

文章编号:1000-8055(2012)10-2307-07

# 轴向间距对转子叶片气动激励的影响

肖大后, 郑 赞, 杨 慧

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院  
航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

**摘 要:** 使用自行开发的非定常流动分析程序对尾迹、势干扰和激波共同作用下的某高压涡轮级非定常流动进行数值模拟, 研究引起叶片表面非定常压力扰动的气动激励机制。通过叶片通道内的畸变跟踪, 结合叶片表面压力扰动时空图, 对激励源进行识别和分类; 通过对叶片表面非定常压力的频域分析, 建立了激励源与上游叶片通过频率的关系; 定义压力扰动均方根作为气动激励强度的量化参数, 分析叶排不同轴向间距下气动激励的变化规律。结果表明: 减小轴向间距并保持涡轮级的落压比和效率基本不变时, 气动激励随着轴向间距的减小而增强; 压力扰动的高阶分量可能会激励扭转模态为主的振动。

**关 键 词:** 轴向间距; 气动激励; 高压涡轮; 非定常流动; 数值模拟

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Effect of axial spacing on aerodynamic excitation of rotor blade

XIAO Da-qi, ZHENG Yun, YANG Hui

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center,  
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100191, China)

**Abstract:** Mechanism of aerodynamic excitation due to wake, potential and shock wave interaction was studied by numerical simulation of unsteady flows in a high pressure turbine stage. The excitation source was identified by analyzing a space-time map and distortion tracing technique. The excitation source was identified as the upstream blade-passing frequency by analysis of unsteady pressure on the blade surface. The unsteady excitation strength was quantified by normalized unsteady disturbances. Several configurations with different axial spacings were calculated. The results indicate that with small changes in axial spacing while maintaining same time-average aerodynamic characteristics, the aerodynamic excitation increases while reducing axial gap and the aerodynamic excitation may excite the blade vibration in a torsion mode.

**Key words:** axial spacing; aerodynamic excitation; high pressure turbine;  
unsteady flow; numerical simulation

航空发动机高气动性能、高可靠性、长寿命和 轻量化一直是人们努力追求的目标<sup>[1]</sup>。为追求性

收稿日期:2012-05-18

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2307\\_020.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2307_020.html)

作者简介: 肖大后(1986—), 男, 贵州盘县人, 硕士生, 主要从事计算流体力学叶轮机械气动弹性力学研究。

能提高的转子叶尖切线速度增加了叶片载荷,为减轻重量使用更轻更薄的叶片和较小的叶排轴向间距加剧了气动弹性问题。然而在发动机中,叶片工作环境恶劣,特别是转子叶片,不仅受到离心力的作用,还受到上游叶排尾迹、位势干扰、激波等周期性非定常气动激励的影响。这种影响是导致高周疲劳失效<sup>[2]</sup>等故障的主要原因。

减小叶排轴向间距可能带来发动机尺寸减小和质量减轻等好处,但间距的变化会对流场的非定常性产生影响,引起叶排间尾迹干扰、势流干扰以及激波强度的变化<sup>[3]</sup>,使叶片表面负荷分布<sup>[4]</sup>以及气动激励发生变化,从而影响结构的疲劳寿命。因此总结气动激励作用机理,并对轴向间距如何影响转子叶片表面气动激励的规律进行深入研究,有助于叶片强迫响应的量化分析,为发动机的气动设计和结构强度设计提供一定的参考。

国内关于叶排间距的研究集中于气动性能、气动稳定性、时序效应等方面。季路成等人<sup>[5]</sup>通过数值模拟研究认为,1+1/2 对转涡轮高低压转子轴向间距是追求高效率的制约因素。李传鹏等人<sup>[6]</sup>通过对轴流压气机实验研究认为,轴向间距对压气机失速点的流量系数,以及失速模态影响很大。闫朝等人<sup>[7]</sup>通过涡轮叶栅数值模拟认为,在多排叶栅中,轴向间距的变化对尾迹输运时间造成一定的影响,使得时序效应影响下的最高和最低效率对应的时序位置沿周向迁移。国内对气动激励的研究偏向于工程应用,且多数是尾迹单一激励的情况。王梅等人<sup>[8]</sup>采用基于参数多项式方法求解静叶尾迹作用于动叶的非定常气动力,建立了尾迹激振下叶片振动应力预估的半经验方法。孟越等人<sup>[9]</sup>发展了一种基于某强迫响应预估系统的瞬态分析方法,模拟研究了尾迹激振情况下的叶片响应,认为叶片响应大小与叶片表面所受气动激振力大小和分布等因素有关系。

国外使用试验和数值模拟手段取得了一些研究成果。Dring 等人<sup>[10]</sup>通过涡轮级实验研究表明,当转子和静子之间距离约为 15% 轴向弦长时,转子前缘的非定常压力是相对动压的 80%。Korakianitis<sup>[11]</sup>研究了涡轮叶栅中势流干涉和尾迹效应在不同静子/转子间距下的变化,认为可以通过改变间距,影响强迫作用的形态,减小流动的非定常性。Laumert 等人<sup>[12-13]</sup>通过关联通道中畸变源和叶片表面压力扰动,研究叶片气动激励的作用机理;并定义量化压力扰动强度的参数,对不同激励源的影响进行对比。Jocker<sup>[14]</sup>对高压涡轮级的

跨音和亚声工况进行了二维/准三维的数值模拟,研究了轴向间距变化对激波、势流和尾迹激励的影响,认为间距增加并不必然导致气动激励的减弱。真实发动机内流动一般表现为三维、非定常流动,在多种气动激励下叶排间轴向距离对转子叶片表面非定常气动力的影响研究还没有展开。

本文采用求解三维可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程的方法,数值模拟某三维高压涡轮级流场,研究了尾迹、势干扰和激波同时作用下,轴向间距对转子叶片气动激励的影响。通过对比分析叶片表面非定常压力扰动的时空图和同时刻叶片通道中的畸变源,研究了激励源的识别和分类,加深了对激励机理的认识;通过对叶片表面非定常压力扰动进行频域分析,建立激励与上游叶片通过频率的关系;并定义压力扰动均方根作为激励强度的量化参数。然后改变叶排轴向间距进行非定常气动计算,并进行气动激励分析。结果表明:在考察的轴向间距范围内,减小间距并保持涡轮级的落压比和效率基本不变时,气动激励随着轴向间距的减小而增强;压力扰动的高阶分量可能会激励扭转模态为主的振动。

## 1 数值方法

### 1.1 控制方程

本文数值模拟使用自行开发的非定常流动分析程序 HGFS 求解三维可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F_c + F_v) dS = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (1)$$

其中  $W$  为守恒变量,  $F_c$  为对流通量,  $F_v$  为黏性通量,  $Q$  为源项。

该程序采用了非结构化有限体积法,对流通量分裂采用 Roe 迎风格式,并使用了 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 方法提高精度。时间推进采用了具有 2 阶精度的双时间步隐式方法。湍流模型使用了一方程 Spalart-Allmaras 模型。该程序在非定常流动和气动弹性计算的数值验证参见文献<sup>[15-16]</sup>。

### 1.2 动静交界面处理

定常流场计算时叶排交界面上使用了基于通量平均和无反射特征边界条件的掺混面<sup>[17]</sup>方法,非定常流场计算时使用了双线性插值的滑移面<sup>[18]</sup>方法。

## 2 高压涡轮级算例说明

本文模拟的高压涡轮级来自英国牛津大学 Osney 实验室. 为了满足非定常计算时滑移面的需要, 计算域内静子和转子的数目取为 3 : 5.

### 2.1 计算网格

静子叶排单通道的网格总数约为 318 000, 转子叶排单通道的网格总数约为 391 000, 整个计算域网格约为 2 510 000. 壁面距离第 1 层网格为  $10^{-5}$  mm. 转子叶尖间隙为 0.5 mm.

### 2.2 轴向间距变化示意

轴向间距的改变是通过将动静交界面后的转子通道网格(图 1 中虚线框内部分)整体向左平移, 相应地减小静子出口通道长度得到不同间距下的网格. 转子平移之后, 仅将静子出口流道进行细微调整, 其余部分流道保持不变. 3 种设置分别命名为算例 G1.0、G0.9 和 G0.8, 具体数值见表 1. 间距改变后, 静子和转子各自网格节点数与原始间距时完全一致, 并采用相同的边界条件.

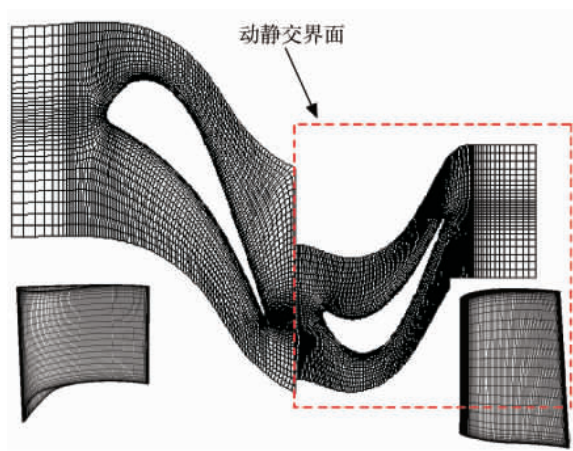


图 1 网格示意图

Fig. 1 Computational grid

表 1 轴向间距说明

Table 1 Axial spacing instruction

| 算例       | G1.0     | G0.9     | G0.8     |
|----------|----------|----------|----------|
| 相对原始间距/% | 100      | 90       | 80       |
| 绝对间距/mm  | 0.009 13 | 0.008 22 | 0.007 31 |

### 2.3 计算条件

涡轮级进口  $Ma$  约为 0.17, 进口总温为 374.4 °C,

总压为 804 370.7 Pa, 静压为 798 585 Pa; 涡轮级出口  $Ma$  约为 0.51, 出口静压为 278 700 Pa.

非定常流动分析以收敛较好的定常计算结果作为初场. 取转子叶片通过 3 个静子通道所用时间为 1 个周期, 每周期包含 90 个时间步, 时间步长为  $6.588 813 \times 10^{-6}$  s. 非定常计算 1 个周期即达到稳定, 共计算了 4 个周期并取第 4 个周期的结果进行分析.

## 3 原始间距下 50% 叶高压压力扰动

### 3.1 激波和尾迹运动

图 2 为 50% 叶高处叶片通道内  $t=0$  到  $t=(6/18)T$  时间内的 6 个不同时刻的  $Ma$  云图. 所讨论的转子叶片以星号标记.

由  $t=(2/18)T$  时刻云图可知, 随着转子运动, 标记叶片吸力面前缘首先受到尾迹扰动的影响; 在  $t=(5/18)T$  时刻, 吸力面前缘受到静子尾缘激波扰动的影响, 同时激波往前缘端点运动.

### 3.2 压力扰动时空图与频域分析

图 3 为原始间距下转子叶片压力扰动时空图(图中, PS 为压力面; SS 为吸力面; LE 为叶片前缘; TE 为尾缘), 记录了叶片表面压力扰动随时间的变化. 图中纵轴表示叶片表面位置, 横轴表示计算周期, 等值线代表压力扰动, 定义为

$$p_{\text{pert}} = (p - p_{\text{time-mean}}) / p_{\text{inf}} \quad (2)$$

由图 3, 并对照同时刻的流场  $Mach$  数云图(见图 2)可知, 压力面主要受到上游尾迹扰动(标为 W-PS)的作用. 随着时间推移, 尾迹扰动从叶片前缘向尾缘移动, 几乎影响了整个压力面, 如图中箭头所示. 对比图 3 及图 2 中  $t=(4/18)T$  时刻, 可知吸力面中部以前主要受到激波扰动(标为 S-SS)和位势扰动(标为 E-SS)作用. 上游静子尾缘激波打在吸力面前缘中部靠前的位置, 随着转子的运动, 激波扰动逐渐影响到叶片前缘点, 也如图中箭头所示. 1 个时间周期内可以看到 3 个尾迹扰动和 3 个激波扰动.

图 4 是叶片表面压力进行频域分析的结果. 可见, 3 阶和 6 阶谐频分量(分别对应静子 1 阶和 2 阶通过频率)振幅较大, 影响叶片表面压力扰动的激励主要在静子 1 阶和 2 阶通过频率上. 图中 3 阶谐频线上 A 处所示部分对应激波激励 S-SS, B 处所示部分对应尾迹激励 W-PS.

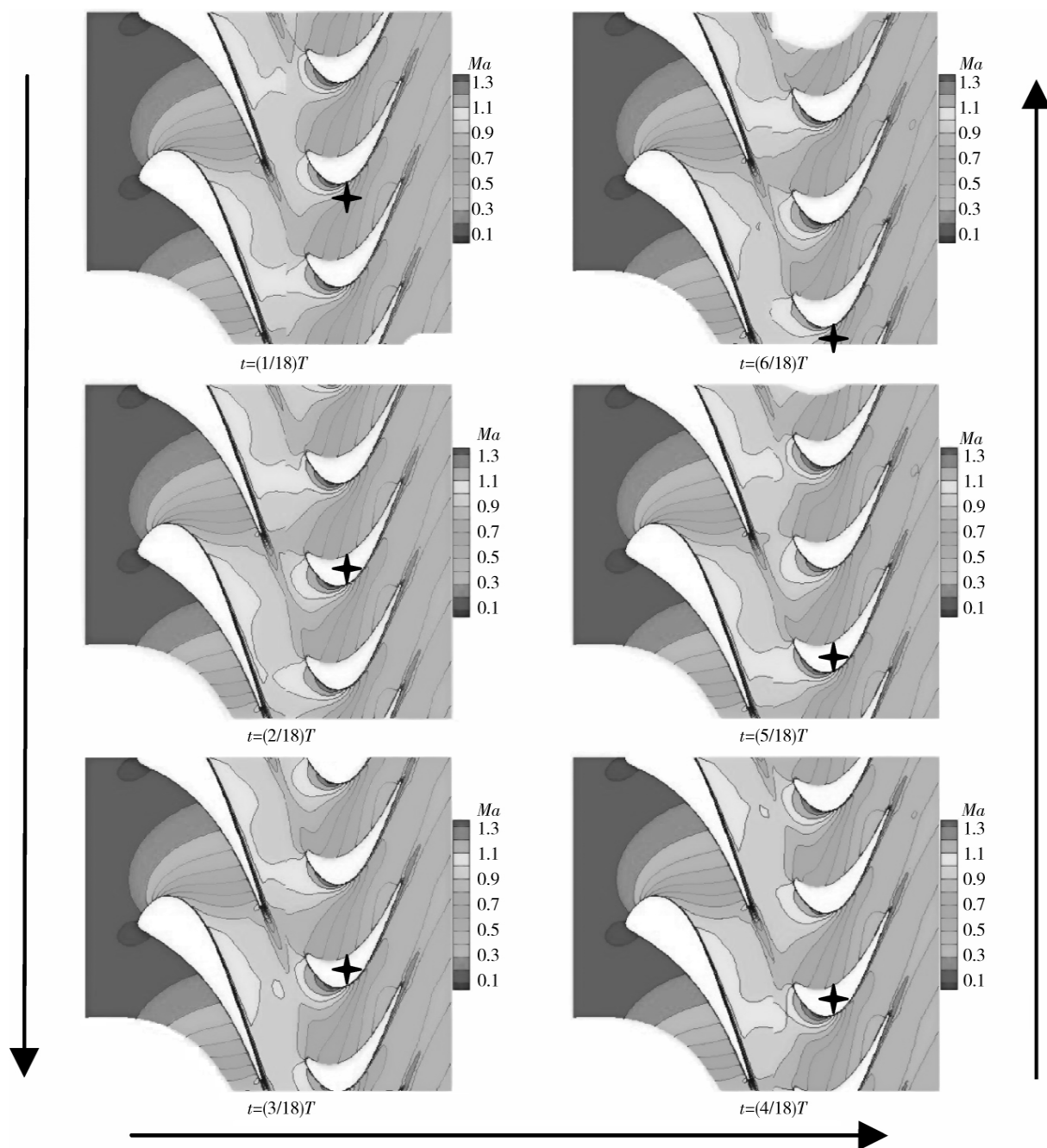
图 2 流场  $Ma$  云图

Fig. 2 Mach number contours

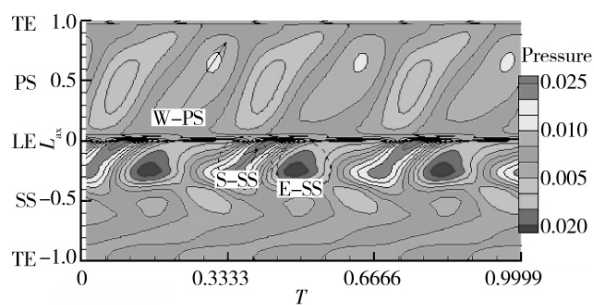


图 3 50%叶高压力扰动时空图

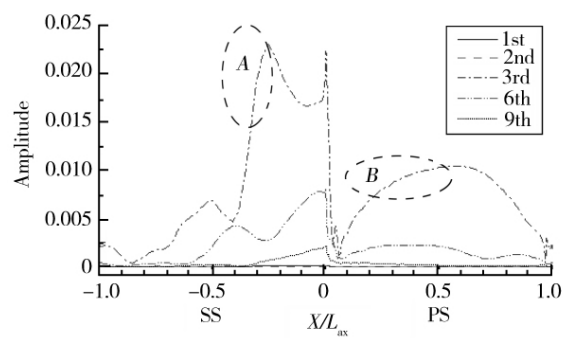
Fig. 3 Pressure perturbation space-time map  
at 50% span

图 4 压力谱频分量振幅

Fig. 4 Harmonic components of the pressure  
amplitude

## 4 轴向间距对叶片气动激励影响

### 4.1 对气动性能影响

图 5 是采用非定常流动模拟得到的改变间距后涡轮级气动性能的时均结果. 涡轮级落压比基本不变, 效率略有提高. 表明, 间距小幅变化对本涡轮级的气动性能影响很小.

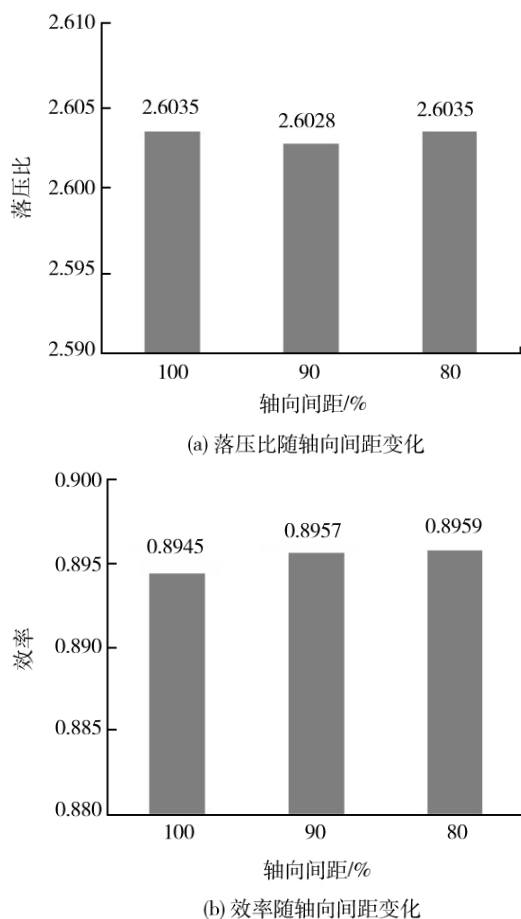


图 5 不同轴向间距下涡轮级性能

Fig. 5 Performance of turbine stage under different axial spacings

### 4.2 50%叶高处压力扰动时空图对比

图 6(a) 和图 6(b) 分别是 90% 轴向间距和 80% 轴向间距时 50% 叶高处叶片表面压力扰动时空图. 对比两图并结合图 3 可以看出, 当轴向间距缩小时, 尾迹扰动 W-PS 的范围有所变大, 激波扰动 S-SS 的范围变大、强度增强, 位势扰动 E-SS 的范围也相应变大.

### 4.3 50%叶高处压力频域分析

由图 7 可知, 3 种间距下的叶片表面时均压力分布几乎不变, 说明叶片表面负荷没有发生较大变化, 涡轮级的定常气动性能并没有受到较大

影响, 和第 4.1 节的结论一致.

图 8 为叶片表面压力 3 阶分量, 该阶数等于静子通过频率. 图中 A 处峰值略有变大, 激波扰动随着间距减小而增强; B 处幅值在减小, 说明位势扰动随着间距减小而减弱. 在压力面中部 C 处出现 1 个明显的分界点, 分界点之前 3 阶谐频分量振幅随轴向间距的减小而减小, 但在分界点之后, 3 阶谐频分量振幅随轴向间距的减小而逐渐增大. 说明随着间距变化, 尾迹扰动对叶片压力面前缘影响较小, 而对压力面尾缘影响较大, 1 种激励在叶片同一表面上的两种作用效应表明, 高阶激励可能激励扭转模式为主的振动.

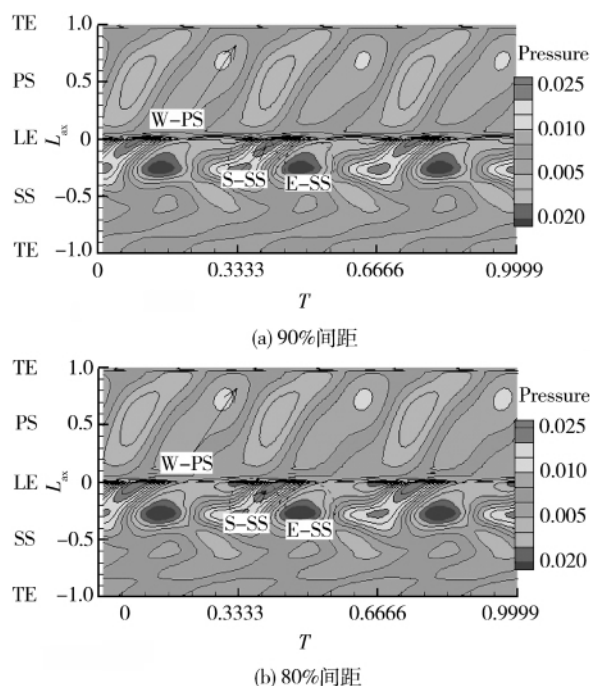


图 6 不同间距下 50% 叶高压压力扰动时空图

Fig. 6 Pressure perturbation space-time map at 50% span under different axial spacings

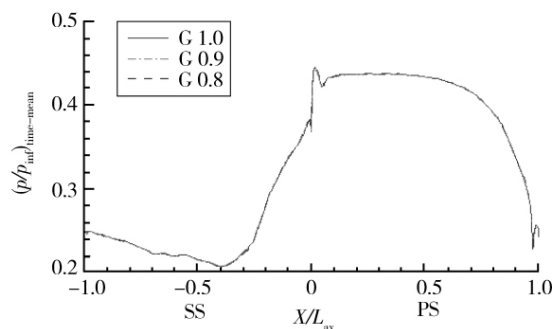


图 7 叶片表面压力时均分布

Fig. 7 Time-averaged blade surface pressure distribution

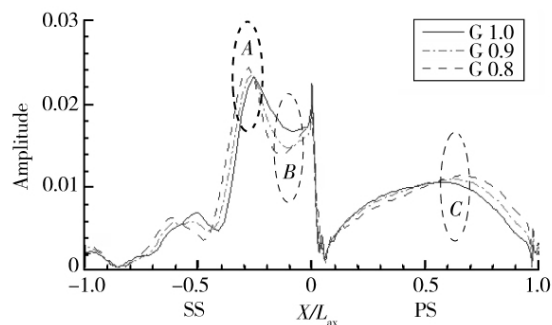
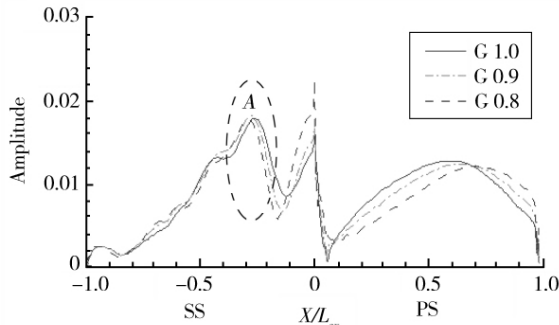


图 8 叶片表面压力 3 阶分量

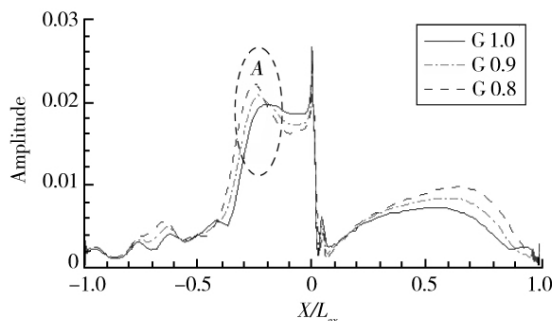
Fig. 8 3rd harmonic component of the blade surface pressure

#### 4.4 不同叶高截面压力扰动强度对比

图 9(a) 和图 9(b) 分别是 18%, 82% 叶高叶片表面压力频域分析结果. 在叶根截面 (图 9(a)) 激波扰动随着叶片间距减小基本不变, 而尾迹扰动在压力面的前半部分逐渐减弱, 在后半部分逐渐增强. 在叶尖截面 (图 9(b)) 激波扰动强度随着叶片间距减小而增强, 压力面上尾迹扰动随间距减小而增强. 对比图 9 和图 8 的 A 处, 从叶根到叶尖, 间距变化对激波强度的影响由弱到强.



(a) 18% 叶高



(b) 82% 叶高

图 9 不同叶高处压力 3 阶分量

Fig. 9 3rd harmonic component of the blade surface pressure at different spans

本文通过压力扰动均方根  $S_{rm}$  表征总的压力扰动强度, 定义为

$$S_{rm} = \sqrt{\frac{\int_{arc} (\sum_{i=1}^n p_{pert}^2) ds}{n \int_{arc} ds}} \quad (3)$$

图 10 给出了 3 个轴向间距下, 18%, 50% 和 82% 叶高处压力扰动  $S_{rm}$ . 可知 50% 叶高处, 原始间距的  $S_{rm}$  最小, 随着间距的减小,  $S_{rm}$  不断变大, 80% 间距时增幅较大. 由图 8 可知:  $S_{rm}$  增大的原因是压力扰动的 3 阶分量在增大.

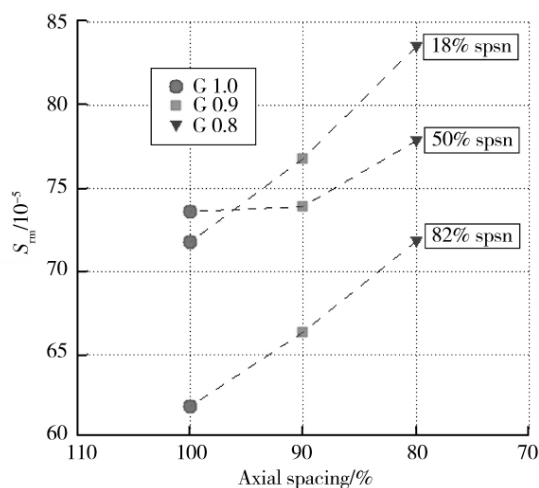


图 10 不同叶高均方根

Fig. 10 Root mean square at different spans

在其他 2 个叶高截面,  $S_{rm}$  均随着间距的减小而增大, 与 50% 叶高处的规律一致. 由此可以推断, 在整个叶片上, 气动激励随着轴向间距的减小而增强.

## 5 结 论

本文通过数值模拟高压涡轮级的非定常流场, 分析了种间距下的流场细节、叶片表面压力扰动的时空图和叶片表面压力的谐频振幅, 以及压力扰动均方根, 得出以下结论:

- 1) 压力扰动的主要激励源是激波和尾迹. 转子叶片前缘的压力扰动主要由上游静子尾缘的激波产生, 压力面的压力扰动主要由尾迹产生.
- 2) 轴向间距减小为原始间距的 90% 和 80% 时, 涡轮级的落压比和效率基本不变.
- 3) 减小轴向间距, 静子通过频率的非定常压力扰动幅值在叶片前半部分减小, 在后半部分增强, 这说明较小的轴向间距可能激励叶片的 1 阶扭转模态为主的振动.
- 4) 轴向间距减小会导致叶片表面非定常气动激励增强, 特别是尾缘附近的气动激励幅值增

加明显,轴向间距的选择必须综合考虑气动、结构以及气动弹性各方面的影响。

## 参考文献:

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.  
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [2] 黄家经, 彭建. 压气机转子叶片高周疲劳裂纹排故研究[C]//中国航空学会第十四届发动机结构强度振动学术研讨会论文集. 北京: 中国航空学会, 2008: 72-75.
- [3] 李万爱, 任玉新, 符松. 多级轴流式低速压气机轴向间距的影响[C]//第十四届全国计算流体力学会议论文集. 北京: 中国空气动力学会, 2009: 941-945.
- [4] 邹正平, 叶建, 张永新, 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. (in Chinese)
- [5] 季路成, 项林, 黄海波, 等.  $1+1/2$  对转涡轮叶排轴向间距对性能影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 565-568.  
JI Lucheng, XIANG Lin, HUANG Haibo, et al. Investigation about effects of axial gap on the performance of vaneless counter-rotating turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 565-568. (in Chinese)
- [6] 李传鹏, 胡骏, 张燎原, 等. 轴向间距变化对轴流压气机全流量特性的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 508-511  
LI Chuanpeng, HU Jun, ZHANG Liaoyuan, et al. Effects of axial spacing on compressor performance in all flow range[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 508-511. (in Chinese)
- [7] 闫朝, 季路成, 陈江, 等. 轴向间距对时序效应影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(2): 220-222.  
YAN Chao, JI Lucheng, CHEN Jiang, et al. Investigation about the effects of axial gaps on clocking effects[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(2): 220-222. (in Chinese)
- [8] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.  
WANG Mei, JIANG Hefu, LÜ Wenlin. Method to predict the blade vibration stress induced by wake flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)
- [9] 孟越, 李琳, 李其汉. 尾流激振情况下叶片强迫响应瞬态分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(6): 671-674  
MENG Yue, LI Lin, LI Qihan. Transient analytical method of vane forcing response under stator-rotor wake influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(6): 671-674. (in Chinese)
- [10] Dring R P, Joslyn H D, Hardin L W, et al. Turbine rotor-stator interaction[J]. Journal of Engineering for Power, 1982, 104(10): 729-742.
- [11] Korakianitis T. Influence of stator-rotor gap on axial-turbine unsteady forcing functions[J]. AIAA Journal, 1993, 31(7): 1256-1264.
- [12] Laumert B, Mårtensson H, Fransson T H. Investigation of unsteady aerodynamic blade excitation mechanisms in a transonic turbine stage Part I: phenomenological identification and classification[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(7): 410-418.
- [13] Laumert B, Mårtensson H, Fransson T H. Investigation of unsteady aerodynamic blade excitation mechanisms in a transonic turbine stage Part II: analytical description and quantification[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(7): 419-428.
- [14] Jocker M. Numerical investigation of the aerodynamic vibration excitation of high-pressure turbine rotors[D]. Stockholm, Sweden: Royal Institute of Technology, 2002.
- [15] 郑赞. 基于非结构网格的气动弹性数值方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2069-2077.  
ZHENG Yun. Computational aeroelasticity with an unstructured grid method[J]. Journal of aerospace power, 2009, 24(9): 2069-2077. (in Chinese)
- [16] ZHENG Yun, YANG Hui. Coupled fluid-structure flutter analysis of a transonic fan[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(3): 258-264.
- [17] Chima R V. Calculation of multistage turbomachinery using steady characteristic boundary conditions[R]. Reston, VA: 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1998.
- [18] Mathur S R. Unsteady flow simulations using unstructured sliding meshes[R]. Reston, VA: 25th AIAA Fluid Dynamics Conference, 1994.