

叶栅安装角异常的非定常流场数值模拟

张国臣, 刘 波, 杨小东, 曹志远

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用商用软件 NUMECA 对叶栅安装角异常进行二维流场定常和非定常数值模拟, 并进行对比分析, 得到了因叶栅安装角异常造成通道堵塞对该叶片以及相邻叶栅通道流场结构和非定常气动力的影响。结果表明: 安装角异常角度大于 0° 时, 主要对沿吸力面方向叶栅通道流场结构影响较大, 随着安装角异常角度的增大, 气流不断恶化, 出现大面积的附面层分离, 尾涡脱落主频率随着安装角异常角度的增大而减小, 次频率随着安装角异常角度的增大而增大; 并导致叶片非定常气动力相对脉动量迅速增大, 这可能是导致叶片疲劳破坏的原因之一。

关 键 词: 安装角异常角度; 流场结构; 非定常; 静子叶片; 非定常气动力脉动

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of unsteady flow field on abnormal stagger angle of cascade

ZHANG Guo-chen, LIU Bo, YANG Xiao-dong, CAO Zhi-yuan

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Two-dimensional steady and unsteady numerical simulation was predicted by commercial software NUMECA when the stagger angle of cascade was abnormal. The main aim is to investigate cascade passage block resulting from abnormal stagger angle affecting the flow field and unsteady aerodynamic force of the blade and the adjacent cascade passage. The results show that it has an effect on the cascade field passage along the suction side when abnormal stagger angle is positive. With the increase of abnormal stagger angle, the flow is more deteriorated and the large scale of boundary layer separation is generated. The main frequency of vortex shedding decreases with the increase of abnormal stagger angle; but the secondary frequency of vortex shedding increases with the increase of abnormal stagger angle. And relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force increases rapidly arising from the changing angle; accounting for the blade fatigue breakdown.

Key words: abnormal stagger angle; flow field structure; unsteady; stator vanes; fluctuation of unsteady aerodynamic force

航空发动机压气机中气流紊乱, 流场结构复杂^[1-3], 内部流动主要为扩压流动, 附面层易于分离并形成大量的旋涡, 叶片尾涡脱落及尾迹对压气机的性能影响很大^[4-5]。来流马赫数和进气攻角对平面叶栅尾涡脱落频率影响很大^[6-8]。王英锋

等^[9]通过对压气机转子叶片对静子非定常力的影响进行试验研究, 发现转子尾迹影响静子叶片非定常气动力, 静子叶片表面非定常气动力主频率是转子尾迹扫过静子频率或者倍频; 压气机稳定工作状态下转子对静子非定常气动力的影响随流

收稿日期: 2013-06-20

基金项目: 国家自然科学基金(51236006)

作者简介: 张国臣(1984—), 男, 河南周口人, 博士生, 主要研究方向为推进系统气动热力学及应用。

量的减小而增大. 杜红军等^[10]对转子表面非定常气动力进行研究发现上游导叶尾迹影响整个转子叶片表面的脉动压力,同时时序效应对转子表面压力脉动影响也很大.

可旋静子叶片是通过旋转导流叶片改变出口气流角,控制导流叶片出口气流角的大小,使流入动叶的气流攻角处于正常位置来增大压气机喘振裕度. 国内外学者主要进行常规可旋进口导叶研究^[4,11]. 通过可旋静子调节叶片安装角时,如果某个或者某些叶片调节异常或者调节角度有较大误差时,导致通道气流堵塞,对该叶片和相邻叶栅流场结构和性能影响很大. 该叶片及相邻叶片附近流场不具有周期性,并相互影响,导致严重的附面层分离和旋涡脱落,同时引起非定常气动力较大的脉动,并可能引起叶片剧烈振动,甚至颤振和疲劳破坏^[12]. 因此,很有必要对静子叶片安装角异常进行研究分析. 本论文采用商业软件 NUMECA 对叶栅安装角异常时流场结构和叶片非定常气动力相对脉动量进行研究,得到静子叶片安装角异常对该叶片和相邻叶片的影响.

1 数值分析方法和研究对象

由文献^[12]可知,静子叶片安装角异常主要影响异常叶片附近 2 个叶片叶栅通道,因此共模拟 5 个叶栅通道,中间叶片为安装角调节叶片,其他叶片安装角保持不变,为分析方便,各个叶片从下至上分别命名为叶片 1~叶片 5;计算域出口到叶栅尾缘的距离约 3 倍弦长(如图 1). 本文叶片 3 安装角角度调节定义顺时针调节为正,逆时针调节为负,安装角调节角度为 0° , $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$;来流攻角(相对安装角不调节叶片而言)均为 0° . 本文流场分析采用 NUMECA 里的 Fine/Turbo 流场求解器进行平面叶栅流场分析;并利用 Auto-Grid5 划分网格,网格数目约 72 万. 第 1 层近壁

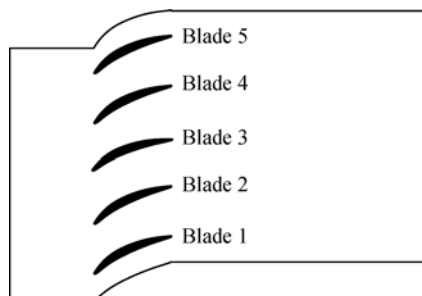


图 1 叶栅通道安装角异常示意图

Fig. 1 Diagram of cascade passage when stagger angle is abnormal

面网格尺度为 5×10^{-6} m,进口边界条件给定总压、总温和进口气流角,出口给定平均静压;叶栅壁面为绝热无滑移边界条件. 由于 S-A(Spalart-Allmaras)模型既保持涡黏模式的简单模式,又包含雷诺应力的松弛性质^[13],因此数值模拟采用 S-A 模型,时间步长均为 1.5×10^{-5} s.

2 试验验证

图 2~图 4 为安装角异常角度为 -5° 定常数值模拟叶栅表面等熵马赫数数值模拟与试验对比图,该实验在中国燃气涡轮研究院叶栅风洞试验室进行. 对叶片 3 表面、叶片 2 吸力面和叶片 4 压力面等熵马赫数进行测量,其中 x/b 为试验测量

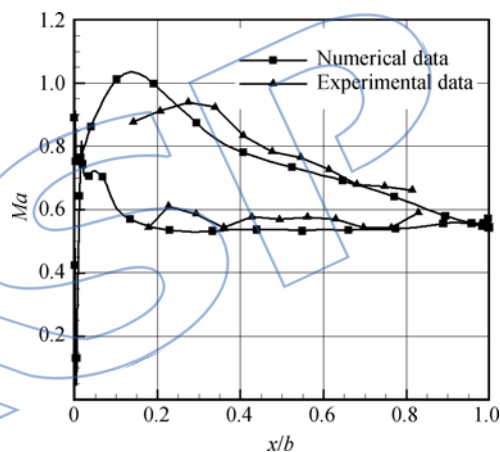


图 2 叶片 3 表面等熵马赫数数值模拟与试验对比图
Fig. 2 Isentropic Mach number compared of blade 3 surface between numerical simulation and experiment

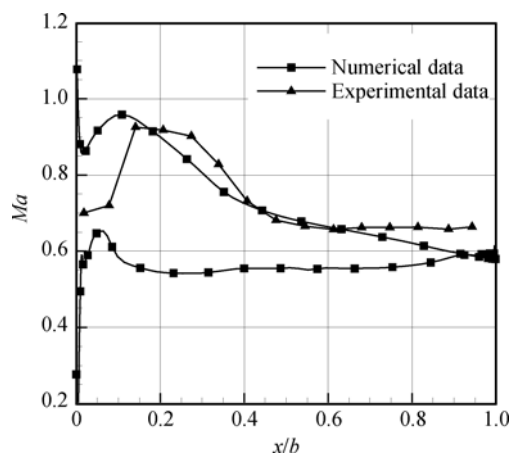


图 3 叶片 2 吸力面等熵马赫数数值模拟与试验对比图
Fig. 3 Isentropic Mach number compared of blade 2 suction surface between numerical simulation and experiment

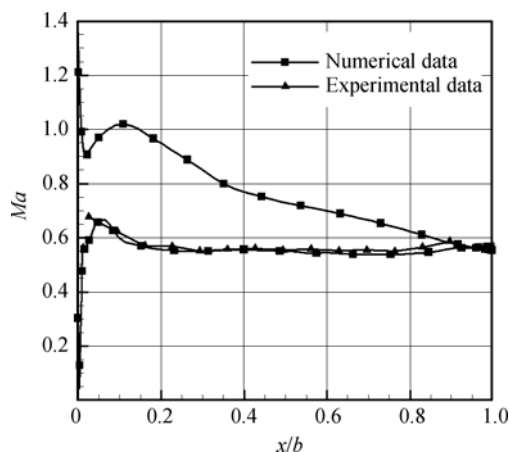


图4 叶片4表面等熵马赫数数值模拟与试验对比图

Fig. 4 Isentropic Mach number compared of blade 4 pressure surface between numerical simulation and experiment

点沿弦向的相对位置,数值模拟结果和试验结果吻合较好.实验结果略高一些,这是由于数值模拟采用二维数值模拟忽略端壁效应和三维效应,对流动模型进行了简化处理,而且实验轴向密流比大于1,造成实验结果比数值模拟略高一些.

3 结果分析

叶片3安装角调节 0° 时各个叶片安装角相同,叶栅通道流场具有周期性,因此只模拟一个叶栅通道.图5为叶栅通道熵等值线图,旋涡运动产生熵增,因此熵分布能够反映流场旋涡特征^[7],从图5看到气流平稳,叶栅尾缘附面层分离尺度很小.

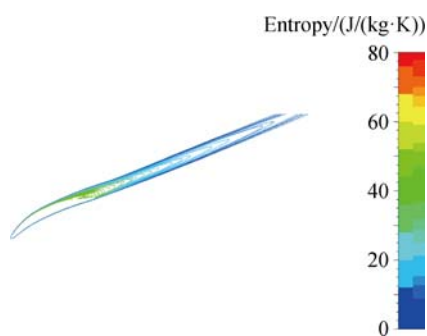
图5 叶栅通道熵等值线图(叶片3安装角调节 0°)

Fig. 5 Distribution of entropy contours of cascade passage for stagger angle of blade 3 adjusting 0°

图6为叶片3安装角调节 0° 时各叶片非定常气动力相对脉动量随时间的变化图,其中 t 为无量纲时间, F 为叶栅单位长度叶片表面非定常气动力,忽略黏性切应力的影响,叶片表面非定常气

动力是轴向和切向非定常气动力的合力.轴向非定常气动力 F_x 和切向非定常气动力 F_y 分别通过对叶栅表面静压沿叶片表面轴向和切向积分得到(式(1)~式(3))^[9],其中 p 是叶栅表面静压; $\mathbf{n}$ 是叶片表面外法线单位向量; $\mathbf{i}$ 为轴向单位向量, $\mathbf{j}$ 分别为切向单位向量; s 为叶片单位长度表面积; Ω 表示叶片表面(包括压力面和吸力面). $\bar{F}$ 为各个时刻平均非定常气动力, $(F - \bar{F})/\bar{F}$ 为叶片非定常气动力相对脉动量;从图6中看到,叶片非定常气动力没有脉动.

$$F_x = -\oint_{\Omega} p \mathbf{n} \cdot \mathbf{i} ds \quad (1)$$

$$F_y = -\oint_{\Omega} p \mathbf{n} \cdot \mathbf{j} ds \quad (2)$$

$$F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2} \quad (3)$$

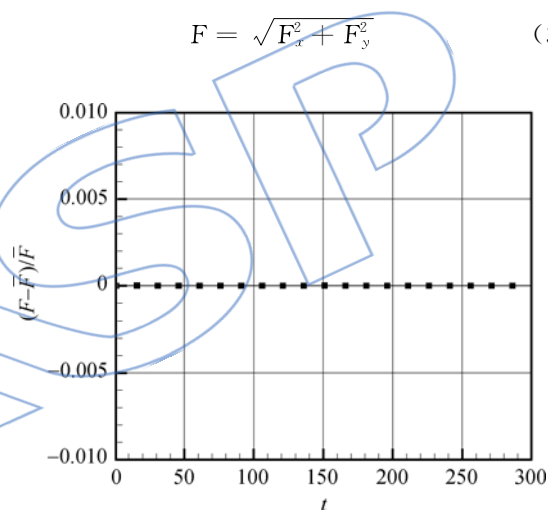
图6 非定常气动力相对脉动量变化图
(叶片3安装角调节 0°)

Fig. 6 Variation chart of relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force for stagger angle of blade 3 adjusting 0°

图7分别为叶片3安装角调节 5° 时各叶栅通道熵等值线图,叶片3吸力面附面层分离尺度较大,这是由于叶片3安装角调节后进气攻角变大,导致吸力面气流偏离主流区速度方向的程度也变大,即吸力面附近通道扩张程度增大,同时叶片4压力面和叶片3吸力面组成的通道扩张程度也随之变大,而随着流动的发展,亚声速气流在扩张形通道内流速降低,静压升高,因此逆压梯度增大,速度衰减迅速,而且由于黏性摩擦的影响,近壁面处流体动能损失很大,在这双重作用下,附面层分离程度增大^[6,14-15].叶片4吸力面尾部附近附面层分离较严重,但比叶片3吸力面附面层分离程度小一些,叶栅尾迹与吸力面分离涡掺混,通过对

轴向速度 V_z 进行离散傅里叶分解,进行频谱分析得到吸力面脱落涡主频率为 0.167 kHz,尾缘脱落涡频率为 2 kHz^[16];叶片 4 尾缘脱落涡和吸力面分离涡相互作用,最终以对涡形式出现,对涡主频率为 0.167 kHz,次频率为 $f=2$ kHz(图 8(a)~图 8(c)),由于两者不存在倍频关系,说明两者是不同性质的脱落涡相互作用的结果,这是因为此时流场中不仅存在尾缘脱落涡还存在吸力面脱落

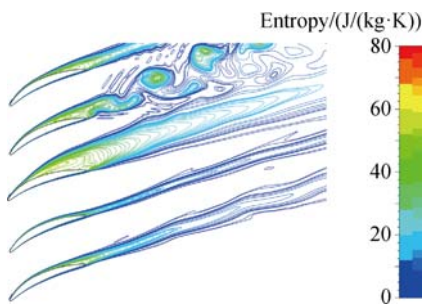
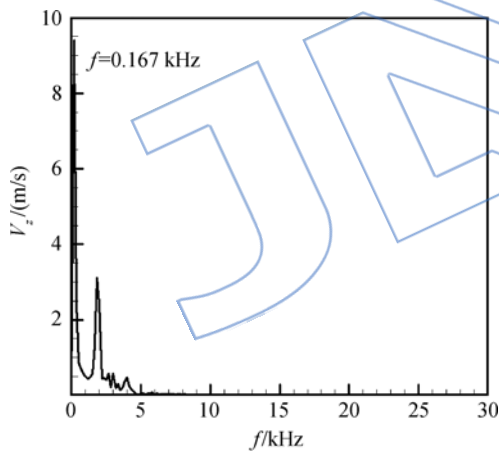
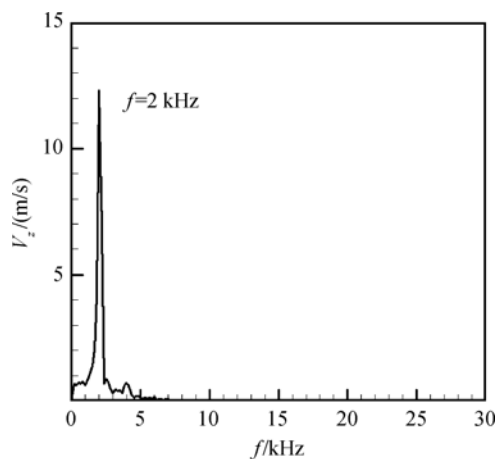


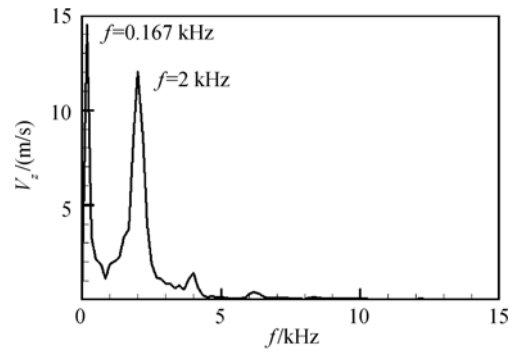
图 7 叶栅通道熵等值线图(叶片 3 安装角调节 5°)
Fig. 7 Distribution of entropy contours of cascade passage for stagger angle of blade 3 adjusting 5°



(a) 吸力面脱落涡频谱图



(b) 尾缘脱落涡频谱图



(c) 尾缘频谱图

图 8 叶片 4 轴向速度频谱分析(叶片 3 安装角调节 5°)

Fig. 8 Blade 4 spectrum analysis of V_z for stagger angle of blade 3 adjusting 5°

涡,因此对涡是尾缘脱落涡和吸力面脱落涡相互作用的结果.叶片 3 安装角调节 5°对叶片 1、叶片 2 和叶片 5 的流场影响较小.与叶片 3 安装角不调节时对比可以看出,叶片 3 安装角调节 5°时,叶片 2 吸力面附面层分离减小,这是由于叶片 3 压力面和叶片 2 吸力面组成收敛形通道,而亚声速气流在收敛形通道内压力降低,流速变大^[14],叶栅通道气流在该状态下不容易分离,因此比叶片 3 不调节时气流更加平稳.

图 9 为叶片 3 安装角调节 5°时,各叶片表面非定常气动力相对脉动量随时间变化图.从图中可以看出,叶片 3 安装角调节 5°时各叶片非定常气动力相对脉动量均增大很多,叶片 1 和叶片 2 非定常气动力相对脉动量明显比其他叶片小,这是由于调节后叶片 3 和叶片 4 出现较大尺度的旋

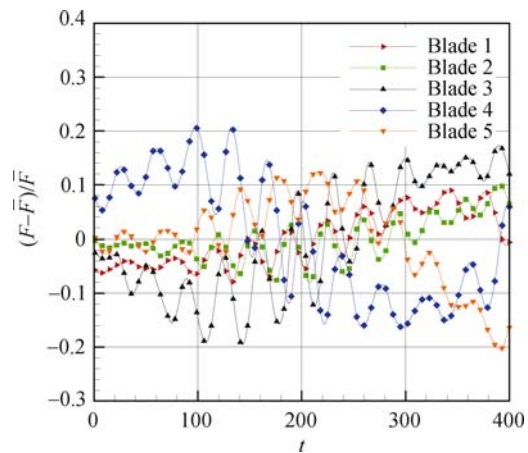


图 9 非定常气动力相对脉动量变化图
(叶片 3 安装角调节 5°)

Fig. 9 Variation chart of relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force for stagger angle of blade 3 adjusting 5°

涡脱落,且旋涡脱落频率均不相同,对所有叶栅通道静压影响很大,出现较大的压力波动;由于脱落频率各不相同,共同影响压力脉动,因此周期性并不明显。

图10为叶片3安装角调节 10° 时叶栅通道熵等值线图。叶片3和叶片4附面层分离更加严重,叶片3吸力面出现大尺度脱落涡,分离涡充满整个流道,前缘附近涡强度很大,尾缘出现较小尺度脱落涡,通过频谱分析可知吸力面分离涡和尾缘脱落涡频率均为 1kHz (方法同前,限于篇幅频谱图略去);而且叶片3和叶片4叶栅后脱落涡相互影响较大,出现较明显的掺混,但对叶片2通道流场的影响程度不大,没有出现明显的附面层分离现象。这是因为调节 10° 时叶片3的攻角更大,吸力面偏离气流速度方向更大,即吸力面附近扩张程度更大,因此附面层分离更严重,同时对其他各叶片前缘附近气流也有一定的影响。

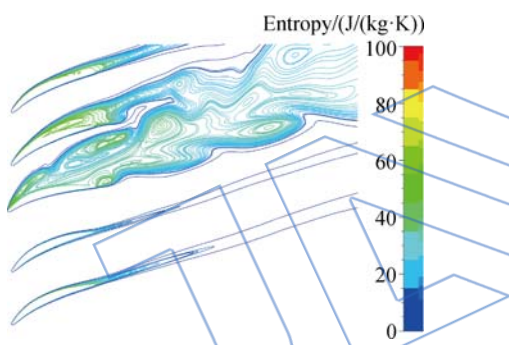


图10 叶栅通道熵等值线图(叶片3安装角调节 10°)
Fig. 10 Distribution of entropy contours of cascade passage for stagger angle of blade 3 adjusting 10°

图11为叶片3安装角调节 10° 时叶片非定常气动力相对脉动量随时间变化图,各个叶片非定常气动力相对脉动量很大,与叶片3安装角调节 5° 时进行对比看出,随着调节角度的增大,非定常气动力相对脉动量也迅速增大。

图12为叶片3安装角调节 -5° 时叶栅通道熵等值线图,由于叶片3调节 -5° 后叶片3吸力面和叶片4压力面组成的通道为收敛形通道,亚声速气流在收敛形通道内速度升高,压力降低,因此叶片3吸力面附面层分离减小;通过与不调节时进行对比可以看出,叶片1、叶片4和叶片5受到的影响很小;由于叶片3调节 -5° 后叶片2吸力面和叶片3压力面组成的通道扩张程度增大,并且叶片2吸力面后半部分扩张程度较大,且亚声速气流在扩张形通道内速度降低,压力升高,因

此,叶片2吸力面附面层分离程度变大,流场恶化,并在吸力面出现明显的分离涡,通过对轴向速度进行离散傅里叶分解可知吸力面分离涡频率为 0.333kHz ,尾缘脱落涡频率为 2.833kHz ,尾缘脱落涡与吸力面分离涡相互作用,并以对涡形式出现,其中对涡主频率为 2.833kHz 。

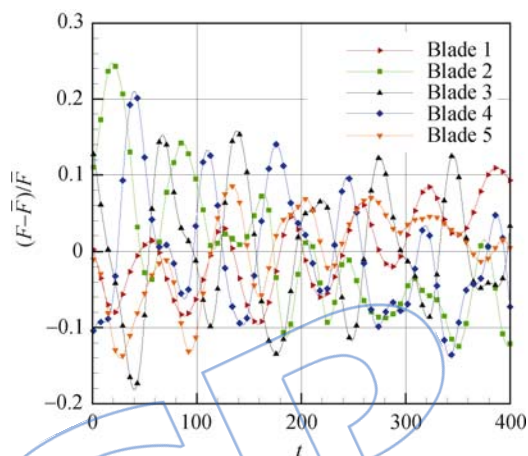


图11 非定常气动力相对脉动量变化图
(叶片3安装角调节 10°)

Fig. 11 Variation chart of relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force for stagger angle of blade 3 adjusting 10°

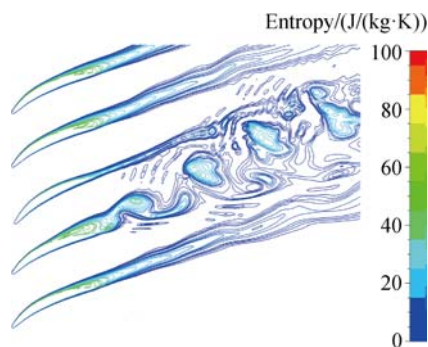


图12 叶栅通道熵等值线图(叶片3安装角调节 -5°)
Fig. 12 Distribution of entropy contours of cascade passage for stagger angle of blade 3 adjusting -5°

图13为叶片3安装角调节 -5° 时各叶片非定常气动力相对脉动量随时间变化图,从图中可以看出,非定常气动力相对脉动量均在 $-0.12 \sim 0.1$ 之间,与叶片3安装角调节 5° 时相比,非定常气动力相对脉动量范围小很多。

如图14为叶片3安装角调节 -10° 时叶栅通道熵等值线对比图,由于叶片3压力面曲线更加偏离气流流动方向,即压力面附近通道扩张程度增大,因此与调节 -5° 时相比,叶片3压力面出现

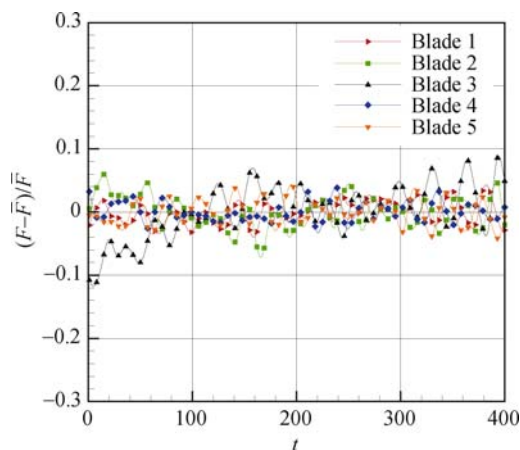


图 13 非定常气动力相对脉动量变化图
(叶片 3 安装角调节 -5°)

Fig. 13 Variation chart of relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force for stagger angle of blade 3 adjusting -5°

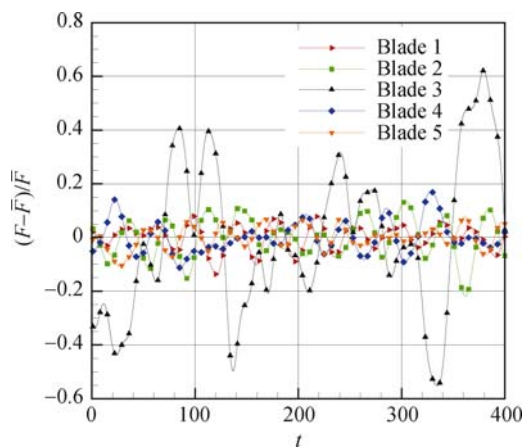


图 15 非定常气动力相对脉动量变化图
(叶片 3 安装角调节 -10°)

Fig. 15 Variation chart of relative fluctuation quantity of unsteady aerodynamic force for stagger angle of blade 3 adjusting -10°

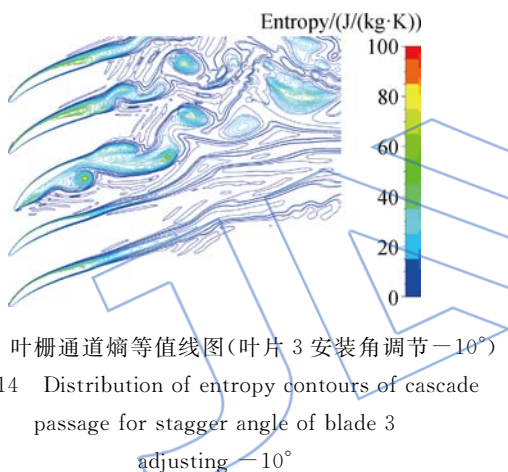


图 14 叶栅通道熵等值线图(叶片 3 安装角调节 -10°)
Fig. 14 Distribution of entropy contours of cascade passage for stagger angle of blade 3 adjusting -10°

较大的附面层分离;压力面从前缘开始出现附面层分离,并出现小尺度的前缘分离涡,旋涡脱落频率为 1.667 kHz ,压力面分离涡脱落频率为 0.5 kHz ,并与尾缘脱落涡相互作用形成尾涡,并以对涡的形式出现,随着脱落涡的发展并与叶片 4 出口气流掺混;叶片 4 吸力面附面层分离增大并出现分离涡;叶片 1 和叶片 2 吸力面附面层分离程度减小。

图 15 为叶片 3 安装角调节 -10° 时,各叶片非定常气动力相对脉动量随时间的变化图。与叶片 3 安装角调节 -5° 相比,各个叶片的非定常气动力相对脉动量均增大,叶片 1、叶片 2、叶片 4 和叶片 5 非定常气动力相对脉动量较小,范围为 $-0.2 \sim 0.2$;叶片 3 非定常气动力相对脉动量最大,这是由于叶片 3 压力面出现大尺度的附面层分离,并在压力面形成较大尺度的旋涡脱落。

4 结 论

本论文采用商业软件 NUMECA 对某个叶片安装角异常角度为 0° , $\pm 5^\circ$ 和 $\pm 10^\circ$ 时流场数值模拟并进行对比分析,得到如下结论:

1) 安装角异常角度大于 0° 时,随着安装角异常角度的增大,吸力面附面层分离逐渐增大;尾涡脱落主频率随着安装角异常角度的增大而减小,次频率随着安装角异常角度的增大而增大。

2) 安装角异常角度小于 0° 时,随着安装角异常角度的增大,该叶片吸力面附面层分离尺度逐渐减小,压力面附面层分离尺度逐渐增大;尾涡脱落主、次频率随安装角异常角度的改变而改变。

3) 叶片非定常气动力相对脉动量随着安装角异常角度的增大而增大。安装角异常对叶片非定常气动力相对脉动量影响很大,非定常气动力相对脉动量急剧增大可能导致叶片振动,甚至造成疲劳破坏。

参考文献:

- [1] Tucker P G. Computation of unsteady turbomachinery flow: Part 1 progress and challenges [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(7): 522-545.
- [2] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Three-dimensional separations in axial compressors [R]. ASME Paper 2004-GT-53617, 2004.
- [3] Chi R M. Separated flow unsteady aerodynamic theory [J]. Journal of Aircraft, 1985, 22(11): 956-964.
- [4] Celis C, de Ribeiro-Pinto P M, Barbosa R S, et al. Modeling of variable inlet guide vanes affects on a one shaft industrial

- gas turbine used in a combined cycle application [R]. ASME Paper 2008-GT-50076, 2008.
- [5] 季珩,侯安平,熊劲松,等.轴流压气机转子三维非定常流场旋涡流动分析[J].航空动力学报,2006,21(4):374-380.
- JI Heng, HOU Anping, XIONG Jinsong, et al. Analysis of the 3D unsteady vortex flow inside axial flow compressor rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 374-380. (in Chinese)
- [6] 张涵信.分离流和涡运动横截面流态的拓扑[J].空气动力学学报,1997,15(1):1-11.
- ZHANG Hanxin. Crossflow topology of three dimensional separated flow and vortex [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(1): 1-11. (in Chinese)
- [7] 张华良,董学智,谭春青,等.扩压叶栅二维流动分离的数值模拟[J].工程热物理学报,2008,29(8):1297-1300.
- ZHANG Hualiang, DONG Xuezh, TAN Chunqing, et al. A numerical investigation of flow separations in two-dimensional compressor cascade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(8): 1297-1300. (in Chinese)
- [8] 侯安平,周盛.扩压叶栅二维流动分离的数值模拟[J].空气动力学学报,2004,22(1):101-108.
- HOU Anping, ZHOU Sheng. A study on vortex shedding frequency of blade profile and cylinder in cascade tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(1): 101-108. (in Chinese)
- [9] 王英锋,胡骏,李传鹏,等.上游转子对下游静子叶片气动力的影响[J].航空学报,2006,27(4):545-550.
- WANG Yingfeng, HU Jun, LI Chuanpeng, et al. Effect of up-stream rotor on the aerodynamic force on down-stream stator blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 545-550. (in Chinese)
- [10] 杜红军,李罡,胡骏.转子叶片表面非定常气动力的构成及叠加分析[J].航空动力学报,2009,24(9):2128-2132.
- DU Hongjun, LI Gang, HU Jun. Composing and adding effect of rotor blade unsteady aerodynamic force [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2128-2132. (in Chinese)
- [11] Bobula G A, Soeder R H, Burkard L A. Effect of variable guide vanes on the performance of a high-bypass turbofan engine [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(4): 306-311.
- [12] Vahdati M, Sayma A I, Imregun M, et al. Multibladerow forced response modeling in axial-flow core compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 412-420.
- [13] 张兆顺,崔桂香,许春晓.湍流理论与模拟[M].北京:清华大学出版社,2005.
- [14] 王新月.气体动力学基础[M].西安:西北工业大学出版社,2006.
- [15] 彭泽琰,刘刚,桂幸民,等.航空燃气轮机原理[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [16] 赵健.数字信号处理[M].北京:清华大学出版社,2012.