

文章编号: 1000-8055(2007)09-1468-07

跨声压气机动静干涉效应的数值研究

毛明明, 宋彦萍, 王仲奇

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 采用数值方法对一轴流跨声压气机在设计点的非定常流场进行了模拟, 对级内动静干涉进行了深入分析, 研究了尾迹和位势作用等对动静叶表面气动负荷的影响. 计算结果表明: 在压气机中, 上游动叶的尾迹等对静叶通道内部流动, 叶片表面静压的波动, 以及边界层流动损失的发生、发展和输运产生明显的影响, 需要在设计中加以考虑.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 非定常流动; 跨声压气机; 动静干涉; 尾迹; 位势作用

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical research on influence of rotor-stator interactions in transonic compressor

MAO Ming-ming, SONG Yan-ping, WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The unsteady flow field of a single stage axial transonic compressor at a design point was simulated numerically, and an in-depth analysis of rotor-stator interaction was performed. Moreover, the influences of upstream wakes and potential effects on downstream blade loading distributions were investigated extensively. The results indicate that, under stage environment, upstream wakes have obvious influences on generation, evolution and transportation of flow losses, and also on loading distributions of downstream blade. Therefore, consideration shall be given to this effect in the design of turbomachinery.

Key words: aerospace propulsion system; unsteady flow; transonic compressor; rotor-stator interaction; wake; potential effect

叶轮机械内部的三维流动具有固有的非定常特性. 随着计算机运算能力和 CFD 技术的发展, 为了更精确的预测叶轮机械的气动性能, 非定常流动的数值模拟已越来越被重视. 对单排叶栅而言, 近失速工况下大范围的分流流动以及有尾缘涡脱落现象的流动都具有明显的非定常流动特性^[1]; 对多排叶栅而言, 动、静叶片排的相对运动造成的动、静叶之间的相互干涉, 则是其最重要的

非定常流动特征. 动静干涉包括以下几种因素: ①位势干涉: 属于无粘作用, 向上下游传递, 这种传播成指数衰减, 只有当叶排间轴向间距较小时才引起流场参数周向分布不均匀; ②尾迹作用: 粘性作用, 随流动向下游传播并输运, 不但使下游叶片表面的压力分布发生周期性脉动, 而且影响叶片表面的换热以及与边界层的相互作用, 传播的距离比位势作用要大, 可以达到几倍弦长的距离; ③

收稿日期: 2007-01-25; 修订日期: 2007-04-20

基金项目: 国家自然科学基金(No. 50646021); 高等学校博士学科点专项科研基金(No. 20060213007)

作者简介: 毛明明(1981-), 女, 山东肥城人, 博士生, 主要从事叶轮机械内气体动力学研究.

端壁二次流动的干扰:比如叶顶泄漏涡和根部角区分离,会随主流进入下游叶栅通道,加强非定常脉动。

动静干涉不仅影响叶轮机械的工作性能,而且也会因为产生非定常的气动力而影响叶轮机械的疲劳寿命,因此研究动静干涉对于提高叶片的寿命和可靠性具有重要意义并且引起了越来越多的关注。国外从80年代就开始了动静干涉非定常流动的研究,由单级逐渐发展到多级。Evans^[2], Walker^[3]和 Pfeil^[4]的实验都表明非定常流动会引起边界层在层流与湍流之间的交替转换,强烈影响流道内的能量传递。Halstead^[5]在一台大尺寸的压气机和低压透平上的实验研究揭示了尾迹通过的基本效应:当尾迹掠过叶片表面的时候转换就会开始,层流分离泡被抑制和“平静区”(calming region)的存在。Williams^[6]对一台高速多级轴流压气机进行了实验研究,测量显示静叶出口速度场受到上游和下游动叶的影响。从90年代以来,美国的空军研究实验室对压气机的叶排干扰现象也作了很多数值计算和实验方面的研究^[7-11],重点研究了尾迹数量和轴向间距对一压气机级性能的影响。国内在这一领域的研究也已开始,西工大的周新海^[12-13]教授在跨声速压气机非定常数值模拟方面做了大量卓有成效的工作,北航的陈懋章院士发展了一种研究叶轮机内动、静叶间的相互作用的新方法—扰动涡方法^[14-15],周盛教授^[16-17]首次提出了将叶轮机非定常干扰时间平均效应纳入设计体系,实现所谓的准四维设计体系,邹正平^[18-19]等也在非定常流场数值模拟方面作了大量的研究工作。

本文以某小型涡扇发动机中的单级跨声压气机为研究对象,采用数值方法模拟了该跨声压气机在工作点的非定常流场,研究了动静干涉对叶片通道流动及叶片表面压力分布等的非定常影响,进一步加深了对动静干涉气动干扰的认识,并且初步探讨了降低非定常干扰的设计思路。

1 压气机参数与数值模拟方法

1.1 压气机参数简介

本文研究的单级跨声压气机动叶叶片数为21,静叶叶片数为24,内径为40 mm,外径为75 mm,中径处动静叶弦长分别为21 mm和22 mm,设计转速下动叶叶尖速度为334 m/s,设计级总压比为1.2,动静叶之间的根部轴向间隙为7 mm,动叶叶顶间隙为0.3 mm。

1.2 求解程序

本文数值计算采用的程序 FINETM/ TURBO 流场求解器是由 NUMECA 公司的 Hirsch 等人开发的商业软件,求解三维定常/非定常的 Navier-Stokes 方程组。差分格式采用二阶迎风格式辅以矢量通量分裂算法,四阶 Runge-Kutta 法迭代求解。为了加速收敛,计算使用了多重网格技术,湍流模型采用一方程 Spalart-Allmaras 模型。

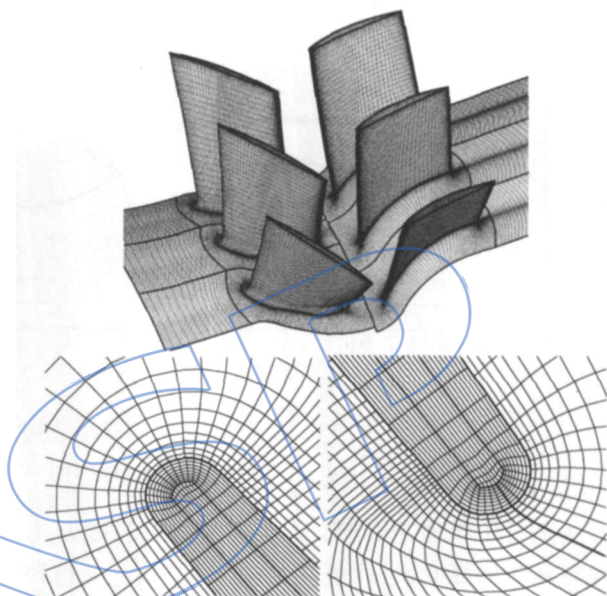


图1 计算网格图及前、尾缘与间隙的局部放大图

Fig. 1 Computation grid map and grid details of L. E., T. E. and tip clearance

1.3 计算网格及边界条件

本文对整级所采用的网格为 H-O-H 多块的结构化网格,由 Numeca/ Auto Grid 生成,该程序采用准自动化的块化技术和模板技术,可以快速地生成高质量的网格。计算整级的网格数为618 190,用以控制壁面网格密度的 y^+ 均定为3.8。考虑到网格总数和网格密度对结果的影响,计算中以原型的网格为例,将网格数增加到2倍, y^+ 在2至7之间进行比较,结果没有明显变化,图1给出了计算网格图。计算边界条件进口轴向进气,总温288 K,总压101 325 Pa,出口给定中径处静压,采用完全径向平衡方程。叶片表面和固壁均采用无滑移边界条件和绝热壁面条件。

1.4 非定常计算参数设定

在非定常数值模拟中,引入双重时间步方法,其基本思想是:在非定常控制方程中引入虚拟时间步长,在计算过程中采用时间追赶两次迭代求解的思想。其优点为采用隐式方法,物理时间步长可以取很大值。非定常计算采用 Domain Scaling

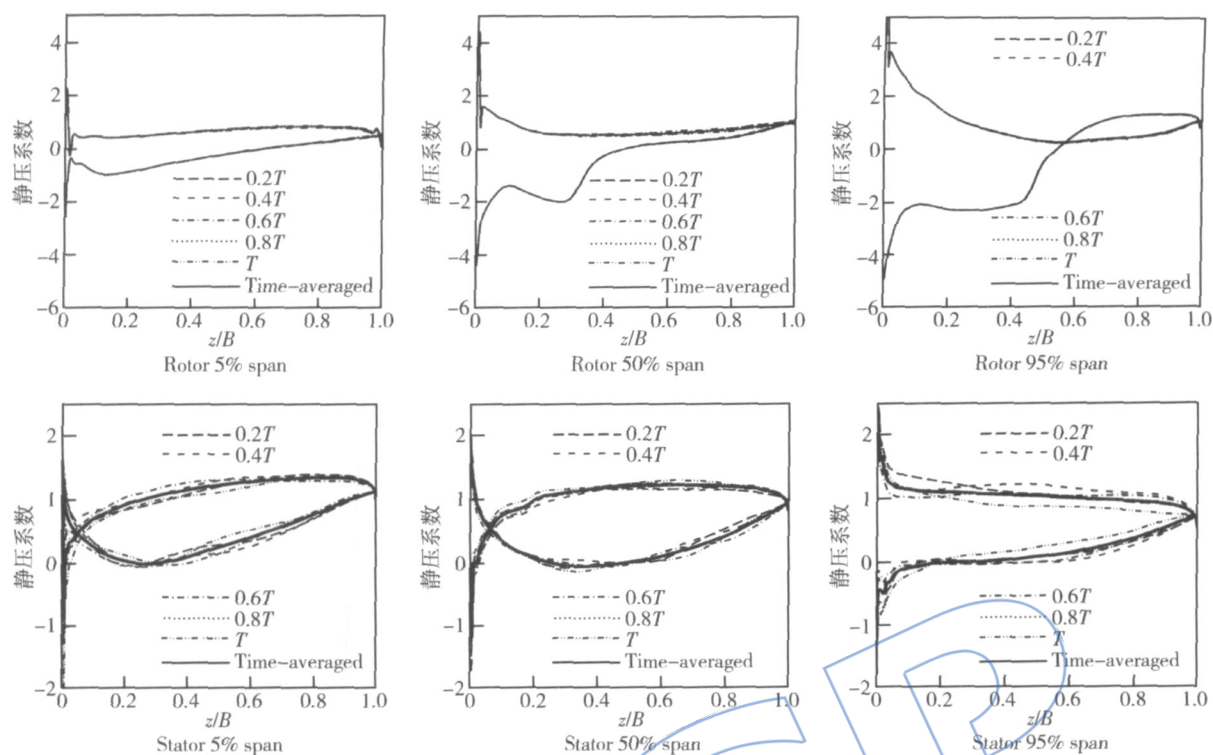


图2 动、静叶三个叶高截面的型面静压系数

Fig. 2 Static pressure coefficients on three sections of rotor and stator

方法进行了单通道计算,动叶的网格位置随着物理时间步而变化.一个栅距通道内设定30个物理时间步,分别对应30个不同的动叶周向位置(相对于静叶).动静叶交界面处信息传递采用超限插值方法. Domain Scaling 方法要求上下游叶片的计算域周向尺寸相同.为了保证最小的计算量并满足 Domain Scaling 方法的要求,本文将静叶数由24片改为21片并将其弦长放大保证稠度不变.

2 计算结果分析

2.1 动静叶型面静压系数

图2给出了叶片三个叶高截面处的型面静压系数的时均值和一个周期内非定常计算值沿轴向弦长的分布.从图中可以清楚地看出,在此跨声压气机中,具有跨声速流场的动叶型面静压波动范围和幅值远小于下游静叶的,仅50%叶高截面靠近尾缘的区域较明显的受到下游静叶势流的干扰,压力面的压力波动范围和幅值都比吸力面的大.动叶95%叶高截面尾缘处出现的压力分布异常和原始动叶的叶型有关,由于本文研究重点在于动静干涉的非定常机理,因此未对动、静叶的叶型进行修改.静叶三个叶高截面的型面静压系数在整个轴向弦长范围内受到不同程度的非定常影响,其中5%叶高和95%叶高截面的静压系数波

动幅值比50%叶高截面更为显著.

2.2 叶片表面均方根压力

为了更清楚的比较动、静叶表面压力扰动的大小,图3给出了动、静叶三个叶高截面的均方根压力沿轴向弦长的分布,代表了作用于叶片上的气动力的变化.横坐标为叶片表面相对位置,负值代表压力面,正值代表吸力面,坐标原点代表前缘位置.均方根压力(RMS pressure)的定义为 $\frac{1}{p}$

$$\sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (p - \bar{p})^2 dt}, \text{ 其中 } \bar{p} \text{ 为时均压力, } p \text{ 为瞬时}$$

压力, T 为计算周期.从图3(a)可看出,动叶表面扰动最大的位置在尾缘,压力面的扰动幅度高于吸力面,其中50%叶高压力面的扰动值最大.图3(b)中静叶前缘的静压扰动值最大,这是因为动叶尾迹区域的速度亏损造成尾迹扫过静叶前缘时气流角明显增大,使得前缘压力面一侧的静压显著升高,正冲角下前缘的绕流也使吸力面一侧的静压明显降低,因此造成了前缘处静压系数的剧烈波动.

通过图4给出的动、静叶片表面均方根压力,可以直观立体的把握动、静叶片表面压力扰动最为强烈的区域.动叶压力面中部是压力脉动最强的区域,这里受到较强的下游静叶的势流干扰有

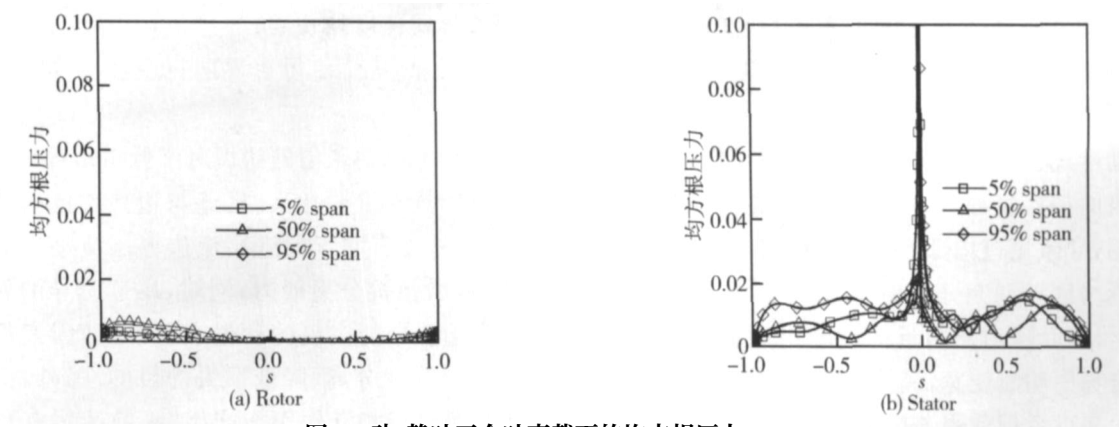


图 3 动、静叶三个叶高截面的均方根压力

Fig. 3 RMS pressure on three sections of rotor and stator

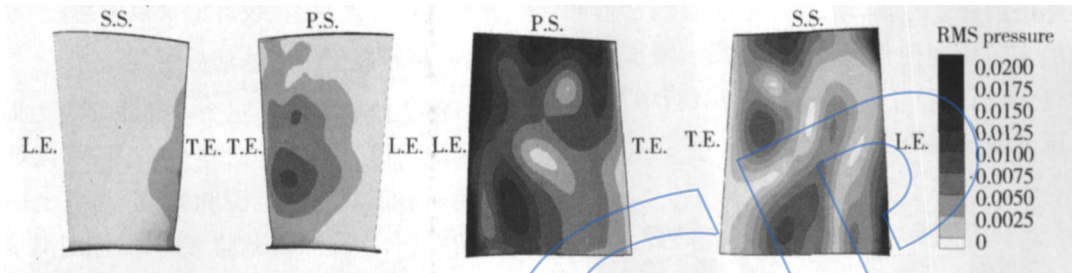


图 4 动、静叶片表面均方根压力

Fig. 4 RMS pressure on rotor and stator blade surface

以下几点原因: ①动叶在掠过下游静叶流道时, 由于动叶尾缘压力面侧的流体流入轴向间隙后的膨胀被下游静叶抑制, 使得动叶尾缘压力面一侧比吸力面受到来自下游静叶的更大阻力, 因此产生更大的压力扰动; ②动叶近端壁和吸力面附面层较厚, 使势流干涉的上游传播遭到了较强的粘性损耗; ③近端壁区存在激波与附面层和泄漏涡的相互作用以及角区分离等复杂流动结构, 不利于势流干涉的传播. 静叶压力面和吸力面的顶部和根部都受到了较强的非定常干扰, 中部吸力面上的压力扰动较强, 这和上游动叶尾迹沿径向不同的紊流强度及动叶端壁流动结构有关.

2.3 静叶进口截面湍动能的分布

为了研究造成静叶顶部和根部压力扰动较大的原因, 图 5 给出了静叶进口截面湍动能的不同时刻的分布云图. 湍动能 TKE 的定义为三个方向脉动速度的平方和与叶尖切线速度平方之比. 图 5 表明该截面的流场随上游动叶的转动而发生着同步的周期性变化, 并且流场中始终存在三种高紊流区. 一种影响着顶部约 10 % 叶高, 50 % 栅距宽, 集聚在上端壁区, 此类高紊流区是由上游泄漏涡造成. 另一类高紊流区较为狭长约 10 % 栅距宽, 贯穿整个叶高, 是动叶尾迹. 第三种高紊流区

位于通道根部, 横贯整个栅距, 影响着下端壁约 10 % 叶高范围的区域, 是动叶根部二次流动造成的角区分离区发展而成的. 动叶叶尖泄漏涡和根部分离区分别在上、下端壁与动叶尾迹相互作用和掺混, 一起周期的扫过静子通道, 从而导致静子通道端壁区更复杂的二次流动和更强的紊流脉动.

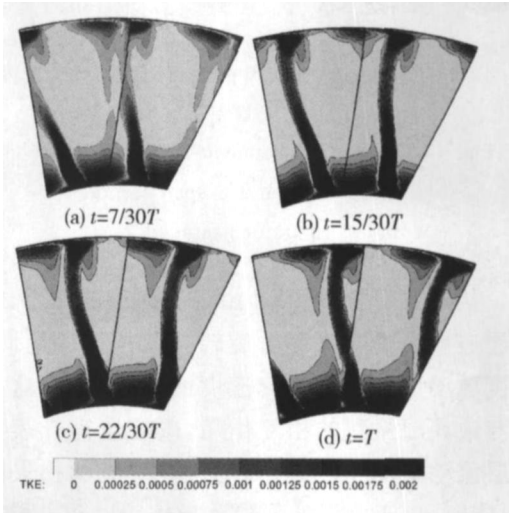


图 5 静叶进口截面湍动能分布云图

Fig. 5 Turbulent kinetic energy distribution on the inlet section of stator passage

2.4 扰动速度矢量分析

图 6 给出了一个周期静叶通道中 5 % 叶高截

面的熵增分布和扰动速度矢量图.从图中可以清晰地看到动叶尾迹在静叶通道中的演化过程:静叶对尾迹的切割;尾迹在静叶通道内的拉伸变形;以及动叶尾迹与静叶尾迹之间的相互作用,尾迹与主流的掺混过程等.在尾迹内部存在强烈的剪切作用,导致尾迹内部产生严重的气动损失,图中的高熵增区域就充分说明了这一点.从图中还可以看出,静叶压力面附近的动叶尾迹在向下游输运的过程中明显变宽,其原因主要有三个:①尾迹区域的速度亏损使得该区域的低能流体具有指向静叶压力面的对流速度,尾迹在压力面上积聚增加了尾迹宽度;②尾迹和势流间的粘性掺混作用降低了尾迹的速度亏损,增加了尾迹宽度;③静叶通道中的逆压梯度使得动叶尾迹膨胀,增加了尾迹宽度.尾迹通过静叶吸力面宽度也有所增加,但明显比压力面一侧的窄.

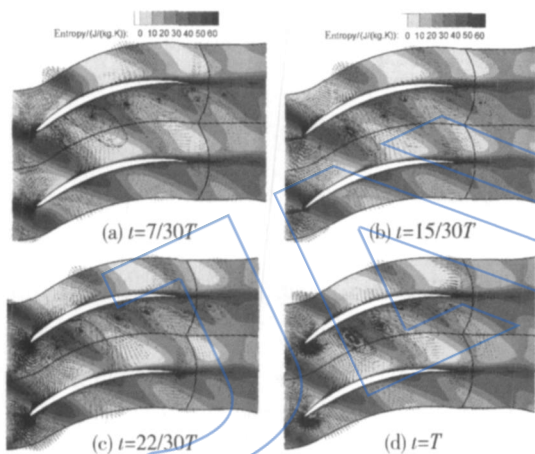


图 6 静叶通道中 5 % 叶高截面熵增与扰动速度矢量图

Fig. 6 Entropy development and disturb velocity vector map on 5 % span section in stator passage

从图 6 中可以看出,由于负射流的作用,在动叶尾迹前后诱导出一对旋转方向相反的旋涡,其速度脉动可以高达主流速度的五分之一.这些旋涡与边界层强烈的相互作用,改变着静叶表面边界层流动的发展,从而影响边界层流动损失的产生;同时,由于旋涡的强烈诱导作用以及上游动叶的势流作用,使得叶片表面压力分布发生改变,这些因素将对压气机性能产生直接影响.尾迹向下游输运时,对涡在周向压力梯度的作用下向吸力面移动.在尾迹到达叶片表面时,首先与边界层相互作用的为尾迹诱导出来的漩涡,该漩涡使

得边界层速度加快,边界层流动的动量和能量进一步增加,从而使得边界层克服逆压梯度的能力得到加强.

以上流动现象的认识对于低雷诺数情况静叶的设计具有重要意义.尾迹与边界层的强烈相互作用,将由有利于促进层流边界层流动向湍流的转捩,增强抗分离能力;同时,尾迹诱导的旋涡增强了边界层与主流的动量交换,这些因素都有助于达到减少分离、降低损失的目的.另外,由于尾迹与边界层相互作用会产生“平静区”,有利于抑制分离并减少摩擦损失.所以,合理利用尾迹与边界层的相互作用有利于提高低雷诺数环境下工作的压气机性能,应在设计中加以考虑.

2.5 静叶表面压力脉动分析

图 7 给出了静叶三个叶高截面吸力面和压力面的扰动压力系数的时空分布图,可以更直观地反映出静压波动的范围和幅值,其横坐标为叶片表面弧长,坐标原点对应着前缘,左边对应着压力面,右边对应着吸力面,纵坐标为时间.扰动压力系数定义为瞬时压力系数与时均压力系数之差,即 $\Delta C_p = C_p - C_{p0}$,压力系数定义为 $C_p = (p - p_0) / \frac{1}{2} \rho v^2$ $\left\{ \begin{array}{l} p \text{ 为叶片表面压力, } p_0 \text{ 和 } \frac{1}{2} \rho v^2 \text{ 分别为静叶进口总压和进口动压} \end{array} \right.$, C_{p0} 为时均压力系数.从图 7 中可以看到由于动叶尾迹周期性的扫掠静叶前缘,导致静叶前缘的压力扰动频率和幅值都最大,因此充分考虑到上游叶片尾迹和位势作用的非定常影响进行前缘形状的优化,才能使压气机的性能得到更好的提高.在静叶的压力面和吸力面上由于非定常干扰所形成的高压区和低压区交替分布呈现很好的周期性.95 % 叶高截面压力面和吸力面的静压波动幅值和范围都最大,这是由于上游跨声动叶吸力面低能流体在离心力的作用下向叶顶迁移并积聚,从而加强了叶顶尾迹的亏损.叶顶高亏损的尾迹结合叶泄漏涡一起造成了下游静叶顶部的高幅度压力扰动,加重了静叶顶部的非定常气动负荷.动叶尾迹的根部也是第二个损失核心,同角区分离区一起造成了下游静叶根部的高压力脉动.从以上分析可看出,通过对上游的动叶进行优化以减轻动叶上、下端壁尾缘的分离损失,从而减轻这两处的尾迹亏损和二次流强度,是降低下游静叶顶部和根部非定常气动负荷的根本办法.

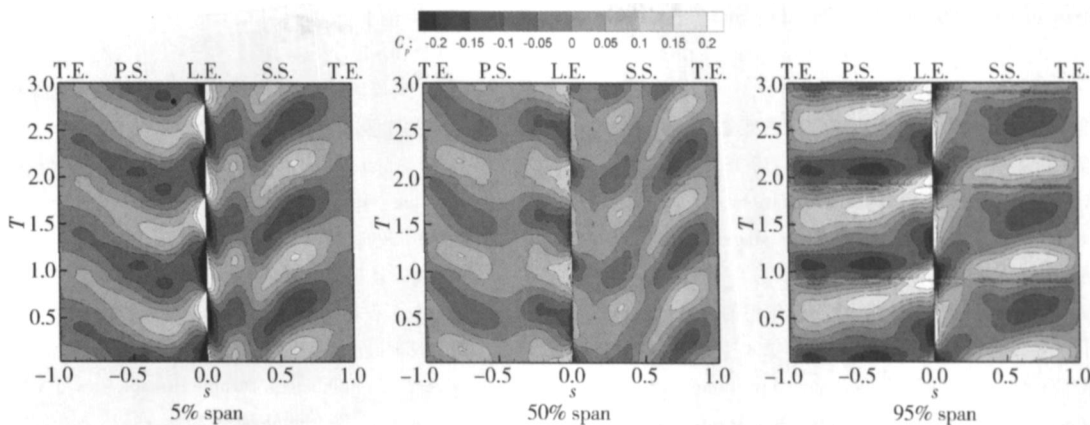


图 7 静叶表面扰动压力系数时空分布

Fig. 7 Disturb pressure coefficients distribution on stator blade sureface

3 结 论

通过压气机内部流动的非定常数值模拟及流动分析,表明非定常流动对压气机内部流场和气动负荷有较大影响,主要总结如下:

(1) 跨声动叶受到下游静叶的位势非定常影响较弱,主要影响集中在压力面尾缘中部;静叶受到的上游动叶的非定常干扰非常强烈,其前缘以及根部和顶部是压力扰动幅值最大的地方;

(2) 动叶顶部的泄漏涡和根部的分离区随着动叶尾迹一起进入下游静叶流道,对静叶顶部和根部造成很强的非定常干扰.因此,通过对上游动叶的优化设计减轻端壁处动叶尾缘的分离损失和二次流强度,是减轻下游静叶端部非定常气动负荷的有效办法;

(3) 在尾迹内部,由于强烈的剪切作用,使得流动损失加剧,导致高的熵增.由尾迹诱导出来的两个旋向相反的涡对,与边界层强烈的相互作用,直接影响边界层流动发展及损失的产生;

(4) 压气机内部的非定常效应将为强度、振动与可靠性分析提供重要信息.合理利用压气机内部的非定常效应,并将气动设计置于三维非定常环境中加以考虑,将有利于压气机性能的进一步提高.

参考文献:

[1] 张文龙,袁巍,张健,等.压气机二维叶栅涡脱落的数值模拟[J].航空动力学报,2002,17(5):556-560.
ZHANG Wenlong, YUAN Wei, ZHANG Jian, et al. Numerical simulation of trailing edge vortex shedding in a 2-D compressor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5):556-560.
[2] Walker GJ. The turbulent boundary layer on an axial com-

pressor blade[R]. ASME Paper 82- GT-52.
[3] Pfeil H, Herbst R, Schröder T. Investigation of the laminar-turbulent transition of boundary layers disturbed by wakes[J]. Journal of Engineering for Power. 1983, 105: 130-137.
[4] Hodson H P. Boundary layer and loss measurements on the rotor on an axial flow turbine[R]. ASME Paper 83- GT-4.
[5] Schulte V, Hodson H P. Prediction of the becalmed region for LP turbine profile design[R]. ASME Paper 97- GT-398.
[6] Poensgen C, Gallus H E. Three-dimensional wake decay inside of a compressor cascade and its influence on the downstream unsteady flow field[R]. ASME Paper 90- GT-21.
[7] Gorell S E, Copenhaver W W, Chriss R M. Effects of upstream wakes on the performance of a transonic compressor stage[C]. //13th ISABE Conference, Sept. , Paper No. 97-7070, Chattanooga:1997.
[8] Chriss R M, Copenhaver W W, Gorrell S E. The effects of blade-row spacing on the flow capacity of a transonic rotor[R]. ASME Paper 99- GT-209.
[9] Gorell S E, Okiishi T H, Copenhaver W W. Stator-rotor interactions in a transonic compressor: part 1: effect of blade-row spacing on performance[R]. ASME Paper 2002- GT-30494.
[10] Gorell S E, Okiishi T H, Copenhaver W W. Stator-rotor Interactions in a transonic compressor: part 2: description of a loss producing mechanism[R]. ASME Paper 2002- GT-30494.
[11] Gorrell S E, Car D, Puterbaugh S L, et al. An investigation of wake-shock interactions in a transonic compressor with DPIV and time-accurate CFD[R]. ASME paper 2005- GT-69107.
[12] 宁卫,刘前智,姚吉先,等.跨声速压气机动静叶排相干的三维非定常流动数值分析[J].航空动力学报. 1996, 11(4):161-164.
NING Wei, LIU Qianzhi, YAO Jixian, et al. Numerical a-

- analysis of 3-D unsteady flow induced by rotor/ stator interaction inside a transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4): 161-164.
- [13] 刘前智,周新海. 单级跨声速压气机三维非定常粘性流动计算[J]. 航空动力学报. 2000, 15(1): 12-16.
- LIU Qianzhi, ZHOU Xinhai. Computation of 3-D unsteady viscous flow in transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 12-16.
- [14] 吴先鸿,陈矛章. 非定常动静叶干涉作用的二维数值模拟[J]. 航空动力学报. 1998, 13(2): 123-128.
- WU Xianhong, CHEN Maozhang. Two-dimensional numerical simulation of unsteady rotor/ stator interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(2): 123-128.
- [15] Chen M Z, Wu X H. Vortex simulation of rotor/ stator interaction in turbomachinery[R]. ASME Paper 98-GT-15, 1998
- [16] 周盛,韩振学,孟庆国. 计算流体力学在吸气式推进领域中的某些应用[J]. 空气动力学学报. 1998, 16(1): 97-107.
- ZHOU Sheng, HAN Zhenxue, MENG Qingguo. Some applications of computational fluid dynamics in the field of air breathing propulsion[J]. Acta Aerodynamica Sinica. 1998, 16(1): 97-107.
- [17] 侯安平,周盛. 轴流式叶轮机时序效应的机理探讨[J]. 航空动力学报. 2003, 18(1): 197-202.
- HOU Anping, ZHOU Sheng. Probe into the mechanism of clocking effect in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power. 2003, 18(1): 197-202.
- [18] 邹正平,宁方飞,刘火星,等. 雷诺数对涡轮叶栅流动的影响[J]. 工程热物理学报. 2004, 25(2): 216-219.
- ZOU Zhengping, NING Fangfei, LIU Huoxing, et al. Effect of reynolds number on turbine cascade flow[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(2): 216-219.
- [19] 邹正平,叶建,张永信,等. 非定常流动对叶片表面负荷分布影响的数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究. 2006, 19(1): 21-26.
- ZOU Zhengping, YE Jian, ZHANG Yongxin, et al. Numerical simulation of unsteady flow effects on turbine blade loading distributions[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(1): 21-26.