

1.5级变几何涡轮非定常流动特性研究

霍东晨¹, 马国骏¹, 宋义康², 高杰¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 北京机电工程总体设计部, 北京 100854)

摘要:可转导叶由于端部间隙和转轴的存在,会产生复杂的二次流动。本文对LISA涡轮进行变几何改型,采用几何约化法对该1.5级变几何涡轮进行数值模拟,详细探究了可转导叶间隙高度对可转导叶(S1)涡系的流动细节和载荷的影响,并深入研究其非定常流动对下游叶排的干涉及二次流输运过程的影响。计算结果表明:泄漏涡(LV)、角涡(CV)和通道涡(PV)共同组成了可转导叶的涡系;可转导叶端部间隙高度影响流动损失和级效率大小,设计间隙下该变几何涡轮S1时均总压损失系数 Y 为10.32%,涡轮时均总效率 η_u 为82.26%;可转导叶的尾缘泄漏涡使第1级动叶(R1)流动产生强非定常性;可转导叶的尾缘泄漏涡和R1泄漏涡、壁面涡是造成第2级静叶(S2)流动非定常性的主要因素。

关键词:变几何涡轮;端部间隙;泄漏流;流动特性;非定常

中图分类号:TK14 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.012

[引用本文格式]霍东晨,马国骏,宋义康,等.1.5级变几何涡轮非定常流动特性研究[J].热能动力工程,2021,36(10):85-97. HUO Dong-chen, MA Guo-jun, SONG Yi-kang, et al. Research on unsteady flow characteristics of 1.5 stage variable-geometry turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 85-97.

Research on Unsteady Flow Characteristics of 1.5 Stage Variable-Geometry Turbine

HUO Dong-chen¹, MA Guo-jun¹, SONG Yi-kang², GAO Jie¹

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;
2. Beijing System Design Institute of Electro-Mechanic Engineering, Beijing, China Post Code: 100854)

Abstract: The secondary flow in the adjustable vane is complicated due to the existence of end clearance and rotating shaft. In this paper, the variable geometry modification of LISA turbine was carried out, and the 1.5-stage variable geometry turbine was simulated by Domain Scaling method. The influence of adjustable vane clearance height on flow details of S1 vortex system and load were explored. Else, the influence and secondary flow transport processes of unsteady flow on downstream blade row was deeply studied. The results show that: leakage vortex, corner vortex and passage vortex form the vortex system of adjustable vane. The tip clearance height of adjustable vane affects the loss and stage efficiency, the time-average total pressure loss coefficient of the variable-geometry turbine S1 is 10.32%, and the time-average total efficiency of the turbine is 82.26% under the design clearance. The trailing edge leakage vortex of S1 makes the R1 highly unsteady. The trailing edge leakage vortex of S1, R1 leakage vortex and wall

收稿日期:2021-04-06; 修订日期:2021-09-04

基金项目:国家自然科学基金(51979052);黑龙江省自然科学基金优秀青年项目(YQ2020E024);哈尔滨工程大学中央高校基本科研业务费专项基金(3072020CFT0304);国家科技重大专项(J2019-II-0009-0029)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51979052); Excellent Youth Project of Heilongjiang Natural Science Foundation(YQ2020E024); Fundamental Research Funds for the Central Universities of Harbin Engineering University(3072020CFT0304); National Science and Technology Major Project(J2019-II-0009-0029)

作者简介:霍东晨(1997-),男,江苏徐州人,哈尔滨工程大学博士研究生。

通讯作者:高杰(1985-),男,河南镇平人,哈尔滨工程大学教授。

vortex are the main causes of the flow instability of S2.

Key words: variable geometry turbine; end clearance; leakage flow; flow characteristics; unsteady

引 言

早在 20 世纪 60 年代, NASA 就开展了变几何涡轮技术研究^[1], 总结了单级涡轮性能在不同转角下的实验结果; GE 公司则对不同类型燃机变几何涡轮特性进行了分析研究^[2]。1977 年, GE 公司对采用变几何动力涡轮技术的 GT-225 型燃气轮机进行了实验研究^[3]。1989 年, Solar 公司成功研制了采用单级变几何动力涡轮技术的 Solar5650 型船用燃气轮机^[4]。90 年代, RR 公司研制的 WR-21 船用燃气轮机也采用了动力涡轮导叶变几何技术^[5]。

国内变几何涡轮研究起步较晚, 最初主要集中在涡轮特性上。吴铭岚^[6]、胡松岩等人^[7]分别详细介绍了可转导叶的结构设计、变几何涡轮的设计特点和特性。郑枫等人^[8]通过数学模型研究导叶转动后的涡轮特性和导叶转动对涡轮级性能的影响。邱超等人^[9]提出了可应用于单级或多级变几何涡轮的特性预测方法; 惠宇等人^[10]利用特性计算程序, 对变几何动力涡轮特性进行了计算和分析。

变几何涡轮可转导叶的调节, 会影响下游叶片的流场分布。若想有效组织涡轮内部流动, 必须对可转导叶流场与导叶旋转后流场之间的相互匹配有详细的了解。刘顺隆^[11]、冯永明等人^[12-13]通过变几何动力涡轮的数值模拟, 分析了可转导叶的流场结构, 指出可转导叶叶型与转动范围决定涡轮机的气动性能, 需采用具有小转折角的后加载叶型, 而可转导叶级动叶则需采用负攻角设计。许晶莹^[14]、李天禄等人^[15]对高压涡轮变几何改型展开了研究, 结果表明: 高压涡轮可转导叶改变低压涡轮的进气角, 影响低压涡轮导叶的流场和损失分布; 越远离可转导叶, 流场受影响越小。潘波等人^[16]也得到类似的结果; 高杰等人^[17]进一步指出可转导叶使下游各叶片进口气流角、涡轮级间焓降和反动度发生改变。

导叶可转情况下, 须在端部设置间隙, 保证导叶旋转时不发生卡死现象, 这就会导致附加的流动损失。邱超等人^[18]以变几何动力涡轮为例, 探究了导叶损失随端部间隙高度变化的规律。孙国志等人^[19]在可转导叶的叶顶开槽; 刘鹏飞等人^[20]采用后加载叶型并在可转导叶端部增加圆盘型冠; 高杰等人^[21]在可转导叶的上端部应用叶端小翼结构, 这些方法都改善了变几何涡轮的端区性能。

综上所述, 国内外学者针对变几何涡轮进行了广泛的研究, 但现有的研究多是基于定常分析。由于转/静叶片的相对运动, 涡轮流场具有明显的非定常特征。在此情况下, 可转导叶端区的间隙泄漏流场分布、损失变化情况、可转导叶与下游动叶之间的相互干涉以及二次流的运输过程等不甚清楚。本文通过对 1.5 级变几何涡轮的非定常计算, 对此展开详细的探讨。

1 物理模型

研究对象为包含可转导叶 (S1), 1 级动叶 (R1), 1 级静叶 (S2) 的 1.5 级变几何涡轮 (S1、R1、S2)。该变几何涡轮是在 Behr T 设计的 1.5 级 LISA 涡轮基础上, S1 叶片加轴改型而成, 转轴位置选择在 40% 轴向弦长处, 其子午流道如图 1 所示。

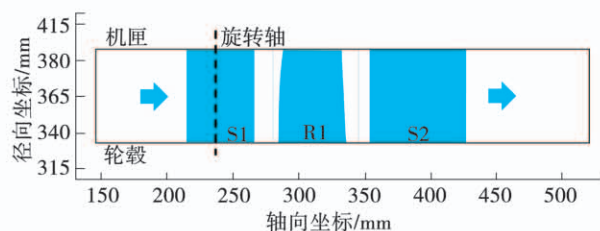


图 1 1.5 级变几何涡轮子午流道

Fig. 1 Meridional passage of 1.5 stage variable geometry turbine

可转导叶 0° 转角下设计有 3 种间隙, 分别为小间隙 (SmallGap)、设计间隙 (DesGap) 和大间隙 (BigGap) 下; 为确保 S1 在不同转角所有轴向位置均不发生卡死现象, 小间隙取 0.61 mm, 其余间隙大小如图 2 所示 (ZeroGap 为 S1 未加轴 0 间隙, 定几何涡轮)。该 1.5 级涡轮设计参数详见参考文

献[22]。

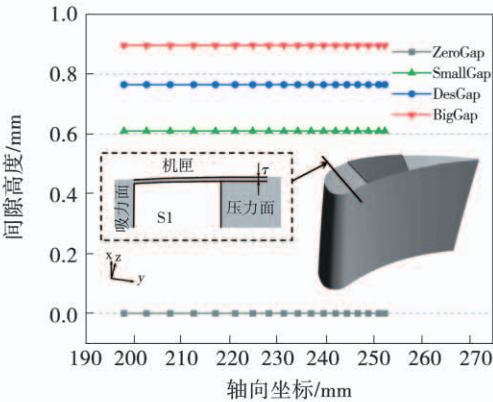


图 2 变几何涡轮 S1 间隙分布

Fig. 2 Gap distribution of variable geometry turbine S1

2 数值方法

2.1 网格划分及边界条件

算例所采用的网格如图 3 所示,采用商业软件 NUMECA 中 Autogrid5 模块生成结构化网格。网格采用 O4H 拓扑结构,叶片周围为 O 型拓扑,其余为 H 型拓扑。可转导叶由于增加了转轴结构,端部采用部分间隙的形式设置间隙网格,间隙沿展向布置 33 个网格节点,网格质量良好。考虑到网格敏感性对计算结果的影响,算例网格总数选取4 750 969,第 1 层网格厚度 0.001 mm。

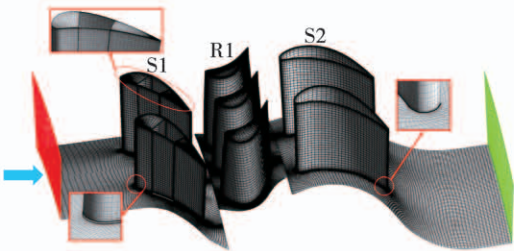


图 3 1.5 级变几何涡轮计算域网格划分

Fig. 3 Mesh of the computational domain of 1.5 stage variable geometry turbine

数值计算采用商业软件 ANSYS CFX 17.0,外界参考压力为 101 325 Pa,进口轴向进气,边界条件给定总温 328 K,总压分布按照参考文献[22]输入参数给定,如图 4 所示;出口给定平均静压值 -13 825 Pa;动静叶交界面采用瞬时转/静交界面;湍流模型采用 SST 模型,经过计算,叶片表面 Y^+ 值均小于 3,满足湍流模型要求;动叶转速为 2 700 r/

min,壁面设定为绝热、光滑、无滑移壁面。

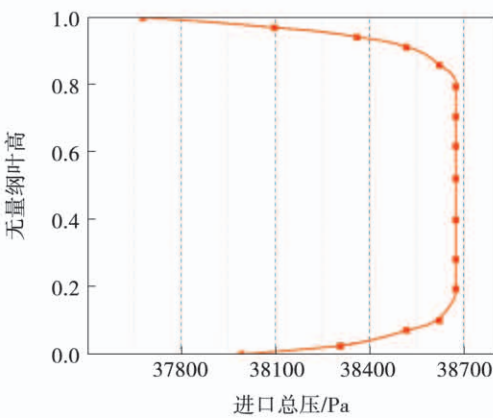


图 4 进口总压分布

Fig. 4 Distribution of inlet total pressure

非定常计算采用几何约化 (Domain Scaling) 法^[23],在保证叶片稠度不变的情况下,通过减少或增加叶片数,来保证周向非定常相位的一致性。该 1.5 级涡轮 S1,R1,S2 初始叶片数分别为 36,54 和 36,计算域的叶片数简化为 2:3:2。同时,为判断非定常计算是否收敛,设置多个监测点监测流场静压。图 5 给出了其中两个监测点位置分布与对应静压幅值的变化情况。

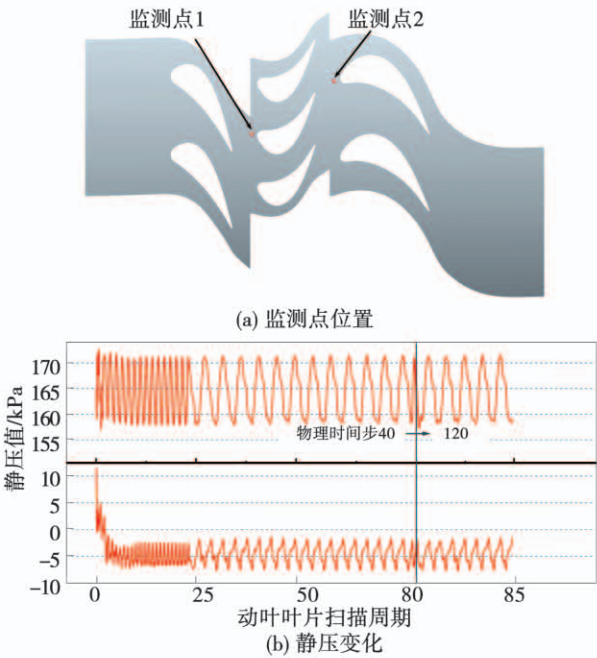


图 5 监测点位置分布与静压变化 (50% 叶高)

Fig. 5 Location distribution and static pressure change of monitoring points (50% span)

动叶 R1 转过一个动叶节距定义为一个计算周期,初始时间步设置为 40 步,在 3 200 步中动态修改为 120 步。从图中可见,监测点 1 与监测点 2 的静压呈现良好的周期性。动态修改后,监测点静压幅值变化随时间步数变化连续 2 个计算周期以上保持一致,周期性曲线不变,可认为该非定常计算收敛。

2.2 实验验证

将定几何 LISA 涡轮数值模拟结果与 Behr T^[22] 实验得到的 LISA 涡轮数据对比来验证数值方法的准确性。图 6 为 S1 出口绝对气流角和马赫数与当前实验数据的比较。

观察图 6 可知,数值模拟和实验结果只在端壁处略有差别,这是因为实验手段难以对近端壁流场进行捕捉,而且进口边界条件的径向分布也难以完全还原实验条件下的近壁面速度分布情况,因此产生了一定差异。总体上,数值模拟与实验结果的曲线具有相同的变化趋势,且误差仍在实验允许范围内,数值模拟与实验结果基本吻合。

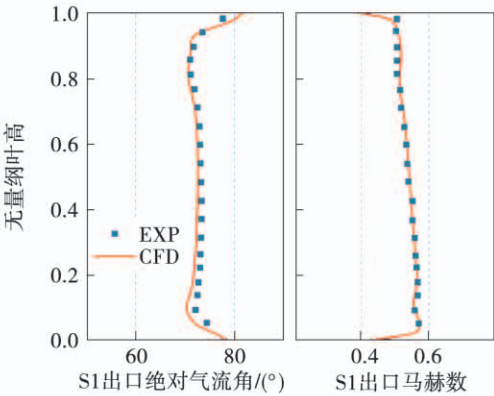


图 6 S1 出口绝对气流角分布与马赫数分布
Fig.6 Distribution of absolute flow angle and Mach number at S1 exit

3 计算结果分析

表 1 对比了设计间隙下该变几何涡轮在定常和非定常计算时得到的 S1 总压损失系数和涡轮总效率。S1 出口总压损失系数 Y 与涡轮总效率 η_{tt} 定义为:

$$Y = \frac{P_{t,in} - P_{t,S1,out}}{P_{t,S1,out} - P_{s,S1,out}} \tag{1}$$

$$\eta_{tt} = \frac{1 - \frac{T_{t,out}}{T_{t,in}}}{1 - \left(\frac{P_{t,out}}{P_{t,in}}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \tag{2}$$

式中: $p_{t,in}$ — 涡轮进口总压; $T_{t,in}$ — 涡轮进口总温; $p_{t,S1,out}$ — S1 出口总压; $p_{s,S1,out}$ — S1 出口静压; $T_{t,out}$ — 涡轮出口总温。

表 1 定常与约化非定常气动性能比较
Tab.1 Comparison of aerodynamic performance in steady and scaled unsteady

参数	导叶总压损失系数 $Y/\%$	涡轮总系数效率 $\eta_{tt}/\%$
定常值	10.47	82.10
约化非定常值	10.32	82.26

从表 1 可以看出,定常值与约化非定常参数差别较大,这表明对于该 1.5 级变几何涡轮,仅研究定常状态下参数分布规律是不够的,对其非定常性能展开研究很有必要。

3.1 可转导叶设计间隙下三维流场结构及损失特性

S1 加轴后的结构决定了端部间隙的存在,会引起间隙泄漏流动。为研究加轴后产生的泄漏流对 S1 流场的影响,给出了定常计算中 S1 加轴前后吸力面表面极限流线对比,从图 7 中可以看出,加轴对 S1 流场有较大的影响。

S1 加轴前为定几何涡轮,通道涡 PV 为主要涡系,沿流向逐渐发展,范围不断增加;同时,因为叶栅径向压力梯度的存在,上通道涡尺度大于下通道涡。S1 加轴后,端壁存在间隙,产生泄漏流,通道涡远离吸力面,主要涡系为泄漏涡系。由于安装了转轴,降低了间隙的周向泄漏面积,抑制了端区流体的流动,但也改变了泄漏流场。泄漏流场被分为前缘和尾缘两部分,上端壁前缘泄漏涡 LV_{slc} 位于尾缘泄漏涡 LV_{ste} 下方,下端壁则正好相反。同时,在角区诱导产生了角涡 LV。

为了反映 S1 加轴后上端壁流体团的运动,给出了上端壁极限流线分布,如图 8 所示。S1 前缘处形成鞍点,由该点分出两条分离线,形成马蹄涡系。其

中吸力面分支 HV_{ss} 绕过前缘,在横向压力梯度作用下回到吸力面,与前缘泄漏涡旋转方向相反。压力面分支 HV_{ps} 横穿叶栅通道打到相邻叶片吸力面,与其吸力面分支交汇,形成上通道涡,伴随泄漏涡继续向下游扩散。叶尖泄漏涡则主要来自于吸力面,在叶型两侧横向压力梯度的作用下,以射流形式进入吸力面一侧的主流,分别为前缘泄漏涡 LV_{sle} 和尾缘泄漏涡 LV_{ste} 。同时,由于存在转轴这一特殊结构,转轴后侧出现方柱绕流。

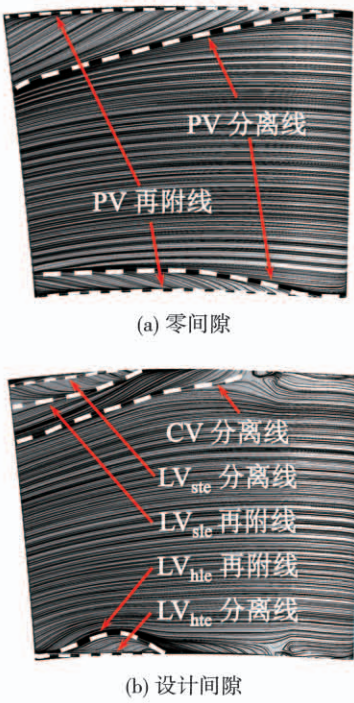


图 7 定常计算中 S1 吸力面极限流线
Fig. 7 Limiting streamlines on suction side of S1 blade in steady simulation

上游 S1 出口的流动状况直接决定了下游 R1 的入口状况,图 9 给出了 S1 加轴前后出口时均总压损失分布图。

从图 9 中可知,未加轴时损失主要集中在通道涡和尾迹附近,其中通道涡损失大于尾迹损失。加轴后,损失主要由泄漏涡组成,上下端壁中尾缘泄漏涡损失最大,前缘泄漏涡和通道涡旋向相反,相互掺混;其中下端壁中通道涡已经耗散,前缘泄漏涡远小于尾缘泄漏涡。

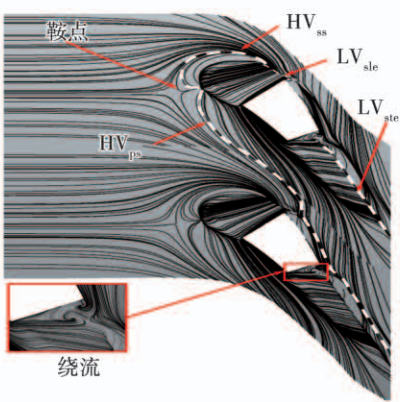


图 8 定常计算中 S1 上端壁极限流线
Fig. 8 Limiting streamline on shroud end wall of S1 blade in steady simulation

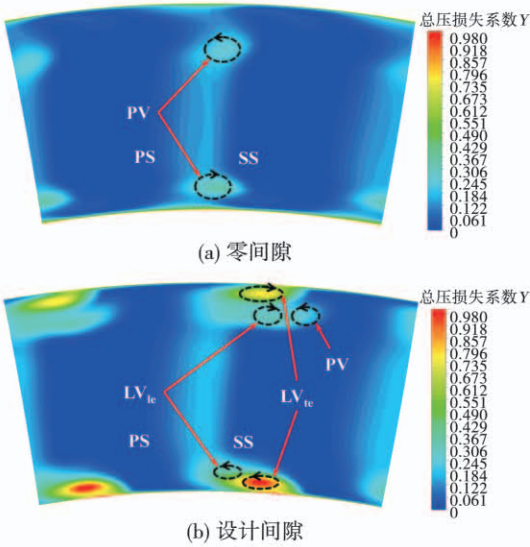


图 9 S1 加轴前后出口时均总压损失分布图
Fig. 9 Time-averaged total pressure loss coefficient distribution of S1 in ZeroGap and DesGap situation

图 10 为 S1 加轴后叶顶与叶底的时均总压损失分布图。从图中可以看出,A 区总压损失为前缘泄漏涡造成的损失,B 区总压损失为尾缘泄漏涡造成的损失。图 10(a)中,A 区高损失处呈现“<”状,表明前缘间隙泄漏流旋向受到通道涡的影响,部分外侧流体被卷入通道涡,导致前缘泄漏涡呈现相向旋转,随后逐渐向叶中发展;B 区损失略小于 A 区,尾缘泄漏涡旋向一致,且未向叶中发展,位于前缘泄漏涡的上方。图 10(b)中,A 区前缘泄漏涡旋向受到

通道涡的影响较小,同样逐渐向叶中发展,B 区总压损失大于 A 区,尾缘泄漏涡位于前缘泄漏涡下方。

为了探究 S1 加轴后涡系的流动发展情况,沿流向取 6 个截面,得到时均熵增图,如图 11 所示。

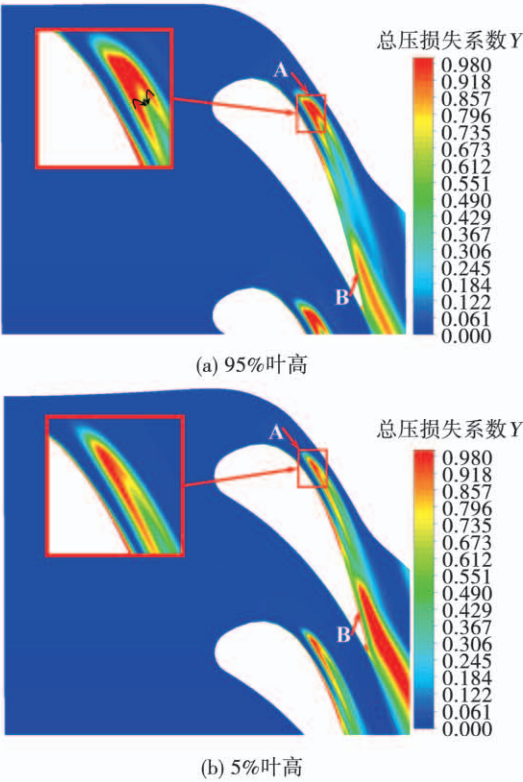


图 10 S1 加轴叶顶与叶根处时均总压损失分布图
Fig. 10 Time-averaged total pressure loss coefficient distribution at top surface and bottom surface of S1 in DesGap situation

图 11(a)为叶顶的熵增图,从图中可以详细了解各个涡系的发展情况,截面 1 时泄漏较小,只存在前缘泄漏涡。随着流动发展,截面 2 已经可见马蹄涡吸力面分支和前缘泄漏涡 LV_{le} 掺混,但此时泄漏涡强度较大,旋向改变不明显。截面 3 时,马蹄涡吸力面分支和相邻叶片的压力面分支汇合,形成了强度较大的上通道涡;并且因为端壁处横向压力梯度和泄漏涡的卷吸作用,形成了与泄漏涡旋向相反的角涡。截面 4 时角涡、前缘泄漏涡和通道涡继续发展,但后二者的强度逐渐降低。截面 5 已产生尾缘泄漏涡,此时其范围较小,对其他涡系影响不大。截

面 6 时尾缘泄漏涡已充分发展,将上通道涡和前缘泄漏涡向叶中推挤;角涡受其影响,强度逐渐减弱。图 11(b)为叶根的熵增图(翻转截图),整体流动趋势与图 11(a)相似,只是下通道涡强度明显削弱,至截面 5 时已基本消失;尾缘泄漏涡强度明显增强,前缘泄漏涡成为整个泄漏涡系外围的一部分。

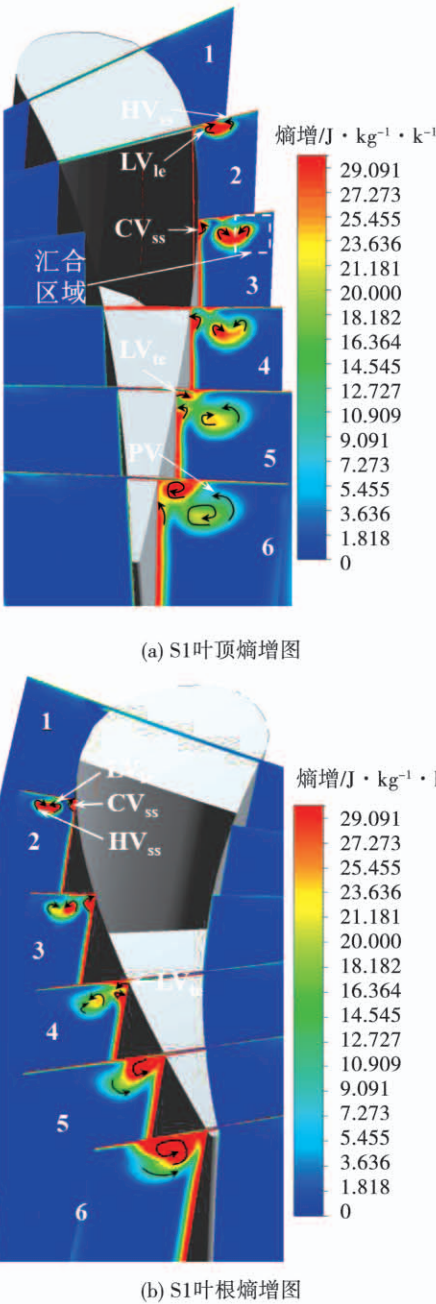


图 11 S1 加轴 6 个截面时均熵增分布图
Fig. 11 Time-averaged entropy-increase distribution at 6 planes of S1 in DesGap situation

3.2 可转导叶不同端部间隙下三维流场结构及总压损失特性

与定几何涡轮类似,变几何涡轮中可转导叶间隙高度的变化必然引起损失的变化。图 12 为不同间隙条件 S1 时均总压损失和 1.5 级涡轮总效率对比。从图中可以看出,随着端部间隙的增加,S1 总压损失也增大,并且二者呈线性增长关系;1.5 级涡轮效率也随着端部间隙增加呈线性下降关系。

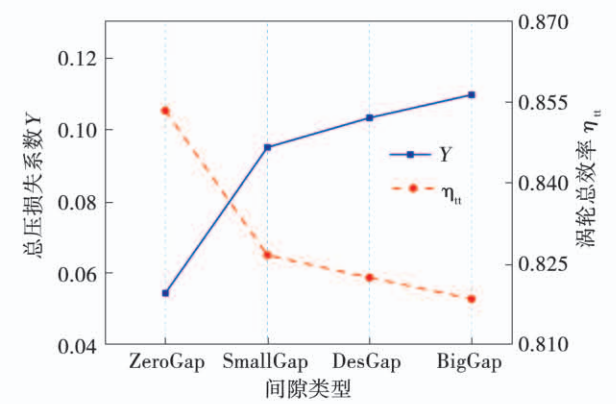


图 12 不同间隙下 S1 时均总压损失和 1.5 级涡轮总效率对比

Fig. 12 Comparison of time-average total pressure loss of S1 and total to total efficiency of 1.5 stage turbine with different clearances

图 13 为 S1 加轴后不同间隙下叶顶和叶根表面的时均静压系数对比。从图中可以发现,叶片压力侧前缘和尾缘处存在一个长条状低压区,低于相同弦长位置时吸力侧的静压分布,这是由间隙内分离泡引起的。吸力侧前缘存在的低压区则是来流低能流体进入间隙加速后流出间隙,形成的前缘泄漏涡所导致的。与叶顶表面类似,叶片压力侧前缘和尾缘、吸力侧前缘处存在低压区。不同之处是因为叶底尾缘泄漏流量较大,分离泡面积增大,加快了流体在间隙中的流速,使得压力侧尾缘低压区面积增大。

从以上分析可以得出,随着间隙高度逐渐增加,间隙泄漏量增加,流动增强,压力侧的低压区向叶片中部移动,影响范围增大。

叶片的载荷分布是衡量叶片气动性能的一个重要依据,考虑到 S1 加轴后,必定会对载荷产生影响,图 14 为不同间隙下 5%、50% 和 95% 叶高处 S1 载

荷分布对比。从图 14 中可以看出,端部间隙对 5% 和 95% 叶高吸力面载荷分布影响较大,吸力面载荷历经两个“下降 - 上升”过程,第 1 个过程发生在 55% 轴向弦长左右,受到前缘泄漏流的影响,近端部载荷急剧降低,随后伴随泄漏流向叶中发展,载荷恢复,随后受到转轴后侧绕流流出间隙的影响,载荷略有增加;第 2 个过程发生在 85% 轴向弦长左右,载荷受到尾缘泄漏流的影响降低。

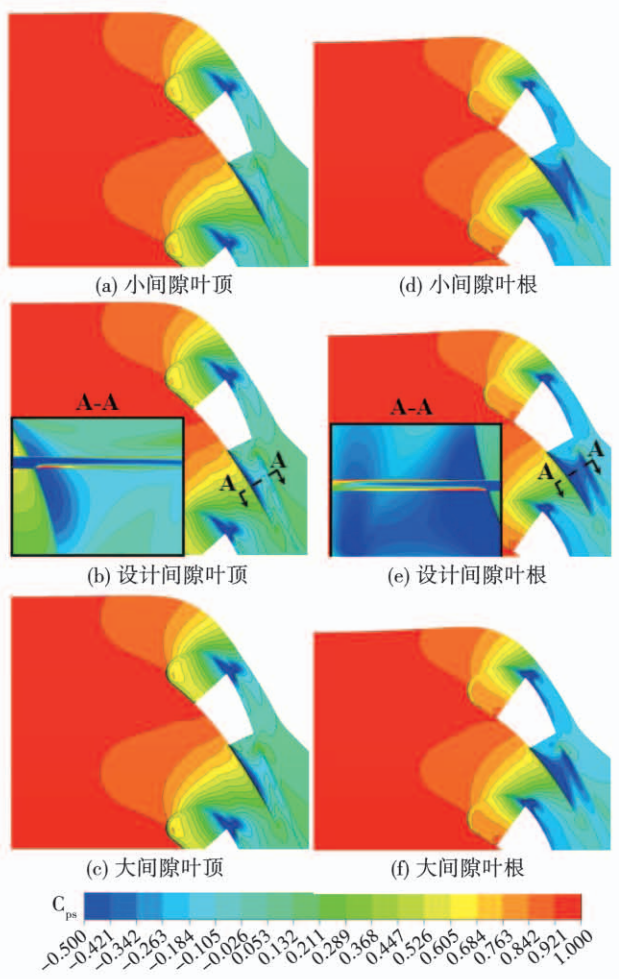


图 13 S1 加轴不同间隙下叶顶与叶底时均静压系数对比

Fig. 13 Comparison of time-averaged static pressure coefficient between shroud and hub for S1 with different clearances

综合来看,随着间隙高度的增加,5% 和 95% 叶高的两个“下降”过程中载荷都降低,50% 叶高则不变。S1 的最大负荷主要集中在叶栅的中部区域,属于中部加载叶型。

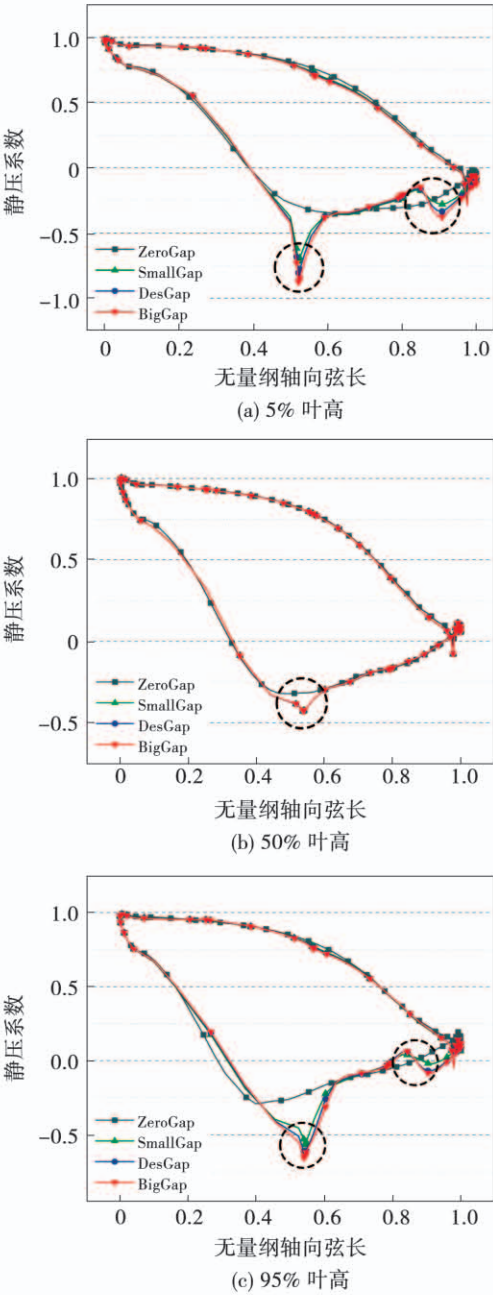


图 14 不同间隙 S1 在 5%、50% 和 95% 叶高时均载荷分布

Fig. 14 Comparison of time-averaged load distribution at 5%, 50% and 95% span for S1 with different clearances

出口气流角分布对下游流场有着重要影响, S1 气流角的方向影响着下游 R1 流场的进口边界条件。图 15 为不同间隙 S1 时均出口绝对气流角对比。由图可见, 20% ~ 80% 叶高时, 4 种方案的出口绝对气流角变化趋势几乎相同, 表明间隙和转轴并未影响到叶片主要流动区域。有间隙方案在 20%

叶高以下和 80% 叶高以上时, 受到泄漏涡的影响, 气流先欠偏转, 再过偏转, 导致出口绝对气流角呈现 “>” 形, 而无间隙方案仅受到通道涡影响, 气流过偏转。

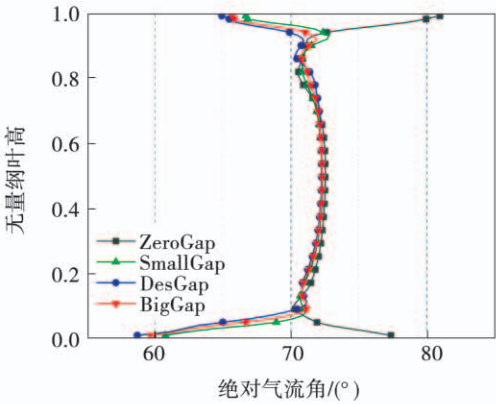


图 15 不同间隙 S1 时均出口绝对气流角

Fig. 15 Comparison of time averaged outlet flow angle with different clearances at S1

图 16 为不同间隙 S1 出口时均总压损失系数沿展向分布。从图 16 中可以看出, 无间隙时, 总压损失主要存在通道涡和尾迹区。因为端部设置了足够大的间隙来确保可转导叶在转动时不被卡死, 加轴后总压损失均大于加轴前总压损失; 下端壁中尾缘泄漏涡强度较大, 使加轴后的下端壁总压损失大于上端壁总压损失, 与上文分析相符合。同时随着间隙高度的增加, 上下端壁的总压损失都随之增加。

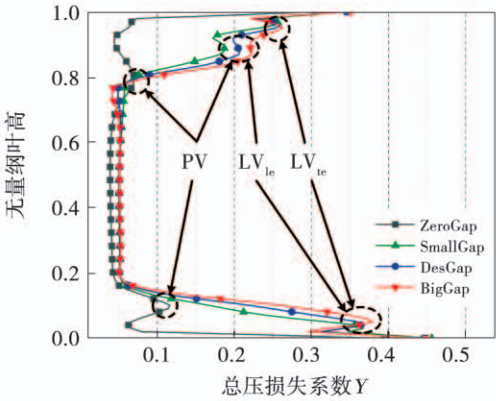


图 16 不同间隙 S1 出口时均总压损失系数沿展向分布

Fig. 16 Distribution of time-average total pressure loss coefficient along the spanwise for S1 outlet with different clearances

3.3 可转导叶对下游叶排的干涉

涡轮端区流动具有复杂的非定常特性,为探究 S1 加轴后处于设计间隙下流出的涡系与下游叶排的干涉情况,在动叶的一个周期内取 6 个时间节点,做不同时刻下 5% 叶高的熵增分布图,如图 17 所示。其中, T 为动叶通过一个静叶通道的时间, t 为瞬时时刻。

从图 17 可以看出,S1 尾缘泄漏涡通过 R1 和 R1 尾迹通过 S2 的输运过程,包含着弯曲、剪切和拉伸等现象,周期直观地体现了流动的非定常效应。

首先看 S1 尾缘泄漏涡,图 17(a)时主流流速高于 R1 前缘附近流速,弯曲 S1 尾缘泄漏涡。图 17

(b) ~ 和图 17(c)时,R1 转动切割 S1 尾缘泄漏涡,同时受到吸力面和压力面流速不同造成的剪切作用,形成片段进入 R1 通道向下游发展。图 17(d) ~ 图 17(f)时,S1 尾缘泄漏涡片段继续向下游移动,并在 R1 吸力面侧堆积。R1 尾迹的输运过程与 S1 尾缘泄漏涡类似。

图 18 为不同时刻 95% 叶高熵增分布图。由于 R1 存在间隙,泄漏涡向下游输运对 S2 的影响较为明显。整个周期中,R1 泄漏涡被切割,分化出两个脱落片段,如图 18 中 A、B 所示,其中 A 片段未进入 S2 通道便逐渐衰减,B 片段继续向下游移动,在通道中拉伸、扭曲,直至衰减。

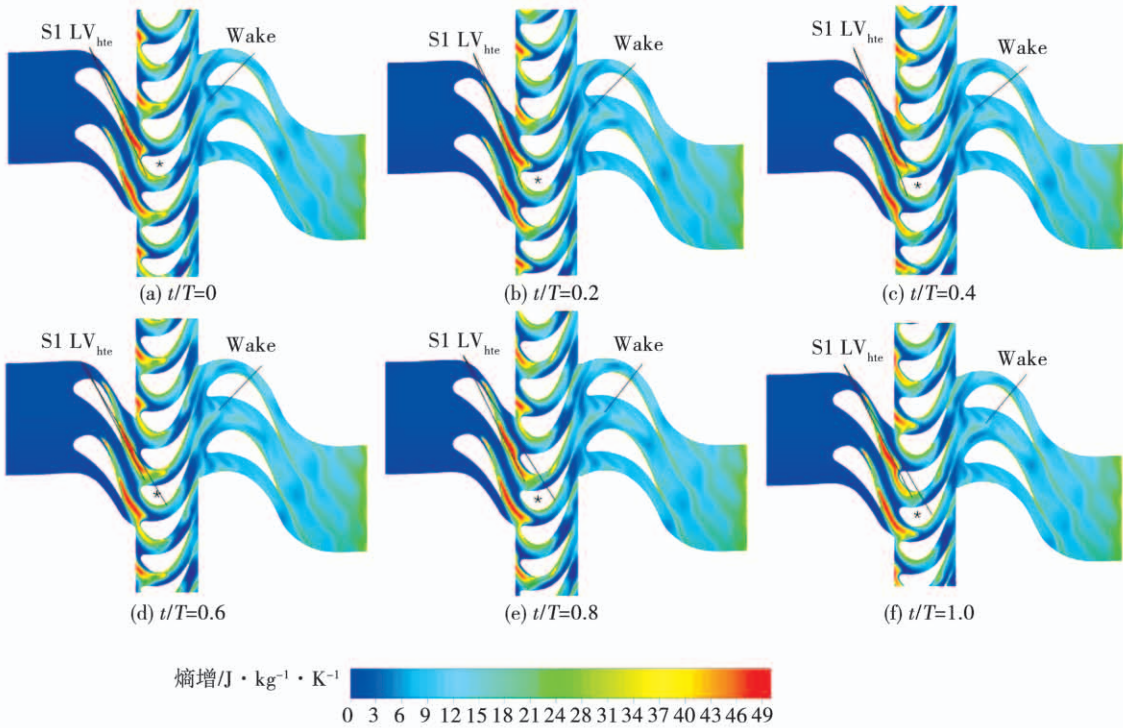


图 17 不同时刻下 5% 叶高的熵增分布图

Fig. 17 Entropy-increase distributions at 5% blade span at six different R1 blade passing periods

随着动叶与可转导叶相对位置的变化,R1 将来自 S1 的二次流分成周期性部分,通过 R1 通道进行输送,并与发展中的 R1 二次流相互作用。图 19 为动叶 R1 出口截面瞬时轴向涡量分布,可以看到 S1 二次流在 R1 通道中的传播过程。

图 19(a)时,S1 上端壁的尾缘泄漏涡还未发展到 R1 出口,流向涡主要为 R1 的泄漏涡 LV_R 和 R1

旋转刮削端壁形成的刮削涡 SV,由于 R1 的几何折转角较大,自间隙流出的流体分为了两部分。图 19(b)时,S1 上端壁和下端壁的尾缘泄漏涡发展到 R1 出口,同时诱导出一个旋向相反的旋涡,即壁面涡 WV;由于 S1 下端壁尾缘泄漏涡强度较大,诱导出的壁面涡强度也较大。图 19(c)时,上端壁壁面涡和 R1 泄漏涡的一部分汇合,增加了流向涡量;S1 下端

壁的尾缘泄漏涡和壁面涡开始向吸力面移动。图 19(d)至图 19(f)时,S1 上端壁的尾缘泄漏涡向吸力面移动,最终嵌入 R1 的两部分泄漏涡中;S1 下端

壁的尾缘泄漏涡和壁面涡也持续这一步骤。上述过程周期性地地进行。

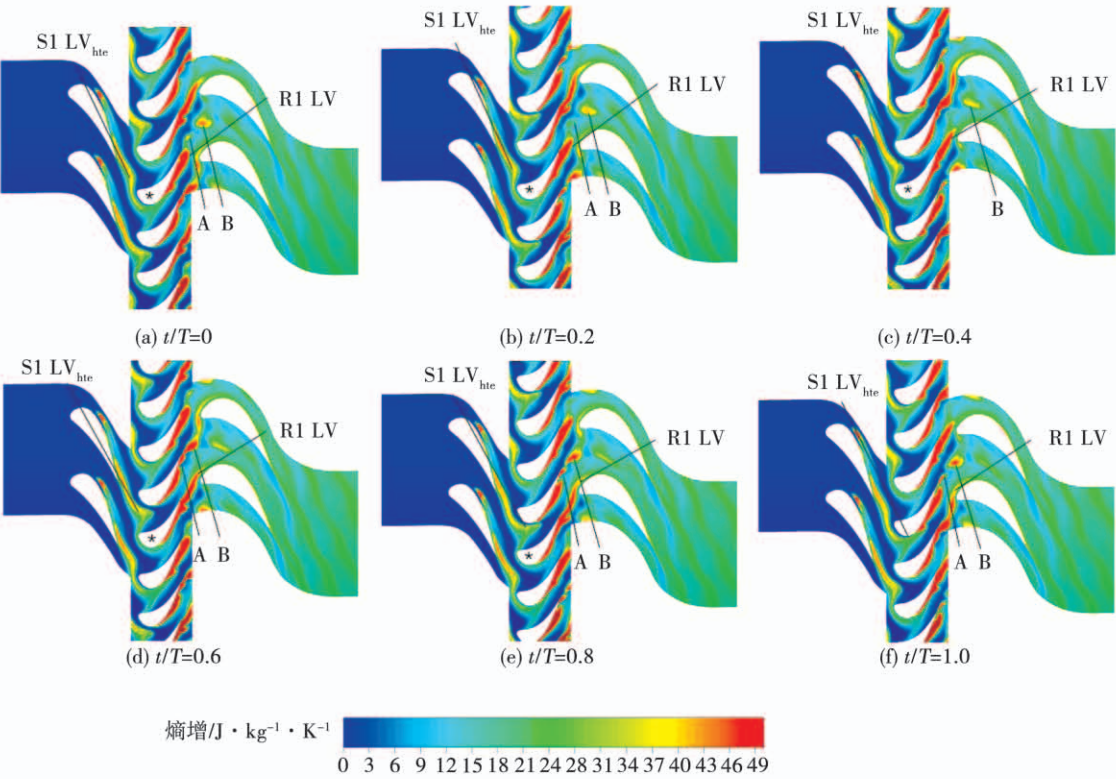


图 18 不同时刻下 95 % 叶高的熵增分布图

Fig. 18 Entropy-increase distributions at 95 % blade span at six different R1 blade passing periods

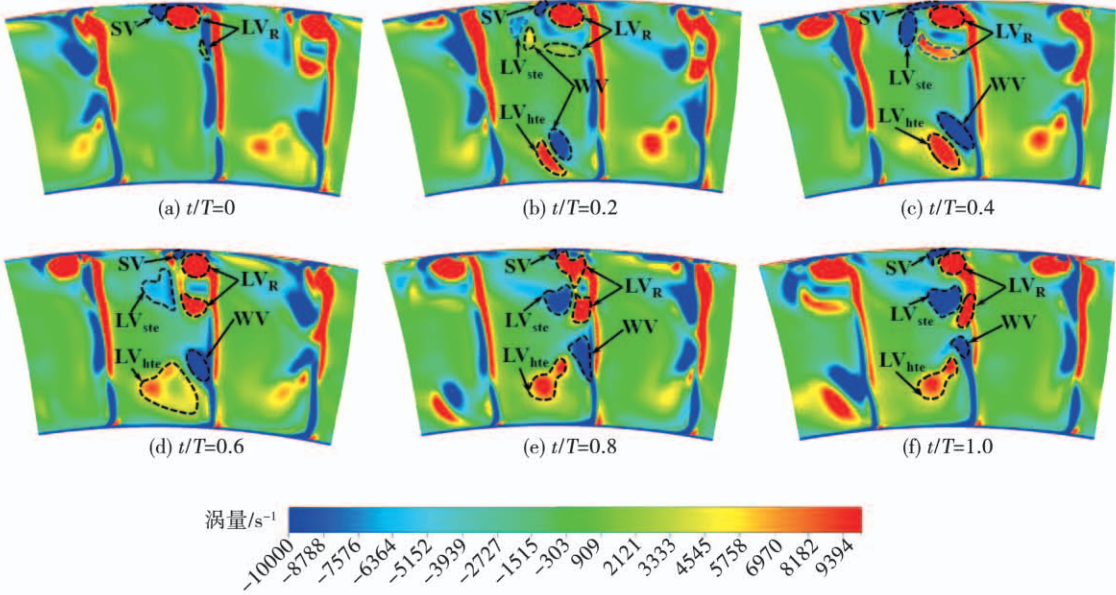


图 19 不同时刻下 R1 出口截面瞬时轴向涡量分布

Fig. 19 Vorticity distributions of R1 exit at six different R1 blade passing periods

图 20 为 R1 出口展向熵增时空图,横坐标表示 R1 相对叶高,纵坐标表示时间的无量纲数。从图中可以看出,熵增自轮毂至机匣分为 7 个区域,分别为轮毂边界层,主流,受 S1 叶根尾缘泄漏涡和壁面涡影响区域,主流,受 S1 叶顶尾缘泄漏涡及 R1 次要泄漏涡影响区域,受 R1 主要泄漏涡影响区域以及机匣边界层。其中受 R1 主要泄漏涡影响区域的损失最高,受 S1 叶底尾缘泄漏涡和壁面涡、S1 叶顶尾缘泄漏涡和 R1 次要泄漏涡的影响范围最大。上游可转导叶的尾缘泄漏涡是组成 R1 损失的主要来源之一。

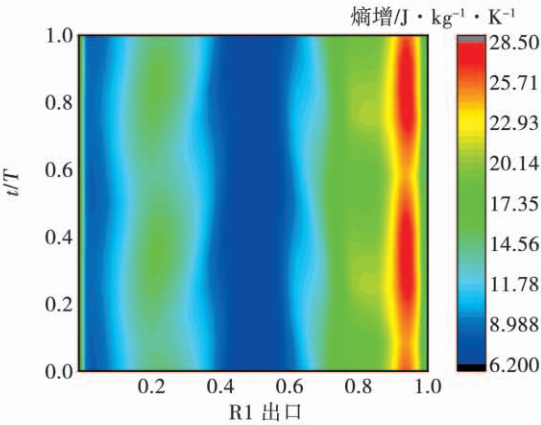


图 20 R1 出口展向熵增时空图

Fig. 20 Entropy increase distribution of R1 exit

S2 进口 5%、50% 和 95% 叶高的熵增时空图如图 21 所示,虚线为 S2 叶片通道。图 21(b) 可见,高损失区域受到 R1 尾迹影响形成,50% 叶高处对应的主流并未受到 S1 和 R1 泄漏涡的影响,可较明显地分辨出 R1 尾迹的传播和演化过程。图 21(a) 和图 21(c) 分别为 5%、95% 叶高进口熵增时空图,受到 S1 泄漏涡的影响,二者熵增损失都大于 50% 叶高的熵增损失,而 95% 叶高熵增损失还额外受到 R1 泄漏涡影响,为三者中最大;图 21(c) 通道中,来自 R1 泄漏涡的高损失片段分为 A、B 两部分,其中 B 片段正是前文所述的脱落片段,验证了前文的分析。

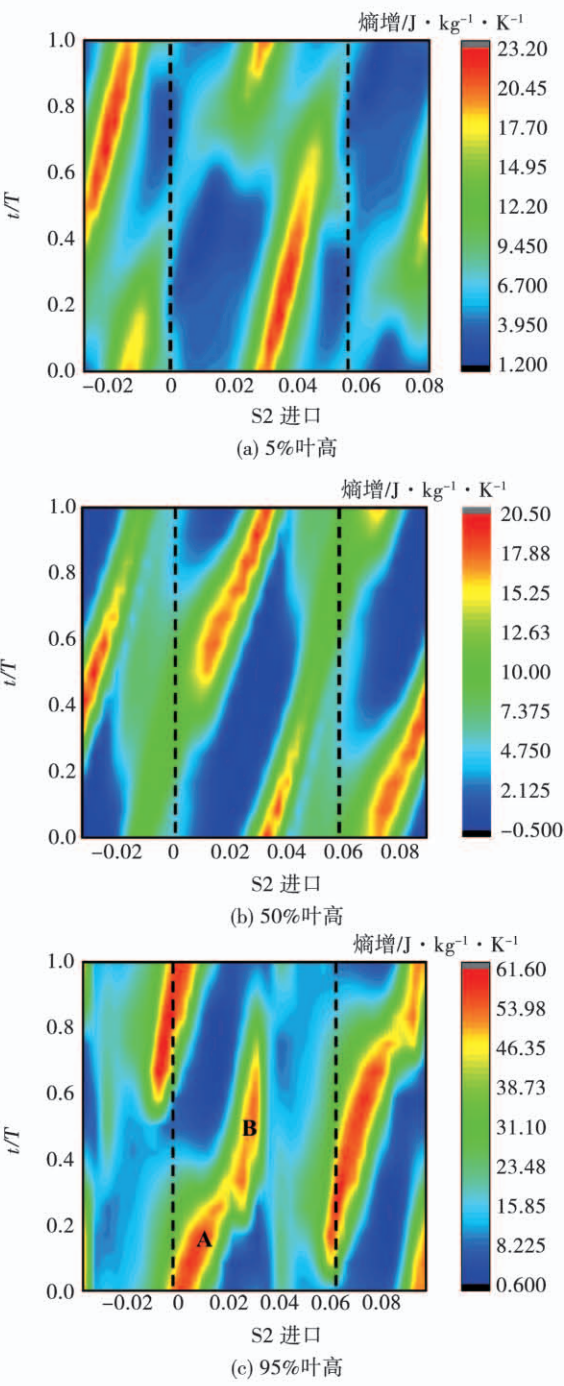


图 21 S2 进口不同叶高熵增时空图

Fig. 21 Entropy increase distribution at 5%, 50% and 95% span for S2 inlet

4 结 论

对 1.5 级变几何涡轮进行了非定常数值模拟,研究了可转导叶不同间隙下的流场分布和其对下游叶片的影响,得出结论:

(1) 可转导叶的间隙和转轴,改变了端区的流

场结构。泄漏涡有两部分,即前缘泄漏涡、尾缘泄漏涡,其中,前缘泄漏涡诱导产生的角涡和通道涡共同组成了可转导叶的涡系。

(2) 可转导叶 S1 总压损失随端部间隙高度的增加线性增加;涡轮级效率随着端部间隙增加线性下降。可转导叶端部吸力侧载荷受泄漏涡影响较大。

(3) 可转导叶的尾缘泄漏涡是造成下游 R1 强非定常性的主要因素;对于 S2,可转导叶的尾缘泄漏涡和 R1 泄漏涡、壁面涡是造成流动非定常性的主要因素。

初步了解了 1.5 级变几何涡轮可转导叶的端部流场结构和相邻叶排之间的干涉过程,但对二者在可转导叶不同转角下的变化情况仍需进一步研究。

参考文献:

- [1] MOFFITT T P, WHITNEY W J, SCHUM H J. Performance of a single-stage turbine as affected by variable stator area [R]. AIAA 1969-0525.
- [2] MESSERLIE R L, COX D M. Performance investigation of variable turbine geometry in gas turbine engines [R]. AIAA 1967-0417.
- [3] RAZINSKY E H, KUZIAK W R. Aerothermodynamic performance of a variable nozzle power turbine stage for an automotive gas turbine [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1977, 99(4): 587-592.
- [4] KARSTENSEN K W, WIGGINS J O. A variable-geometry power turbine for marine gas turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(2): 165-174.
- [5] 闻雪友, 李 伟. WR-21—新一代的船用燃气轮机 [J]. 热能动力工程, 1999, 14(79): 1-6.
WEN Xue-you, LI Wei. WR-21—A new generation of marine gas turbines [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1999, 14(79): 1-6.
- [6] 吴铭岚, 黄家邦. 变几何燃气轮机的可转导叶机构 [J]. 船舶工程, 1981(6): 40-45.
WU Ming-lan, HUANG Jia-bang. Variable vane mechanism for variable geometry gas turbine [J]. Ship Engineering, 1981(6): 40-45.
- [7] 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 Song-yan. Variable geometry turbine design characteristics [J]. Aeroengine, 1996(3): 21-26.
- [8] 郑 枫, 臧述升, 郁 炜. 单级轴流式变几何涡轮的计算模型及结果分析 [J]. 燃气轮机技术, 2003(1): 39-42, 48.
ZHENG Feng, ZANG Shu-sheng, YU Wei. The calculation model and result analysis of single stage variable- geometry axial turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2003(1): 39-42, 48.
- [9] QIU C, SONG H F, WANG Y H, et al. Performance estimation of variable geometry turbines [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part A Journal of Power & Energy, 2009, 223(A4): 441-449.
- [10] 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(3): 36-39.
HUI Yu, SONG Hua-fen. Effect of variable geometry on characteristics of multistage turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2008(3): 36-39.
- [11] 刘顺隆, 冯永明, 刘 敏, 等. 船用燃气轮机动力涡轮可调节叶级的流场结构 [J]. 热能动力工程, 2005(2): 120-124, 212-213.
LIU Shun-long, FENG Yong-ming, LIU Min, et al. The flow field structure of the power-turbine variable-area nozzle stage of a marine gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005(2): 120-124, 212-213.
- [12] 冯永明, 黄全军, 刘顺隆, 等. 舰船燃气轮机变几何动力涡轮流通特性的数值研究 [J]. 燃气轮机技术, 2005(2): 37-43.
FENG Yong-ming, HUANG Quan-jun, LIU Shun-long, et al. Numerical investigation on the throughflow characteristics of a variable-geometry power turbine for marine gas turbine [J]. Gas Turbine Technology, 2005(2): 37-43.
- [13] 冯永明, 刘顺隆, 刘 敏, 等. 船用燃气轮机变几何动力涡轮大攻角流动特性的三维数值模拟 [J]. 热能动力工程, 2005(5): 459-463, 549.
FENG Yong-ming, LIU Shun-long, LIU Min, et al. Three-dimensional numerical simulation of the flow characteristics at a large incidence of the variable-geometry power turbine of a marine gas turbine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005(5): 459-463, 549.
- [14] 许晶莹, 乔渭阳, 黄 鹏. 高压涡轮变几何对高低压涡轮流场匹配及气动性能的影响 [J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1170-1178.

- XU Jing-ying, QIAO Wei-yang, HUANG Peng. Influence of variable-geometry hpt on hp and lp turbine matching and aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(8): 1170–1178.
- [15] 李天禄, 乔渭阳. 变几何涡轮流动机制及气动性能数值模拟研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(35): 9602–9607.
- LI Tian-lu, QIAO Wei-yang. A numerical investigation of variable geometry turbine's flow mechanism and aerodynamic performance [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12 (35): 9602–9607.
- [16] 潘波, 白创军, 赵洪雷, 等. 变几何涡轮对涡轮气动性能的影响研究[J]. 燃气轮机技术, 2012, 25(3): 40–44.
- PAN Bo, BAI Chuang-jun, ZHAO Hong-lei, et al. The effects of variable geometry turbine on the turbine aerodynamic performance [J]. Gas Turbine Technology, 2012, 25(3): 40–44.
- [17] 高杰, 郑群, 赵旭东, 等. 大子午扩张变几何动力涡轮流场及损失特性分析[J]. 机械工程学报, 2017, 53(10): 193–200.
- GAO Jie, ZHENG Qun, ZHAO Xu-dong, et al. Analysis of flow field and loss characteristics of high endwall angle variable-geometry power turbine[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2017, 53(10): 193–200.
- [18] 邱超, 宋华芬. 变几何涡轮的损失研究[J]. 燃气轮机技术, 2007(1): 39–42.
- QIU Chao, SONG Hua-fen. Loss research of variable geometry turbine[J]. Gas Turbine Technology, 2007(1): 39–42.
- [19] 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 Guo-zhi, YUE Guo-qiang, 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.
- [20] 刘鹏飞, 高杰, 牛夕莹, 等. 大子午扩张变几何涡轮可调叶片端区设计优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 558–567.
- LIU Peng-fei, GAO Jie, NIU Xi-ying, et al. Design and optimization of end zone of large meridional expansion adjustable blades on variable geometry turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 558–567.
- [21] 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 Peng-fei, 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.
- [22] BEHR T. Control of rotor tip leakage and secondary flow by casing air injection in unshrouded axial turbines[D]. Zurich: Swiss Federal Institute of Technology, 2007.
- [23] RAI M M, MADAVAN N K. Multi airfoil navier-stokes simulations of turbine rotor stator interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(3): 377–384.

(金圣迪 编辑)