

文章编号:1000-8055(2012)10-2336-06

基于试验设计及支持向量机的向心叶轮 结构优化设计方法

米 栋^{1,2}, 尹泽勇^{1,2}, 钱正明², 张志佺², 冯立勇²

(1. 北京航空航天大学 能源动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团 航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对向心叶轮结构优化设计耗时长的难点, 研究并采用了 2 类关键技术: 其一是利用试验设计技术从大量的轮盘结构尺寸中挑选出重要尺寸作为优化设计变量, 以减小优化问题规模; 其二是利用支持向量机技术建立向心叶轮强度及振动分析的代理模型, 以缩短分析时间。在以上研究工作的基础上建立了 1 种快速高效的向心叶轮结构优化设计方法。随后的 1 个算例表明: 优化后的叶轮寿命提高 4 倍, 优化设计时间为传统方法的 1/27, 具有良好的工程应用前景。

关 键 词: 向心叶轮; 试验设计; 支持向量机; 强度振动分析; 结构优化设计

中图分类号: V232

文献标志码: A

Structure optimization method of radial inflow impeller based on design of experiment and support vector machine

MI Dong^{1,2}, YIN Ze-yong^{1,2}, QIAN Zheng-ming²,
ZHANG Zhi-yi², FENG Li-yong²

(1. School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: The investigation of two critical techniques was conducted to shorten the structure optimization time of a radial inflow impeller. Firstly, in order to reduce optimization scale, the technique of design of experiment (DOE) was used to choose the critical ones from a large number of disk structure dimensions as the optimization design variables. Secondly, in order to lessen analysis time, the technique of support vector machine (SVM) was used to establish surrogate model for stress and vibration analysis of the radial inflow impeller. Based on the investigation above, a structure optimization method of radial inflow impeller was presented, which was low time-consuming. It was demonstrated by one example that the life of optimized impeller increased almost four times and optimization time was one twenty-seventh of that of traditional optimization method.

Key words: radial inflow impeller; design of experiment; support vector machine; stress and vibration analysis; structure optimization

收稿日期: 2012-05-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2336_024.html

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2006AA04Z418)

作者简介: 米栋(1973—), 男, 湖南洞口人, 高级工程师, 博士生, 主要从事航空发动机强度及多学科设计优化工作。

向心叶轮具有落压比高,做功能力强,小流量下能保持较高性能,且零件数少,制造成本低等优点,目前已广泛在中小型航空动力辅助装置^[1](auxiliary power unit, APU)及紧急备用动力装置^[2](emergency power unit, EPU)涡轮部件中应用。作为热端部件,向心叶轮承受较大的热载荷与离心载荷,工作条件恶劣,一般都是发动机最短寿命件。向心叶轮应力危险点一般位于叶根、减重槽及轮心 3 个部位,结构设计要求这 3 个部位应力尽可能低,然而这 3 个方面的要求通常存在着冲突,因此有必要采用优化设计来平衡这些冲突。

国内外学者在向心叶轮结构强度方面展开了一定的研究,其中文献[3]建立了 1 套向心叶轮的参数化建模及六面体分网方法,文献[4-5]对向心叶轮的振动特性进行了分析。相对而言,在向心叶轮结构强度优化设计方面的工作非常少。与向心叶轮结构相似的离心叶轮领域开展的优化设计工作相对较多,其中文献[6]利用有限元分析方法,按照工程经验对离心叶轮进行了人工手动调整优化,降低了应力。文献[7]同样利用有限元分析结果,采用软件集成技术实现了离心叶轮的全自动优化。文献[8]开发了一种基于一维气动分析的离心叶轮优化方法及软件。文献[9]以加工性好及气动性能高为目标,建立了一种适用于离心叶轮方案阶段的优化设计方法。文献[10]利用软件集成及优化技术开发了 1 套全自动的离心叶轮气动优化设计软件框架。文献[11]采用遗传算法以及超传递近似法对火箭发动机离心泵叶轮进行了气动性能多目标优化;文献[12-14]利用遗传算法对离心叶轮的进行了气动性能优化,取得了良好效果。

目前优化设计技术在处理向心叶轮结构强度优化时,工程上会遇到如下难点:一是叶轮的结构尺寸较多,若全部选为优化设计变量会造成优化规模庞大,寻优迭代次数增多,大大增加时间成本而难以在工程上应用。传统的解决办法是凭经验挑选重要尺寸,但这对优化工作者提出了很高的要求,而且这些经验对于一些全新设计的叶轮还可能不适用。二是强度分析时间较长,优化成本高难以承受。目前,一般采用循环对称有限元法计算叶轮应力,网格节点数一般须在 40 万以上才能满足精度要求,计算所需时间约为 40~60 min。这种规模单次计算还可接受,若经上千次迭代计算,其时间成本在工程上将无法承受。

为解决以上难点,本文采取 2 种解决措施:一是通过试验设计(design of experiment, DOE)挑

选重要参数;二是采用支持向量机(support vector machine, SVM)建立强度计算的代理模型(surrogate model),以降低分析时间。在此基础上,本文建立了一种快速高效的向心叶轮结构强度优化设计方法。

1 试验设计

试验设计是以概率论和数理统计为理论基础,对试验方案进行优化设计、以降低试验误差和生产费用,减少试验工作量并对试验结果进行科学分析的 1 种方法。试验设计能通过输出结果对多个输入因素在不同水平下的敏感度分析挑选出对叶轮强度寿命影响较大的结构尺寸作为优化设计变量,以降低优化规模。需要指出的是:这里所谓的“试验”是 1 种广义上的试验,既包括物理试验也包括计算仿真。

正交试验设计是目前使用最为广泛的试验设计方法。正交试验设计按照正交表组织试验。表 1 即为 4 因素 3 水平的正交表。由表中可见:整个试验次数仅为 9 次,而若采用完全试验需做 3^4 次即 81 试验,由此可见采用正交试验设计可以大大减少试验次数。

表 1 正交试验设计表
Table 1 Orthogonal design of experiment

试验号	因素			
	P_1	P_2	P_3	P_4
1	1	1	1	1
2	1	2	2	2
3	1	3	3	3
4	2	1	2	3
5	2	2	3	1
6	2	3	1	2
7	3	1	3	2
8	3	2	1	3
9	3	3	2	1

注: P_1, P_2, P_3 和 P_4 为 4 因素,表中 1, 2, 3 表示因素水平。

按照正交表进行试验后,本文利用极差分析法对结果进行分析:首先计算第 j 因素 k 个水平所对应的试验指标 y_{jk} 、其均值 $\bar{y}_{jk}$ 以及第 j 因素的极差 R_j ,其算式为

$$R_j = \max[\bar{y}_{j1}, \bar{y}_{j2}, \dots, \bar{y}_{jk}] - \min[\bar{y}_{j1}, \bar{y}_{j2}, \dots, \bar{y}_{jk}] \quad (1)$$

R_j 反映了第 j 因素水平变动时试验指标的变动幅度。 R_j 越大,说明该因素对试验指标的影响越大,因此也就越重要。于是依据极差 R_j 的大小,就可以判断因素的主次,并将主要因素选为优化设计变量。

2 向心叶轮强度分析

本文采用软件 UG/Open 外部模式开发了参数化造型软件,利用 UG 的草图、约束、表达式及更新功能实现向心叶轮三维几何模型参数化建模。随后利用强度分析软件对所建立的向心叶轮几何模型进行真实的强度分析可建立训练样本点,最后利用支持向量机建立代理模型。

2.1 “真实”向心叶轮强度分析

采用软件 MSC, NASTRAN 对向心叶轮进行三维循环对称有限元分析,利用结构分析模块可以得到叶轮各节点的应力及位移,利用振动分析模块可以得到叶轮的各阶频率以及振动裕度,此外还可以得到叶轮的质量。随后利用所得到的叶轮应力按 Manson-Coffin 公式计算得到叶轮的低循环疲劳寿命。

2.2 代理模型技术

所谓代理模型,是指在可接受的精度降低情况下构造的一个计算量小,计算周期短,但计算结果与原有数值分析或物理试验结果相近的数学模型。目前 SVM 是最为前沿的代理模型建模技术。SVM 是基于统计学习理论而发展起来的新一代学习机器,相较于以往的传统学习机器如神经网络法等,其所需要的训练样本点少,特别适合于航空发动机这一类不论是仿真计算还是真实物理试验均相当耗时、昂贵的设计问题。

给定 l 组样本数据 $\{x_i, y_i\}, i=1, 2, \dots, l$, 其中 $x_i \in R^m, y_i \in R$, 利用 1 个非线性映射 ϕ , 将数据 x 映射到高维特征空间 F , 并在这个空间进行线性逼近,找到映射 f 使其能够很好逼近给定数据组。由统计学习理论可知,该函数具有以下形式:

$$f(x) = [\omega, \phi(x)] + b, \\ \phi: R \rightarrow F, \omega \in F \quad (2)$$

函数逼近问题等价于使如下泛函最小:

$$R_{\text{reg}}[f] = R_{\text{emp}}[f] + \gamma \|\omega\|^2 = \\ \sum_{i=1}^l C(e_i) + \gamma \|\omega\|^2 \quad (3)$$

式中 $R_{\text{reg}}[f]$ 表示实际风险, $R_{\text{emp}}[f]$ 表示经验风险, $e_i = f(x_i) - y_i, l$ 表示样本容量, $C(\cdot)$ 是损

失函数, γ 为规则化常数, x 为支持向量。求解式 (3) 等价于求解如下的优化问题:

$$\min J = \frac{1}{2} \|\omega\|^2 + C \sum_{i=1}^l (\xi_i^* + \xi_i) \quad (4) \\ y_i - [\omega \cdot \phi(x)] - b \leq \epsilon + \xi_i^* \\ \text{s. t. } [\omega \cdot \phi(x)] + b - y_i \leq \epsilon - \xi_i \\ \xi_i, \xi_i^* \geq 0$$

式中 C 为惩罚因子,实现在经验风险和置信范围之间的折中; ϵ 为不敏感度,用于控制回归逼近误差管道的大小。应用中常常利用式 (4) 的对偶式,同时引入核函数方法,则式 (4) 转化为

$$\max J = -\frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^l (\alpha_i^* - \alpha_i)(\alpha_j^* - \alpha_j) K(x_i, x_j) + \\ \sum_{i=1}^l \alpha_i^* (y_i - \epsilon) - \sum_{i=1}^l (y_i + \epsilon) \quad (5) \\ \text{s. t. } \sum_{i=1}^l \alpha_i = \sum_{i=1}^l \alpha_i^* \\ 0 \leq \alpha_i \leq C; 0 \leq \alpha_i^* \leq C$$

求解出上述各参数 α_i, α_i^* 后,就可以利用

$$b = -\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n (\alpha_i - \alpha_i^*) [(x_i, x_i) + (x_i, x_s)] \quad (6)$$

求得 b 。其中 x_s, x_i 为任选的 2 个非支持向量。

求解上述凸二次规划得到的非线性映射可表示为

$$f(x) = \sum_{i=1}^l (\alpha_i - \alpha_i^*) K(x_i, x) + b \quad (7)$$

本文采用软件 FORTRAN90 编写了 SVM 程序,实现 SVM 建模过程。

3 优化数学模型建模及求解

3.1 优化数学模型的建立

向心叶轮结构强度的优化设计问题可表示为如下的数学优化模型:

$$\text{Minimize } f(X) \\ \text{Subject to } g_i(X) \leq 0 \\ (i = 1, 2, 3, \dots, n) \quad (8) \\ X = (X_1, X_1, \dots, X_n)^T$$

式中 f 为目标函数, X 为设计变量, g_i 为约束条件。

本文目标函数取向心叶轮质量最轻,叶尖位移、应力、振动裕度以及寿命满足设计等要求列为约束条件。设计变量选取对强度影响较大的结构尺寸。

3.2 优化数学模型的求解

如所周知,单纯形法、序列二次规划法等经典

算法局部寻优能力强,全局寻优能力弱;后期发展起来的遗传算法、模拟退火算法等全局寻优能力强,局部寻优能力弱。

在实际应用中发现:单一的某种优化算法很难找到整体最优解。本文采用了组合优化算法,以产生更高的优化效率:首先采用遗传算法^[15]进行全局寻优。这种基于生物自然选择与遗传机理的随机搜索算法从 1 组随机产生的初始解(种群)开始搜索过程,种群中的每一个体是用比如 1 个二进制字符串表示的所谓染色体,利用交叉或变异操作形成后代染色体,并通过适应度值来度量染色体,形成新一代染色体。如此反复,经过若干代之后,可得到本阶段的最优解。此后,本文利用单纯形法以这个解作为初始点进行局部寻优,得到最终优化解。

4 某 APU 向心叶轮的优化

某 APU 向心叶轮在低循环疲劳试验至 2600 次左右破裂,冶金分析表明:裂纹起源于叶轮减重槽处,属大应力疲劳断裂。强度理论分析表明:叶轮最大应力出现在减重槽圆角处,达到 1 115 MPa,远超过该材料屈服极限,叶轮需进行优化以降低应力、延长寿命。

降低减重槽应力的常规手段是增加圆角半径,但初步分析表明:由于该叶轮较薄,即便是减重槽半径增加到最大,应力也无法降低到所要求的范围。故将减重槽的单段圆弧结构改为了双段圆弧结构,在应力大的区域采用大的圆弧半径,应力小的区域采用小的圆弧半径,2 段圆弧在接点相切(见图 1)。

首先取向心叶轮 13 个尺寸参数作为 DOE 的因素,各尺寸原值及上下各浮动 10% 作为 3 个水平。按照正交试验表可得到 1 个总数为 27 次的试验方案。利用强度分析软件可得到各试验方案减重槽处的应力,再利用式(1)得到相应的极差并进行归一化。图 2 给出了极差图,图中柱子越长表示影响越大。由图 2 可见:影响最大的 4 个参数分别为减重槽倒圆半径 R_1 与 R_2 、倾斜角 α 、减重槽高度 L (具体位置见图 3)。图 2 中 P 为叶轮进口的径向厚度,从图中可见影响较小,限于篇幅,其他影响更小的参数未画出。可以看出:本次 DOE 的挑选结果与工程经验是相符的。这样该叶轮的优化设计变量为减重槽大圆半径 R_1 、小圆半径 R_2 、倾斜角 α 、减重槽高度 L 。

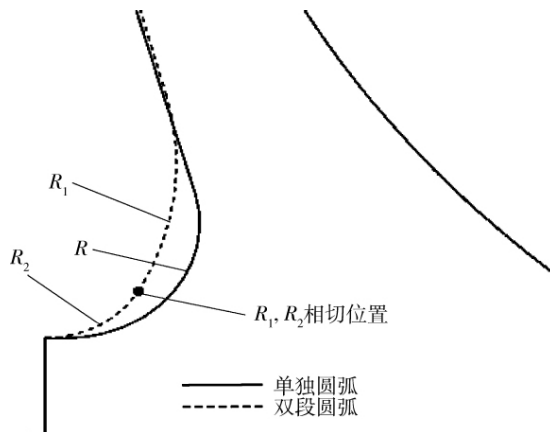


图 1 双段圆弧结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of double circle

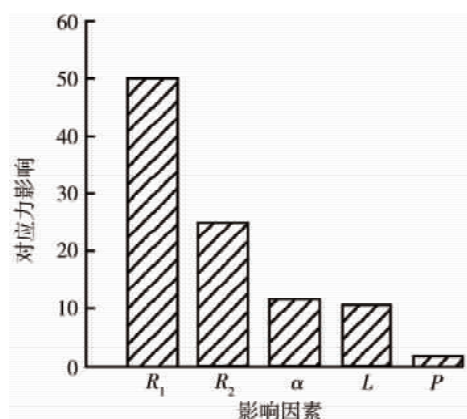


图 2 DOE 分析结果

Fig. 2 Analysis result of DOE

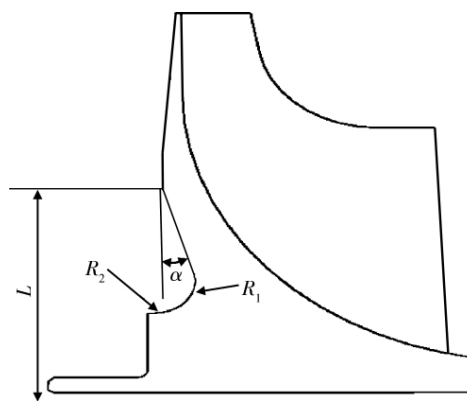


图 3 4 个关键尺寸位置示意图

Fig. 3 Location of four critical parameters

利用表 1 的 4 因素 3 水平正交试验表建立训练样本点的输入数据组合;利用软件 MSC. NAS-TRAN 分别计算出该组合的应力、变形、振动裕度、疲劳寿命以及叶轮的质量;利用支持向量机建立代理模型。目标函数为叶轮质量最轻,约束条件见表 2。

表 2 向心叶轮优化约束条件(共计 25 个)

Table 2 Constraint conditions of impeller optimization (25 in total)

序号	约束参数	约束条件
1	减重槽处当量应力	<850 MPa
2	轮心最大当量应力	<850 MPa
3	叶片根部当量应力	<700 MPa
4	叶轮低循环疲劳寿命	>10 000 次
5	叶尖进口、中间及出口点各 3 个方向(共 9 个)变形量	
6	叶片各阶共振裕度(共 12 个)	

利用遗传算法加单纯形法的组合优化策略对所建立的优化数学模型求解,共进行了 1050 步迭代找到最优解(见表 3). 优化后利用三维有限元法对优化结果进行了校核,结果见表 4. 由表 4 可见:代理模型具有较高的精度.

表 3 优化前后叶轮结构尺寸对比

Table 3 Comparison between initial and optimized structure parameters of impeller

变量	优化前	优化后
大圆半径 R_1 /mm	7.5	16.8
小圆半径 R_2 /mm		5.2
倾斜角 $\alpha/(^\circ)$	17	14.2
高度 L /mm	45	49.8

表 4 代理模型精度

Table 4 Accuracy of surrogate model

序号	项目	代理模型解	有限元法解	误差/%
1	质量/g	1940	1880	3.2
2	减重槽处当量应力/MPa	845	823	2.7
3	轮心最大当量应力/MPa	800	784	2.0
4	叶片根部当量应力/MPa	664	684	3.1
5	叶尖进口、中间及出口点各 3 个方向(共 9 个)变形量			<3.3
6	叶轮各阶共振裕度(共 12 个)			<3.5

三维有限元法校核后的优化结果与原设计方案的对比见表 5. 由表 5 可见:优化后由于采用双段圆弧,叶轮质量略有增加,但非常小,可以接受;轮心应力也有小幅增加,但应力寿命仍满足要求;

叶片根部应力有微小下降;优化后减重槽处的应力大幅下降(见图 4),达到 26.2%,寿命延长了 4 倍多,满足了设计要求,优化效果非常明显.

表 5 向心叶轮优化前后结果对比

Table 5 Comparison between initial and optimized impellers

序号	项目	优化前	优化后	优化率/%
1	质量/g	1865	1880	+0.8
2	轮心最大当量应力/MPa	776	794	+2.3
3	减重槽处当量应力/MPa	1115	823	-26.2
4	叶片根部当量应力/MPa	684	679	-0.73
5	叶轮低循环疲劳寿命/次	2188	11380	+420

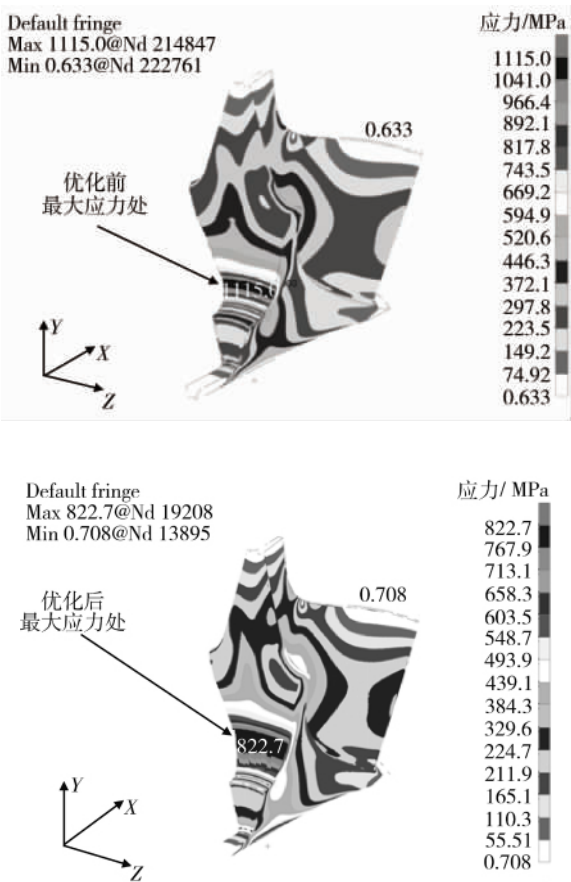


图 4 叶轮当量应力分布图

Fig. 4 Distribution of Von-Mises stress of impeller

本文还对传统优化方法与本文所提出的方法的效率做了对比. 应力计算有限元网格节点数 35 万,单步运行约需 46 min(在 DELL T7400 上运行,中央处理器为 8 核的 Xeon X5482 3.2G,内存为 8G,下同),振动分析网格节点数为 8 万,单步运行约需 80 min,若乘上迭代步数为 1050 次,共

需要 $1050 \times (46 + 80) / 60$, 即 220.5 h. 若采用本文方法, 则 DOE 试验次数为 27 次, 所需时间为 $27 \times (46 + 80) / 60$ 即 56.7 h, 建立代理模型训练样本点的时间为 $9 \times (46 + 80) / 60$ 即 18.9 h, 训练代理模型的时间不到 10 min, 优化中单次代理模型时间小于 10 s, 总调用时间为 $1050 \times 10 / 3600$, 即 2.9 h. 这样本文方法总的时间不到 80 h, 效率提高 27 倍, 计算成本在工程可承受范围之内. 若考虑到由于试验设计带来的迭代步数下降的贡献, 本文方法效率将会提高更多.

5 结 论

本文在 DOE 以及 SVM 研究基础上建立了一套快速高效的向心叶轮结构优化设计方法, 并在某航空动力辅助装置的排故分析改进中进行了应用, 效果良好, 并得到如下结论:

1) 利用试验设计在众多参数中挑选重要的作为优化设计变量是可靠而有效的, 可以大幅度减小优化规模.

2) 利用支持向量机建立的向心叶轮强度计算的代理模型具有工程可接受的精度, 计算时间大幅度下降.

3) 采用双段圆弧可在向心叶轮减重槽这一类空间有限, 应力集中突出的结构上大幅降低应力, 延长寿命.

参考文献:

- [1] Rodgers C, McDonald C F. Small recuperated gas turbine APU concept to abate concern about emissions, high fuel cost, and noise[R]. GT2007-27913, 2007.
- [2] Yang G, Park D, Kim C T, et al. Hydrogen peroxide-based gas generator design and performance testing as an aircraft emergency power unit[J]. ASME J. Eng. Gas Turbines and Power, 2010, 132(11): 114504. 1-114504. 6.
- [3] 谢永慧, 韩永强, 刘象拯, 等. 透平机械叶轮叶片三维参数化造型及六面体网格生成方法研究[J]. 机械强度, 2007, 29(5): 795-799.
XIE Yonghui, HAN Yongqiang, LIU Xiangzheng, et al. Study on three dimensional parametric feature modeling method and generation of hexahedron mesh for impeller and blade of turbomachine[J]. Journal of Mechanical Strength, 2007, 29(5): 795-799. (in Chinese)
- [4] 骆天舒, 戴韧. 燃气透平向心叶轮模态分析[J]. 热力透平, 2007, 20(3): 429-433.
LUO Tianshu, DAI Ren. Modal analysis of radial inflow impeller of a gas turbine[J]. Thermal Turbine, 2007, 20(3): 429-433. (in Chinese)
- [5] 骆天舒, 戴韧. 整体式向心叶轮模态的有限元分析[J]. 内燃机工程, 2005, 26(1): 77-80.
LUO Tianshu, DAI Ren. Modal analysis of Integrated radial inflow impeller with finite element method[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2005, 26(1): 77-80. (in Chinese)
- [6] 丁铁华. 基于有限元法的离心风机叶轮强度分析与结构优化[J]. 风机技术, 2011(6): 14-17.
DING Tiehua. Intensity analysis and structure optimization of impellers in centrifugal fans based on finite element method[J]. Compressor, Blower & Fan Technology, 2011(6): 14-17. (in Chinese)
- [7] 蔡显新, 尹泽勇, 高德平. 整体离心叶轮的形状优化设计[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 219-221.
CAI Xianxin, YIN Zeyong, GAO Deping. Shape optimization of integrated centrifugal impeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 219-221. (in Chinese)
- [8] Casey M. An optimization technique for radial Compressor impellers[C]// ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. Germany: International Gas Turbine Institute, 2008: 2401-2411.
- [9] AL-Zubaidy S. Preliminary design of centrifugal impellers using optimization techniques[J]. Journal of Fluids Engineering, 1994, 116(2): 310-315.
- [10] Krueger S. Application of automated optimisation to pump impeller design[C]// ASME-JSME-KSME 2011 Joint Fluids Engineering Conference (AJK2011). Japan: Fluids Engineering Division, 2011: 437-444.
- [11] 郑赞韬, 蔡国飙, 尘军. 用于概念设计的离心泵叶轮多目标优化[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1554-1559.
ZHENG Yuntao, CAI Guobiao, CHEN Jun. Multi-objective optimization of centrifugal pump impeller for conceptual design[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1554-1559. (in Chinese)
- [12] 席兵, 杨春信. 遗传算法在离心压气机叶轮结构优化中的应用[J]. 热能动力工程, 2001, 92(16): 182-185.
XI Bing, YANG Chunxin. The use of a genetic algorithm for the structure optimization of a centrifugal compressor impeller[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2001, 92(16): 182-185. (in Chinese)
- [13] LU Jinling, XI Guang. Optimization method on impeller meridional contour and 3-D blade[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 20(6): 43-49.
- [14] Jang C M, Choi K R. Optimal design of splitters attached to turbo blower impeller by RSM[J]. Journal of Thermal Science, 2012, 21(3): 215-222.
- [15] Deb K, Pratab A, Agrawal S, et al. A fast and elitist multi2 objective genetic algorithm: N SGA-Ê[J]. IEEE Trans on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197. (in Chinese)