

仿鸮翼离心压缩机叶轮的参数优化及性能研究

周逸伦¹, 孙永瑞², 胡付佳¹, 谭佳健², 杨树华², 刘小民¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 沈阳鼓风机集团股份有限公司, 110027, 沈阳)

摘要: 受高效飞行鸟类翼型结构启发, 尝试采用叶轮仿鸮翼设计结合子午流道型线参数优化设计提高离心压缩机的气动性能。首先, 提取具有优良气动性能的长耳鸮翅膀展向40%截面处翼型进行仿生逆向重构, 基于鸮翼厚度分布特征进行离心压缩机叶轮的仿生设计; 然后, 采用拉丁超立方抽样、BP神经网络拟合、遗传算法寻优对叶轮叶顶侧子午流道型线进行参数优化, 并对优化设计前后的离心压缩机气动性能及其流动特性进行数值分析。结果表明: 采用提出的叶轮仿生设计耦合子午流道参数优化方法, 离心压缩机内部流场得到改善, 气动性能得到提升。设计工况下, 优化后的离心压缩机多变效率提高了3.16%, 压比提升了2.61%; 叶轮内部及叶片扩压器出口的高熵区域缩小, 流动分离得到有效抑制, 同时叶片表面载荷增大且分布更加均匀, 叶轮做功能力增强。

关键词: 离心压缩机; 叶轮; 仿生设计; 参数优化; 气动性能

中图分类号: TH452 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202307014 **文章编号:** 0253-987X(2023)07-0151-09

Parametric Optimization and Performance Investigation of Centrifugal Compressor with Bionic Impeller Inspired by Owl's Wing

ZHOU Yilun¹, SUN Yongrui², HU Fujia¹, TAN Jiajian², YANG Shuhua², LIU Xiaomin¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shenyang Blower Works Group Corporation, Shenyang 110027, China)

Abstract: There are practices that airfoil imitates bird's wing to improve the efficiency. Inspired by this, the paper attempts to improve the aerodynamic performance of the centrifugal compressor with the bionic impeller imitating owl's wing combined with the optimized meridian channel profile parameters. Firstly, the aerofoil inspired by the 40% section in the span direction of the long-eared owl wings, which shows excellent aerodynamic performance, is taken for reverse bionic reconstruction. The bionic centrifugal compressor impeller is designed according to the thickness distribution of the long-eared owl's wing. After that, the parametric optimization of the meridian channel profile on the impeller blade top is conducted through Latin hypercube sampling, BP neural network fitting, and genetic algorithm optimization, and numerical analyses on the centrifugal compressor's aerodynamic performances and internal flow characteristics before and after optimization are carried out. The results show that the bionic impeller combined with the optimized meridian flow passage parameters significantly improves the internal flow field and the aerodynamic performances of centrifugal compressor. The polytropic efficiency and the pressure ratio

of the optimized centrifugal compressor increase by 3.16% and 2.61% respectively under the design condition. The high entropy regions inside the impeller and at the blade diffuser outlet are reduced, and the flow separation is effectively suppressed. At the same time, the load on the blade surface increases and is more evenly distributed, and the work ability of the impeller is enhanced.

Keywords: centrifugal compressor; impeller; bionics design; parameter optimization; aerodynamic performance

离心压缩机广泛应用在航天、船舶、石化等诸多领域当中,在国民经济中发挥着不可或缺的作用^[1]。随着“双碳”目标的提出,对高效节能的离心压缩机的要求越来越高,离心叶轮设计也由结构简单的二元叶轮逐渐发展成结构复杂的高效三元离心叶轮,离心压缩机内部流动状态也变得越来越复杂^[2-3]。在现有结构基础上,进一步提升离心压缩机性能具有十分重要的意义和应用价值。

自然界中鸟类在长期的进化过程中,为适应生存环境,形成了独特的翅膀结构,例如鸮翼有利于实现羽翼附近涡流控制,获得高效的飞行能力^[4-5]。众多研究者就此开展仿生研究并试图将其应用于流体机械的叶轮叶片设计中。Wang等^[6]将长耳鸮非对称锯齿羽翼仿生应用于原始翼型上,将尾缘大范围无序涡分解为小尺度涡,以达到提升翼型气动性能并降低其气动噪声的目的。王梦豪等^[7]将长耳鸮翼型应用于多翼离心风机设计,叶片表面的涡脱落得到有效抑制,离心风机气动性能提升的同时气动噪声得到降低。田晨晔等^[8]将鸮翼厚度特征分布应用于贯流风机叶片仿生设计,数值和实验结果表明,在相同风量下贯流风机的功率下降3.5%。王雷等在进行仿鸮翼前缘和表面非光滑结构耦合降噪机理研究的同时^[9],还对轴流风机叶轮叶片开展了仿鸮翼设计的实际应用研究,使得风机的风量提升了4.6%,气动噪声降低了2 dB^[10]。王驥月等^[11]受家燕翅膀结构的启发,针对100 W风力机叶片进行仿生设计,在增大风力机叶片升力系数的同时,风力机效率也得到有效提高。上述研究表明,采用叶片仿生设计可以提升风机气动性能、降低气动噪声。但是,由于离心压缩机叶轮对强度有较高要求,仿生翼型结构设计在离心叶轮中的应用与实施存在一定难度,因此离心压缩机叶轮仿生设计还需要进一步的系统研究。

随着机器学习在离心压缩机优化设计中的发展和应用,参数优化方法成为离心压缩机节能增效的有效手段。万玉等^[12]采用Kriging近似模型,对离心压缩机叶型的控制点进行寻优,多工况下叶轮等熵效率及压比提高。肖军等^[13]结合径向基函数神

经网络与灰狼算法,对离心压缩机叶型进行参数优化,在全工况范围内叶轮等熵效率与压比均得到提升。王艺达等^[14]对燃料电池用离心压缩机采用BP神经网络结合遗传算法,进行离心叶轮压比与效率的协同优化,通过优化设计,使得离心压缩机在满足压比要求的同时,等熵效率提高了3.9%。上述基于参数化方法的优化设计研究对于提高离心压缩机气动性能具有重要的指导意义,其中BP神经网络具有非线性映射性、自适应性、泛化性等优良特性,能够较好地对高维非线性映射关系进行拟合^[15-16]。

针对某离心压缩机三元叶轮,本文采用叶轮仿鸮翼设计结合子午流道型线参数优化方法,提升离心压缩机的气动性能。通过对优化设计前后离心叶轮内部流场分布特性的数值分析,揭示了仿生设计结合参数优化设计对离心压缩机叶轮性能的影响。本文研究为离心压缩机结构和性能优化设计提供了新的技术途径。

1 数值方法

1.1 研究对象

本文研究对象为某单级离心压缩机,叶轮为带有分流叶片的半开后弯三元叶轮,设计点机器马赫数为1.05,转速为28 669 r/min,额定质量流量 q_m 为3.0 kg/s,额定压比 ϵ 为1.85,出口扩压器采用13片均布的叶片式扩压器。叶轮主要参数如表1所示。

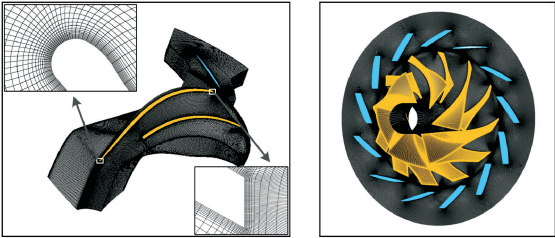
表1 离心压缩机叶轮主要参数

Table 1 Main parameters of impeller of centrifugal compressor

参数	数值
叶片数(主叶片, 分流叶片)	6, 6
叶片出口安装角/(°)	40
叶轮出口宽度/mm	24.3
叶轮出口直径/mm	240
叶顶间隙/mm	0.95
叶轮进口叶根直径/mm	54
叶轮进口叶顶直径/mm	172
叶片扩压器进口直径/mm	322
叶片扩压器出口直径/mm	384
叶片扩压器出口宽度/mm	21.9

1.2 数值计算方法

本文采用计算流体力学商业软件 NUMECA Fine/Turbo 进行流动控制方程的数值求解。对于湍流计算,采用 Spalart-Allmara 湍流模型,控制方程中的空间项离散采用二阶中心差分格式。计算域主要分为转子叶轮部分和定子叶片扩压器部分,其中设定叶轮部分旋转域为轮毂与叶轮,静止域为轮盖;设定叶片扩压器叶片、轮毂与轮盖均为静止域。采用商业软件 NUMECA AutoGrid5 进行通道结构化网格划分,在壁面处进行网格加密处理,边界层第一层网格法向厚度给定 0.005 mm,使得近壁面第一层网格满足 $y^+ \leq 5$,计算域网格划分如图 1 所示。



(a) 叶轮单通道流体域 (b) 叶轮固体表面

图 1 计算域网格分布

Fig. 1 Grid distributions in the computational domain

以多变效率与压比作为判定参数,进行网格无关性验证,如图 2 所示。当网格总结点数超过 250 万时,离心压缩机效率与压比的变化均小于 0.3%,最终确定单流道计算采用的网格节点数为 267 万,其中叶轮部分为 211 万,叶片扩压器部分为 56 万。

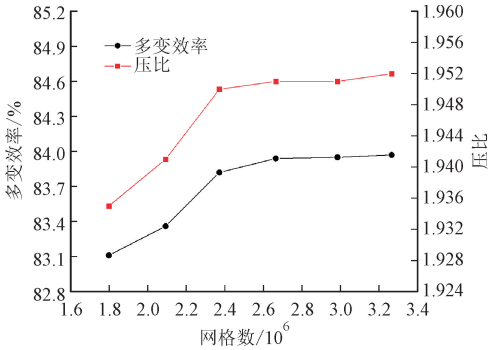


图 2 网格无关性验证

Fig. 2 Grid independence verification

设定计算进口边界条件为总压 98 100 Pa,总温 293 K,轴向进气。设定计算出口边界条件为质量流量出口,在流体通道部分设定周期性边界条件,在固壁面部分设定绝热且无滑移边界条件。当进出口流量相对误差不超过 0.5%,计算残差收敛且小于 10^{-5} 时,认为计算收敛。

1.3 实验测试与数值模拟验证

为了验证本文所采用的数值模拟方法的有效性,基于《GB/T 25630—2010 透平压缩机性能试验规程》进行离心压缩机气动性能实验测试,采用规定的开式实验台,对设计机器马赫数下离心压缩机不同工况下的进排气压力、温度、叶轮转速、质量流量等参数进行测量,计算获取多变效率与压比的参数。压比 ϵ 与多变效率 η_{pol} 的定义式如下

$$\epsilon = \frac{p_2}{p_1} \tag{1}$$

$$\eta_{pol} = \frac{\kappa - 1}{\kappa} \frac{\lg(p_2/p_1)}{\lg(T_2/T_1)} \tag{2}$$

式中: p_1 与 p_2 分别为离心压缩机进出口总压; T_1 与 T_2 分别为进出口温度; κ 为空气的绝热指数。

实验测试台布置如图 3 所示,主要由离心压缩机、进出口试验管路、节流阀、数据采集系统、控制系统等组成。

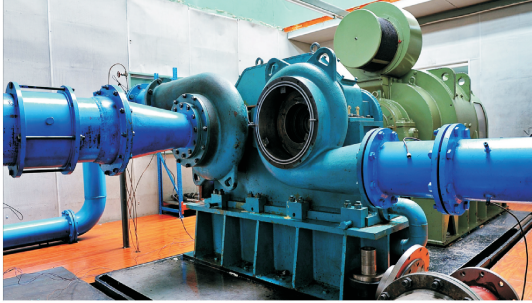


图 3 实验测试台布置

Fig. 3 Experimental test setup

图 4 为原型离心压缩机的性能实验测试结果与数值模拟结果的对比。在有效的工况范围内,离心压缩机效率与压比的数值模拟结果与实验测量结果基本保持一致,变化趋势相同。实验测量与数值模拟得到的效率最高点出现在同一质量流量下,在设计流量条件下多变效率与压比的实验和计算值的相

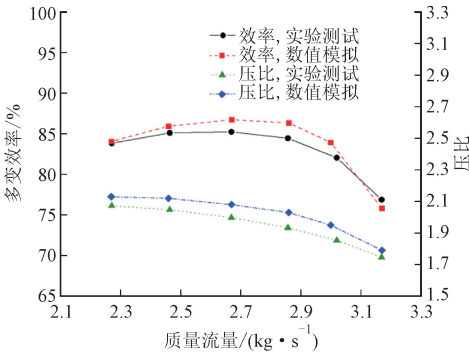


图 4 实验测试和数值模拟结果对比

Fig. 4 Comparison of experimental and numerical results

对误差分别为 2.3% 和 4.8%, 满足工程设计和计算要求的 5% 以内的误差范围。因此, 可以认为本文采用的数值计算模型及计算方法是可靠的, 可以有效模拟离心压缩机的气动性能。

2 仿生设计与参数优化方法

2.1 仿鸮翼叶轮设计

选取具有优良飞行特性的长耳鸮作为仿生对象, 通过 Liu 等采用的三维激光扫描技术, 从非接触表面提取长耳鸮翅膀关键特征参数^[17], 如中弧线坐标与翼型厚度分布等数据, 耦合 Birnbaum-Glauert 方程^[18]在长耳鸮翅膀展向截面 40% 处拟合重构仿生翼型, 这是由于 40% 截面处翼型气动性能最优^[19]。基于上述方法进行叶轮叶片仿生设计, 其中仿生翼型展向截面结构示意图如图 5 所示。

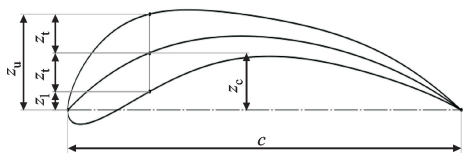


图 5 仿生翼型任意展向截面结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of bionic airfoil section in any span direction

翼型展向截面型线控制方程由中弧线及厚度关系获取, 翼型上表面与下表面参数控制方程如下

$$z_u = z_c + z_t \quad (3)$$

$$z_l = z_c - z_t \quad (4)$$

式中: z_c 和 z_t 为翼型中弧线和厚度分布的纵向坐标; z_u 和 z_l 为翼型上表面和下表面的型线分布纵坐标。中弧线纵坐标 z_c 和厚度分布纵坐标 z_t 的计算公式如下

$$\frac{z_c}{c} = \frac{z_{c,\max}}{c} \eta (1 - \eta) \sum_{n=1}^3 S_n (2\eta - 1)^{n-1} \quad (5)$$

$$\frac{z_t}{c} = \frac{z_{t,\max}}{c} \sum_{n=1}^4 A_n (\eta^{n+1} - \sqrt{\eta}) \quad (6)$$

式中: c 为翼型弦长, 翼型弦向坐标由 $\eta = x/c$ 归一化处理; $z_{c,\max}$ 与 $z_{t,\max}$ 分别为展向截面翼型中弧线最大弧度与最大厚度分布纵坐标; S_n 、 A_n 为通过最小二乘法获取的描述鸟类翼型的多项式系数, 对于描述本文长耳鸮翼型的系数 $S_1 \sim S_3$ 分别为 3.936 2、0.770 5、0.848 5, $A_1 \sim A_4$ 分别为 -29.486 1、66.456 5、-59.806 0、19.043 9^[19]。

长耳鸮展向截面翼型中弧线最大弧度与最大厚度分布纵坐标 $z_{c,\max}$ 与 $z_{t,\max}$ 计算公式如下

$$\frac{z_{c,\max}}{c} = \frac{0.18}{1 + 7.31\xi^{2.77}} \quad (7)$$

$$\frac{z_{t,\max}}{c} = \frac{0.1}{1 + 14.86\xi^{3.52}} \quad (8)$$

式中: ξ 为翼型的展向相对位置, 本文中取 0.4, 表示沿长耳鸮翅膀展向截面 40% 处拟合重构仿生翼型。

长耳鸮翅膀沿展向 40% 截面位置处翼型的无量纲型线由上述方法获得, 获得的型线与 40% 展向截面处的翼型厚度分布如图 6 所示。在鸮翼 40% 展向截面位置处, 翼型上下表面纵坐标 ($z_{t,v}$) 分布呈现前缘先增厚, 至尾缘逐渐减薄的特征, 厚度 (δ) 分布在 40% 弦长前出现激增, 在 40% 弦长后厚度变化逐渐平缓且减小, 厚度最大值出现在 15% 弦长附近。

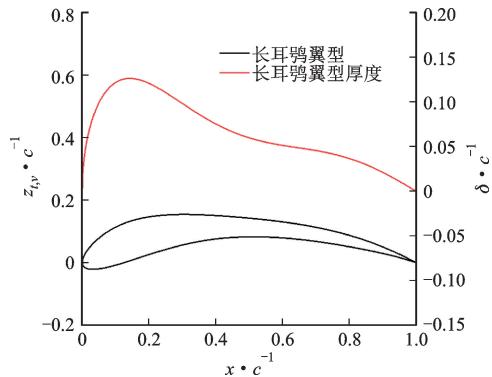


图 6 长耳鸮翅膀展向 40% 截面处翼型型线及厚度分布对比

Fig. 6 Comparison of airfoil profile and thickness distribution at 40% cross section of the wings of the long-eared owl

针对长耳鸮翅膀前缘增厚及翼型中部至尾部厚度平缓减小的特征, 对仿生鸮翼进行等比例缩放处理。由于半开式离心叶轮的主要气动损失 (如叶顶泄漏流、叶顶二次流) 发生于存在叶顶间隙的叶顶通道部分^[20-21], 故仿生设计从叶顶型线 (轮盖侧) 着手。考虑到长耳鸮仿生翼型尾缘较薄, 为满足加工工艺和强度的要求, 当应用于离心压缩机叶片时需进行改型增厚处理。提取原始叶片不同无量纲叶片长度下的叶片厚度分布, 以此厚度分布为基础, 在叶顶侧引入仿生翼型厚度分布。在不改变原型叶轮叶顶中弧线的基础上, 保证叶轮叶顶平均厚度控制在 1.5 mm 左右。

对于叶根型线 (轮毂侧), 一方面该侧叶片厚度较厚, 仿生翼型对于叶轮中部及尾缘的厚度削弱对叶轮强度影响较大; 另一方面该处气体流动状态好, 气动损失较小, 相较于叶顶侧优化效果不明显, 故本文未改变叶根侧翼型特征。叶轮中间截面厚度采用

轮盖侧至轮毂侧厚度线性递增的方法通过放样曲面实现。为防止叶轮运转时发生断裂或产生较大变形,经过强度校核本文设计叶轮满足强度要求。仿生设计前后叶轮子午厚度分布如图 7 所示,子午厚度分布体现了鸮翼前缘至尾缘厚度变化的特征,其中 Z 为轴向长度, r 为经向半径。

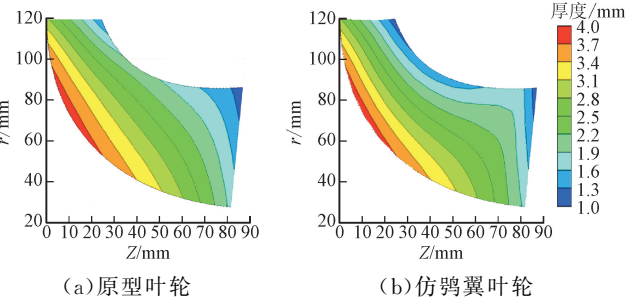


图 7 原型叶轮与仿生叶轮子午面厚度分布对比
Fig. 7 Comparison of meridian thickness distribution between prototype impeller and bionic impeller

2.2 子午型线参数优化设计

对叶轮子午型线参数优化设计,首先,通过对叶轮子午流道进行参数化拟合,设置轮盖侧控制点作为优化变量。然后,通过拉丁超立方抽样抽取不同控制点组合来覆盖样本空间,并对相应的构型叶轮进行数值计算,以数值计算结果作为样本库训练 BP 神经网络代理模型,进而拟合出输入(控制点坐标)与输出(性能参数)之间的映射关系。最后,采用遗传算法在 BP 神经网络的拟合关系中寻求最优解,并进行数值验证,完成参数优化流程。

本文叶轮子午流道的构型是由 Bézier 曲线实现,描述叶轮轮盖侧子午型线的 Bézier 曲线首尾端点固定,曲线形状由 4 个控制点进行控制^[22]。由于靠近叶轮出口侧控制点处的子午型线斜率较大,该控制点纵坐标参数的变化对于子午型线的改变影响较弱,故本文选取靠近叶轮进口处 3 个控制点的纵坐标 z_1 、 z_2 、 z_3 作为自变量。自变量变化 $\pm 2\text{ mm}$ (5%)的范围作为样本空间。自变量、优化目标及约束条件可以表述如下

$$\begin{cases} \max[\eta_{\text{pol}}(z_1, z_2, z_3)] \\ z_1 \in [82.79, 86.79] \\ z_2 \in [84.01, 88.01] \\ z_3 \in [86.28, 90.28] \\ \epsilon \geq 1.85 \end{cases} \quad (9)$$

图 8 所示为 50 组由拉丁超立方抽样法抽取的自变量(z_1, z_2, z_3)参数组合,作为神经网络训练样本库^[23-24]。神经网络系统由输入层、隐藏层和输出层组

成^[25],设置样本训练集与测试集的比例分别为 80%、20%,隐含层为单层,采用 BP 神经网络代理模型拟合输入与输出之间的映射关系。输入层的控制点坐标(z_1, z_2, z_3)在隐含层被赋予不同权重与偏置,由 Sigmoid 函数激励后进行拟合,获得的拟合关系在输出层再次赋予不同权重与偏置,最终获得输出层(叶轮多变效率及压比)同输入层自变量参数的拟合关系。

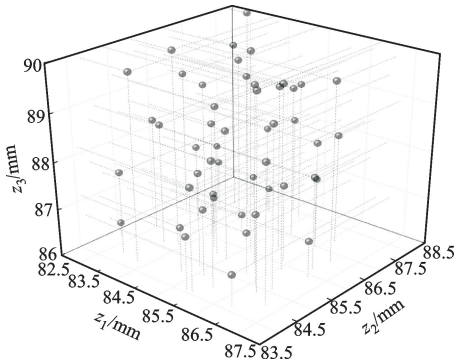


图 8 样本空间抽样分布
Fig. 8 Sampling distribution of sample space

采用回归值 R 评估代理模型的拟合精度,本文中经过训练后多变效率 η_{pol} 的 R 值为 0.999 15,具有足够的拟合精度^[26]。采用遗传算法对完成训练的神经网络拟合关系进行寻优,得到最优的轮盖侧子午型线如图 9 所示,相应控制点坐标在表 2 中给出。

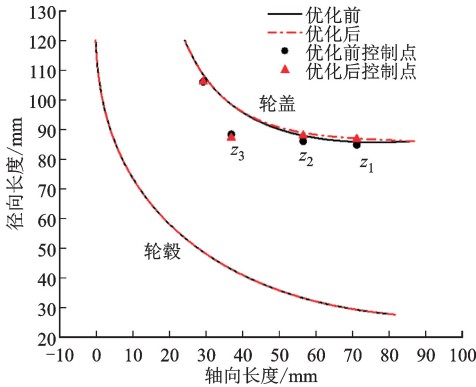


图 9 参数优化前后叶轮子午型线及控制点对比
Fig. 9 Comparison of impeller meridian profile and control-points before and after parameter optimization

表 2 轮盖侧控制点分布

Table 2 Distribution of control points on the shroud side

控制点纵坐标	数值	
	优化前	优化后
z_1/mm	84.79	86.79
z_2/mm	86.01	88.01
z_3/mm	88.28	87.20

3 结果与分析

3.1 气动性能分析

表 3 给出了采用仿生设计、参数优化以及二者耦合方案得到的叶轮在额定质量流量 q_m 为 3.0 kg/s 时的气动性能,并与原型方案进行对比。其中耦合方案下离心压缩机叶轮气动性能最优,相较于原型方案多变效率 η_{pol} 提升 3.16%、压比 ϵ 提升 2.61%。

表 3 设计点下各方案多变效率与压比的对比
Table 3 Comparison of variable efficiency and pressure ratio of various schemes at design point

设计方案	$\eta_{pol} / \%$	η_{pol} 提升率 / %	ϵ	ϵ 提升率 / %
原型	83.95		1.952	
仿生设计	84.46	0.61	1.968	0.82
参数优化	85.42	1.75	1.976	1.23
仿生设计耦合参数优化	86.60	3.16	2.003	2.61

稳定运行工况范围内的离心压缩机气动性能曲线如图 10 所示。

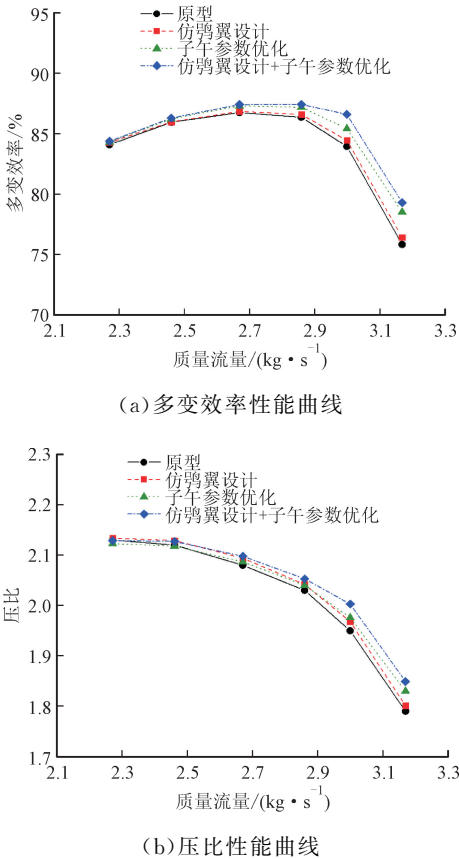


图 10 不同设计方案的叶轮性能对比

Fig. 10 Comparison of impeller performance curves for different design schemes

从图中可以看出,不同优化设计方案叶轮多变效率及压比在设计流量附近均显著提升。在大流量时,采用耦合方案设计的离心压缩机叶轮较原型方案多变效率 η_{pol} 提升 4.57%、压比 ϵ 提升 3.29%。

3.2 内部流场分析

在额定流量下,不同设计方案离心压缩机内部流场熵分布如图 11 所示。

图 11(a)为子午面熵分布情况。可以发现,高熵区域集中体现在叶轮近出口的叶顶部分,同时向叶轮出口及叶片扩压器部分扩散。采用本文改进的仿生翼型设计可以降低叶轮尾部熵值,参数优化方法可以降低叶轮中前部熵值。仿生设计与参数优化耦合应用的叶轮结合了两种优化方案的优点,叶轮中前部固定位置处熵值的降低最明显,由 89.8 J/(kg · K)下降至 82.1 J/(kg · K)。除此之外,叶轮子午流道低熵区域更大、分布更均匀。

图 11(b)为 95%叶高截面的 B-B 面熵分布情况。可以发现,叶轮高熵区域主要集中于叶轮中部和主叶片前缘压力侧。采用本文发展的仿生翼型设计可以使叶轮内部熵大于 160 J/(kg · K)的核心高熵区域减小。采用参数优化方法减小了核心高熵区域与主叶片前缘压力侧之间的高熵区域,改善了叶片扩压器部分的熵分布情况。两者耦合后叶轮内部核心高熵区域以及其与主叶片前缘连接的高熵区域均得到改善,叶轮流道内熵分布最优。

图 12 为 95%叶高截面的 B-B 面相对马赫数分布情况。可以发现,主叶片及分流叶片前缘存在激波损失(相对马赫数大于 1 的部分),其中分流叶片前缘的激波损失更为明显且有外延的趋势。同时,叶轮中部至尾部的叶片压力面附近存在低速气体团,这部分低能气体团增大了流道内气体的速度梯度,阻碍气体流动,破坏离心压缩机叶轮的气动性能。采用仿生设计方案可以减小叶轮中部至尾部的低速气体团的低速部分。采用参数优化方法可以减小叶轮中部及尾部的低速气体团体积,同时可以减弱主叶片与分流叶片前缘的激波损失。仿生设计耦合参数优化方法产生的效果与单独采用参数优化方法的效果类似,可以认为参数优化方法对叶轮内部相对马赫数分布的影响起更为主导的作用。相较于原始叶轮,叶片前缘激波损失以及叶轮中部低速气体团体积得以减小。

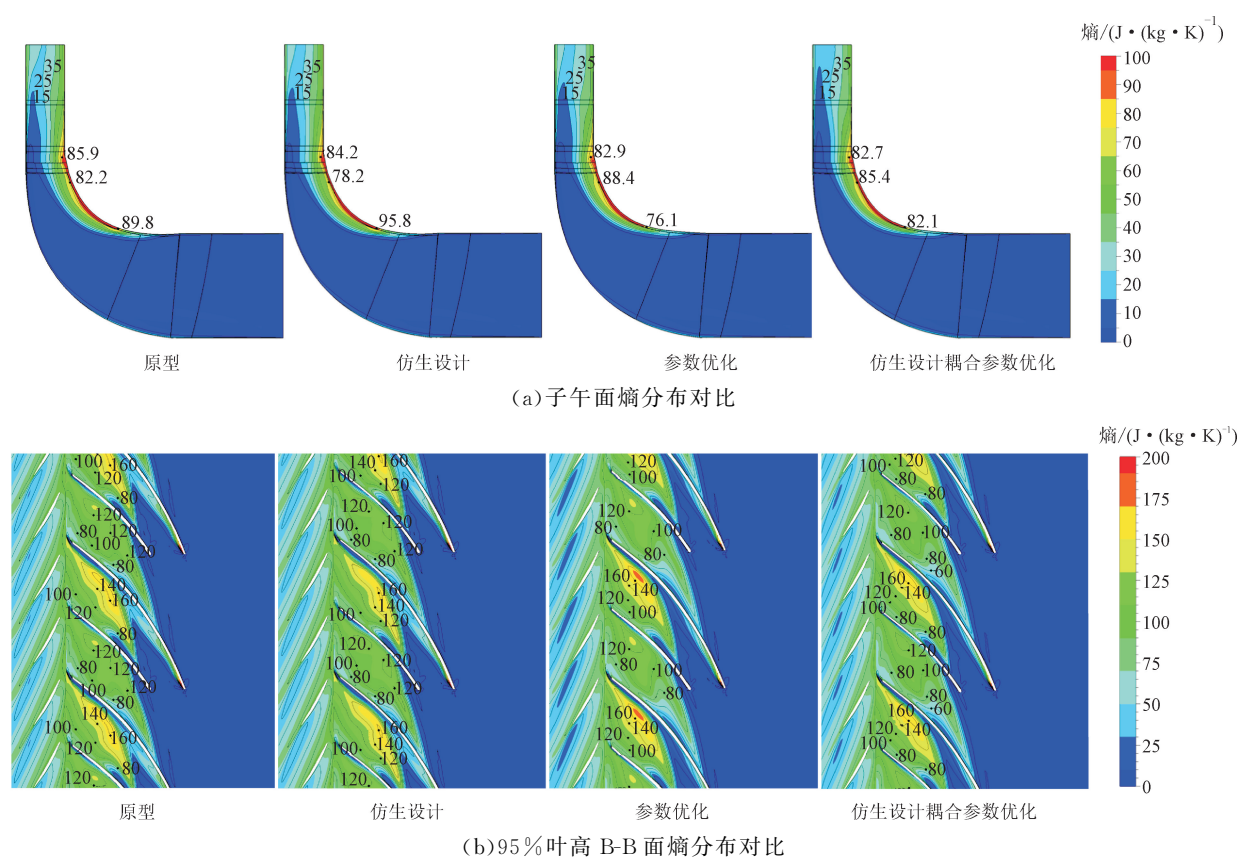


图 11 不同设计方案的叶轮熵分布对比

Fig. 11 Comparison of entropy distribution of impeller with different design schemes

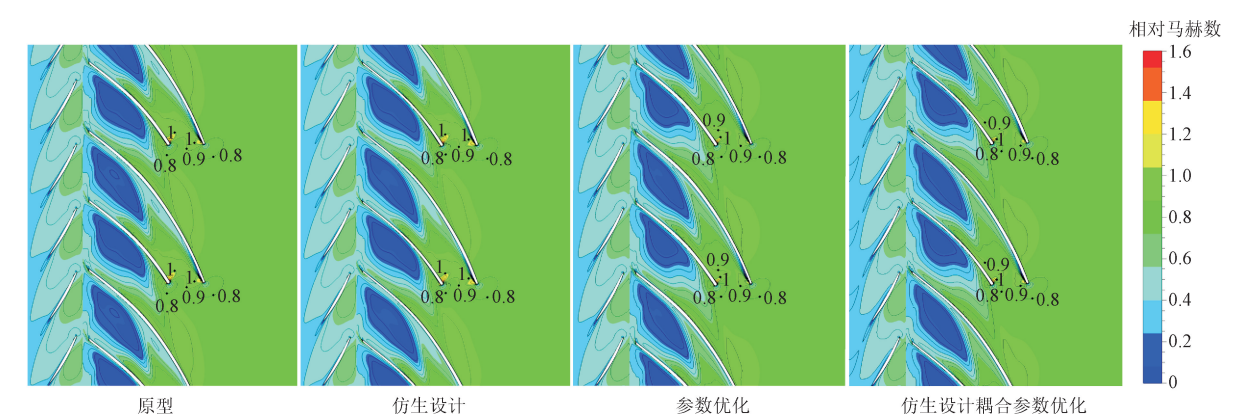


Fig. 12 Comparison of B-B relative Mach number distribution of 95% blade height of impellers with different design schemes

3.3 叶片载荷分析

图 13 为不同设计优化方案下 95%叶高的静压分布。从图中可以看出,采用仿生设计的叶片前缘压力侧载荷降低,叶片中部至尾缘载荷均有所增大,叶轮做功能力增强。采用参数优化方法设计的叶片前缘及中部载荷明显增大,具有前加载特性且前缘

叶表压力差分布更均匀,有利于减小叶轮激波损失,而叶轮尾缘载荷与仿生设计效果基本保持一致。采用仿生设计耦合参数优化方法的叶片前缘及中部载荷特性基本与参数优化方法相同,而趋近叶片尾缘的载荷分布相较于前两种方案更高,叶片做功能力最强。这表明,采用耦合方案获得的叶片载荷分布

特征优于单独采用前两种方案。

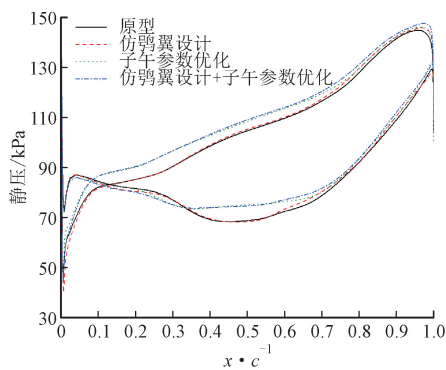


图 13 不同设计方案下 95% 叶高主叶片载荷分布

Fig. 13 Load distributions of main blade with 95% blade height in different design schemes

4 结 论

本文首先选取长耳鸮翅膀展向 40% 截面处翼型对离心压缩机叶轮进行仿生设计,结合 BP 神经网络与遗传算法对叶轮子午型线进行参数化寻优,将两种优化设计方法耦合应用,实现了离心压缩机叶轮的仿生优化设计。然后采用数值模拟方法对优化设计前后离心压缩机的气动性能及其内部流动特性进行了分析,得到的主要结论如下。

(1) 本文发展的离心压缩机三元叶轮仿生设计从叶顶侧着手,引入具有高效飞行特性的鸮翼厚度特征分布,从而获得具有高效气动特性的仿生叶轮,实现了仿生翼型在三元扭曲离心叶轮中的应用。

(2) 采用 BP 神经网络与遗传算法对仿生叶轮的子午型线控制点参数进行寻优,可以匹配离心压缩机仿生翼型的最优参数组合,进而可以获得具有更高效能的离心压缩机耦合仿生叶轮设计结果。叶轮进口子午型线沿径向扩张有利于仿生叶轮气动性能的提升。

(3) 采用本文发展的基于离心压缩机叶轮型线仿生设计与子午流道参数耦合的优化设计方法有效提升了离心压缩机整体气动性能,改善了内部流动状态。设计工况下叶轮做功能力增强,离心压缩机多变效率提升 3.16%,压比提升 2.61%;叶轮以及叶片扩压器流道内的高熵区域减小,叶片前缘外延激波减弱,同时叶轮顶部低速气体团体积减小,流道内流动分离得到抑制。本文研究为离心压缩机叶轮的优化设计提供了理论参考。

参考文献:

[1] 程超, 秦国良. 利用遗传算法进行离心压缩机整级优

化设计 [J]. 动力工程学报, 2016, 36(12): 963-969.

CHENG Chao, QIN Guoliang. Whole stage optimization design of a centrifugal compressor based on genetic algorithm [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2016, 36(12): 963-969.

[2] KRAIN H. Review of centrifugal compressor's application and development [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 25-34.

[3] TANG Xinzi, GU Nengwei, WANG Wenbin, et al. Aerodynamic robustness optimization and design exploration of centrifugal compressor impeller under uncertainties [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 180: 121799.

[4] BACHMANN T W. Anatomical, morphometrical and biomechanical studies of barn owls' and pigeons' wings [D]. Aachen, Germany: RWTH Aachen University, 2010.

[5] LI Dian, LIU Xiaomin. A comparative study on aerodynamic performance and noise characteristics of two kinds of long-eared owl wing models [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2017, 31(8): 3821-3830.

[6] WANG Lei, LIU Xiaomin. Aeroacoustic investigation of asymmetric oblique trailing-edge serrations enlightened by owl wings [J]. Physics of Fluids, 2022, 34(1): 015113.

[7] 王梦豪, 吴立明, 刘小民, 等. 采用仿鸮翼叶片降低空调用离心风机气动噪声的研究 [J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(6): 55-61.

WANG Menghao, WU Liming, LIU Xiaomin, et al. A study on noise reduction of centrifugal fan in air conditioner by using the bionic blade inspired by the owl wing [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(6): 55-61.

[8] 田晨晔, 刘小民, 王加浩, 等. 仿鸟翼厚度分布特征叶片的贯流风机气动性能研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(3): 84-93.

TIAN Chenye, LIU Xiaomin, WANG Jiahao, et al. Study on aerodynamic performance of the cross flow fan using bionic blade with bird wing-like thickness distribution [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(3): 84-93.

[9] WANG Lei, LIU Xiaomin, LI Dian. Noise reduction mechanism of airfoils with leading-edge serrations and surface ridges inspired by owl wings [J]. Physics of Fluids, 2021, 33(1): 015123.

[10] 王雷, 刘小民, 刘刚, 等. 轴流风机仿生耦合叶片降噪机理研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(11): 81-90.

- WANG Lei, LIU Xiaomin, LIU Gang, et al. Noise reduction mechanism of bionic coupled blades of axial flow fan [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(11): 81-90.
- [11] 王骥月, 丛茜, 刘方圆, 等. 100 W 风力机叶片仿生设计与试验研究 [J]. 太阳能学报, 2014, 35(12): 2368-2372.
- WANG Jiyue, CONG Qian, LIU Fangyuan, et al. Bionic design and experiment research of 100 W wind turbine blades [J]. Acta Energiæ Solaris Sinica, 2014, 35(12): 2368-2372.
- [12] 王玉, 许思传, 张良. 燃料电池车用离心叶轮型线参数化及多工况优化 [J]. 同济大学学报(自然科学版), 2017, 45(1): 98-108.
- WAN Yu, XU Sichuan, ZHANG Liang. Multi-operating condition optimal design of centrifugal impeller for fuel cell vehicle application based on parameterization of impeller profile [J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2017, 45(1): 98-108.
- [13] 肖军, 王艺达, 刘小民, 等. 车用燃料电池空压机叶轮多工况气动优化设计 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(9): 39-48.
- XIAO Jun, WANG Yida, LIU Xiaomin, et al. Multi-condition aerodynamic optimization of the air compressor impeller used in fuel-cell vehicles [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(9): 39-48.
- [14] 王艺达, 刘小民, 周逸伦, 等. 燃料电池离心压缩机叶轮构型的参数优化及性能分析 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(6): 164-174.
- WANG Yida, LIU Xiaomin, ZHOU Yilun, et al. Performance analysis and multi-parameter optimization of centrifugal impeller configuration for the centrifugal compressor used in fuel cells [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(6): 164-174.
- [15] 罗明, 左志涛, 李弘扬, 等. 基于 BP 人工神经网络的离心压气机叶轮多目标优化设计方法 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2424-2431.
- LUO Ming, ZUO Zhitao, LI Hongyang, et al. Multi-objective optimization design of centrifugal compressor impeller based on BP artificial neural network [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2424-2431.
- [16] 程鸿亮, 伊卫林, 季路成. 机器学习在高压比离心叶轮优化设计中的应用研究 [J]. 工程热物理学报, 2020, 41(11): 2734-2741.
- CHENG Hongliang, YI Weilin, JI Lucheng. Application research of machine learning in optimal design of high pressure-ratio centrifugal impeller [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(11): 2734-2741.
- [17] LIU Tianshu, KUYKENDOLL K, RHEW R, et al. Avian wing geometry and kinematics [J]. AIAA Journal, 2006, 44(5): 954-963.
- [18] NAYLER J L. Aerofoil Sections [J]. The Aeronautical Journal, 1961, 65(611): 771.
- [19] 廖庚华. 长耳鸮翅膀气动与声学特性及其仿生应用研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2013.
- [20] 孙志刚. 离心压气机内部流动特性与流场结构研究 [D]. 北京: 中国科学院研究生院(工程热物理研究所), 2011.
- [21] 贺晓希, 宫武旗, 邓俊杰, 等. 叶轮叶顶间隙对离心制冷压缩机性能的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53(7): 30-37.
- HE Xiaoxi, GONG Wuqi, DENG Junjie, et al. Influence of impeller tip clearance on the performance of centrifugal refrigeration compressor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2019, 53(7): 30-37.
- [22] AMMAD M, MISRO M Y, RAMLI A. A novel generalized trigonometric Bézier curve: properties, continuity conditions and applications to the curve modeling [J]. Mathematics and Computers in Simulation, 2022, 194: 744-763.
- [23] WAN Yu, GUAN Jinping, XU Sichuan. Improved empirical parameters design method for centrifugal compressor in PEM fuel cell vehicle application [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2017, 42(8): 5590-5605.
- [24] ROSLI S J, RAHIM H A, ABDUL RANI K N, et al. A hybrid modified method of the sine cosine algorithm using Latin hypercube sampling with the cuckoo search algorithm for optimization problems [J]. Electronics, 2020, 9(11): 1786.
- [25] 杨从新, 凌祖光, 王岩, 等. 改进深度学习算法的对称翼型流场再现 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(3): 20-28.
- YANG Congxin, LING Zuguang, WANG Yan, et al. Improved deep learning algorithm for reproduction of airfoil flow field [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(3): 20-28.
- [26] TANG Tianquan, LIU Bo. The genetic algorithm-radial basis function neural network to quickly predict aerodynamic performance of compressors [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering, 2021, 235(5): 537-552.

(编辑 杜秀杰)