

进气蜗壳收缩段结构对气动性能的影响研究

曾令艳¹, 陈齐¹, 张华¹, 李新元²

(1. 上海电机学院机械学院, 上海 201306; 2. 中国联合重型燃气轮机技术有限公司, 上海 201306)

摘要:为提高重型燃气轮机进气蜗壳的气动性能,采用 ANSYS FLUENT2022 软件模拟空气在进气蜗壳内的流动,边界条件设定进口速度为 25.91 m/s,温度为 16°,湍流强度为 2.18%。首先计算分析原结构收缩段对气动性能的影响,通过出口截面的平均速度不均匀度和总压畸变评价结构优劣,然后提出了贝塞尔曲线作为进气蜗壳收缩段型线,并研究不同贝塞尔曲线参数对蜗壳气动性能的影响。结果表明:相比原结构,改进结构涡流区域明显减小,平均速度不均匀度降低了 54.62%,总压畸变降低了 43.02%。

关键词:燃气轮机;进气蜗壳;贝塞尔曲线;平均速度不均匀度;总压畸变

中图分类号:TK47 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.mdjgc.2024.12.003

[引用本文格式]曾令艳,陈齐,张华,等. 进气蜗壳收缩段结构对气动性能的影响研究[J]. 热能动力工程, 2024, 39(12): 20-27. ZENG Lingyan, CHEN Qi, ZHANG Hua, et al. Study on the effect of intake volute contraction section structure on aerodynamic performance[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(12): 20-27.

Study on the Effect of Intake Volute Contraction Section Structure on Aerodynamic Performance

ZENG Lingyan¹, CHEN Qi¹, ZHANG Hua¹, LI Xinyuan²

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai DianJi University, Shanghai, China, Post Code: 201306;
2. China United Gas Turbine Technology Co., Ltd., Shanghai, China, Post Code: 201306)

Abstract: In order to improve the aerodynamic performance of the intake volute of heavy-duty gas turbine, ANSYS FLUENT2022 software was used to simulate the air flow in the intake volute under inlet velocity of 25.91 m/s, temperature of 16° and turbulence intensity of 2.18%. Firstly, the influence of the contraction section of the original structure on the aerodynamic performance was calculated and analyzed, and the structural advantages and disadvantages were evaluated based on the mean velocity inhomogeneity and total pressure distortion parameters of the outlet cross section. Then, a Bezier curve was proposed as the shape of the contraction section of the intake volute, and the influence of different Bezier curve parameters on the volute aerodynamic performance was investigated. Results show that the vortex areas are significantly reduced in the improved structure compared to the original structure, the mean velocity inhomogeneity is reduced by 54.62%, and the total pressure distortion parameter is reduced by 43.02%.

Key words: gas turbine, intake volute, Bezier curve, mean velocity inhomogeneity, total pressure distortion

收稿日期:2024-04-29; 修订日期:2024-06-26

基金项目:航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-C-I-001-001);上海市重型燃气轮机领域联合创新计划(UIC计划)资助项目

Fund-supported Project: Science Center for Gas Turbine Project (P2022-C-I-001-001); Supported by Project of Shanghai Gas Turbine Union Innovation Center (UIC)

作者简介:曾令艳(1982-),女,上海电机学院教授。

引 言

重型燃气轮机是一种高效的能源转换装备^[1],具有高效、清洁、安全的特点。随着重型燃气轮机不断朝着更大功率发展,进气系统的结构研究也得到了广泛关注^[2]。进气蜗壳为进气系统的核心组成部分,空气经进气蜗壳管道进入压气机,在此过程中会产生进气损失和进气畸变,从而影响压气机的效率。研究表明,在标准工况下,进气蜗壳内流动损失增加 500 Pa(进气蜗壳内流动损失与标况下总压之比约为 0.5%),燃气轮机功率将降低约 1%^[3]。

陈立德^[4]发现空气在流过燃气轮机进气系统时,不可避免地经过转弯、收缩、扩压、绕流等流动,这些流动特点将增加进气系统的流动阻力损失和压气机进口截面的流动不均匀性。徐鑫等人^[5]从压力分布和气流角进行分析,结果表明对气动性能产生重要影响的损失区域主要集中在进气外环上方和支板附近。杜玉锋等人^[6]对国产 25 MW 燃气轮机进气室底面进行线型优化,结果表明经过维式曲线与帕斯卡蜗线改型优化的进气室,进气室内整流罩出口位置的速度不均匀度和总压损失较低,提高了燃气轮机进气品质。刘海旭等人^[7]通过全三维的数值模拟计算得出结论:进气系统的气流转折处应尽可能设计为圆弧过渡。丁骏等人^[8]通过三维数值仿真方法对进气室设计参数进行研究,发现进气室平直段型线的改变对压气机的通流性能影响较大。文献[9-10]对某侧向进气道进行数值模拟,并将结果与实验结果进行对比,表明其数值模拟方法的可行性。Chen 等人^[11-12]通过捕捉压缩机 L 形进气管道内部总压损失和涡对流动现象,提出了优化进气道气动参数的方法,为高性能进气道的设计提供了参考。

根据现有研究表明,气流损失和气流畸变^[13]与进气道的几何结构密切相关。本文以某重型燃气轮机的进气蜗壳为研究对象,利用 Fluent 2022 软件对进气蜗壳进行三维数值模拟,提出了进气蜗壳收缩段型线:贝塞尔曲线,并进一步分析贝塞尔曲线^[14]参数对出口平均速度不均匀度和总压畸变的影响,得到出口气流畸变更小的结构参数。

1 模型建立与计算方法

1.1 研究对象

某重型燃气轮机进气蜗壳流体域 3D 模型如图 1(a)所示。图 1(b)为对应图 1(a)原结构 YZ 截面的示意图,进气蜗壳入口长 L 与宽 W 的比值为 3.9,进气蜗壳出口环形大圆直径 D_1 与小圆直径 D_2 的比值为 2.3。气流从顶部进口进入,到达进气室内,经内锥体绕流后进入收缩段到达出口截面,实现了气流由竖直方向流动转为水平方向流动,从方形入口流动到环形出口的转变。图 1(c)为贝塞尔曲线收缩段截面示意图。

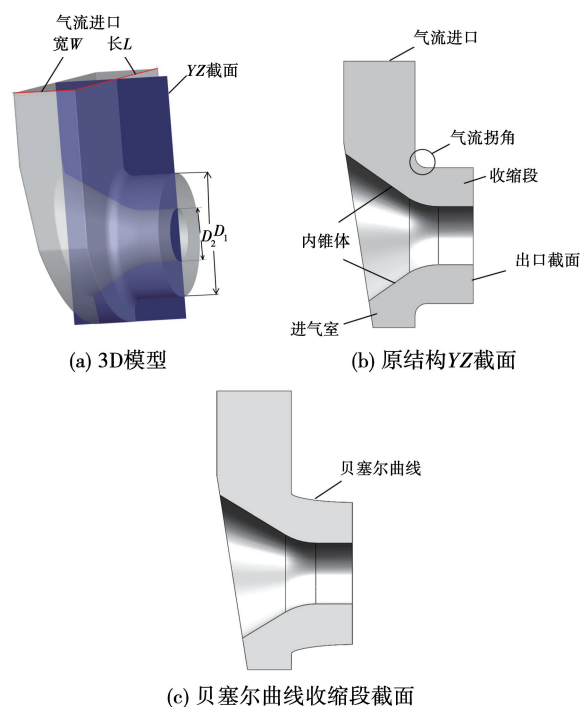


图 1 进气蜗壳流体域模型及各截面示意图
Fig. 1 Schematic diagrams of fluid domain model and each section of intake volute

1.2 网格无关性验证及边界条件

因进气蜗壳流体域比较复杂,本文网格采用四面体网格,用 Fluent-meshing 绘制,以金字塔单元网格为主,壁面和拐角处采用三角形网格绘制。在计算前,选用出口截面的速度不均匀度作为网格无关性分析,平均速度不均匀度随网格数量的变化如图 2 所示。由图可知,在网格数量约为 2 400 万时,出口截面的平均速度不均匀度达到稳定。为节省时

间,选取计算网格数量为 2 400 万,壁面 y^+ 为 25 ~ 60,第 1 层网格高度为 0.01 mm。图 3 为进气蜗壳三维模型网格示意图。边界条件给定进口速度,温度和空气湿度等,如表 1 所示。

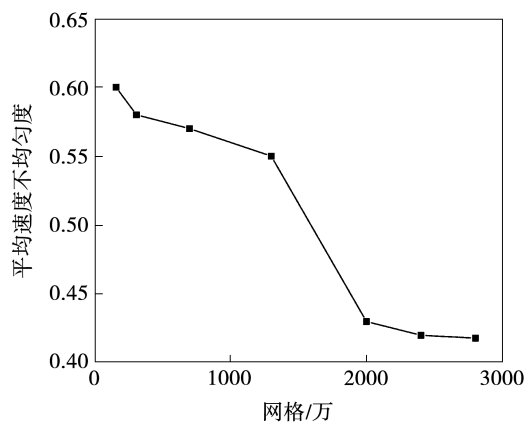


图 2 平均速度不均匀随网格数量的变化
Fig. 2 Variation of mean velocity inhomogeneity with the number of grids

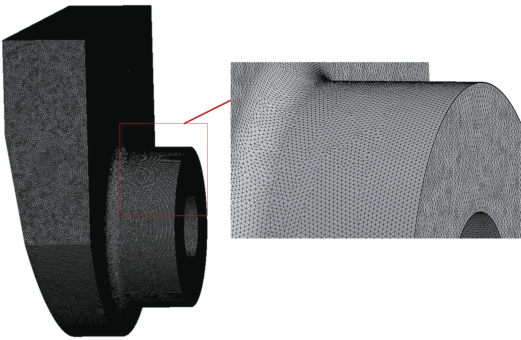


图 3 进气蜗壳三维模型网格示意图
Fig. 3 Schematic diagram of 3D model mesh of intake volute

表 1 边界条件
Tab. 1 Boundary condition

参 数	数 值
进口速度/ $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$	25.91
温度/ $^{\circ}\text{C}$	16
雷诺数	$8.342\ 4\times 10^6$
湍流强度/%	2.18
空气湿度/%	81
环境压力/Pa	101 325
参考压力/Pa	101 325

1.3 数值计算方法及模型验证

采用 Fluent 2022 软件对模型进行仿真分析,流体工质为空气,壁面定义为绝热无滑移壁面,隐式求解器选择压力修正中的 SIMPLE 算法,空间离散选用二阶迎风差分格式,湍流模型选用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型。计算收敛标准不高于 1×10^{-3} ,各工况计算 1 000 步左右时,计算达到收敛标准。图 4 为原结构计算收敛曲线,连续性收敛曲线是连续性方程的线差曲线,主要判断收敛标准。图中 X -速度、 Y -速度和 Z -速度为 3 个速度方向的收敛曲线,能量为温度收敛曲线, K 为湍动能收敛曲线,Epsilon 为湍流耗散率收敛曲线。原结构计算工况在 1 222 步达到收敛。

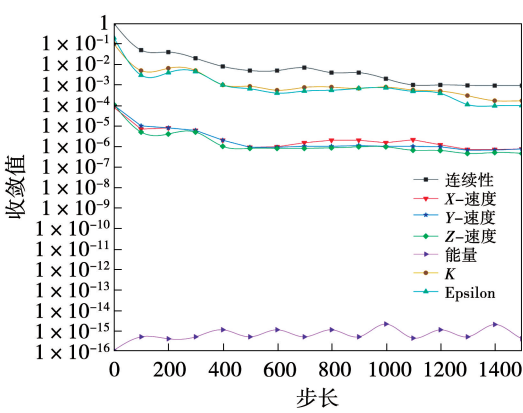


图 4 计算收敛曲线
Fig. 4 Calculated convergence curve

基于文献[9]的试验研究数据,验证本文数值模拟方法获得进气蜗壳内部流场的可靠性。图 5 (a)为文献[9]中的试验装置布置,测量进气蜗壳下游轴向截面内的总压。根据文献[9]的试验模型重新建立计算模型,并进行了网格划分,网格总数为 620 万,如图 5 (b)所示,网格划分方法和数值计算方法与本文所采用的方法一致,通过本文的数值计算方法得出的结果与文献[9]中的结果比较来验证本文数值方法的可靠性,试验测点布置如图 5 (c)所示。

图 6 比较了文献[9]进气蜗壳截面的总压周向分布的试验结果和本文的计算结果。由图可知,计算结果与试验结果基本吻合,可以认为本文的数值计算方法能较好地模拟进气蜗壳内部的三维流动。

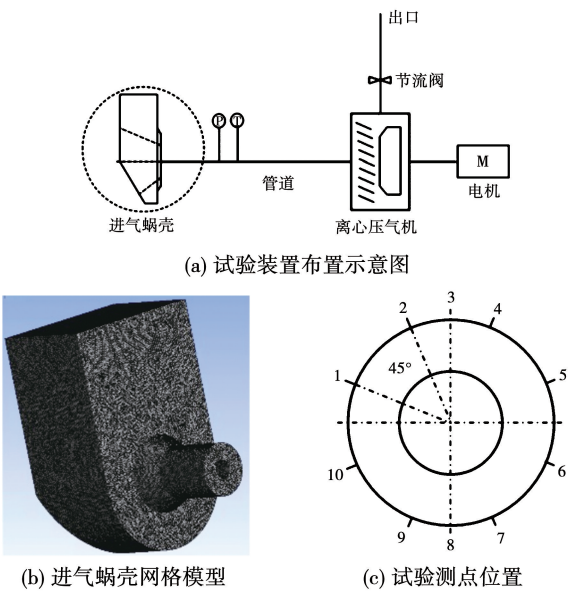


图 5 数值方法验证几何模型和试验^[9]布置
Fig. 5 Numerical methods for validating geometric model and test^[9] arrangement

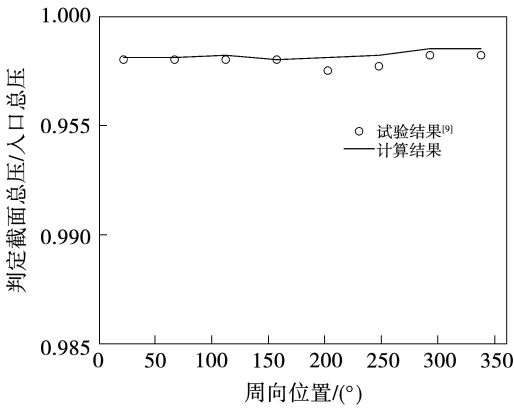


图 6 数值计算结果与试验结果^[9]对比
Fig. 6 Comparison between numerical calculation results and experimental results^[9]

1.4 数据处理方法

为了判定计算结果的优劣,本文引入了速度不均匀度、平均速度不均匀度、总压畸变和旋流角等参数。

速度不均匀度 δ_i 定义为截面上某点速度和该截面流量平均速度之差与流量平均速度之比,其数值对压气机喘振边界线影响较大,较小的速度不均匀度能为压气机提供较高的进气质量^[1-5]。

$$\delta_i = \frac{v_i - \bar{v}}{\bar{v}} \quad (1)$$

式中: δ_i —截面上某点的速度不均匀度; v_i —截面上某点的速度,m/s; $\bar{v}$ —截面上流量平均速度,m/s。

对于速度场的不均匀特性,采用截面平均不均匀度作为判定依据,对截面上的速度不均匀度进行平均面积积分,表示为:

$$\bar{\delta} = \frac{1}{S_D} \int_D |\delta_i| dS_D \quad (2)$$

式中: $\bar{\delta}$ —截面速度的平均不均匀度;下标 D —测量截面; S_D —截面 D 的面积,m²。

对于压力场的不均匀特性,采用总压畸变作为判定依据,表示为:

$$DC = \frac{p_i - \bar{p}_{total}}{\bar{p}_{total}} \quad (3)$$

$$\overline{DC} = \frac{p_{max} - p_{min}}{\bar{p}_{total}} \quad (4)$$

式中: DC —总压畸变; p_i —截面上某点的总压,Pa; $\bar{p}_{total}$ —截面平均总压,Pa; $\overline{DC}$ —总压畸变系数; p_{max} —截面最大总压,Pa; p_{min} —截面最小总压,Pa。

旋流角描述气流方向与轴向的偏转程度,表示为:

$$\alpha = \arctan \frac{v_\theta}{v_z} \quad (5)$$

式中: α —旋流角,(°); v_θ —截面上气流的切向速度,m/s; v_z —截面上气流的轴向速度,m/s。

平均速度不均匀度和总压畸变为评价流场的均匀性主要参数,越小的平均速度不均匀度表明截面速度差异越小,越小的总压畸变系数表明截面的总压分布越均匀。

2 数值计算分析及优化

2.1 原结构仿真分析

图 7 为原结构进气蜗壳管道出口截面的气动性能结果。经计算,截面平均速度为 45 m/s,平均速度不均匀度为 0.034,总压畸变为 0.011 9。出口总压畸变为 -0.02 ~ 0.02,旋流角为 -0.5° ~ 0.5°,均在设计标准内^[15]。

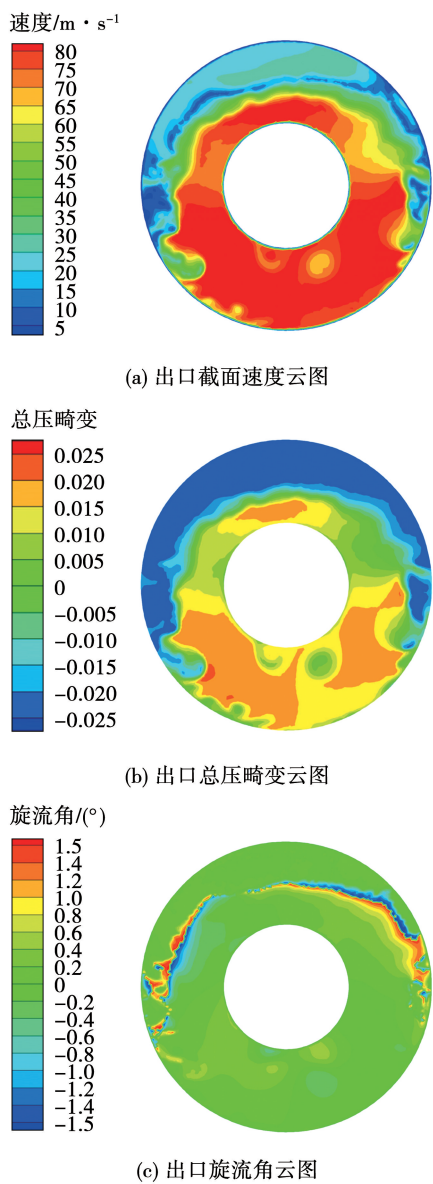


图 7 原结构进气蜗壳出口截面的气动性能结果

Fig. 7 Aerodynamic performance results of intake volute outlet section of original structure

图 8 为原结构蜗壳 YZ 截面速度流线云图,由图可知,由于流道收缩,在结构拐角处气流速度突增,形成高速区,最高流速达到 100 m/s 。

图 9 为原结构蜗壳各截面处的流线云图。可以看到,在 $z = -3 \text{ m}$ 处,流线相对均匀;在 $z = -1.2 \text{ m}$ 处,在收缩段内环下方有两个旋涡。这是由于气流进入收缩段后圆环上方流速高于下方流速,形成了气流旋涡,气流到出口截面后旋涡密度减小。

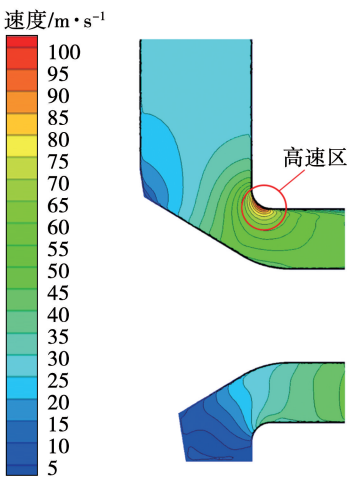


图 8 原结构蜗壳 YZ 截面速度流线云图

Fig. 8 Cloud chart of velocity streamline on YZ section of volute of original structure

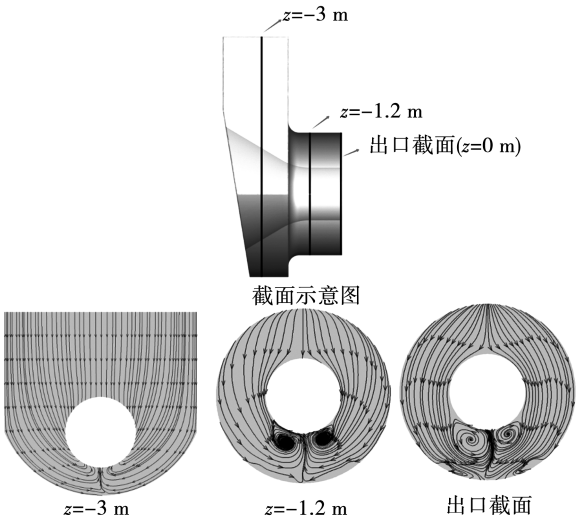


图 9 原结构蜗壳各截面流线图

Fig. 9 Streamlined diagram of each section of volute of original structure

2.2 收缩段型线的影响

为进一步减小进气蜗壳内速度畸变和压力畸变,提高出口截面的气流均匀性,对收缩段型线进行参数化设计。收缩段外壁面型线采用贝塞尔曲线,贝塞尔曲线 C_u 是由一系列控制点和一组权重值组成的曲线,形状由其控制点来决定,由 $n + 1$ 个控制点对应着 n 阶贝塞尔曲线^[14],通过调整控制点使曲线形状发生变化,设控制点分别为 $p_0, p_1, p_2, \dots, p_n$, 方程如下:

$$C_u = \sum_{i=0}^n B_{n,i}(u) p_i \quad (6)$$

其中, $B_{n,i}(u) = \frac{n!}{i! (n-i)!} u^i (1-u)^{n-i}$, 并且

$u \in [0,1]$ 。 $B_{n,i}(u)$ 为贝塞尔曲线上各点的坐标; n 为阶数, n 取 3; L_1 , L_2 和 L_3 分别为 3 阶贝塞尔曲线对应的 3 段投影距离, 各几何参数如图 10 所示。

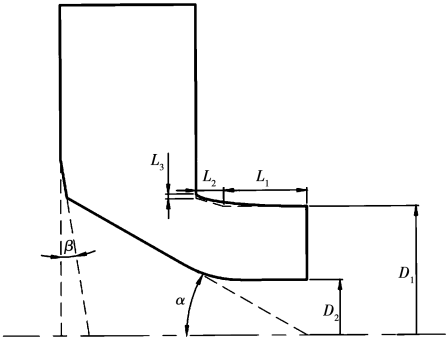


图 10 进气蜗壳几何参数示意图

Fig. 10 Schematic diagram of geometrical parameters of intake volute

为方便探究各几何参数对速度畸变和总压畸变的影响, 定义了无量纲参数进行分析, 各参数定义及取值范围如表 2 所示。

表 2 进气蜗壳几何结构参数

Tab. 2 Geometrical structure parameters of intake volute

参 数	定 义	计 算 值
贝塞尔曲线参数 I	$L_3/(D_1 - D_2)$	0.05, 0.10, 0.15, 0.20
贝塞尔曲线参数 II	L_2/L_1	0.10, 0.25, 0.40, 0.55, 0.70

贝塞尔曲线参数 I 改变的是收缩段拐角弧线, 图 11 为贝塞尔曲线参数 I 为 0.05 ~ 0.2 时的结构模型。

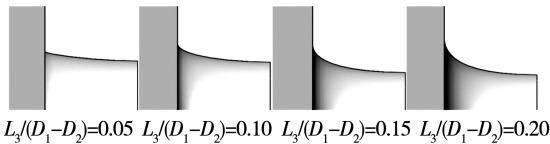


图 11 贝塞尔曲线参数 I 时的结构模型

Fig. 11 Structural model under Bezier curve parameter I

图 12 为贝塞尔曲线参数 II 为 0.10 ~ 0.70 时的结构模型。

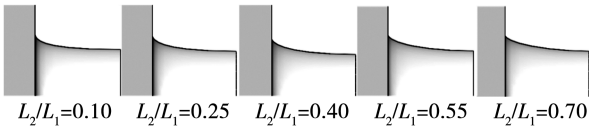
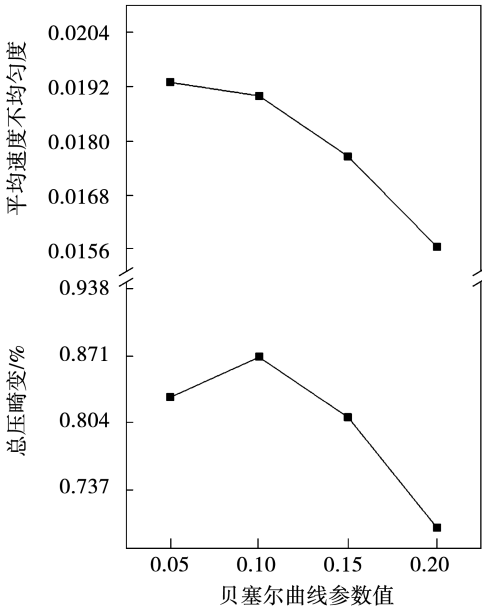


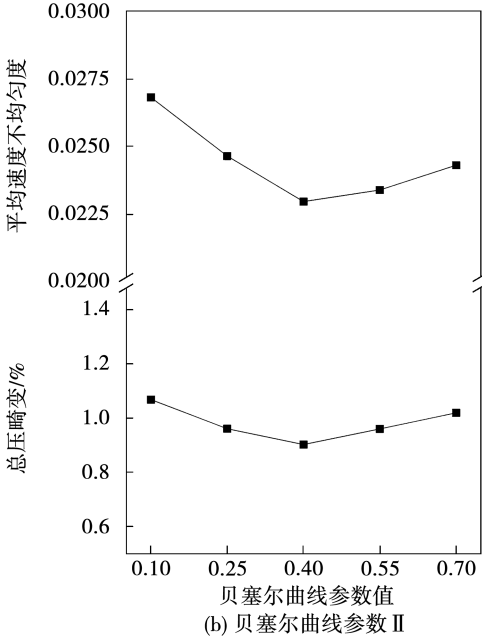
图 12 贝塞尔曲线参数 II 时的结构模型

Fig. 12 Structural model under Bezier curve parameter II

图 13 给出了贝塞尔曲线参数 I、II 对流动畸变的影响。



(a) 贝塞尔曲线参数 I



(b) 贝塞尔曲线参数 II

图 13 贝塞尔曲线参数 I、II 对流动畸变的影响

Fig. 13 Effects of Bezier curve parameters I and II on flow distortion

由图 13 可知, 平均速度不均匀度对贝塞尔曲线参数 I 比较敏感, 随着贝塞尔曲线参数 I 的增加, 平均速度不均匀度和总压畸变分别下降了 18.86% 和 15.66%, 在贝塞尔曲线参数 I 为 0.2 时达到最低, 平均速度不均匀度和总压畸变分别为 0.016 和 0.007。贝塞尔曲线参数 II 对总压畸变影响不大, 大致在 0.8% ~ 1.3% 之间。随着贝塞尔曲线参数 II

的增加,平均速度不均匀度和总压畸变先减小后增大,在贝塞尔曲线参数Ⅱ为 0.40 时最小,分别为 0.023 和 0.009。

图 14 为不同贝塞尔曲线参数Ⅰ时的蜗壳 YZ 截面速度云图,YZ 截面位置见图 1(a)。

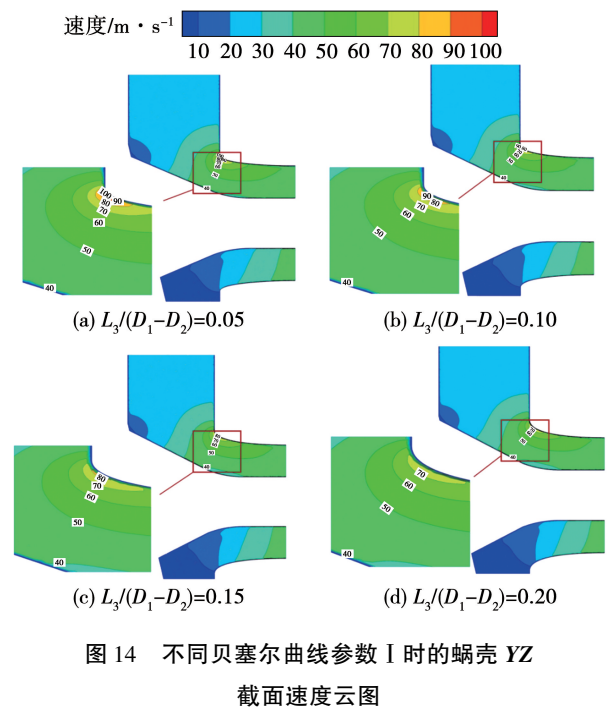


图 14 不同贝塞尔曲线参数Ⅰ时的蜗壳 YZ 截面速度云图

Fig. 14 Velocity cloud charts of YZ section of volute under different Bezier curve parameters I

由图 14 可知,在贝塞尔曲线参数Ⅰ为 0.05 时,拐角处最大速度为 100 m/s,最小速度为 40 m/s。随着贝塞尔曲线参数Ⅰ的增加,拐角处的最大速度值逐渐减小,在贝塞尔曲线参数Ⅰ为 0.20 时最大速度减小到 70 m/s,而最小速度随着贝塞尔曲线参数Ⅰ的增加始终保持不变。随着贝塞尔曲线参数Ⅰ的增加,在收缩段竖直方向上的速度梯度逐渐减小,意味着气流在拐角处过渡更加平滑,收缩段内气流畸变减小,与图 13 曲线变化趋势相一致。由于结构设计原因, L_3 的长度有限制,最长为 650 mm,贝塞尔曲线参数Ⅰ为 0.20。根据以上分析得出,靠近气流拐角处的曲线应该设计更大的曲率,使气流转向更加顺畅。

通过以上分析,本文根据推荐的几何结构参数(贝塞尔曲线参数Ⅰ=0.20,贝塞尔曲线参数Ⅱ=0.40)时的进气蜗壳结构重新进行数值计算,得出出口截面平均速度不均匀度和总压畸变,并将该结

构定义为改进结构,计算结果如表 3 所示。

表 3 改进前后出口截面参数对比

Tab. 3 Comparison of outlet section parameters before and after improvement

结构	平均速度不均匀度	总压畸变
原结构	0.034 00	0.011 90
改进结构	0.015 43	0.006 78

由表 3 可知,相比于原结构,改进结构平均速度不均匀度降低了 54.62%,总压畸变降低了 43.02%。

图 15 为改进结构速度云图。由进气蜗壳侧剖面速度云图可知,相比于原结构,拐角处的最大速度从 100 m/s 降低到 75 m/s,使出口截面速度进一步均匀,出口速度为 40~45 m/s。

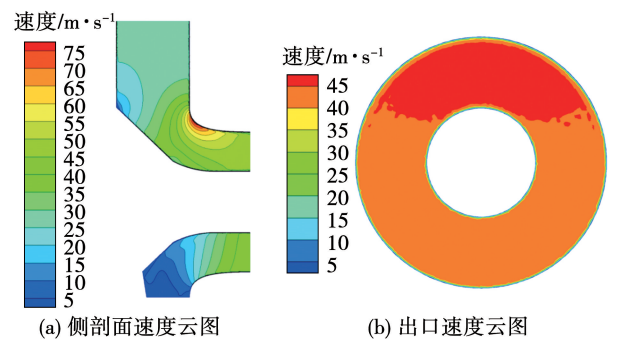


图 15 改进结构速度云图

Fig. 15 Velocity cloud charts of improved structure

图 16 为改进结构各截面流线图,原结构各截面流线图见图 9。可以看到,相比于原结构,改进结构流线图中的涡流区域明显减小,表明在本文所设计的收缩段型线结构参数下,进气蜗壳管道结构更加合理,出口参数更优。

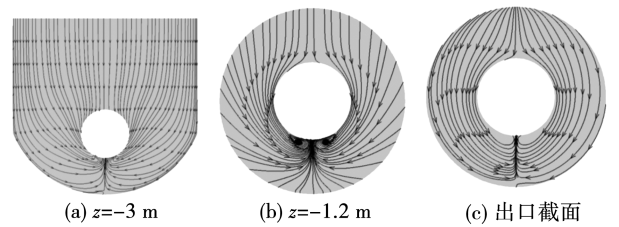


图 16 改进结构各截面流线图

Fig. 16 Streamlined diagrams of each section of improved structure

3 结 论

(1) 随着贝塞尔曲线参数 I 的增加,平均速度不均匀度和总压畸变分别下降了 18.86% 和 15.66%,在贝塞尔曲线参数 I 为 0.20 时达到最低,平均速度不均匀度和总压畸变分别为 0.016 和 0.007。靠近气流拐角处的曲线应该设计更大的曲率,使气流转向更加顺畅。

(2) 贝塞尔曲线参数 II 对总压畸变的影响不大,大致为 0.8% ~ 1.3%。随着贝塞尔曲线参数 II 的增加,平均速度不均匀度和总压畸变先减小后增大,在贝塞尔曲线参数 II 为 0.40 时最小,平均速度不均匀度和总压畸变分别为 0.023 和 0.009。

(3) 相比于原结构,改进结构涡流区域明显减小,平均速度不均匀度降低了 54.62%,总压畸变降低了 43.02%,表明在本文所设计的收缩段型线结构参数下,进气蜗壳管道结构更加合理,出口参数更优。

参考文献:

[1] 蒋洪德,任 静,李雪英,等. 重型燃气轮机现状与发展趋势[J]. 中国电机工程学报,2014,34(29):5096-5102.
JIANG Hongde, REN Jing, LI Xueying, et al. Status and development trend of the heavy duty gas turbine[J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(29):5096-5102.

[2] FARAHANI M, MAHDAVI M M. A proposed design method for supersonic inlet to improve performance parameters[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 91:583-592.

[3] MUND F C, PILIDIS P. Performance and numerical flow investigations of an industrial gas turbine intake system under different operating conditions[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. 2006, 42398:903-912.

[4] 陈立德. 燃气轮机进气系统流阻损失计算的方法及误差分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(2):33-38.
CHEN Lide. Method and error analysis of flow resistance loss calculation in gas turbine intake system[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1999, 12(2):33-38.

[5] 徐 鑫,刘常青,孙 勇,等. 某型燃气轮机进气系统内流场的数值分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(2):51-55, 75.
XU Xin, LIU Changqing, SUN Yong, et al. Numerical analysis of interior flow field in a gas turbine inlet system [J]. Aeroengine, 2014, 40(2):51-55, 75.

[6] 杜玉锋,孔庆毅,白 冰,等. 国产 25 MW 燃气轮机进气室改型设计[J]. 热能动力工程, 2022, 37(12):132-139.

DU Yufeng, KONG Qingyi, BAI Bing, et al. Modification design of intake chamber of domestic 25 MW gas turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(12):132-139.

[7] 刘海旭,张春梅,王 辉,等. 重型燃气轮机进气系统流场分析[J]. 机械工程师, 2021(2):114-116.
LIU Haixu, ZHANG Chunmei, WANG Hui, et al. Simulation analysis of heavy-duty gas turbine intake system[J]. Mechanical Engineer, 2021(2):114-116.

[8] 丁 骏,王宏泽,彭志胜,等. 工业燃气轮机进气室设计参数对压气机进气均匀性影响的数值研究[J]. 热能动力工程, 2022, 37(2):55-62.
DING Jun, WANG Hongze, PENG Zhisheng, et al. Numerical study on the influence of industrial gas turbine intake chamber design parameters on compressor intake uniformity[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(2):55-62.

[9] 陈美兰,顾春伟. 压气机侧向进气道的理论与实验研究[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(5):759-762.
CHEN Meilan, GU Chunwei. Numerical and experimental research into a compressor radial inlet flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(5):759-762.

[10] FLATHERS M B, ACHE G E, RAINSBERGER R. An experimental and computational investigation of flow in a radial inlet of an industrial pipeline centrifugal compressor[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers, 1994, 78835:V001T01A044.

[11] CHEN F, REN X, LI Y, et al. Experimental and numerical study on aerodynamic stability of compressor L-inlet duct [J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 139:108368.

[12] CHEN F, LI X, HU B, et al. Pressure drop analysis and aerodynamic design of compressor L-inlet duct [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107:106324.

[13] 李晓晔,李雪松,马 琨,等. 重型燃气轮机侧向进气蜗壳参数化设计方法研究[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(14):5620-5631.
LI Xiaoye, LI Xuesong, MA Kun, et al. Research on parametric design method of radial inlet duct for heavy-duty gas turbine[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(14):5620-5631.

[14] YANG F, YUE Z, LI L, et al. Aerodynamic optimization method based on Bezier curve and radial basis function[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G:Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(3):459-471.

[15] 薛 晶. 6F.03 燃气轮机进气系统设计分析[J]. 燃气轮机技术, 2017, 30(3):46-51.
XUE Jing. Design and analysis of 6F.03 gas turbine intake system [J]. Gas Turbine Technology, 2017, 30(3):46-51.

(王治红 编辑)