

Z427/1033(2008)-H



NUAA2009044425

Z427
1033(2008)-H

能源与动力学院

201



2009044425

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	周正贵	正高	021	压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术	航空学报	2008年29卷2期
2	周正贵 汪光文	正高 博士生	021 021	OPTIMIZATION DESIGN OF CENTRIFUGAL IMPELLER WITH SPLIT BLADES	Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics	2008年23卷7期
3	汪光文 周正贵	博士生 正高	021 021	基于优化算法的压气机叶片气动设计	航空动力学报	2008年23卷7期
4	雷延生 周正贵	硕士生 正高	021 021	水平轴风力机气动性能的大涡模拟研究	能源研究与利用	2008年5期
5	雷延生 周正贵	硕士生 正高	021 021	风力机二维翼型失速的数值模拟研究	第十届中国科协年会	2008年
6	潘瑾 张堃元 金志光	博士生 正高 中级	021 021 021	弯曲激波压缩型面的设计及数值分析	推进技术	2008年29卷4期
7	高雄 张堃元	硕士生 正高	021 021	二分法顺序求解Taylor-Maccoll方程	江苏省工程热物理学会第三届学术会议	2008年
8	郭斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	侧压式进气道攻角动态变化对其起动特性影响的风洞试验研究	第一届全国高超声速科学技术会议	2008年
9	刘凯礼 李博 雷雨冰 张堃元	博士生 副高 副高 正高	021 021 021 021	宽高比对二元高超声速进气道性能的影响研究	第一届全国高超声速科学技术会议	2008年
10	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	类等熵压缩短二元高超进气道研究	第一届全国高超声速科学技术会议	2008年
11	曹学斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	加斜楔缩短隔离段措施的一种改进	第一届全国高超声速科学技术会议	2008年
12	曹学斌 张堃元 王磊	硕士生 正高 硕士生	021 021 021	非对称来流下隔离段内激波串受迫振荡研究	第十三届全国激波与激波管学术会议	2008年
13	潘瑾 张堃元 王磊	博士生 正高 硕士生	021 021 021	几种超声速曲面压缩系统的初步研究	第十三届全国激波与激波管学术会议	2008年
14	潘瑾 张堃元	博士生 正高	021 021	移动唇口变收缩比侧压式进气道反压特性和自启动性能	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会学术会议	2008年
15	郭斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	攻角动态变化的侧压式进气道风洞实验	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会学术会议	2008年
16	卫永斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	二元高超声速进气道阻力特性分析	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会学术会议	2008年
17	南向军 张堃元 孙波	硕士生 正高 中级	021 021 南理工	矩形转类圆形高超声速RCST进气道设计方法研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会学术会议	2008年
18	曹学斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	非对称来流下带斜楔的短隔离段研究	中国航空学会动力分会火箭发动机专业委员会学术会议	2008年
19	卫永斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	高超声速进气道阻力分析和低阻进气道研究	临近空间飞行器创新研讨会	2008年
20	曹学斌 张堃元	硕士生 正高	021 021	一种新型超燃冲压发动机短隔离段研究	临近空间飞行器创新研讨会	2008年
21	金志光 张堃元	中级 正高	021 021	典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较	航空动力学报	2008年23卷9期
22	金志光 张堃元	中级 正高	021 021	高超侧压式进气道简单唇口调节方案设计	推进技术	2008年29卷1期
23	黄国平 梁德旺 何志强	正高 正高 总师	021 021 外单位	大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比	航空动力学报	2008年23卷2期
24	黄国平 王跃 梁德旺	正高 硕士生 正高	021 021 021	用于微型涡轮机的节流孔式静压气浮轴承实验	航空动力学报	2008年23卷3期
25	黄国平 梁德旺 马向东 张强	正高 正高 硕士生 硕士生	021 021 021 021	微型涡轮发动机传热效应的建模分析与实验研究	航空学报	2008年29卷3期

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
26	兰发祥 周拜豪 梁德旺 黄国平	博士生 正高 正高 正高	021 外单位 021 021	吸附式压气机叶型设计技术研究	航空动力学报	2008年23卷12期
27	陈杰 黄国平 梁德旺 刘玉石	博士生 正高 正高 本科生	021 021 021 021	叶片数对微型斜流叶轮性能的影响	航空动力学报	2008年23卷9期
28	张晓嘉 梁德旺 黄国平	博士生 正高 正高	021 021 021	二元高超声速进气道内压缩通道/隔离段曲面构型	推进技术	2008年29卷1期
29	尤延铖 梁德旺	博士生 正高	021 021	内乘波式进气道内收缩基本流场研究	空气动力学学报	2008年26卷2期
30	尤延铖 梁德旺	博士生 正高	021 021	Nnmerical Research of Three-Dimensional Sections Controllable Internal Waverider Hypersonic Inlet	44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2008年7月

文章编号:1000-6893(2008)02-0257-10

压气机/风扇叶片自动优化设计的 研究现状和关键技术

周正贵

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Current Situations and Key Techniques of Automatic Aerodynamic Design of Compressor/Fan Blades

Zhou Zhenggui

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

摘 要: 着重介绍和分析了近年来快速发展的压气机叶片自动优化设计方法现状、应用特点以及关键技术。通过分析指出:自动优化设计方法设计效率高,适用于高气动性能指标压气机/风扇设计;为缩短优化时间和提高搜索效率,优化算法应首选并行遗传算法;今后在叶片参数化方法、加速流场计算方法以及提高遗传算法的搜索效率方面需进行进一步研究。

关键词: 压气机; 风扇; 数值最优化方法; 参数化方法; 流场数值计算; 叶片

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: The current situations, technical characteristics and key techniques of automatic aerodynamic optimization of compressors/fans, which are developing rapidly in recent years, are reviewed. It is concluded that the automatic design method is of high efficiency and suitable for the design of compressor and fan of high performance; and the parallel genetic algorithms should be considered first for reduction of the time consumed and the improvement of search efficiency. It is proposed that the further investigations should focus on blade parameterization method, acceleration method of flow field simulation and improvement of search efficiency.

Key words: compressor; fan; numerical optimization method; parameterization method; numerical flow field simulation; blade

随着航空发动机总体性能不断提高,对压气机/风扇气动性能要求相应提高,主要体现在:压气机/风扇的高效率、高单级压比和大喘振裕度。为此通常采用高转速(大叶尖切向速度)、低展弦比设计^[1]。高转速使转子进口相对马赫数增大,增加激波损失;低展弦比使上下环壁附面层所占比例增大、转子叶尖径向间隙影响增大,即流动的三维性增强。因此在叶片气动设计过程中越来越关注流动的三维性,比如采用叶型积叠线前后掠技术减弱激波强度,采用端弯技术和拱形叶片控制压气机静子叶片通道角区流动分离^[2]。目前国内外还在进行将流动控制技术应用压气机/风扇设计中的研究,如:附面层吸附技术、压气机主动稳定性控制、主动叶尖间隙控制等^[3-4]。气动性能指标的不断改进、新的设计思想引入,给压气

机/风扇设计方法提出了更高的要求。

随着计算机技术和计算流体力学(CFD)技术的发展,叶轮机叶片通道内流场可比较准确地预测,因此CFD技术在叶轮机气动设计中应用越来越广泛^[5]。本文着重分析了近年来快速发展的基于CFD技术的压气机叶片自动优化设计(即:采用数值最优化方法压气机叶片设计)技术研究现状,论述该技术在先进压气机/风扇设计中应用特点和前景,并介绍和分析了这种叶片设计方法关键技术,提出了今后进一步研究方向的建议。

1 压气机叶片自动优化设计方法及其特点

为了清楚说明压气机叶片自动优化设计方法的特点,首先简单介绍基于CFD压气机叶片设计的基本方法。

正问题设计方法 首先确定初始叶型,通过流场计算得到对应流场,对流场结构分析,进一步修改叶片型面。叶片型面修改目标:消除流动分

收稿日期:2007-08-16; 修订日期:2007-11-26
基金项目:空军装备部预研基金
通讯作者:周正贵 E-mail: zzzgon@nuaa.edu.cn

离区,消除或减弱激波,减小流动损失,达到给定的气流转角或压比。采用这种设计方法,叶片型面的修改依赖于设计人员经验。

反问题设计方法 给定叶片表面压力分布或速度分布,通过反问题计算得到叶片型面坐标。有时给定的叶片表面压力或速度分布得到的叶型不一定合理,甚至出现负厚度;也有可能经过正问题方法验算气动性能不能达到设计指标。这时要重新给定叶片表面压力或速度分布进行再设计。

正反问题混合方法 首先确定初始叶型,再由正问题分析方法得到叶型表面速度分布,在其基础上修改得到一个理想的速度分布作为反问题的输入,反问题计算后得到最终叶型。这种方法避免了纯反问题设计时选择叶片表面速度分布的盲目性,当然叶型表面速度分布的修改仍然要依赖于设计人员经验。

压气机叶片自动优化设计方法 将数值优化技术与正问题流场计算相结合,在由设计参数构成的向量空间中,采用优化控制理论求出整个可行区的目标函数极值点。其实质是由数学过程替代设计人员经验,控制叶片设计修改方向,因此该方法也可说是一种正问题设计方法。压气机叶片自动优化设计系统主要包括:数值最优化、流场计算、几何参数化和目标函数设定模块,设计流程见图1。与前面所述的正问题、反问题和正反问题混合方法比较,压气机叶片自动优化方法有以下特点。

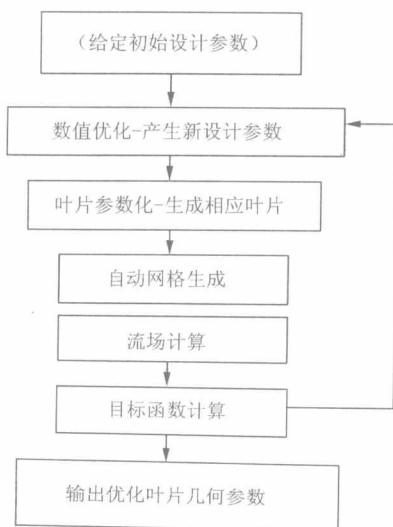


图1 自动气动优化设计流程

Fig. 1 Flow chart of automatic aerodynamic optimization design

(1) 叶片自动优化设计过程中较少依赖于设计人员经验

应用自动优化设计方法进行叶片设计,设计人员在确定初始叶片、设计目标 and 设计变量后,软件通过自动寻优找到最优叶片。自动优化设计在追求目标实现的过程中,不需关注具体流动状态。而达到目标后,流场自然会有良好的性态。比如以流动损失最小作为目标,当流动损失达最小时,流场中激波强度、流动分离等必定达最小。不过,设计人员对设计软件的应用还是有一个经验积累过程,主要表现在以下几方面:①初始叶片的确定。初始叶片性能越好,得到最优叶片所需的优化搜索次数就越少,当然对应的优化过程所获得的收益也就越小。②设计目标的确定。因为工程实际中叶片优化一般都是多目标寻优问题,在此涉及到多个目标的综合考虑。③设计参数的确定。一个叶片型面需用多少个设计参数表达也需要设计人员考虑。以上②,③两点在后面作专门论述。

(2) 可实现三维叶片的多变量组合优化设计

目前采用的正问题、反问题和正反问题混合方法进行轴流压气机叶片设计都是基于基元级叶栅思想,设计过程中难以考虑叶片型面、子午面流道、径向积叠线相互影响。采用自动优化设计方法可将三维叶片的型面、子午面流道、叶型积叠线都作为设计变量,进行组合优化,实现真正意义上的三维设计。只要计算机资源能满足要求,还可以进行多排叶片、考虑流动非定常的叶片优化设计。此外,对于吸附式压气机/风扇,吸气位置和吸气量与叶片型面是相互关联的,采用自动优化设计方法,也可将吸气位置和吸气量与几何参数组合在一起进行优化设计。

(3) 能够将非设计点性能作为设计目标,实现全工况优化设计

由于采用自动优化设计方法可实现多目标优化设计,因此设计过程不仅可考虑设计点气动性能,还可考虑非设计点气动性能,实现全工况优化设计。

(4) 叶片自动优化设计方法对计算机要求较高,优化结果依赖于流场正问题计算精度

因为在自动寻优过程中,需要很多次计算流场,耗时较多(特别是对于三维叶片优化设计)。对于二维叶型设计,对应的流场计算也是二维的,根据目前的计算机水平,一个型面优化过程所需时间在工程应用中是能接受的。但是对于

三维叶片优化设计,对应的流场计算也是三维的,优化一般需采用多台计算机(或多CPU服务器)进行并行计算,以缩短优化过程所需时间。由于气动性能指标采用流场正问题计算方法得到,因此要得到好的优化结果必须有较准确的流场计算模块,这也是基于CFD设计方法的共同要求。

基于以上分析可认为:与正问题、反问题和正反问题混合方法比较,自动优化设计方法设计效率高,更适用于高气动性能指标压气机/风扇设计;同时对计算机性能要求更高。

2 压气机叶片自动优化设计方法研究现状

1983年,Sanger^[6]首先提出将数值最优化方法与正问题流场计算相结合,实现对控制扩散静子叶型的气动优化设计。但直至20世纪90年代末,随着计算机技术和流场数值计算技术的进一步发展,压气机叶片自动优化设计技术才得到快速发展。

2.1 二维叶型优化设计

Frank等^[7-9]分别采用基于梯度方法、遗传算法、单纯形法数值最优化方法对压气机二维叶型进行气动优化设计,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。Koller^[10](该论文被授予美国叶轮机械委员会优秀论文(Turbomachinery Committee Best Paper))采用正态分布随机搜索与梯度法相结合数值最优化方法、流场计算采用势流附面层迭代方法,构成二维叶型优化设计软件,并采用该软件对4种控制扩散叶型(CDA)进行了再设计。图2为优化叶型与控制扩散叶型比较,编号从A到D对应的叶栅进口马赫数由大到小(范围为0.715~0.438)。由图2,对于高亚声速流,采用控制扩散方法设计叶型与自动优化方法差别较小,但随着马赫数减小,两种方法设计叶型差别变大。同时由图3可看出对于4种叶型,采用自动优化设计方法得到的叶型低损失攻角范围明显增大,并且叶栅进口马赫数越低,增大幅度越大。因此说明:与采用控制扩散方法叶型设计相比,采用自动优化方法设计的叶型气动性能更优越;并且叶栅进口速度越低两种设计方法结果差别越大(换句话说:叶栅进口速度较低时,不适合采用控制扩散方法设计叶型)。

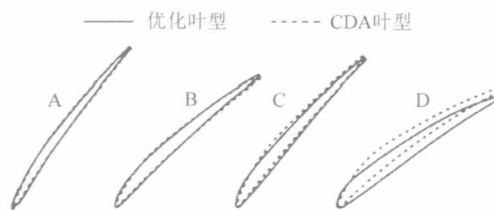
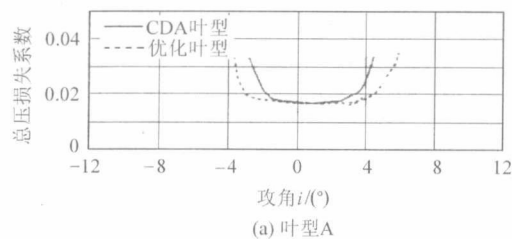
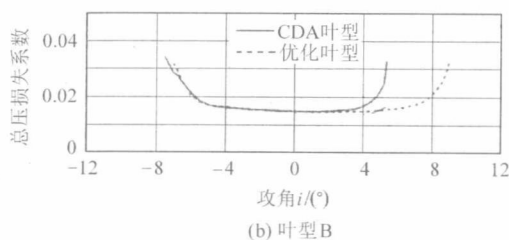


图2 优化叶型与控制扩散叶型比较

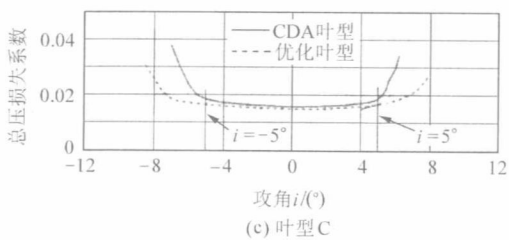
Fig. 2 Comparison of optimal and CDA blade profiles



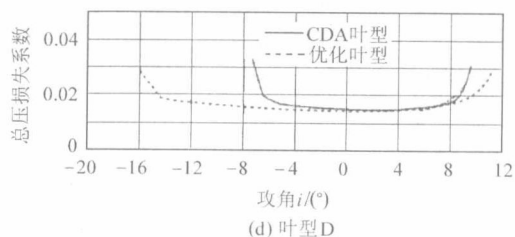
(a) 叶型A



(b) 叶型B



(c) 叶型C



(d) 叶型D

图3 总压损失系数

Fig. 3 Total pressure loss coefficients

为了进一步验证优化设计结果,Kusters^[11]在德国航空宇航中心跨声速叶栅实验风洞上对上述4种优化叶型进行吹风试验。结果表明:计算与试验吻合很好,优化叶型达到了设计目标。在此给出叶型A的计算与试验结果比较,见图4和图5。

2.2 离心压气机工作轮优化设计

对于离心压气机工作轮,叶片往往采用便于整体加工的直纹面形成,同时叶片又近于等厚度,

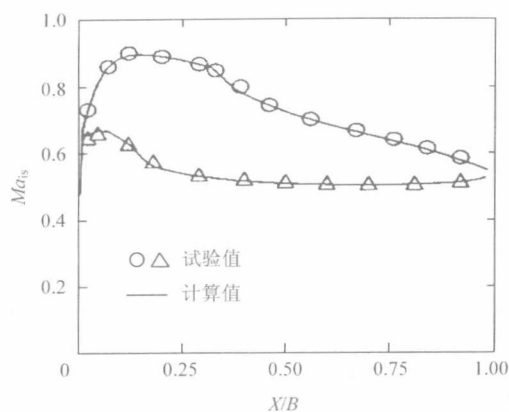


图4 叶型A表面马赫数

Fig. 4 Mach numbers on blade profile A surfaces

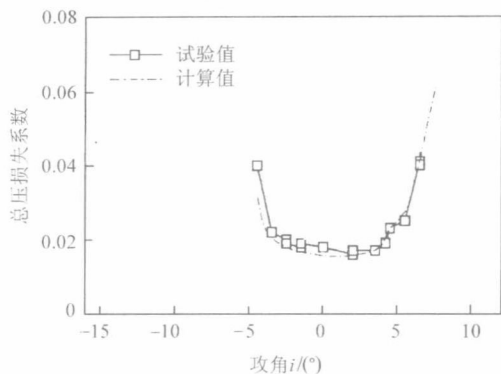


图5 计算和试验总压损失系数比较

Fig. 5 Comparison of total pressure loss coefficients, computation and test

只要给出叶根和叶尖吸力面或压力面或中弧线坐标,三维叶片形状即确定。因此与轴流压气机三维叶片比较,设计参数少得多。Yiu^[12]和Ashihara^[13]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功,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。Bonaiuti^[14]以设计点效率、稳定工作范围为目标,进行离心工作轮自动优化设计。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。本文作者^[15]提出兼顾非设计点性能离心压气机工作轮气动优化设计,以避免整条特性线计算;同时将叶片型面与子午面流道都作为设计变量实现其组合优化设计。

2.3 轴流压气机三维叶片积叠线优化设计

对于轴流压气机,三维叶片径向积叠线对转静子流动有明显影响。表1为在不改变组成叶片

的叶型前提下对转静子叶片径向积叠线进行优化设计结果。由此表可看出采用优化方法对积叠线进行重新设计可有效提高原设计的气动性能。

表1 叶片径向积叠线优化

Table 1 Optimization of radial stacking lines

研究对象	多级涡轮末级	NASA rotor 37 四级压气机第一级	
优化方法	单纯形法 ^[16]	梯度法 ^[17]	梯度法 ^[18]
积叠线变化方法	静子叶片积叠线切向倾斜和前后掠	转子叶片积叠线切向倾斜	静子叶片积叠线切向倾斜
优化目标	设计载荷下级效率最高	在98%堵塞流量下,效率最高	设计流量下,级效率最高
优化结果	①切向倾斜叶片级效率提高0.8%;②前后掠叶片级效率提高1.5%		静子出口总压损失系数由0.050下降为0.046;级效率提高1.3%

2.4 压气机/风扇三维叶片优化设计

Oyama^[19], Benini^[20]采用并行遗传算法,将轴流风扇叶片型面和积叠线同时作为设计变量实现三维叶片的优化设计,优化叶轮比原始叶轮设计点效率提高都达到约2.0%。表2列出两篇论文主要技术数据。

表2 三维叶片优化设计

Table 2 Optimization design of 3D blades

原始叶轮	NASA rotor67 ^[19]	NASA rotor37 ^[20]
设计参数/个	66	23
服务器CPU/个	64	4
计算总耗时/h	1 515(2个月)	2 000(约3个月)

Oyama^[19]和 Benini^[20]设计参数个数差别主要在于:Oyama 径向取4个型面,每个型面由13个设计参数确定;Benini 取径向3个型面,每个型面由8个设计参数确定。由于是三维设计流场,所以计算耗时长,并且设计参数多、寻优空间大、寻优迭代次数多优化时间长。此外,Oyama 优化所取得的成效(效率提高程度)与 Benini 相当,说明设计参数过多对应的设计空间太大,难以寻找到全局最优。

图6为67%叶高处马赫数等值线比较^[19],由图可看出优化叶轮的激波强度相对较弱;图7为整个工作流量范围内效率比较^[19],可看出效率提高约2.0%,同时堵点流量略小于原工作轮(即喘振裕度增加)。

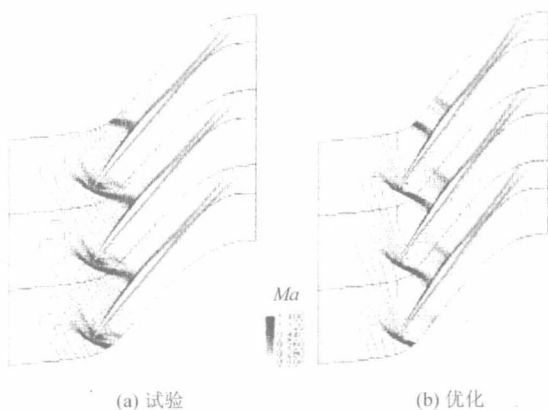


图6 S1流面马赫数等值线

Fig. 6 Mach number contours of S1 surface

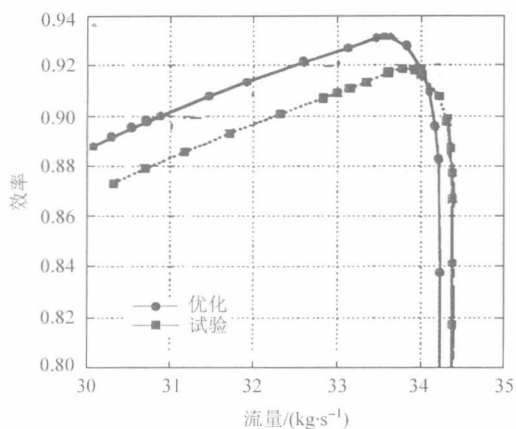


图7 流量与效率关系曲线

Fig. 7 Relationship of efficiency with mass flow rate

以上所介绍的压气机叶片优化设计研究采用的软件绝大多数都是自己研制的,目前大多数商用流场计算软件不具备此项功能。在商用流场计算软件上发展自动优化设计功能主要需要做以下工作(这项工作只有具有软件的源代码才能完成):①增加数值最优化、几何参数化、目标函数设定模块,并与流场计算模块组合成一体;②实现自动网格生成;③实现自动流场计算和计算结果后处理;④保证网格生成和流场计算容错性,即:当不合理的设计参数组合造成网格生成出错、流场计算发散时,可通过罚函数剔除其对优化过程的影响,允许优化过程继续进行;⑤相关的软件界面设计。

Numeca 软件中的 Design3D 模块可进行三维叶片优化设计,但数值最优化模块未与流场数值计算模块通过几何参数化、目标函数设定有机连接而是相对独立的。采用该软件优化过程大致为:通过流场计算建立数据库;采用响应面方法计算目标函数值;再运用遗传算法和人工神经网络法组合进行优化。这种方法主要不足在于:①数

据库中样本点在优化前生成,与在优化过程中生成叶片相比,样本点的生成不具有目标导向性;②在设计参数较多样本点相对较少或样本点分布不合理时,采用响应面方法对目标函数计算精度影响很大。

3 压气机叶片自动优化设计关键技术分析

3.1 叶片(叶型)参数化方法

设计参数的个数代表了优化问题的空间维数,设计参数越多,则设计自由度越大,可供选择的方案越多,得到比较理想结果可能性越大,但也使优化过程搜索难度加大。因此在满足设计基本要求的前提下,尽可能按照成熟经验将一些参数定为设计常量,只将对目标函数影响较大的参数选为设计参数,减少设计参数的数目。

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,但优化计算工作量也越大,同时要考虑通用性和灵活性,比如:一种参数化方法可同时对亚声速、高亚声速和超声速叶型进行参数化、可方便改变设计参数个数。

(1) 二维叶型的参数化方法

叶型参数化方法可分为两类,第一类:对原始叶片型线附加修改量,这种方法适用于叶型优化,同时更适用于对原有叶型进行改进;第二类:直接对叶片型线进行参数化。因此采用第一类方法需要的几何条件是:原始叶型;采用第二类方法虽然不需要原始叶型,但需要给定的设计参数变化范围构成的叶型定性合理。

对原始叶型附加修改量方法有:采用 Hicks-Henne 函数, Waencr 函数, Lenendre 多项式和分段样条等^[21],其中 Hicks-Henne 函数是应用较多的一种方法。采用 Hicks-Henne 函数,修改量 Δn 表示为

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

$$f_k(x) = \sin^n(\pi x^{e(k)}) f \quad n = 2, 3 \quad (2)$$

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

式中: W_k 为权重系数,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。这种方法实质为采用多条类似正

弦曲线 $\sin^n(\pi x^{e(k)})$ 叠加构成叶型修改量(如图8), 曲线的幅值 W_k 作为设计参数, 幅值所在位置 x_k 人为给定。该方法使用简单; 设计参数个数可变、并可通过改变 x_k 数值实现叶型不同位置修改程度变化(比如: x_k 取小值可实现对前缘附近叶型较大程度修改), 因此具有较大的设计灵活性^[10,15,21]。

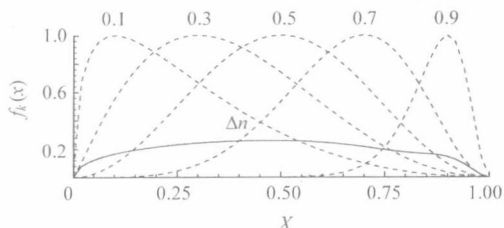


图8 Hicks-Henne 函数

Fig. 8 Hicks-Henne function

(2) 三维叶片的参数化方法

目前三维叶片都是采用 S1 流面若干个二维叶型沿径向按一定积叠规律叠加形成^[19-20], 因而可认为三维叶片参数化方法建立在二维叶型参数化方法基础上。只是三维叶片参数个数比二维叶型多得多, 并且还涉及到积叠线参数化和子午面流道参数化。叶片型线、子午面流道属二维曲线; 叶片积叠线则属于三维曲线。该三维曲线参数化可分解成两个二维曲线进行参数化。因此三维叶片的参数化方法归结起来还是若干个二维曲线的参数化, 当然三维叶片曲面构成时要考虑沿径向光顺性, 一般可通过样条(如: NURBS 曲面^[22])实现。图9为叶片切向弯参数化方法^[18], 设计参数为 δ_1, δ_2 和最大挠度点位置 L , 由此3个设计参数构成样条曲线。

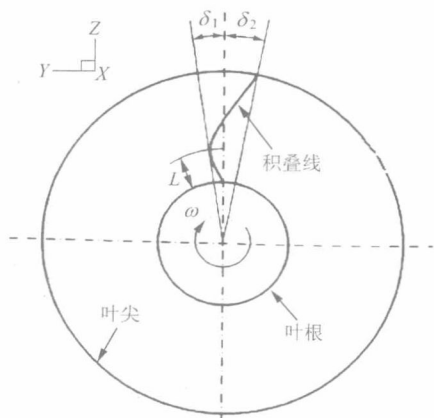


图9 积叠线切向弯的参数化方法

Fig. 9 Parameterization of tangent stacking lines

三维叶片设计参数多, 设计参数构成的寻优空间大, 并且三维流场计算耗时多。为了提高寻优效率缩短寻优时间, 本文作者正在尝试研究将一种很有发展前景的方法——分层参数化(Full and Adaptive Multi-level Optimum-shape Algorithm^[23])应用于三维叶片参数化, 该方法基本思想源于加速流场数值计算的多重网格法。其基本思想如下: 对于一个几何形状(如一条曲线), 采用自由度增加方法用不同数量设计参数描述, 即设计参数分层; 在设计参数较少层(相当于粗网格层), 对修正量(扰动量)进行寻优, 再将修正量传递给设计参数较多层(相当于细网格层), 这样通过多层次优化设计, 提高寻优效率。本文作者通过初步测试表明: 在设计参数较多时, 采用这种方法可有效提高寻优效率; 而在设计参数较少时收效不大。

3.2 目标函数设定

压气机叶片(叶型)优化设计通常属多目标优化问题, 比如对于叶型设计, 通常要实现在设计点(零攻角)下达到给定压比(气流转角), 损失最小; 同时还要保证在非设计点有较高的性能指标。因此这种优化涉及到3个目标: ①在设计点达到指定压比; ②在设计点损失最小; ③在达到前两个设计指标的同时还要保证非设计点性能。

多目标优化问题可表达为

$$f(\mathbf{x}) = [f_1(x_1, x_2, \dots, x_m), \dots, f_n(x_1, x_2, \dots, x_m)] \quad (4)$$

式中: $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_m)$ 为由 m 个设计参数 $(x_1, x_2, \dots, x_m)$ 组成的向量空间。 $f_1, f_2, \dots, f_n$ 为 n 个目标函数。对于多目标问题, 可采用多目标遗传算法直接寻优即采用遗传算法寻找 Parato 最优解集(即 Parato 前锋); 然后设计人员在此最优解集中进行折中选择。也可引入权重因子将多目标优化转化成单目标优化, 如^[10]:

$$f = c_1 \frac{\omega_D}{\omega_{ref}} + c_2 \frac{\Delta\beta_1}{\Delta\beta_{1,ref}} + c_3 \frac{|\Delta\beta_{St}/\Delta\beta_1 - (\Delta\beta_{St}/\Delta\beta_1)_{ref}|}{(\Delta\beta_{St}/\Delta\beta_1)_{ref}} + c_4 \frac{\omega_{80}}{\omega_{80,ref}} + PF \quad (5)$$

式中: 角标“ref”表示参考值。 ω_D 为设计点(零攻角)下的总压损失系数; $\Delta\beta_1$ 定义为两倍 ω_D 所对应的攻角范围; $\Delta\beta_{St}$ 为失速攻角; ω_{80} 为 80% $\Delta\beta_1$ 所对应的总压损失系数; PF 为罚函数(围墙函数),

取: $PF = \begin{cases} 0, & a_{era} > a_{era_0} \\ c_5, & a_{era} \leq a_{era_0} \end{cases}$, a_{era} 为设计叶型面积,

$aera_0$ 为最小允许叶型面积; c_1, c_2, c_3, c_4 为权重系数, 其数值大小决定在优化过程中各因素所占比例, 比如 c_1 增大, 所得优化叶型设计点损失会下降, c_2 增大, 所得优化叶型低损失工作攻角范围增大; c_5 为给定的很大的数值。这样对寻求极小值问题, 叶型面积小于给定允许值时, 目标函数中增加一个较大的罚函数, 控制寻优方向, 保证优化叶型面积满足强度要求。因此采用上述目标函数可达到: ①设计点低损失; ②较大的低损失工作攻角范围; ③满足给定的失速边界; ④在 80% 气流转角范围内低损失; ⑤满足强度要求。式(5)中第 1 至 4 项可理解成设计目标, 第 5 项为约束条件。

对于压气机三维转子叶片优化设计可设置目标函数为^[15]

$$f = \sum_{i=1}^N (C_{i1} |\dot{m}_i - \dot{m}_{i0}| - C_{i2} \eta_i + C_{i3} |\pi_i - \pi_{i0}|) \quad (6)$$

式中: $i=1, 2, \dots, N$ 为在工作轮特性上取点数字号; C_{i1}, C_{i2}, C_{i3} 分别对应于第 i 点流量 $\dot{m}_i$, 效率 η_i 和压比 π_i 的权重系数。构造这种目标函数是要保证在 N 个工作点保证流量、压比尽可能接近目标值 $\dot{m}_{i0}, \pi_{i0}$, 同时效率最高。式(6)可理解成目标为高效率转子, 约束条件为流量与压比与原始转子相等。

3.3 数值最优化方法

压气机通道内气体流动控制方程为多个非线性方程组成的方程组, 因而叶片优化设计通常是多局部极值的寻优过程。目前在压气机叶片优化设计中采用的数值最优化方法可分为两类: ①直接法, 如遗传算法、模拟退火方法、单纯形法, 采用此类方法不需计算目标函数梯度; ②基于梯度方法, 如共轭梯度法、牛顿法。

基于梯度的优化方法优化过程耗时较少, 但需要计算目标函数关于设计参数的梯度(4.4节专门介绍目标函数梯度计算方法); 同时对多局部极值的寻优问题, 有可能陷入局部最优。

单纯形法具有一定的全局寻优能力; 同时寻优过程中流场计算次数也少于遗传算法, 其特点介于遗传算法和基于梯度方法之间。

遗传算法和模拟退火方法具有全局寻优能力, 但寻优过程所需流场计算次数较多。而压气机叶片流场(特别是三维流场)计算耗时较多, 因而这两种方法优化过程所需时间较长。由于遗传算法本身具有并行特征, 因而可采用多台计算机组成局域网^[24]或多 CPU 并行^[19-20], 实现并行计

算, 缩短优化时间。

对于三维叶片优化设计, 目标函数具有多局部极值点并且三维叶片设计耗时长; 而遗传算法具有全局寻优能力, 同时可实现并行寻优缩短优化时间, 因此在三维叶片优化设计时应采用并行遗传算法。

3.4 目标函数梯度计算方法

目标函数关于设计参数梯度(灵敏度)有两种计算方法: ①有限差分方法; ②伴随变量方法。

直接用有限差分逼近梯度方法过程如下。对某个待优化的目标函数 $f(\mathbf{x})$, 它对 N 个设计变量构成的向量空间中某位置 $\mathbf{x}_0$ 的梯度为

$$\nabla f|_{\mathbf{x}_0} = \left(\frac{\partial f}{\partial x_1}, \frac{\partial f}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_N} \right)^T |_{\mathbf{x}_0} \quad (7)$$

式中: x_i 的下标 i_0 为第 i 个设计参数。采用有限差分逼近:

$$\nabla f|_{\mathbf{x}_0} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x_1} \\ \frac{\partial f}{\partial x_2} \\ \vdots \\ \frac{\partial f}{\partial x_N} \end{bmatrix} |_{\mathbf{x}_0} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta f}{|\Delta x_1|} \\ \frac{\Delta f}{|\Delta x_2|} \\ \vdots \\ \frac{\Delta f}{|\Delta x_N|} \end{bmatrix} |_{\mathbf{x}_0} = \begin{bmatrix} \frac{f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_1) - f(\mathbf{x}_0)}{|\Delta x_1|} \\ \frac{f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_2) - f(\mathbf{x}_0)}{|\Delta x_2|} \\ \vdots \\ \frac{f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_N) - f(\mathbf{x}_0)}{|\Delta x_N|} \end{bmatrix} \quad (8)$$

此方法除求 $f(\mathbf{x}_0)$ 外, 还需要计算 $f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_1), f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_2), \dots, f(\mathbf{x}_0 + \Delta x_N)$ 。每计算一次目标函数需计算一次流场, 因此一次寻优需计算 $N+1$ 次流场, 并且设计参数的步长 $\Delta x_i (i=1, \dots, N)$ 选取如果不合适将对梯度计算精度产生较大影响。

流场数值计算是通过求解离散控制方程组, 得到网格节点气动热力参数值。实际上流场数值计算结果建立了设计参数与流场中各网格节点(网格单元)流动参数离散形式的关联。伴随变量方法^[25-27]实质是借助于这种离散形式的关联, 求出由气动参数构成的目标函数关于设计参数变化(即目标函数关于设计参数的梯度或灵敏度)。

由于灵敏度计算基于小扰动分析思想, 其数值关于网格节点气动参数数学关系是线性的, 计算过程主要涉及大型线性稀疏分块矩阵的求解,

无需如流动控制方程求解的迭代过程。通常一次计算所耗时间与一次流场计算相当;并且对于一个设计目标问题,一次优化迭代只需进行一次计算(如果有 m 个目标,则需进行 m 次计算)。因此采用伴随变量方法比直接差分方法效率高得多,但计算过程相对也复杂得多。

3.5 流场计算

目前对于压气机叶片通道内流动,采用流场计算方法对流场结构和总体性能参数预测已可达到较高的精度。图10为采用三维紊流平均流 N-S 方程对 NASA rotor-67 转子计算并与实测压比和效率比较^[28],该文中对 S1 流面流场比较表明对激波的位置和强度预测与实验测量吻合也较好;图11表明对压气机吸力面与环壁面构成的角区分离涡结构预测也较准确^[29]。但在非设计点流动、不稳定边界预测等方面还有待进一步提高计算精度。对于采用三维紊流平均流方法,制约计算精度主要因素为紊流模型、转捩位置预测和对于叶轮机流动固有的非定常性采用定常方法计算带来的误差^[5]。

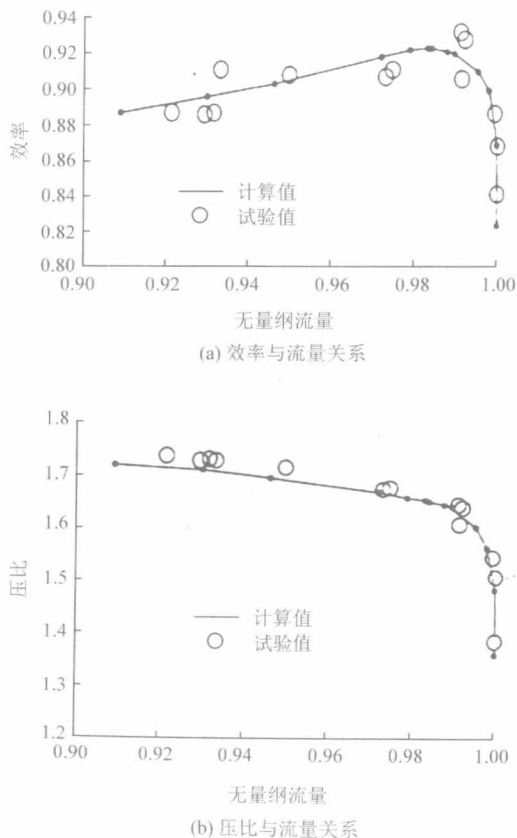


图10 压比和效率比较结果

Fig. 10 Comparison results of pressure ratio and efficiency

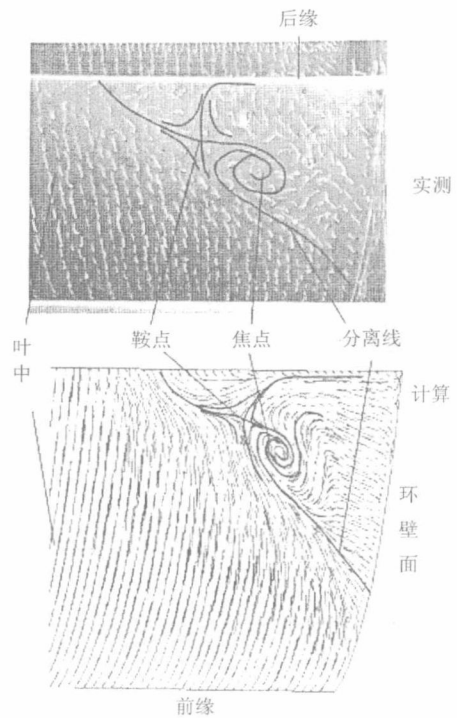


图11 角区分离计算与实测比较

Fig. 11 Comparison of computed and test corner separations

以上介绍了自动优化方法叶片设计的5个关键技术,即:叶片(叶型)参数化方法、目标函数设定方法、数值最优化方法、目标函数梯度计算方法、流场计算方法。优化设计能否应用于工程实际的关键问题之一是优化过程所需时间。下面以采用遗传算法优化方法,流场计算采用 N-S 方程方法为例,考察叶片(叶型)优化所需时间。为了比较准确表达二维叶型,可取10个左右(叶背叶盆各5个)设计参数,根据经验,个体数取40个,单台PC机3d左右可得到收敛结果。对于三维叶片根据叶片长度和叶片沿径向扭曲程度应由5~10个二维型面组成,如果再将积叠线和子午面流道作为设计变量,总设计参数达60~100多个。为了达到较好的搜索效果,需取更多的个体数。如果采用20台PC机构成局域网,只以设计点性能为目标进行并行优化,耗时可能数月(主要取决于个体数的个数)。限于计算机条件,也可对三维叶片的部份区域进行优化、或仅对积叠线、子午面流道进行优化,这样设计参数少、个体数取值小,优化时间相应较短。

4 结论

(1) 叶片自动优化设计方法较少依赖于设计

人员经验,可实现多变量组合优化和多目标优化设计,是一种具有发展前途叶片设计方法。随着计算机性能不断提高、流场计算精度不断改进,以及方法自身不断完善和在实际应用中的经验积累,该方法可望在压气机叶片设计中发挥越来越重要作用。

(2) 应用该方法由于需多次计算流场,因而耗时较长(特别是对于三维叶片优化),并且叶片优化是目标函数为多局部极值优化问题,因此应采用并行遗传算法,达到全局寻优和缩短寻优时间。

(3) 对于二维叶片优化设计,目前采用单台PC机在2~3 d天内可得到收敛较好的优化叶型。但对于三维叶片优化设计,即使采用并行优化,耗时仍然过长。为进一步缩短优化时间和提高搜索效率,可在以下方面进行进一步研究:①加速流场计算速度,如:减少网格节点数(即在粗网格上优化细网格上验算^[12]或固体壁面应用壁面函数采用滑移边界^[30])、应用多重网格法技术;②应用多层参数化方法,减少遗传算法个体数③研究叶片参数化方法,达到用较少的设计参数得到定性合理可变性较大叶片;④针对叶片优化设计,研究设计参数个数与遗传算法个体数关系,为合理选取个体数提供依据;⑤进一步研究并行遗传算法(如结合小生境技术或与其他寻优方法组合成混合算法),提高搜索效率。

参 考 文 献

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1):1-14.
Chen Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1):1-14. (in Chinese)
- [2] Horlock J L, Denton J D. A review of some early design practice using computational fluid dynamics and a current perspective[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 5-13.
- [3] 方昌德. 流动控制技术在航空涡轮推进系统上的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(2):1-6.
Fang Changde. Application of flow control technology in aero turbine propulsion system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(2):1-6. (in Chinese)
- [4] 程荣辉. 轴流压气机设计技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2):1-8.
Cheng Ronghui. Development of design technology for axial compressor[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2):1-8. (in Chinese)
- [5] Denton J D, Dawes W N. Computational fluid dynamics for turbomachinery design[C]//Proceeding of Instn Mech Engrs, 1999, 213 (Part C):107-124.
- [6] Sanger N L. The use of optimization techniques to design controlled diffusion compressor blading[J]. ASME J Eng Power, 1983, 105:256-265.
- [7] Frank S, Beat R. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2):323-331.
- [8] Benini E, Toffolo A. Development of high-performance airfoils for axial flow compressors using evolutionary computation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18 (3):544-554.
- [9] 周正贵. 高亚音速压气机叶片优化设计[J]. 推进技术, 2004, 25(1):58-61.
Zhou Zhenggui[J]. Optimization of high subsonic axial compressor blades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1):58-61. (in Chinese)
- [10] Koller U, Monig R. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines-part I: design and optimization. Journal of Turbomachinery, 2000, 122 (3): 397-405.
- [11] Kusters B, Schreiber H A. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines-part II: experimental and theoretical analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3):406-415.
- [12] Yiu K F C, Zangeneh M. Three-dimensional automatic optimization method for turbomachinery blade design[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 12 (6): 1174-1181.
- [13] Ashihara K, Goto A. Turbomachinery blade design using 3-D inverse method, CFD and optimization algorithm[R]. ASME 2001-GT-0358, 2001.
- [14] Bonaiuti D, Arnone A. Analysis and optimization of transonic centrifugal compressor impellers using the design of experiments technique [R]. ASME GT-2002-30619, 2002.
- [15] 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)
- [16] Lampart P, Yershov S. Direct constrained computational fluid dynamic based optimization of three-dimensional blading for the exit stage of a large power steam turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2003, 125(1):383-390.
- [17] Ahn C S, Kim K Y. Aerodynamic design optimization of a compressor rotor with Navier-Stokes analysis[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(2):179-183.
- [18] Lee S Y, Kim K Y. Design optimization of axial compressor blades with three-dimensional Navier-Stokes solver[C]//The International Gas Turbine and Aeroengine Con-

- gress and Exhibition, 2000-GT-488, 2000.
- [19] Oyama A, Liou M S. High-fidelity swept and leaned rotor blade design optimization using evolutionary algorithm [R]. AIAA 2003-4091, 2003.
- [20] Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor[R]. AIAA 2003-4090, 2003.
- [21] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3):304-308.
Zhou Zhenggui. Automatic design optimization of compressor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3):304-308. (in Chinese)
- [22] 靳军, 刘波, 曹志鹏, 等. 基于 NURBS 的三维轴流压气机叶片的几何型面优化研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4):626-629.
Jin Jun, Liu Bo, Cao Zhipeng, et al. Investigation of 3D axial flow compressor blade shape optimization based on NURBS[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 626-629. (in Chinese)
- [23] Desideri J A, Majd B A E. Nested and self-adaptive Bezier parameterizations for shape optimization[J]. Journal of Computational Physics, 2007, 224(1):117-131.
- [24] 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. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 923-929. (in Chinese)
- [25] Taylor III A C T, Hou G W. Sensitivity analysis, approximate analysis, and design optimization for internal and external viscous flow[R]. AIAA 91-3083, 1991.
- [26] Jameson A, Pierce N A. Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations[R]. AIAA 97-0101, 1997.
- [27] Jameson A. Efficient aerodynamic shape optimization[R]. AIAA 2004-4369, 2004.
- [28] Arnone A, Swanson R C. A Navier-Stokes solver for turbomachinery applications[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(2):305-313.
- [29] Gbadebo S A, Cumpsty N A. Three-dimensional separations in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [30] Denton J D. The use of a distributed body force to simulate viscous effects in 3D flow calculations[C]//Proceedings of ASME Turbo 1986, 86-GT-144, 1986.

作者简介:

周正贵(1962—) 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 叶轮机械体力学。

Tel: 025-84892971

E-mail: zzgon@nuaa.edu.cn

(责任编辑: 刘振国)

OPTIMIZATION DESIGN OF CENTRIFUGAL IMPELLER WITH SPLIT BLADES

Zhou Zhenggui, Wang Guangwen

(College of Energy and Power Engineering, NUAA, 29 Yudao Street, Nanjing, 210016, P. R. China)

Abstract: An automatic aerodynamic optimization design system for centrifugal compressor impellers is developed. The system utilizes the combined optimization of blade profiles and meridional geometries. In the construction of objective functions, non-design point performances are considered to realize the performance optimization in whole work ranges of the impeller. An impeller with one row of split blades is redesigned using the proposed optimization system. Results show that for the optimal impeller, the efficiency is obviously improved in the whole mass flow ranges, while the total pressure ratio hardly varies.

Key words: impellers; compressors; aerodynamic optimization

CLC number: V211.1

Document code: A

Article ID: 1005-1120(2008)02-0128-07

INTRODUCTION

In design procedures of turbomachinery blades, many researches showed successes of the automatic optimization methods in two-dimensional compressor cascade design^[1-2]. In Refs. [1-2], blade performances of design and non-design points were combined into objective functions. And the optimal blades have excellent performance at both design and non-design points. With the computer technology development and the use of parallel computation, recently, optimization design of three-dimensional blades has been investigated. In Refs. [3-4], NASA rotors 67 and 37 were improved by the automatic optimization methods. Compared with the original blades, the efficiencies of the rotors composed of the optimal blades are improved by 1.0% in whole working ranges for the two cases.

For centrifugal impellers, the blades are usually composed of ruled surface, which simplifies the design process and reduces manufacturing costs. In the impellers, blades are determined by only two blade sections, namely, the hub and the shroud. Compared with the blades of axial compressors, the number of design variables can be

quite fewer. In Refs. [5-6], impeller blade bound circulation (swirl velocity) distribution of design points was set as design variables, and the maximum efficiency of the design point was taken as an objective. Once the circulation is determined, the inverse method is used to generate three-dimensional blade geometries. In the method, the fixed specific work design can be easily realized for the fact that the bound circulation is correlated with the work.

In this paper, the CFD code is validated by comparing numerical and experimental results of the Krian's impeller. An automatic aerodynamic optimization system for the centrifugal compressor impeller is constructed. And the optimization is composed of flow field simulation, geometrical parameterizations, and optimization algorithms of the simplex method. Finally, an impeller with one row of split blades is redesigned as an example.

1 MODULES IN OPTIMIZATION DESIGN SYSTEM

1.1 Impeller flow field simulation

In this paper, the three-dimensional, un-

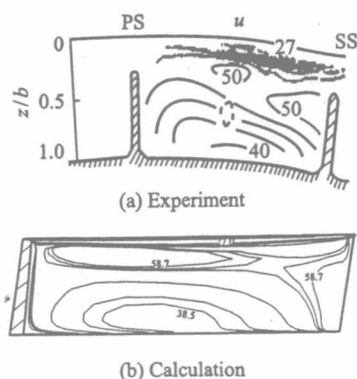


Fig. 4 Comparison of exit relative flow angle contours

1.2 Optimization method

The optimization methods can be categorized into two groups: the gradient based optimization and the exploratory techniques. The former needs to calculate the gradient of objective function and to steer the solution toward the closest local optimum configuration, while the latter does not need to calculate the gradient. Some of exploratory techniques, such as the genetic algorithm and the simulating anneal algorithm, can find the optimum solution in the whole design space. But using these algorithms, the calculation of objective function increases, therefore becomes time-consuming. In the present design study, the simplex method is used for searching optimal impellers. It has the ability to search global optimum. And compared with the genetic algorithm, the calculation of objective function is less. Therefore, its time cost is relatively low. The method is one of successful methods applied to practical engineering design problems. Its detail can be referred to Ref. [1].

1.3 Geometrical parameterization method

The impeller blades and meridional geometries are modified by adding a smoothing perturbation Δn to the initial geometries. This parameterization method of geometries is suitable to improve original geometries. To ensure the blade structure burliness, full and split blade thicknesses are kept same as initial blades in the optimization procedure. When the blade suction surfaces are modified, its pressure surfaces vary correspondingly. Therefore, there are six variables for the impeller with one row of split blades, which

are hub and shroud meridional geometries, and hub and shroud suction surfaces of full and split blade. The geometry perturbation Δn normal to the curves is defined as a linear combination of Hicks-Henne shape functions

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

where $f_k(x)$ is the base functions, x the percent of curve arc length, weighting coefficient W_k the design parameter to be determined by the optimization, and M the number of design parameters of the curve (design variable).

1.4 Objective function determination

The expression of objective function is constructed as follows. The optimization procedure is looking for the minimum value of the function.

$$f = \sum_{i=1}^N (C_{i1} |\dot{m}_i - \dot{m}_{oi}| / \dot{m}_{oi} - C_{i2} (\eta_{ki}^* - \eta_{koi}^*) / \eta_{koi}^* + C_{i3} |\pi_{ki}^* - \pi_{koi}^*| / \pi_{koi}^*) \quad (2)$$

where C_{i1} , C_{i2} , C_{i3} are the weighting coefficients larger than zero. $\dot{m}_{oi}$, $\dot{m}_i$; η_{koi}^* , η_{ki}^* ; π_{koi}^* , π_{ki}^* are the initial and the optimized impeller mass flow rates, efficiencies and total pressure ratios, respectively. N is the work state number considered in the optimization procedure on the impeller performance curve at a given shaft speed. The objective constructed by Eq. (2) indicates that at the N work states, the efficiency reaches the maximum, and the differences of mass flow rate and total pressure ratio between initial and optimal impellers attain the minimum. In this paper, the number of work states N is two, the first point of which is taken near the design mass flow rate and the other near the stall boundary. $C_{11} = 0.05$, $C_{12} = 1.0$, $C_{13} = 0.05$, $C_{21} = 0.0$, $C_{22} = 1.0$ and $C_{23} = 0.0$. C_{11} and C_{13} are set much smaller than C_{12} and C_{22} because the changes of mass flow rate and total pressure ratio are much easier than the increase of efficiency. $C_{21} = 0.0$ and $C_{23} = 0.0$ means that at the point near the stall boundary, only the efficiency is considered.

2 DESIGN OPTIMIZATION OF IMPELLER

The time expended in the optimization proce-

ture is mostly devoted to the flow field simulation. In this paper, coarse meshes are used in the optimization procedure and final results are obtained in fine meshes. To testify the credibility of the treatment, impellers of various geometries are numerically simulated in both coarse and fine meshes before the optimization. Fig. 5 shows the comparison of performance of four impellers out of them. The coarse grid contains $20 \times 52 \times 20$ (21 000) mesh points and fine grid contains $30 \times 82 \times 30$ (74 000) mesh points. In spite of the differences of performance calculated between coarse and fine meshes, the change tendencies of total pressure ratio, mass flow ratio and efficiency calculated in coarse meshes are consistent with fine meshes. It ensures that coarse meshes can replace fine meshes in the optimization procedure.

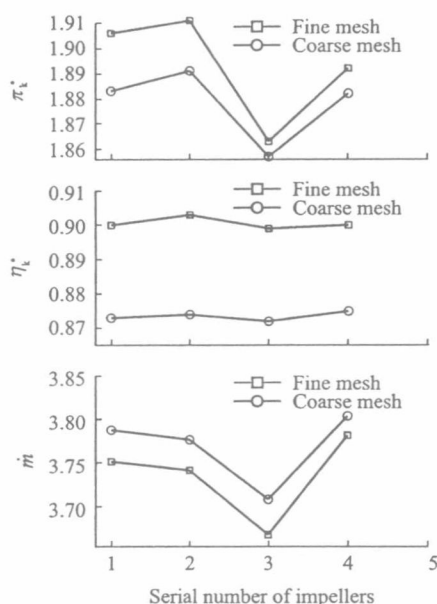


Fig. 5 Comparison of calculating results in coarse and fine meshes

An impeller with one row of split blades is redesigned. The impeller has 15 full and split blades and the design shaft speed is 40 000 r/min. Fig. 6 shows the three-dimensional view of the initial and optimal impeller with three-dimensional grids in the initial impeller. The blade profiles of the initial and the optimal impellers at shroud and hub are shown in Fig. 7. And the meridional geometry is shown in Fig. 8. At the outlet, the geometrical angles (measured in the axial direc-

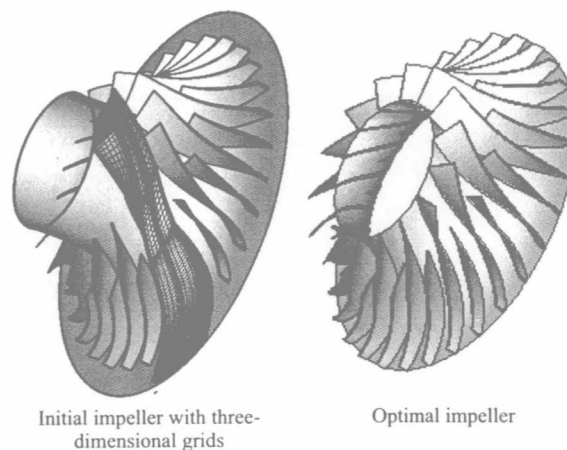


Fig. 6 Three-dimensional view of impellers

tion) of the optimal impeller with full and split blades are all smaller than those of the initial impeller at shroud and hub (see Fig. 7). It means that in the optimal impeller, the flow passage of the blade to blade surface is more diffused. And it is also a factor of increasing pressure ratio and inducing the increase of the boundary layer thickness on blade surfaces. However, the flow passage in the meridional plane is more contracted (see Fig. 8), which counteracts the above effects on boundary layers. Fig. 9 shows the circumferentially averaged shroud static pressure along the streamwise direction. And the pressure of the optimal impeller varies more slowly than the initial impeller.

In Fig. 10, the contours of meridional velocity (c_m/u) at impeller outlets show that low speed regions on blade suction surfaces of the optimal impeller are smaller than those of the initial impeller, especially for split blade. There exist recirculation regions on blade suction surfaces near the shroud due to tip clearances (see Figs. 11, 12). But the recirculation regions of the optimal impeller are smaller than those of the initial impeller.

Figs. 13, 14 show the comparison of performances of optimal and initial impellers, at full and 80% design shaft speeds. As shown in Figs. 13, 14, in the whole work range at the design shaft speed, the efficiency of the optimal impeller is higher than that of the initial impeller, and the total pressure ratio, as well as the work range of