

叶轮机械气动优化设计中的近似模型方法及其应用

席光, 王志恒, 王尚锦

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对在工程中完全采用随机类优化方法寻优时计算量过大的问题,应用统计学的方法发展了计算量小、在一定程度上可以保证设计准确性的近似模型方法.在气动优化设计过程中,用该模型取代耗时的高精度的计算流体动力学分析,可以加速设计过程,降低设计成本.基于统计学理论提出的近似模型方法有效地平衡了基于计算流体动力学分析的叶轮机械气动优化设计中计算成本和计算精度这一对矛盾,在离心压气机叶片扩压器、叶轮和混流泵叶轮设计等问题中得到了成功应用,展示了广阔的工程应用前景.目前,已经建立了离心压气机部件及水泵叶轮的优化设计系统,并在工程设计中发挥了重要作用.

关键词: 近似模型;叶轮机械;气动优化

中图分类号: TH452;TH313 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-987X(2007)02-0125-11

Aerodynamic Optimization Design of Turbomachinery with Approximation Model Method

Xi Guang, Wang Zhiheng, Wang Shangjin

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To reduce huge computation of the traditional stochastic optimization methods for engineering optimization, approximation model methods with acceptable accuracy for engineering design are developed based on the statistical theory. Especially, the approximation model methods can be applied to the aerodynamic optimization design instead of the time-consuming computational fluid dynamics (CFD) analysis to shorten the design process and reduce the computational cost. In the aerodynamic optimization design of turbomachine, the approximation model methods enable to balance the computational cost and accuracy, whose successful applications in centrifugal compressor impeller, diffuser, and mixed-flow pump impeller designs are introduced to show a wide engineering foreground. An optimization design system has been constructed and practically used for centrifugal compressor components and mixed-flow pump impeller.

Keywords: approximation model; turbomachine; aerodynamic optimization design

随着计算机功能和数值计算技术的迅速发展,计算流体动力学(CFD)已经能够相当准确地模拟叶轮机械内部的流动,成为研究和分析叶轮机械内部流动的重要手段,其与数值优化方法相结合,已经成为现代叶轮机械气动设计的重要方法.现有的数值

优化方法大致可以分为确定性方法和随机性方法两大类.确定性优化方法在设计变量少时优化搜索速度快,但变量增多时计算量迅速增加,而且容易陷入局部最优.由于叶轮机械内部流动的复杂性,其气动设计所派生出的优化问题通常具有非凸、非线性、多

维等特点,对此类问题,确定性优化方法常显得低效甚至根本无能为力,而随机性优化方法虽然鲁棒性好、寻求全局最优解的能力强,但由于其在优化搜索过程中过多地对适应函数进行评价,在实际工程应用中容易导致计算量过大,亦不能作为现代叶轮机机械优化设计的基本手段^[1]。

解决上述问题的有效方法是:应用统计学的方法建立计算量小、又在一定程度上可以保证设计准确性的近似模型,然后用该模型取代气动优化设计过程中耗时的高精度的 CFD 分析,以降低设计成本,加速设计过程。

本文首先对近似模型在优化过程中的应用进行简要的介绍,然后阐述近似模型方法在叶轮机机械气动优化设计中的应用,重点介绍作者近年来在该方法上所进行的一些研究工作。

1 基于近似模型的优化方法简介

1.1 近似模型

用 $\mathbf{X}$ 、 y 分别表示优化设计问题中的设计变量向量和设计目标(响应值)。在气动优化设计中,由 CFD 分析代码所得到的设计变量和设计目标之间的关系可以表示为

$$y = f(\mathbf{X})$$

用来取代优化过程中 CFD 分析的近似模型可以表示为

$$\hat{y} = g(\mathbf{X})$$

于是有

$$y = \hat{y} + \epsilon$$

式中: ϵ 表示真实响应值和由近似模型得到的近似响应值之间的偏差。近似模型适当地平衡了计算精度和计算成本之间的矛盾,能以较少的计算成本达到足够高的精度,用它在优化过程中取代代价高昂的 CFD 分析评估,可有效地减少设计成本。

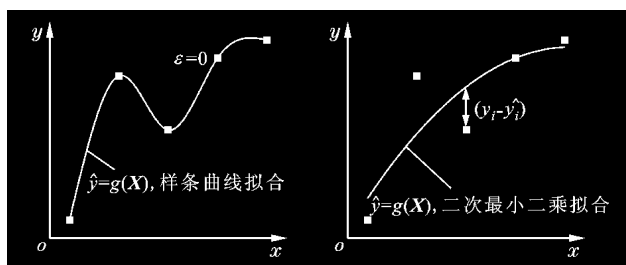
建立近似模型的过程主要包括:①选择试验设计方法并布置样本点,在样本点上产生设计变量和设计目标对应的样本数据;②选择模型函数来表示上面的样本数据;③选择某种方法,用上面的模型函数拟合样本数据,建立近似模型。以上每一步选择不同的方法或者模型,就相应产生了各种不同的近似模型方法。通常所采用的几种近似模型方法是:响应面方法(RSM)、Kriging 方法(又称计算机试验设计和分析方法)和人工神经网络技术。

在响应面方法中,通常采用的二次响应面函数具有如下形式

$$\hat{y} = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i X_i + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} X_i^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{j=1, i < j}^n \beta_{ij} X_i X_j$$

式中: n 为设计变量的个数; β 为回归系数向量,由最小二乘拟合样本数据确定。为改善响应模型的质量,可以利用 t-统计对模型系数进行评估,通过适当删减参数项来获得更好的模型。

响应面方法由于简单易用,在不包含随机误差的计算机仿真试验中也得到了应用。但是,实际上计算机仿真试验具有确定性的特征,即在相同条件下的重复运行计算试验总是会得到相同的结果。因此,符合确定性特征的 Kriging 方法较响应面方法更适用于基于计算机仿真试验的优化设计。图 1 显示了确定性和非确定性曲线拟合的区别。



(a)确定性曲线拟合 (b)非确定性曲线拟合

图1 确定性与非确定性曲线拟合

在 Kriging 方法中,近似响应模型具有如下形式

$$y = \hat{y} + \epsilon = g(\mathbf{X}) + Z(\mathbf{X})$$

式中: $g(\mathbf{X})$ 是关于 $\mathbf{X}$ 的已知函数,提供对全部设计空间的全局模拟,在许多情况下取为常数 ξ ; $Z(\mathbf{X})$ 用于实现均值为 0、方差为 σ^2 的随机过程,描述局部偏差。

当 $g(\mathbf{X})$ 取为常数 ξ 时,在未试验点 $\mathbf{X}$ 处的响应值 y 的预测估计值 $\hat{y}$ 由下式计算得到

$$\hat{y} = (\mathbf{f}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{f})^{-1} \mathbf{f}^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{y} + \mathbf{r}^T(\mathbf{X}) \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{f} \xi)$$

式中: $\mathbf{y}$ 是所有样本数据的真实响应值构成的列向量; $\mathbf{f}$ 是一个与 $\mathbf{y}$ 同维的单位列向量; $\mathbf{r}^T(\mathbf{X})$ 是未试验点 $\mathbf{X}$ 和样本数据 $\{\mathbf{X}^{(1)}, \mathbf{X}^{(2)}, \dots, \mathbf{X}^{(n_s)}\}$ 之间的相关向量; $\mathbf{R}$ 是由相关函数 $R(\mathbf{X}^{(i)}, \mathbf{X}^{(j)})$ 组成的、关于对角线对称的相关矩阵。确定了相关函数的相应形式,即可以得到 Kriging 插值模型。

人工神经网络是以神经元为基本组成单元的高度互联的非线性系统。神经元一般是多输入、单输出的非线性元件,图 2 显示了一个具有 r 个输入分量的神经元模型,其中输入分量 $P_i (i=1, 2, \dots, r)$ 以权重 W_i 进行加权,然后与神经元的偏置值 b 相加,形成激活函数 $F(X)$ 的输入。激活函数 $F(X)$ 是神经元

及网络的核心,网络解决问题的能力在很大的程度上取决于所采用的激活函数。

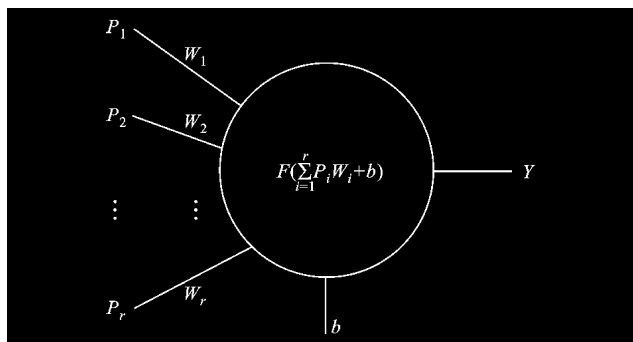


图2 神经元结构

前向神经网络因具有良好的函数逼近性能而在工程实践中显示出非常大的应用价值。这种网络已被证明:只要有足够多的隐层单元存在,它就可以以任意精度逼近任何连续多变量函数。从这个意义上讲,它是一种能够逼近任何输入输出关系的“万能逼近器”^[2]。前向多层神经网络的一般结构如图3所示。建立人工神经网络需要经过训练和检验2个步骤。

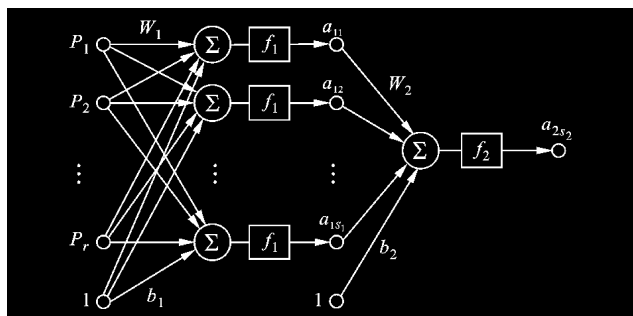


图3 前向多层神经网络结构

1.2 试验设计

近似模型的构造依赖于设计空间的采样,即在设计空间中一定数量的不同位置上进行采样,并进行计算机模拟(试验),来获得目标函数的响应数据。试验设计研究试验数据的获取方法,是近似模型方法的基础,在很大程度上决定了优化计算的成本和准确性。一般试验设计要求试验次数尽可能少,尽可能全面反映设计空间特性。在试验设计理论中,设计变量被称为因素,每个因素在设计范围内的若干个可能的取值称为水平。常用的试验设计方法有析因设计、中心组合设计、正交设计、均匀设计等。

析因设计是基本的试验设计方法,又可以分为完全析因设计和部分析因设计两种。完全析因设计进行各因素、各水平之间所有组合的试验,能比较清

楚地剖析各因素与响应指标之间的关系。若某个试验具有 n 个因素,每个因素的水平数为 k ,则根据完全析因设计安排的试验次数为 k^n 。因此,随因素数目的增加,完全析因设计的试验次数呈指数增长。当因素数目多于 5 个时,可以采用部分析因设计的方法,即只完成完全析因设计的一部分,来减少试验的次数。

中心组合设计(CCD)是一种很适合二阶响应模型的试验设计方法,它是在 2 水平完全析因设计的基础上增加 1 个中心点和 $2n$ 个轴向点,轴向点分布在每个因素 $\pm\alpha$ 的位置上, α 取值从 1 到 $n^{1/2}$ 。中心组合设计的试验点总数为 $2^n + 2n + 1$,与 3 水平完全析因设计相比试验点更少。

正交设计建立在正交拉丁方理论与群论的基础上,是根据正交性准则来挑选试验点,使得这些点能够反映试验范围内各因素和试验指标之间的关系。正交设计安排的试验数目至少为水平数 k 的平方。正交试验设计方法是目前较为流行、效果较好的方法,而且统计学家设计了一系列表格来实现正交设计,称为正交设计表。

均匀设计方法是利用数论方法在设计空间中分布更为均匀的试验点集,是一种更有效的部分因子试验方法,特别适合多因素、多水平的试验设计。在同样均匀性的前提下,均匀设计的试验次数相对正交设计大为减少。均匀设计方法有均匀设计表可用,其通常的形式是 $U_k(k^n)$,其中下角标 k 表示要进行的试验次数。

试验设计方法还有很多种,限于篇幅,这里不一一列举。总体而言,试验设计方法可以划分为两大类:一类属于传统的设计方法,如析因设计、中心组合设计和 D-最优设计等;另一类属于“空间填充”类方法,如正交设计、均匀设计和拉丁方设计等。已经形成普遍共识的是:第一类方法较适合于带有随机误差的真实物理试验,而对基于确定性的计算机试验的工程优化设计,第二类试验设计方法更为适用^[3]。

1.3 近似模型在优化问题中的应用流程

图4详细给出了近似模型在优化问题中的基本应用流程。首先是样本数据的产生:在对设计问题进行描述、确定设计变量和目标函数的基础上,对由试验设计确定的样本点进行评估。其次,由产生的样本数据建立近似模型。最后,用建立的近似模型取代耗时的原有评估方式进行优化。

为了提高近似模型的预测精度,分别采取以下

措施:对于响应面方法,根据上一次的寻优结果,将设计空间缩减后重新建立近似模型,直至满足精度要求;对于 Kriging 方法,将由上一次模型得到的优化结果加入样本点集,重新建立模型并寻优,直至满足一定的误差要求。

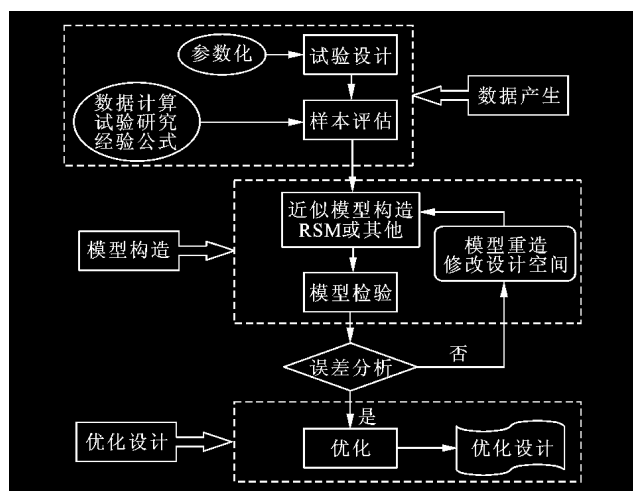


图4 近似模型在优化中的基本应用流程

2 叶轮机械气动优化中近似模型的应用

近似模型的建立不仅有利于更准确地洞察设计变量和设计目标之间的关系,而且用近似模型来取代计算费时的评估目标函数的计算分析程序,可以为工程优化设计提供快速的空间探测分析工具,大大降低计算成本。于是,近似模型方法在工程优化设计领域的研究和应用越来越多。在近似模型方法应用于叶轮机械气动优化设计方面,国内外研究者们已经做了相当一部分工作^[4-14],其中以响应面和人工神经网络方法应用居多。

作者近年来致力于研究近似模型方法在叶轮机械气动优化设计中的应用,将响应面方法、Kriging 方法和人工神经网络技术成功地应用于叶轮机械部件的优化设计,在叶轮机械气动设计问题的几何参数化、优化方法的改进等方面取得了一些进展,下面将重点对近年来已完成的主要工作进行介绍。

2.1 响应面方法在叶片扩压器优化中的应用

响应面方法模型建立容易、使用方便,而且能够显式地揭示设计变量和目标之间的响应关系,因此在不包含随机误差的确定性计算机仿真试验中得到了广泛的应用。

作者在文献[15]中对一低速离心压气机叶片扩

压器的气动优化设计进行了研究,展示了响应面方法在叶轮机械气动优化中的良好应用前景。设计变量为叶片扩压器的叶片数 z 和出口安装角 α_4 (由于扩压器进口安装角保持不变,因此实际设计过程中取进、出口安装角之差 α),设计目标为总压损失系数 λ ,并用静压恢复系数 C_p 进行约束,分别定义如下

$$\lambda = 2(p_{0,\text{in}} - p_0)/\rho_{\text{in}} v_{\text{in}}^2$$

$$C_p = 2(p - p_{\text{in}})/\rho_{\text{in}} v_{\text{in}}^2$$

设计过程中,在试验样本数分别为 56 和 16 的情况下建立了完全二次多项式的响应面。样本分布如图 5 所示,其中为了研究方便,将设计变量编码至 $[-1, 1]$,形成的新设计变量为 $\bar{z}$ 、 $\bar{\alpha}$ 。在样本数为 56 的情况下,建立的响应面方程如下

$$\lambda = 0.166\ 9 + 0.105\ 1\bar{\alpha} - 0.058\ 7\bar{z} -$$

$$0.017\ 2\bar{\alpha}\bar{z} + 0.036\ 8\bar{\alpha}^2 + 0.085\ 6\bar{z}^2$$

$$R^2 = 0.987\ 6; \quad R_a^2 = 0.986\ 4$$

$$C_p = 0.809\ 8 - 0.064\ 5\bar{\alpha} + 0.106\ 8\bar{z} -$$

$$0.003\ 2\bar{\alpha}\bar{z} - 0.092\ 2\bar{\alpha}^2 - 0.101\ 9\bar{z}^2$$

$$R^2 = 0.998\ 2; \quad R_a^2 = 0.998\ 0$$

式中: R^2 和 R_a^2 为评估响应面质量的参数,二者越接近于 1,响应面的质量越好。

在样本数为 16 时,建立的响应面方程为

$$\lambda = 0.178\ 2 + 0.102\ 0\bar{\alpha} - 0.072\ 1\bar{z} -$$

$$0.023\ 1\bar{\alpha}\bar{z} + 0.030\ 0\bar{\alpha}^2 + 0.089\ 3\bar{z}^2$$

$$R^2 = 0.994\ 2; \quad R_a^2 = 0.991\ 2$$

$$C_p = 0.797\ 6 - 0.058\ 6\bar{\alpha} + 0.120\ 5\bar{z} +$$

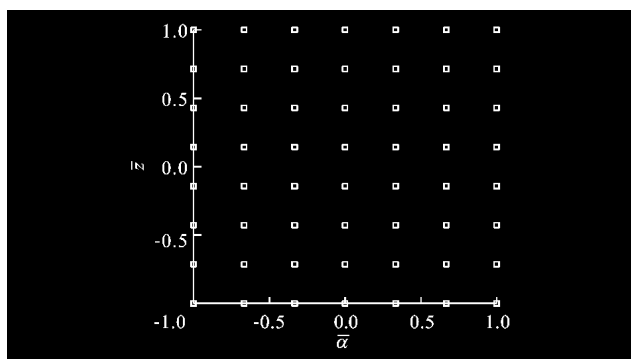
$$0.008\ 9\bar{\alpha}\bar{z} - 0.084\ 6\bar{\alpha}^2 - 0.103\ 8\bar{z}^2$$

$$R^2 = 0.999\ 2; \quad R_a^2 = 0.998\ 8$$

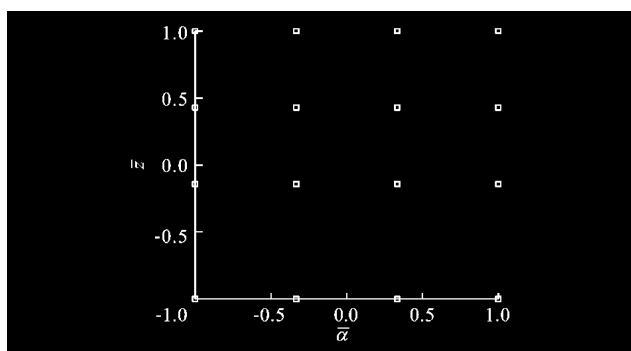
由得到的响应面可以获得叶片扩压器总压损失系数和静压恢复系数的等值线分布。图 6 为总压损失系数等值线分布,图中虚线内为静压恢复系数大于 0.835 的区域。由图 6 可以看出,在以上两种样本数的情况下,所确定的优化点的所在区域大致相同。于是,对于变量很多的流体机械优化设计问题,我们可以在设计空间先给出较少的样本数据,通过响应面分析得到最优解的大致区域,在此区域内再给出相对较多的样本数据重新进行响应面分析,就可以更精确地确定最优解。这无疑可以减少计算成本,缩短最优化设计周期。

2.2 响应面及 Kriging 方法在离心压气机叶轮优化中的应用

离心压气机在航空、冶金、化工、交通等工业部

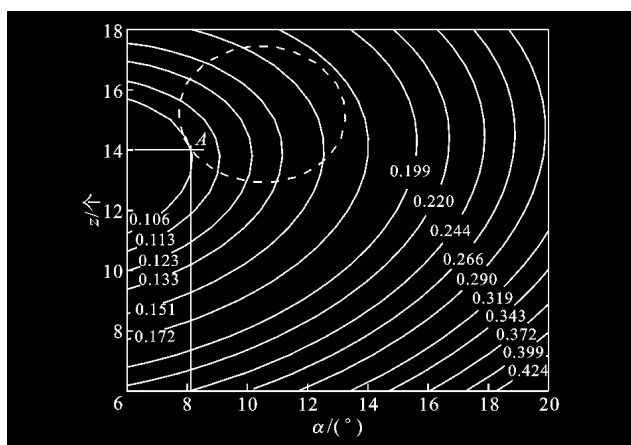


(a)样本数为 56

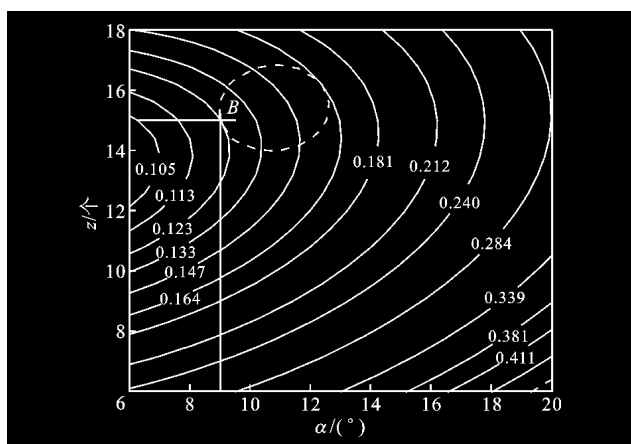


(b)样本数为 16

图5 样本分布图



(a)样本数为 56



(b)样本数为 16

图6 总压损失系数等值线分布图

门有着广泛的应用. 叶轮是离心压气机的心脏部件, 它的性能直接决定着压气机的工作效率, 因此提高叶轮的性能具有重要的应用价值. 传统上, 离心压气机叶轮的优化设计需要反复试验、不断修改, 这不仅需要极大的人力物力成本, 而且与设计者的经验密切相关. 将近似模型方法和 CFD 分析相结合, 可有效地加速离心叶轮的优化设计过程.

2.2.1 离心压气机叶轮参数化方法 在离心压气机叶轮优化设计体系中, 叶轮参数化为优化问题提供设计变量. 在方案设计确定压气机叶轮的基本尺寸后, 离心叶轮的设计一般需要确定子午型线和叶片形状.

对于离心叶轮的子午型线(如图7所示), 在方案设计的基础上, r_2 、 r_{1h} 、 r_{1s} 、 b_2 均是确定的, 改变 B_s 、 B_h 、 B_b 、 θ_b 、 θ_s 的取值, 即可由二次 B 样条曲线确定轮盖的形状. 计及离心叶轮内部的气动作用, 主要考虑轮盖子午型线, 取 B_s 、 θ_b 、 θ_s 为设计变量.

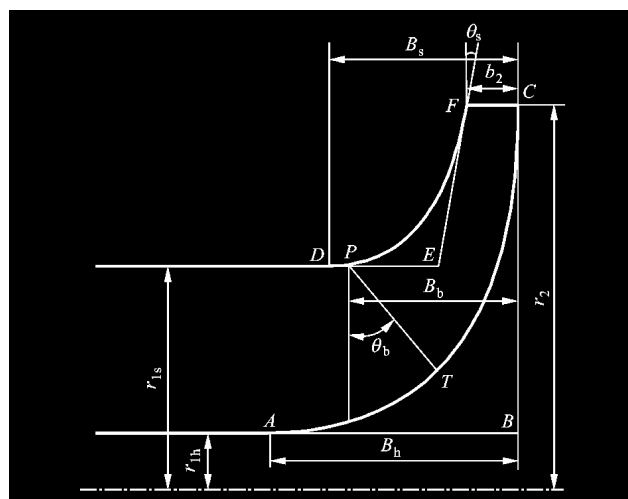


图7 叶轮子午型线形状示意图

对于叶轮叶片的参数化, 根据叶片的造型方法可以分为2种: 基于逆命题的气动方法与基于叶片角拟合的几何方法. 第一种参数化方法是基于: 叶片载荷由角动量分布控制, 通过求解 S_2 流面的流函数方程获得叶片几何形状^[16]. 在任意非正交曲线坐标系下, S_2 流面的流函数方程为

$$\frac{\partial}{\partial x^2} \left[\frac{g_{11}^{1/2}}{\tau g_{22}^{1/2} \sin \theta_{12}} \frac{\partial \Psi}{\partial x^2} - \frac{\cos \theta_{12}}{\tau \sin \theta_{12}} \frac{\partial \Psi}{\partial x^1} \right] + \frac{\partial}{\partial x^1} \left[\frac{g_{22}^{1/2}}{\tau g_{11}^{1/2} \sin \theta_{12}} \frac{\partial \Psi}{\partial x^1} - \frac{\cos \theta_{12}}{\tau \sin \theta_{12}} \frac{\partial \Psi}{\partial x^2} \right] = \frac{g_{11}^{1/2}}{W^1} \left[-\frac{W_\theta}{r} \frac{\partial (v_\theta r)}{\partial x^2} + \frac{\partial I}{\partial x^2} - T \frac{\partial S}{\partial x^2} - f_2 \right]$$

式中: τ 为引入的积分因子, 表示一个与 S_2 流面

为中心的薄片周向厚度成正比的量; $g^{1/2}$ 为任意曲线坐标系与笛卡尔坐标系转换的 Jacobi 因子; ρ 为流体密度; Ψ 为流函数; W 为相对速度; I 为转子焓; S 为流体熵; f_2 为沿坐标 2 方向力的分量;气体角动量 $v_\theta r$ 在整个叶道内的分布事先给定. 在计算出流函数及速度场后,由下式计算气体流动角 β

$$\frac{\tan\beta}{r} = \frac{rv_\theta - \omega r^2}{r^2 v_m}$$

式中: v_θ 、 v_m 为沿 θ 和子午方向的速度. 考虑气体的分离,即可以得到叶片角 β_b ,叶片角坐标 θ 可以通过积分获得

$$\theta = \int_{m_{\text{ait}}}^m \frac{\tan\beta_b}{r} dm$$

式中: m 为子午流线长度. 于是,只需给定轮盘、轮盖处的角动量分布规律,而全场分布根据盘、盖处的角动量线性插值,即可确定完整的角动量分布. 一般情况下进口无预旋,出口角动量的数值由方案设计提供,认为角动量沿子午流线截距的分布规律为三次多项式,这样只需给定进、出口的斜率,于是只要 4 个设计变量(盘、盖处进、出口涡分布的斜率)即可确定完整的叶片形状.

在工程实践中,设计人员发现离心叶轮叶片角 β_b 的分布形状十分相似,如图 8 所示. 当 β_b 分布确定后,只要给定叶片厚度分布,叶片形状也就完全确定了. 在气动优化设计过程中,通常采用 2 段三次 B 样条曲线来拟合 β_b 分布曲线. 这样,就实现了基于叶片角拟合的叶片参数化. 以上两种叶轮叶片的参数化方法,在作者的离心叶轮叶片气动优化中均已采用.

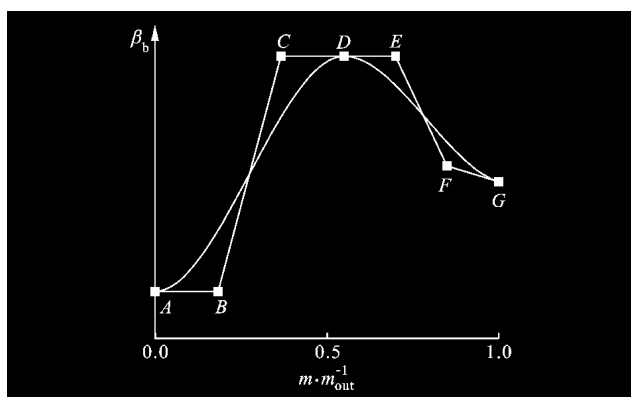


图8 叶片角分布与三次 B 样条曲线控制点

2.2.2 响应面方法在离心压气机叶轮优化中的应用 在文献[17-18]中,首次将气动逆命题方程作为叶片参数化造型的手段,并与响应面方法相结合,对某工业多级压气机的中间级叶轮进行了以压比和多

变效率为目标的优化设计.

在叶轮几何参数化中,子午型线通过 B 样条曲线形成,连同叶片的参数化共形成 7 个设计变量. 表 1 给出了设计变量的设计范围,以确定设计空间. 这 7 个设计变量的作用机制各不相同,并相互影响,要准确把握它们之间的相互关系需要丰富的设计计算经验. 为了降低设计成本、保持数值稳定性,首先针对叶片形状进行优化,得到优化的角动量分布,然后在此基础上优化叶轮子午型线.

表1 设计变量分类及设计空间描述

变量	下限	上限
叶片形状设计变量		
轮盘处角动量分布进口斜率 K_{li}	0	1
轮盘处角动量分布出口斜率 K_{li2}	0	1.5
轮盖处角动量分布进口斜率 K_{si}	0	1
轮盖处角动量分布出口斜率 K_{si2}	0	1.5
子午型线设计变量		
轮盖轴向长度 $B_s \cdot D_2^{-1}$	0.202	0.242
叶轮出口轮盖倾斜角 $\theta_s/(\circ)$	9	13
叶片进口倾斜角 $\theta_b/(\circ)$	40	60

注: $D_2=2r_2$ 为叶轮外径.

采用 D-优化试验设计方法布置初始试验样本点. 在试验样本的基础上构造响应面后,根据多项式参数的 t-统计剔除不必要的项,最终得到合理的响应面模型函数. 图 9 显示了优化叶轮与初始叶轮的子午型线对比,可见优化后轮盖进口的曲率半径适当增大了,这能改善流动状态,有助于叶轮效率的提高. 优化后的叶轮与原始叶轮相比,多变效率提高了 1.5%,压比提高了 3.2%.

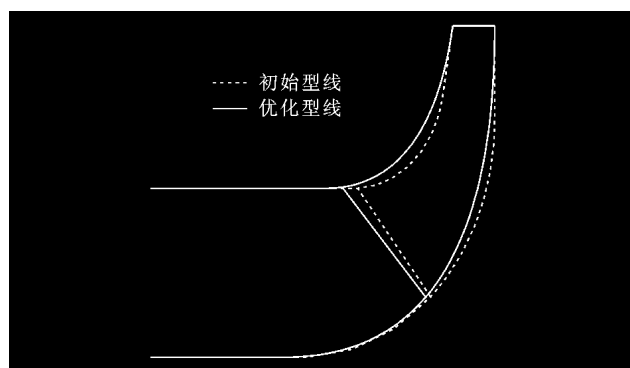
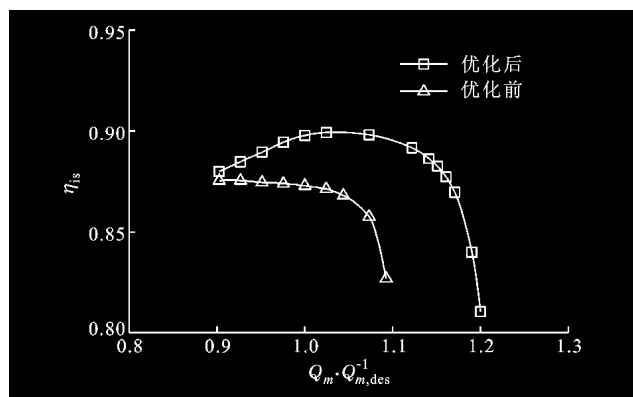


图9 初始叶轮与优化叶轮的子午型线对比

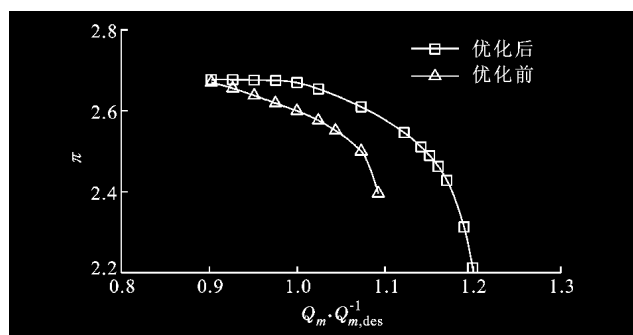
2.2.3 Kriging 方法在离心压气机叶片优化中的应用 在文献[19]中,作者应用 Kriging 方法对某工业用离心压气机的三元叶轮叶片以等熵效率为目标进行了优化设计,这在国内外文献中尚未见报道.

设计过程中用由 2 段三次 B 样条曲线拟合的叶片角 β_0 分布来控制叶片形状(如图 8 所示),筛选了 8 个自由参数作为设计变量.根据均匀设计表在设计空间安排 28 个初始试验样本点.优化过程经过 20 次迭代后终止,将此时的设计作为叶轮叶片的最终设计.优化后的叶轮在设计点的等熵效率提高了 2.5%.

图 10 显示了优化前后叶轮总体性能的比较(图中 Q_m 为质量流量).优化后,叶轮的工况范围更为宽广,性能曲线变化更为平缓,在非设计点上的效率和压比也有了很大的提高.叶轮出口的流场对叶轮性能有着很大的影响,从图 11 显示的叶轮出口的二次流分布来看:在轮盖与压力面的角区均存在二次涡,但原始叶轮二次涡的范围、强度要大于优化叶轮;在原始叶轮出口截面中部偏向轮盖与叶片吸力面的位置,以及在轮盖与吸力面的很小的角区内,速度变化剧烈,而优化叶轮的速度分布非常均匀.二次流在很大程度上可以反映流动损失,可见优化叶轮的流场更加合理.



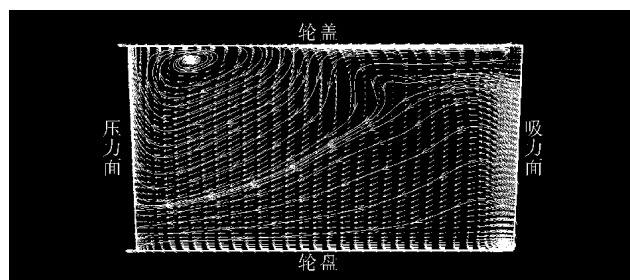
(a) 等熵效率



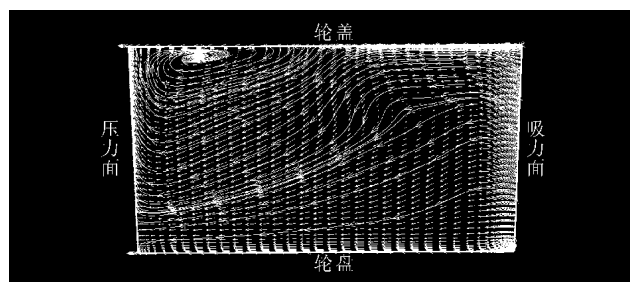
(b) 压比

图 10 优化前后叶轮的总体性能比较

为了对所采用的优化设计方法的可靠性进行验证,结合研究需要和现有的实验条件,作者在数值分析了叶片厚度分布、子午型线和叶片形状对叶轮性能影响的基础上,针对某大型尿素装置二氧化碳压



(a) 优化前



(b) 优化后

图 11 叶轮出口截面的二次流分布

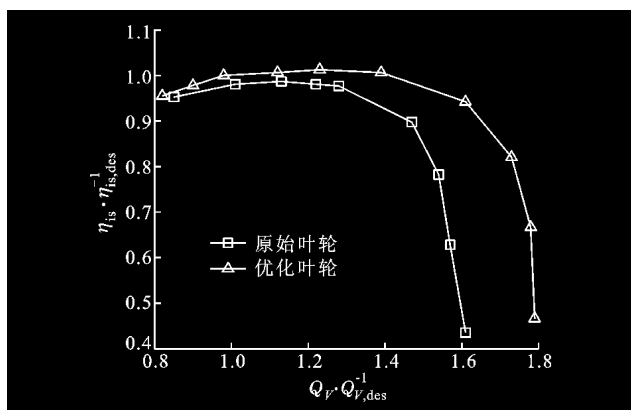
缩机组高压缸末级叶轮的叶片形状,应用 Kriging 方法进行了优化设计,并进行了优化前后的试验对比^[20-21].设计方法和上面的方法相同,设计过程中筛选了 10 个设计变量,根据均匀设计的方法安排了 31 个初始试验样本点,将迭代进行 10 次后的结果作为最终优化设计结果.

图 12 给出了优化前后叶轮计算性能的比较(图中 Q_v 为体积流量).优化叶轮相比原始叶轮,不仅效率和压比有所提高,而且工况范围更加宽广.根据优化结果加工制造了试验叶轮,并在试验台上进行了由叶轮、扩压器、涡壳及进出口管道组成的压缩机级的性能试验.试验装置如图 13 所示,图 14 给出了原始叶轮和试验叶轮的试验测量级性能比较.可见,由优化叶轮组成的基本级的性能要明显优于由原始叶轮组成的基本级,从而证明了所采用的优化设计方法应用于实际工程的可行性.

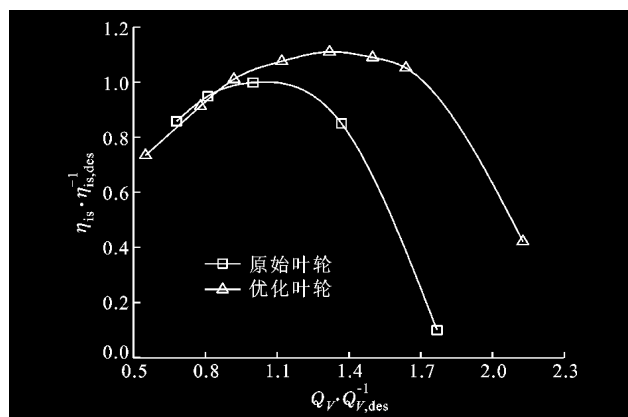
2.3 响应面与 Kriging 方法的比较研究

翼型形状设计是飞行器及叶轮机械气动设计的基础,有着重要的研究价值.作者在用三次 B 样条曲线对翼型几何形状进行参数化的基础上,分别用响应面方法和 Kriging 方法对某翼型进行了升阻比的最大优化,以研究这两种近似模型方法的优化效果^[22].

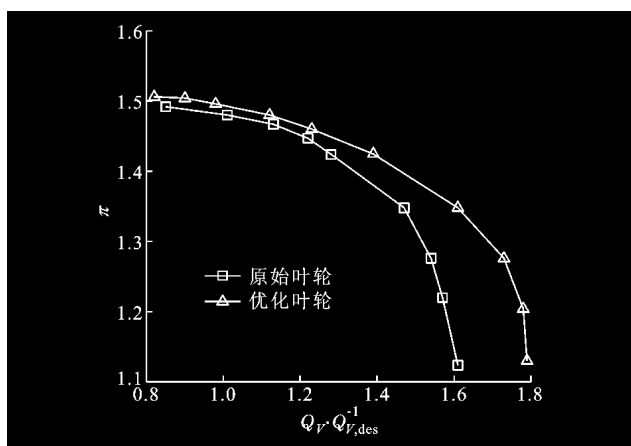
翼型优化设计以 NACA0012 翼型为初始翼型,要求在马赫数为 0.7、攻角为 3° 、雷诺数为 1.5×10^7 时,翼型的升阻比(C_L/C_D)最大,同时要求相对参考



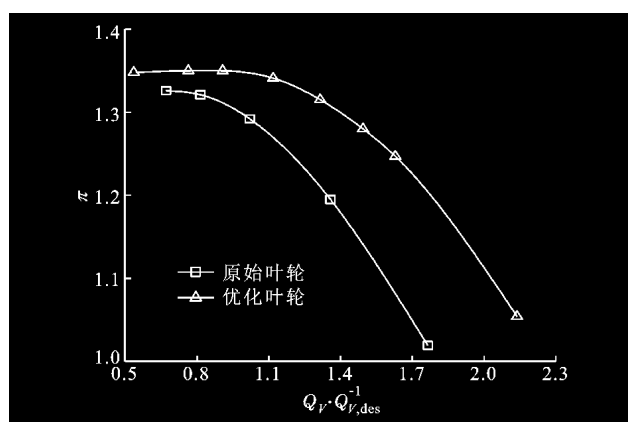
(a)等熵效率



(a)等熵效率



(b)压比



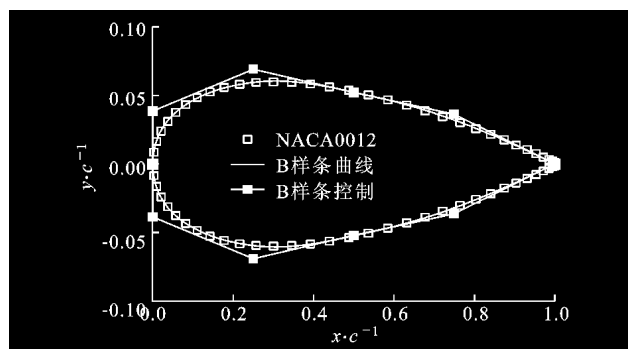
(b)压比

图12 优化前后叶轮的计算性能对比

图14 原始叶轮与优化叶轮的级性能试验比较



图13 试验装置实物照片



c:翼型弦长

图15 翼型几何参数化

翼型,设计翼型的面积不减.对此优化问题,通过引入罚函数来构造用于优化求解的综合目标函数.在用如图15所示的三次B样条曲线对翼型几何参数化后,翼型的上、下表面各用4个设计变量进行控制,并根据均匀设计表 U_{28}^* (28⁸)安排28个初始试验样本点.

在采用Kriging方法对翼型进行升阻比的最大优化设计时,经过54次迭代,即总共进行82次CFD分析计算后,得到了优化后的翼型.优化翼型

较原始翼型升力系数增加了48%,阻力系数减小了18%,而升阻比增大了81%.

在同样的初始试验样本的基础上,同时采用响应面方法进行同样的优化设计.在设计开始反复进行几次迭代之后,目标函数的最大值已不再发生变化,但该值却远远小于由Kriging方法优化得到的结果.这主要是由于响应面方法的拟合特性造成的:响应面方法能够快速地建立设计变量和目标之间的

近似响应关系,却无法使这种关系进一步精确。为改善响应面方法的设计结果,根据前面寻优的结果将设计空间缩减一半后再重复进行上述过程。最终在经过3次设计空间的缩减、共进行了136次CFD分析计算之后,得到了设计结果:优化翼型升力系数增加了31%,阻力系数减小了23%,而升阻比增大了70%。与Kriging方法相比,响应面方法在较高的计算成本之下并未得到较好的优化结果。造成此种情况的原因在于:用缩减设计空间的办法来改善响应面方法的设计结果,可能将最优解丢失。

图16显示了两种方法的综合目标函数收敛曲线。图17、图18分别显示了优化翼型和原始翼型的形状对比、表面压力系数分布对比。

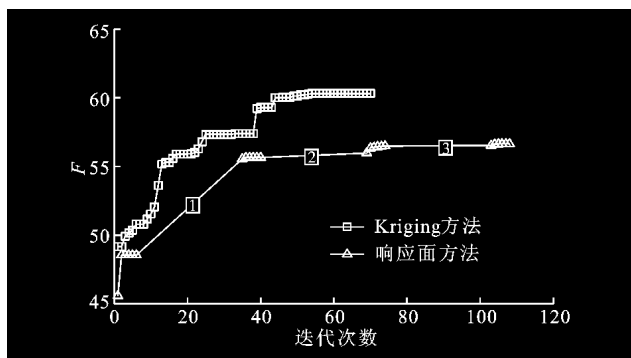


图16 综合目标函数收敛曲线

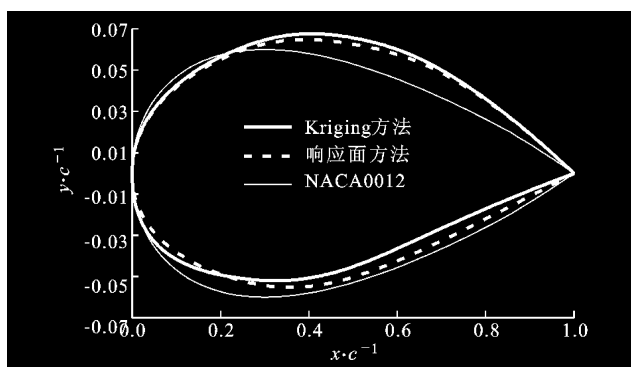


图17 优化前后翼型形状对比

2.4 人工神经网络技术在混流泵叶轮优化中的应用

作者在文献[23]中应用径向基函数人工神经网络技术,以扬程和效率作为设计目标,对单相混流泵的叶轮进行了优化设计。在优化过程中,采用了以角动量分布作为设计变量的三元叶轮叶片形状的间接参数化方法,利用2个输出层只有1个神经元的神经网络,分别单独对扬程和效率进行预测。

对叶轮叶片的参数化,采用前面所提出的基于逆命题的气动方法。设计中规定轮盘和轮盖处的角

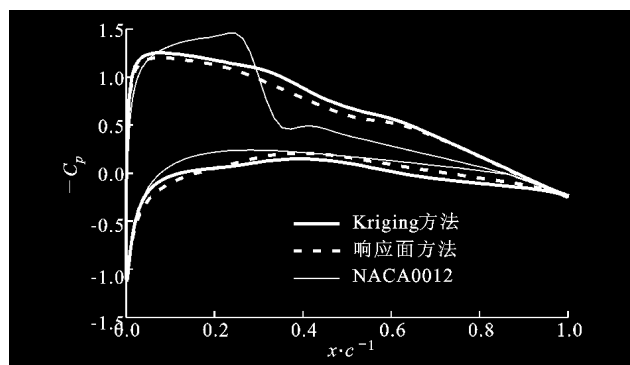


图18 优化前后翼型表面压力系数分布比较

动量分布均服从四次多项式规律,即

$$(v_{\theta r})_m = am^4 + bm^3 + cm^2 + dm + e$$

式中: $\bar{m}$ 为子午流线相对长度($\bar{m} \in [0, 1]$),进口处 $\bar{m}=0$,出口处 $\bar{m}=1$); a, b, c, d, e 为待定系数,需要由5个约束条件来确定。一般假定叶片进、出口处的角动量由设计参数确定,另外再给定3个变量,即叶片进、出口处动量矩的导数 $d(v_{\theta r})/d\bar{m}$ 及中间子午流线处($\bar{m}=0.5$)的 $v_{\theta r}$,就可以确定盘、盖处 $v_{\theta r}$ 的分布。假定轮盘和轮盖各流线的角动量分布服从线性分布规律,子午流道内完整的角动量分布就得以确定,由逆命题设计计算可以得到相应的叶片形状。将以上6个变量(轮盘、轮盖处各为3个)作为设计变量,即可实现对空间三元叶片的参数化。

在设计中,叶轮子午流道设计变量有4个,连同叶片的6个设计变量,共有10个设计变量。这些设计变量紧密相关,不能单独优化某一个设计参数,但若将所有设计变量同时进行优化,又会因为设计空间太大导致训练样本过多而难以建立设计变量和设计目标之间的响应关系。为此,作者将叶轮的设计参数分为子午流道设计参数和叶片设计参数2类:将叶片的设计变量视为子系统变量,用 $\mathbf{Y}$ 表示;将子午流道的设计变量视为中心系统变量,用 $\mathbf{X}$ 表示。首先,在子系统内保持子午流道的设计参数 $\mathbf{X}$ 不变而仅对叶片进行优化,得到相应的最优叶片设计参数 $\mathbf{y}$;然后,在中心系统内利用神经网络建立子午流道参数与相应的最优叶片设计参数之间的响应关系,计及叶片形状对叶轮性能的影响,对子午流道进行优化。上述问题可以描述为

$$\begin{cases} \max_{\mathbf{X}} F_1(\mathbf{X}, \mathbf{y}) \\ \mathbf{y} = \max_{\mathbf{X}} F_2(\mathbf{X}, \mathbf{Y}) \end{cases}$$

在设计过程中,首先在原始叶轮子午流道的基础上对叶轮叶片进行优化,对每个变量取4个水平

值,根据正交试验设计理论安排训练样本.根据试验设计理论的要求,选择28个训练样本,另外随机选取4个不同的数据点作为检验样本,对神经网络的预测性能进行检验.然后,在对叶轮子午流道进行优化设计的过程中,对每个变量取3个水平值,按均匀设计方法安排6个训练样本,另外随机取2个检验样本.

图19给出了优化后的叶轮子午流道形状.图20、图21分别给出了原始叶轮、优化叶片、优化叶轮之间的叶片动量矩分布比较和叶轮性能曲线比较.在设计工况下,优化后叶轮的扬程提高了12.9%,效率提高了4.5%.

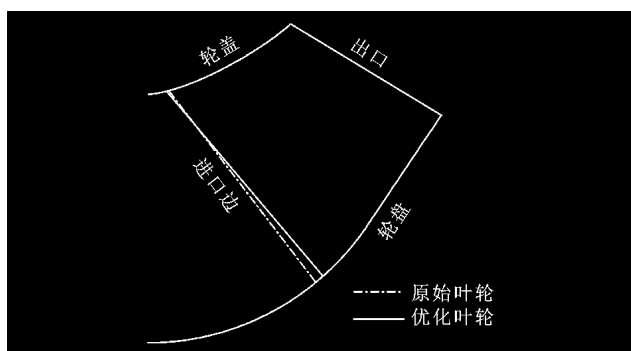


图19 优化前后的叶轮子午流道形状

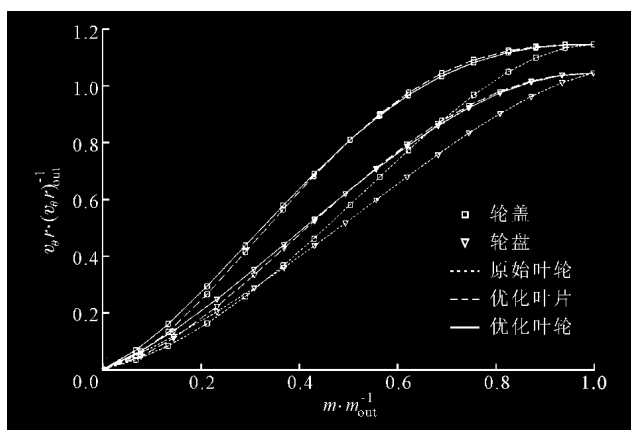


图20 优化前后的动量矩分布图

叶轮内部气液两相流动的机理与单相清水流动的机理差别较大,叶轮内部的流动状况与单相流动情况下的流动完全不同,在输送单相液体情况下性能良好的叶轮也并不一定适合输送气液两相流体.在文献[24]中,作者用与上面单相混流泵叶轮相同的优化方法,对气液两相混流泵叶轮进行了优化设计.在优化过程中,采用双流体多相流模型和两方程湍流模型对叶轮内部的气液两相流动进行了CFD分析.优化后的叶轮较原始叶轮扬程提高了

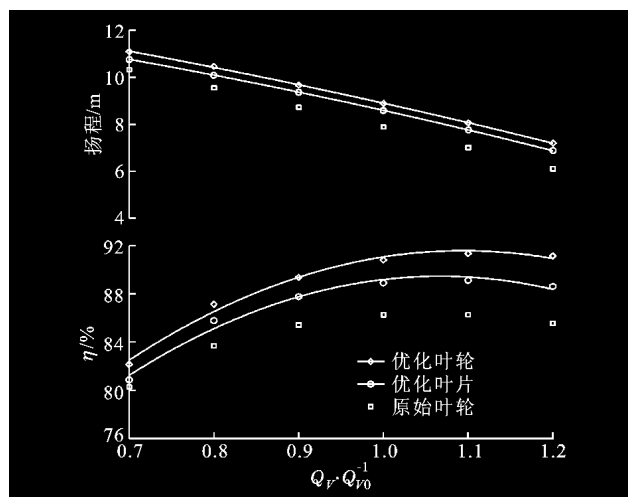


图21 优化前后的叶轮性能曲线比较

0.34 m,效率提高了9.68%,且在非设计流量下性能也有所提高.

3 结论和展望

近似模型方法平衡了基于CFD分析的叶轮机械气动优化设计中计算成本和计算精度这一对矛盾,其应用可以大大降低计算成本,加速设计过程.本文介绍了常用的几种近似模型方法,给出了近似模型方法应用于气动设计的基本步骤.近似模型方法在离心压缩机叶片扩压器、叶轮和混流泵叶轮设计等问题中的成功应用,展示了其广阔的工程应用前景.作者应用近似模型方法,已经建立了离心压机机部件及水泵叶轮的优化设计系统,并在工程设计中发挥了重要作用.

当然,近似模型方法在叶轮机械设计中的应用并不局限于此,作者认为以下工作值得进一步研究.

(1)在基于CFD分析的叶轮机械气动优化设计中,叶轮机械内部流动的数值模拟的准确性直接影响着设计结果的可靠性,发展更快速、更高准确性的CFD分析程序是工程设计的长久需要.

(2)近似模型方法可有效促进依赖于计算机仿真分析的不同学科之间的综合,在多学科设计优化中具有很好的应用潜力.另外,本文中的设计均是在一个设计工况点下进行的优化,如何有效地将近似模型方法应用于多学科、多工况的优化问题,是下一步即将研究的重要内容.

(3)在几何形状的优化设计中,几何参数化是影响优化设计的一个重要方面.如何用较少的设计参数覆盖更大的实际设计空间,是一个重要的课题.

(4)试验设计方法在近似模型方法中起着重要的作用.不同的近似模型方法和不同的优化对象应该选取合适的试验设计方法,但这方面的指导原则仍然比较欠缺.另外,当设计空间中的设计变量存在等式或不等式界定时,如何合理安排试验点,还需要进一步研究.

(5)在应用近似模型方法时,近似模型的预测能力直接影响着优化结果.如何进一步提高近似模型的精度,以及将各种近似模型方法结合应用,值得进行专门的研究.

参考文献:

- [1] Shahpar S. A comparative study of optimization methods for aerodynamic design of turbomachinery blades [C/CD]//Proceedings of ASME TURBO EXPO 2000: Turbomachinery. New York: ASME, 2000: 2000-GT-523.
- [2] Rumelhart D E, Widrow B, Lehr M A. The basic ideas in neural networks [J]. Communications of the ACM, 1994, 37(3): 87-92.
- [3] Simpson T W, Peplinski J D, Koch P N, et al. Meta-models for computer-based engineering design: survey and recommendations [J]. Engineering with Computers, 2001(17): 129-150.
- [4] Shyy W, Tucker P K, Vaidyanathan R. Response surface and neural network techniques for rocket engine injector optimization [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 391-401.
- [5] Madsen J I, Shyy W, Haftka R T. Response surface techniques for diffuser shape optimization [J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1512-1518.
- [6] Papila N, Shyy W, Haftka R. Assessment of neural net and polynomial-based techniques for aerodynamic applications [C/CD]//Proceedings of AIAA 17th Applied Aerodynamics Conference. Reston, USA: AIAA, 1999: AIAA 99-3167.
- [7] Vaidyanathan R, Papila N, Shyy W. Neural network and response surface methodology for rocket engine component optimization [C/CD]//Proceedings of 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Reston, USA: AIAA, 2000: AIAA 2000-4880.
- [8] Papila N, Shyy W, Griffin L. Shape optimization of supersonic turbines using global approximation methods [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 18(3): 509-518.
- [9] Madavan N K, Rai M M, Huber F W. Redesigning gas-generator turbines for improved unsteady aerodynamic performance using neural networks [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 669-677.
- [10] Pierret S. Turbomachinery blade design using a Navier-Stokes solver and artificial neural network [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 326-332.
- [11] 樊会元. 基于演化计算技术的离心压缩机静止叶栅设计方法的研究[D]. 西安: 西安交通大学能源与动力工程学院, 2000.
- [12] Pazzi P, Martelli F, Michelassi V, et al. The use of artificial neural networks for performance prediction of return channels for industrial centrifugal compressors [C]//Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002: Turbomachinery. New York: ASME, 2002: 629-637.
- [13] Benini E, Toffolo A. Axial-flow compressor model based on a cascade stacking technique and neural networks [C]//Proceedings of ASME TURBO EXPO 2002: Turbomachinery. New York: ASME, 2002: 629-637.
- [14] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J, et al. Kriging models for global approximation in simulation-based multidisciplinary design optimization [J]. AIAA Journal, 2001, 39(12): 2233-2241.
- [15] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 响应面方法在叶片扩压器优化设计中的应用研究[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(3): 391-394.
Wang Xiaofeng, Xi Guang, Wang Shangjin. Application of response surface methodology in the optimization design of vaned diffuser [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(3): 391-394.
- [16] 席光, 王晓锋, 蒋三红, 等. 基于三维粘性流动分析的离心压缩机叶轮设计方法[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(增刊): 54-57.
Xi Guang, Wang Xiaofeng, Jiang Sanhong, et al. Design method of centrifugal compressor impellers based on 3-D viscous flow analysis [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(Suppl): 54-57.
- [17] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 离心压缩机叶轮的响应面优化设计 I: 设计方法[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(3): 408-410.
Wang Xiaofeng, Xi Guang, Wang Shangjin. Response surface methodology for centrifugal compressor impeller optimization design, part I: design method [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(3): 408-410.
- [18] 席光, 王晓锋, 王尚锦. 离心压缩机叶轮的响应面优化设计 II: 实例及讨论[J]. 工程热物理学报, 2004, 25

- (3):411-413.
- Xi Guang, Wang Xiaofeng, Wang Shangjin. Response surface methodology for centrifugal compressor impeller optimization design, part II: example and discussion [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(3):411-413.
- [19] Wang X-F, Xi G, Wang Z-H. Aerodynamic optimization design of centrifugal compressor's impeller with Kriging model [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2006, 220(A6):589-597.
- [20] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 叶片厚度分布对超窄流道离心叶轮性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2004, 38(9): 975-979.
- Wang Xiaofeng, Xi Guang, Wang Shangjin. Effect of blade thickness on performance of small flow rate centrifugal compressor impellers [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2004, 38(9): 975-979.
- [21] 王晓锋. 基于三维粘性流场分析的离心压缩机叶轮近似模型优化设计[D]. 西安: 西安交通大学能源与动力工程学院, 2005.
- [22] 王晓锋, 席光, 王尚锦. Kriging 与响应面方法在气动优化设计中的应用[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(3): 423-425.
- Wang Xiaofeng, Xi Guang, Wang Shangjin. Application of Kriging and response surface method in the aerodynamics optimization design [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(3): 423-425.
- [23] 卢金铃, 席光, 祁大同. 三元叶轮子午流道和叶片的优化方法[J]. 西安交通大学学报, 2005, 39(9): 1021-1025.
- Lu Jinling, Xi Guang, Qi Datong. Optimization method of meridional channel and blade in 3-D impeller [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(9): 1021-1025.
- [24] 卢金铃. 单相及气液两相混流泵叶轮的优化设计及 PIV 实验研究[D]. 西安: 西安交通大学能源与动力工程学院, 2005.

(编辑 葛赵青)