算例正常工作攻角范围取为  $-4^\circ$  到  $+4^\circ$ , 在此范围内, 优化叶型总压损失都小于原始叶型, 特别是在较大正攻角下。当攻角达到  $+6^\circ$  时, 从图 6(a)、(b) 可看出原始叶型气流转角下降同时总压损失系数大幅提高, 表明在叶背出现大的流动分离, 见图 5(a) 叶栅马赫数分布和图 5(b)、(c) 叶栅速度矢量图。

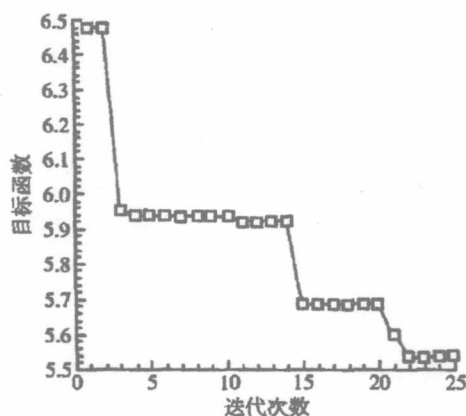


图 3 算例 1 最优个体随迭代次数变化曲线  
Fig. 3 Optimal individual variation with iterative numbers

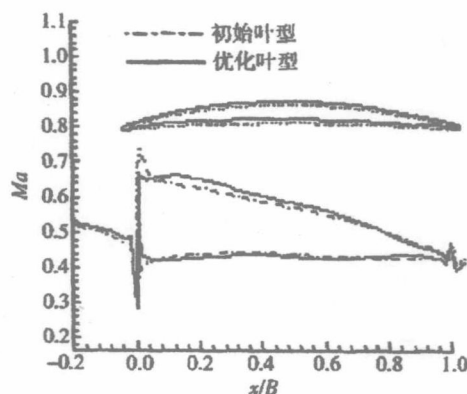
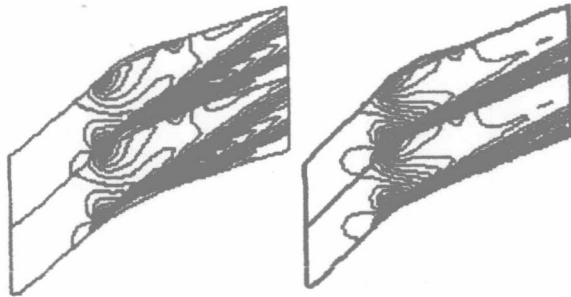


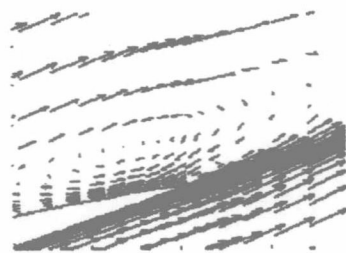
图 4 算例 1 在  $0^\circ$  攻角下叶型和叶型表面马赫数  
Fig. 4 Blade profiles and Mach number distributions on blades at  $0^\circ$  attack angle

算例 2 来流马赫数约为 0.90, 要达到的气流转角为  $15.0^\circ$ ; 由初始叶型生成模块生成的初始叶型弯度为  $24^\circ$ ; 正常工作攻角范围取为  $-4^\circ$  到  $+4^\circ$ 。图 7 为算例 2 原始和优化叶型及其表面等熵

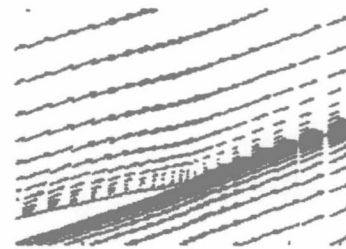
马赫数分布,此图表明:在原始和优化叶型吸力面都存在局部激波,优化叶型激波强度小于原始叶型。从图 8 叶栅马赫数分布也可以看出,激波强度明显减弱。由图 9(b)知优化叶型总压损失系数在小于 6°非设计攻角下始终小于原始叶型,图 9(a)、(b)说明原始叶型和优化叶型的气流转角随攻角变化相当,但总压损失系数明显下降。



初始 优化  
(a) 马赫数等值线图

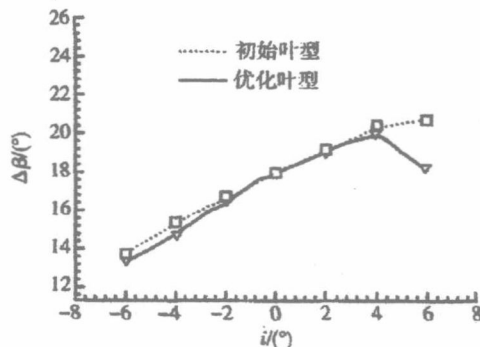


(b) 初始叶型后缘局部矢量图

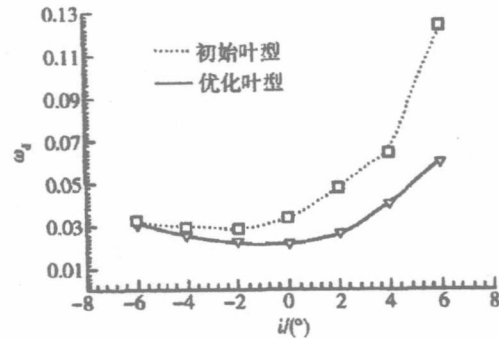


(c) 优化叶型后缘局部矢量图

图 5 算例 1 的 6°攻角下速度矢量马赫数等值线图  
Fig. 5 Mach number contours and velocity vector diagram at 6° attack angle



(a) 气流转角



(b) 总压损失系数

图 6 算例 1 初始和优化叶型全工况气动性能比较  
Fig. 6 Comparison of aerodynamic performance of initial and optimal blades

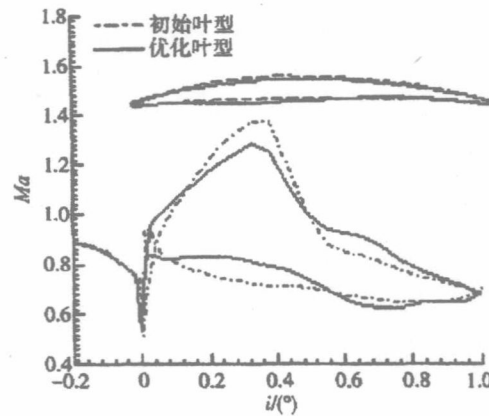


图 7 算例 2 在 0°攻角下叶型和叶型表面马赫数  
Fig. 7 Blade profiles and Mach number distributions on blade profiles at 0° angle of attack

为了使优化和初始叶型对应的叶栅流动损失具有可比较性,在构造初始叶型时,使其在 0°攻角下的气流转角尽可能接近目标气流转角。从图 6、图 9(进口气流马赫数为 0.54 和 0.90 的叶栅正常特性线)和表 4 可看出:除了算例 1 中大正攻角时初始叶型的气流转角明显小于优化叶型外,

表 4 算例 1、2 初始与优化叶型气动性能比较

Table 4 Comparisons of aerodynamic performance of initial and optimal blade

算例与叶型	0°攻角下总压损失系数 $\omega_d$	0°攻角下气流转角 $\Delta\beta/(\circ)$	
算例 1	初始	0.0334	17.97
	优化	0.0249	17.99
算例 2	初始	0.0649	15.07
	优化	0.0364	14.53

优化叶型的气流转角和初始叶型相差很小,而在

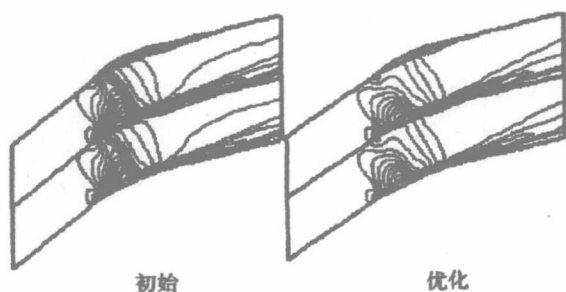
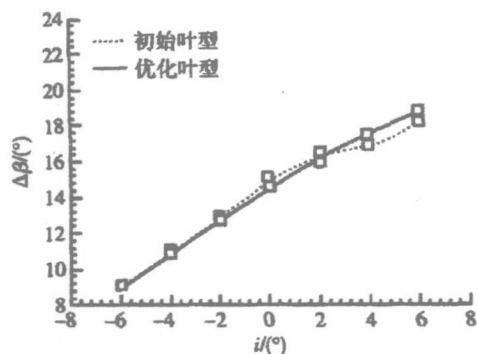
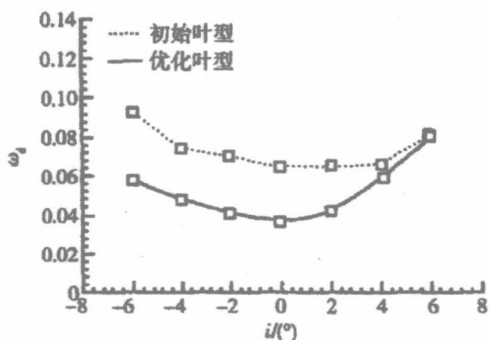


图8 算例2在0°攻角下马赫数等值线图  
Fig.8 Mach number contours at 0° attack angle



(a) 气流转角



(b) 总压损失系数

图9 算例2初始和优化叶型全工况气动性能比较

Fig.9 Comparisons of aerodynamic performance of initial and optimal blades

目标函数设定时,只考虑了0°攻角下的气流转角。因此说明在进行优化设计时,只要设计流量下优化叶型的叶片载荷与原始叶型相同,则非设计流量下也近于相同。图6表明:优化叶型与初始叶型比较,正攻角的损失降低比负攻角的降低程度大。这种趋势除了与初始叶型有关外,还因为在较大的正攻角下,叶栅通道扩张度增大,吸力面附面层较厚,甚至产生局部分离区;同时吸力面前缘部份局部加速程度增加,在进口马赫数较

大时产生的激波强度也会增大,这样造成损失系数较大。因而在较大的正攻角下,叶型改进得到的损失降低数值也会相应较大。受这种因素驱动,数值优化过程最终得到的叶型,在较大正攻角时损失下降较大,较大负攻角下损失下降较少甚至略有增加。这种趋势在与文献[1、2]相同。图9表明优化叶型与初始叶型比较,负攻角的损失降低比正攻角的降低程度大。由图9知,相同角度的正负攻角比较,负攻角的损失明显大于正攻角损失,优化过程中,负攻角下叶型改进得到的损失系数也相应较大。

以上两个优化算例表明,本文设计的优化软件可用于亚声速和高亚声速叶型的优化设计,同时可应用于对已有叶型改进设计。软件应用于改进设计只需将原有叶型坐标作为初始叶型坐标,而省略初始叶型的生成。优化结果改进程度与初始叶型的性能指标密切相关,如果初始叶型性能本身很好,则优化得到的改进会较小,因此优化过程是否成功,除了要比较优化结果改进程度,还要考察所得的优化叶型的气动性能所达到的水平。

## 5 结论

(1) 利用遗传算法固有的并行特性,采用局域网实现多台计算机并行遗传算法,获得了非常好的加速比;

(2) 将并行遗传算法与N-S方程流场计算方法、Hicks-Henne函数叶型参数化方法结合构成叶型自动优化设计软件,可用于叶型设计和对原有叶型的改进;

(3) 构造了考虑非设计点性能的目标函数,分别对进口马赫数为0.5和0.9左右的叶栅进行气动优化设计,优化叶型设计点和非设计点性能都明显好于原始叶型。

## 参考文献:

[1] Obayashi S, Tsukahara T, Nakamura T. Multi-objective Genetic Algorithm Applied to Aerodynamic Design of Cascade Airfoils[R]. IEEE, 2000-0278-0046.  
 [2] 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 Zheng-gui. Optimization of high subsonic axial compressor blades[J]. Journal of propulsion technology, 2004, 25(1): 58-61.  
 [3] Yamamoto K, Inoue O. Application of genetic algorithm to aerodynamic shape optimization[R]. AIAA-95-1650.  
 [4] Doorly D J, Peiro J. Supervised parallel genetic algorithms in aerodynamic optimization[R]. AIAA-97-1852.

- [5] Quagliarella D, DellaCloppa A. Genetic algorithms applied to the aerodynamic design of transonic airfoils [J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32, 889-891.
- [6] 樊会元, 席光, 王尚锦. 基于遗传算法的离心压缩机叶栅多点优化设计[J]. *工程热物理学报*, 2000, 21(2): 174-177.  
FAN Huiyuan, XI Guang, WANG Shangjin. Multi-Point optimal design for cascades of centrifugal compressor by genetic algorithms[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2000, 21(2): 174-177.
- [7] Eyi S, Lee K D. Turbomachinery Blade Design Using the Navier-Stokes Equations [R]. ISABE, 99-7 087
- [8] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计. *航空动力学报*[J], 2002, 17(3): 305-308.  
ZHOU Zhenggui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(3): 305-308.
- [9] Srinivas M, Patnaik L M. Adaptive probability of crossover and mutation in genetic algorithms. *IEEE Trans Syst Man Cybern*, 1994, 24(4): 655-667.
- [10] 周明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [11] 武金瑛, 王希诚. 一种粗粒度并行遗传算法及其应用[J]. *计算力学学报*, 2002, 19(2): 148-153.  
Wu Jinying, Wang Xicheng. A parallel genetic design method with coarse grain[J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2002, 19(2): 148-153.
- [12] W. Egartner. Working range optimization for turbine and compressor blading [J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2000, 120(3): 59-65.

文章编号:1000-6893(2006)01-0010-06

# 基于数值优化方法的离心压气机工作轮气动设计

周正贵, 汪光文

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

## Aerodynamic Design of Impeller Using Numerical Optimization Method

ZHOU Zheng-gui, WANG Guang-wen

(Energy and Power Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘要:** 将三维 N-S 方程流场计算、网格自动生成、Hicks-Henne 函数叶型和子午面流道参数化与单纯形法寻优相结合, 研究构成离心压气机工作轮自动优化设计软件。采用本文方法进行气动优化设计, 流场计算要求有较高精度。对 Krain 工作轮的计算并与实验结果比较表明, 流场计算程序具有令人满意的计算精度。在目标函数设定时, 兼顾非设计点性能达到在设计转速下整个流量范围内的气动性能优化。采用所研制软件, 对两个离心压气机工作轮进行优化设计, 优化工作轮达到在压比近似不变的前提下效率有效提高。

**关键词:** 离心压气机; 流场计算; 气动优化

**中图分类号:** V231.3 **文献标识码:** A

**Abstract:** An automatic aerodynamic optimization system for centrifugal compressor impeller is constructed, which is composed of flow field simulations in 3D Navier-Stokes equation methods, grid automatic generations, parameterizations of blade profiles and meridional channels and optimization algorithms of SIMPLE method. It is mainly important that the flow fields are simulated with a certain precision, as to aerodynamic optimization design in this method. The flow field in the Krain impeller is simulated as an examination of flow field simulation accuracy. In construction of the objective functions, the non-design point performance is considered, to achieve the performance optimization in the whole work ranges of the impeller. Two impellers are redesigned using the optimization system. In the whole mass flow ranges at design rotating speed, the efficiency is improved obviously and the pressure ratio keeps nearly unchanged.

**Key words:** centrifugal compressor; flow field simulation; aerodynamic optimization

压气机叶片设计可采用正问题方法、反问题和正反问题混合方法。近年来, 随着计算机技术和流体力学数值计算技术的发展, 采用自动优化方法设计压气机叶片日益受到关注。自动优化方法是将数值优化技术与正问题方法流场计算相结合, 由数学过程替代设计人员经验, 控制设计参数修改方向。而叶片形状则由若干个设计参数确定。采用自动优化方法, 叶片设计过程较少依赖于设计人员经验, 并且能够将非设计点性能也作为设计目标, 实现全工况叶片的优化设计。目前, 二维叶型的气动优化设计方法已日趋成熟, 如文献[1], [2]等设计出的叶型不仅在设计点性能优越, 同时具有较好的非设计点性能。

耗时过长是自动优化方法向三维叶片设计拓展的主要困难之一。自动优化过程所需时间取决于目标函数计算时间和计算次数。计算次数主要

取决于寻优方法和设计参数的多少(设计参数构成的向量空间大小)。目标函数值计算通常需要对流场进行 1 次甚至多次计算。对于三维压气机叶片优化设计, 所对应的是叶片通道内三维黏性流场计算。轴流/离心压气机叶片是由若干个型面沿径向叠加形成, 每个型面都要采用设计参数确定, 因而相对于二维叶型具有更多的设计参数。

不过离心压气机叶片往往采用便于整体加工的直纹面形成, 只要给出叶根和叶尖型面坐标, 整个叶片形状即确定。相比较而言, 确定离心压气机叶片的设计参数要比轴流压气机少得多; 并且近几年计算机的 CPU 速度有了快速增加。因而逐步有一些离心压气机叶片的气动优化设计研究, 并取得了一定的成功。文献[3, 4]采用叶根和叶尖速度环量分布作为设计参数, 通过反问题计算给出叶型, 以设计点效率为目标, 进行离心压气机叶片优化设计。由于速度环量对应于轮缘角, 因而采用速度环量作为设计参数易于实现保持加

功量不变。文献[5]以设计点效率、稳定工作范围为目标,采用遗传算法实现多目标寻优。由于目标函数计算涉及到特性线计算,因而采用三维 N-S 方程计算次数很多。为了使计算时间在合理范围内,作者采用响应面方法,求目标函数近似值。

本研究首先简单介绍离心压气机流场计算方法,并将计算结果与实测值进行比较,以验证流场计算程序准确性。再将流场计算程序与单纯形法优化方法结合,实现对离心压气机工作轮的气动优化设计。设计过程中同时考虑非设计点的性能。

## 1 流场计算方法

计算采用任意曲线坐标系下的三维 N-S 方程;有限体积法空间离散;4步龙格-库塔法时间推进求定常解;紊流黏性系数采用 Baldwin-Lomax 双层代数模型计算。为了加快迭代过程收敛速度,采用局部时间步长和残值光顺技术。计算采用 H 型网格。在叶片内部分布网格节点,这样在叶尖间隙区就能够构成 H 型网格,并且无需将叶片顶端和叶片前后缘削尖。

壁面静压和静温根据法向梯度为零计算。叶片表面、叶片顶端、下环壁面前段和中段相对速度为零;上环壁面和下环壁面后段绝对速度为零。

## 2 计算精度考核

文献[6]设计的离心压气机工作轮,由于具有现代工作轮的高效率、高转速和高压比等特征,并且公开了工作轮型面坐标和比较全面的实验数据。本文对此工作轮流场计算并与实验结果比较。该离心压气机工作轮设计点转速为 22 363 r/min;设计点流量为 4.0 kg/s;总压比为 4.7。本文计算网格节点数为  $35 \times 80 \times 35$  (切向  $\times$  流向  $\times$  径向),在叶尖间隙内沿径向分布 10 个网节点。图 1 为流量在  $\dot{m}=3.4 \sim 4.6$  kg/s 范围内,计算与实测总压比和多变效率的比较。当流量小于设计流量时,计算效率与实测值吻合相当好(计算值低大约 0.7%),但流量大于设计流量时计算效率偏高;计算总压比与实测值差值大约在相差 2.5% 左右。总体看,流量小于设计流量压比和效率预测比流量大于设计流量精度高。图 2 为在接近喘振边界( $\dot{m}=3.4$  kg/s)、设计流量( $\dot{m}=4.0$  kg/s)和接近堵塞边界( $\dot{m}=4.6$  kg/s),3 种流量下外环壁面平均静压实测与计算值比较。图 2 中  $S_m$  为子午面流道无量纲弧长,叶片前缘点数值为 0;后缘点数值为 1。图 2 表明在设计转速下压气机整个工作

范围内,本文计算都能准确预测环壁面静压分布。

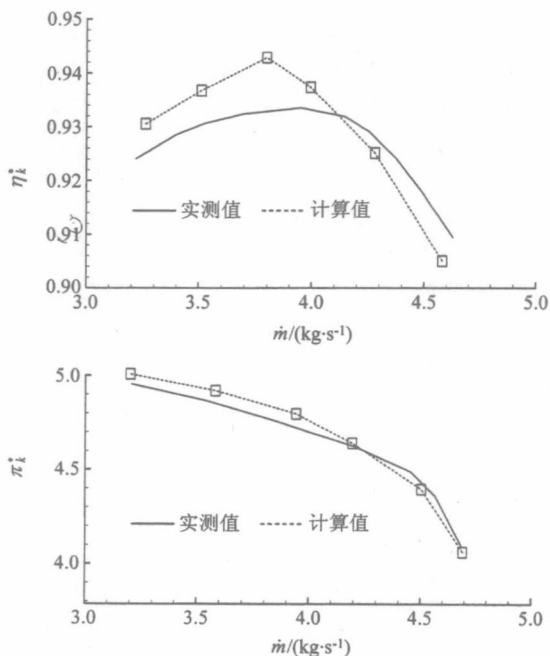


图 1 计算与实测压比和效率

Fig. 1 The calculated and experimental pressure ratios and efficiencies

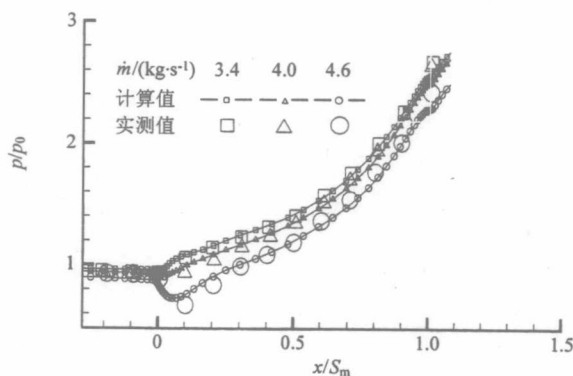


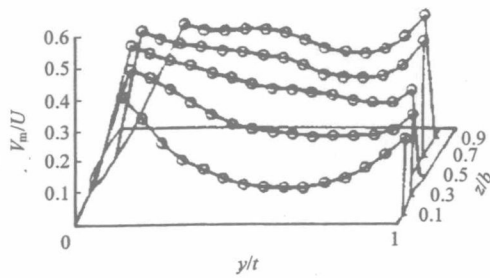
图 2 计算与实测环壁面静压平均值

Fig. 2 The calculated and experimental mean static pressures on the shroud

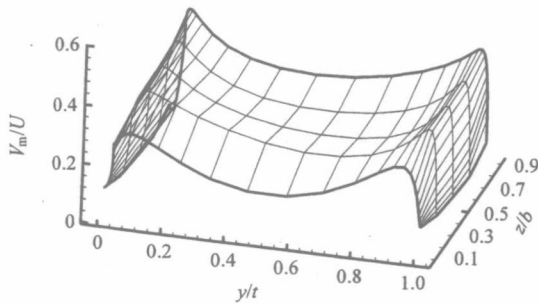
图 3 为工作轮出口截面子午面流速与叶尖处轮缘速度比值 ( $V_m/U$ ) 在 5 个叶高处 ( $z/b=0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ ) 沿切向分布,其中图 3(a)为测量值,图 3(b)为计算值。由以上分析比较,本文计算与实测吻合令人满意。

## 3 叶型参数化方法

叶型参数化,即用若干个设计参数描述叶型。叶型参数化方法的选取要考虑两方面。首先要能达到用较少的设计参数确定出定性合理、可变性较大的叶型。设计参数越多,叶型可变性越大,但



(a) 实测子午面速度沿切向分布



(b) 计算子午面速度沿切向分布

图 3 子午面速度沿切向分布

Fig. 3 Distributions in the tangential direction

优化计算工作量也越大。同时不同叶型参数选取还影响最优解的搜索效率,即达到最优解所需的迭代步数。

对于离心压气机,可采用分段样条曲线、分段多项式等方法分别构成叶尖和叶根截面叶型。本文研究采用 Hicks-Henne 函数对原始叶型型面坐标进行修改。这种方法适用于叶片优化,同时更适用于对原有叶片进行改进。压力面和吸力面修改量为

$$\Delta n = \sum_{k=1}^N W_k f_k(x) \quad (1)$$

$$f_k(x) = \sin^n(\pi x^{e(k)}), \quad n = 2 \quad (2)$$

$$e(k) = \frac{\lg(0.5)}{\lg(x_k)} \quad (3)$$

式中: $\Delta n$  为修改量; $W_k$  为权重系数,是设计变量; $N$  为设计参数个数; $f_k(x)$  为形状函数; $x_k$  为形状函数  $f_k(x)$  峰值点所在位置。采用 Hicks-Henne 函数产生修正量,其不足之处是曲线的前后端点处修正量为零,这样就不能实现对叶型前后缘或子午面流道进出口的修改。为此引入新坐标变量  $x'$ ,其与坐标  $x$  关系为  $x' = (8x + 1)/10$ ,将式 (1),(2) 中的  $x$  用  $x'$  替代。达到对形状函数  $f_k(x)$  的调整,使得其在  $x=0$  和  $x=1$  两个端点数值不再为零,实现对曲线前后两端的修改。举一例,如果设计参数为 5 个,其大小  $W_k (k=1, 2, 3,$

4, 5) 均为 0.1, 并且取  $x_k = 0.1, 0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ 。图 4 为采用原 Hicks-Henne 函数和修改后 Hicks-Henne 函数所得修正量  $\Delta n$  和  $\Delta n'$  变化曲线比较。

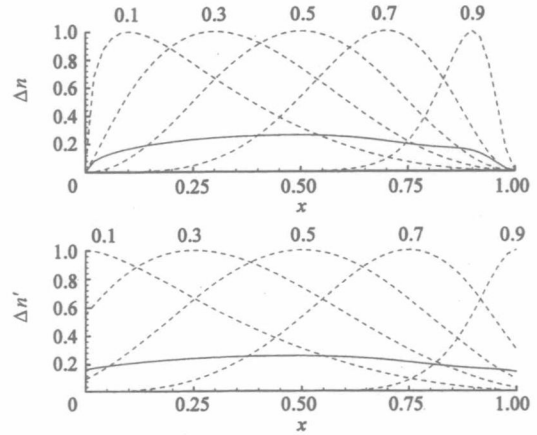


图 4 Hicks-Henne 函数及其修改

Fig. 4 Hicks-Henne function and its modification

在本项目研究中,保持原叶片厚度不变,叶根、叶尖截面叶型取 4 个设计参数;内、外环壁子午面曲线各取 3 个设计参数。

#### 4 数值优化方法

基于梯度方法比遗传算法、模拟退火算法计算次数少,但基于梯度方法只能搜索局部最小值并要计算目标函数导数。虽然遗传算法、模拟退火算法能得到全局最优,但目标函数计算次数会大幅增加。单纯形法数值优化不要求设计参数对目标函数导数(形状灵敏度)、具有一定的全局最优搜索能力,并且每步设计参数修改量不受限制,是经典、简单而又应用比较成功的方法之一。二维压气机叶型设计也验证这种方法具有较好的搜索效果<sup>[1]</sup>。

单纯形法最优化方法基本思想。在由  $N$  个设计参数构成的向量空间内,给出  $N+1$  个顶点形成一个  $N$  维单纯形。比较  $N+1$  个顶点目标函数值,丢弃其中的最“坏”点,代之以适当的新点,形成新的单纯形。重复比较,逐步逼近最优解。如果  $N=2$  (2 个设计参数),单纯形为三角形; $N=3$ ,为四面体。

#### 5 离心压气机工作轮气动优化目标设定

优化目标为保持工作轮的稳定工作范围和压比,提高效率。将工作轮的稳定工作范围作为约束条件,对于每一叶片或子午面流道都要计算工



作轮特性,这样会使优化过程时间过长。文献[5]采用响应面方法,即选取若干个设计参数组合进行特性计算,随后的优化过程中各设计参数所对应的工作轮特性采用插值方法近似计算。

在本文研究优化过程中,根据原始叶型的特性线,选取两个出口反压  $p_{out1}$  和  $p_{out2}$ ,其中反压  $p_{out2}$  对应流量在设计点附近,另一个反压对应流量靠近喘振边界。在优化过程中,对于每一工作轮,采用  $p_{out1}$  和  $p_{out2}$  计算出对应的流量 ( $\dot{m}_1$  和  $\dot{m}_2$ ),压比 ( $\pi_1^*$  和  $\pi_2^*$ ),效率 ( $\eta_1$  和  $\eta_2$ )。根据流量 ( $\dot{m}_1$  和  $\dot{m}_2$ ) 在原始工作轮特性线上,通过样条插值求得对应的压比  $\pi_{10}^*$  和  $\pi_{20}^*$ 、效率  $\eta_{10}$  和  $\eta_{20}$ 。再由上述参数构造目标函数如下

$$f = C_1(\eta_1 - \eta_{10}) + C_2(\eta_2 - \eta_{20}) + C_3 |\pi_2 - \pi_{20}| \quad (4)$$

由于单纯形法是求极小值的寻优方法,因而  $C_1$  和  $C_2$  小于零; $C_3$  大于零。根据多次试算, $C_1, C_2$  取同数量级; $C_3$  比  $C_1, C_2$  低一数量级。因为压比对设计参数很敏感,较容易达到目标值。目标函数构成是要达到,在设计流量附近,优化工作轮与原始工作轮压比差值最小,效率最高;同时兼顾喘振边界附近的效率。在设计点附近,当优化工作轮的压比与原始工作轮相近时,由于出口静压相同,流量也会相近。采用这种目标函数构造方法,对于每一工作轮,只需采用 N-S 方程计算两次流场,避免整条特性线计算,同时也兼顾了非设计点性能。当然如果设计流量离堵塞流量相差较大,还应取一大于设计流量点性能结合进目标函数。

### 6 离心压气机优化和原始工作轮分析比较

首先以 Krain 工作轮为原始工作轮进行优化设计。图 5 为原始和优化工作轮的三维视图;图 6 为叶根和叶尖截面叶片型线。优化工作轮几何形状有以下特点:(1)在前缘区域,叶根截面叶型逆旋转方向偏移,而叶尖截面近于不变,使前缘处叶片更倾斜。(2)几何出口角(与径向夹角)变大,即后弯程度变大。由于压比不变,亦即加功量不变,因而子午面流道半径增大(图 7)。图 8 表明在整个稳定工作流量范围内,优化工作轮比原始工作轮效率大约增加 1%;压比近于不变。由上环壁面平均静压沿子午面流线方向分布(图 9),优化工作轮的静压升高过程比较均匀。而对于原始工作轮,流道前段静压变化平缓,后段静压升高较快。由图 10,

优化工作轮出口相对气流角变化明显比原始工作轮平缓,说明优化工作轮出口二次流较小,因而效率较高。

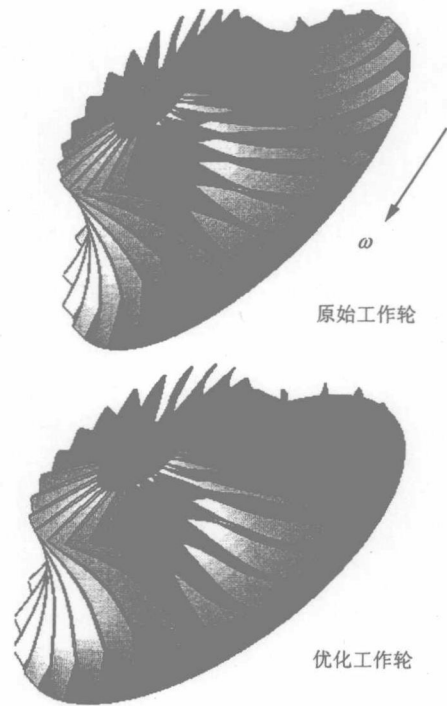


图 5 原始和优化工作轮三维视图

Fig. 5 Three-dimensional views of original and optical impellers

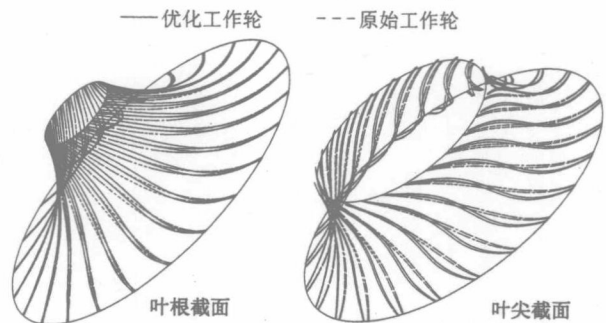


图 6 叶根和叶尖截面叶片型线

Fig. 6 Profiles of blade hub and shroud sections

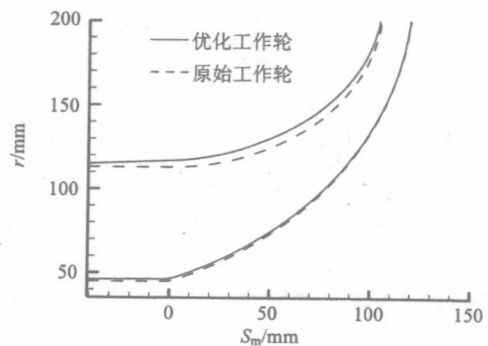


图 7 子午面流道

Fig. 7 Meridional flow passages