



基于区间的风机系统翼型气动性能不确定性优化

屈小章^{1,2*}, 刘桂萍¹, 韩旭¹, 阳吉初²

1. 湖南大学汽车车身先进设计制造国家重点实验室, 长沙 410082;

2. 株洲联诚集团有限责任公司, 株洲 412001

*E-mail: quxiaozhang2001@163.com

收稿日期: 2016-07-19; 接受日期: 2017-01-17; 网络出版日期: 2017-07-21

国家自然科学基金项目(批准号: E050601)和湖南省科技计划重点项目(编号: 2015CK3021)资助

摘要 针对样本数据少、信息缺乏的工程问题, 研究了一种风机翼型气动性能区间的不确定性优化方法. 通过建立区间模型非概率可靠性指标, 在Kriging近似模型基础上, 构建了稳健性优化模型. 并采用了双重优化求解策略进行求解, 以提高优化效率. 为了提高叶型造型的拟合精度, 采用五项多项式方法对翼型各截面进行参数化建模. 通过和试验结果进行对比可知, 该方法可满足风机气动性能优化精度要求. 该方法为风机气动性能优化提供了新的途径, 为轨道交通风机系统节能减排的市场实用化奠定了基础.

关键词 风机, 区间模型, 不确定性优化, 翼型气动, 轨道列车

1 引言

随着全球城市化、工业化程度的不断深入, 轨道交通产业取得了长足的发展. 与此同时, 能源短缺和环境污染的问题也日趋严重, 人们的节能环保意识日益加强. 世界各国致力于推动低能耗低排放交通工具的发展, 节能降耗技术已成为未来轨道交通运输装备制造发展的必然趋势. 风机是全国耗电量最大的工业设备之一, 它也是保障轨道交通列车安全运行的重要核心部件之一, 主要用于对产生热源的仪器和设备进行冷却. 迄今为止, 应用在轨道交通运输装备风机主要包括牵引电机冷却作用的牵引风机、变压器风机、主冷风机、自动刹车电阻负载柜冷却风机和逆变器风机等, 功率一般在0.5~100 kW之间. 风机的运行效率对风机功率有很大的影响, 假如每台风机平均

每小时节约1 kWh, 以每列车10台风机计算, 一天大概节约电量200 kWh, 一个280列车机务段, 每年节约电量达 0.2×10^8 kWh, 我国一共有54个机务段, 可节省的电量为 10.9×10^8 kWh, 因此可以显著节省轨道交通列车的运行成本. 在满足运行条件下, 要降低风机的运行功率, 需要提高风机的效率, 因此必须提高风机的气动性能. 其中叶片数、叶片造型、轮毂比和叶片安装角等, 这些参数对风机的气动性能具有极大的影响, 通过对各参数的优化, 可提高风机的气动性能和运行效率.

目前国内外学者对风机气动性能和效率的优化做了大量的研究. 如Chon等人^[1]为了给输入、输出变量和功率的风机叶型进行优化, 采用专家系统进行优化和模拟计算. Rogalsky^[2]通过对二维叶片叶型给定压力分布和进出口流动角, 采用反向优化算法对栅角和展

引用格式: 屈小章, 刘桂萍, 韩旭, 等. 基于区间的风机系统翼型气动性能不确定性优化. 中国科学: 技术科学, 2017, 47: 955-964
Qu X Z, Liu G P, Han X, et al. Uncertain optimum design of aerodynamic performance of fan with interval uncertainty (in Chinese). Sci Sin Tech, 2017, 47: 955-964, doi: [10.1360/N092016-00250](https://doi.org/10.1360/N092016-00250)

弦比进行了优化. Talya等人^[3]采用解析方法涡轮冷却叶片进行了设计优化. Martin^[4]针对内冷却涡轮叶片, 在二维流场模型的基础上, 采用单向流固耦合技术, 对其进行了性能及结构优化设计. Oyama等人^[5]以最大化等熵效率和总压比为设计目标, 进行了基于进化计算的多级轴流压气机多目标优化设计. Sugimura^[6]针对离心风机的叶型和蜗壳扩张角, 在模拟退火法和神经网络的改进算法的基础上进行了优化. Mueller等人^[7]针对离心式压气机, 采用人工神经网络和遗传算法相结合对其进行了性能优化. Fu等人^[8]针对微型压气机, 采用顺次优化的多学科优化方法, 对其进行了优化设计. Wang和Xi^[9]针对高速离心压气机叶轮, 采用多学科优化方法对其进行了强度与气动性能优化研究. 黄东涛等人^[10]在三维不可压N-S方程与k-ε湍流模型和长短叶片与边界层吹气两种技术的优点上, 对叶轮的叶型进行了参数化优化. 丁伟^[11]就典型双目标函数的优化问题, 对6级的高压压气机进行了优化, 并考察了多目标遗传算法的寻优能力和保持种群多样性的能力. 郑赞韬等人^[12]针对液体火箭发动机用的离心泵技术参数, 以效率、轴功率和扬程为优化目标, 对离心叶轮进行单目标和多目标的优化设计. 卢金铃等人^[13]采用反问题的计算方法对叶片进行参数化, 并建立了一种基于三维黏性的流动分析叶轮优化设计的方法. 但该方法是对叶轮优化是在优化叶片的基础上进行叶轮子午流道优化, 可能会丢失一些叶轮形状. 李景银等人^[14]应用正交试验设计方法对离心风机叶片型线进行了计算和优化, 风机的效率比原始风机均有明显提高. 刘小民和张文斌^[15]采用遗传算法在离心叶轮上进行了多目标自动优化设计, 主要是针对风机系统性能优化, 而没有对叶轮结构进行轻量化研究. 于明等人^[16]和王荣桥等人^[17]则在Isight软件平台上, 分别对离心压气机和轴流涡轮叶片进行了多学科优化. 吴立强等人^[18]在三维气动分析实心涡轮叶片进行了性能及结构优化. 为了提高优化效率, 往往采用近似技术, 通过对小量的样本数进行拟合, 来代替原连续性大量样本数, 如Verstraete等人^[19]和van den Braembussche^[20]针对离心压气机叶轮, 采用遗传算法和近似模型技术, 对其进行了气动与强度多学科优化设计. 虞跨海等人^[21]利用Kriging近似模型对航空发动机涡轮叶片进行了性能及结构的外形优化设计. 韩永志^[22]采用了多个近似模型技术对涡轮叶片进行了多学科优化.

事实上, 无论是在生产过程中(如零部件加工公差、装配工艺差异等)还是在使用过程中都会遇到许多不确定因素, 因此采用不确定性分析可更好地提高产品性能的可靠性. 目前针对风机气动性能不确定性优化也有了一定的研究, 如倪俊等人^[23]采用Kriging模型和HL-RF的可靠性分析方法, 对涡轮叶片造型参数进行可靠性优化设计. 贺谦等人^[24]分别采用了6sigma可靠性及稳健优化对涡轮叶片的性能进行了的多学科优化. 与确定性优化相比, 采用不确定优化方法得到的涡轮叶片可靠性有了很大的提高.

概率分布的可靠性和稳健性优化方法需要大量的历史样本数据作为区间取值和确定概率类型的依据. 对于缺少样本数据的工程问题, 依然存在着参数取值和模型定义合理性的问题. 由于区间模型具有数据需要少, 求解方便和结果偏保守等优点, 区间模型在工程应用中已越来越广泛. 本文在区间模型的基础上, 研究了轨道列车风机翼型气动性能的不确定性优化设计方法, 以满足风机大批量生产的可靠性要求, 最后还采用试验对其精度进行验证.

2 区间不确定性优化方法

2.1 区间变量的可靠性指标

将不确定变量定义为 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$, $x_i \in x_i^l = [x_i^L, x_i^U]$ ($i = 1, 2, \dots, n$)表示对结构可靠性不确定性的影响因素, 其中 x_i^l 为变量区间, x_i^L 为区间下界和 x_i^U 为区间上界, n 是不确定向量的维数. 则区间 x_i^l 的中点 x_i^c 和半径 x_i^r 可表示^[25]为

$$\begin{aligned} x_i^c &= \frac{x_i^L + x_i^U}{2}, \\ x_i^r &= \frac{x_i^U - x_i^L}{2}. \end{aligned} \quad (1)$$

当结构中存在区间变量时, 则它的结构功能函数可表示为

$$M = g(\mathbf{x}) = g(x_1, x_2, \dots, x_n). \quad (2)$$

如果 $g(\cdot)$ 是连续性函数, 则 M 是区间变量. 假设 M 的均值和离差是 M^c 和 M^r , M^U 和 M^L 是它的上下界, 则区间模型非概率可靠性指标可定义^[26]为

$$\zeta = M^c / M^r = (M^U + M^L) / (M^U - M^L). \quad (3)$$

把 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$ 进行标准化处理, 令:

$$x_i = x_i^c + x_i^r w_i, \tag{4}$$

式中, \mathbf{w} 为标准化区间向量.

当 C_w 是 \mathbf{w} 张成的对称凸域, C_w^∞ 是 \mathbf{w} 扩展空间, 则有:

$$\begin{aligned} \mathbf{w} &= (w_1, w_2, \dots, w_n) \\ \in C_w &= \{\mathbf{w} : |w_i| \leq 1, i = 1, 2, \dots, n\} \\ \subset C_w^\infty &= \{\mathbf{w} : w_i \in (-\infty, +\infty), i = 1, 2, \dots, n\}. \end{aligned} \tag{5}$$

把式(4)代入式(2)中, 并令得到的公式等于0, 则可得到 C_w 和 C_w^∞ 空间的标准化失效面为

$$M = f(\mathbf{w}) = f(w_1, w_2, \dots, w_n) = 0. \tag{6}$$

因此, 在 C_w 和 C_w^∞ 空间中, 从坐标原点到标准化失效面的最短距离也可定义为非概率可靠性指标 ζ , 记为

$$\begin{aligned} \zeta &= M^c / M^r = \min\{\|\mathbf{w}\|_\infty\} \\ &= \min\{\max\{|w_1|, |w_2|, \dots, |w_n|\}\}. \end{aligned} \tag{7}$$

式(7)和(3)是在不同空间中对非概率可靠性指标进行定义的, 二者的物理意义是相同的.

依据式(6)可知, 当 $f(\mathbf{w}) = 0$ 时为失效面. 可将空间的基本参考量称之为失效域和安全域, 即当 $f(\mathbf{w}) < 0$ 表示处于失效域, 而当 $f(\mathbf{w}) > 0$ 为安全域.

若 $\zeta > 1$, 则 $f(\mathbf{w}) > 0$, 表示结构可靠; 若 $\zeta < -1$, 则 $f(\mathbf{w}) < 0$, 表示结构失效; 而在 $-1 < \zeta < 1$, 则处于中间区域, 存在安全和失效的可能.

2.2 基于区间的不确定性优化模型

在轨道风机翼型气动性能的优化设计中, 采用一般性的优化模型为

$$\begin{aligned} \min & f(\mathbf{d}), \\ \text{s.t.} & g_i(\mathbf{d}) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, l, \\ & \mathbf{d} \in S^m, \end{aligned} \tag{8}$$

式中, $f(\mathbf{d})$ 为目标函数, g_i 为约束函数, l 为对应约束函数的数量, \mathbf{d} 为 m 维设计变量, S^m 为设计空间.

基于区间的风机翼型气动性能优化模型表达式为

$$\begin{aligned} \min & f(\mathbf{d}, \mathbf{w}), \\ \text{s.t.} & g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, l, \\ & \mathbf{d} \in S^m, \mathbf{w} \in \mathbf{w}^I = [\mathbf{w}^L, \mathbf{w}^U], \\ & w_j \in w_j^I = [w_j^L, w_j^U], \quad j = 1, 2, \dots, p, \end{aligned} \tag{9}$$

式中, $f(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为目标函数, $g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为约束函数, \mathbf{w} 为 p 维不确定性变量, 它的不确定性用 p 维区间变量 \mathbf{w}^I 描述, \mathbf{w}^L 为区间变量的上界, \mathbf{w}^U 为区间变量的下界.

在式(9)中, 由于区间变量的存在, 使得目标函数和约束函数也存在上下边界的区间. 为了减少目标函数对不确定性的敏感程度, 保证设计的稳健性, 风机翼型气动性能区间不确定性优化表达式^[27]可表述为

$$\begin{aligned} \min & [f^c(\mathbf{d}, \mathbf{w}), f^r(\mathbf{d}, \mathbf{w})], \\ \text{s.t.} & g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, l, \\ & \zeta_k \geq \zeta_0, \quad (k = 1, 2, \dots, q), \\ & \mathbf{d} \in S^m, \mathbf{w} \in \mathbf{w}^I = [\mathbf{w}^L, \mathbf{w}^U], \end{aligned} \tag{10}$$

式中, $f^c(\mathbf{d}, \mathbf{w}) = \frac{1}{2}(f^U(\mathbf{d}, \mathbf{w}) + f^L(\mathbf{d}, \mathbf{w}))$,

$f^r(\mathbf{d}, \mathbf{w}) = \frac{1}{2}(f^U(\mathbf{d}, \mathbf{w}) - f^L(\mathbf{d}, \mathbf{w}))$, 即 $f^c(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为目标函数的均值, $f^r(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为目标函数区间取值的半径值, $f^U(\mathbf{d}, \mathbf{w}) = \max f(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为目标函数均值的上界, $f^L(\mathbf{d}, \mathbf{w}) = \min f(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为目标函数均值的下界, ζ_0 为指定可靠性指标, ζ_k 可靠性指标对应约束条件, q 为可靠性指标对应约束函数的数量.

本文采用加权处理将多目标问题转换成单目标, 进行加权处理后, 保证设计稳健性的气动性能区间不确定性优化模型为

$$\begin{aligned} \min & F(\mathbf{d}, \mathbf{w}) = \beta \cdot f^c(\mathbf{d}, \mathbf{w}) + (1 - \beta) \cdot f^r(\mathbf{d}, \mathbf{w}), \\ \text{s.t.} & g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, l, \\ & \zeta_k \geq \zeta_0, \quad (k = 1, 2, \dots, q), \\ & \mathbf{d} \in S^m, \mathbf{w} \in \mathbf{w}^I = [\mathbf{w}^L, \mathbf{w}^U], \end{aligned} \tag{11}$$

式中, β 为加权系数, $F(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为加权处理后的目标函数.

2.3 不确定性优化求解策略

可靠性分析是优化设计中求解核心的环节, 它耗时长, 计算成本高, 因此在对风机气动性能不确定性优化设计中, 很大程度因可靠性分析的效率而受到限制. 相对于随机可靠性分析, 基于区间的非概率可靠性分析的计算相对简单. 本文将非概率可靠性指标的求解和优化中的目标函数一起构成一个双重优化问题, 对它们作如下处理^[28].

外层优化:

$$\begin{aligned}
 & \text{Search } \mathbf{d}, \\
 & \min F(\mathbf{d}, \mathbf{w}), \\
 & \text{s.t. } a_k(\mathbf{d}, \mathbf{w}) \geq 0, \quad k = 1, 2, \dots, q, \\
 & \quad \mathbf{d} \in S^m, \quad \mathbf{w} \in \mathbf{w}^l = [\mathbf{w}^L, \mathbf{w}^U].
 \end{aligned} \tag{12}$$

内层优化:

$$\begin{aligned}
 & \text{Search } \mathbf{w} \\
 & \min a_k = h_k(\mathbf{d}, \mathbf{w}), \quad k = 1, 2, \dots, q, \\
 & \text{s.t. } \max(|w_1|, |w_2|, \dots, |w_n|) \geq \zeta_0, \\
 & \quad g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0, \quad i = 1, 2, \dots, l.
 \end{aligned} \tag{13}$$

如果变量 \mathbf{d} 初值在内层优化中不变, 在空间内搜索标准变量 \mathbf{w} , 使得 $a_k = h_k(\mathbf{d}, \mathbf{w})$, ($k = 1, 2, \dots, q$)最小, 且满足 $\zeta_k \geq \zeta_0$ 和 $g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0$ ($i = 1, 2, \dots, l$). 把内层优化中变量 \mathbf{w} 计算的结果代入到外层优化中, 采用稳健优化方法计算变量参数 \mathbf{d} , 使其达到最小值, 并满足 $a_k = h_k(\mathbf{d}, \mathbf{w})$, ($k = 1, 2, \dots, q$)的约束条件. 按照此步骤循环迭代直到 \mathbf{d} 和 \mathbf{w} 达到了稳定值. 其具体的求解步骤如下:

(1) 确定初始的设计变量参数 \mathbf{d} , 并在外层优化中传递给内层优化后 \mathbf{d} 定固. 首先进行内层优化, 使得 $a_k = h_k(\mathbf{d}, \mathbf{w})$, ($k = 1, 2, \dots, q$)最小, 并求最可能失效点 \mathbf{w} , 并满足 $\zeta_k \geq \zeta_0$ 和 $g_i(\mathbf{d}, \mathbf{w}) < 0$ ($i = 1, 2, \dots, l$)的条件.

(2) 在确定 \mathbf{w} 时进行外层优化, 外层优化为一般性的优化, 在优化时须满足 $\zeta_k \geq \zeta_0$ 和 $a_k(\mathbf{d}, \mathbf{w}) \geq 0$ 的约束条件. 得到的优化结果再传递给内层优化中. 因为 ζ_k 为 \mathbf{w} 的函数, 在进行 ζ_k 计算时, 采用前一次的优化迭代结果, 当次计算得到的 \mathbf{w} 传到内层优化设计中.

(3) 依据收敛准则判断外层优化是否收敛, 若满足最优先解的收敛准则, 转步骤(4), 否则回到步骤(2)继续优化计算直到满足收敛要求. (收敛准则: 满足最大循环次数 I_{\max} 或收敛因子 ε 的要求, 即当循环次数达到了 I_{\max} , 则优化计算结束或目标函数的变化率满足 $(f^{(i+1)} - f^i) / f^i < \varepsilon$ 时, 则优化计算结束.

(4) 输出优化结果, 结束.

在优化计算时, 外层优化要不断地调用内层优化, 而内层优化又要不断地调用风机气动性能计算程序. 如果要保证高精度, 则需要很多的样本计算, 而风机气动性能具有较大的计算量, 因此优化计算效率很低甚至无法进行, 使在工程应用中受到了很大的限制. 为了提升优化效率, 简化优化过程和降低计算成本, 本

文采用Kriging模型来拟合风机翼型气动性能计算的样本数据, 可显著提高优化效率.

3 风机气动性能分析模型及试验

3.1 气动性能分析模型

风机流体计算中, 湍流模型为Realizable $k-\varepsilon$. 该模型在流动域计算应用中比较广泛, 主要特点是精确预测平板和圆柱射流的传播, 对包括旋转、有大反压力梯度的边界层、分离、回流等现象有更好的预测结果. 它的湍动能及耗散率输运方程^[29]为

$$\begin{aligned}
 \rho \frac{dk}{dt} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M, \\
 \rho \frac{d\varepsilon}{dt} &= \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + \rho C_1 S \varepsilon \\
 &\quad - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} C_b,
 \end{aligned} \tag{14}$$

式中, $C_1 = \max[0.43, \eta / (\eta + 5)]$; $\eta = SK / \varepsilon$, G_k 为平均速度梯度的湍动能, G_b 为浮力影响引起的湍动能, Y_M 为可压缩湍流脉动对总膨胀率的影响, C_2 和 $C_{1\varepsilon}$ 为常数, $C_2 = 1.9$, $C_{1\varepsilon} = 1.44$; σ_k 和 σ_ε ($\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.2$)分别为湍动能和耗散率的湍流普朗特数.

风机的流量为4.7 m³/s, 叶轮转速为2930 r/min, 叶轮叶片数为12, 后导叶片数为18, 轮毂比为0.72. 采用三维软件Solidworks建模, 采用TurboGrid网格处理后导入流体分析软件Fluent进行流场分析. 在进行网格处理时, 采用适应性强的四面体非结构网格对其进行离散, 离散后整个流体域的网格数约为2.9×10⁶, 如图1所示. 经分析得到的马赫数 Ma 为0.044, 雷诺数 Re 在标准大气压下为63045.

3.2 试验方法

为了验证优化结果的正确性, 依据GB/T1236-2000《工业风机用标准化风道进行性能试验》建立风机性能测试方案及装置. 此试验的主要设备有进气管道、连接管路、节流锥、压力测量议、导流器和测试管路等, 安装类型为D型. 使用U型管、微压计和皮托管对风机的管路静压和动压进行测量, 采用节流锥对流量进行调节. 采用DJYC型电动机运行测试仪对风机的轴功率进行测试, 其精度为±1%. 风机转速采用

PAX1000数字式转速表进行测试,其精度为 ± 0.1 ,风机转速采用工业变频器进行调节,它的输出电压为400 V,输出频率为10~300 Hz,最大试验功率为75 kW,风机性能测试装置见图2.

4 风机气动性能优化结果及对比分析

4.1 叶片造型参数化设计

翼型叶片目前采用的是几个截面的叶型沿叶高积叠而成,其主要技术参数有弦长 b ,叶片长度 s ,前缘半径 R_q ,后缘半径 R_h ,冲角 i ,前缘构造角 β_q ,后缘构造角 β_h ,进口气流角 β_1 ,出口气流角 β_2 ,叶片安装角 γ ,进口边前缘楔角 φ_1 ,出口边前缘楔角 φ_2 ,落后角 δ ,叶型轴向宽度 S ,叶型最大厚度 R_{max} 和喉部宽度 a 等.采用五项

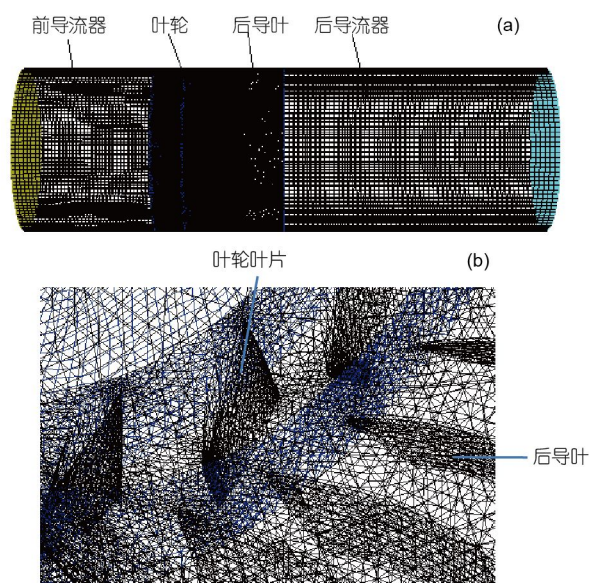


图1 (网络版彩图)风机的非结构网格模型. (a) 总体网格图; (b) 叶轮叶片和后导叶片局部放大图



图2 (网络版彩图)风机性能测试装置

式^[30]确定叶片各个截面型线,从而可以得出叶片上各点的位置.为了保证整个叶片积叠不失真,选用5个关键截面,并选用叶片安装角 γ_i ,前缘半径 R_{qi} ,后缘半径 R_{hi} 和弦长 b_i 为设计变量. $i=1,2,\dots,5$ 表示叶片的各截面号,表1为叶片的不确定性参数.

4.2 近似优化模型及优化流程

基于近似模型的风机气动性能区间不确定性优化数学表达式为

$$\begin{aligned} \min & [\beta \cdot \tilde{X}^c(\mathbf{d}, \mathbf{w}) + (1-\beta) \cdot \tilde{X}^r(\mathbf{d}, \mathbf{w})], \\ \text{s.t. } & \tilde{g}_1 = \tilde{D}(\mathbf{d}, \mathbf{w}) - D_{\min}(\mathbf{d}, \mathbf{w}) \geq 0, \\ & \tilde{g}_2 = \tilde{P}(\mathbf{d}, \mathbf{w}) - P_{\min}(\mathbf{d}, \mathbf{w}) \geq 0, \\ & \tilde{\zeta}_j \geq \zeta_0, \quad (j = 1, 2, \dots, N), \\ & \mathbf{d} \in S^m, \mathbf{w} \in \mathbf{w}^l = [\mathbf{w}^l, \mathbf{w}^u], \end{aligned} \quad (16)$$

式中,“ \sim ”为近似模型优化函数. $\tilde{X}^c(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 和 $\tilde{X}^r(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 分别为风机全压效率的平均值和区间半径值. \tilde{g}_1 和 \tilde{g}_2 分别为风机的流量与压力约束函数. $\tilde{D}(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为风机体积流量, $D_{\min}(\mathbf{d}, \mathbf{w})=4.7 \text{ m}^3/\text{s}$ 为最小流量. $\tilde{P}(\mathbf{d}, \mathbf{w})$ 为风机静压, $P_{\min}(\mathbf{d}, \mathbf{w})=1900 \text{ Pa}$ 为最小静压. β 取为0.5. $\mathbf{d} \in S^m = (\gamma_i, R_{qi}, R_{hi}, b_i)$ 为叶片造型各设计参数值. \mathbf{w} 为各设计参数的区间变量, \mathbf{w}^l 和 \mathbf{w}^u 分别为区间变量的下上界限,如表1所示. $\tilde{\zeta}_j$ 为可靠性指标约束函数, ζ_0 为可靠性指标约束值,分别取1.0, 1.2和1.5.

风机翼型气动性能区间不确定性优化的流程如图3所示.其详细过程为:首先,建立风机的流场模型,并采用试验方法对气动性能分析结果进行验证,确保风机流场模型的可靠性;其次,定义叶片主要设计参数的区间,采用DOE设计方法进行采样,建立采样空间,并保存到样本点的数据库中,再利用Kriging模型连续化构建,并采用确定性优化来验证和重构近似模型,保证拟合精度;然后,建立风机气动性能优化参数的区间分布和可靠性指标约束条件,并设置优化设计变量区间值、优化约束条件及优化目标函数;最后,保证设计的稳健性,对风机的气动性能进行区间不确定性优化.优化后,采用计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)方法判断其精度是否符合要求.

4.3 优化结果

采用遗传算法对式(12)进行计算,不同可靠性指

表1 叶片的不确定性参数

名称变量	叶型安装角 $\gamma(^{\circ})$					前缘半径 $R_q(\text{mm})$				
	γ_1	γ_2	γ_3	γ_4	γ_5	R_{q1}	R_{q2}	R_{q3}	R_{q4}	R_{q5}
初值	40.1	38.1	35.2	30.3	24.3	1.8	1.7	1.65	1.55	1.4
变量上界	38.1	36.1	33.2	28.3	22.3	1.25	1.2	1.15	1.05	0.9
变量下界	42.1	40.1	37.2	32.3	26.3	2.25	2.2	2.15	2.05	1.9

名称变量	后缘半径 $R_h(\text{mm})$					叶型弦长 $b(\text{mm})$				
	R_{h1}	R_{h2}	R_{h3}	R_{h4}	R_{h5}	b_1	b_2	b_3	b_4	b_5
初值	1.15	1.1	1.05	1	0.9	148.2	146	140.6	131.6	119
变量上界	0.6	0.6	0.55	0.5	0.4	147.2	145	139.6	130.6	118
变量下界	1.65	1.6	1.55	1.5	1.4	149.2	147	141.6	132.6	120

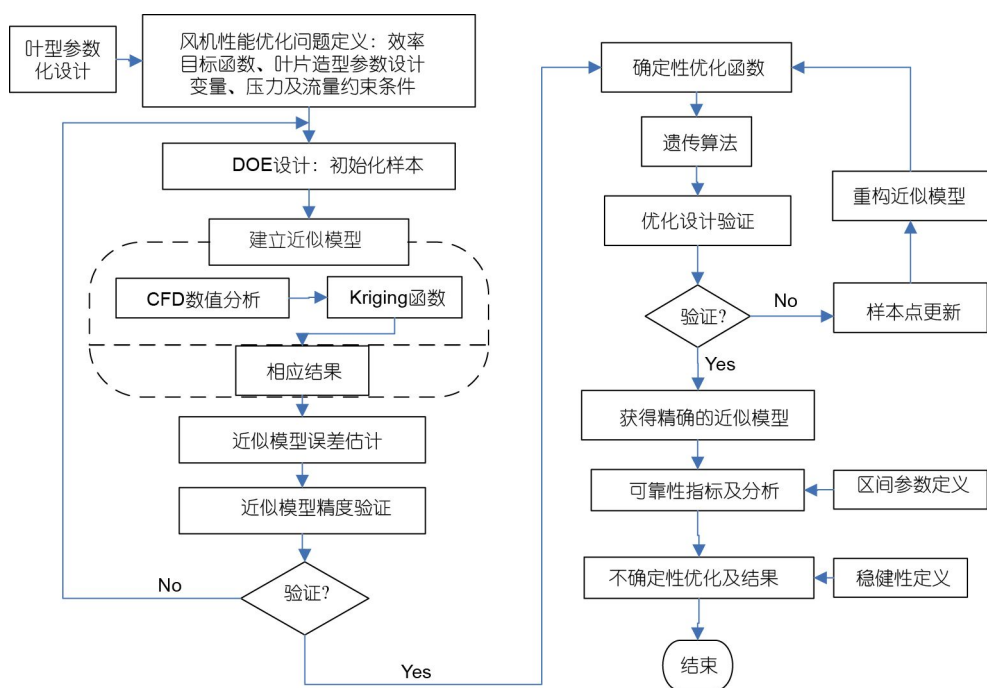


图3 风机翼型气动性能不确定性优化流程

标 ζ 的不确定性优化结果见表2所示. 相对初始的风机效率75.1%, 优化后, 风机全压效率在 $\zeta = 1.5$ 和工况点上提高了0.98%, 最大点提高了1.51%. 可靠性指标 ζ 越小, 虽然计算出的效率越大, 但压力和流量越小, 在实际工程应用中允许的偏差范围也越小, 可靠性也越差. 而 ζ 越大, 计算出的压力和流量也越大, 因此在工程应用中允许的偏差也越大, 稳健也越好.

采用CFD计算方法验证表2中优化结果, 结果见表3所示. 通过分析可知, 最大误差为0.84%, 在 $\zeta = 1.0$ 的流量计算处, 因此精度满足所设置的3%

的要求.

4.4 试验对比分析

依据上述所建立的风机性能试验方案对优化后的风机进行试验, 对优化后的样机试制严格控制质量. 图4给出了试验与优化后CFD计算结果的比较, 通过分析可知, 计算和试验具有一定的差异. 从图4(a)可以分析出试验结果的压力系数比计算结果稍大一些, 最大偏差0.0017. 从图4(b)和(c)可以分析出, 随流量和压力的变化, CFD计算的全压效率要略大于试验的结果,

表2 优化设计结果

名称	变量	初始值	不同可靠性指标 ζ 的优化结果		
			1.0	1.2	1.5
叶型安装角 γ (度)	γ_1	40.1	40.156	40.187	40.165
	γ_2	38.1	38.178	38.045	38.224
	γ_3	35.2	35.826	35.461	35.589
	γ_4	30.3	29.962	30.468	30.854
	γ_5	24.3	24.654	24.765	24.786
前缘半径 R_q (mm)	R_{q1}	1.8	2.060	1.979	1.566
	R_{q2}	1.7	1.838	1.772	1.527
	R_{q3}	1.65	1.533	1.641	1.504
	R_{q4}	1.55	1.869	1.613	1.845
	R_{q5}	1.4	1.377	1.504	1.041
后缘半径 R_h (mm)	R_{h1}	1.15	1.433	1.303	1.002
	R_{h2}	1.1	1.184	1.183	0.953
	R_{h3}	1.05	0.951	1.028	0.915
	R_{h4}	1.0	1.256	0.994	1.232
	R_{h5}	0.9	0.867	0.969	0.624
叶型弦长 b (mm)	b_1	148.2	148.79	148.56	147.77
	b_2	146.0	146.20	146.18	145.26
	b_3	140.6	140.37	140.55	140.34
	b_4	131.6	132.17	131.58	131.34
	b_5	119.0	118.97	119.18	118.72
	流量 Q (m^3/s)	4.70	4.798	4.823	4.851
	静压 P (Pa)	1973.4	1930.8	1943.6	1958.4
	全压效率 η_q (%)	75.10	76.62	76.47	76.31

表3 优化误差分析

类型	$\zeta = 1.0$			$\zeta = 1.2$			$\zeta = 1.5$		
	优化值	CFD	误差	优化值	CFD	误差	优化值	CFD	误差
流量 Q (m^3/s)	4.798	4.76	0.84%	4.823	4.80	0.46%	4.851	4.83	0.46%
静压 P (Pa)	1930.8	1932	0.08%	1943.6	1945	0.09%	1958.4	1960	0.09%
全压效率 η_q (%)	76.62	76.5	0.14%	76.47	76.2	0.37%	76.31	76.1	0.30%

其中最大相差0.52%, 工况点相差0.16%, 在工况点处误差较小. 从图4(d)可以分析出, 试验所测的轴功率要大于CFD计算结果, 最大误差为0.21 kW, 误差率为1.60%. 以上结果均能满足工程应用的精度要求. 计算和试验存在的误差主要由以下原因: (1) CFD计算采

用的是非定常不可压缩计算方法, 气体采用的是理想空气, 而实际试验所测的气体参数是有所偏差的, 而且气体在风机流场运行时, 存在一定的压缩性; (2) 风机的设计与制造存在一定的偏差, 特别是一些主要技术参数稍有偏差, 对性能的影响都有较大的影响; (3)

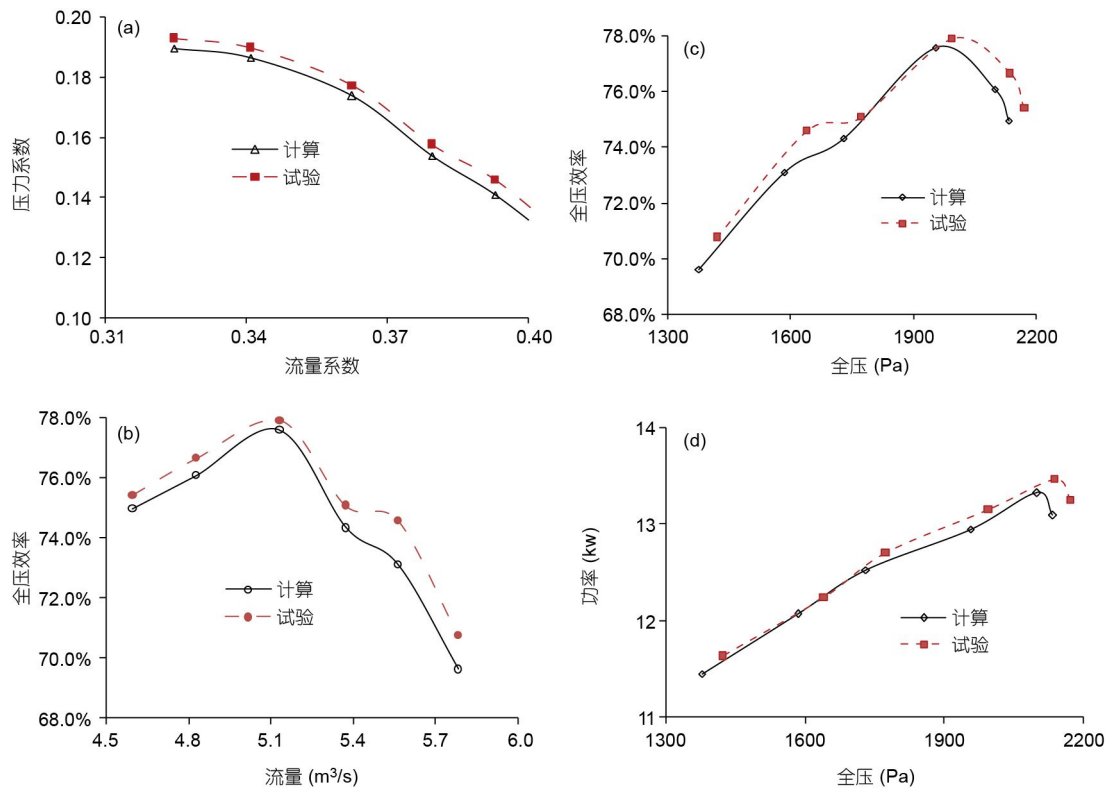


图4 (网路版彩图)优化后风机性能计算与试验对比曲线。(a) 压力与流量系数的关系曲线; (b) 全压效率与流量的关系曲线; (c) 全压效率与压力的关系曲线; (d) 轴功率与全压的关系曲线

由于试验过程中管道的密封性问题,存在一定的泄漏,因此所测结果和实际结果存在一定的误差;(4)在CFD在计算轴功率时没有考虑机械摩擦和电机功率的效率等,而试验风机轴功率是通过电机总功率和电机的效率相乘所得到的,电机的实际效率和理论存在一定的误差;(5)试验方法采用皮托管方法,许多压力参数是试验人员在不断变化参数中预估的,存在着误差。

5 结论

将区间不确定性优化方法应用于轨道风机气动

性能设计中,通过建立区间变量的非概率可靠性指标,在保证设计的稳健性,建立了风机气动性能区间不确定性优化模型.为了提高优化效率,简化优化过程和降低计算成本,采用Kriging近似模型和双重优化求解策略.运用五项多项式方法对叶型各截面进行参数化建模,以提高叶型造型的拟合精度.优化后,得到了不同可靠性指标 ζ 的叶片造型和优化结果.采用CFD计算和试验对优化结果的精度进行验证,结果表明该方法可满足风机气动性能优化要求.通过优化后风机效率在工况点上提高了0.98%,最大点提高了1.51%。

参考文献

- 1 Chon Y, Kim K I, Kim K. A knowledge-based system for centrifugal fan blade design. *Eng Appl Artif Int*, 1993, 6: 425-435
- 2 Rogalsky T P. Aerodynamic Shape Optimization of Fan Blades. Dissertation of Masterol Degree. Winnipeg: Uliiversity of Mallitoba, 1998
- 3 Talya S S, Chattopadhyay A, Rajadas J N. An integrated multidisciplinary design optimization procedure for cooled gas turbine blades. In: 41st AIAA/ASME/ASCE Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Atlanta, 2000
- 4 Martin T J. Computer-automated multi-disciplinary analysis and design optimization of internally cooled turbine blades. Dissertation of Doctorol Degree. Central County: Pennsylvania State University, 2001

- 5 Oyama A, Liou M S, Obayashi S. Transonic axial-flow blade optimization: Evolutionary algorithms/three-dimensional navier-stokes solver. *J Propul Power*, 2004, 20: 612–619
- 6 Sugimura K. Aerodynamic shape optimization and knowledge data mining of a centrifugal fan. *Turbomachinery*, 2006, 34: 357–365
- 7 Mueller L, Alsalihi Z, Verstraete T. Multidisciplinary optimization of a turbocharger radial turbine. *J Turbomach*, 2013, 135: 021022
- 8 Fu L, Shi Y, Deng Q, et al. Integrated optimization design for a radial turbine wheel of a 100 kW-class microturbine. *J Eng Gas Turb Power*, 2012, 134: 012301
- 9 Wang H, Xi G. Multidisciplinary optimization of the centrifugal compressor impeller of a micro gas turbine. In: XVIII International Symposium on Air Breathing Engines. Beijing: ISABE, 2007
- 10 黄东涛, 边晓东, 唐旭东, 等. 长短叶片开缝技术在离心风机设计中的应用. *清华大学学报(自然科学版)*, 1999, 39: 6–9
- 11 丁伟. 基于多目标遗传算法的多级轴流压气机气动优化设计技术研究. *推进技术*, 2006, 27: 230–233
- 12 郑赞韬, 蔡国飙, 尹贵增. 液体火箭发动机离心泵叶轮的多目标优化设计. *火箭推进*, 2006, 32: 14–18
- 13 卢金铃, 席光, 祁大同. 三元叶轮子午流道和叶片的优化方法. *西安交通大学学报*, 2005, 39: 1022–1025
- 14 李景银, 牛子宁, 梁亚勋. 可控减速法设计离心风机两元叶片的研究. *西安交通大学学报*, 2009, 43: 67–70
- 15 刘小民, 张文斌. 采用遗传算法的离心叶轮多目标自动优化设计. *西安交通大学学报*, 2010, 44: 33–35
- 16 于明, 刘永涛, 李磊, 等. 基于双循环的离心叶轮多学科可靠性设计. *航空学报*, 2012, 33: 651–657
- 17 王荣桥, 贾志刚, 扬俊杰, 等. 基于多层优化策略的涡轮盘叶优化设计研究. *航空动力学报*, 2012, 27: 1201–1209
- 18 吴立强, 尹泽勇, 蔡显新. 航空发动机涡轮叶片的多学科设计优化. *航空动力学报*, 2005, 20: 795–801
- 19 Verstraete T, Alsalihi Z, Van den Braembussche R A. Multidisciplinary optimization of a radial compressor for microgas turbine applications. *J Turbomach*, 2010, 132: 031004
- 20 Van den Braembussche R A. Optimization of radial impeller geometry. In: Design and Analysis of High Speed Pumps. Educational Notes RTO-EN-AVT-143, Paper 13. Neuilly-sur-Seine, France: RTO, 2006
- 21 虞跨海, 王金生, 杨茜, 等. 基于近似的涡轮冷却叶片外形多学科设计优化. *机械工程学报*, 2011, 47: 106–112
- 22 韩永志. 涡轮叶片多学科设计优化及近似技术研究. 硕士学位论文. 西安: 西北工业大学, 2007
- 23 倪俊, 虞跨海, 岳珠峰. 基于可靠性的涡轮叶片双循环多学科设计优化. *航空动力学报*, 2009, 24: 2051–2056
- 24 贺谦, 李元生, 温志勋, 等. 涡轮叶片多学科可靠性及稳健设计优化. *推进技术*, 2010, 31: 193–197
- 25 Han X, Jiang C, Liu L X, et al. Response-surface-based structural reliability analysis with random and interval mixed uncertainties. *Sci China Tech Sci*, 2014, 57: 1322–1334
- 26 方鹏亚, 常新龙, 胡宽, 等. 基于区间不确定性的涡轮盘强度可靠性优化设计. *推进技术*, 2013, 34: 962–967
- 27 Jiang C, Han X, Liu G R, et al. A nonlinear interval number programming method for uncertain optimization problems. *Eur J Oper Res*, 2008, 188: 1–13
- 28 樊建平, 陈旭勇. 基于区间模型结构稳健优化设计. *固体力学学报*, 2014, 39: 539–544
- 29 Zhang Q, Hisada T. Studies of the strong coupling and weak coupling methods in FSI analysis. *Int J Numer Meth Engng*, 2004, 60: 2013–2029
- 30 冯进, 符达良. 涡轮钻具涡轮叶片造型设计新方法. *石油机械*, 2000, 28: 9–12

Uncertain optimum design of aerodynamic performance of fan with interval uncertainty

QU XiaoZhang^{1,2}, LIU GuiPing¹, HAN Xu¹ & YANG JiChu²

¹ State Key Laboratory of Advanced Design and Manufacturing for Vehicle Body, Hunan University, Changsha 410082, China;

² Zhuzhou Lince Group Co., Ltd, Zhuzhou 412001, China

In view of the insufficient samples and information of engineering problem, an uncertain optimization design for aerodynamic performance of fan wing based on interval and robustness was studied. Based on the reliability index of interval variables, a robust optimization model was constructed on the basis of the mathematical model of Kriging approximate function, and the dual optimization method is used to solve the optimization problem in order to improve optimization efficiency. In order to improve the fitting precision of the leaf shape modeling, five polynomial methods were applied to establish the parameters of the airfoil model. The problem of insufficient sample data of fan blade parameters was solved effectively, and the results showed that the method could meet the requirement of accuracy of fan performance. A new approach was provided to fan aerodynamic performance optimization, the paper paved the way for the energy-saving emission reduction market.

fan, interval model, uncertain optimization, airfoil aerodynamic, railway train

doi: 10.1360/N092016-00250