

文章编号: 1000 8055(2009)03-0608-07

尾流撞击效应对轴流压气机下游叶排涡面的影响

周晓勃, 周 盛

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对某高负荷高压压气机末级, 通过研究上游转子尾迹涡面周期性扫掠对下游静子涡面的影响, 从涡面非定常作用的角度分析流场时空结构. 结果表明, 流场性能的改善与涡面时空结构相对应, 尾迹涡面同分离涡面的相互作用可显著降低流动损失; 与上游尾迹涡面发生耦合的是叶片尾缘旋涡交替脱落频率而非吸力面前缘分离涡不稳定频率.

关 键 词: 轴流压气机; 流场时空结构; 尾流撞击效应; 涡面

中图分类号: V211.15

文献标识码: A

Investigation of the effect of wake impact effect on vortex sheets of the downstream blade row in axial compressor

ZHOU Xiaobo, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory on Aero-Engines,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The flowfield in axial compressor is characterized by unsteady vortex flow due to the relative motion of the blade rows. The upstream unsteady wake flow changing periodically is responsible for the airfoil aerodynamic efficiency and thus for the overall performance of the aeroengine. This paper examines the influence of such unsteadiness of upstream wake impact on the development of vortex sheets of downstream blades in a highly loaded HPC (High pressure compressor). The results of this study indicate that the temporal-spatial structure of wake impact effect in multistage turbomachinery flowfield could be more deeply understood when the unsteady processes are considered through the interaction of respective vortex sheets. The results suggest that the performance change is corresponding with temporal-spatial structure of the flowfield. The vortex sheets interaction of upstream weak and downstream blades might reduce the loss. It is the frequency of the vortex shedding alternately at the trailing edge that couple with the upstream weak passing frequency, instead of the frequency of leading edge separated vortex instability.

Key words: axial compressor; temporal-spatial structure of flowfield; wake impact effect; vortex sheet

轴流压气机内流叶排间速度场干扰可分为两类, 一类为相对静止叶排之间的作用, 即时序效

应. 大量研究表明, 时序效应在提高涡轮气动性能方面效果显著, 但对多级压气机效率影响并不明

收稿日期: 2008 03 12; 修订日期: 2008 04 18

基金项目: 国家自然科学基金(10477002)

作者简介: 周晓勃(1977-), 男, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从事叶轮机非定常流动方面的基础研究.

显;另一类是相对运动的叶排间的相互作用,如尾迹-叶片相互作用和尾流撞击效应^[1]等。上游叶排尾迹脱落和往下游的迁移所造成的周期性扰动是叶轮机内流动非定常性主要根源。这种固有非定常流动在叶轮机叶片轴向损失产生过程中起重要作用。

Meyer^[2]是最早对尾迹-叶片相互作用展开研究的学者之一。他把尾迹视为均匀流场的扰动,尾迹在叶片通道内表现为负射流。压气机叶栅、低速压气机和低压涡轮实验台上的大量实验研究^[3-5]表明,上游尾迹的非定常作用能有效的抑制吸力面分离,降低损失。同时,强烈地影响到压气机叶片边界层的转捩,尤其是在边界层发展过程中出现的沉寂区,可以通过抑制分离来减小叶型损失。

对于轴流压气机的这种固有非定常运动,从非定常耦合流动的角度审视,可归纳为尾流撞击效应^[1],即,通过合理组织上游尾流与叶片尾迹中的脱落旋涡的相互作用,来实现压气机时均气动性能以及内部流场时空结构的改善。数值研究^[6-8]显示,恰当的尾迹频率和幅值,可使压气机叶片通道内的非定常扰动之间发生耦合,流场时空结构从无序变为有序,气动性能提高。低速压气机试验台上的一系列实验^[9-11]也验证了这一效应的显著收益:压气机绝热效率、总压比和失速裕度可分别最大提高1.53%,4.52%和24.9%。进一步,尾流撞击效应有望在压气机设计中发挥作用^[12]。

为了深化对非定常旋涡流场时空结构的认识,文献[13]提出了非定常涡面模型及其相应的分析方法,并使用这一模型对单排叶栅均匀进气条件下的流动进行了讨论。非定常涡面模型为研究叶轮机叶排间干扰的复杂流场提供了分析工具。本文在此基础上,采用对转/静叶非定常耦合求解的方法,研究轴流压气机上游尾迹周期性干扰对下游叶排涡面的影响,从尾迹涡面和分离涡面相互作用的角度来分析尾流撞击效应的流动机理,进而加深对非定常旋涡流场时空结构转化的认识。

1 数值方案

1.1 计算模型及程序说明

排除三维带来不必要的复杂性,进行二维研究。由于尾流撞击效应主要体现在压气机工作于最大负荷状态或在失速边界附近^[7,10],故选取某

五级高负荷高压压气机第五级50%叶高截面作为2-D研究对象。因为在高折合转速下,压气机最末级偏离设计工作点很远且为大的正攻角,转子尾迹涡面与静子叶片边界层或分离涡面相互作用更加明显。另外,本文解除之前在单转子或单排叶栅上进行尾流撞击数值研究中所作的“解耦”简化假设,使计算模型更真实。由于研究对象是上游转子叶排尾迹涡面同下游静子自由涡面之间相互作用问题,计算中仅考虑静子通道内的流动尚可,故本文把转、静叶片数由79:123,约化为1:2。具体叶型参数为,转子弦长39.94 mm,稠度1.86;静子弦长22.91 mm,稠度1.06;转动半径0.27 m,转子100%转速为11460 r/min。

本文采用有限差分法离散可压非定常雷诺平均Navier-Stokes方程组。采用三步TVD Runge-Kutta法时间推进求解相对系和绝对系的守恒型无量纲方程。用高精度的空间离散格式^[14-15]。湍流模型是Baldwin-Lomax模型,可以合理地预测叶背大尺度分离流动^[16]。利用二次Lagrange多项式对转/静交接面传递的时间相关通量插值。

计算网格如图1所示,由NUMECA IGG模块生成。加密近壁面和动静滑移边界上的网格节点,近壁第一层网格距壁面法向距离小于 1.63×10^{-5} m, $y^+ < 5$,满足B-L模型的要求。动静滑移边界轴向网格间距为 1.04×10^{-4} m。环转、静叶壁面上分别布置212和184个节点,转、静计算域网格节点数分别为9519和30770。控制转/静交接面上网格节点的周向分布,避免由于网格节点分布不均匀造成交接面上下游流场参数传递的插值误差。

叶排进口给定绝对总温为482.7 K,绝对总压505.1 kPa,轴向进气;出口静压范围为565.0~640.5 kPa。叶片壁面上采用无滑移无穿透条件。初始流动是均匀的完全湍流。基于转子进口绝对速度的弦长雷诺数为 $6.5 \times 10^5 \sim 8.1 \times 10^5$,绝对马赫数为0.28~0.35。

1.2 程序校核

分别对所用程序的单叶排模拟结果和转/静交接面参数传递进行校核。

用于单叶排校核的高负荷压气机叶栅V2弦长80 mm,稠度2.22,弯角56.8°。图2为在进口 $Re = 5 \times 10^5$, $T^* = 313$ K, $Ma = 0.3$, 0°攻角下,本文所用非定常程序同NUMECA定常结果与实验测量^[17]叶片壁面压力的比较。如图2所示,实

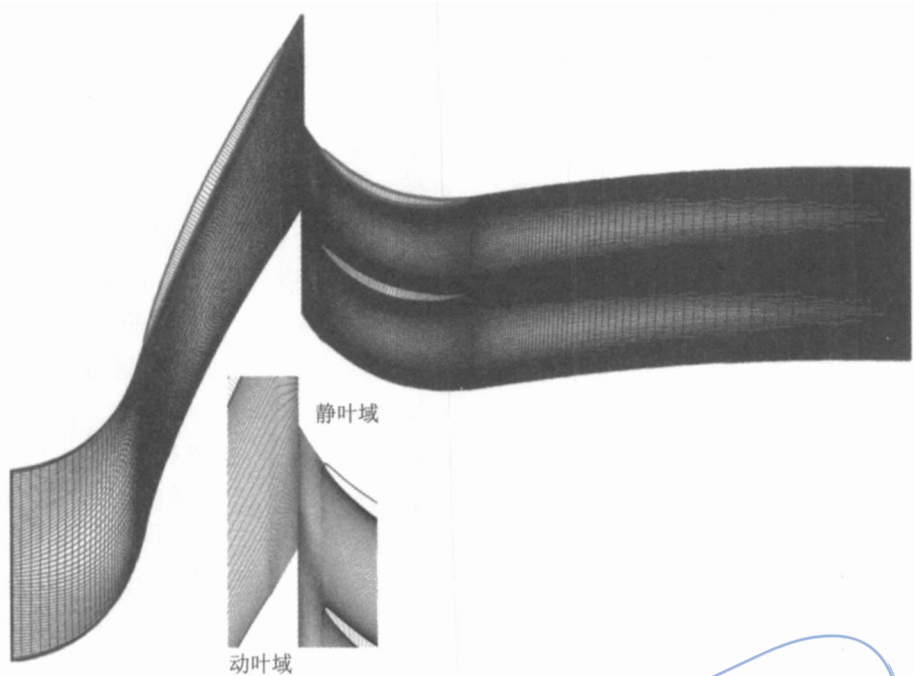


图 1 二维转、静叶片几何及计算网格

Fig. 1 2-D rotor and stator blade geometry and computation mesh

验测量结果介于本文所用的 2-D 非定常程序和 NUMECA 定常计算结果之间. 注意到: 60% 轴向弦长之后, NUMECA 定常计算所得到的叶背壁面附近低速区域比实验测量值小, 而且变化趋势不同, 本文 2-D 非定常结果相比则略好; 在 80% 轴向弦长到叶栅尾缘区域, 叶背出现明显的低速区, 2-D 非定常程序对此流动现象模拟与实验测量值符合较好, NUMECA 定常结果则偏离较大. 以上对比说明本文所采用的 2-D 非定常程序和非定常数据处理方法对于近壁面流动模拟是可信的.

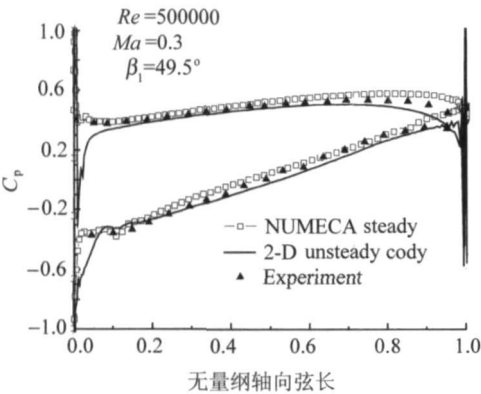


图 2 压力系数的计算值与实验测量值的比较
Fig. 2 Comparisons of C_p on profile surface of cascade V2 resulted from 2-D unsteady code, NUMECA and measurements

图 3 表示尾迹输运过程中某时刻, 上游转子出口速度向下游静子域传递过程的连续性. 由图 3 可见, 排除由于两个坐标系存在相对运动而产生的转/静域的速度分量相位差, 速度的传递连续性非常好. 本文也考察了密度、压力等参数, 验证了转/静交接面时间相关数据传递的可靠性.

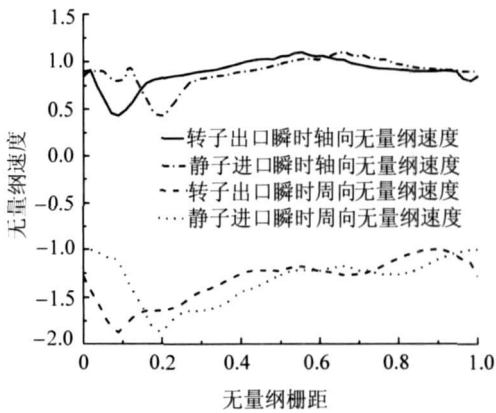


图 3 转/静交接面速度连续性
Fig. 3 Continuity of velocity traverse the interface of rotor stator blade

2 结果及分析

2.1 附着涡面和自由涡面

压气机级环境下, 上游转子尾迹是高端流体的相对速度亏损区, 如图 4 所示. 由压气机基元级

流动速度三角形可知, 当转子尾迹向下输运到静子叶排时, 即成为高湍流度的绝对速度高速区. 转子尾迹有比主流更大的周向速度分量, 并且朝静子压力面偏移, 增加下游静子进口气流角, 改变气动负荷. 由于相邻转/静叶排的相对旋转, 尾迹扰动便使下游静子叶排内的流动显示出强烈的周期非定常性.

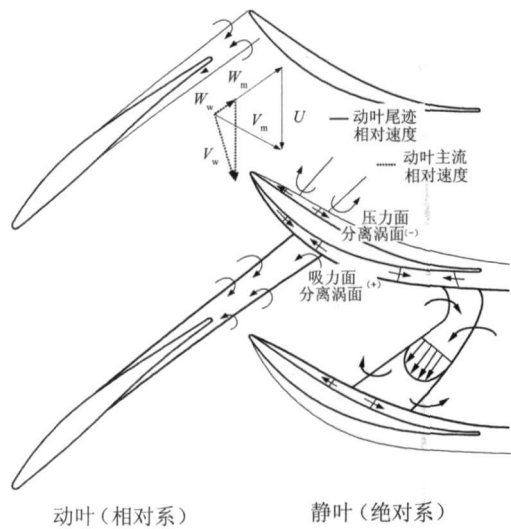


图 4 转子尾迹与静子干扰示意图

Fig. 4 Sketch of rotor wake stator blade interaction

如图 4, 上游转子尾迹可以被描述为伴随着脱落旋涡的一个卡门涡街. 涡街的两条边界分别为来自由转子压力面和吸力面剪切作用所形成的两个自由涡面. 在 2-D 假设条件下, 涡面由其两侧切向速度大小不同而产生. 相关的物理、数学描述和单叶排非定常涡面研究可参见文献[13], 这里不再赘述. 涡面由叶片壁面产生, 并有两种形态: 紧贴固壁的附着涡面, 即边界层; 以及离开物面延伸到流体内部的自由涡面. 从附着涡面向自由涡面的转化就是流动分离. 作为压气机内流动非定常性主要根源之一的尾迹扰动, 若从涡面角度分析, 就是上游叶排尾迹自由涡面同下游叶片附着涡面(边界层)或自由涡面(流动分离)之间的相互作用问题.

2.2 流场性能变化

图 5 为计算得到的级压比和转子压比的特性曲线. 鉴于 2-D 情况, 图中用面积流率来替代流量概念. 选取最大流率点、设计点和近失速点三个工况(分别对应图 5 中点 A, B 和 C), 对转子尾迹涡面和下游静子涡面的相互作用展开讨论.

研究静子流动在有, 无上游转子尾迹干扰情况下的流动变化, 应首先保证静子在这两个流动

情况下的时均进口条件相同. 本文把上游转子尾迹扰动情况时转/静交接面上的总温、总压和气流角在尾迹通过周期内做时均流量加权平均^[18], 并作为静子均匀进口参数. 调整静子出口背压, 以得到同转/静交接面上同样 Ma . 此时, 可认为这个均匀进口的静子流动条件与上游尾迹干扰时的相同.

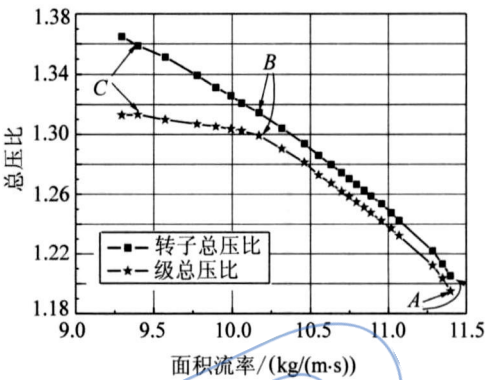


图 5 整级和转子的总压比-面积流率特性线

Fig. 5 Total pressure ratio vs. area flow rate of the 5th stage and rotor, respectively

表 1 列出转子非定常尾迹涡面对静子流场性能参数的影响. 由表可知, 上游尾迹周期性扰动对静子流动损失的影响比静压比更显著. 除了在近堵塞工况, 上游转子尾迹的非定常作用均可提升静子叶排扩压能力并降低损失.

表 1 转子尾迹涡面对静子流场性能的影响

Table 1 Performance parameter change due to the wake impact effect

	进口 Ma	静子进口 弦长 $Re/10^5$	静压比 变化量/%	损失系数 变化量/%
工况 A	0.39	5.7	-14.2	135
工况 B	0.40	6.2	23.8	-32
工况 C	0.41	6.5	21.7	-17

可以由下游静子时均涡面在本文研究的三个工况下的不同位置, 如图 6, 来解释静子叶片吸力面时均涡面的影响. A 工况下, 尾流撞击效应的实质是上游尾迹自由涡面同吸力面附着涡面的相互作用, 在流动原本接近定常状态、且涡面基本附体的条件下, 这一周期性扰动会由于尾迹在静子通道迁移过程产生的掺混损失而带来熵增, 使流动性能恶化. B 工况下, 尾迹自由涡面同静子分离涡

面相作用的时均效果是使静子叶片原本分离的涡面再附, 流场得到改善. *C* 工况类似于 (*B*), 但转子非定常尾迹涡面的作用不足以使静子吸力面自由分离涡面完全成为附着涡面, 但仍降低一部分叶型损失.

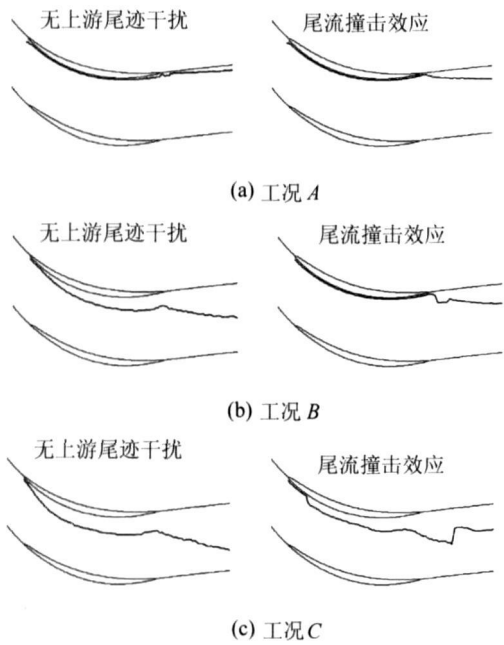


图 6 静子叶片吸力面时均涡面

Fig. 6 Time mean plot for unsteady vortex sheet of the stator suction surface

可见, 上游尾迹自由涡面同附体涡面的作用会产生额外的熵增. 但尾迹自由涡面却能使叶片分离涡面再附, 从而减小流动损失. 如进一步明确尾流撞击作用机制, 则需从尾迹自由涡面同附体涡面或分离涡面非定常相互作用过程来理解.

2.3 转/静自由涡面的非定常作用

根据时均分析结果可知, 工况 *B* 的情形最具有代表性, 本部分仅对该情况的涡面间非定常相互作用展开讨论.

2.3.1 非定常涡面作用分析

图 7 表示 *B* 工况下, 转/静交接面上某点的无量纲速度和气流角与尾迹通过周期的关系. 由图 7 可知, 绝对速度瞬时增加达到进口速度的 20%. 流动速度的增加引起速度三角形的变化, 导致每次尾迹扫过时, 进口气流角周期性脉动高达 30°.

图 8 所示为一个尾迹通过周期内, 尾迹涡面同静子吸力面分离涡面的时序作用过程. 转子叶盆分离涡面 (正涡量) 和叶背分离涡面 (负涡量) 分别形成转子尾迹分离涡面的前部和后部, 其中间

是偏向静子压力面的高绝对速度和高湍流度的尾迹区. 尾迹涡面前部每一次扫过静子叶片吸力面, 就相当于一个瞬时大攻角来流, 类似于动态失速, 会在吸力面前缘产生一个分离涡, 其频率与转子尾迹通过频率一致. 这个分离涡作为静子叶片分离涡面的一部分, 随着转子尾迹涡面向下游迁移. 随后到来的尾迹涡面后部带来的扰动气流在吸力面附近沿着流动方向与吸力面相切, 这一扰动速度使吸力面边界层更饱满, 同时抑制的前缘分离涡的继续生成. 在它的作用下, 静子吸力面分离涡面更靠近壁面, 强度增大. 尾迹涡面作用在静子吸力面的同时, 也作用于压力面. 刚好相反, 尾迹前部使静子压力面涡面内速度分布饱满, 尾迹后部却成为压力面形成轻微分离涡面的诱因. 此外, 从瞬时扰动速度矢量可以看出, 尾迹涡面所引起的静叶分离涡面内的大幅速度振荡在接近叶片吸力面的时候被放大了, 但在快到壁面区域处则略有降低. 这表明, 转子尾迹中绝对速度偏转在近壁面区域被抑制.

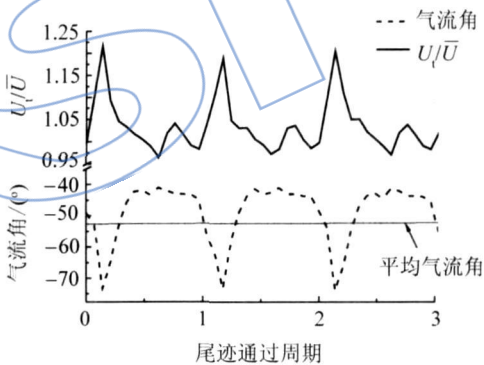


图 7 转静交接面处某点的无量纲速度和气流角在尾迹通过周期内的脉动; 工况 *B*

Fig. 7 Unsteady flow conditions on the interface of rotor stator; case *B*

上述作用在静叶前缘尤其明显. 随着转子尾迹向下游发展的过程中被拉伸、掺混, 尾迹高速部分被扯平, 尾迹同静子叶片分离涡面的之间作用减弱.

静子吸力面剪应力时空图便于分析壁面附近的流动状况. 如图 9 所示, 静子吸力面 80% 轴向弦长之前的流动都强烈地受到上游尾迹涡面的非定常性的影响. 剪应力的脉动周期同尾迹扰动周期一致, 只是在不同轴向位置上存在相位的差别. 80% 轴向弦长位置之后, 近壁流动基本处于分离状态. 在一个尾迹涡面通过周期内, 静子吸力面从前缘到 10% 轴向弦长之间, 壁面剪应力正负交错

分布, 且概率相等. 如前文分析, 正是由于尾迹涡面的前部和后部对静子吸力面不同的作用导致的.

在吸力面分离涡面上, 故应为前缘分离涡不稳定频率. 它大体上由无粘 Kelvin-Helmholtz 机制所促发, 因此, 这种涡面不稳定波动并非完全由与尾迹相关的周期性扰动产生. 另一个频率存在于叶片尾缘稍下游的地方, 为 15 905 Hz 的吸力面和压力面旋涡交替脱离频率, 与转子尾迹通过频率 (15 089 Hz) 近似一致. 大量研究表明, 频率的耦合是尾流撞击效应的必要条件. 由此看来, 与上游尾迹通过频率发生耦合的应该是静子尾缘旋涡脱落扰动, 而非分离涡面不稳定扰动.

3 结 论

本文针对轴流压气机中上游转子周期性尾迹涡面对下游静子涡面的非定常相互作用问题进行了较多数值模拟, 可以得到以下小结:

- 1) 在下游叶排出现分离涡面的情况下, 通过尾迹涡面与这个分离涡面的非定常作用, 可显著降低下游叶排的叶型损失; 但当下游叶排流动有序并没有出现分离涡面的时候, 上游尾迹涡面的扫掠反而会其在下流的掺混过程而带来额外的熵增;
- 2) 上游尾迹从涡量场角度分析, 可视为由其吸力面产生的“负涡面”(负涡量集中) 和压力面产生的“正涡面”(正涡量集中) 之间的非势流方向的气流组成. 当尾迹涡面与下游分离涡面相互作用时, 异号涡面之间作用有使附面层速度型饱满, 抑制分离, 并使分离涡面更靠近壁面的作用; 相反, 同号涡面之间作用会促使附着涡面转变为分离涡面;
- 3) 尾流撞击效应中, 与上游转子尾迹涡面发生耦合的是下游静子叶片尾缘的旋涡交替脱落扰动, 而非静子叶片吸力面前缘分离涡面的不稳定扰动.

参考文献

[1] Zhou S, Zheng X Q, Hou A P, et al. Interaction of unsteady separated flow over multi bodies moving relatively in the same flow field[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 288(4-5): 981-1009.

[2] Meyer R X. The effect of wakes on the transient pressure and velocity distributions in turbomachines[J]. ASME J. Basic Engineering, 1958(10): 1544-1552.

[3] Cumpsty N A, Dong Y, Li Y S. Compressor blade boundary layers in the presence of wakes[R]. ASME Paper, No. 95 GT-443, 1995.

[4] Halstead D E, Wisler D C, Okishi T H, et al. Boundary layer development in axial compressors and turbines: parts

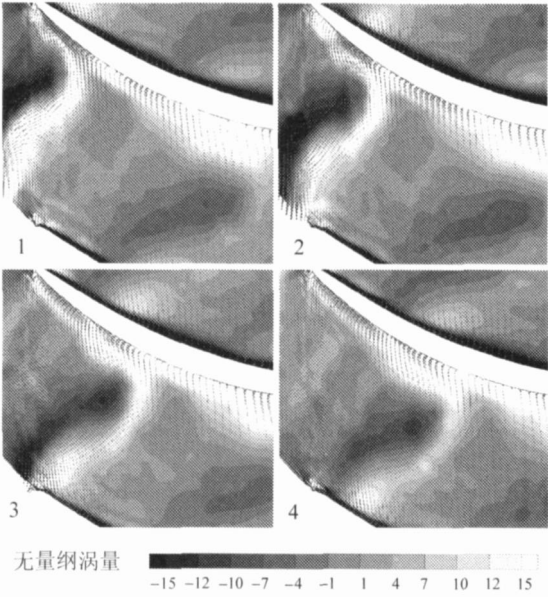


图 8 一个转子尾迹通过周期内静子扰动速度矢量和涡量; 工况 B

Fig. 8 Interaction of stator vortex sheet and wake vortex sheet plus disturbing velocity during the wake passing period; case B

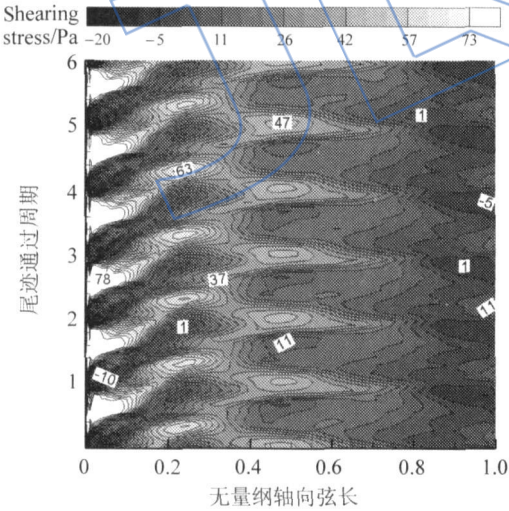


图 9 静子吸力面壁面剪应力

Fig. 9 Wall shearing stress on stator suction side

2. 3. 2 频率分析

本文研究还发现, 对单一静子不存在上游尾迹扰动的情况下, 进行总压脉动频谱分析. 分析流场中主要有两个频率; 在静子叶背的大部分区域, 存在 2650 Hz 的占优频率, 由于该频率主要出现

- 14 [J]. ASME J. Turbomachinery, 1997, Part 1, 119 (1): 114-127; Part 2, 119(3): 426-444; Part 3, 119(2): 225-237; Part 4, 119(1): 128-139.
- [5] Hodson H P, Howell R J. Blade row interactions, transition, and high lift aerofoils in low pressure turbines[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2005, 37: 71-98.
- [6] 侯安平, 周盛. 二维亚音压叶栅尾流撞击效应的数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2003, 21(3): 295-300.
HOU Anping, ZHOU Sheng. The numerical research of wake impacting effect in 2D subsonic compressor cascade [J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2003, 21(3): 295-300. (in Chinese)
- [7] 郑新前, 周盛. 低速轴流压气机尾流撞击效应的数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(5): 421-425.
ZHENG Xinqian, ZHOU Sheng. Numerical investigation of wake impact effect in low speed axial compressor[J]. J. Propulsion Technology, 2004, 25(5): 421-425. (in Chinese)
- [8] 侯安平, 熊劲松, 周盛. 轴流压气机尾流撞击效应机理的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(9): 944-948.
HOU Anping, XIONG Jinsong, ZHOU Sheng. Numerical simulation of wake impacting effect of axial flow compressor[J]. J. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(9): 944-948. (in Chinese)
- [9] 金亮, 李志平, 陆亚钧. 尾流撞击效应在低速轴流压气机中应用实验研究的初探[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 1048-1053.
JIN Liang, LI Zhiping, LU Yajun. Applied study on a low speed axial compressor with wake effects[J]. Journal Aerospace Power, 2005, 20(6): 1048-1053. (in Chinese)
- [10] 李志平, 李秋实, 袁巍, 等. 轴流压气机气动扩稳一类新措施的实验探索[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 485-491.
LI Zhiping, LI Qiushi, YUAN Wei, et al. The experimental research on a new method for extending the axial compressor's stall margin[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 485-491. (in Chinese)
- [11] Gong Z Q, Li Z P, Li M Y, et al. An investigation of the IGV/rotor interaction in a low speed axial compressor using DPIV[R]. ASME Paper, GT2006-90976, 2006.
- [12] 熊劲松. 轴流压气机轴向布局气动设计问题探索[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
XIONG Jinsong. Investigation on circumferential configuration in axial flow compressor aerodynamic design[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [13] 周晓勃, 侯安平, 周盛. 二维扩压叶栅非定常涡面分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 46-53.
ZHOU Xiaobo, HOU Anping, ZHOU Sheng. Analysis of unsteady vortex sheet in 2D axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 46-53. (in Chinese)
- [14] Shen M Y, Niu X L, Zhang Z B. The three point fifth order accurate generalized compact scheme and its applications[J]. Acta Mechanica Sinica, 2001, 17(2): 142-150.
- [15] Lele S K. Compact finite difference schemes with spectral like resolution[J]. J. Computational Physics, 1992, 103: 16-42.
- [16] Wu J Z, Lu X Y, Denny A G, et al. Post stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing[J]. J. Fluid Mech., 1998, 371: 21-58.
- [17] Stark U, Hoheisel H. The combined effect of axial velocity density ratio and aspect ratio on compressor cascade performance[J]. ASME J. Engineering for Power, 1981, 103: 247-255.
- [18] Cumpsty N A, Horlock J H. Averaging nonuniform flow for a purpose[J]. ASME J. Turbomach., 2006, 128(1): 120-129.