DOI: 10.3901/JME.2021.06.192

结构因素对氦氙混合向心蜗壳性能的影响^{*}

原 泽¹ 郑 群¹ 王力国² 岳国强¹

- (1. 哈尔滨工程大学动力与能源工程学院 哈尔滨 150001;
2. 中国航天科工集团北京动力机械研究所 北京 100074)

摘要: 向心蜗壳的损失特性及其与下游工作轮的匹配能力受到结构参数的影响。针对某型氦氙径流涡轮圆形截面蜗壳, 基于相同流动条件及工质等熵膨胀能力等相似准则, 比较了三种不同尺寸、出口宽度的蜗壳在不同截面张角情况下的流动特性, 通过减小蜗壳盘管尺寸能够适当的提高工作轮的进口马赫数, 提高做功能力。分析喉部尾缘损失在收缩段不同位置的发展, 在向下游流动的过程中, 喉部尾迹与周向气流的动量交换使得角度偏差和速度亏损逐渐减小。利用截面角 $90^\circ \geq \theta \geq 30^\circ$ 内蜗壳出口角的变化范围定义了蜗壳与径流涡轮的匹配能力。结果表明, 出口气流角对出口宽度和截面张角的变化更敏感。通过改变出口宽度和调整截面张角, 可以使蜗壳出口角更容易与工作轮进口角相匹配。

关键词: 径流蜗壳; 氦氙; 截面张角; 几何特征; 喉部尾迹

中图分类号: TK474

Influence of Structural Factors on the Performance of He-Xe Mixture Gas Volute

YUAN Ze¹ ZHENG Qun¹ WANG Ligu² YUE Guoqiang¹

- (1. College of Power & Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001;
2. Beijing Power Machinery Research Institute of CASIC, Beijing 100074)

Abstract: The loss characteristics and its ability to match with the downstream impeller of the volute are affected by its geometric parameters. For the circular section volute of a He-Xe radial turbine, the flow performance is compared between three different sizes and outlet width volutes under the different section angle, which is based on the similarity criterion of the same flow boundary conditions and isentropic expansion capacity of the working fluid. The impeller inlet Mach number increases with an appropriately reduced volute outlet width, which will benefit the turbine output power. The development of the throat trailing edge loss at different positions in the contraction section is analysed. The momentum exchange between throat wake and circumferential flow reduces the angle deviation and velocity loss gradually. The volute capacity to match with the impeller is defined by the variation range of the outlet angle in the case that the section angle ranged from 30° to 90° . The results showed the outlet angle is sensitive to the variation of the outlet width and section angle. By changing the outlet width and adjusting the section angle, the outlet angle of the volute can be more easily matched with the impeller inlet.

Key words: radial turbine volute; He-Xe fluid; section angle; geometrical characteristics; throat wake

0 前言

采用太阳能热源以及小型高温气冷堆的闭式布

雷顿循环发电系统是深空探测核能源动力转换装置的重要解决方案之一。现阶段轨道飞行器主要采用太阳能光电转换装置作为能量来源, 中国“天宫一号”飞行器在向光区采用太阳能帆板产生电流向镍氢电池充电, 在背光区采用电池向飞行器供电, 不仅收放机构复杂, 并且能量密度较低, 一昼夜供电几千瓦, 仅能维持近地飞行。相比之下, 闭式布雷

^{*} 上海空间推进研究所创新基金(17DZ2280800)和中央高校基本科研业务费专项基金(3072020CF03022020)资助项目。20200512 收到初稿, 20201105 收到修改稿

顿循环热电装置的功率可以达到 50 kW 左右, 体积小、重量轻、模块化性能较好, 采用长半衰期的核原料可以达到更长的工作寿命, 并且不受到光照条件的限制, 更适合深空探测飞行器使用。并且在水下无人潜航器的动力装置领域也有广阔的应用前景。

探测器采用的小型闭式布雷顿热循环发电系统为满足高转速强离心力下对材料的强度要求, 一般采用向心涡轮-离心压气机形式的径流式叶轮机械。进气蜗壳是使气流转向, 满足涡轮进口条件的关键结构。蜗壳内流本质上是静止圆管中的泊肃叶流动, 这使得蜗壳的性能主要受到其自身结构参数的影响, 并和工质的物性有关。这些参数包括出口宽度, 截面尺寸等, 蜗壳出口半径的大小可衡量蜗壳整体尺寸, 对蜗壳性能也会产生一定的影响。因此有必要对蜗壳内流场结构和影响性能的结构因素做深入的研究。

早年间, 国外学者对蜗壳近壁流动边界层、管内二次流动的形成和发展、蜗壳和下游喷嘴环的相互作用做了一定研究, 并通过实验验证了数值计算的准确性^[1-4]。近年来 SIMPSON 等^[5]研究比较了蜗壳及收缩段结构中有无导叶对气流的流动结构和损失特性的影响, SUHRAMNN 等^[6]研究了蜗壳中喉部对下游流场细节的作用, 进而影响了径流涡轮的性能。国内学者谷爱国等^[7]以出口气流角作为指标, 衡量了蜗壳不同出口宽度对整机的影响。蜗壳设计方面包佳勇等^[8]在蜗壳设计型线的平均速度法 $C_u = \text{const}$ 和等环量 $C_u r = \text{const}$ 的基础上, 采用 $C_u r^x = \text{const}$ 进行研究, 得出 $x=0.8$ 时, 整机特性更优。

对于蜗壳截面方面, 崔清章等^[9]研究了向心蜗壳的轴向对称性, 根据结果得到对称和非对称矩形截面蜗壳的流动特性, 非对称蜗壳均匀性更好, 但后 1/4 流程出现横向压力梯度, 易导致二次流损失。孙冠珂等^[10-11]在向心涡轮的基础上比较了集气腔和蜗壳的性能, 认为蜗壳更优。同时参考 SUHRAMNN^[6]的无量纲蜗壳尺寸量化分析蜗壳的气动性能。王云飞等^[12]模拟了对称圆形, 偏心圆形, 三种张角梯形截面蜗壳与下游涡轮的气动连算, 计算结果显示梯形截面张角等于 70° 时性能更好。范厚传等^[13]比较了矩形截面和圆形截面的蜗壳性能, 得到圆形截面的全工况损失均小于矩形截面, 而且出口参数更合适。张克松等^[14]研究了蜗壳截面变化规律对蜗壳出口参数的影响, 不同截面积变化规律各有优势, 随截面积同步减少平均流速不变的蜗壳

性能介于两者之间。苗森春等^[15]研究了液力透平中矩形、梯形、圆形蜗壳截面对整机性能的影响。

国内外对于蜗壳的研究尤其是在截面参数方面比较充分, 多集中在不同类型截面蜗壳的比较, 针对同一形状的截面张角变化对蜗壳性能的影响规律研究较少。故本文主要研究了不同结构下梨形截面的张角变化对蜗壳性能的影响。另一方面也应放在蜗壳和径流涡轮匹配的应用环境下研究。考虑到蜗壳出口直接与径流涡轮相连, 进气蜗壳的尺寸将受到涡轮进口叶高的限制。在这种情况下, 针对蜗壳的结构优化, 应在调整蜗壳截面张角的方向进行。

对于蜗壳性能的分析主要以蜗壳全流域的总压损失作为性能分析的首要指标, 并可以从壁面摩擦损失和喉舌部尾迹损失两方面论证。另外, 本文采用一定张角域下出口气流角的变化范围的宽度作为量化蜗壳对径流涡轮的匹配的灵活性指标。

1 工质的定义及计算模型的建立

1.1 氦氙混合工质的物性

氦气是地面闭式循环的理想工质, 但空间布雷顿循环一般采用氦氙作为循环工质, 这可以显著降低叶轮机械的级数, 从而降低系统总重和加工成本。图 1 绘制了不同摩尔质量氦氙混合气的粘度以及相对氦单质换热系数特性线, 其中参考温度为 1 200 K, 与本文所研究的蜗壳进口温度相同, 参考压力为 7 MPa, 但根据研究结果, 参考压力对于氦氙粘度和换热系数没有影响^[16]。氦氙混合物在一定的摩尔质量范围内, 能提高工质的换热系数, 大大减少了换热器的尺寸和设计难度, 更能提升循环总体的效率。根据图 1 的相对换热系数特性线, 摩尔质量在 4.03~43 g/mol 的范围内, 混合工质换热性

图 1 氦氙混合工质的物性

能均强于氦单质,并在摩尔质量为 15 g/mol 时取得最大值。用于本文研究的氦氙工质的摩尔质量为 40 g/mol,根据众多研究成果,此时闭式循环的重量和体积能得到较好的兼顾^[17],工质定义和差异如表 1。其中氦氙混合气体的换热能力以其与纯氦气换热系数的比值来 h/h_{He} 表示。

表 1 不同工质的性质(参考温度 $T=1\ 200\ \text{K}$)

参数	空气	He	Xe	HeXe
He 摩尔分数(%)				71.7
Xe 摩尔分数(%)				28.3
摩尔质量/(g/mol)	28.96	4.03	131.293	40
定压比热/(J/kg·K)	1 004.5	5 193.2	160.1	519.8
动力粘度/(Pa·s×10 ⁻⁶)	53.11	52.7	74.8	74.3
音速/(m/s)	694.51	1 861.7	326.18	590.94

1.2 蜗壳结构定义及设计参数

本文在张角 $\theta=0^\circ \sim 90^\circ$ 的范围内以 15° 的间隔等距选择七个点分别建模,其中 $\theta=90^\circ$ 时蜗壳截面为圆形。控制蜗壳几何特征参数:出口半径 R_4 、喉部角 γ 、蜗壳进口圆周半径 R_5 、进口收缩段长度 H_6 、进口收缩段直径 D_6 ,建立不同系列模型如表 1 所示。几何特征参数定义方式如图 2 所示。蜗壳盘管与收缩段连接后截面呈“漏斗”形状,上侧较宽结构为盘管,下侧直段为收缩段。以图 2 中盘管进口位置为周向角的 0° 方位,并以图中所示逆时针为正方向。

图 2 蜗壳结构参数的定义及“漏斗”型截面示意图

对于不同结构蜗壳之间流动特性的比较,需要保证流动条件的相似性。三种蜗壳结构具有相同的进口段及延长段,这使得蜗壳进口段的雷诺数和马赫数相同。S2 模型和原型蜗壳 S1 用来比较蜗壳在

不同尺寸盘管中的流动特性。因此在已经保证进口段雷诺数相同的前提下,盘管进口截面位置即方位角的 270° 位置的雷诺数也应该相同。通过等量缩小盘管半径 R_5 和出口半径 R_4 使得 (R_5-R_4) 为定值,保证 S2 和原型蜗壳 S1 在盘管进口的截面积相同。若以该截面等效圆的直径为特征长度, S1 和 S2 模型则具有相同的盘管进口雷诺数。即在同张角的情况下, S2 和原型蜗壳 S1 以盘管截面积相等为相似准则。

S2, S3 模型比较出口宽度对蜗壳性能的影响。基于原型蜗壳 S1 的结构参数, S3 模型调整了蜗壳出口宽度 H_4 使其出口面积与 S2 相同。在进口面积相等的前提下,气流在 S2 和 S3 模型中的等熵膨胀能力相同。即在同张角的情况下, S2 和 S3 以等熵膨胀能力相同为相似准则。

为避免计算进口边界影响,在进口收缩段前增加一直段,其长度为收缩段直径 D_6 的 1.5 倍。收缩段为蜗壳出口环面沿径向向内延伸,延伸长度用收缩段出口半径 $R_{s,out}$ 与蜗壳出口交界面圆周半径 R_4 的比值 l 衡量,各系列模型延伸量均为 $l=0.5$ 。

$$l = \frac{R_{s,out}}{R_4} \quad (1)$$

总压损失系数表示为

$$\xi = \frac{P_{in}^* - P_{out}^*}{P_{in}^* - P_{in}} \quad (2)$$

壁面摩擦系数定义^[18]如式(3)所示

$$C_f = \frac{\tau}{\frac{1}{2} \rho u_e^2} \quad (3)$$

式中, P_{in}^* , P_{out}^* 分别为进出口总压, P_{in} 为进口静压, τ 为壁面切应力, u_e 为当地边界层外缘势流速度。不同蜗壳模型如图 3 所示。

图 3 氦氙混合蜗壳结构示意图及进出口网格

表 2 不同系列蜗壳模型结构特征

参数	原型蜗壳 S1	系列 2 S2	系列 3 S3
蜗壳出口半径 R_4/mm	75	63	75
蜗壳出口宽度 H_4/mm	6.06	6.06	5.09
喉部角 $\gamma(^{\circ})$	20	20	20
盘管半径 R_5/mm	116	104	116
进口长度 H_6/mm	102	90	102
进口直径 D_6/mm	55	55	55
工质	He-Xe	He-Xe	He-Xe

1.3 计算模型及数值方法

本文采用 CFX17 对蜗壳及无叶收缩段进行数值模拟，求解定常 N-S 方程。湍流模型选择两方程 $k-\omega$ SST 模型，计算边界条件按照某型径流涡轮机组相应截面参数赋值，给定进口总温、总压，收缩段出口静压。计算边界条件无量纲化后进口马赫数为 $Ma=0.08$ ，选择蜗壳圆形进口直径为特征长度，基于直径的进口雷诺数为 $Re=3.2\times 10^5$ 。固体壁面设置为绝热无滑移，相对静止的交界面采用静连接方法处理。氦氙混合工质被视为理想气体混合物，其比热为定值，动力粘度以及导热率随温度变化而变化。

蜗壳计算时采用非结构化网格，对收缩段采用结构化网格。近壁面第一层网格距离在 10^{-6} m 量级，并对近壁面网格加密，更改全局及局部网格尺度来对蜗壳进行网格敏感性验证。根据图 4，网格数较小时蜗壳总压损失系数受影响较大。网格数增加时，蜗壳总压损失系数对网格节点数的敏感性降低，综合模拟成本及计算精度，因此选用网格数为 550 W。并验证此时壁面 y^+ 值在 1 左右，满足湍流模型要求。

图 4 网格敏感性分析

2 计算结果及分析

2.1 几何结构对蜗壳总压损失的影响

总压损失是衡量燃气轮机中气流导向结构性能的最重要参数之一。在静止流道中总压损失越低，意味着动力装置中能量利用程度越高。一般采用总压损失系数来定量衡量流道中的压力损失，在静管道中由于壁面摩擦导致的管流熵增是使得气流总压损失的主要原因，本文同时引入壁面摩擦系数来展示蜗壳流道摩擦分布情况，从另一角度说明几何结构对于蜗壳性能的影响。根据计算结果，流动马赫数最大不超过 0.74，处于亚音速流动状态。

对于同一系列模型，盘管截面积随张角的增大而增大，在一定的附面层厚度的情况下，主流区域在流道截面积的占比越大。所以截面张角越大，蜗壳总压损失相应的越低，如图 5 所示。在张角 $\theta \geq 45^{\circ}$ 时，由于截面形状越来越接近圆形，这使得总压损失变化的趋势变弱。结合图 3，在 $\theta \geq 60^{\circ}$ 时，截面形状基本为圆形，截面张角的变化对衡量蜗壳的各项性能指标已经没有明显的影响。

图 5 结构因素对总压损失系数的影响

较小尺寸的 S2 蜗壳的表面积小于 S1 原型蜗壳, 则气流与壁面产生的摩擦损失大幅降低。根据图中所示, S2 模型出口半径减小 16%, 总压损失系数相较于 S1 降低了 42%。而蜗壳出口宽度变窄(相比 S1 减少 16%)会加剧气流的膨胀加速, 导致 S3 流道中损失增大, 损失相比于 S1 模型增加 11%。因此对于总压损失系数而言, 摩擦损失是蜗壳整体损失的主要部分, 出口半径即整体尺寸对整体损失的影响要大于出口宽度。当整体考虑蜗壳及收缩段时, 由于在收缩段流道中流速增大, 壁面摩擦损失增大, 整体损失水平相比于单蜗壳流道上升明显, 基本上是单蜗壳总压损失的四倍。

通过壁面摩擦系数分布说明截面张角及模型尺度变化导致的蜗壳流动损失不同。图 6 给出了 S1 蜗壳截面张角为 $\theta=15^\circ$ 和 $\theta=90^\circ$ 的模型说明摩擦损失随张角变化的特性, 周向方位角定义如图 2 所示。壁面摩擦系数数量级较小, 放大相应倍数便于说明。

图 6 S1 $\theta=15^\circ$ 及 $\theta=90^\circ$ 模型壁面摩擦系数分布

蜗壳喉部处气流流动最复杂, 存在尾迹特征使得此处摩擦损失变化最剧烈, 并有向周围区域扩散的趋势。蜗壳喉部对应方位角为 350° 位置, 喉部两侧气流掺混造成该区域的压力波动。压力波动向左扩散至盘管进口段形成高损失区, $\theta=15^\circ$ 模型喉部区域的摩擦系数为 5.5。压力波动向右扩散至收缩段, 该区域流速较高使得摩擦系数较高, 并形成尾迹。同时在收缩段方向, 损失向右上方向扩散。 $\theta=15^\circ$ 模型尾迹紊流区的摩擦系数为 10, 损失扩散去摩擦系数为 8.3。 $\theta=90^\circ$ 模型的流道面积较大, 这使得在相同的流动条件下, 蜗壳的壁面摩擦损失远小于 $\theta=15^\circ$ 模型。其在喉部区域的摩擦系数为 1.3, 尾迹紊流区和损失扩散区的摩擦系数分别为 2.8 和 2.3。

整体上, 方位角 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内盘管外侧是工质开始沿内壁转向的区域, 此处直接决定了蜗壳盘管的流动损失。该处 $\theta=15^\circ$ 模型壁面摩擦系数为 4,

而 $\theta=90^\circ$ 模型壁面摩擦系数为 1.2。在收缩段中气流流速急剧增加, 摩擦系数迅速增大, 这也是流动摩擦损失主要发生的位置。此处 $\theta=15^\circ$ 模型的摩擦系数为 23.4, $\theta=90^\circ$ 模型为 7.8。定量的得出 $\theta=90^\circ$ 模型的流动损失更小。

比较 S2、S3 模型与原型蜗壳 S1 的流动壁面摩擦系数分布, 同样选取张角 $\theta=15^\circ$ 时蜗壳模型, 摩擦系数分布云图如图 7 所示。喉部处, 盘管方向同样以点扩散形成高损失区, 向收缩段方向也具有损失扩散区和尾迹紊流特征。但是 S3 张角 $\theta=15^\circ$ 模型(简称 S3 模型)发生在收缩段区域的紊流比 S1 更明显。因此在喉部位置, 由喉部尾迹造成的损失模型 3 要大于模型 1。盘管收缩段位置 S3 模型摩擦系数为 6.2, 比模型 1 大 13%, 在出口处摩擦系数大 11.5%。这是由于 S3 模型的等熵膨胀能力大于 S1 模型所致。而 S2 张角 $\theta=15^\circ$ 模型在整体壁面摩擦系数与其余二者相差不大的情况下损失较小, 说明与流体产生摩擦的壁面积也就是模型的尺寸较小会使模型具有较好的摩擦损失特性。

图 7 S2 及 S3 $\theta=15^\circ$ 模型壁面摩擦系数分布

出口流速受环境热力学参数影响, 各系列蜗壳模型流量不同、出口静温不同, 单纯比较出口流速具有一定片面性, 本文采用出口马赫数来作为出口流速指标。理论上在进出口条件相同时, 出口马赫数应相同, 但是计算结果显示出口马赫数存在一定差异, 这种差异是由于不同蜗壳模型损失特性不同导致的。根据前文总压损失趋势线图 5, 可以估计 S2 在全张角域的出口马赫数最大, S1 和 S3 相差不多。截面张角越大, 蜗壳损失越小, 这将使得大张角蜗壳收缩段出口马赫数较大, 并在 $\theta \geq 30^\circ$ 时保持稳定。参考不同结构参数蜗壳, 收缩段出口马赫数与截面张角关系图 8, 两图呈现的规律基本相同。马赫数与涡轮的做功能力相关, S1、S3 模型损失较

大, 出口马赫数小于 S2, 这将对下游涡轮的做功潜力有一定的影响。

图 8 结构因素对出口马赫数的影响

2.2 蜗壳喉部对下游流动影响

蜗壳结构中喉部位置产生尾迹和低损失区产生二次流损失, 并在一定程度上影响下游出口的参数均匀性, 会使下游叶轮部件的速度三角形变形, 导致涡轮级效率降低。本节分析了蜗壳喉部产生的损失以及其在下流的发展。以流速和气流角作为分析指标, S1 张角 $\theta=30^\circ$ 为计算模型。

蜗壳喉部区域入口右端壁来流的入口流线和盘管尾部沿程流线交汇的示意如图 9 所示。当沿程流线沿盘管一周回到喉部时, 入口流线的流速低于沿程流线, 因此在喉部区域形成一个沿径向向圆心方向的顺压力梯度, 使得喉部尾迹向圆心方向流动, 并在流动过程中与其他流体发生动量交换。

图 9 蜗壳喉部处气流流线掺混示意图

图 10 给出了模型收缩段距出口不同位置比例气流出口速度分布的极坐标变化曲线, 其中极角为方位角, 以到圆心的距离表示速度的大小, 单位为 m/s。设蜗壳出口为出口 0% 位置, 收缩段出口为出口 100% 位置。

图 10 不同收缩段半径处流速随周向方位角分布

尾迹可看作相对主流具有反向速度的逆射流, 最主要特征是速度亏损^[19], 其次是尾迹中紊流造成了速度矢量偏移进而造成损失。而尾缘低损失区同样有低流速和干扰流向的特征。在蜗壳出口 0% 位置, 尾缘损失扩散区与尾迹间隔较小, 对速度和角度的影响叠加, 使得在方位角 340° 处, 气流流速亏损最大达 25%, 流向偏移 6.25%。

随着工质在收缩段中运动, 尾缘低损失区主要分布在大方位角的区域, 而尾迹随气流向方位角较小的方向运动。在出口 20% 位置, 尾缘低损失区对气动参数的干扰占主导作用, 尾迹的影响减少, 二者作用变化趋势如图 10、11 所示。在方位角 345° 左右位置, 存在尾缘导致的速度亏损区, 此处速度下降 16%, 流向偏移 3.26%; 方位角为 2° 位置为尾迹导致的速度亏损达 10%, 速度矢量与主流的差异为 2%。

图 11 不同收缩段半径处气流角随周向方位角分布

在气流向心运动的过程中, 尾迹不断与主流进行动量交换, 速度亏损迅速被弥补, 尾迹流向与主流差异越来越小。尾缘低损失区影响流域较广, 在出口处仍能造成一定的参数不均匀。

2.3 几何结构对出口气流角的影响

蜗壳收缩段出口气流角将直接决定涡轮的进口速度三角形, 这种影响在采用无叶收缩段时更为明显。为保证涡轮的做功能力和效率, 涡轮进口气流角一般在 $68^{\circ} \sim 72^{\circ}$ 。一般的, 蜗壳结构受涡轮尺寸的限制, 评估蜗壳和径流涡轮的匹配性能采用气流角随张角变化范围的广度来衡量。前文分析得到, 当张角 $\theta \leq 30^{\circ}$ 时, 蜗壳损失较大, 在 $\theta \geq 30^{\circ}$ 时已经达到令人满意的程度。故采用 $30^{\circ} \leq \theta \leq 90^{\circ}$ 范围内出口角的范围作为衡量准则。将 S2 模型的收缩段出口比例调整为 $l_2 = 0.4$, 此时 S2 收缩段出口半径与 S1、S3 相同为 37.5 mm。

图 12 给出了不同模型, 蜗壳收缩段出口气流角随截面张角变化趋势。对于同一系列的蜗壳模型, 出口角随着 θ 的增大而减小, 在 $\theta \geq 75^{\circ}$ 时变化趋于平稳, 此时相比于 $\theta = 0^{\circ}$ 模型下降 25%。几何结构的改动不会影响变化趋势, 只会影响变化程度。在张角 $\theta \leq 45^{\circ}$ 时, S2 模型的参数变化相比 S1 更平缓, 在 $\theta \geq 45^{\circ}$ 时, 二者在数值上几乎相等。另一方面, S3 相比于 S1 的降幅达到 7%。这说明出口宽度对气流角的作用大于盘管尺寸。从图上看, 根据指标, S1 模型在 $30^{\circ} \leq \theta \leq 90^{\circ}$ 张角范围内的气流角范围在 $64.9^{\circ} \sim 70.7^{\circ}$, S2 的气流角范围为 $64.9^{\circ} \sim 71.7^{\circ}$, S3 为 $61.5^{\circ} \sim 68.4^{\circ}$ 。减少出口宽度使得收缩段出口气流角范围偏低, 就是说对涡轮进口绝对角的要求较小, 在一定程度上影响涡轮的做功能力。而减少蜗壳尺寸使得收缩段出口角的范围更合适。

图 12 结构因素对收缩段出口气流角影响

3 结论

针对径流涡轮进气蜗壳的工作环境, 本文主要从蜗壳的损失特性, 以及与涡轮进口角匹配的方面

评价蜗壳的性能。在分析损失特性的同时, 对喉部尾迹以及其在下流收缩段的流动过程也做了一定描述, 得到结论如下。

(1) 截面张角越大, 截面越近似于圆形, 描述蜗壳性能的参数对张角变化的敏感性越低。蜗壳整体损失随张角的增大而减小。盘管尺寸对蜗壳整体损失的影响大于出口宽度, 根据计算结果, 出口宽度减小 16%, 蜗壳损失增加 11%; 盘管尺寸径减小 16%, 损失减小 42%。

(2) 蜗壳喉部损失主要是尾迹, 并存在损失扩散区共同使得工质流动产生速度亏损和流动偏转。尾迹造成的影响可通过动量交换迅速被弥补, 损失区的影响区域较广。

(3) 蜗壳出口气流角随截面张角增大而降低, 且出口角对出口宽度的敏感性较强, 宽度越小, 气流角越小。在张角 $90^{\circ} \geq \theta \geq 30^{\circ}$ 的范围内, 出口宽度较小的蜗壳出口角范围较低, 不利于涡轮做功。相比之下, 盘管尺寸的变化对蜗壳出口气流角的影响不大。可通过调节出口宽度使得出口气流角满足涡轮进口角度要求

参 考 文 献

- [1] MALAK M F, HAMED A, TABAKOFF W. Three-dimensional flow field measurements in a radial inflow turbine scroll using LDV[J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(2): 163-169.
- [2] TABAKOFF W, VITTAL, WOOD B. Three-dimensional flow measurements in a turbine scroll[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1984, 106(2): 516.
- [3] MILLER E C, LECUYER M R, BENISEK E F. Flow field surveys at the rotor inlet of a radial inflow turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1988, 110(3): 552-561.
- [4] HARA K, FUEUKAWA M, INOUE M. Behavior of three-dimensional boundary layers in a radial inflow turbine scroll[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 446-452.
- [5] SIMPSON A T, SPENCE S W T, WATTERSON J K. A comparison of the flow structures and losses within vaned and vaneless stators for radial turbines[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(3): 031010.
- [6] SUHRMANN J F, PEITSCH D, GUGAU M, et al. On the effect of volute tongue design on radial turbine performance[C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. 2012.
- [7] 谷爱国. 车用涡轮增压器蜗壳流场分析[D]. 长春: 吉林

- 大学, 2007.
- GU Aiguo. The analysis of flow field in a scroll for the turbocharger of truck engine[D]. Changchun: Jilin University, 2007.
- [8] 包佳勇, 童正明, 王琦玮, 等. 涡轮增压器压气机蜗壳性能变化的性能研究[J]. 能源工程, 2016, 2: 75-79.
- BAO Jiayong, TONG Zhengming, WANG Qiwei, et al. Performance research of volute profile for turbocharger compressor[J]. Energy engineering, 2016, 2: 75-79.
- [9] 崔清章, 戴韧, 陈康民. 向心透平蜗壳轴向对称性影响的数值模拟研究[J]. 上海理工大学学报, 2004, 26(2): 129-133.
- CUI Qingzhang, DAI Ren, CHEN Kangmin. Investigation of the effect of section axisymmetry in a radial inflow turbine scroll[J]. University of Shanghai for Science and Technology, 2004, 26(2): 129-133.
- [10] 孙冠珂, 李文, 张雪辉等. 向心涡轮进气结构的气动性能及损失机理[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1926-1935.
- SUN Guanke, LI Wen, ZHANG Xuehui, et al. Aerodynamic performance and losses mechanism of radial turbine intake components[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1926-1935.
- [11] 孙冠珂, 李文, 张雪辉, 等. 向心涡轮蜗壳截面尺寸对气动性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2014, 14(26): 72-80.
- SUN Guanke, LI Wen, ZHANG Xuehui, et al. Study on the effect of variation of the volute cross-sectional dimension on radial turbine performance[J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(26): 72-80.
- [12] WANG Y, CHEN H, CHEN F. Design and numerical simulation on coupled flow field of radial turbine with air-inlet volute[J]. Transactions of Tianjin University, 2015, 21(2): 153-160.
- [13] 范厚传, 王航, 刘云岗, 等. 矩形截面与圆形截面蜗壳对涡轮性能影响的比较研究[J]. 内燃机与动力装置, 2012(6): 21-25.
- FAN Houchuan, WANG Hang, LIU Yungang, et al. A comparative study on the influences of rectangular section volute and circular section volute on turbine performance[J]. I. C. E. & Powerplant, 2012(6): 21-25.
- [14] 张克松, 王桂华, 李国祥, 等. 蜗壳截面变化规律对蜗壳内流动及其出口参数的影响[J]. 内燃机与动力装置, 2009 (4): 20-24.
- ZHANG Kesong, WANG Guihua, LI Guoxiang, et al. The influence of turbine volute section changing curve for inner flow and outlet parameters[J]. I. C. E. & Powerplant, 2009 (4): 20-24.
- [15] 苗森春, 杨军虎, 史广泰. 蜗壳截面形状对液力透平性能的影响[J]. 兰州理工大学学报, 2015, 41(5): 50-53.
- MIAO Sunchun, YANG Junhu, SHI Guangtai. Effect of cross-section shape of volute on performance of hydraulic turbine[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2015, 41(5): 50-53.
- [16] 杨谢, 石磊. 氦-氙混合气体物性对布雷顿循环影响分析[J]. 原子能科学技术, 2018, 52(8): 1407-1414.
- YANG Xie, SHI Lei. Analysis of helium-xenon mixture property influence on brayton cycle[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2018, 52(8): 1407-1414.
- [17] RIBEIRO G B, BRAZ FILHO F A, GUIMARES L N F. Thermodynamic analysis and optimization of a closed regenerative brayton cycle for nuclear space power systems[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 90: 250-257.
- [18] 綦蕾, 邹正平, 刘火星, 等. 高负荷低压涡轮叶片边界层损失机理研究[J]. 中国科技论文, 2012, 7(11): 830-835.
- QI Lei, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Boundary layer loss mechanisms of highly-loaded LP turbine blades[J]. China Sciencepaper, 2012, 7(11): 830-835.
- [19] MEYER R X. The effect of wakes on the transient pressure and velocity distributions in turbomachines[J]. Journal of Basic Engineering, 1958, 80(7): 1544-1552.

作者简介: 原泽, 男, 1995 年出生, 博士研究生。主要研究方向为热机气动热力学。

E-mail: yuanze@hrbeu.edu.cn

岳国强(通信作者), 男, 1974 年出生, 博士, 副教授, 博士研究生导师。主要研究方向为热机气动热力学、水下特种动力装置仿真分析。

E-mail: yuegq@hrbeu.edu.cn