

DOI: 10.19666/j.rlfd.202607043

基于高阶光滑子午流道算法的超临界二氧化碳离心压缩机准三元设计方法

李凯伦, 吴帅帅, 王凯, 李红智, 张一帆, 胡乐豪
(西安热工研究院有限公司, 陕西 西安 710054)

[摘要] 【目的】为了提升离心压缩机子午流道的光滑性及流道效率, 本研究开发了一种基于高阶光滑子午流道算法的二氧化碳离心压缩机准三元设计方法。【方法】首先, 通过超临界二氧化碳离心压缩机的一维设计及优化, 确定了离心压缩机的一维参数。其次, 基于计算得到的一维设计参数, 研究开发了一种高阶光滑的离心压缩机子午流道设计方法, 盘盖子午型线曲率从入口到出口始终连续光滑过渡, 子午流道型线具有二阶导数连续性, 相对于多段圆弧组成的非连续曲率子午型线更为光滑, 流道效率更高。最后, 基于高阶光滑子午流道和 S1、S2 两类流面法, 开发了二氧化碳压缩机叶片型线准三元设计方法, 得到了 300MW 等级二氧化碳发电分流再压缩系统的再压缩机叶轮设计方案。【结果】数值模拟发现, 压缩机叶轮及扩压器的总等熵效率可达到 93%~97% 以上, 充分验证了研究方法的有效性, 叶轮效率逐级降低的原因是随着压力升高、比体积减小导致后面几级比转速逐级降低, 流道狭长导致摩擦损失增大所致。【结论】本研究提出的子午流道及准三元设计方法对二氧化碳压缩机的气动设计研究具有重要促进作用。

[关键词] 超临界二氧化碳; 离心压缩机; 曲率光滑子午流道; 准三元设计

[引用本文格式] (本段作者勿动) 作者姓名, 中文标题[J]. 热力发电, 2026, 55(1): 起始页码-终止页码. 作者姓名, 英文标题[J]. Thermal Power Generation, 2026, 55(1): 起始页码-终止页码.

A quasi-three-dimensional design method for a supercritical CO₂ centrifugal compressor based on a high-order smooth meridional flow passage algorithm

Li Kailun, Wu Shuaishuai, Wang Kai, Li Hongzhi, Zhang Yifan, Hu Lehao
(Xi'an Thermal Power Research Institute Co., Ltd., Xi'an 710054, China)

Abstract: [Objective] To improve the smoothness of the meridional flow passage and thereby enhance the flow efficiency of centrifugal compressors, this study develops a quasi-three-dimensional (quasi-3D) aerodynamic design methodology for CO₂ centrifugal compressors, based on a novel meridional passage design algorithm with high-order smooth curvature. The meridional passage is a critical geometric feature of a centrifugal compressor because it directly governs the through-flow velocity distribution, blade loading and internal losses. The design procedure consists of three steps. [Methods] First, a supercritical carbon dioxide (S-CO₂) centrifugal compressor is designed and optimized at the one-dimensional (1D) level, through which the key aerodynamic and geometric parameters, such as the specific speed, the flow coefficient and the impeller diameter ratio, are determined. Second, based on the obtained 1D parameters, a meridional flow passage design algorithm with high-order smooth curvature is developed. In this algorithm, the hub and shroud meridional contours are constructed so that the curvature varies

收稿日期: 2026-07-21 修回日期: 2026-09-23 接受日期: 2026-09-29 网络首发日期: XXXX-XX-XX

基金项目: 陕西省重点研发计划“二氧化碳卡诺电池储能系统中跨音速、高负荷、高温域压缩机关键设计理论及技术研究”(2025CY-YBXM-634); 西安热工研究院有限公司众创/研究开发基金“实际气体高温压缩机内流场机理、设计理论及试验验证研究”(TA-25-TYK69); 国家重点研发计划项目“sCO₂ 压缩机喘振故障监测”(2023YFB4102203)

Supported by: Shaanxi Provincial Key Research and Development Program (2025CY-YBXM-634); Innovation and Research & Development Fund of Xi'an Thermal Power Research Institute Co., Ltd. (TA-25-TYK69); National Key Research and Development Program (2023YFB4102203)

第一作者简介: 李凯伦 (1983), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事二氧化碳压缩机气动设计及数值模拟研究, 7986741@qq.com.

通信作者简介: 李红智 (1983), 男, 博士, 主要从事超临界二氧化碳先进动力系统、大规模长时储能研究, lihongzhi@tpri.com.cn.

continuously from the inlet to the outlet. Compared with the conventional multi-arc meridional contours, which exhibit discontinuous curvature at the arc junctions, the proposed contours are smoother. A discontinuity of curvature causes abrupt changes in the wall curvature and undesirable near-wall flow disturbances, which may promote boundary-layer separation and increase losses; the continuous curvature distribution, in contrast, suppresses such disturbances and yields a more uniform flow and a higher flow efficiency. Third, on the basis of the curvature-smooth meridional passage and the S1/S2 stream surface method, a quasi-3D blade profile design approach for the CO₂ compressor is developed. The S1/S2 method decomposes the three-dimensional flow into blade-to-blade (S1) and through-flow (S2) stream surfaces solved in a coupled manner, enabling an efficient and physically sound design of the blade camber lines and thickness distributions. Applying this methodology yields the impeller design scheme for the recompressor of a 300 MW-class CO₂ power generation system with a split-flow recompression cycle. [Results] Numerical simulations of the designed compressor show that the total-to-total isentropic efficiencies of the impeller and the diffuser reach 93%~97% or above, fully validating the effectiveness of the proposed method. The stage-to-stage efficiency variation is mainly caused by the decrease in the specific speed of the last stage: as the pressure rises, the CO₂ density increases and the volumetric flow rate decreases, which lowers the specific speed and degrades the efficiency of the final stage. [Conclusion] The proposed meridional passage and quasi-3D design methods are therefore expected to significantly promote the aerodynamic design research and engineering application of CO₂ compressors.

Key words: supercritical carbon dioxide; centrifugal compressor; curvature-smooth meridional flow passage; quasi-three-dimensional design

近年来,随着新能源发电装机容量的快速增加及其发电占比的不断攀升,其出力波动性、间歇性和随机性对电网安全性产生了负面影响,因此迫切需要煤电机组具备深度调峰和快速爬坡能力来消纳新能源发电^[1]。由于传统蒸汽机组在运行过程中涉及复杂的气液相变以及干湿态转化,这使传统蒸汽机组在深度调峰、快速启停、高效变负荷运行等方面面临显著技术瓶颈,亟需发展兼具高灵活性、高效率 and 储能特性的新型动力循环发电储能技术。

超临界二氧化碳循环发电是一种利用二氧化碳替代水蒸气作为工作介质的新型发电技术^[2-5]。整个循环过程在二氧化碳临界点之上运行,具有高效、灵活、紧凑、节水、热电解耦等显著优势。与传统蒸汽发电技术相比,该技术一是效率高,同等容量、温度条件下,发电效率比蒸汽机组高 3~5 个百分点;二是灵活性好,机组负荷变化速率可达每分钟 8% 以上,是蒸汽机组的 3~4 倍,且能在 0~100% 全工况范围内灵活调节;三是体积小,同等装机容量的二氧化碳透平体积显著小于蒸汽透平;四是节水防冻,空冷二氧化碳机组可以做到无水运行,适应缺水及高寒地区。

压缩机作为超临界二氧化碳循环发电技术的关键设备,其效率对机组发电效率有着重要的影响。根据估算,压缩机等熵效率每降低 1%,系统效率大约会下降 0.25%,压缩机的高效安全稳定运行对二氧化碳发电系统有着重要的影响。由于二氧化碳压缩机的工作特点,其入口工况点接近临界点,叶轮气动效率及工质液化风险会严重影响压缩机

实际出力,其一维热力设计、准三元气动设计以及工质冷凝液化研究一直是该领域的研究重点。

在一维热力设计及准三元气动设计方面,Monje 等^[6-7]采用一维设计模型对超临界二氧化碳压缩机进行设计研究,基于一维设计对压缩机气动方案进行了数值分析,研究发现一维气动设计方法也能够设计出较好的叶轮气动模型。2024 年,田玉厂等研究了叶片数、出口安装角、叶顶间隙等结构参数对二氧化碳离心压缩机的性能影响^[8],发现对压缩机性能影响最大的是叶片出口安装角和叶顶间隙。戎毅等^[9]研究发现基于流线曲率法得到的子午面相对速度场、焓分布与流场数值模拟基本一致,流线曲率法可以相对快速准确地获得离心压缩机叶轮性能参数。2025 年,李凯伦等人^[10]提出了一种基于多变功直接积分的超临界二氧化碳离心压缩机设计方法,研究发现多变功直接积分算法与一维热力设计流程对二氧化碳压缩机方案设计和性能预估起到重要作用。程柳等人^[11]对超临界二氧化碳离心压缩机设计研究进行了综述分析,发现一维设计中一区模型对压比预测精度相对于效率预测精度更高,但一区模型缺乏二氧化碳压缩机试验对损失模型的校核修正,研究指出二氧化碳离心压缩机更适合采用流线曲率法进行准三元设计。在工质冷凝液化研究方面,Zhang 等^[12]系统梳理了 sCO₂ 离心压缩机相关的设计方法、数值模拟技术和损失模型,重点分析了近临界点真实气体效应、局部冷凝问题及防冷凝设计策略。Liang 等^[13]通过引入进口导叶(IGV)技术,深入探讨了在类气态和类液态

两种进口条件下,导叶调节对压缩机性能、内部相变及流动损失的影响机制,为压缩机的主动控制提供了新思路。Zhao^[14]提出了一种带部分覆盖叶轮和自循环通道机匣的新型 sCO₂离心压缩机结构,计算结果表明该结构能有效抑制压缩机入口的冷凝,将最小稳定流量降低约 13%,等熵效率提升至 84.4%。

因此,为了提升超临界二氧化碳循环发电系统效率,非常有必要对二氧化碳压缩机的气动优化设计进行研究。基于此,本文对二氧化碳压缩机一维热力设计、子午流道优化、准三元叶片三维造型设计以及数值模拟开展研究。

1 二氧化碳压缩机一维热力设计方法

在压缩机一维设计中,通过考虑各级叶轮压比、焓增、外径等因素对压缩机进行初步热力设计^[15-18],本研究给出了一种基于比转速设计的压缩机一维设计方法。已知参数有压缩机入口截面质量流量、压缩机入口截面总温、压缩机入口截面总压、压缩机出口截面静压等参数。通过预设压缩机效率,确定级数、转速、比转速、级负荷系数、轮毂直径等参数后,再依次迭代计算压缩机各截面参数,最终得到压缩机整机一维设计参数,压缩机一维设计方法及详细步骤如图 1 所示。

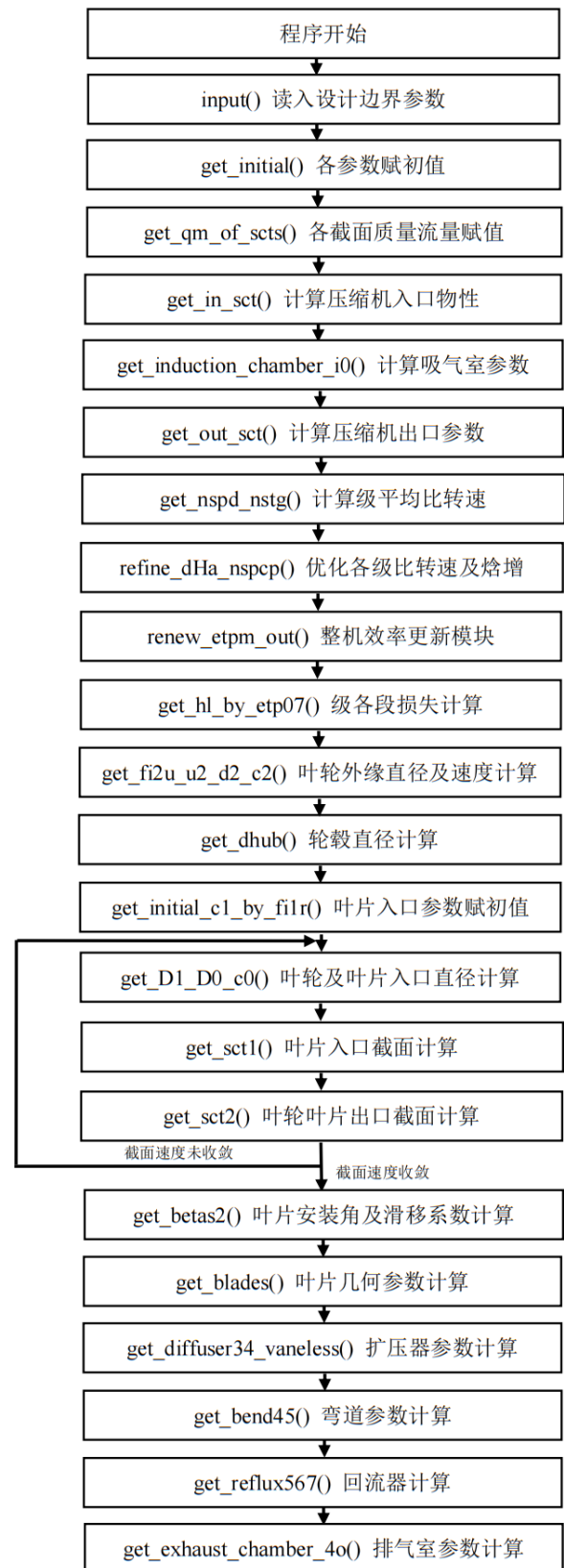


图 1 压缩机一维设计流程图

Fig.1 Flowchart of the One-Dimensional Design Process for the Compressor

2 曲率高阶光滑压缩机子午流道算法

以往的离心压缩机子午流道设计中,多采用多段圆弧曲线法或贝塞尔曲线方法^[19-21],前者通过拼接多段不同曲率的圆弧曲线组成子午流道,该方法虽然简单便捷,但是会在不同曲率圆弧拼接处产生子午流道曲率不连续,会对离心压缩机气动性能有所影响;后者通过给定若干控制点的位置,计算确定子午流道的型线,但是这种通过给定控制点的方式,需要人机交互界面拖动控制点,会由于控制点不合适或不合理导致子午流道光滑性较差。

为了弥补以上2种离心压缩机子午流道设计方案的不足,本研究提出了一种高阶光滑的离心压缩机子午流道设计方法,盘盖子午型线曲率从入口到出口始终连续光滑过渡,子午流道型线具有二阶导数连续性,相对于多段圆弧组成的非连续曲率子午型线更为光滑。相对于贝塞尔曲线,本研究提出的设计方法更有利于计算机自动化设计。

对于压缩机盘盖子午型线设计(以下简称盘线或盖线),可视为已知 (z, r) 平面上进出口 I 、 O 两端点坐标 A 点: $(0, 0)$ 、 B 点: (a, b) ,求两点之间最优曲线的问题(一般情况下 $a \neq b$)。根据本研究提出的离心压缩机子午流道设计方法,图2给出了该算法的主要步骤示意。

基于曲率连续及最小曲率原则,获取子午型线方程在进、出口两端点处的取值、一阶导数值及二阶导数值,进而得到子午型线方程的边界条件

将所述子午型线原始坐标系逆时针旋转 45° ,求解相应的边界条件

将子午型线边界条件进行归一化仿射变换;对旋转及归一化后的子午型线利用5次代数方程进行逼近方程进行求解,获得一个子午型线代数方程

对获得的子午型线进行归一化逆变换及坐标系旋转逆变换,从而得到原始坐标系下盘线或盖线的子午型线方程;基于所述子午型线方程来设计轮盘子午型线及轮盖子午型线

1) 通过给定子午型线在进、出口 A 、 B 两端点处的坐标值、一阶导数值及二阶导数值,获得 (z, r) 平面上子午型线 $r(z)$ 的边界条件:

$$\begin{cases} r(0) = 0; \\ r(a) = b; \\ r'(0) = 0; \\ r'(a) = \infty; \\ r''(0) = \frac{(1+r'(0)^2)^{3/2}}{a}; \\ r''(a) = \frac{(1+r'(a)^2)^{3/2}}{b}; \end{cases} \quad (1)$$

2) 为避免 B 点斜率无穷大引起求解困难,对 (z, r) 坐标系进行逆时针旋转 45° 得到 (ζ, η) 坐标系下子午型线边界条件,坐标旋转变换方程:

$$\begin{pmatrix} \zeta \\ \eta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \frac{\pi}{4} & \sin \frac{\pi}{4} \\ \cos \frac{\pi}{4} & -\sin \frac{\pi}{4} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} z \\ r \end{pmatrix} \quad (2)$$

3) 变换到 (ζ, η) 坐标系后,子午型线 $\eta(\zeta)$ 的边界条件为:

$$\begin{cases} \eta(0) = 0 \\ \eta(d \cos \theta) = d \sin \theta \\ \eta'(0) = -1 \\ \eta'(d \cos \theta) = 1 \\ \eta''(0) = \frac{(1+\eta'(0)^2)^{3/2}}{a} \\ \eta''(d \cos \theta) = \frac{(1+\eta'(d \cos \theta)^2)^{3/2}}{b} \end{cases} \quad (3)$$

其中: $d = \sqrt{a^2 + b^2}$, $\theta = \tan^{-1} \frac{b}{a} - \frac{\pi}{4}$;

4) 为求解方便,对 (ζ, η) 坐标系子午型线边界条件进行归一化仿射变换,得到 (x, y) 平面下的子午型线边界条件:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{d * \cos \theta} & 0 \\ 0 & \frac{1}{d * \cos \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \zeta \\ \eta \end{pmatrix} \quad (4)$$

5) (x, y) 坐标系子午型线 $y(x)$ 的边界条件:

图2 曲率高阶光滑压缩机子午流道算法流程图
Fig.2 Flowchart of the high-order curvature-smooth algorithm for the compressor meridional flow passage

$$\begin{cases} y(0) = 0; \\ y(1) = \tan \theta; \\ y'(0) = -1; \\ y'(1) = 1; \\ y''(0) = \frac{d \cos \theta (1 + y'(0)^2)^{3/2}}{a}; \\ y''(1) = \frac{d \cos \theta (1 + y'(1)^2)^{3/2}}{b}; \end{cases} \quad (5)$$

6) 根据边界条件, 宜采用 5 次代数方程求解子午型线, 子午型线控制方程: $y = Ax^5 + Bx^4 + Cx^3 + Dx^2 + Ex + F$, 求解后得到 (x, y) 坐标系下子午型线方程的系数为:

$$\begin{pmatrix} A \\ B \\ C \\ D \\ E \\ F \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 6 & -3 & 0.5 & 0 & 0 & 0 \\ -15 & 7 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 10 & -4 & 0.5 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \tan \theta + 1 - \frac{\sqrt{2}d \cos \theta}{a} \\ 2 - 2\sqrt{2} \frac{d \cos \theta}{a} \\ 2\sqrt{2}d \cos \theta \left(\frac{1}{b} - \frac{1}{a} \right) \\ \sqrt{2}d \cos \theta \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6)$$

7) 对求解的 (x, y) 平面子午型线控制点依次进行逆归一化及坐标旋转逆变换, 可得到 (z, r) 坐标系下的子午型线控制点。其中归一化逆变换:

$$\begin{pmatrix} \zeta \\ \eta \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d * \cos \theta & 0 \\ 0 & d * \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} \quad (7)$$

8) 坐标旋转逆变换:

$$\begin{pmatrix} z \\ r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \frac{\pi}{4} & -\sin \frac{\pi}{4} \\ \sin \frac{\pi}{4} & \cos \frac{\pi}{4} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \zeta \\ \eta \end{pmatrix} \quad (8)$$

图 3 给出了详细坐标变换过程, (z, r) 坐标系与 $\zeta\eta$ 坐标系之间通过旋转和逆坐标旋转进行变换, (ζ, η) 坐标系与 (x, y) 坐标系之间通过归一化和逆归一化进行变换。通过方程(8)可以得到 (z, r) 平面下曲率高阶光滑子午型线的离散控制点坐标。

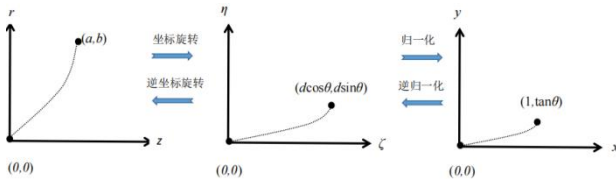


图 3 曲率高阶光滑压缩机子午流道算法示意
Fig.3 High-order curvature-smooth meridional flow channel for compressors

3 压缩机三维叶片型线准三元设计方法

本研究采用基于 S1/S2 两类流面的流线曲率法对压缩机三维叶片造型进行设计^[22-25], 在设计过程中, 每一个时间步对物性库进行调用, 更新各网格点上的物性参数, 详细设计步骤如下:

1) 采用一维压缩机设计方法计算压缩机各级 0-0 截面 (叶轮入口)、1-1 截面 (叶片入口)、2-2 截面 (叶轮出口) 的基本尺寸及参数, 如直径、宽度、温度、速度、总压等。

2) 程序输入叶轮进出口温度、压力、宽度、直径、转速、叶片数等;

3) 生成子午流道高阶光滑型线, 划分子午流线 (m 线) 及准正交线 (q 线), 如图 4 所示, 计算网格节点坐标、轴心距等;

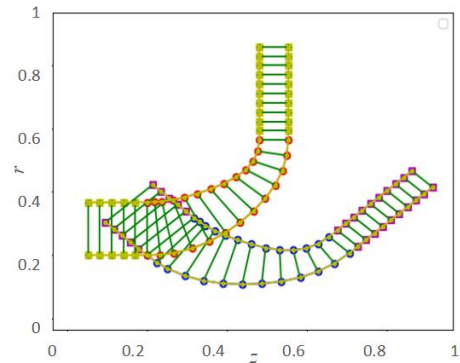


图 4 光滑子午流道图
Fig.4 Figure of smooth meridional flow channel

4) 初始化各网格节点的相对速度、绝对速度、物性参数;

5) 拟合角动量曲线, 计算并加载各网格点的角动量, 为了减少入口冲击损失和出口尾迹涡损失, 角动量采用中段加载曲线, 角动量曲线如图 5 所示。

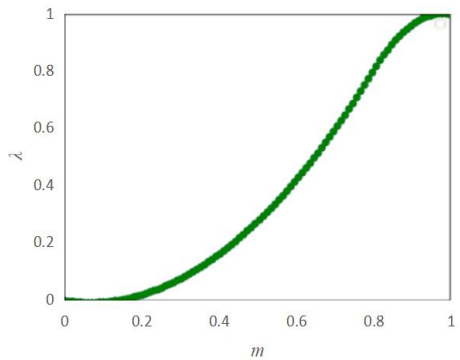


图 5 角动量加载曲线
Fig.5 Torque vs. load curve

6) 积分求解 S2m 流面及叶片中心面角坐标,

计算子午速度常微分方程的系数矩阵;

7) 预设或调整轮盘子午速度, 采用龙格-库塔法求解微分方程, 更新各网格节点的子午速度;

8) 更新各点子午速度、绝对速度, 根据各点总焓及损失重新计算各点的物性参数;

9) 求解通过准正交线的总质量流量, 与总设计流量对比, 判断误差是否超标, 若超标则返回步骤 7), 若不超标则进行下一步;

10) 根据各分流管流量与入口分流管流量的比例, 调整各子午流线与准正交线交点的位置;

11) 更新各网格节点的坐标、斜率、角度、曲率等几何参数;

12) 计算各分流管流量, 并与入口分流管流量进行对比, 误差是否超标, 若超标则返回步骤 (5), 若不超标则进行下一步;

13) 积分获得 S2m 流面角坐标;

14) 进行叶片偏航角计算, 由 S2m 流面角坐标获取叶片中心面的角坐标;

15) 输出盘盖型线及叶片中心面角坐标, 压缩机三元叶片设计完毕。

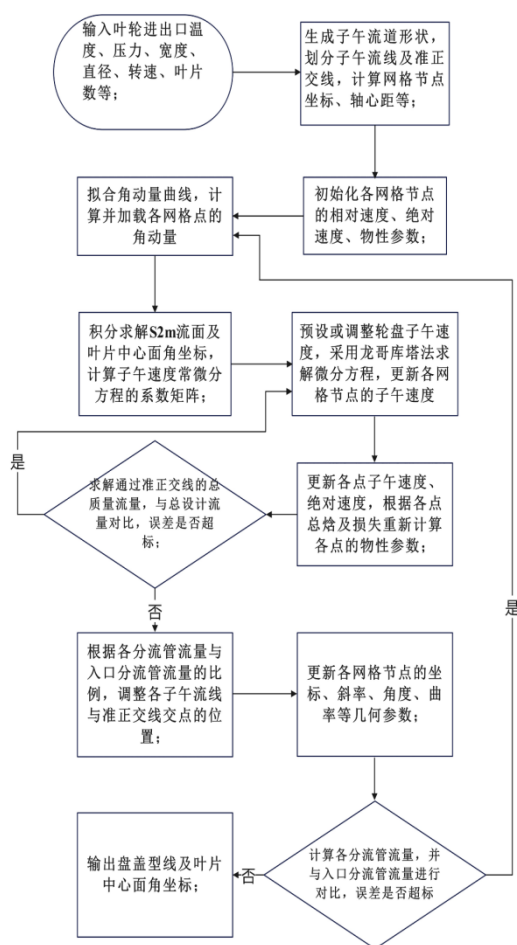


图 6 压缩机三元叶片设计逻辑流程

Fig.6 Flow chart of 3D blade design logic for compressors

4 300 MW 级压缩机设计方案

以 300 MW 再压缩机为例, 对再压缩机气动设计及数值计算进行分析, 300 MW 再压缩机设计边界条件如表 1 所示, 表 2 给出了采用本文方法得到的再压缩机叶轮叶片的设计参数。

表 1 再压缩机设计边界条件

Tab.1 Design boundary conditions for the recompressor

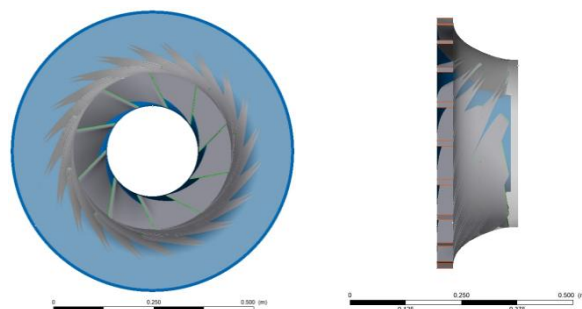
序号	参数	数值
1	流量/(t·h ⁻¹)	1 871.25
2	入口压力/MPa	7.8
3	入口温度/°C	82.78
4	出口压力/MPa	35.32

表 2 再压缩机叶轮叶片几何参数

Tab.2 Geometric parameters of impeller blades for the recompressor

参数	第一级	第二级	第三级	第四级	第五级
级压比	1.55	1.40	1.34	1.29	1.22
叶轮外径/mm	588.76	559.71	552.59	547.24	543.56
叶片出口切向角/(°)	42.29	43.04	43.29	43.26	43.88
叶轮出口宽度/mm	36.28	32.54	27.92	23.64	19.81
级等熵比转速	0.71	0.66	0.60	0.55	0.50
级等熵焓增/(kJ·kg ⁻¹)	23.73	20.90	20.06	20.04	20.67
叶轮入口直径/mm	392.84	367.73	351.92	340.73	332.38
轮毂直径/mm	225.79	225.79	225.79	225.79	225.79
叶轮入口宽度/mm	83.53	70.97	63.07	57.47	53.29
叶轮及无叶扩压器总等熵效率/%	97.16	96.68	95.97	94.78	93.19
入口相对马赫数	0.47	0.41	0.36	0.31	0.28
主叶片数/分流叶片数	10/10	10/10	10/10	10/10	10/10

图 7 给出了各级叶轮的三维模型图, 为保持各级叶轮外径偏差过大造成转子动力学不稳定, 在优化各级焓增后, 各级叶轮的比转速分别为 0.71、0.66、0.60、0.55、0.50, 可以看出随着比转速的降低各级叶轮流道变得越来越狭长。



a) 一级叶轮

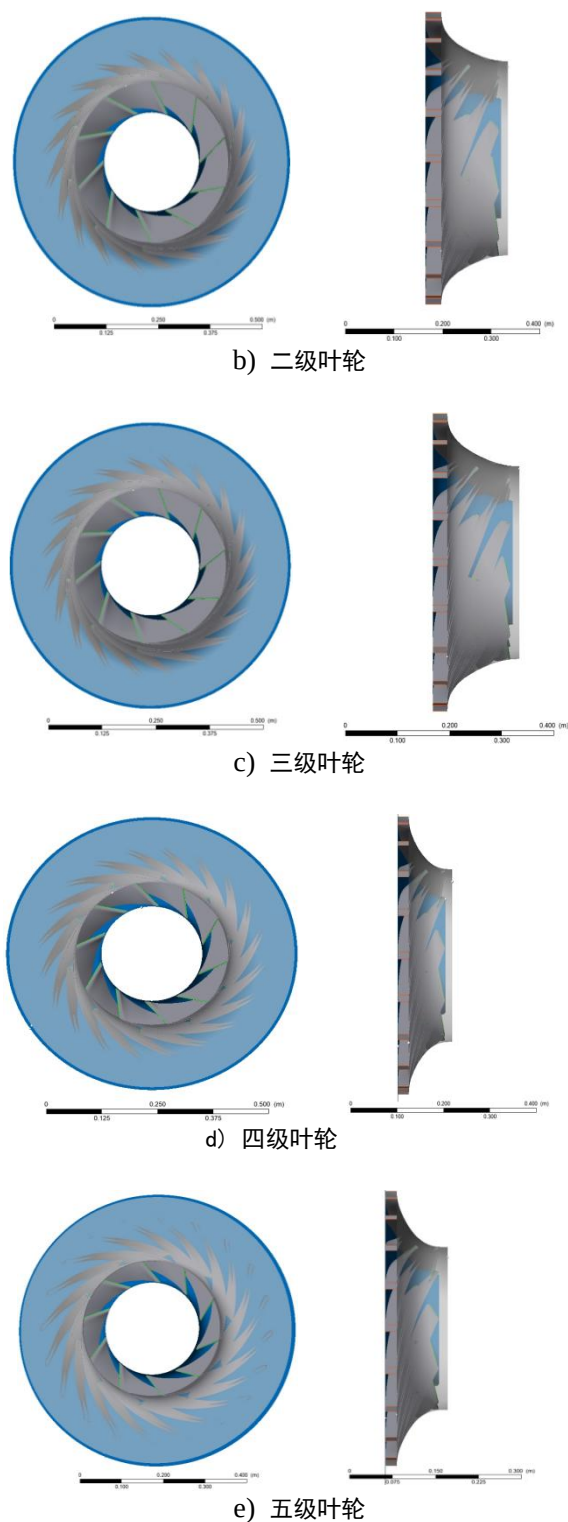


图 7 压缩机各级叶轮三维模型

Fig.7 Three-dimensional models of the impellers

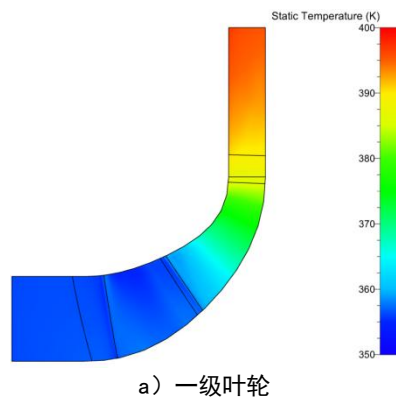
为验证准三元设计方法的可靠性和基于上述设计的 CO_2 离心压缩机的内流特性,对离心压缩机的单通道流体域开展全三维定常数值计算。 CO_2 离心压缩机流体域为结构化网格,采用 O4H 型网格拓扑结构。计算采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,为了提高

网格质量及数值求解精度,分别对叶片前缘、尾缘及近壁面处的网格进行了加密,以保证其壁面 Y^+ 平均值小于 1,数值计算残差设置为 $1\text{E}-6$ 。

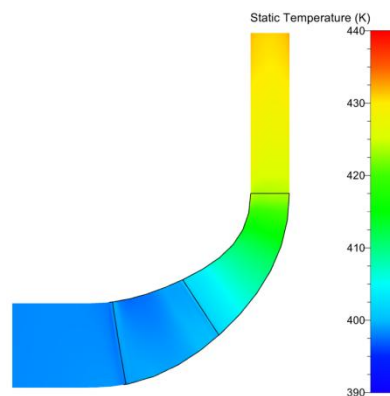
压缩机进口给定总压和总温条件,出口给定静压条件,其余壁面均设置为无滑移绝热边界条件,单流道流体域的两个侧面设置为旋转周期性边界条件。为了保证数值计算结果的精度,数值计算时采用的工质物性参数采用 NIST 提供的真实气体物性库数据。

图 8 给出了各级叶轮子午面静温分布,可以看出,前三级叶轮出口温度分布较为均匀,无明显流动分离现象,在不考虑级间泄漏损失的情况下,五级叶轮及扩压器总-总等熵效率分别为 97.16%、96.68%、95.97%、94.78%、93.19%,叶轮及扩压器效率较高,而叶轮效率逐级降低的原因是随着压力升高、比体积减小导致后面两级比转速逐级降低,流道狭长导致摩擦损失增大所致。在排除比转速的负面影响后,数值模拟结果能够充分验证本研究提出设计方法的有效性。

前三级静温分布沿流线方向逐渐增高,沿准正交线方向静温分布均匀,流场没有出现明显的大尺度分离和涡脱落现象;但是后两级由于比转速的减小,流道较为狭长,后两级扩压器轮盘侧出线了较为明显的分离现象,这可能是后两级叶轮及扩压器效率较低的原因。



a) 一级叶轮



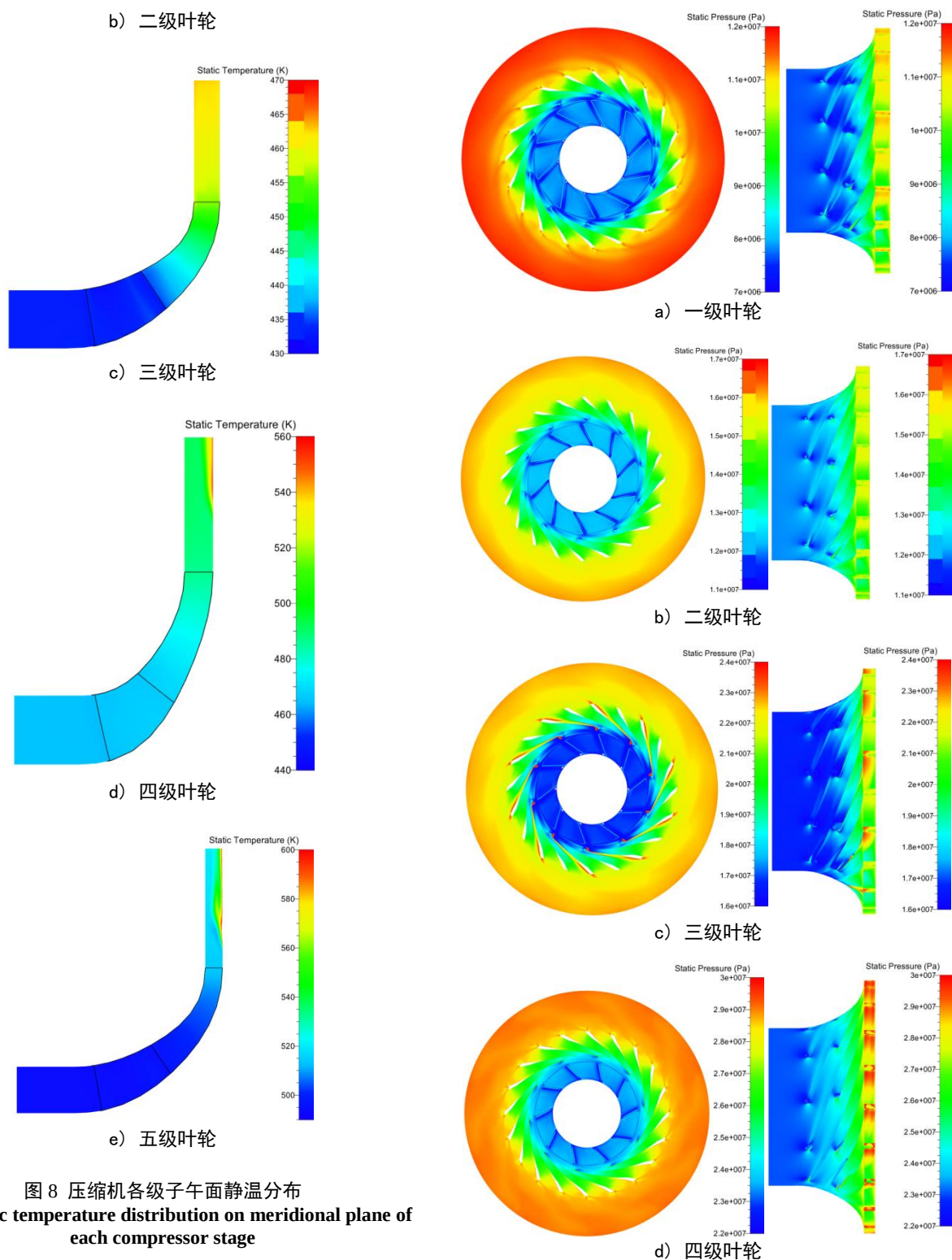


图 8 压缩机各级子午面静温分布

Fig.8 Static temperature distribution on meridional plane of each compressor stage

图 9 给出了各级叶轮静压的轴向视图及侧向视图,从轴向视图可以看出叶片尾缘具有明显的高压工质尾迹脱落区,工质脱落轨迹呈现出了明显的滞后角;从侧向视图来看,叶轮出口出现了明显的尾迹-射流区,高压区及低压区分界明显;同时叶片前缘吸力面出现了显著的低压高速区,分离叶片入口喉部吸力面加速现象较为明显。

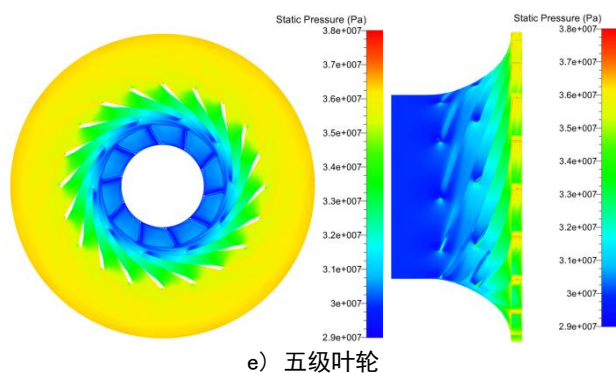


图 9 压缩机各级轴视及侧视静压分布

Fig.9 Static pressure distributions of the compressor stages in axial and side views

图 10 给出了各级跨叶片 50%叶高的叶片前缘及后缘相对流线分布,可以看出在整个流道范围内工质流动与叶片流道光顺性及流向一致性较好,叶轮流道内无明显的入口冲角分离及尾迹流动分离,充分说明了压缩机各级叶轮叶片设计合理性。

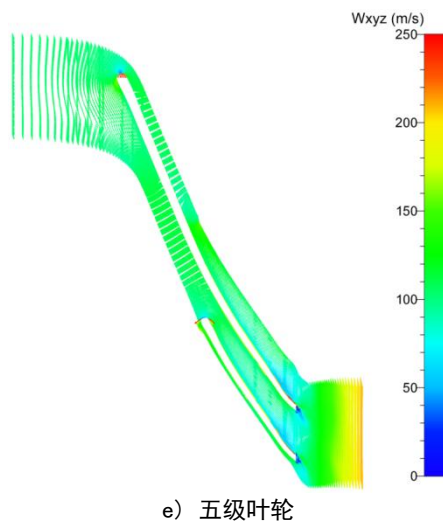
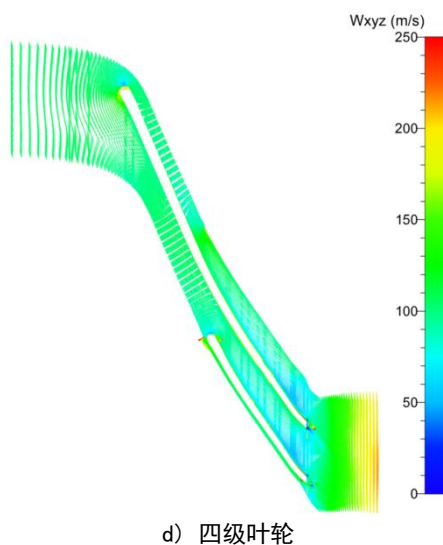
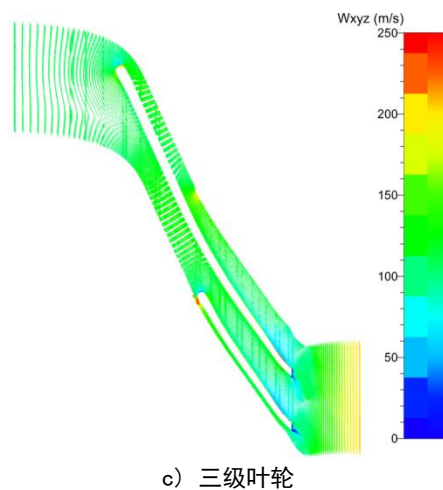
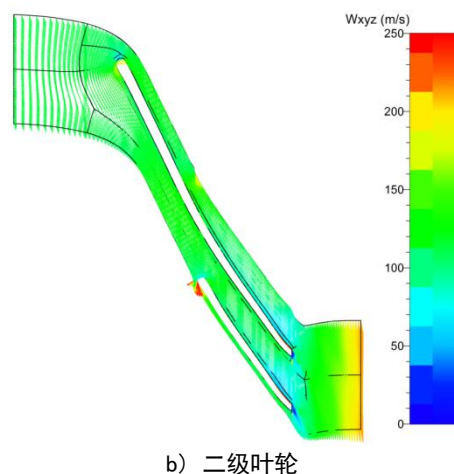
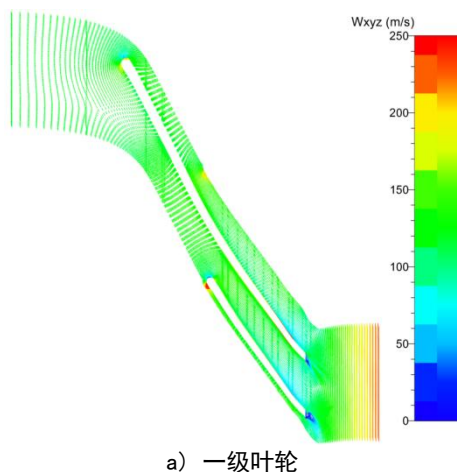


图 10 压缩机各级跨叶片 (50%叶高) 前缘及后缘相对流线分布

Fig.10 Relative streamline distributions at leading and trailing edges of each stage blade-to-blade passage (50% span) in the compressor

5 结论

针对超临界 CO₂ 压缩机气动设计热点问题, 提出了基于比转速的一维设计优化方法、高阶光滑离心压缩机子午流道型线设计、叶轮流道及三维扭曲叶片设计方法, 并以 300 MW 机组再压缩机参数为设计边界, 对压缩机叶轮进行了气动设计以及数值模拟分析, 研究发现:

1) 整体来看, 各级叶轮气动设计方案较为合理, 在不考虑级间泄漏损失的情况下, 前三级叶轮及扩压器总总熵效率均在 95% 以上, 叶轮及扩压器流道内部流场分布均匀, 未出现大规模漩涡脱落现象。

2) 末两级叶轮效率偏低的主要是因为比转速偏小导致其叶轮出口相对宽度下降, 叶轮流道更为狭长导致扩压器出现了明显的流动分离。对于跨内布置双支撑串联叶轮, 为保证转子动力学稳定性, 各级叶轮外径差异不宜过大。受此约束, 末两级的比转速通常偏低, 这是双支撑串联叶轮结构在气动设计中面临的固有限制; 对于齿轮箱集成悬挂叶轮结构, 可以根据比转速对叶轮参数进行进一步优化, 在减小末级叶轮外径的基础上, 提高末级比转速, 使末两级的叶轮效率得到进一步提升。

3) 从叶轮整体设计方案和计算结果来看, 本研究提出的一维压缩机设计方法、高阶光滑子午流道型线设计方法、三维扭曲叶片准三元造型方法具有非常良好的应用性和高效性, 可以为超临界二氧化碳发电技术配套压缩机设计提供有效的技术支持。

[参 考 文 献]

- [1] 刘吉臻, 王庆华, 张效宇, 等. 支撑我国能源转型的灵活燃煤发电新技术: 燃煤耦合储能系统及智能控制系统[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(17): 6855.
Liu J Z, Wang Q H, Zhang X N, et al. Novel technologies of flexible coal-fired power generation to support China energy transition: coal-fired coupled energy storage system and smart control system[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(17): 6855.
- [2] Dostal V, Driscoll M J, Hejzlar P. A supercritical carbon dioxide cycle for next generation nuclear reactors: MIT-ANP-TR-100[R]. Cambridge: MIT, 2004: 9.
- [3] 张一帆, 李红智, 刘岗, 等. 压缩机透平分轴布置的超临界 CO₂ 简单回热循环动态特性[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(11): 4116.
Zhang Y F, Li H Z, Liu G, et al. Dynamic characteristics of the supercritical CO₂ simple recuperation cycle with compressor and turbine arranged in separate shafts[J]. Proceedings of the CSEE, 2023, 43(11): 4116.
- [4] 李红智, 张一帆, 白文刚, 等. 面向新型电力系统的 S-CO₂ 循环发电技术进展[J]. 中国电机工程学报, 2025, 45(14): 5342.
Li H Z, Zhang Y F, Bai W G, et al. Research progress of supercritical CO₂ power cycle technology for new type power system[J]. Proceedings of the CSEE, 2025, 45(14):

5342.

- [5] 李红智, 徐进良, 李明佳, 等. 超临界二氧化碳循环发电关键技术[R]. [出版地不详]: [出版者不详], 2023.
Li H Z, Xu J L, Li M J, et al. Key technologies of supercritical carbon dioxide cycle power generation[R]. [S.l.]: [s.n.], 2023.
- [6] Monje B, Sánchez D, Savill M, et al. A design strategy for supercritical CO₂ compressors[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. Düsseldorf: ASME, 2014: GT2014-25151.
- [7] Monje B, Sánchez D, Chacartegui R, et al. Aerodynamic analysis of conical diffusers operating with air and supercritical carbon dioxide[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2013, 44: 542.
- [8] 田玉厂, 李亚男, 郝佳豪, 等. 结构参数对 CO₂ 离心压缩机的性能影响分析[J]. 低温工程, 2024(5): 21.
Tian Y C, Li Y N, Hao J H, et al. Analysis of influence of structural parameters on performance of CO₂ centrifugal compressor[J]. Cryogenics, 2024(5): 21.
- [9] 戎毅, 廖凯龙, 孙恩慧, 等. 基于流线曲率法的超临界二氧化碳离心压缩机通流计算方法[J]. 热力发电, 2024, 53(2): 124.
Rong Y, Liao K L, Sun E H, et al. Flow calculation method of supercritical carbon dioxide centrifugal compressor based on streamline curvature method[J]. Thermal Power Generation, 2024, 53(2): 124.
- [10] 李凯伦, 李红智, 张一帆, 等. 实际气体多变压缩功直接积分的超临界二氧化碳离心式压缩机热力设计方法[J]. 中国电机工程学报, 2025, 45(14): 5413.
Li K L, Li H Z, Zhang Y F, et al. Thermal design methods for supercritical carbon dioxide centrifugal compressors based on direct integration of polytropic compression work of actual gases[J]. Proceedings of the CSEE, 2025, 45(14): 5413.
- [11] 程柳, 张可心, 张华良, 等. 超临界二氧化碳离心式压缩机设计研究综述[J]. 工程热物理学报, 2025, 46(10): 3227.
Cheng L, Zhang K X, Zhang H L, et al. A review of the design of supercritical carbon dioxide centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2025, 46(10): 3227.
- [12] Zhang L, Jia W, An G Y, et al. Centrifugal compressors in compressed supercritical carbon dioxide energy storage systems: critical review of design methodologies and industrial applications[J]. Journal of Energy Storage, 2025, 131(Part A): 117278.
- [13] Liang C B, Wang H M, Zheng Q, et al. Enhancing supercritical CO₂ compressor performance in closed Brayton cycle: exploring inlet guide vane adjustment in gas-like and liquid-like states[J]. Energy, 2025, 335: 138032.
- [14] Yu Y Q, Jiang J H, Zhao Y Y, et al. Numerical research on performance of new structure centrifugal compressor for supercritical CO₂ power systems[J]. Annals of Nuclear Energy, 2024, 199: 110361.
- [15] Japikse D. Centrifugal compressor design and performance[M]. Norwich: Concepts EtI, 1996.
- [16] Aungier R H. Centrifugal compressors: a strategy for aerodynamic design and analysis[M]. New York: ASME Press, 2000.
- [17] 徐忠. 离心式压缩机原理(修订本)[M]. 北京: 机械工业出版社, 1990.
Xu Z. Principles of centrifugal compressors (revised edition)[M]. Beijing: China Machine Press, 1990.

- [18] 祁大同. 离心式压缩机原理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2018.
Qi D T. Principles of centrifugal compressors[M]. Beijing: China Machine Press, 2018.
- [19] 黄松, 王鹏, 汪洋冰. 压气机叶片几何气动性能优化设计方法综述[J]. 推进技术, 2024, 45(4): 1.
Huang S, Wang P, Wang Y B. Review of optimization design methods for compressor blade geometry and aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(4): 1.
- [20] Romei A, Gaetani P, Persico G. Three-dimensional shape optimization of a centrifugal compressor stage for supercritical carbon dioxide power systems[J]. Journal of the Global Power and Propulsion Society, 2025, 9: 33.
- [21] Seo J, Park J Y, Choi B S. A numerical study on shape design optimization for an impeller of a centrifugal compressor[J]. The KSFM Journal of Fluid Machinery, 2014, 17(3): 5.
- [22] 王尚锦. 离心压缩机三元流动理论及应用[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1991.
Wang S J. Three-dimensional flow theory and applications of centrifugal compressors[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1991.
- [23] 张楚华, 琚亚平. 流体机械内流理论与计算[M]. 北京: 机械工业出版社, 2016.
Zhang C H, Ju Y P. Fluid machinery internal flow theory and computation[M]. Beijing: China Machine Press, 2016.
- [24] 解放, 何中海, 杨沈南. 改进通流计算方法在离心式压气机性能预测中的应用[J]. 舰船科学技术, 2025, 47(9): 102.
Xie F, He Z H, Yang S N. Application of improved through flow calculation method in the performance prediction of centrifugal compressors[J]. Ship Science and Technology, 2025, 47(9): 102.
- [25] 孔庆国, 杜旭博, 羌晓青, 等. 基于中弧线曲率控制的压气机叶型优化[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1740.
Kong Q G, Du X B, Qiang X Q, et al. Compressor airfoil optimization based on camber curvature control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(8): 1740.

(责任编辑 李园)