

文章编号: 1000-8055(2010)10-2312-07

跨声压气机动叶弯、掠对静叶静压脉动的影响

毛明明¹, 宋彦萍², 王仲奇²

(1. 山东理工大学 交通与车辆工程学院, 淄博 255049;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 对一单级跨声压气机采用了三种弯、掠动叶后设计工况下的非定常流场分别进行了数值模拟, 分析了动叶弯、掠对下游静叶表面静压非定常脉动的影响. 研究表明: 三种弯、掠动叶都减轻了静叶前缘顶部和根部的静压脉动, 使静叶前缘所受到的静压扰动沿径向分布更为均匀, 尤其是弯掠动叶的作用最为明显; 除去叶片前缘区域, 三种弯、掠动叶对下游静叶的顶部压力面和吸力面的扰动都有所减弱, 仍然以弯掠动叶的作用最为显著, 而在静叶的中部和根部前缘区域之外的表面, 动叶的弯、掠对压力扰动的影响不明显.

关 键 词: 跨声压气机; 非定常; 弯; 掠; 静压脉动

中图分类号: V231

文献标识码: A

Effect of bowed and swept rotors on stator pressure fluctuation in a transonic compressor

MAO Ming-ming¹, SONG Yan-ping², WANG Zhong-qi²

(1. School of Transportation and Vehicle Engineering,

Shandong University of Technology, Zibo 255049, China;

2. School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The unsteady 3-D flow fields in a transonic compressor at design point were simulated numerically to study the effect of the bowed and swept rotors on stator surface static pressure fluctuation. The results show that, all three types of bowed or swept rotors, especially the bowed-swept rotor, could weaken the static pressure fluctuation on the top and bottom of stator leading edge compared with the baseline. As a result, the stator surface pressure fluctuation near leading edge area becomes more uniform in radial direction. Expect for the stator leading edge area, the amplitude of pressure fluctuation decreases on the top of pressure and suction surface downstream the bowed and swept rotors, but the effect at mid-span and hub is insignificant.

Key words: transonic compressor; unsteady; bow; sweep; static pressure fluctuation

通过弯、掠叶片抑制端壁附面层分离、合理改变和调整三维激波结构以减小压气机流道内部损失的方法引起了众多研究人员的重视. 充分利用三维叶片主动控制端壁效应及激波影响, 以获得高性能压缩系统的研究工作已成为世界领域的热

点问题, 弯掠叶片及其空气动力学的研究也成为叶轮机械领域的关键课题之一.

然而叶片弯、掠这种边界条件的改变形式会对诸如尾迹、尾缘激波形式、通道涡在级内的发展、端壁附面层的输运等多种流动现象产生极大

收稿日期: 2009-09-07; 修订日期: 2009-12-20

基金项目: 国家自然科学基金(50646021)

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

的影响, 从而使压气机级的非定常动、静干扰特性发生明显的变化. 研究动静干涉对于改善轴流叶轮机机械的持久性、降低噪声水平和提高运行性能具有重要意义并且引起了越来越多的关注, 国内外很多学者对此进行了实验和计算方面的研究. Williams^[1] 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. Poensgen 等人^[2] 发现与孤立动叶相比, 在级环境中, 动叶尾迹中速度的亏损将更快的衰减, 而且动叶尾迹对压气机静叶栅内三维分离区的发展有显著的影响. Ottavy 等人^[3] 通过研究导叶和跨声动叶间的流场发现, 激波上游的导叶尾迹亏损减小, 并且尾迹发生过转, 而激波下游的导叶尾迹亏损增加并且尾迹发生欠转. 从 90 年代以来, 美国的空军研究实验室的 Gorrell 等人^[4-6] 同时应用了 DPIV (digital particle image velocimetry) 测量和非定常的数值计算对压气机的叶排干扰现象也作了大量研究. 国内叶列间干扰的非定常研究起步较晚, 基本上以数值模拟为主. 黄伟光等人^[7] 从 1998 年开始研究叶轮机内动静叶的干扰问题, 较早在国内开展了非定常现象的研究. 刘前智等人^[8] 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. 季路成等人^[9] 提出了面向工程问题, 将叶轮机非定常干扰 (以转/静干扰为代表) 时间平均效应纳入设计体系, 实现所谓的准四维设计体系. 王仲奇课题组^[10-13] 对跨声速压气机级间干扰做了大量研究.

然而目前关于叶片弯、掠对临近叶栅内流动状况、级性能参数波动的影响的实验与数值研究还比较少, 因此本文采用数值计算方法模拟了一跨声压气机采用弯、掠动叶的非定常流场, 研究了静叶表面静压非定常脉动的变化, 加深了对弯、掠叶片与下游静叶气动干扰特性的认识, 探讨了弯、掠叶片造型在非定常条件下的应用价值.

1 数值模拟方法

本文研究的原型算例为一国内目前在用的小涵道比涡扇发动机高压轴流段的跨声压气机级, 动叶叶片数为 21, 静叶叶片数为 24, 轮毂直径为 80mm, 动叶叶尖切向速度为 330 m/s. 以原型扭动叶 (ORI) 为基础分别设计了弯掠动叶 (BSW)、正弯动叶 (BDF) 和前掠动叶 (SWF), 均使压气机级的性能得到有效提高. 动叶的弯或掠成型是将原型动叶的截面按照积迭线的平移量沿弦法向或弦向平移得到的. 为了弥补掠动叶中部损失明显

增加的缺陷, 将掠动叶中部截面进行了优化改型; 对弯动叶各个截面的安装角均进行了调整以减小正弯对流量分布的影响. 具体的设计过程以及三种弯、掠动叶流场内的损失分布见文献[14].

数值模拟采用 NUMECA 系列软件包, 叶栅流道空间离散网格采用 Autogrid 生成, 计算网格如图 1 所示. 为保证网格质量, 动叶流道采用 H-O 型网格, 叶顶间隙采用蝶形分布, 静叶流道采用 O-H 型网格, 整级的网格节点总数为 618 190. 控制近壁面区域网格加密, 保证壁面第一层网格对应的 $y^+ < 10$.

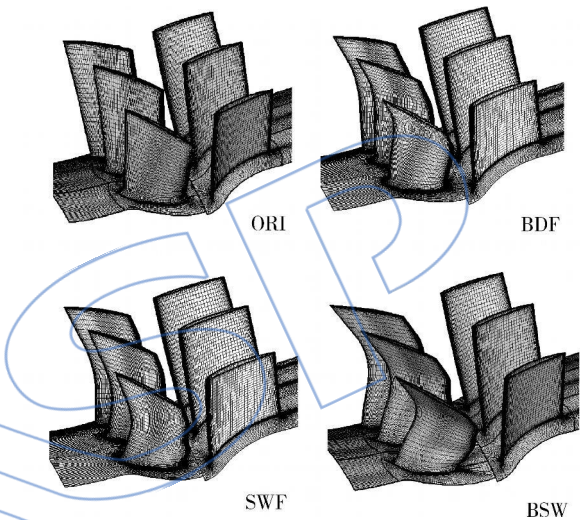


图 1 网格示意图
Fig. 1 Computational grids

对级的非定常流场采用三维 Navier-Stokes (N-S) 求解器 Fine/Turbo 模块进行数值模拟. 控制方程组空间离散采用二阶迎风格式辅以通量分裂算法, 时间离散采用双时间步法. 四阶 Runge-Kutta 法迭代求解, 采用多重网格技术以加速收敛, 湍流模型采用一方程 Spalart-Allmaras (S-A) 模型. 计算边界条件给定进口总温、总压和轴向进气, 出口给定中径处背压, 采用完全径向平衡方程.

非定常计算初场给定为定常收敛解, 采用滑移界面传递动、静叶边界的参数. 时间精确模拟采用区域缩放法, 将动、静叶的数目比简化为 1:1 以减少计算工作量, 并且将叶片尺寸按比例改变, 以保证稠度不变. 采用双重时间步方法加速收敛, 将一个物理周期分为 30 个物理时间步, 每一个物理时层内进行 50 个虚拟时间步数迭代. 计算 20 个周期后总性能参数 (流量、压比和效率) 出现周期性波动, 得到收敛结果.

2 计算结果分析

通过图 2 给出的静叶三个叶高截面的均方根压力的对比,可以更清楚地比较动叶弯、掠对静叶表面压力非定常扰动的影响. 均方根压力(RMS pressure) 的定义为 $\frac{1}{p} \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (p - \bar{p})^2 dt}$, 其中 $\bar{p}$

为时均压力, p 为瞬时压力, T 为计算周期. 图 2 中横坐标为叶片表面弧长,原点对应着叶片前缘的位置,横坐标负值对应压力面,横坐标正值对应吸力面. 从图中可以看到,原型静叶 5% 叶高和 95% 叶高前缘处的静压扰动幅值都明显超过 50% 叶高,使得静叶前缘静压扰动沿径向的分布很不均匀,非常不利于静叶前缘强度的保证. 在先

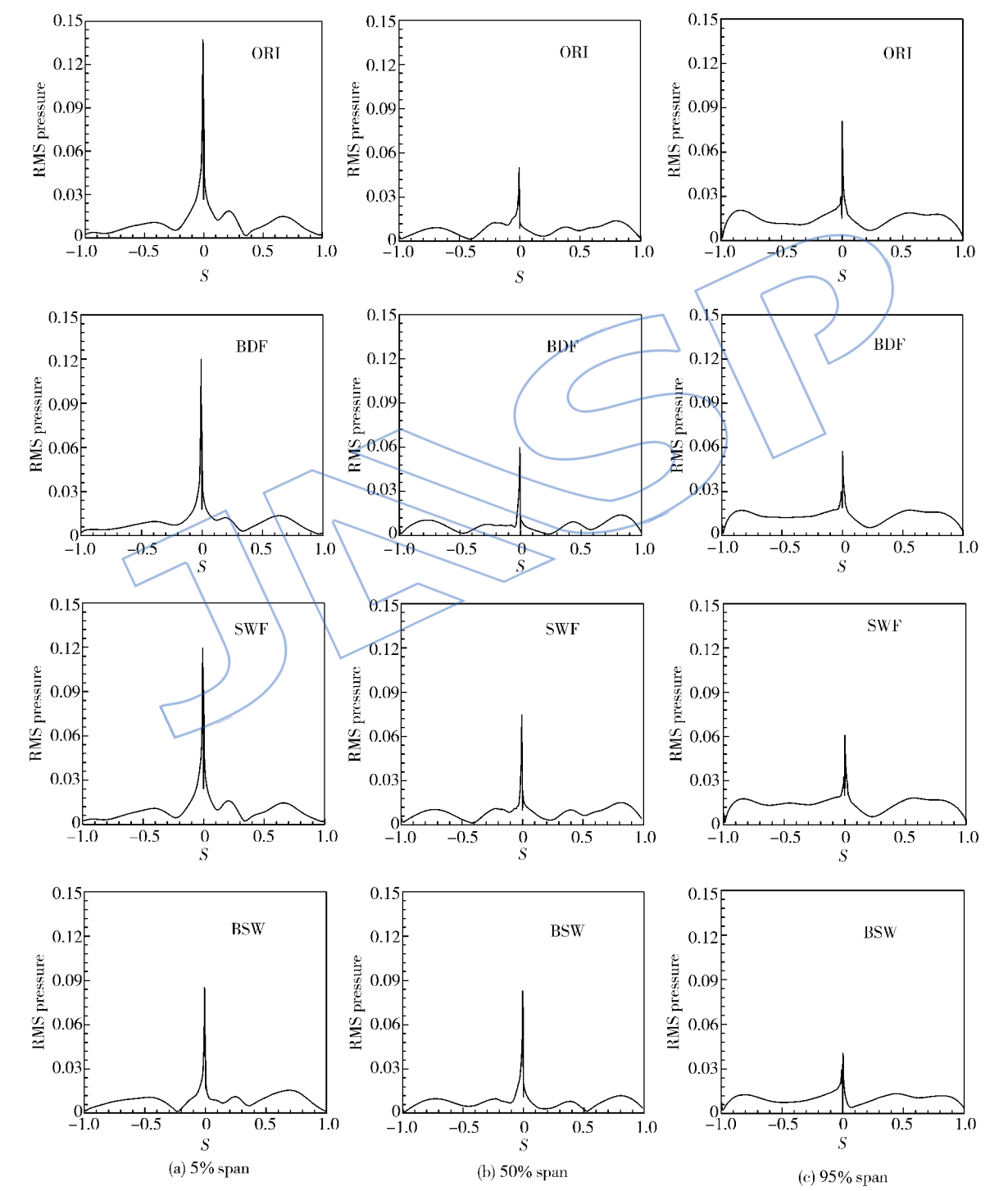


图 2 静叶三个叶高截面的均方根压力的对比

Fig. 2 RMS pressure on three sections of statics

前的研究^[11]中发现, 在原型动叶的出口存在着三个高损失区: 尾迹区、根部分离区和叶顶泄露涡. 它们同时也是紊流脉动最强的区域, 进入下游静叶流动后对静叶表面的压力造成严重的非定常扰动.

从图 2 中看到, 与原型相比, 正弯动叶和前掠动叶下游的静叶 5% 叶高处前缘的静压扰动有所减弱, 这是因为正弯动叶和前掠动叶降低了动叶根部的分离损失和角区分离^[14], 从而使动叶根部的尾迹区和角区分离区的脉动强度降低, 对下游静叶根部前缘处的静压扰动也随之减弱. 然而, 正弯动叶和前掠动叶下游的静叶 50% 叶高前缘处的静压扰动都有所增强, 这是因为正弯动叶和前掠动叶中部的激波强度增大, 分离损失增加^[14], 因此动叶中部的尾迹区脉动强度也随之增大, 从而加强了对下游静叶中部的静压扰动. 相对于正弯动叶, 前掠动叶中部分离损失增大较多, 因此对下游静叶前缘中部的扰动增强也更为显著. 正弯动叶和前掠动叶下游的静叶 95% 叶高前缘处的静压扰动都明显减轻, 这是因为正弯动叶和前掠动叶顶部的激波强度降低^[14], 分离损失和泄漏损失也减少, 从而动叶顶部尾迹区和泄漏涡的脉动强度都明显降低, 因此对下游静叶顶部前缘的静压扰动也明显减弱.

从图 2 中还可看出, 相对于正弯和前掠动叶, 弯掠动叶对下游静叶根部 5% 叶高和顶部 95% 叶

高处前缘的静压扰动的减弱更为明显, 这是因为其降低动叶根部与顶部的分离损失和减轻角区分离和顶部泄漏的能力更为突出^[14]. 然而, 由于弯掠动叶中部的分离损失增大更多, 所以对下游静叶中部 50% 叶高前缘处的静压扰动增加也更多. 总体来说, 弯掠动叶控制损失和分离的能力最强, 因此使下游静叶的前缘所受的非定常气动负荷沿叶高分布最为均匀.

根据图 2(c) 所示, 除去静叶前缘区域, 三种弯、掠动叶对下游静叶压力面和吸力面顶部的扰动都有所减弱, 尤其是弯掠动叶最为显著, 这是因为动叶弯、掠显著减小了顶部损失以及叶顶泄漏涡的强度, 从而更明显的削弱了对下游静叶顶部的扰动. 然而在图 2(a) 和(b) 中可看到, 在 5% 和 50% 叶高前缘区域之外的静叶表面区域, 三种弯、掠动叶对下游静叶的吸力面和压力面的静压扰动与原型动叶相比幅值变化不大. 在文献[13]的研究中发现, 动叶的尾迹在静叶流道内向下游运输的过程中, 径向压力梯度的作用使动叶尾迹内的低能流体向根部迁移. 动叶弯、掠后虽然降低了动叶尾迹根部的脉动强度, 增强了其中部的脉动强度, 由于尾迹中部的高脉动低能流体向下迁移, 使尾迹的中部和根部脉动强度趋于平均, 因此弯、掠动叶对静叶中部和根部前缘之外表面区域的压力扰动改变不大.

通过图 3 给出的静叶表面的均方根压力分布,

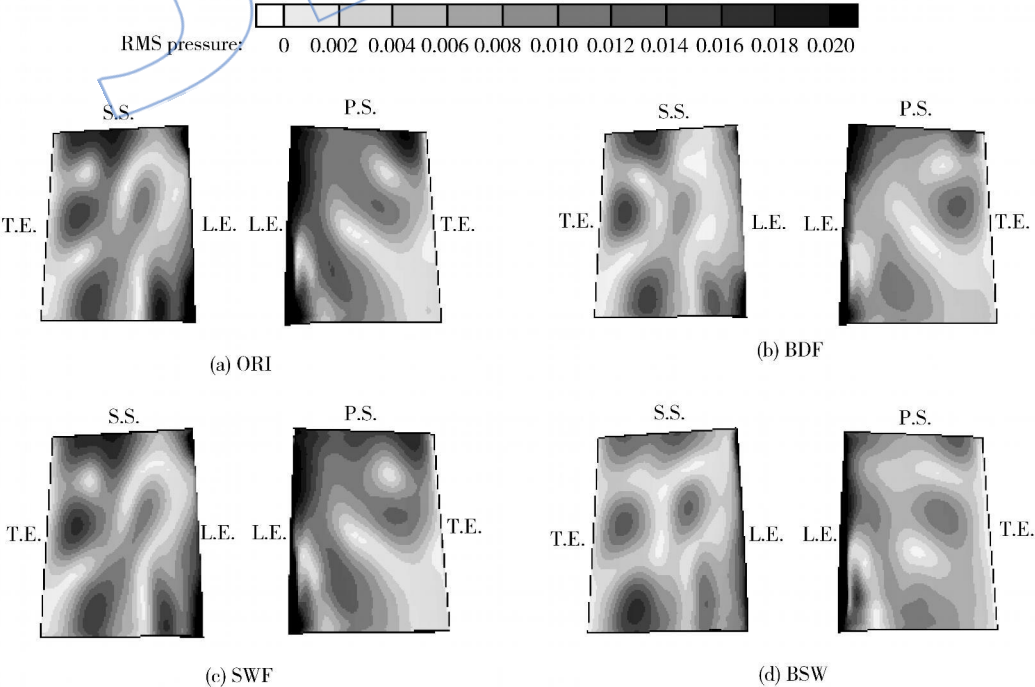


图 3 静叶表面均方根压力

Fig. 3 RMS pressure on stator blade surface

可以更直观立体地把握静叶表面压力扰动分布的变化, S. S. 和 P. S. 分别表示吸力面和压力面, L. E. 和 T. E. 分别表示前缘和尾缘. 通过对比可以发现, 三种弯、掠动叶下游静叶吸力面和压力面静压扰动最剧烈区域的面积和扰动强度比原型静

叶都明显减小, 并且在静叶顶部的扰动强度明显降低, 有利于静叶顶部强度的保证, 然而在静叶中部和根部吸力面和压力面的静压扰动强度变化不大.

图 4 给出了静叶三个叶高截面吸力面和压力

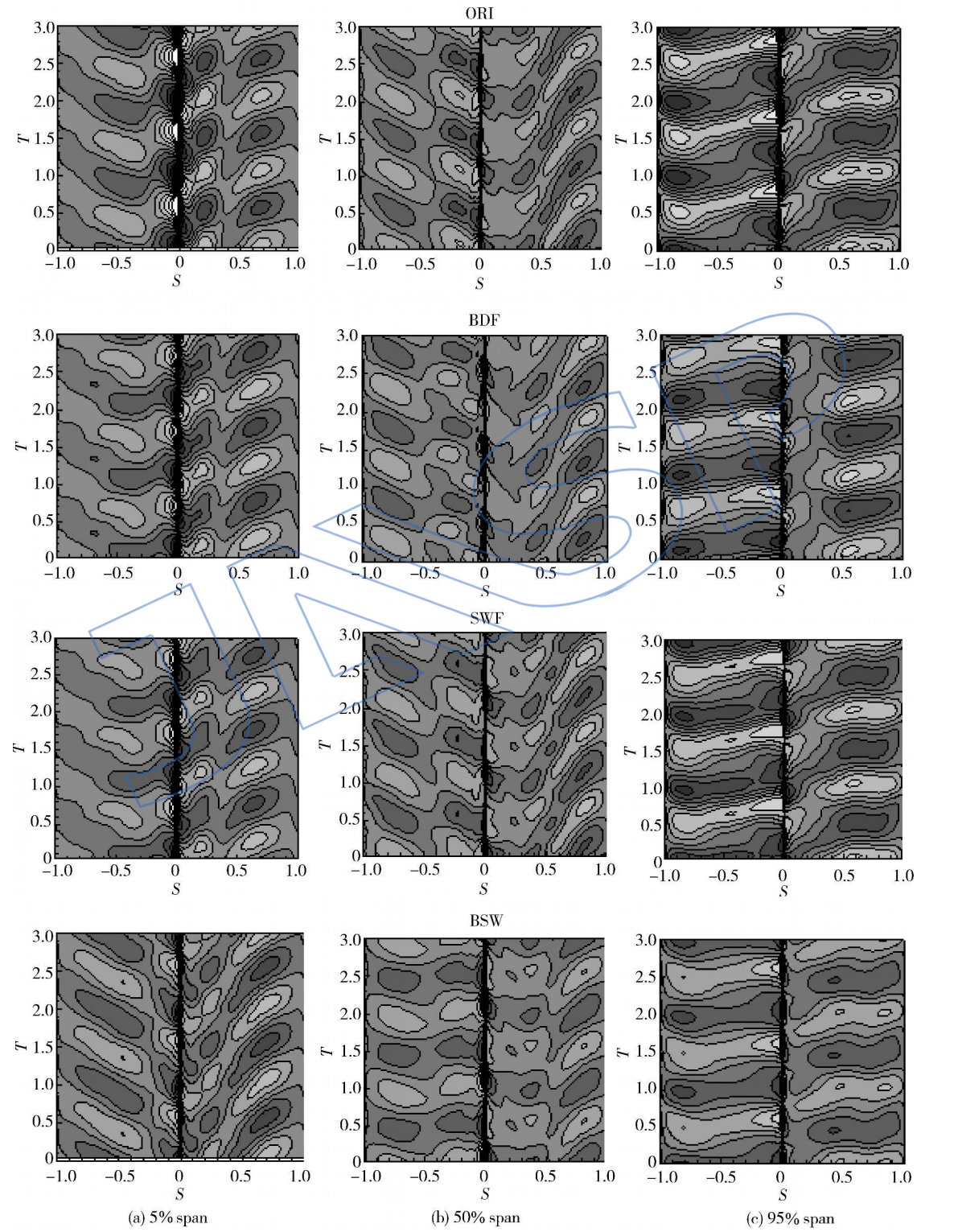


图 4 静叶表面扰动压力时空分布图
Fig. 4 Distribution of disturbing pressure on three sections of the stators

面扰动压力系数的时空分布图,可以更直观地反映出静压随时间波动的范围和幅值,其横坐标表征的含义与图 2 相同,纵坐标的时间范围取三个周期.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 $C_p = (p - p_0) / \frac{1}{2} \rho v^2$ (p 为叶片表面压力, p_0 和 $\frac{1}{2} \rho v^2$ 分别为静叶进口总压和进口动压), C_{p0} 为时均压力系数.从图 4 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幅值最大.在静叶的压力面和吸力面上,由于上游动叶尾迹、二次流及势流叠加产生的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.动叶弯、掠前后,静叶三个截面的高压区扰动区的位置基本没有发生变化.与原型静叶相比,三种弯、掠动叶下游静叶 95% 叶高截面的高压区扰动区的扰动压力系数明显降低,尤其是弯掠动叶最为显著.而在 50% 和 5% 叶高截面,弯、掠动叶对静叶表面压力扰动的影响不太明显.

3 结 论

1) 动叶弯、掠后都减轻了下静叶前缘处原本扰动最强的根部和顶部所受的静压扰动,然而使其中部所受的静压扰动有所增加,从而使静叶前缘所受到的静压扰动沿径向分布更为均匀,更有利于静叶前缘强度的保证.

2) 弯掠动叶相对于正弯和前掠动叶对下游静叶根部和顶部前缘的静压扰动的减轻最为明显,然而使下游静叶中部前缘处的静压扰动增加也最多,因此使静叶的前缘所受的非定常气动负荷沿叶高分布最为均匀.

3) 除去叶片前缘区域,三种弯、掠动叶对下游静叶的顶部压力面和吸力面的扰动都有所减弱,尤其是弯掠动叶最为显著.

4) 在静叶的中部和根部前缘区域之外的表面,动叶的弯、掠对压力扰动的影响不明显,这是因为动叶的尾迹在静叶流道内向下游输运的过程中,尾迹中部的高脉动低能流体在径向压力梯度作用下向根部迁移,使尾迹的中部和根部脉动强度趋于平均,因此对下游静叶中部和根部表面的压力扰动强度的改变不大.

参考文献:

[1] Williams M C. Inter and intrablade row laser velocimetry

studies of gas turbine compressor flows[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 110(3): 369-376.

- [2] 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, 1990.
- [3] Ottavy X, Trebinjac I, Voullarmet A. Analysis of the inter-row flow field within a transonic axial compressor: Part 1—Experimental investigation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123(1): 49-56.
- [4] Gorrell 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, 2002.
- [5] Gorrell 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, 2002.
- [6] 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, 2005.
- [7] 黄伟光, 陈乃兴, 山崎伸彦, 等. 叶轮机械动静叶片排非定常气动干涉的数值模拟[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(3): 294-298.
HUANG Weiguang, CHEN Naixing, YAMASAKI Nobuhiko, et al. Numerical simulations on unsteady rotor-stator interaction in turbine cascades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999, 20(3): 294-298. (in Chinese)
- [8] 刘前智, 周新海, 胡运聪. 轴流叶轮机三维粘性非定常流动计算的双时间方法[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(Suppl.): 21-24.
LIU Qianzhi, ZHOU Xinhai, HU Yuncong. Dual time stepping for computation of 3d unsteady viscous flow through axial flow turbomachinery[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(Suppl.): 21-24. (in Chinese)
- [9] 季路成, 陈江, 黄海波, 等. 关于叶轮机时均(准四维)和非定常(四维)气动设计体系的初步诠释[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(4): 570-574.
JI Lucheng, CHEN Jiang, HUANG Haibo, et al. Elementary annotation about time average (quasi-4d) and unsteady (4d) aerodynamic design system for turbomachinery[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, 24(4): 570-574. (in Chinese)
- [10] MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Numerical investigation of the unsteady flow in a transonic compressor with curved rotors[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(2): 97-104.
- [11] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 跨声压气机动静干涉效应的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1468-1474.
MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Numerical research on influence of rotor-stator interactions in

transonic compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(9): 1468-1474. (in Chinese)

[12] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 动叶弯和掠对压气机效率非定常波动的影响 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2564-2569. MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Effect of bowed and swept rotors on efficiency unsteady fluctuation in a transonic compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2564-2569. (in Chinese)

[13] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 跨声速压气机中动叶弯和掠对尾迹运输的影响 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2689-2694. MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Effect of bowed and swept rotors on wake transportation in a transonic compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2689-2694. (in Chinese)

[14] 毛明明, 宋彦萍, 王仲奇. 跨声速轴流压气机动叶弯和掠效应的应用 [J]. 工程热物理学报, 2009, 30(4): 581-586. MAO Mingming, SONG Yanping, WANG Zhongqi. Application of bowed and swept rotors in a transonic axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2009, 30(4): 581-586. (in Chinese)

