

轴流压气机进气蜗壳的造型优化设计

张振华¹, 於可心¹, 曹方方¹, 楚武利², 董杰忠²

(1. 比亚迪汽车有限公司, 西安 710100; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

Shape Optimization Design of Intake Volute for an Axial Flow Compressor

ZHANG Zhenhua¹, YU Kexin¹, CAO Fangfang¹, CHU Wuli², DONG Jiezhong²

(1. BYD Auto Co., Ltd., Xi'an 710100, China; 2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: An aerodynamic optimization system for axial compressor intake volute, which included parametric modeling, mesh division, numerical calculation and computational fluid dynamics (CFD) post-processing, was built based on Isight optimization platform. After the intake volute was parameterized, the optimal Latin hypercube sampling was used to obtain uniformly distributed sample points in space. The total pressure loss coefficient and the velocity unevenness of outlet surface were taken as the objective functions. The objective function values of all sample points were obtained through numerical calculation, and the elliptic basis function (EBF) neural network proxy model was established. Then the non-dominated sorting genetic algorithm- II (NSGA- II) with elite strategy was used to seek the optimization of the objective function. Three optimization results M1, M2 and M3 were selected on the Pareto front and compared with the original model. The calculation results show that the total pressure loss of M1, M2 and M3 and the exit velocity inhomogeneity of M1, M2 and M3 are reduced, and the secondary flow of M1, M2 and M3 is contained. After optimization of the modeling coupling deflector, the total pressure loss of the volute is further reduced, the outlet flow field is more uniform, and the aerodynamic performance of the volute is further improved.

摘要: 基于 Isight 优化平台搭建了针对轴流压气机进气蜗壳的气动优化系统, 该系统包括参数化建模、网格划分、数值模拟计算及后处理等过程。对进气蜗壳参数化后, 采用最优拉丁超立方抽样获得空间上均匀分布的样本点, 以总压损失系数和出口面速度不均匀度为目标函数, 通过数值计算求出各样本点的目标函数值, 建立椭圆基函数 (elliptic basis function, EBF) 神经网络代理模型, 再使用第二代带精英策略的非支配排序的遗传算法 (non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II) 寻求目标函数的最优化。在 Pareto 前沿上选取三个优化结果 M1、M2 和 M3 并与原始模型比较, 计算结果表明: M1、M2 和 M3 的总压损失减小, 出口速度不均匀度降低, 二次流得到遏制。优化造型耦合导流器后, 蜗壳的总压损失进一步减小, 出口流场更加均匀, 蜗壳气动性能得到进一步提升。

关键词: 进气蜗壳; 二次流损失; 椭圆基函数; 神经网络; 多目标优化; 导流器

Key words: intake volute; secondary flow loss; elliptic basis function (EBF); neural network; multi-objective optimization; deflector

DOI: 10.13949/j.cnki.njgc.2025.03.010

中图分类号: TK413.4⁺4

第二十七届中国科协年会学术论文

收稿日期: 2025-01-11

修回日期: 2025-02-08

基金项目: 国家自然科学基金项目 (52076179)

Foundation Item: National Natural Science Foundation of China (52076179)

作者简介: 张振华 (1994—), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为叶轮机械气动热力学, E-mail: 944218692@qq.com。

0 概述

燃气轮机在国民生产中有着非常广泛的应用,它可为飞机、船舰、坦克等提供动力,当燃气轮机应用在飞机上时,其被称为航空燃气涡轮发动机。航空燃气涡轮发动机主要由进气装置、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管等组成^[1]。航空燃气涡轮发动机耦合在机舱的外部,而在飞机环境控制系统中需要从发动机中引一部分气体进入机舱内部,这一部分气体要经过空气循环机械组件中的压气机与涡轮冷却器,气体在进入压气机时,均需要折转一定的角度,因此在气流进口处设置进气蜗壳。进气蜗壳一方面改变气流方向,促使气流沿着设计气流角流入压气机及下游部件,另一方面有利于气体吸入、稳流及稳压^[2]。进气蜗壳的气动参数和流场型态将直接影响包括轴流压气机在内的下游部件的气动性能^[3]。减小进气蜗壳内部的流动损失与提高进气蜗壳出口流场的均匀性对提高轴流压气机性能具有重要的现实意义。

进气蜗壳由集气室和排气道组成,对其性能的改善主要集中在集气室的几何参数和外轮廓型线的变化上^[4-6]。文献[7]中对风机蜗壳与叶轮进行了数值模拟,以蜗壳外轮廓型线的一维等环量法为基础,考虑了气体黏性的影响,对原始蜗壳的外轮廓型线设计进行修正后与叶轮耦合进行数值计算,结果显示其性能得到了一定提升。文献[8]中采用三阶 Bessier 曲线参数化排气蜗壳导流板与内弧型线,并基于 MATLAB 搭建完整的气动优化平台,优化结果表明优化后排气蜗壳气动性能明显提高。

近年来,随着计算机性能的不断提高,计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)仿真技术在流场分析中的应用愈加广泛^[9-12]。文献[13]中使用数值模拟与试验方法相结合的手段研究了压气机进气蜗壳的内部流动情况,通过试验比较了典型优化几何模型的性能,并从流动畸变和损失系数的角度讨论了各种改进方案的相对性能,对蜗壳内部的流动机理进行了比较深入的分析。相关学者^[14-15]对蜗壳内流场采用 CFD 计算软件模拟了蜗壳内部三维非定常流动,并分析了蜗壳内部压力分布与速度分布的情况,为蜗壳的优化设计提供了新思路。

目前蜗壳端壁优化的相关文献^[6-7,10]表明优化存在以下局限性:由于造型参数变化幅值小,灵活性差,导致未充分挖掘蜗壳的最优造型;另外未考虑左右两侧气流在蜗壳顶端交汇所引起的损失。随着优

化技术的深入发展,国内外学者将优化算法应用到蜗壳的气动设计领域,以达到设计更优产品的目的。文献[16]中基于改进的 Kriging 代理模型和自适应序列优化算法对离心压气机蜗壳进行了单目标优化,其以总压损失系数为目标函数,针对离心压气机蜗壳椭圆截面进行气动优化设计。近年来,国内外的研究文献大多以单个气动性能作为研究目标,不能全面地描述蜗壳整体性能和挖掘蜗壳造型控制机理,有必要对重要的气动参数展开多目标优化并探讨各参数之间的关联性。

鉴于上述研究,以某轴流压气机进气蜗壳为研究对象,基于 Isight 优化平台搭建完整的多目标优化设计系统,以总压损失系数与出口面速度不均匀度作为目标函数,结合优化算法展开多目标优化,最终在 Pareto 前沿上获得一系列优化造型。在优化造型的基础上给蜗壳顶端耦合一个导流器,以期减小蜗壳左右两侧气流在其顶端交汇引起的损失。通过对进气蜗壳气动参数进行多目标优化,提高了其气动性能,对于整机的节能减排具有重要的现实意义。

1 研究对象与方法

1.1 研究对象

以一种箱体式的进气蜗壳为研究对象,其集气室扩压结构由其背面的背弧线和正面的内弧线组成。该进气蜗壳的几何模型和参数如图 1 所示。图 1(a)中蜗壳三维模型由排气通道与外罩融为一体的集气室壳体组成,蜗壳排气通道较短。图 1(b)为进气蜗壳左侧的剖面图,气流流向为径向流入转为轴向流出。图 1 中, H 为进气蜗壳的最大高度; B 为进气蜗壳宽度; d 为进气蜗壳排气通道的出口直径; α 和 β 为进气蜗壳的扩张角,即集气室扩压结构背弧线与内弧线起点的切线方向与蜗壳轴线方向所成的夹角; A_1 和 A_2 分别为背面的背弧线和正面的内弧线。

蜗壳具体参数:出口直径 $d=110$ mm;扩张角 $\alpha=17.3^\circ$, $\beta=16.5^\circ$;高度 $H=183$ mm;宽度 $B=160$ mm。

1.2 网格划分与边界条件设置

使用 ICEM CFD 软件对该进气蜗壳几何体进行网格划分,由于该进气蜗壳结构比较复杂,故采用适应性较好的四面体网格和三棱柱网格对其进行网格划分。对蜗壳的进口和出口作适当的延长以得到比较稳定的入口与出口流场。

进气蜗壳网格分为三部分,如图 2 所示,分别为进出口延长段和扩压器部分。由于气流在进出

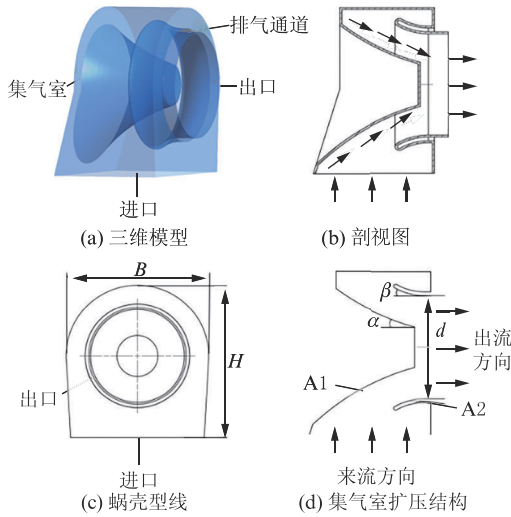


图1 进气蜗壳几何模型及相关参数

Figure 1 Geometric model and related parameters of the intake volute

口延长段流动相对比较平稳,故对其进行网格划分时,全局网格尺寸参数设置要大于扩压器部分的网格尺寸参数。为了捕捉蜗壳流体域内流动细节,对蜗壳内壁面附近区域网格进行加密处理。为保证计算精确,根据文献[17],共设7层边界层网格,第一层网格高度为0.2 mm,网格高度增长率为15%。

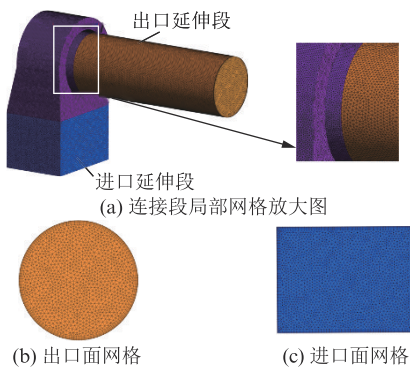


图2 进气蜗壳网格

Figure 2 Grid of the intake volute

采用 ANSYS CFX 进行前处理与求解,湍流模型选用 $k-\epsilon$,对近壁面区域采用 Scalable 壁面函数法进行处理。工质为理想气体,进口边界给定总压与静温,出口边界给定质量流率,其余壁面的设置均为无滑移的绝热壁面,数值计算采用稳态计算。

1.3 网格无关性验证

为了排除网格数目与网格结构等因素对计算结果的影响,须对网格进行敏感性验证,分别使用135万、165万、190万、225万和250万数目的网格求解蜗壳的内部流场,通过改变全局网格尺寸与局

部网格加密的方式来调整网格数量。图3为网格无关性验证图。从图3中可以看出,当网格数目达到190万以上时出口面马赫数基本保持不变,可认为190万网格满足网格无关性要求,在后续研究中选择该网格方案进行数值计算。

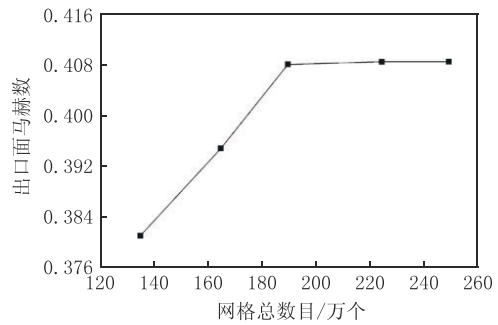


图3 网格独立性验证

Figure 3 Grid independence verification

2 进气蜗壳气动优化系统

控制进气蜗壳气动性能的几何参数众多,原则上可以通过改变这些几何参数来达到改变蜗壳气动性能的目的,但在对进气蜗壳的几何参数优化时要考虑到进气蜗壳进出口几何参数受到整个轴流压气机尺寸的制约^[18]。本研究在不改变进气蜗壳进出口几何参数的前提下,通过改变其扩压结构弧线曲率和扩张角度来进行目标函数的多目标寻优。

2.1 参数化方法

使用三维建模软件 NX12.0 对该进气蜗壳进行三维建模,通过 NX 的表达式功能实现进气蜗壳几何模型参数化表示。进气蜗壳的扩张角 α 和 β 对其气动性能有着重要的影响。分别用6点控制的五阶 Bezier 曲线和4点控制的三阶 Bezier 曲线来参数化进气蜗壳扩压结构的背弧线与内弧线。图4为进气蜗壳扩压结构背弧线与内弧线控制点的示意图。Bezier 曲线表达式如式(1)所示。

$$L(t) = \sum_{i=1}^N P_i B_i(t) \quad t \in [0, 1] \quad (1)$$

式中, $L(t)$ 为曲线上的任意一点的坐标; P_i 为 Bezier 曲线上各控制点的坐标, i 和 N 分别表示相应下限和上限, i 的取值范围为 $[1, N]$, N 为正整数; t 表示变量; B_i 为 Bernetein 多项式基函数,其具体表达式如式(2)所示。

$$B_i(t) = C_N^i (1-t)^{N-i} t^i, \quad i = 0, 1, \dots, N \quad (2)$$

对于背弧线与内弧线,分别使其首尾端点固定不变,通过控制中间点坐标位置的变化以达到改变

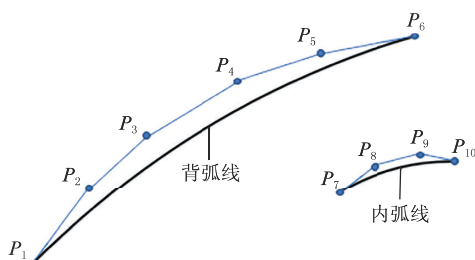


图4 背弧线与内弧线的几何参数

Figure 4 Geometric parameters of the back arc and the inner arc

弧线曲率与扩张角的目的。通过使各控制点的横坐标均匀分布,纵坐标在原始纵坐标的 $-3\sim 3\text{ mm}$ 范围内变化。

2.2 造型优化设计

2.2.1 优化系统流程

图5为蜗壳气动优化的流程图。在NX12.0中进行参数化建模,将进气蜗壳参数化后,进行CFD数值模拟设置与计算进而生成初始数据库(如过程I所示)。然后建立神经网络代理模型,并求得遗传算法下满足目标函数最优的设计变量组合(如图5中过程II所示)。在整个优化循环过程中至少迭代20步,每迭代一步产生12组数据。在最新生成的24组数据中,如果后12组的目标函数值与前12组的目标函数值的平均值之差 $\bar{D} \leq 1 \times 10^{-3}$,则认为优化迭代收敛, \bar{D} 定义如式(3)所示。

$$\bar{D} = \frac{1}{12} \left(\sum_{j=k-11}^{j=k} F_{ob} - \sum_{j=k-23}^{j=k-12} F_{ob} \right) \quad (3)$$

式中, F_{ob} 为目标函数值; j 表示求和上下限的取值; k 为正整数。

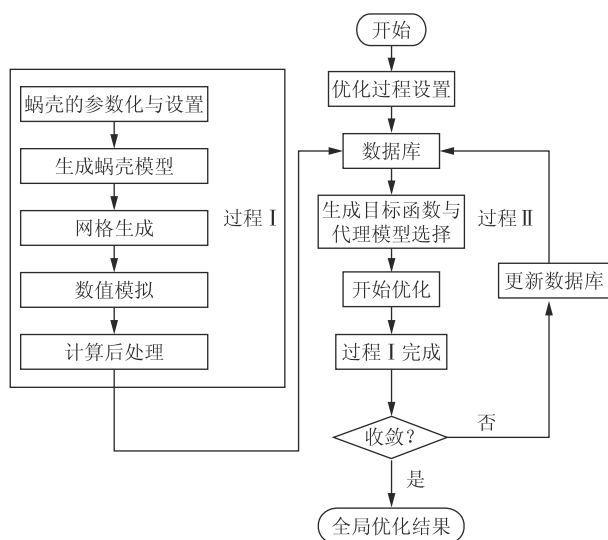


图5 优化设计流程

Figure 5 Process of optimization design

2.2.2 试验抽样方法

对进气蜗壳扩压结构的背弧线与内弧线参数化处理后,通过对6个设计变量的控制来达到控制蜗壳的扩张角与弧线曲率的目的。若采用全因子法会使得时间成本变大,而随机抽样法会使得样本分布不均匀,最优拉丁超立方抽样具有时间成本小、样本空间分布均匀的优点,故本研究采用最优拉丁超立方方法进行样本抽样。

最优拉丁超立方设计在随机拉丁超立方设计的基础上改进了随机拉丁超立方设计的均匀性,使样本更加均匀地分布在设计空间,以加速优化收敛。拉丁超立方与最优拉丁超立方样本分布示意图如图6所示。

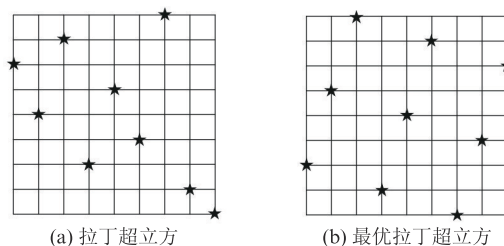


图6 拉丁超立方与最优拉丁超立方样本分布示意图

Figure 6 Schematic diagram of Latin hypercube and optimal Latin hypercube sample distribution

2.2.3 椭圆基函数神经网络

当试验设计获得满足要求的样本量之后,需要用代理模型来评估不同设计变量与目标函数之间的关系。本研究中使用椭圆基函数(elliptic basis function, EBF)神经网络代理模型。图7为EBF神经网络的拓扑结构,它由一个输入层、一个隐藏层和一个输出层构成,图中 x_1, \dots, x_n 为输入变量, y_1, \dots, y_m 为输出量,下标 n 表示输入变量数量,下标 m 表示输出变量数量。

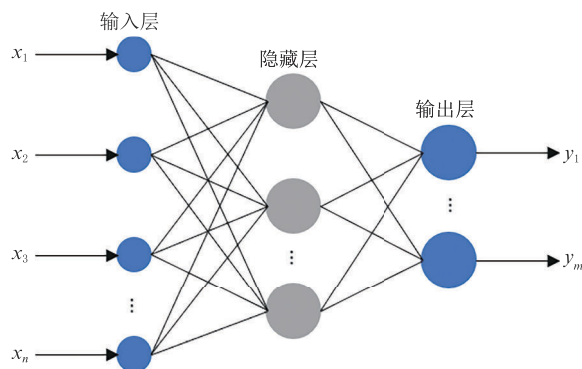


图7 椭圆基神经网络拓扑结构

Figure 7 Topological structure of elliptic basis function neural network

2.2.4 第二代非支配排序遗传算法(non-dominated sorting genetic algorithm II, NSGA-II)

为了根据设计参数预测出目标函数的最佳值,需要借助优化算法求解最优解。本研究采用 NSGA-II 遗传算法对进气蜗壳的总压损失系数和速度不均匀度进行多目标寻优。NSGA-II 遗传算法的流程图如图 8 所示,图中 n_1 表示进化到第 n_1 代, n_{\max} 表示 n_1 的最大值。

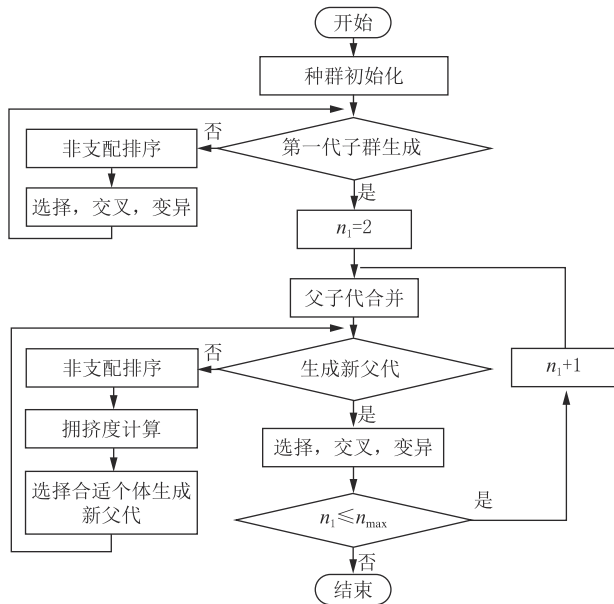


图 8 NSGA-II 遗传算法流程图

Figure 8 Flow diagram of NSGA-II genetic algorithm

3 进气蜗壳的气动优化

此优化问题中的自变量为 Bezier 曲线控制点的纵坐标,其变化范围在 $-3 \sim 3$ mm 之间。在优化过程中目标函数的选择对整个蜗壳气动性能的评估影响巨大。本研究中以总压损失系数与出口面速度不均匀度作为评价蜗壳全局性能的评价指标即目标函数,定义分别如式(4)、式(5)所示。

$$\zeta_{\text{loss}} = \frac{(\bar{p}_0 - \bar{p}_T)}{\bar{p}_0} \quad (4)$$

$$\delta = \frac{\bar{v}_{\max} - \bar{v}_{\min}}{\bar{v}_a} \quad (5)$$

式中, \bar{p}_0 为蜗壳进口平均总压; \bar{p}_T 为蜗壳出口平均总压; \bar{v}_a 为蜗壳出口平面的平均速度; \bar{v}_{\max} 为蜗壳出口平面中速度大于等于 \bar{v}_a 的区域的速度; \bar{v}_{\min} 为蜗壳出口平面中速度小于 \bar{v}_a 的区域的速度。

3.1 造型优化设计

在建立初始数据库时试验设计中初始样本数量

为 50,为设计变量的 8 倍,可加速优化收敛,同时也满足建立 EBF 代理模型所需要的样本数量要求。当优化迭代进行到第 54 代时,优化数据库中后 12 组的目标函数值与前 12 组的目标函数值的平均值之差 $\bar{D} = 0.000715 \leq 1 \times 10^{-3}$,认为优化迭代已收敛。图 9 给出了多目标优化进程中初始数据库创建和优化过程中的初始样本和优化样本的散点图。以 NSGA-II 遗传算法为基础的多目标优化在起初的优化迭代中从数据库中随机选取样本作为父代,以此来促进优化进程的全局搜索。随着优化迭代向 Pareto 前沿的逼近,新的父代样本的选择范围缩小至 I 区域,以加速迭代收敛。根据多目标优化的最终结果,在 Pareto 前沿上选取 3 个最优造型的进气蜗壳进行流场分析,分别命名为 M1、M2 和 M3。其中 M1 是 Pareto 前沿速度不均匀度最小的最优造型, M3 是 Pareto 前沿总压损失系数最小的最优造型, M2 是兼顾速度不均匀度最小和总压损失系数最小的最优造型。由图 9 可知, Pareto 前沿的夹角 θ 为钝角,随着总压损失系数的降低,速度不均匀度会上升。

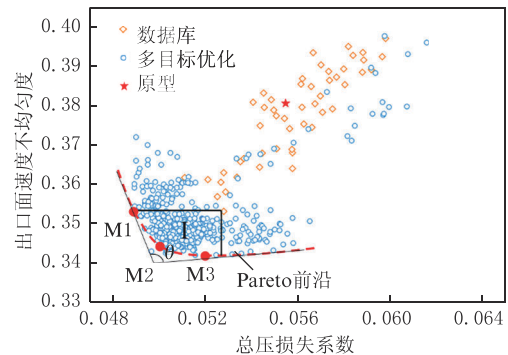


图 9 多目标优化散点图

Figure 9 Scatter diagram of multi-objective optimization

图 10 为优化后的 3 个最优造型的进气蜗壳与原始模型的对比。从图 10 中 II 区域可以看出: 3 个最优造型进气蜗壳的背弧线扩张角度变化较大,并且弧线曲率也发生较大变化;它们的内弧线扩张角度变化较小,内弧线曲率均大于原始模型的弧线曲率;气流从径向到轴向的扩张更明显。

图 11 为 3 个最优造型的进气蜗壳与原始模型在不同流量下的总压损失系数和速度不均匀度的变化曲线图,分别计算了 $0.8Q$ 、 $0.9Q$ 、 $1.0Q$ 、 $1.1Q$ 和 $1.2Q$ 下的总压损失系数与出口面速度不均匀度,其中 Q 为设计工况下的质量流量。从图 11(a)中可以看出,随着质量流量的增加, M1、M2、M3 和原始模型的总压损失系数逐渐增大。相比于原始

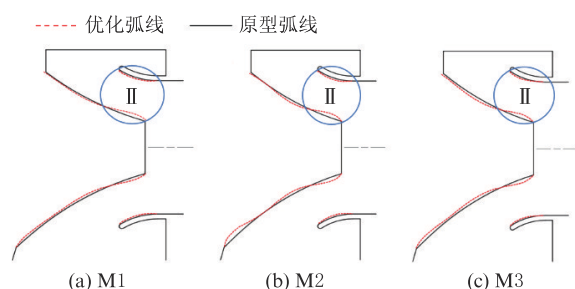


图10 最优造型与原始模型的弧线对比

Figure 10 Curve comparison between the optimal models and the original model

模型, M1、M2 和 M3 在各流量下的总压损失系数均更小。在设计工况下, M1、M2 和 M3 的总压损失系数相比原始模型分别降低了 0.60%、0.39% 和 0.46%。从图 11(b)中可以观察到, M1、M2、M3 和原始模型的出口面速度的不均匀度随着质量流量的增加逐渐降低, 且 M1、M2 和 M3 在各流量下出口面速度不均匀度均小于原始模型。在设计工况下, M1、M2 和 M3 的出口面速度不均匀度与原始模型相比分别下降了 3.14%、3.70% 和 3.65%。优化后, 总压损失系数与出口面速度不均匀度都有明显改善。

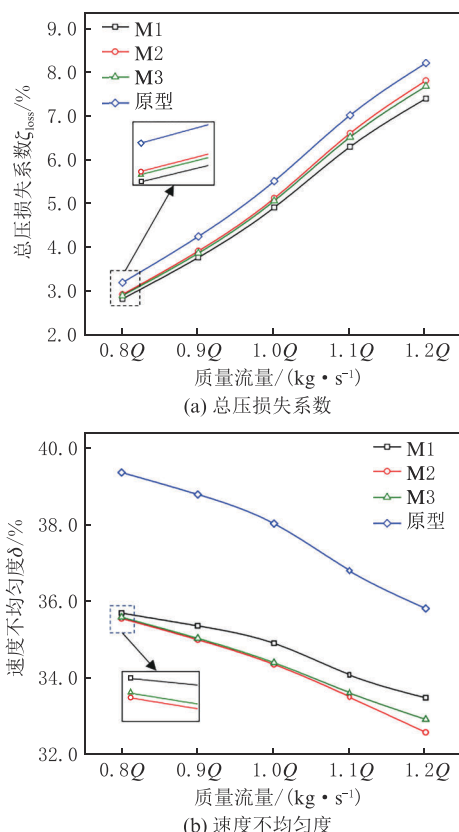


图11 不同工况下的总压损失系数和速度不均匀度

Figure 11 The total pressure loss coefficients and velocity non-uniformity under different operating conditions

观察优化前后进气蜗壳的背弧线与内弧线可以发现, 对于优化后的进气蜗壳, 在区域 II (图 10) 处其背弧线与内弧线曲率都有不同程度的增大, 但背弧线曲线的弯曲方向与原始模型背弧线的曲线弯曲方向相反, 而内弧线曲线的弯曲方向与原始模型的一致。在背弧线起始段, 弧线曲率增大后, 气流可以更加光滑地由径向流往轴向; 而在内弧线的末端, 弧线曲率的增大可以使得气流更加平缓地由径向过渡到轴向, 也削弱了蜗壳扩压结构内部因为气流没有完全偏转而产生的旋流结构。

3.2 优化造型及原型流场分析

图 12 给出了优化造型及原型进气蜗壳出口面的速度云图, 其中区域 III 为出口面的高速区域。从图 12 中可以看出, 与原始模型相比, M1、M2、M3 的出口面高速区域面积减少了 1/2 左右, 而出口面下方框内低速区域的面积也减少, 这就使得 3 个优化模型的出口面速度梯度降低, 出口面速度更加均匀, 由高速流体与低速流体造成的掺混损失也降低, 优化后的进气蜗壳气动性能得到了提升。

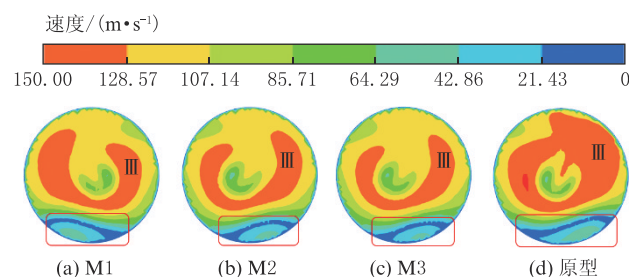


图12 优化造型及原型进气蜗壳出口速度云图

Figure 12 Velocity contours of the intake volute outlets of optimized models and the original model

图 13 为进气蜗壳原始模型的流线图与进气蜗壳的子午面示意图。由图 13 可知气流从蜗壳径向流入轴向流出, 进入蜗壳的气流在扩压结构内相互掺混干扰。整个流线可以看作由子午面分割成对称的 A 和 B 区域组成, 蜗壳 A、B 区域壁面附近的流线由进口贴壁流动到蜗壳的顶端后汇合, 在内弧面与背弧面的导流作用下轴向流出。从三维流线图可得, 气体蜗壳顶端汇合后出现了旋流流动, 旋流流动会导致流动损失。

图 14 是进气蜗壳出口面速度的二维流线图。从图 14(d) 可以看到蜗壳原始模型出口面的下方即框内区域出现了两个低速旋涡, 旋涡的产生直接导致流阻损失。一般将与主流方向不一致的流动统称为二次流动, 由二次流动造成的损失称为二次损失, 图中这种旋涡结构也属于二次流动。观察

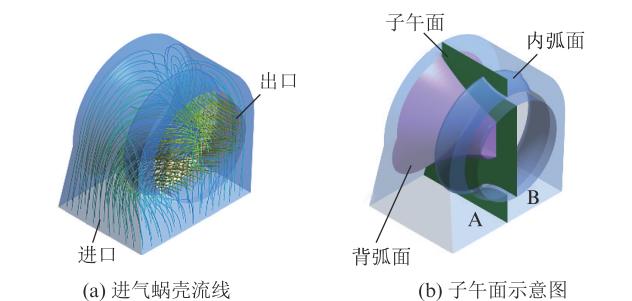


图 13 进气蜗壳原始模型的流线图与进气蜗壳的子午面示意图

Figure 13 The streamline diagram of the intake volute and the meridian plane schematic diagram of the original intake volute

M1、M2 和 M3 的出口面速度流线的下半部分,可以发现,与原始模型相比,其出口面下半部分线框内的旋涡结构均消失,二次流动现象减弱,降低了气流在蜗壳内的二次损失。出口面的旋涡主要是蜗壳两侧气流在顶端汇合引起的,两股气流汇合后产生旋流流动,经过蜗壳扩压段后,旋流流动传递到下游出口面。

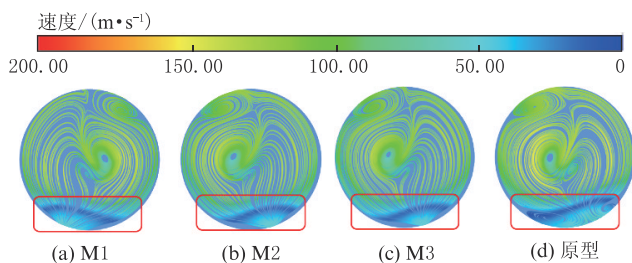


图 14 M1、M2、M3 和原型蜗壳出口速度流线

Figure 14 Velocity streamlines of the inlet volute outlets of M1, M2, M3 and the original model

图 15 和图 16 分别给出了 M1、M2、M3 与原始模型的子午面与出口面的总压损失系数云图。由图 15 可知,与原始模型的对应区域相比,M1、M2 和 M3 子午面的 IV 区域总压损失系数高的区域面积减小,即 M1、M2 和 M3 的 IV 区域的总压损失系数相比原始模型降低。M1、M2 和 M3 的 V 区域总压系数低的区域面积相比原始模型增大,而总压系数高的区域面积减小,即 M1、M2 和 M3 的 V 区域的总压损失系数也比原始模型更小。由图 16 可知,在蜗壳出口面也可以得到 M1、M2 和 M3 的 VI 区域的总压损失系数减小的结论。当气体在优化后的进气蜗壳流动时,由于旋流流动减少,出口面下部旋涡结构消失,二次损失减小,故在总压损失系数云图上表现出局部区域的总压损失减小的

现象。

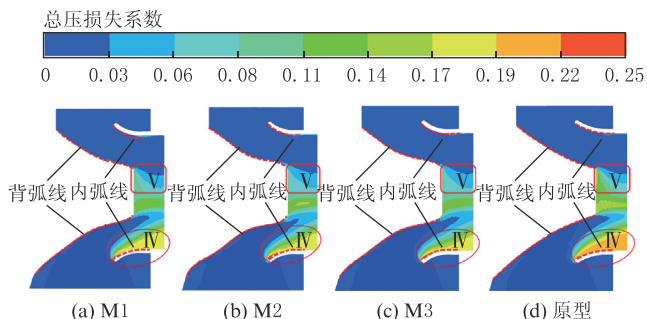


图 15 M1、M2、M3 和原型进气蜗壳子午面总压损失系数云图

Figure 15 Contours of total pressure loss coefficients of the inlet volute meridian planes of M1, M2, M3 and the original model

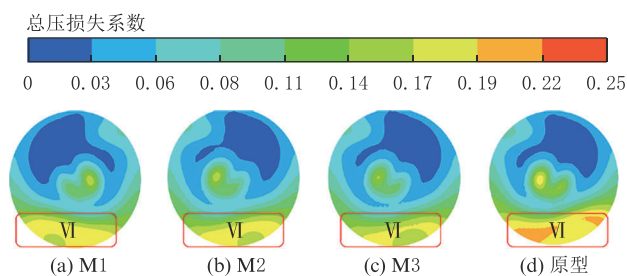


图 16 M1、M2、M3 和原型进气蜗壳出口总压损失系数云图

Figure 16 Contours of total pressure loss coefficients of inlet volute outlet planes of M1, M2, M3 and the original model

4 优化模型与导流器的耦合

通过对上述三种优化造型的流场分析,挖掘其流动现象及流动控制机理,发现仍然没有解决左右两侧气流在其顶端交汇造成损失的问题。为此,在之前优化造型的基础上再耦合导流器以期获得更优的蜗壳造型。图 17 为进气蜗壳耦合导流器的三维图,导流器布置在蜗壳顶端靠近背弧面的一侧并且关于子午面对称。耦合导流器后避免了气流在蜗壳顶端汇合时的直接冲击,使气流沿着导流器的引导更加顺畅地流向出口。图 18 为导流器几何结构示意图,其中半径 R_1 、 R_2 与 R_3 分别为 2.5 mm、12.0 mm 和 80.5 mm,长度 L_1 、 L_2 与 L_3 分别为 50.3 mm、15.0 mm 和 34.0 mm。

4.1 造型优化设计

将 M1、M2、M3 耦合导流器后的三个优化模型命名为 D1、D2 和 D3,原型耦合导流器后命名为 OA。图 19 给出了设计工况下不同进气蜗壳的总压损失系数和速度不均匀度的柱状图。从图 19 中可以得到,M1、M2、M3 和原型耦合导流器后,进气蜗壳

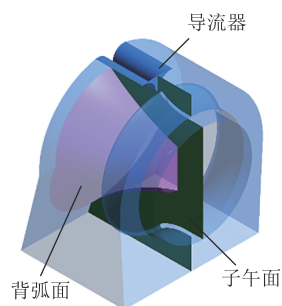


图 17 进气蜗壳耦合导流器三维图

Figure 17 3D view of intake volute coupled deflector

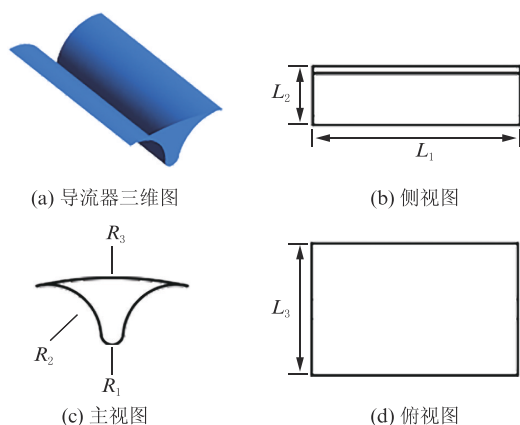


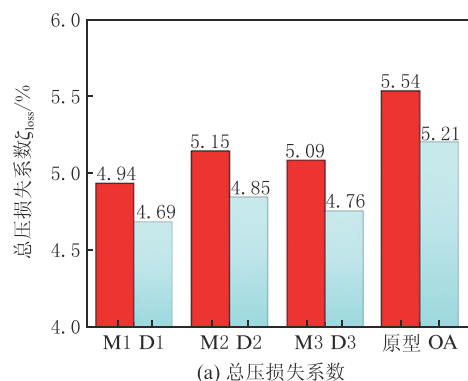
图 18 导流器几何参数

Figure 18 Geometric parameters of the deflector

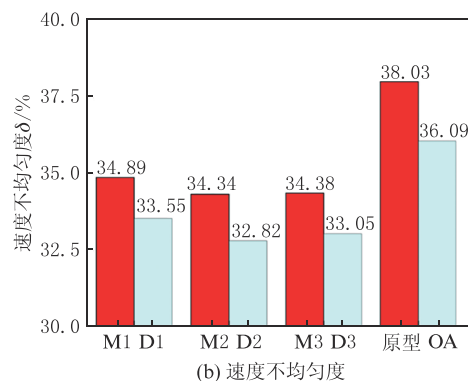
的总压损失系数和速度不均匀度减小,总压损失系数分别减小了 0.25%、0.30%、0.33% 和 0.33%,速度不均匀度分别下降了 1.34%、1.52%、1.29% 和 1.94%,说明耦合导流器后的气动性能得到提升。导流器的存在减小了两侧气流冲击带来的损失,同时提高了蜗壳出口速度的均匀性。当蜗壳造型优化达到收敛要求时再进行多次优化迭代,目标函数已无明显变化,此时目标函数达到优化边界,通过合理改变蜗壳内部结构的方法可以进一步提升蜗壳的气动性能。以上结果表明在蜗壳内部耦合导流器的方法是奏效的。

4.2 流场分析

为了获得优化模型、原型及其耦合导流器后蜗壳的控制机理,先对其流场作进一步分析。图 20 给出了优化模型 M2、原型、D2、OA 出口的速度分布云图。优化模型之所以选取 M2,是因为其位于 Pareto 前沿上并且同时兼顾总压损失系数与速度不均匀度这两个目标函数。从图 20 中可知,M2 和原型的出口速度云图分布呈非对称,而 D2 与 OA 的出口速度云图分布趋于左右对称。这是由于耦合导流器后,导流器阻断了蜗壳顶端左右两侧气流的直接冲击,使得气流在蜗壳顶端沿着导流器



(a) 总压损失系数



(b) 速度不均匀度

图 19 各进气蜗壳的总压损失系数和速度不均匀度

Figure 19 Total pressure loss coefficients and velocity non-uniformity of all intake volutes

流往背弧面,在背弧面的引导下气流顺利流向蜗壳出口。观察 M2 和 D2 可以发现,D2 的出口面的速度云图分布对称性要明显优于 M2,并且 D2 出口面的高速区域面积相较 M2 减少,这使趋于平均速度的面积增大,速度分布更加均匀,出口面速度的均匀性得到提升。

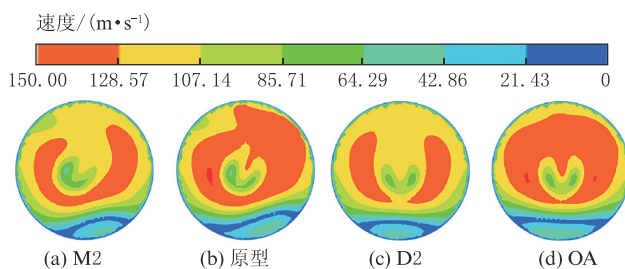


图 20 M2、原型、D2、OA 的进气蜗壳出口速度云图

Figure 20 Velocity contours of the inlet volute outlets of M2, the original model, D2 and OA

图 21 给出了 M2、原型、D2 和 OA 出口速度流线图。从图 21 中可以看到 M2 和原型的出口速度流线为非轴对称并且区域Ⅶ内存在一个较大的旋涡结构,而耦合导流器后蜗壳 D2 和 OA 的出口速度流线分布趋于对称且区域Ⅶ内的旋涡消失。这表明导流器的存在一定程度上遏制了二次流,降低了二

次流损失。观察原型和 OA 的出口速度流线分布发现,其出口下方区域Ⅷ内各有一对低速旋涡结构,而 M2 与 D2 的出口下方区域Ⅷ内的低速旋涡消失,这表明优化后的蜗壳壁面造型也同样能抑制二次流,起到了降低二次流损失的作用。从速度云图中也可以得到 D2 的出口流场型态是最好的,与 M2、原型和 OA 相比,D2 的出口速度流线对称性良好且旋涡结构少,在提高蜗壳出口速度均匀性的同时降低了二次流损失。

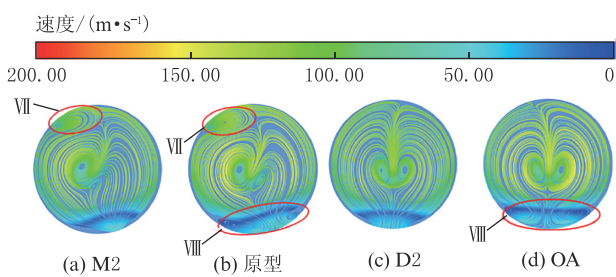


图 21 M2、原型、D2 和 OA 进气蜗壳出口速度流线
Figure 21 Velocity streamlines of the inlet volute outlets of M2, the original model, D2 and OA

图 22 给出了 M2、原型、D2 和 OA 子午面总压损失系数云图。对比 M2 与 D2 可以发现,D2 子午面的Ⅸ区域的总压损失系数低的区域面积大于 M2,即 D2 子午面的Ⅸ区域的总压损失相比 M2 减小。D2 子午面的Ⅺ区域的云图颜色在云图色带上的位置相比 M2 的靠前,即 D2 子午面的Ⅺ区域的总压损失减小。观察原型与 OA 同样可以发现,OA 子午面的Ⅸ、Ⅺ区域的总压损失相较原型降低。这表明耦合导流器后,导流器的导流作用抑制了气流在蜗壳顶端的相互冲击,减小了气流在蜗壳顶端相互冲击所带来的损失。

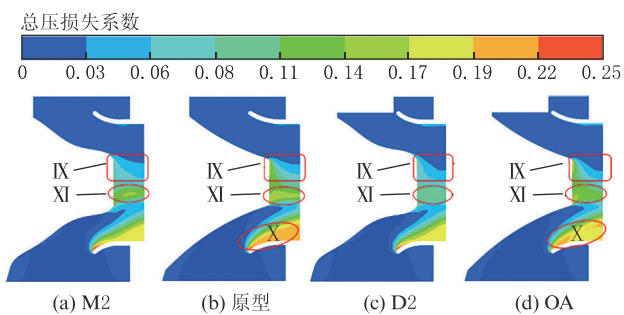


图 22 M2、原型、D2 和 OA 进气蜗壳子午面总压损失系数云图
Figure 22 Contours of total pressure loss coefficients of meridian planes of the inlet volutes of M2, the original model, D2 and OA

4.3 试验验证

优化结束后,选择 D2 对应的蜗壳进行试验验证。进气蜗壳性能参数的试验值与数值计算值对比如表 1 所示。由表 1 可知,D2 数值计算的总压损失系数与出口速度不均匀度分别为 4.85% 和 32.82%,试验值分别为 4.68% 和 33.24%。总压损失系数与出口速度不均匀度的数值计算值与试验值的相对误差分别为 3.63% 和 1.26%,均小于 5%,数值计算的结果与试验结果的吻合度比较高,表明本研究中所采用的计算方法是可靠且可行的。

表 1 进气蜗壳性能参数的试验值与计算值对比
Table 1 Comparison between experimental values and calculated values of performance parameters of the intake volutes

项目	总压损失系数	出口速度不均匀度
计算值/%	4.85	32.82
试验值/%	4.68	33.24
相对误差/%	3.63	1.26

5 结论

(1) 利用 NX、MATLAB 和 ANSYS 等商业软件在 Isight 平台中构建了进气蜗壳的气动优化系统,在该优化系统中以进气蜗壳的总压损失系数和出口面速度的平均不均匀度为目标函数,对扩压结构的背弧线与内弧线进行气动优化。结果表明总压损失系数降低,出口面速度不均匀度降低。该优化系统提高了进气蜗壳的气动性能。

(2) 在 Pareto 前沿上选取了 3 个优化结果,采用 ANSYS CFX 对优化前后的进气蜗壳进行了不同工况下的数值计算,计算结果表明随着流量的增加,3 个优化模型及原始模型的总压损失系数增大,而出口面速度的不均匀度减小。在设计工况下,3 个优化模型的总压损失系数与原始模型相比分别降低了 0.60%、0.39% 和 0.46%;3 个优化模型的出口面速度的不均匀度与原始模型相比分别下降了 3.14%、3.70% 和 3.65%。优化后的进气蜗壳内流场二次流减弱,出口流场更加均匀。

(3) 对优化造型 M2 和原型耦合导流器后进行的数值计算结果表明:耦合导流器后的蜗壳的总压损失减小,出口速度不均匀度降低,二次流得到抑制。其中 M2 耦合导流器的 D2 造型的气动性能最佳,这表明优化加耦合的方法可以提升进气蜗壳的气动性能。

参考文献:

- [1] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005:12-16.
- [2] 牛利民. 船舶燃气轮机结构[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2007:31-33.
- [3] LU H, LI Q, PAN T, et al. Analysis and application of shroud wall optimization to an axial compressor with upstream boundary layer to improve aerodynamic performance [J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2019, 29 (11):4237-4261.
- [4] 蔡元基,向一敏. 增压器涡轮排气道改进的试验研究[J]. 西安交通大学学报,1980,14(3):71-82.
CAI Y J, XIANG Y M. An experimental investigation to improve the turbine exhaust performance of a turbo-supercharger [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1980, 14(3):71-82.
- [5] KANG S Y, LEE J J, KIM T S, et al. Numerical analysis on the impact of interstage flow addition in a high-pressure steam turbine [J/OL]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140 (6) : 662604 (2018-02-21) [2024-10-08]. DOI:10.1115/1.4038769.
- [6] 黄恩德,楚武利. 非轴对称涡轮排气蜗壳优化设计[J]. 推进技术,2016,37(10):1839-1846.
HUANG E D, CHU W L. Optimization design of an asymmetry turbine exhaust hood [J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10):1839-1846.
- [7] 文乾,楚武利. 离心风机蜗壳的优化设计[J]. 舰船科学技术, 2014, 36(2):86-89.
WEN Q, CHU W L. Optimization of the volute design in a centrifugal fan [J]. Ship Science and Technology, 2014, 36(2):86-89.
- [8] WANG H T, ZHU X C, DU Z H. Aerodynamic optimization for low pressure turbine exhaust hood using Kriging surrogate model [J]. International Communications in Heat & Mass Transfer, 2010, 37(8):998-1003.
- [9] 任贵峰,王睿,刘正先,等. 风冷柴油机高负荷轴流冷却风扇气动优化[J]. 内燃机工程,2024,45(5):11-18,27.
REN G F, WANG R, LIU Z X, et al. Aerodynamic optimization of a high-load axial cooling fan for an air-cooled diesel engine [J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2024, 45(5):11-18,27.
- [10] 张立楠,李宏磊,岳国强,等. 涡轮增压器进/排气蜗壳结构优化与性能分析[J]. 内燃机工程,2021,42(4):38-46,53.
ZHANG L N, LI H L, YUE G Q, et al. Structural optimization and performance analysis of intake and exhaust volutes of a turbocharger [J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2021, 42(4):38-46,53.
- [11] 满超,周红,罗乐,等. 离心风机叶轮气动性能及噪声优化研究[J]. 风机技术,2022,64(S1):17-21.
- [12] 侯康,田红艳,佟鼎. 低比转速离心压气机子午型线多目标优化设计[J]. 内燃机工程,2023,44(2):81-91.
MAN C, ZHOU H, LUO L, et al. Aerodynamic performance and noise optimization of centrifugal fan impeller [J]. Chinese Journal of Turbomachinery, 2022, 64(S1):17-21.
- [13] BURTON Z, INGRAM G L, HOGG S. A literature review of low pressure steam turbine exhaust hood and diffuser studies [J/OL]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135 (6) : 0602001 (2013-05-22) [2024-10-08]. DOI:10.1115/1.4023611.
- [14] 张明祯,符杰,常方圆,等. 蜗壳进口宽度对离心泵非定常性能的影响研究[J]. 热能动力工程,2020,35(3):87-92.
ZAHNG M Z, FU J, CHANG F Y, et al. Effect of volute inlet width on the unsteady performance of centrifugal pumps [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35 (3):87-92.
- [15] 王松林,谭磊,王玉川. 离心泵蜗壳内非定常流动特性[J]. 振动与冲击,2014,33(11):43-48.
WANG S L, TAN L, WANG Y C. Characteristics of unsteady flow in a centrifugal pump volute [J]. Journal of Vibration and Shock, 2014, 33(11):43-48.
- [16] 曹安国,吴亚东,刘鹏寅,等. 基于改进Kriging代理模型的自适应序列优化算法在离心压缩机蜗壳设计中的应用[J]. 动力工程学报,2015,35(7):562-567.
CAO A G, WU Y D, LIU P Y, et al. Application of adaptive sequential optimization algorithm based on Kriging surrogate model in design of centrifugal compressor volute [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2015, 35(7):562-567.
- [17] 纪兵兵,陈金瓶. ANSYS ICEM CFD网格划分技术实例详解[M]. 北京:中国水利水电出版社,2012:78-92.
- [18] 祁大同. 离心式压缩机原理[M]. 北京:机械工业出版社, 2017:115-120.