

文章编号: 1000-8055(2010)08-1825-11

1 + 1/2 对转涡轮非定常流动数值模拟

蔡 蕾¹, 潘尚能², 李 维², 邹正平¹, 刘火星¹, 周 杨¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,
航空发动机气动热力科技重点实验室, 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191;
2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 为了掌握对转涡轮内部的复杂流动以改进航空燃气轮机的设计, 利用数值模拟手段对所设计的 1 + 1/2 对转涡轮内部非定常流动进行了研究, 将定常和非定常结果进行了详细的对比分析, 结果表明: 非定常结果与定常结果相比出功比减小, 总效率约减小 0.44%, 流量基本不变, 其中尾迹、激波、位势作用以及泄漏流等因素之间的相互作用是影响非定常特性的主要因素。

关 键 词: 对转涡轮; 非定常流动; 尾迹; 激波; 位势作用; 叶尖泄漏流

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

Numerical simulation of unsteady flow in a vaneless counter-rotating turbine

QI Lei¹, PAN Shang-neng², LI Wei², ZOU Zheng-ping¹,
LIU Huo-xing¹, ZHOU Yang¹

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center,
National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to investigate the complex flow field in counter-rotating turbine and improve effectively the gas turbine design. A numerical study of unsteady flow in a vaneless counter-rotating turbine was presented in this paper. The steady and unsteady results were contrastively analyzed. It's found that the unsteady effect can decrease the specific work ratio appreciably, and increase the loss by about 0.44% efficiency points. However, the mass flow remains unchanged. The results show that the unsteady interactions from the wake, shockwave, potential field and the tip leakage flow have made great contributions to the unsteady effect.

Key words: counter-rotating turbine; unsteady flow; wake; shock wave;
potential interaction; tip leakage flow

近年来, 1 + 1/2 对转涡轮技术作为提高航空
涡轮发动机性能的有效设计手段之一, 已得到了

越来越广泛的重视. 它完全取消了低压级进口导
叶, 因此能够减小涡轮叶片排的数目, 减轻涡轮发

收稿日期: 2009-07-06; **修订日期:** 2010-01-05

基金项目: 国家自然科学基金(50776003)

作者简介: 蔡蕾(1981 -), 女, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事叶轮机内部非定常流动机理研究.

动机的质量,最终达到提高发动机推质比的目的。如美国麻省理工学院(MIT)的Louis的研究表明,在相同的级载荷系数下,对转涡轮的效率高于传统涡轮,或者在相同的效率下,对转涡轮的级载荷系数大大高于传统涡轮的级载荷系数^[1]。

众所周知,涡轮内部的流动本质上是周期性非定常的,叶排之间的相互作用将对涡轮叶片通道内的流动产生不可忽视的影响,如尾迹、位势作用、二次流和激波等之间的复杂相互作用。特别是在 $1+1/2$ 对转涡轮中,由于设计条件的限制,其高压动叶出口具有很高的马赫数以及气流角,这样高压动叶出口存在很强的尾缘激波;再加上高、低压动叶之间轴向距离较小,高、低压叶片排之间的相对转速较大, $1+1/2$ 对转涡轮中激波等与叶片排之间的非定常相互作用更为显著。因此,深入理解和掌握非定常环境下 $1+1/2$ 对转涡轮中的复杂流动,分析非定常效应对 $1+1/2$ 对转涡轮性能的影响,并在此基础上研究有效组织和控制流动的方法,将对 $1+1/2$ 对转涡轮的设计具有重要的意义。

国内外学者已经对对转涡轮中的非定常现象进行了一些研究。Louis在进行对转涡轮与常规涡轮性能与热效率比较的同时,还分析了对转涡轮中转子-转子干涉问题^[1]。Haldeman等与普惠(Pratt & Whitney)公司合作,利用数值模拟和实验手段对某型对转涡轮内部非定常流动进行了研究,并对对转涡轮的数值模拟精度进行了评估,研究表明低压涡轮表面承受较大幅度的非定常应力^[2]。中国科学院工程热物理研究所的季路成等人利用数值模拟手段探讨了 $1+1/2$ 对转涡轮叶排轴向间距对性能的影响,结果表明 $1+1/2$ 对转涡轮高低压动叶的轴向间距是制约其效率的关键因素,因此对于小轴向间距下强激波/叶排干扰的研究应该加强^[3]。该课题组还进行了一系列有关对转涡轮内部非定常流场的研究,并对高压转子由于超声而产生的复杂波系,以及叶尖间隙和热斑等对对转涡轮性能的影响进行了分析^[4-12]。

然而,由于对转涡轮内部流动的复杂性,对转涡轮内部诸多非定常相互作用机理还有待于进一步深入研究。本文利用数值模拟手段,针对所设计的 $1+1/2$ 对转涡轮进行了非定常数值模拟,并通过非定常结果与定常结果的比较分析,对其内部非定常相互作用机制进行了探讨。

1 算例与数值方法

1.1 算例

本文的研究对象为某型无低压导叶对转涡轮,该对转涡轮的高压静子、高压转子和低压转子叶片数分别为34,26和32,高压导叶、高压动叶和低压动叶出口雷诺数分别为 3.7×10^5 , 5.4×10^5 和 3.7×10^5 ,该值是按照出口相对速度和叶中轴向弦长计算。高压动叶和低压动叶叶尖间隙分别为0.81%和0.67%叶高。

1.2 数值方法

采用CFX软件求解三维定常/非定常黏性雷诺平均Navier-Stokes方程,数值方法采用时间追赶有限体积法,空间离散采用二阶迎风格式,时间离散应用二阶后差欧拉格式,采用多重网格技术加速收敛。使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,在近壁区使用优化的壁面函数,对近壁区网格适应性很强。

计算网格如图1所示,网格总数为3 451 745,其中高压导叶、高压动叶和低压动叶单通道网格节点数分别为252 350,302 391和383 793。间隙内展向给了9个网格点。

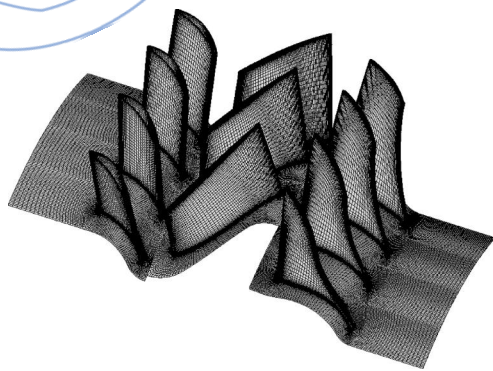


图1 计算网格

Fig.1 Computational grid

计算中进口边界条件给定总温、总压和气流角,其中总温根据燃烧室出口分布给定,进口轴向进气;出口给定静压平均值。计算工质的设定是根据油气比计算变比热容模拟真实燃气。

非定常计算采用domain scaling方法,它要求上下游叶片的计算域周向尺寸相等,为此将对转涡轮原始叶片数的34,26和32调整为32,24和32,这样可将叶片数简化为4:3:4,同时为了保证叶片堵塞度一致,将静子和转子叶片尺寸分别按照34:32和26:24的比例进行相似放大。计算时一个周期内设定80个物理时间步。定常计

算交界面处采用掺混面方法,非定常计算交界面处信息传递采用插值方法.

2 计算结果与分析

2.1 总参数比较

表 1 给出了定常结果和时均结果总参数对比.在保证定常结果和时均结果总膨胀比基本不变的条件下,时均结果高压级膨胀比减小,低压级膨胀比增大,出功比减小.时均结果高压级效率增大,低压级效率减小,总效率约减小 0.44 %.时均结果与定常结果流量基本相同(文中未给出具体值).时均结果的总功率减小 0.64 %.由此表明非定常时均结果比定常结果性能略差.

表 1 总参数对比

Table 1 Comparison of total parameters

算例		定常结果	非定常时均结果
膨胀比	高压级	1.9501	1.9304
	低压级	1.5602	1.5744
功率/ kW	高压级	986.54	979.23
	低压级	604.81	601.98
效率	高压级	0.8988	0.9054
	低压级	0.9304	0.9084
总膨胀比		3.0424	3.0393
总功率/ kW		1591.35	1581.21
总效率		0.9166	0.9122
出功比		1.631	1.627

2.2 定常结果与非定常时均结果比较

图 2 显示了定常结果和非定常时均结果各叶片排根、中、尖等熵马赫数分布.图中显示,高压导叶时均结果与定常结果负荷分布几乎完全相同,说明非定常效应对高压导叶的总负荷分布基本没有影响;高压动叶大部分区域负荷分布没有变化,主要在吸力面 0.6~1.0 倍轴向弦长区域内负荷分布存在明显的变化,这一区域存在各种波系,流动比较复杂,由此可见要正确捕捉流场中的激波系需要进行非定常流场的计算;低压动叶负荷分布受非定常效应的影响也较小,仅仅在叶片前部存在较小的变化.

图 3 为各叶片排出口相对马赫数分布.从图中可以看出高压导叶出口马赫数分布定常结果和时均结果几乎没有差别,表明高压导叶出口马赫数分布受非定常效应的影响很小.高压动叶则不

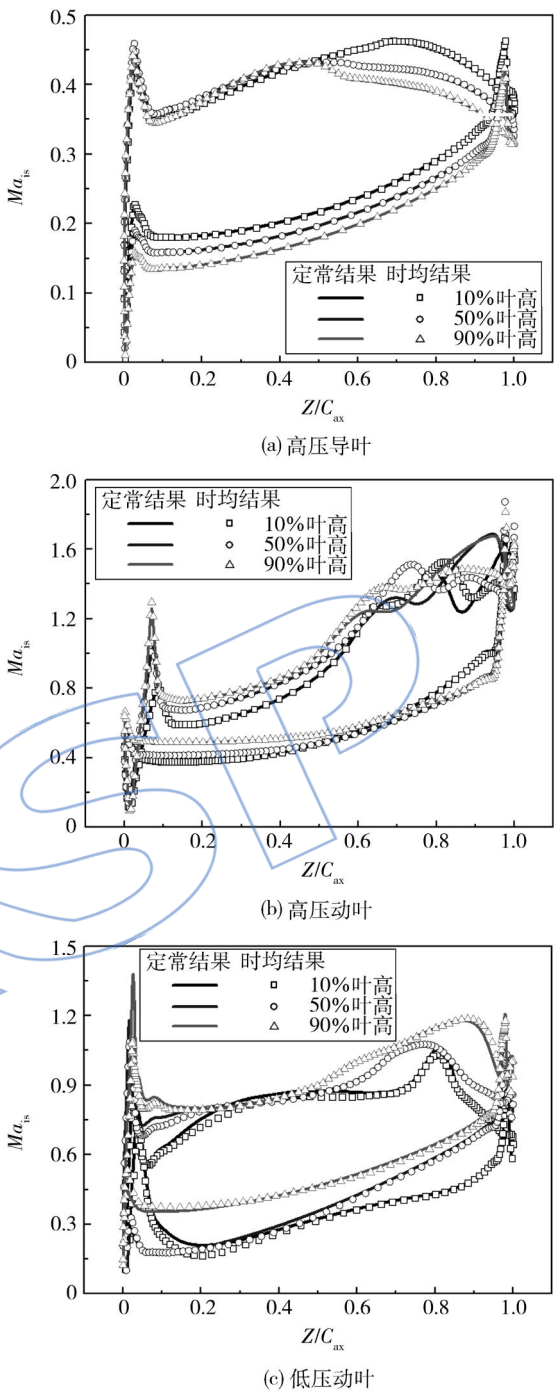
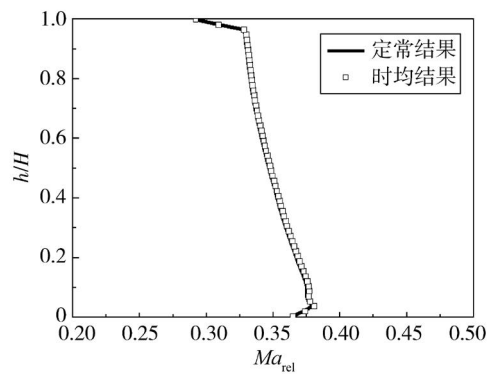


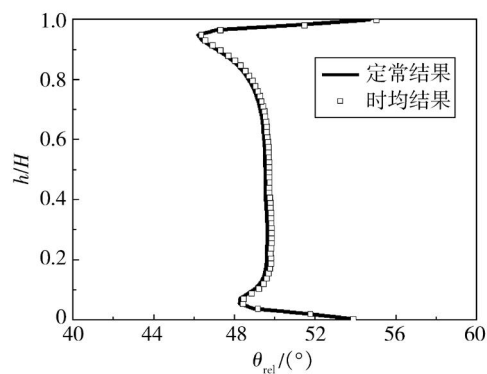
图 2 叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 2 Blade surface isentropic Mach number distributions

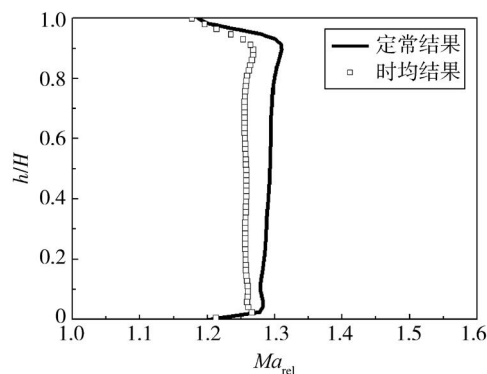
同,图中显示非定常效应使得高压动叶出口相对马赫数明显减小,这说明在非定常条件下高压动叶中的气流膨胀加速能力下降,出口相对马赫数的降低会引起下游低压动叶进口攻角减小.低压动叶出口马赫数分布显示,时均结果在叶根和叶尖附近马赫数变化较大,说明端区二次流和泄漏流的非定常效应比较明显.



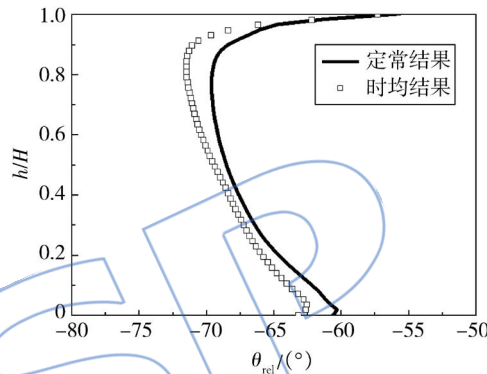
(a) 高压导叶



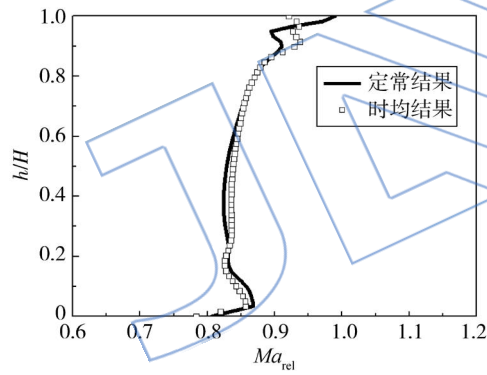
(a) 高压导叶



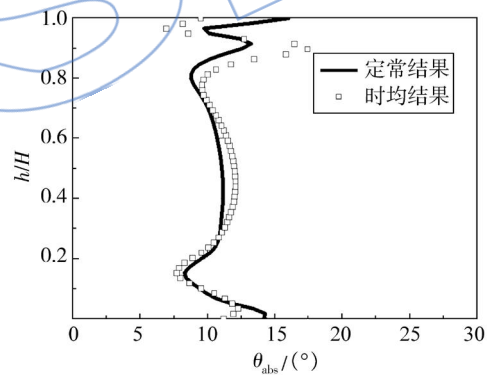
(b) 高压动叶



(b) 高压动叶



(c) 低压动叶



(c) 低压动叶

图 3 叶片排出口相对马赫数周向平均值分布
Fig. 3 Pitchwise averaged relative Mach number distributions at blade rows exit

图 4 叶片排出口相对/绝对气流角周向平均值分布
Fig. 4 Pitchwise averaged relative/ absolute flow angle distributions at blade rows exit

图 4 给出了叶片排出口气流角分布,其中高压导叶和高压动叶为相对气流角分布,低压动叶为绝对气流角分布.从图中可以看出,高压导叶出口气流角在 0.2~0.8 叶高区域分布比较均匀,端壁附近的气流角分布表明存在二次流,时均结果与定常结果的气流角分布几乎没有差别,表明高压导叶出口气流角几乎不受非定常效应影响.

高压动叶出口气流角分布表明,非定常效应使得整个叶高相对气流角绝对值增大,但是变化不大,仅在 2°左右.

在对转涡轮设计中希望低压动叶出口绝对气流角接近轴向,因此图中显示了低压动叶出口绝对气流角的分布.可以看出低压动叶出口气流角并不是完全轴向,而是存在较大偏差,最大达到 10°,两端壁附近的气流角分布显示有明显的通道涡和叶尖泄漏涡存在.时均结果与定常结果相比,气流角分布变化较大,其中轮毂通道涡区域气流偏转程度减小,叶尖泄漏涡和机匣通道涡区域气流偏转程度明显增大.

下面分析各叶片排出口截面的云图分布.

图 5~图 7 分别给出了高压导叶、高压动叶和低压动叶出口相对总压损失系数定常结果和非定常时均结果的比较. 图 5 为高压导叶出口总压损失系数分布, 图中显示非定常效应对高压导叶出口截面流场几乎没有影响, 高压导叶出口损失主要来源于尾迹, 它几乎占据了整个叶高, 在上下端壁

附近约 10 %叶高范围内存在机匣和轮毂通道涡, 它们的影响范围较小.
图 6 为高压动叶出口相对总压分布, 图中显示高损失区域主要有叶尖泄漏涡和尾迹, 其中泄漏涡沿径向的范围较小, 沿周向的范围较大, 几乎占据了高压动叶 50 %的周向位置. 尾迹的影响也

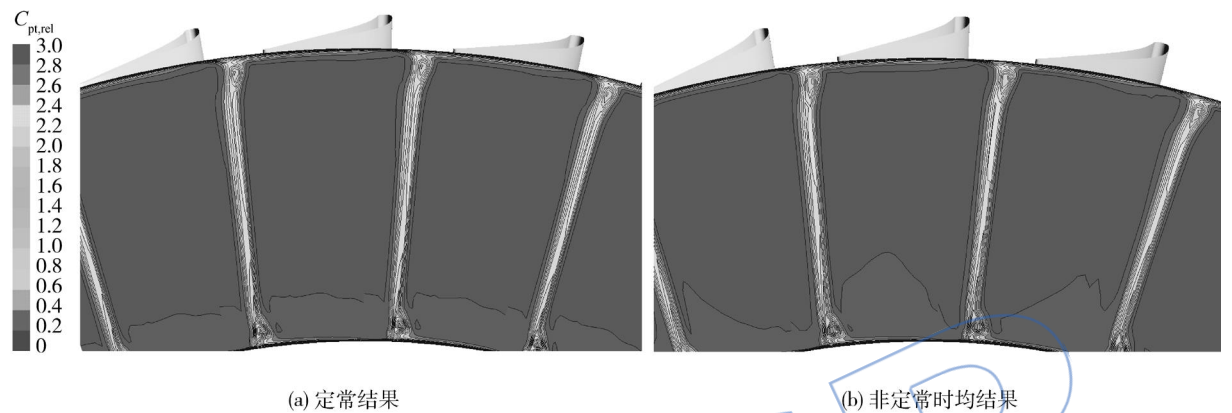


图 5 高压导叶出口相对总压损失系数分布
Fig. 5 Relative total pressure loss coefficient distributions at high pressure stator exit

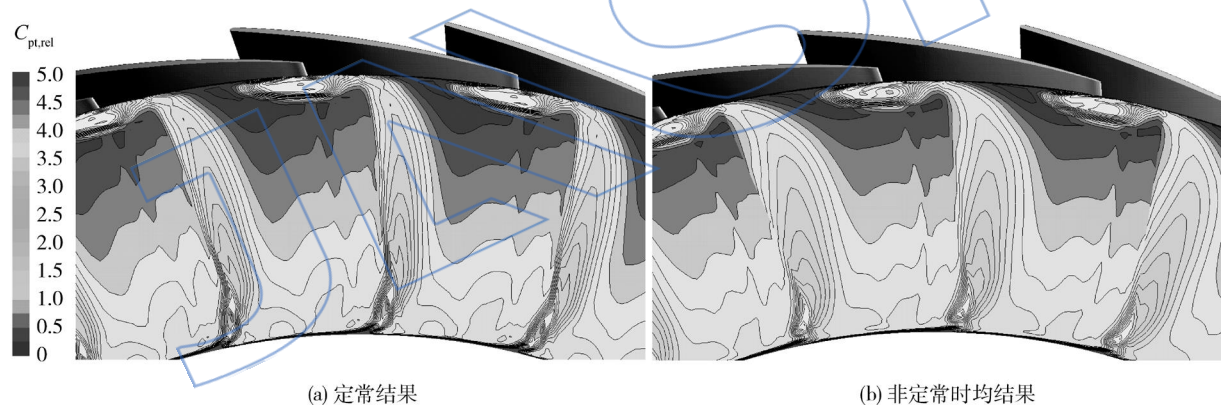


图 6 高压动叶出口相对总压损失系数分布
Fig. 6 Relative total pressure loss coefficient distributions at high pressure rotor exit

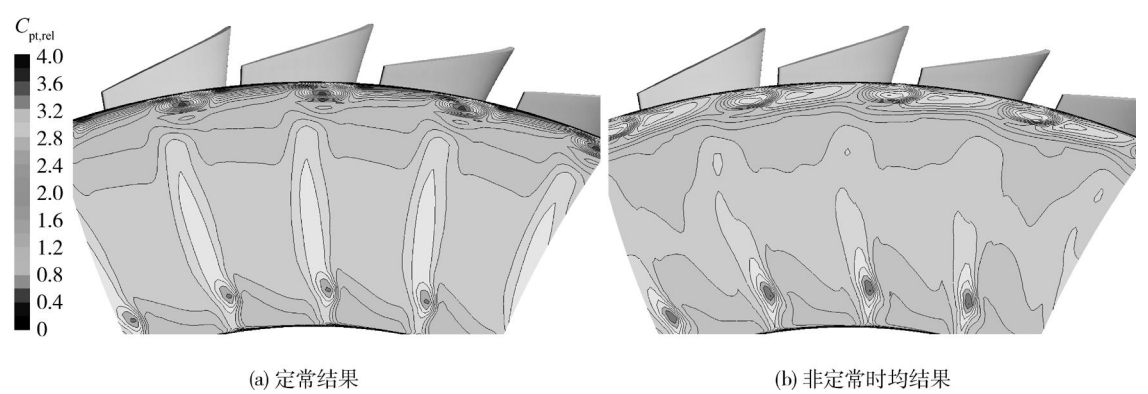


图 7 低压动叶出口相对总压损失系数分布
Fig. 7 Relative total pressure loss coefficient distributions at low pressure rotor exit

较大,几乎占据了整个叶高区域.另外,通道中间还存在明显的总压突变区域,那是高压动叶出口外尾波引起的,在叶尖区域外尾波与泄漏涡相交,导致叶尖附近外尾波消失.非定常效应对高压动叶出口截面的流动存在一定的影响,受非定常作用影响,高压动叶尾迹的总压亏损失减小,但是尾迹宽度增大.

图 7 为低压动叶出口相对总压分布,可以看出主要的损失区为叶尖泄漏涡、尾迹和轮毂通道涡,其中叶尖泄漏涡十分靠近机匣壁面,轮毂通道涡大约占据 25 %叶高范围.非定常效应对低压动

叶出口流动影响较为明显,受上游非定常流动影响轮毂通道涡强度有所增大,通道涡的周向范围略微减小;叶尖泄漏涡中总压亏损明显减小,但泄漏涡周向范围有所增大;受非定常效应影响低压动叶出口尾迹强度明显减弱,在叶中以上区域几乎看不见尾迹的分布.

非定常效应会引起通道内的损失产生变化,导致对转涡轮性能发生改变.此处引用了熵增的概念,因为熵增是衡量叶轮机械内部流动损失的一个重要参数.图 8 为根、中、尖截面熵增分布.从图 8(a)可以看出定常结果和时均结果在前两排

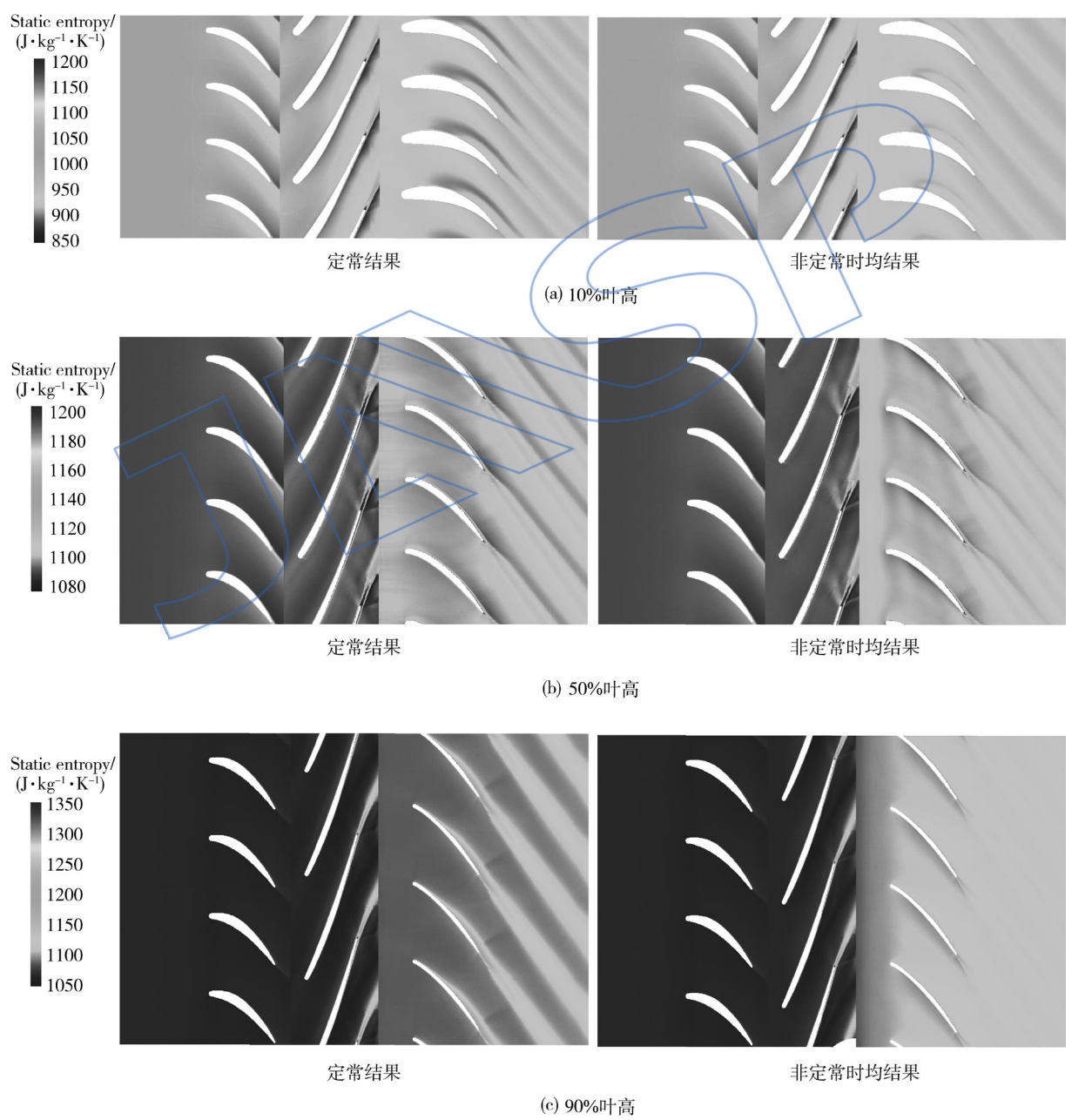


图 8 定常和非定常时均结果不同叶高截面熵增分布

Fig. 8 Entropy rise distributions at different blade height surfaces of steady and time-averaged result

叶片根部的分布基本相同,高损失团主要集中在叶片出口尾迹区域.在低压动叶根部,时均结果的轮毂通道涡略微增强,通道涡的位置比定常结果更靠近叶片前缘.

图 8(b) 的叶中熵增分布显示高损失区主要集中在尾迹,高压动叶出口燕尾波及其反射波也引起了较大的熵增,其中高压动叶出口尾迹的熵增值最大.比较显示,时均结果低压动叶出口尾迹范围更大,这是因为上游高压动叶尾迹在低压动叶通道中传播导致熵增值变大.

图 8(c) 为叶尖熵增分布,图中显示,时均结果与定常结果的差别主要体现在低压动叶通道内,这主要由高压动叶尾迹和泄漏涡在低压动叶通道中的传播引起的.

2.3 非定常流动分析

本小节主要分析不同时刻的非定常流动特征.图 9 为高压导叶根、中、尖表面等熵马赫数分布,图中清楚的显示了一个周期内叶片表面负荷脉动的大小.可以看出高压导叶负荷分布最大脉动位置在吸力面中部至尾缘约 $0.6 \sim 1.0$ 轴向弦长范围,吸力面前缘的负荷分布脉动很小;整个叶片压力面脉动大小相对比较均匀,但是都小于吸力面尾缘处的脉动大小,这是因为吸力面尾缘受下游高压动叶位势作用影响较大,叶片其他位置受位势作用影响较小.

图 10 为高压动叶根、中、尖等熵马赫数分布,可以看出高压动叶表面的负荷非定常脉动主要集中在叶片吸力面尾缘附近,其余位置的负荷非定常脉动都很小,产生这一现象的原因主要有两方面:一是因为高压动叶从通道中部到出口处于完全超声状态,下游位势作用影响不能向上游传播;另一方面上游高压导叶尾缘的负荷不是很大,且出口尾迹强度很小(如图 8 所示),因此上游位势作用和尾迹对高压动叶表面的非定常作用力很小.吸力面尾缘附近具有较强的非定常脉动,这主要是来自于下游位势作用的影响,下游压力场的变化改变了高压动叶出口条件,使得尾缘激波强度相应发生改变.

图 11 为低压动叶的等熵马赫数分布,可以看出叶片等熵马赫数的非定常脉动幅度非常大,叶片表面负荷分布形式的变化也很大,表明低压动叶表面受到很强的非定常气动力作用.因此对于 $1+1/2$ 对转涡轮而言,低压涡轮动叶将承受高频的大幅度的非定常气动激振力,这在实际应用中

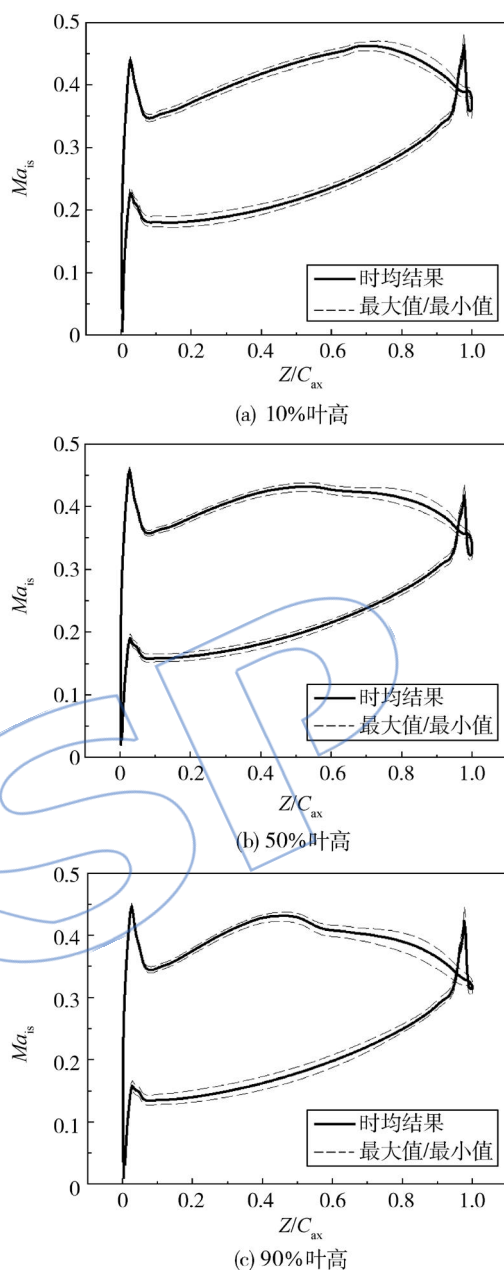


图 9 高压导叶表面等熵马赫数分布

Fig. 9 Blade surface isentropic Mach number distributions of high pressure stator

需要特别注意.图中表明叶尖的脉动幅度比叶中和叶根要小一些.

低压动叶表面非定常效应很强主要有三方面原因:一是上游高压动叶出口有很强的燕尾波,它的外尾波分支周期性的作用在低压动叶前缘,产生很强的非定常作用力;二是因为高压动叶是典型的后加载负荷分布形式(如图 10 所示),尾缘处负荷较大,因此对下游的位势作用较强;三是因为高压动叶出口尾迹较强,从图 8 可以看出,因此对低压动叶表面非定常影响也较大.

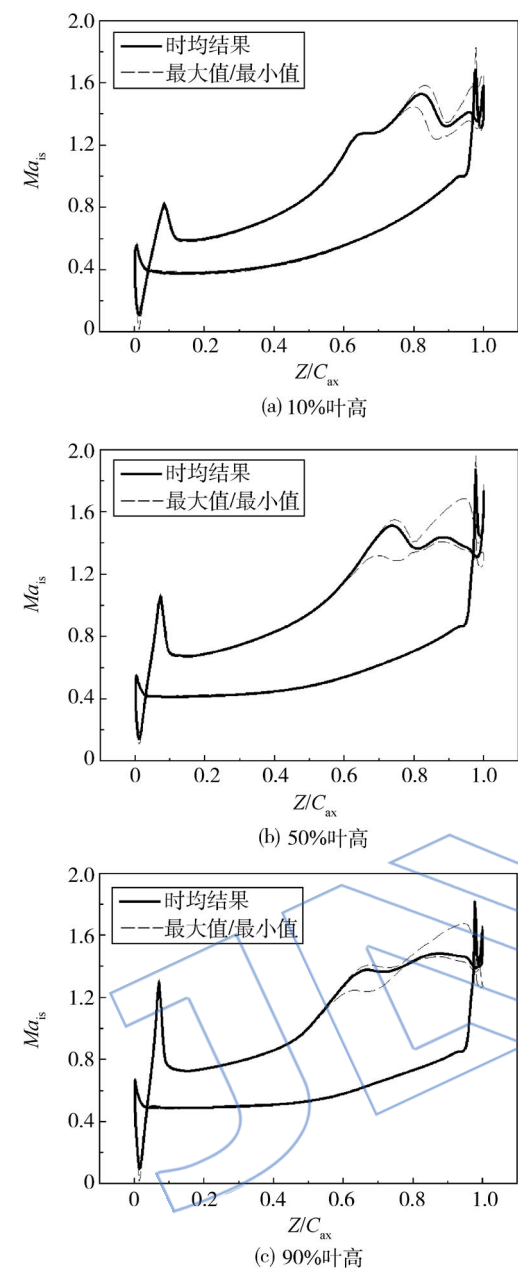


图 10 高压动叶表面等熵马赫数分布
Fig. 10 Blade surface isentropic Mach number distributions of high pressure rotor

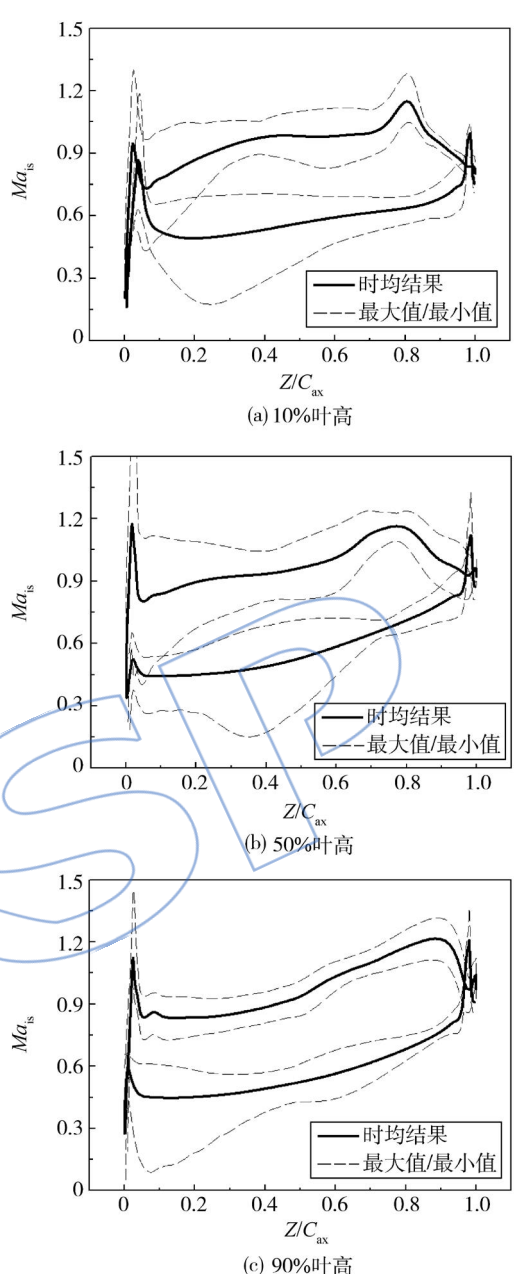


图 11 低压动叶表面等熵马赫数分布
Fig. 11 Blade surface isentropic Mach number distributions of low pressure rotor

此外,图 11 中显示根、中、尖的负荷分布脉动幅度不同的原因:一是高压动叶出口燕尾波强度从根到尖逐渐减小,如图 2 (b) 所示,因此外尾波对下游低压动叶的非定常影响相应减小;二是从根到尖高压动叶尾缘与低压动叶进口的距离逐渐增大,使得非定常作用减小。

下面通过分析非定常瞬时时流场了解非定常效应的影响。图 12 为某瞬时时根、中、尖以及叶尖间隙某截面熵增分布。从 10 %叶高截面熵增分布可以看出高压导叶尾迹强度较弱;高压动叶

出口尾迹相对较强,可以明显看到它在下流通道中弯曲、剪切和拉伸的过程;高压动叶尾迹在下流通道中传播时,与低压动叶轮毂通道涡相互作用,导致通道涡产生周期性变化。

50 %叶高截面瞬时时熵增分布显示,高压导叶尾迹强度较小,高压动叶尾迹强度较大,它在通道中的传播轨迹比叶根截面更加明显。图 12 (b) 中显示高压动叶出口尾迹宽度受下游叶片前缘位势作用影响呈周期性变化。另外,在低压动叶出口可以看到,高压动叶尾迹不断与低压动叶

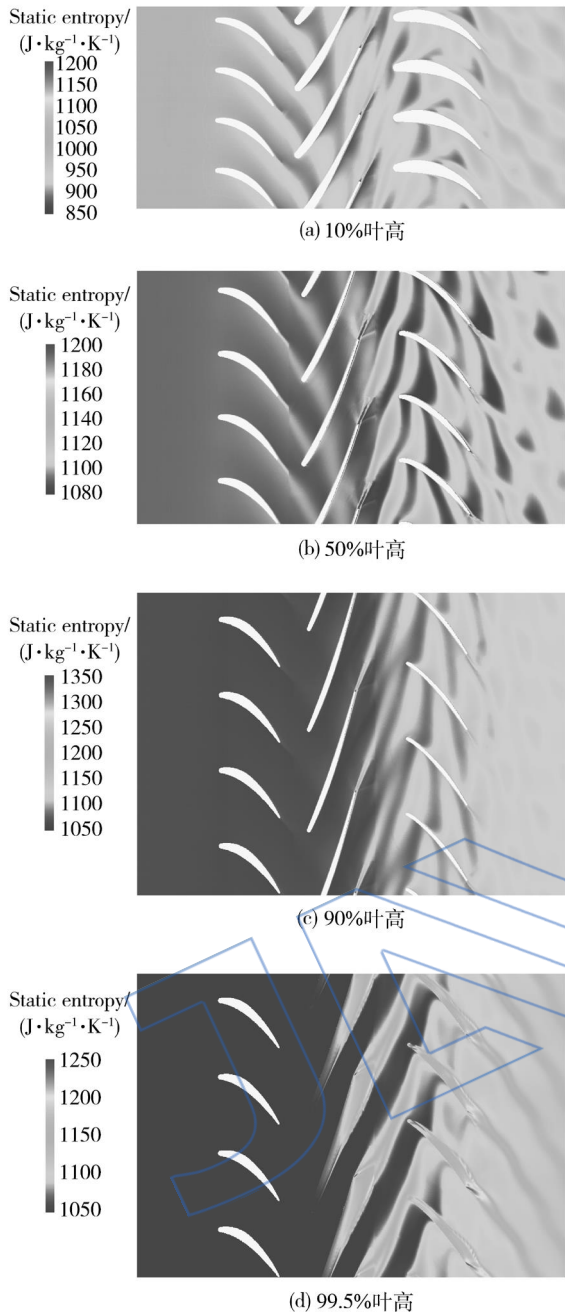


图 12 某瞬时刻不同叶高截面熵增分布

Fig. 12 Entropy rise distributions in the blade-to-blade plane of unsteady transient result

尾迹发生相互作用,对流场的损失分布产生影响.

90 %叶高截面瞬时刻熵增分布显示,高压动叶尾迹对低压动叶吸力面边界层影响较大,尾迹周期性作用在边界层上,使得尾迹作用的边界层区域掺混损失增加.

99.5 %叶高截面熵增分布显示,高压动叶和低压动叶叶尖间隙区域损失增大,高压动叶泄漏流周期性的作用在下游低压动叶叶尖区域,对下游的损失分布产生非定常影响.

图 13 为根、中、尖截面瞬时刻静压分布. 图中显示,高压导叶尾缘和高压动叶前缘附近的压力场随周向相对位置的不同而周期性变化. 由于高压动叶出口流动超声,低压动叶前缘的位势作用向上游传播的范围有限;反之则不同,高压动叶对下游低压动叶的位势作用影响非常明显,高压动叶出口外尾波以及位势场周期性作用在下游动叶表面和通道中,图中显示高压动叶出口高压团作用于低压动叶的位置不断变化. 另外,对比根、中、尖的静压分布可以看到,高压动叶出口的高压团范围从根到尖逐渐扩大,在尖部已经连在一起,这就使得低压动叶尖部没有根部和中部受位势作用的影响大.

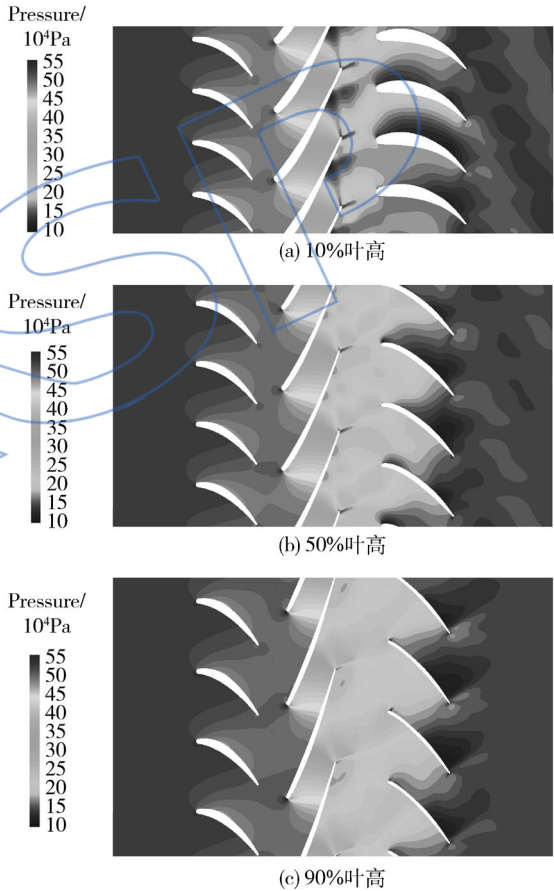


图 13 某瞬时刻不同叶高截面静压分布

Fig. 13 Static pressure distributions in the blade-to-blade plane of unsteady transient result

为了进一步了解高压动叶和低压动叶叶尖间隙处的非定常效应,图 14 给出了叶尖间隙某截面的绝对马赫数分布. 图中显示高压动叶叶尖泄漏涡在下游传播过程中,先与高压动叶的内尾波相互作用,再与外尾波相互作用,此外泄漏涡受下游低压动叶前缘位势作用影响传播方向不断变化.

从图中可以看出,经过一系列的非定常作用,高压动叶泄漏涡的强度依然很大,它周期性的作用在低压动叶前缘,使得形成于叶片前缘的低压动叶泄漏涡发生周期性变化,并且向下游运动的高压动叶泄漏涡不断与低压动叶泄漏涡相互作用,导致低压动叶泄漏涡的传播方向也产生周期性变化,泄漏涡强度相应改变.由此可见,非定常效应对低压动叶尖区的泄漏流影响不可忽略.

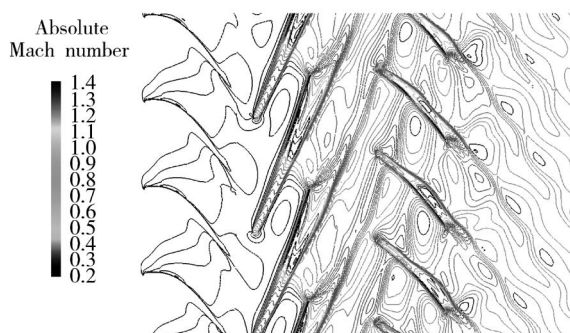


图14 某瞬时刻叶尖间隙内某截面绝对马赫数分布

Fig. 14 Absolute Mach number distributions in the blade-to-blade plane in the rotor tip clearance

3 结 论

通过对 $1+1/2$ 对转涡轮内部非定常流场的数值模拟以及对计算结果流动图画详细分析,得到如下结论:

1) 受非定常效应的影响,对转涡轮的总性能发生了变化.时均结果与定常结果相比,出功比减小;高压级效率增大,低压级效率减小,总效率约减小 0.44%;高、低压级功率均减小,总功率减小 0.64%;流量基本不变.

2) 受下游非定常位势作用影响,高压导叶吸力面尾缘有小幅度的压力波动,但是并没有引起非定常损失增加;其他位置基本不受非定常流动影响.高压动叶前缘受上游尾迹和位势作用影响产生压力波动,但是波动幅度很小,由于通道中部直到出口流动完全超声;高压动叶通道基本不受下游位势作用影响,叶片表面压力没有明显的非定常波动;非定常作用使得高压动叶出口燕尾波反射波的强度增大,出口马赫数减小,出口气流角增大.低压动叶内部有很强的非定常效应:首先上游尾迹作用在叶片绝大部分叶高区域,对叶片表面产生周期性作用;上游出口外尾波和位势场也对低压动叶前缘有很强的非定常作用,使得叶片表面产生很强的压力脉动,同时使得非定常条件

下的损失分布发生改变.

3) 低压动叶端区流动同样存在强烈的非定常效应:受上游尾迹、激波和位势作用影响,叶尖泄漏涡的强度和范围周期性变化,这一非定常效应减小了泄漏流损失,对流动有利;轮毂通道涡受上游尾迹的影响产生周期性变化,通道涡的位置不断变化,引起非定常损失增加.

4) 针对对转涡轮内部非定常流动的研究表明,叶片排之间的非定常效应既能够增大流动损失,也能够抑制某些类型损失的产生.在设计中应对上述相互作用影响加以考虑,使非定常流动尽可能发挥其积极的作用,避免不利影响.

参考文献:

- [1] Louis J F. Axial flow counter-rotating turbines[R]. ASME Paper 85-GT-218, 1985.
- [2] Haldeman C W, Dunn M G, Abhari R S, et al. Experimental and computational investigation of the time-averaged and time-resolved pressure loading on a vaneless counter-rotating turbine[R]. ASME Paper 2000-GT-0445, 2000.
- [3] 季路成, 项林, 黄海波, 等. $1+1/2$ 对转涡轮叶排轴向间距对性能影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 565-568.
J I Lucheng, XIANG Lin, HUANG Haibo, et al. Investigation about effects of axial gap on the performance of vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 565-568. (in Chinese)
- [4] 季路成, 杨吉民, 徐建中. 关于 $1+1$ 对转涡轮中热痕现象的研究[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(6): 683-686.
J I Lucheng, YANG Jimin, XU Jianzhong. Investigations about the hot streak in the counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(6): 683-686. (in Chinese)
- [5] 王会社, 赵庆军, 赵晓路, 等. $1+1/2$ 对转涡轮中激波结构的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 225-227.
WANG Huishe, ZHAO Qingjun, ZHAO Xiaolu, et al. Unsteady numerical simulation of shock systems in vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(2): 225-227. (in Chinese)
- [6] WANG Huishe, ZHAO Qingjun, ZHAO Xiaolu, et al. Unsteady numerical simulation of shock systems in vaneless counter-rotating turbine [R]. ASME Paper 2005-GT-68212, 2005.
- [7] 赵庆军, 王会社, 赵晓路, 等. 无导叶对转涡轮三维流场的非定常数值模拟[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(1): 35-38.
ZHAO Qingjun, WANG Huishe, ZHAO Xiaolu, et al. Numerical analysis of 3-D unsteady flow in a vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(1): 35-38. (in Chinese)
- [8] 王会社, 杨科, 赵庆军, 等. 动叶顶部间隙对 $1+1/2$ 对转涡轮

- 轮性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(3): 399-401.
- WANG Huishe, YANG Ke, ZHAO Qingjun, et al. Influence of rotor tip clearance on performance of vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(3): 399-401. (in Chinese)
- [9] 王会社, 赵庆军, 张惠, 等. $1+1/2$ 对转涡轮低压动叶激波结构的研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(6): 941-943.
- WANG Huishe, ZHAO Qingjun, ZHANG Hui, et al. Numerical simulation of shock systems of low pressure turbine in vaneless counter-rotating turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(6): 941-943. (in Chinese)
- [10] 赵庆军, 王会社, 赵晓路, 等. 无导叶对转涡轮进口热斑迁移特性分析[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(1): 40-42.
- ZHAO Qingjun, WANG Huishe, ZHAO Xiaolu, et al. Numerical investigation of 3-D unsteady hot streak migration in a vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(1): 40-42. (in Chinese)
- [11] 张惠, 王会社, 徐建中, 等. $1+1/2$ 对转涡轮高压动叶气膜冷却数值研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(3): 385-389.
- ZHANG Hui, WANG Huishe, XU Jianzhong, et al. Numerical prediction of film-cooling on the high pressure rotor of a $1+1/2$ counter-rotating turbine stage at design and off-design conditions[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(3): 385-389. (in Chinese)
- [12] 张永军, 王会社, 王文三, 等. 无导叶对转涡轮高压动叶叶尖开槽的研究[J]. 工程热物理学报, 2009, 30(3): 402-406.
- ZHANG Yongjun, WANG Huishe, WANG Wensan, et al. An investigation on aerodynamic performance of a vaneless counter-rotating turbine with recessed high-pressure rotor tips[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(3): 402-406. (in Chinese)