

不同设计参数对变几何涡轮气动性能的影响

徐明林¹, 张彬滨¹, 刘政沅¹, 王 彧^{1,2}, 周 波¹

(1. 大连理工大学 船舶工程学院 工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁 大连 116024;

2. 中远海运重工有限公司 技术中心, 辽宁 大连 116113)

摘 要: 为了探索提高变几何涡轮效率的可能性, 采用数值模拟方法研究了转子速度为 2 700 r/min, 导叶转动角为 -5.0° 、 -2.5° 、 0° 、 $+2.5^\circ$ 和 $+5.0^\circ$ 时, 枢轴直径系数、枢轴截面形状、端部间隙以及动导叶间距对涡轮气动性能的影响。并针对等熵效率对上述设计参数的敏感性以及流场机理展开分析。研究结果表明: 直径系数 D/L 每增加 1.0%, 等熵效率能够提升 0.064%。菱形枢轴对涡轮效率的提升效果最佳, 在各个导叶转动角下, 效率提升均在 0.8% 以上。端部间隙是涡轮效率最敏感的影响参数, 当端部间隙从 0.5% 增加到 1.0% 跨距时, 等熵效率最小降低 2.08%, 最大为 4.54%。增加动导叶间距能够一定程度提高涡轮性能, 减小间距对提升涡轮效率不利。选取合适的设计参数能够有效提升低转速下变几何涡轮的工作效率。

关 键 词: 变几何涡轮; 等熵效率; 导叶转动角; 设计参数; 气动性能; 敏感性

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influences of different design parameters on aerodynamic performance of variable geometry turbine

XU Minglin¹, ZHANG Binbin¹, LIU Zhengyuan¹, WANG Yu^{1,2}, ZHOU Bo¹

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment,

School of Naval Architecture and Ocean Engineering,

Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;

2. Technical Center,

COSCO Shipping Heavy Industry Company Limitd, Dalian Liaoning 116113, China)

Abstract: To explore the possibility of improving the efficiency of variable geometry turbines, the effects of the pivot diameter coefficient, pivot cross-sectional shape, end clearance, and spacing between stator and rotor on turbine aerodynamic performance were investigated by numerical simulation at rotor speed of 2 700 r/min and guide vane rotation angles of -5.0° , -2.5° , 0° , $+2.5^\circ$, and $+5.0^\circ$. And the sensitivity of isentropic efficiency to the above design parameters and the field mechanism were analyzed. The results showed that the isentropic efficiency could be improved by 0.064% for each 1.0% increase in the diameter coefficient D/L . The rhombic section had the best improvement in turbine efficiency, and the isentropic efficiency improvement was above 0.8% at different guide vane rotation angles. The end clearance was the most sensitive parameter to the turbine efficiency. When the end clearance increased from 0.5% to 1.0% span, the isentropic efficiency decreased by a minimum of 2.08% and a maximum of 4.54%. Increasing the spacing between the stator and rotor could improve the turbine performance to some

收稿日期: 2023-03-28

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(52071059)

作者简介: 徐明林(1998—), 男, 硕士生, 主要从事流体机械的数值仿真研究。E-mail: 2389868029@qq.com

通信作者: 周波(1977—), 男, 教授, 博士, 主要从事海洋工程应用装备研发等相关方面的研究工作。E-mail: bozhou@dlut.edu.cn

引用格式: 徐明林, 张彬滨, 刘政沅, 等. 不同设计参数对变几何涡轮气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2025, 40(1): 20230192. XU Minglin, ZHANG Binbin, LIU Zhengyuan, et al. Influences of different design parameters on aerodynamic performance of variable geometry turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(1): 20230192.

extent, and decreasing the spacing was detrimental to turbine efficiency. Suitable design parameters can effectively improve the efficiency of variable geometry turbines at low speeds.

Keywords: variable geometry turbine; isentropic efficiency; guide vane rotation angles; design parameters; aerodynamic performance; sensitivity

符号表

D/mm	枢轴直径	$V_m/(\text{m/s})$	速度在轴向上的分量
L/mm	叶片弦长	$V_t/(\text{m/s})$	速度在切向上的分量
A/mm	叶片轴向弦长	ω	总压损失
$\gamma/(\circ)$	交错角	p_{1t}/Pa	进口总压
h/mm	叶片跨距	p_t/Pa	当地总压
τ/mm	端部间隙	p_{2t}/Pa	出口总压
x/mm	动叶移动距离	p_2/Pa	出口静压
$\dot{m}/(\text{kg/s})$	质量流量	H_i/J	入口焓
η	等熵效率	H_o/J	实际情况的出口焓
$\alpha/(\circ)$	出口绝对气流角	H_{os}/J	完全恒熵情况的出口焓
$\beta/(\circ)$	导叶转动角		

燃气轮机在设计工况下具有优良的工作性能,但是在实际应用过程中,燃气轮机大部分寿命都在部分工况下运行,未达到设计点,导致资源严重浪费^[1]。对于简单的循环燃机,通常采用调节转速的方法来改变工作状态,这样的做法不但会增大叶栅级进排气的损失,还会使涡轮流量匹配失调,导致涡轮效率衰减,油耗率增大。变几何涡轮技术具有良好的变工况适应能力,其可以通过调节导叶喉部面积来控制通道流量,将燃气轮机调节到合适的工况下运行。

变几何涡轮技术在各个应用领域都有良好的表现。可调喷嘴的燃气轮机能够大幅度提高坦克的加速性^[2];变几何涡轮能够有效提高涡轮扭矩、改善军舰的加减速特性^[3];燃机领域,采用变几何形状燃气轮机可显著提高联合循环设计效率,而且使用变几何获得的优势不会被其导致的涡轮效率降低而抵消^[4]。

当变几何涡轮处于低转速时,低转速部件特性作为涡轮性能的重要组成部分,是航空发动机部件级模型模拟启动过程的关键一环^[5]。同时,低转速的变几何涡轮能够应用于商用车辆,通过涡轮增压在整个运行范围内实现高而稳定的效率,并改善振动特性。对低转速下变几何涡轮的气动性能展开研究具有重要意义。

随着变几何涡轮技术研究的深入,其端部间隙泄漏导致的效率降低成为了重点问题。胡松

岩^[6]指出涡轮设计难度大,尽管在气动和结构设计时竭力减小损失,在设计工况下可调导叶涡轮的效率值依旧比固定几何涡轮低 2% 左右。哈尔滨工程大学冯永明和刘顺隆^[7]对某型现代船舶燃气轮机的流场进行数值分析,表明可调静叶关小时整个变几何涡轮的效率下降了 1%~5%。

为提高变几何涡轮的效率,涡轮的多个设计参数被研究。Moffit 等人^[8]对导叶开度变化 $\pm 30\%$ 的单级涡轮进行了试验研究,发现可调导叶打开时涡轮效率降低 1.5%,关小时效率降低 5.5%。惠宇等人^[9]分析了四级动力涡轮在不同导叶安装角下的流量特性,指出涡轮流量随导叶安装角的变化并非线性,导叶关闭时流量会急剧减小。

李冬研究了驱动轴直径和安装位置对间隙泄漏流动的抑制作用,指出枢轴直径与端部弦长的比值是一个重要的选择参数,且在 20%~50% 弦长位置之间安装驱动轴是最佳选择^[10]。Gao 等人^[11]对变几何涡轮的叶尖泄漏进行了试验和数值计算,指出由于枢轴的影响,叶尖吸力侧靠近枢轴区域的静压变化较大,枢轴起到堵塞作用,减小了周向泄漏面积,有枢轴的总压损失小于无枢轴的。钱晨程^[12]研究了相同雷诺数下截面形状对柱体马蹄涡的影响。发现马蹄涡的空间位置及强度随截面形状不同而发生改变,柱体前缘形状越尖锐对削弱马蹄涡越有益。

景晓旭^[13]分析了后加载叶型的压力分布特性,指出载荷后移可以减小气流分离,增加涡轮叶片的攻角性,非常适合于变几何涡轮。Cox 等人^[14]指出静叶与动叶之间的轴向间距变化较小时,由可调静叶引起的气流振荡会减小。邱超等人^[15]以四级动力涡轮为例,研究了第一级静叶的端部间隙及第一级静叶转角对涡轮损失的影响,结果表明转动导叶使喉部面积减小时的损失大于喉部面积增大时,且第一级静叶端部间隙每增加 1%,涡轮损失增加约 1.3%。

为了控制端部间隙泄漏流动,许多被动控制方法被提出,比如端部圆盘^[16]、叶顶开槽^[17]和叶端小翼^[18]等。

综上所述,国内外学者对变几何涡轮的结构设计以及间隙泄漏控制展开了广泛研究,为变几何涡轮技术投入使用做出杰出贡献。但是当前研究缺乏对涡轮设计参数的系统研究,设计参数对涡轮性能的影响程度被忽略。同时可转枢轴的影响,不同开度下端部间隙不均匀等问题也增加了涡轮性能预报的不确定性。因此,本文在暂不考虑气膜冷却影响以及枢轴转动导致端部间隙不均匀的情况下,研究导叶转动不同角度对变几何涡轮

轮的气动性能的影响,并系统分析在不同端部间隙高度、动导叶间距、枢轴直径系数以及截面形状下涡轮的气动性能。通过讨论在不同开度下变几何涡轮效率对不同设计参数的敏感性,探索提升变几何涡轮工作性能的可能性,并为变几何涡轮的设计与优化提供参考。

1 方 法

1.1 研究对象

为了研究变几何涡轮的气动性能,选取了 Behr T 设计的 1.5 级 LISA 涡轮,其包括可调导叶 STATOR 1(S1)、1 级动叶 ROTOR 1(R1)和 1 级静叶 STATOR 2(S2)。为了实现导叶的转动,在原有的结构基础上,增加设置了驱动枢轴,驱动枢轴的位置选取在 S1 的 40% 轴向弦长处。为了防止导叶转动过程中叶尖与机匣刮擦, S1 的两端设置同 R1 相同高度的间隙,即 1.0% 的叶片跨距。1.5 级变几何涡轮的子午流道如图 1 所示,枢轴初始形状为圆形, $x+$ 表示动叶向静叶方向移动,动叶与导叶之间的间距增加 x 。各个涡轮叶片的几何参数如表 1 所示,叶片的其他详细参数见参考文献 [19]。

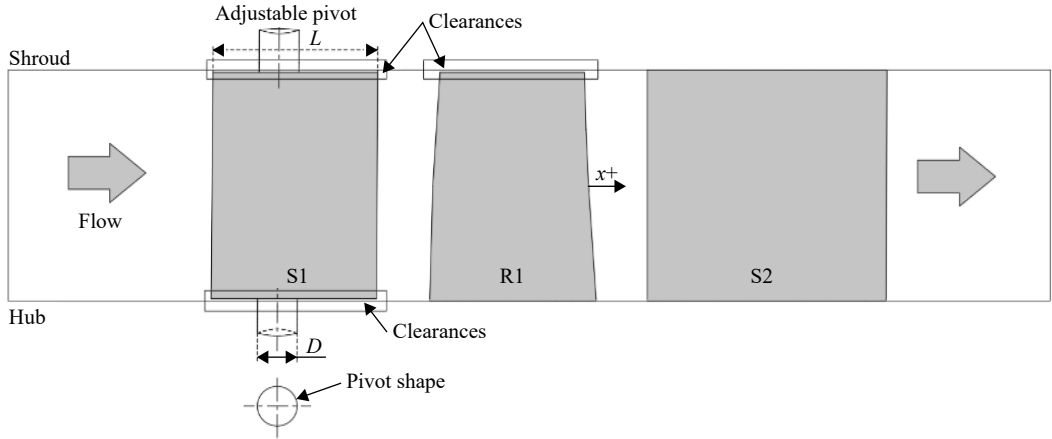


图 1 1.5 级变几何涡轮的子午流道
Fig. 1 Meridian flow passage of 1.5-stage variable geometry turbine

表 1 1.5 级变几何涡轮叶片几何参数

Table 1 Geometric parameters of 1.5-stage variable geometry turbine blades

参数	S1	R1	S2
L/mm	80.88	59.72	85.50
A/mm	49.71	46.83	72.04
$\gamma/(\text{^\circ})$	50.2	35.5	30.9
h/mm	70	70	70
τ/mm	0.7	0.7	0

1.2 计算方法

数值计算采用商业软件包 STAR CCM+(2013) 进行,外界参考压力为 101 325 Pa。由于每个叶片通道的几何形状及其内部流动相似,因此采用了单通道假设,这也是一种常用的方法^[20],即局部计算域由沿周向施加周期边界条件的单个叶片通道组成。计算域的入口位于 S1 上游一倍轴向弦长处,边界条件为停滞进口,给定总温 328 K,总压分布按照参考文献 [19] 的输入参数设置,湍流强

度取为 5.0%。出口设置在 S2 下游一倍轴向弦长处,边界条件为压力出口,平均压力值取-13 825 Pa。由于各个叶片通道之间存在信息交换,故而通道交界处设为混合边界。叶片表面、可调枢轴和机匣表面均为壁面,物理特性为绝热、光滑、无滑移。动叶 R1 的转速参考设计值取为 2 700 r/min。

考虑到涡轮叶片和通道的不规则性,网格划分采用了多面体网格生成器。为了获得质量更高的网格,对叶片表面曲率较大的地方均进行了网格加密,比如叶顶表面、叶片尾部、端部间隙和轮毂处。由于在导叶转动过程中,端部间隙的大小和形状都会改变。因此采用了表面重构和自动表面修复网格生成器,当导叶转动时,端部间隙的网格也会随之变动与细化,保证间隙内网格合理分布,具体的网格划分如图 2 所示。

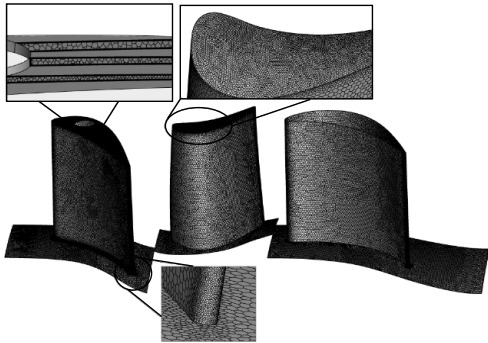


图 2 网格划分
Fig. 2 Meshing

计算方法采用有限体积法求解控制方程,空间离散方式采用 2 阶迎风格式。为了更好地模拟壁面附近边界层的流场情况,湍流模型选取了两参数 shear stress transfer(SST) $k-\omega$ 模型,叶片壁上附近的 y^+ 值控制在 1 左右,满足 SST 模型的计算精度需求。在计算过程中,为了保证数值计算结果准确可信,每一个数值解均在求解稳定且收敛下获得,计算残差控制在 10^{-4} 以下。

2 数值方法验证

数值计算的准确性一般与网格的细化程度有关,网格越细数值解越接近真实解。本文选取了 Behr^[19] 试验中的设计工况进行数值求解,设置了 3 套不同粗细的网格进行网格无关性验证,其结果如表 2 所示。在 3 种网格下,数值求解的质量流量 $\dot{m}$ 逐渐接近试验值,最终误差保持在 2.04% 左右。涡轮等熵效率 η 的误差随着网格数的增减逐渐减小,数值解不断趋近于试验值,从而实现

表 2 网格无关性验证
Table 2 Mesh independence verification

参数	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	$\dot{m}$ 误差/%	η	η 误差/%
试验 ^[19]	11.70		0.91	
网格数 132 万	11.395 2	-2.605	0.900 1	-1.087
网格数 372 万	11.461 6	-2.037	0.903 9	-0.668
网格数 745 万	11.460 9	-2.044	0.907 5	-0.274

网格的无关性验证。综合结果准确性和计算资源,后面计算均采用中等细化网格进行。

接下来进一步验证数值计算的准确性,将数值计算的气动参数与试验值进行比较,图 3 和图 4 为可调导叶 S1 出口处的绝对气流角 α 和马赫数 Ma 在叶高(z)方向的分布。由图可知,虽然数值模拟结果与试验结果在局部位置略有偏差,但在整体上,数值模拟与试验结果相吻合,变化趋势保持一致,误差控制在一定范围内,从而验证了数值计算的可靠性。

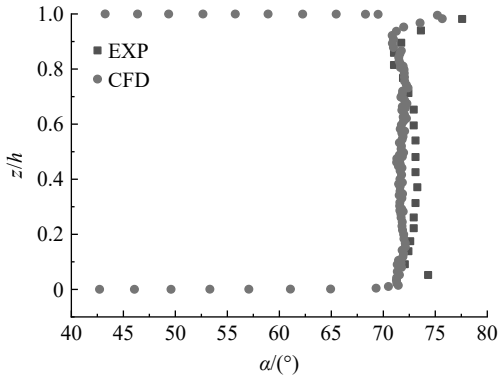


图 3 S1 出口处 α 分布
Fig. 3 Distribution of α at the outlet of S1

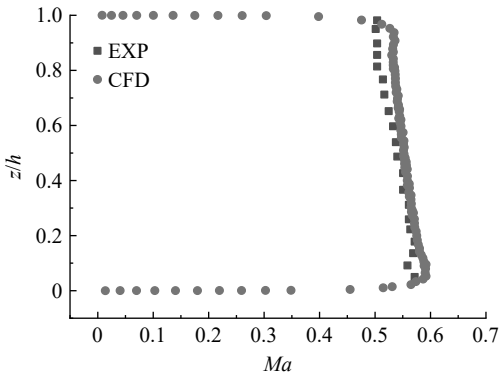


图 4 S1 出口处马赫数分布
Fig. 4 Distribution of Mach number at the outlet of S1

3 结果与讨论

3.1 计算结果分析

变几何涡轮的流动特性及损失情况可以通过

以下参数表征。

出口绝对气流角定义如下:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{V_t}{V_m}\right) \quad (1)$$

式中 V_t 是速度在切向上的分量; V_m 是速度在轴向上的分量。

总压损失定义如下:

$$\omega = \frac{p_{1t} - p_t}{p_{2t} - p_2} \quad (2)$$

式中 p_{1t} 为进口处测量的总压; p_t 是当地总压; p_{2t} 和 p_2 分别为出口总压和静压。值得注意的是入口和出口的总压均以平均值计算。

等熵效率定义如下:

$$\eta = \frac{H_i - H_{os}}{H_i - H_o} \quad (3)$$

3.2 导叶枢轴直径系数的影响

导叶枢轴的存在会在端部间隙内产生圆柱绕流现象, 在枢轴后方出现低能流体, 改变端部间隙内的流场分布, 从而影响间隙泄漏流动。为了研究枢轴粗细对涡轮气动性能的影响, 根据李冬^[10]的建议, 以枢轴直径 D 与导叶弦长 L 的比值作为变量, 探究了不同导叶转动角 β 下涡轮的气动性能。当枢轴直径取 0、6.0、8.0、10.0、12.0 mm 时, 对应枢轴直径系数 D/L 分别取为 0%、7.42%、9.89%、12.36% 和 14.84%。导叶转动角为正表示开度打开, 为负表示开度关小。

图 5 为不同 D/L 下涡轮的质量流量曲线, 由图可知, 质量流量随着导叶开度的打开而逐渐增大, 但枢轴直径系数对质量流量基本不产生影响, 不同 D/L 的质量流量具有相同的水平与变化趋势。

图 6 为不同 D/L 下等熵效率曲线, 由图可知, 涡轮

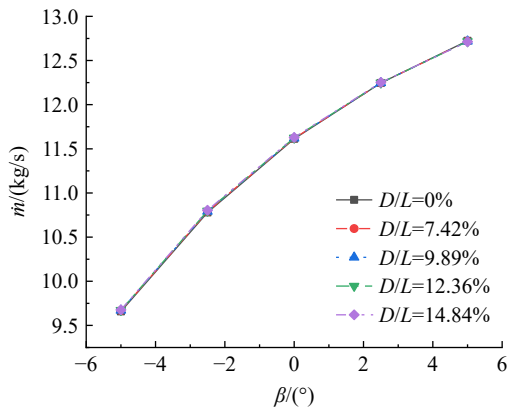


图 5 不同 D/L 质量流量曲线

Fig. 5 Mass flow at different D/L

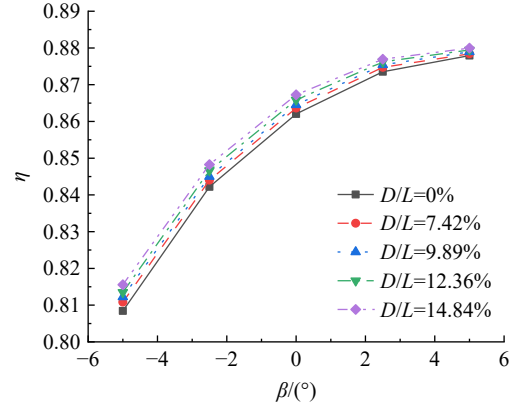


图 6 不同 D/L 等熵效率曲线

Fig. 6 Isentropic efficiency at different D/L

的等熵效率随着通道开度的打开不断增加, 具有和质量流量相同变化规律。同时, 等熵效率随着 D/L 的增加而增加, 在不同导叶转动角下增加程度不同, 当 D/L 取 14.84% 时, 涡轮等熵效率最大能够提升 1.0% 左右, 说明增加枢轴直径系数对提升涡轮效率有益。

图 7 给出了不同 D/L 下 S1 出口处的绝对气流角分布。由图可知, 枢轴的存在主要引起通道顶部的出口绝对气流角发生改变, 与无枢轴相比, 加装不同粗细的枢轴会不同程度地减小径向 90°~100° 范围内(叶顶泄漏区)的出口绝对气流角。

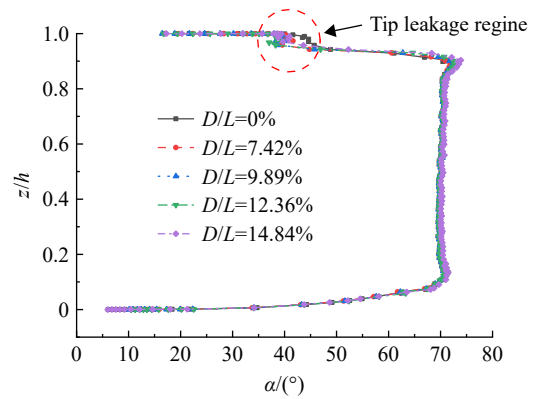


图 7 不同 D/L 下 S1 出口 α 分布

Fig. 7 Distribution of α at outlet of S1 at different D/L

图 8 为不同 D/L 下 S1 出口处的总压损失分布, 由图可知, 加装枢轴能够在整个通道范围内显著降低出口处的总压损失, 在通道中部总压损失减低了 1.6% 左右。且随着 D/L 的增加, 出口总压损失降低的程度有微弱的增加, 即增加枢轴直径系数能够一定程度降低总压损失。

为了分析枢轴粗细对涡轮工作效率的敏感性,

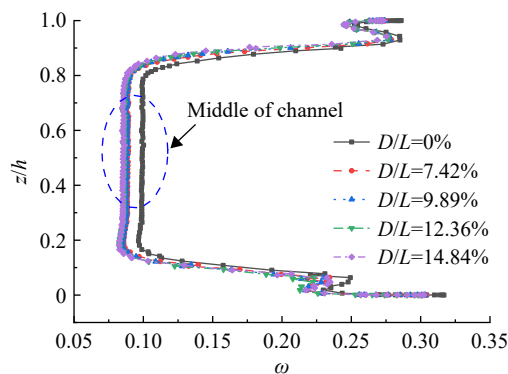
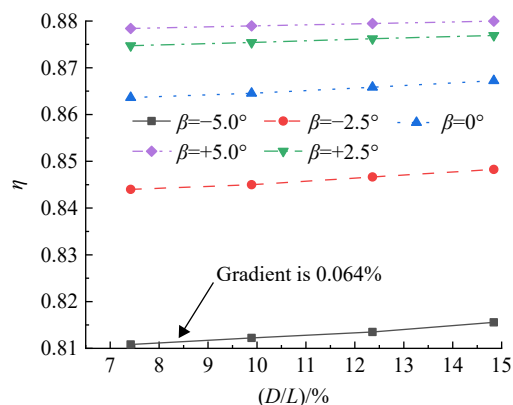
图 8 不同 D/L 下 S1 出口总压损失分布Fig. 8 Distribution of total pressure loss at outlet of S1 at different D/L

图 9 给出了不同导叶转动角下等熵效率随 D/L 的变化曲线。由图可知, 随之 D/L 的增大, 涡轮的等熵效率不断增加, 但是不同转动角的等熵效率提升程度不同, 在大开度情况下, 等熵效率随 D/L 增加的速率较为平缓, 即等熵效率提升不明显。在导叶开度关小时, 等熵效率对 D/L 变得敏感, 当 $\beta = -5.0^\circ$, D/L 每增加 1.0%, 等熵效率能够提升 0.064%。

图 9 不同导叶开度下等熵效率随 D/L 变化Fig. 9 Variation of isentropic efficiency with D/L at different β

3.3 导叶枢轴截面形状的影响

气体流动对结构的几何形状是最为敏感的, 细微的几何变动都会影响到流场。因此枢轴截面的几何形状可能会对涡轮气动性能产生影响。为了研究这种影响, 探讨了变几何涡轮在不同枢轴截面形状下的气动性能, 其中枢轴的几何尺寸取文中第 3.2 节中计算的提升效率最佳的 $D/L = 14.84\%$, 非圆形枢轴的直径取为名义直径, 其具体设计参数选择如图 10 所示。图 11 为不同枢轴截面形状下的质量流量曲线, 由图可知, 同枢轴直径系数一样, 枢轴形状基本不会影响涡轮的质量

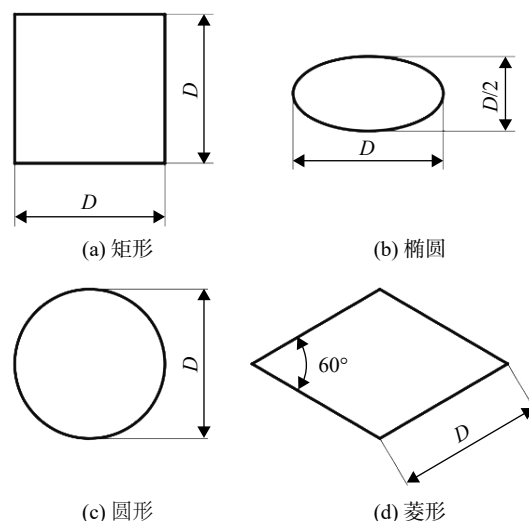


图 10 枢轴截面形状

Fig. 10 Pivot cross-sectional shapes

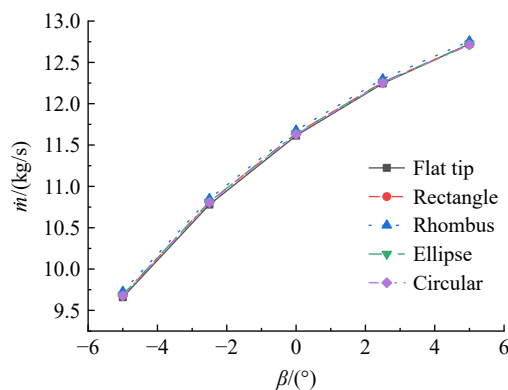


图 11 不同枢轴形状质量流量曲线

Fig. 11 Mass flow at different pivot shapes

流量水平。通道的质量流量只会随着导叶转动角度的增大而增加。

但从图 12 中可以看出, 在不同导叶转动角下, 有枢轴的等熵效率要明显高于没有枢轴的, 其他形状的能够在圆形截面基础上再提高涡轮的等熵

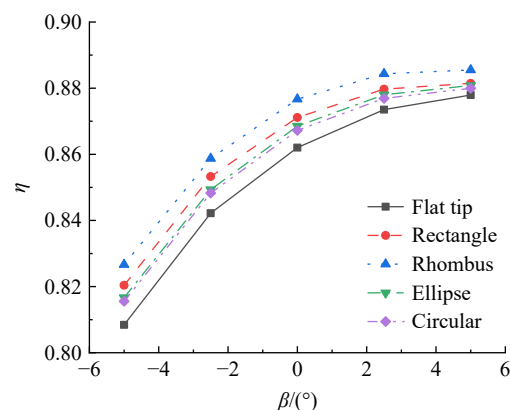


图 12 不同枢轴形状等熵效率曲线

Fig. 12 Isentropic efficiency at different pivot shapes

效率。相比于无枢轴, 不同形状枢轴能够提高等熵效率 0.5%~2.3%。其中, 菱形枢轴提升涡轮效率效果最显著, 在不同转动角下, 等熵效率提升均在 0.8% 以上。

探究枢轴截面形状对端部间隙流场的影响, 图 13 给出了圆形和菱形枢轴 S1 在叶顶水平截面的相对马赫数和流线分布。由图可知, 由于端部间隙的存在, 压力侧流体会在压力梯度的作用下跨过间隙, 构成泄漏流动, 泄漏流体与吸力侧主流掺混形成泄漏涡, 如图 13 叶片吸力侧。通过比较圆形枢轴和菱形枢轴的流场, 发现菱形枢轴会

在枢轴后方形成两个更大的回流区域, 区域内流体流动方向与主流方向相反, 从而阻挡流体汇入泄漏涡区域。

同时菱形枢轴还能最大范围的“阻止”流体进入间隙, 在入流方向整个投影范围内的流体均受到阻挡。并减小间隙内流体的绝对马赫数, 比如菱形枢轴下方以及导叶压力侧边缘区域, 会增大叶顶 50% 弦长后的表面压力, 如图 14 所示, 从而有效地降低叶顶压力侧与吸力侧之间的横向压力梯度, 削弱端部间隙内的泄漏流动。根据 S1 出口处的总压损失分布图 15 可知, 菱形枢轴能够在整

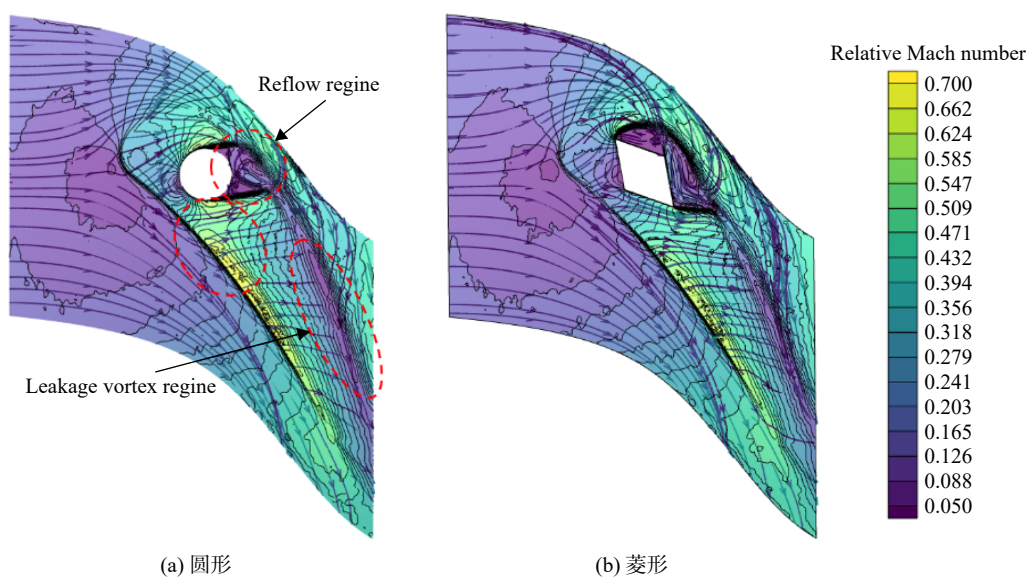


图 13 圆形和菱形枢轴叶顶相对马赫数和流线分布

Fig. 13 Distribution of relative Mach numbers and streamlines at the tip of circular and rhombic pivot

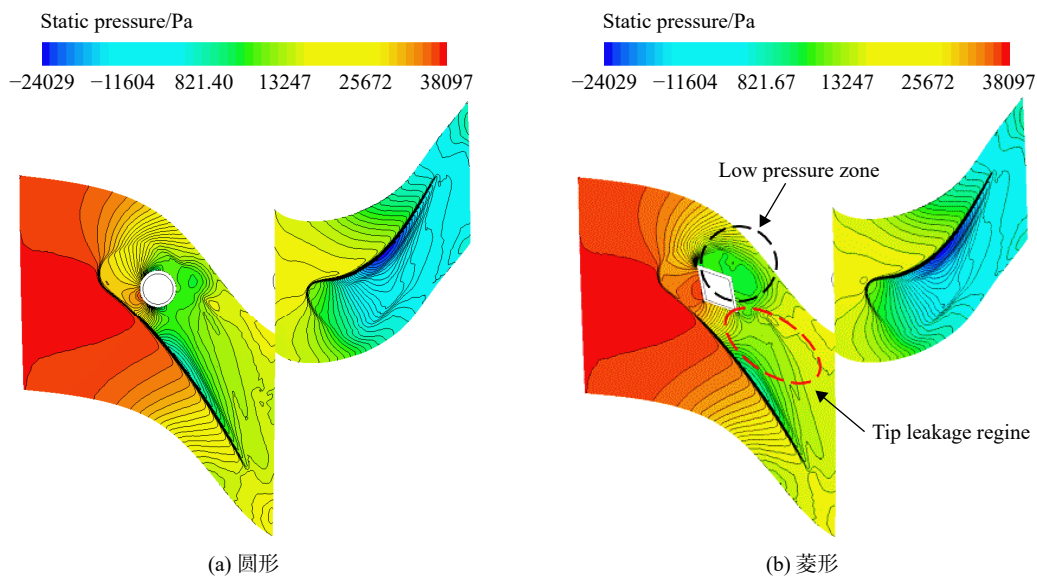


图 14 圆形和菱形枢轴叶顶表面静压分布

Fig. 14 Distribution of static pressure at tip of circular and rhombic pivot

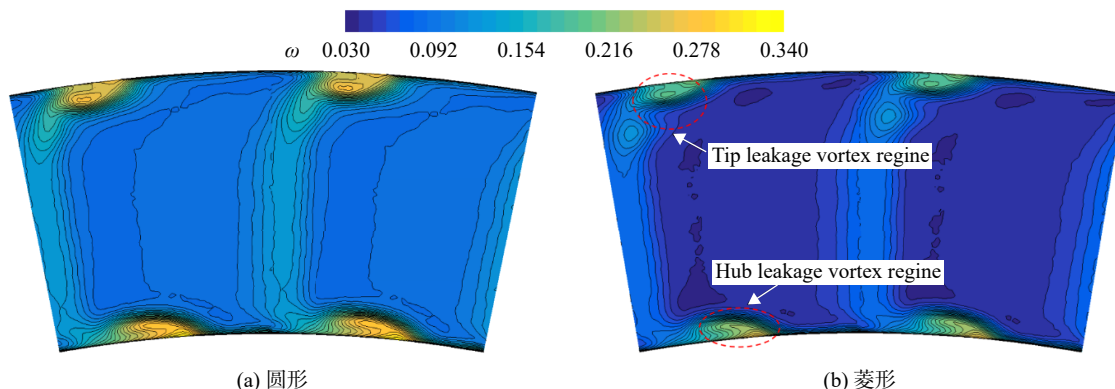


图 15 圆形和菱形枢轴 S1 出口处的总压损失

Fig. 15 Distribution of total pressure loss at the outlet of S1 of circular and rhombic pivot

个通道范围内降低总压损失,尤其在通道两端的泄漏涡区域,菱形能够显著地减小泄漏涡的影响范围,降低该区域内的泄漏损失。

为分析涡轮的工作效率对枢轴形状的敏感性,图 16 给出了不同导叶转动角下等熵效率随枢轴截面形状变化的曲线。由图可知,与枢轴直径系数相似,涡轮的等熵效率随着导叶开度的增大,等熵效率的提升逐渐变得平缓,即敏感性降低。但在各个截面形状之间,从矩形到菱形,涡轮的等熵效率提升程度最高, $\beta=+5.0^\circ$ 时,等熵效率提升最小为 0.405%, $\beta=-5.0^\circ$ 时,等熵效率提升最大为 0.625%。

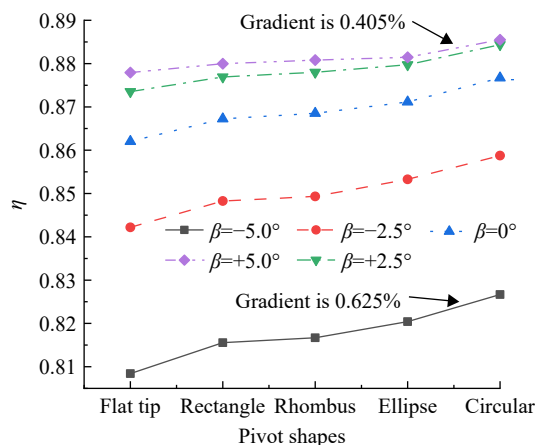


图 16 不同导叶开度等熵效率随枢轴形状变化

Fig. 16 Variation of isentropic efficiency with pivot shape at different β

3.4 端部间隙的影响

端部泄漏带来的二次流是造成涡轮出口流场不均匀的主要原因和气动损失的主要来源。为了研究端部间隙对涡轮性能的影响,枢轴截面形状和直径系数选择了性能最佳的菱形和 $D/L=14.84\%$,计算在不同端部间隙下变几何涡轮的气动

性能。当端部间隙取为 0.35、0.7、1.4、2.1、3.5 mm 时, τ 为 0.5%、1.0%、2.0%、3.0%、5.0%。图 17 给出了不同端部间隙下涡轮的质量流量。由图可知,随着导叶转动角的增大,涡轮的质量流量逐渐增加,但流量的增加速率会随着通道开度的打开而变缓。与此同时,通道质量流量与端部间隙呈现正相关变化,端部间隙越大质量流量越大。

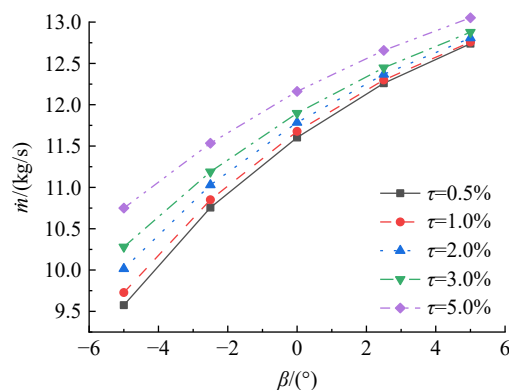


图 17 不同端部间隙质量流量曲线

Fig. 17 Mass flow at different end clearances

图 18 给出了不同端部间隙下涡轮的等熵效率,当端部间隙大于等于 1.0% 跨距时,涡轮等熵效率会随着开度的增加而增加,但是增加速率幅度逐渐减小;当端部间隙取为 0.5% 跨距时,涡轮等熵效率会先快速增加到极大值,然后有所减小,增大导叶开度不再提高涡轮等熵效率。对于端部间隙高度,涡轮的等熵效率会随着间隙高度增加明显降低。当端部间隙为 5.0% 跨距、导叶转动角为 -5.0° 时,涡轮的等熵效率只有 74.23%,等熵效率大大降低,说明端部泄漏流动随着间隙的增大被极大增强,严重影响涡轮工作性能。

为了探究端部间隙降低涡轮效率的原因,给出了 S1 出口处的绝对气流角和总压损失分布,如

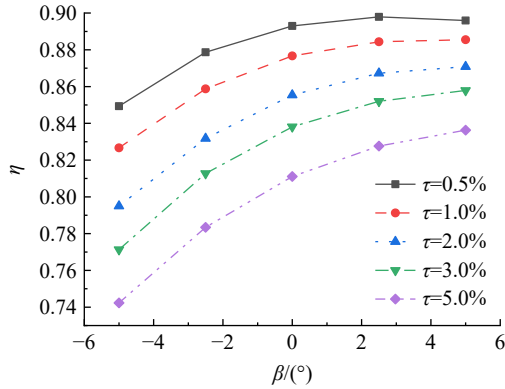


图 18 不同端部间隙等熵效率曲线

Fig. 18 Isentropic efficiency at different end clearances

图 19 和图 20 所示。从图 19 可以看出, 端部间隙主要影响叶片径向 2%~10%(轮毂泄漏区)和 80%~100%(叶顶泄漏区)范围内的出口绝对气流角。随着端部间隙的增加, 两端的出口绝对气流角在不断减小, 且当间隙从 0.5% 增到 1.0% 跨距时, 顶部的出口绝对气流角有显著的降低。出口绝对气流角的大小反映的是流体的“转弯”能力, 因此, 端部间隙的增大会显著加剧叶片端部的“欠

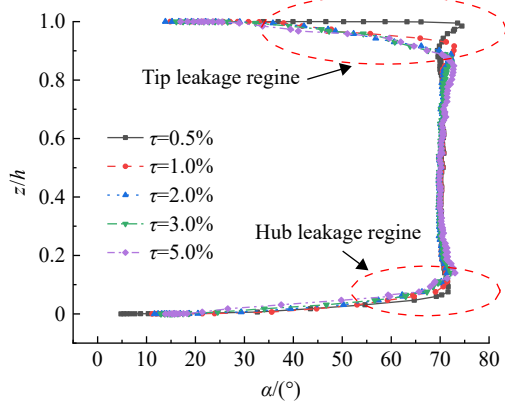


图 19 不同端部间隙下 S1 出口绝对气流角分布

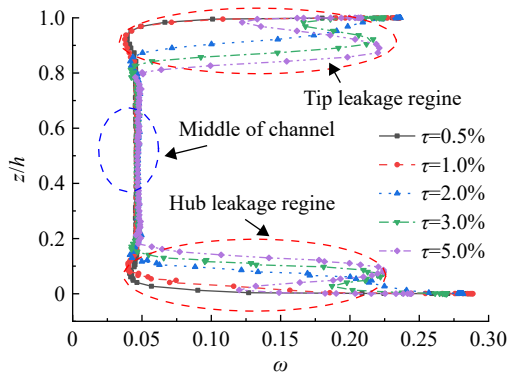
Fig. 19 Distribution of α at S1 outlet at different clearances

图 20 不同端部间隙下 S1 出口总压损失分布

Fig. 20 Distribution of ω at S1 outlet of at different clearances

弯”现象, 使下游叶片排的流场复杂化。

由图 20 可知, 端部损失主要影响通道上下两端的总压损失。当端部间隙从 0.5% 增到 1.0% 跨距时, 间隙对总压损失分布的影响较小, 只在通道径向 0%~10% 范围内的微弱地增大, 这与上文所述出口绝对气流角的变化相对应。但随着端部间隙从 1.0% 增加 5.0% 跨距, 径向 5%~20% 和 80%~100% 范围内的总压损失逐渐增大, 且总压损失范围逐渐向通道中部移动。因此, 增加端部间隙会显著增强两端的总压损失, 且使得损失范围向通道中部移动。

图 21 给出了 0.5% 和 5.0% 间隙下 S1 出口处的总压损失分布云图, 由图可知, 端部间隙对 S1 总压损失的影响在叶顶泄漏涡, 叶顶通道涡以及轮毂通道涡等区域。随着端部间隙的增加, 两端泄漏涡区域的损失范围在不断扩大, 且向通道中部移动, 虽然叶顶通道涡区域的总压损失有所减弱, 但是在整体效果上端部间隙的增加会显著增强上下端部的泄漏损失, 从而导致涡轮效率降低。

通过计算不同端部间隙下变几何涡轮的等熵效率, 分析涡轮工作效率对端部间隙高度的敏感性。由图 22 可知, 大开度时的等熵效率始终高于低开度时的, 且在各个转动角度下, 等熵效率随

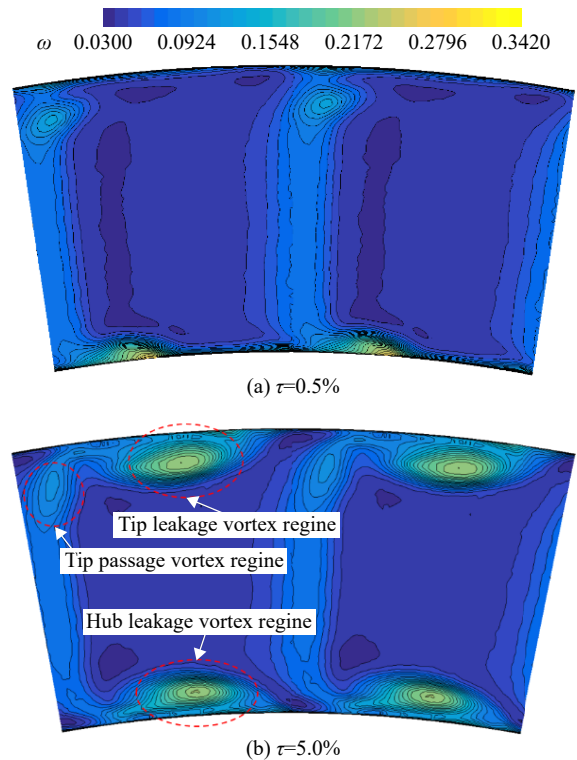


图 21 不同端部间隙下 S1 出口总压损失云图

Fig. 21 Cloud diagram of total pressure loss at the outlet of S1 at different clearances

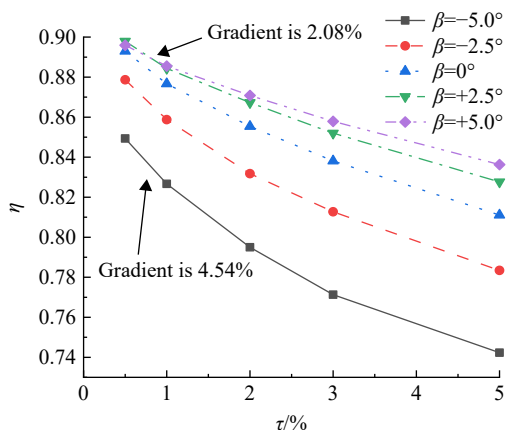


图 22 不同开度下等熵效率随端部间隙变化

Fig. 22 Variation of isentropic efficiency with end clearances at different β

着端部间隙的增大快速减小。但是等熵效率随端部间隙增加降低的快慢有所不同,通道开度越小时涡轮等熵效率降低越迅速,通道开度较大时,等熵效率降低较慢。即涡轮等熵效率对端部间隙的敏感性在随导叶开度变化。当端部间隙从 0.5% 增加到 1.0% 跨距时,端部间隙每增加 1.0%,等熵效率降低最小为 2.08%,最大为 4.54%,说明端部间隙对于涡轮等熵效率是一个比较敏感的影响参数。

3.5 动导叶间距的影响

动导叶间距是一个常常被忽略但会对通道内的气流振荡产生影响的设计参数。因此,在原有设计的基础上前后移动 1 级动叶 R1,正号代表动叶向下方 1 级静叶 S2 移动,枢轴截面形状和直径系数选为最佳的菱形和 $D/L=14.84\%$,端部间隙取为原始设计的 1.0% 叶跨距,研究在不同动导叶间距下变几何涡轮的气动性能。不同间距下涡轮的质量流量和等熵效率如图 23 和图 24 所示。由

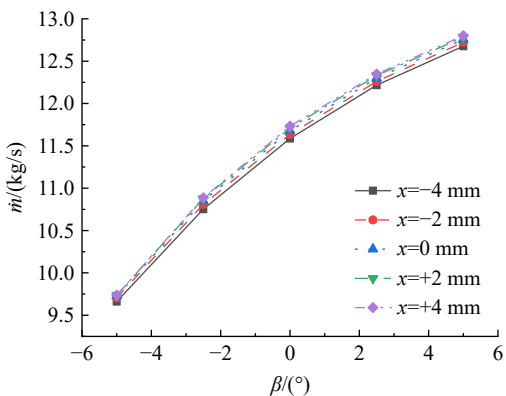


图 23 不同动导叶间距质量流量曲线

Fig. 23 Mass flow at different spacing between stator and rotor

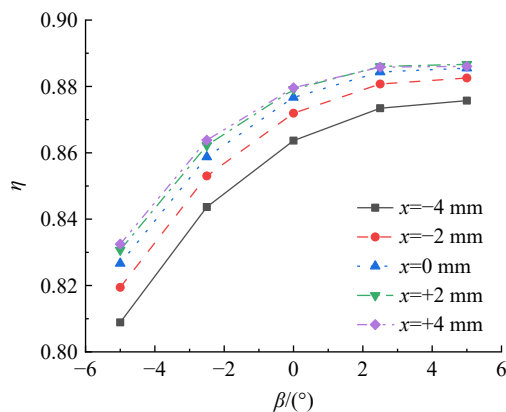


图 24 不同动导叶间距等熵效率

Fig. 24 Isentropic efficiency at different spacing between stator and rotor

图 23 可知,质量流量随着导叶转动角度的增加而增加,同时,动导叶间距会对质量流量产生一定的影响,增加动导叶间距会使质量流量微弱增加。

由图 24 可知,等熵效率随导叶转动角先增加后稳定。同时增加动导叶间距能够提高等熵效率,但提高程度有限,随着导叶开度打开效率的提升变得不显著;减小动导叶间距会显著降低等熵效率,且在各个导叶转动角下都有相同的影响。当间距减小 4.0 mm 时,等熵效率降低了 2.0% 左右。

为探究动导叶间距影响等熵效率的原因,图 25 和图 26 给出了不同动导叶间距下 R1 出口处的马赫数和总压损失分布。由图可知,增加动导叶间距会增加径向 90%~100% 和 10%~20% 范围内的出口马赫数,同时降低这两个范围内的总压损失,即降低通道下部的流动损失和端部泄漏损失。而在 20%~90% 跨距范围内相反,增加动导叶间距会降低流体的流速,增加总压损失,

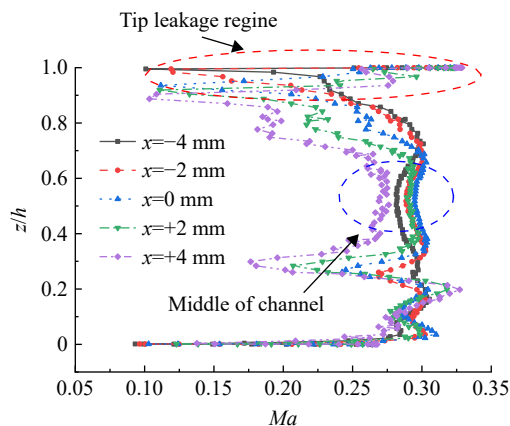


图 25 不同动导叶间距 R1 出口马赫数分布

Fig. 25 Distribution of Mach number at the outlet of R1 at different spacing between stator and rotor

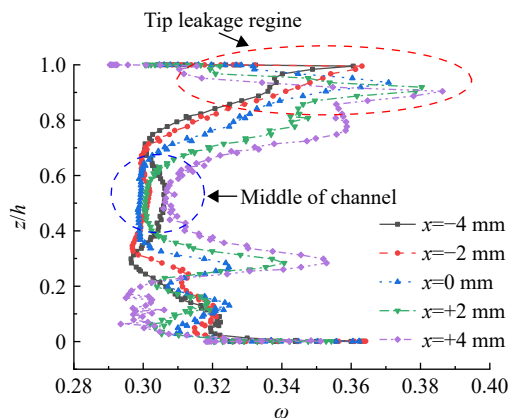


图 26 不同动导叶间距 R1 出口总压损失分布

Fig. 26 Distribution of total pressure loss at the outlet of R1 at different spacing between stator and rotor

使得通道中部的流动损失有所增强。另一方面, 减小动导叶间距会减小径向 95%~100% 和 30%~70% 范围内的出口马赫数, 增大总压损失。在 70%~95% 范围内减小间距会增大出口马赫数, 减小总压损失。在 5%~30% 范围内, 减小动导叶间距会同时减小出口马赫数和总压损失。因此, 动导叶间距对涡轮性能的影响取决于整个通道上流动损失的综合结果, 当泄漏损失降低的程度大于通道中部流动损失增加的, 则对涡轮的性能有益, 反之则不利。

图 27 给出了不同导叶转动角下等熵效率随动导叶间距的变化曲线。增大动叶静间距对提升等熵效率有益, 等熵效率随着动导叶间距的增加而增加, 但随着间距增加等熵效率的提升速率变缓。增加间距在导叶开度关小时效率提升明显, 在开度开大时效率提升较慢, 即涡轮等熵效率在

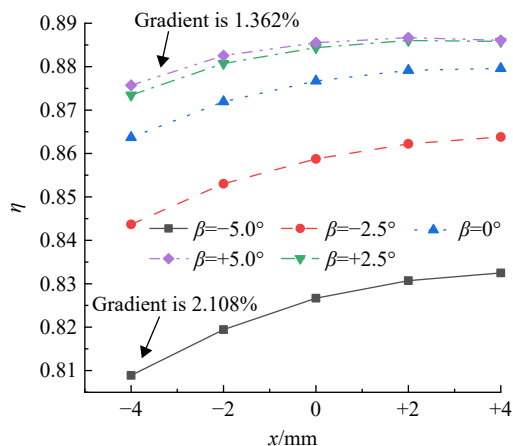


图 27 不同开度下等熵效率随动导叶间距变化

Fig. 27 Variation of isentropic efficiency with spacing between stator and rotor at different β

导叶关小时对动导叶间距较为敏感, 在导叶开度打开时涡轮等熵效率对动导叶间距的敏感性减弱。当动叶从 -2.0 mm 移动 -4.0 mm 时, 动导叶间距每减小 1.0 mm, 等熵效率降低最大为 2.108%, 最小为 1.362%。

4 结 论

采用数值分析方法, 研究了带有枢轴的变几何涡轮在不同导叶转动角下的气动性能, 探讨了枢轴直径参数 D/L 、枢轴截面形状、端部间隙高度以及动导叶间距对涡轮性能的影响。通过比较在不同导叶开度下涡轮效率对上述四种设计参数的敏感性, 分析设计参数对等熵效率产生影响的流场机理, 探讨提高变几何涡轮工作性能的可能性, 为变几何涡轮设计与优化提供参考建议。目前工作得出以下结论:

- 1) 枢轴直径系数 D/L 对涡轮的质量流量不产生影响, 但等熵效率会随 D/L 的增加而增加。 D/L 每增加 1.0%, 等熵效率最大能够提升 0.064%。
- 2) 在各个导叶转动角下, 有枢轴的等熵效率高于没有枢轴的。菱形枢轴对提升涡轮等熵效率最显著, 菱形枢轴不仅可以降低间隙内的流体流速, 还减小叶顶两侧的压力梯度, 削弱泄漏流动。
- 3) 增加端部间隙会提高通道的质量流量, 同时显著降低涡轮的工作效率。随着间隙的增加, 两端的泄漏损失范围会逐渐扩大, 并向中部移动, 影响通道中部的流场。
- 4) 动导叶间距也会影响的涡轮性能, 增加动导叶间距能够提高效率, 但是提升程度有限; 减小间距会显著降低效率, 因此动导叶之间应保持一定间距。

5) 涡轮效率对 4 种设计参数的敏感性: 端部间隙高于动导叶间距, 高于枢轴截面形状, 最不敏感的是枢轴的直径系数。且效率对设计参数的敏感性在低开度时均高于高开度的。

基于本文的研究思路和研究结果, 在对低转速变几何涡轮进行设计时, 首先确定效率最敏感的参数——端部间隙, 在保证导叶能自由转动的情况下, 间隙越小越好。在此基础上, 调节动叶与上游和下游叶片排之间的间距, 得到最佳的设计值。对于枢轴的粗细和截面形状, 枢轴截面形状可以选择本文提出的菱形, 枢轴尺寸可参考枢轴直径系数选择, 在保证能够良好控制导叶转动的情况下, 直径系数越大越好。同时, 在进行设

计后测试时, 涡轮低开度要多设计几个工况, 因为效率对设计参数的敏感性在低开度时大于高开度时。

参考文献:

- [1] GAO Jie, WEI Ming, LIU Pengfei, et al. Improved clearance designs to minimize aerodynamic losses in a variable geometry turbine vane cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part C Journal of Mechanical Engineering Science*, 2018, 232(17): 3085-3101.
- [2] 张均享, 李新敏. 坦克燃气轮机的使用和未来[J]. *国外坦克*, 2012(11): 40-45.
ZHANG Junxiang, LI Xinmin. Application and future of tank gas turbine[J]. *Foreign Tank*, 2012(11): 40-45. (in Chinese)
- [3] KARSTENSEN K W, WIGGINS J O. A variable-geometry power turbine for marine gas turbines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(2): 165-174.
- [4] HAGLIND F. Variable geometry gas turbines for improving the part-load performance of marine combined cycles: combined cycle performance[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2011, 31(4): 467-476.
- [5] 周超, 郭佳男. 两种低转速特性外推方法的对比[J]. *工程与试验*, 2019, 59(1): 11-14, 89.
ZHOU Chao, GUO Jianan. Comparison of two extrapolation methods for low speed characteristics[J]. *Engineering & Test*, 2019, 59(1): 11-14, 89. (in Chinese)
- [6] 胡松岩. 变几何涡轮及其设计特点[J]. *航空发动机*, 1996(3): 21-26.
HU Songyan. Variable geometry turbine and its design features[J]. *Aeroengine*, 1996(3): 21-26. (in Chinese)
- [7] 冯永明, 刘顺隆. 舰船燃气轮机变几何动力涡轮三维粘性流场的数值分析[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2005, 26(5): 580-585.
FENG Yongming, LIU Shunlong. Numerical investigation on three-dimensional viscous flow of a variable-geometry power turbine for marine gas turbine[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2005, 26(5): 580-585. (in Chinese)
- [8] MOFFITT T, SCHUM H. Performance of a single-stage turbine as affected by variable stator area[R]. AIAA-1969-525, 1969.
- [9] 惠宇, 宋华芬. 可转导叶级对多级轴流涡轮特性的影响[J]. *燃气轮机技术*, 2008, 21(3): 36-39.
HUI Yu, SONG Huafen. Effect of variable geometry on characteristics of multistage turbine[J]. *Gas Turbine Technology*, 2008, 21(3): 36-39. (in Chinese)
- [10] 李冬. 基于驱动轴的间隙泄漏控制策略研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- LI Dong. Analysis of passive control on tip leakage flow of the driving shaft on variable geometry guide vanes[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese)
- [11] GAO Jie, FU Weiliang, WANG Fukai, et al. Experimental and numerical investigations of tip clearance flow and loss in a variable geometry turbine cascade[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2018, 232(2): 157-169.
- [12] 钱晨程. 截面形状对柱体根部马蹄涡的影响研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
QIAN Chencheng. Numerical investigations of the horse-shoe vortex with different pier section shapes[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2018. (in Chinese)
- [13] 景晓旭. 变几何涡轮叶片设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.
JING Xiaoxu. The design of the variable geometry turbine blade[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013. (in Chinese)
- [14] COX J C, HUTCHINSON D, OSWALD J I. The westinghouse/rolls-royce WR-21 gas turbine variable area power turbine [R]. ASME Paper 95-GT-054, 1995.
- [15] 邱超, 宋华芬. 变几何涡轮的损失研究[J]. *燃气轮机技术*, 2007, 20(1): 39-42.
QIU Chao, SONG Huafen. Loss research of variable geometry turbine[J]. *Gas Turbine Technology*, 2007, 20(1): 39-42. (in Chinese)
- [16] 潘波, 陶海亮, 赵洪雷, 等. 可调导叶端壁间隙泄漏损失控制方法研究[J]. *工程热物理学报*, 2013, 34(4): 618-623.
PAN Bo, TAO Hailiang, ZHAO Honglei, et al. Investigation on the control strategy of variable guide vane endwall gap leakage loss [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2013, 34(4): 618-623. (in Chinese)
- [17] 孙国志, 岳国强, 高杰, 等. 叶顶开槽平面叶栅变几何性能研究[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(2): 242-245.
SUN Guozhi, YUE Guoqiang, GAO Jie, et al. Research on the impact of variable geometry cascade by tip slotting[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(2): 242-245. (in Chinese)
- [18] 高杰, 郑群, 刘鹏飞, 等. 变几何涡轮叶栅叶端小翼的气动性能[J]. *航空学报*, 2016, 37(12): 3615-3624.
GAO Jie, ZHENG Qun, LIU Pengfei, et al. Aerodynamic performance of a variable geometry turbine cascade using a vane-end winglet[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(12): 3615-3624. (in Chinese)
- [19] BEHR T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines[D]. Zurich, Switzerland: Swiss Federal Institute of Technology, 2007.
- [20] MICHELASSI V, CHEN L, PICHLER R, et al. High-fidelity simulations of low-pressure turbines: effect of flow coefficient and reduced frequency on losses[R]. ASME Paper GT2015-43429, 2015.

(编辑: 陈 越)