

文章编号: 1000-8055(2008)09-1701-06

轴流压气机对周向总压畸变非定常响应的数值模拟

黄 健¹, 吴 虎¹, 张晓东¹, 党春宁²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘 要: 基于给定的进气周向总压畸变谱,应用非定常三维时间精确数值计算的方法,研究了 NWPU-1 轴流压气机转子对周向总压畸变的响应,初步揭示了其在进气周向总压畸变条件下的失速机理. 结果表明,在 84 %设计转速,进气周向总压畸变使转子性能明显下降,其失速点流量增加了 4.1 %,效率下降了 0.5 %. 进气周向总压畸变引起侧流,导致叶片负荷的变化,部分叶片的负荷过重,叶顶间隙泄漏涡几乎堵塞了整个通道,某些叶片的前缘出现溢流,最终导致压气机转子失速.

关 键 词: 周向压力畸变; 非定常响应; 数值计算; 轴流压气机; 气动稳定性

中图分类号: V231

文献标识码: A

Numerical investigation of the response of axial flow compressor to circumferential total pressure distortion

HUANG Jian¹, WU Hu¹, ZHANG Xiao-dong¹, DANG Chun-ning²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi 'an 710072, China;

2. The Second Artillery Engineering Institute, Xi 'an 710025, China)

Abstract: Based on the given circumferential total pressure distortion of steady inlet flow, the response of an axial flow compressor rotor to the circumferential total pressure distortion of steady inlet flow was investigated numerically using 3-D time-accurate unsteady algorithm with the help of NWPU-1 axial flow compressor rig. The results show that, at 84 percent of design speed, the overall performance of compressor rotor is reduced due to distortion, with inlet flow circumferential distortion, the efficiency of compressor rotor is decreased by 0.5 percent and the equivalent weight flow increases by 4.1 percent at near-stall condition if compared with clean inlet flow. Circumferential flow redistribution due to distortion tends to make the load of several blades too high, the blockage zone caused by tip leakage vortex is full of the whole passage, leading to the occurrence of stall.

Key words: circumferential pressure distortion; unsteady response;

axial flow compressor; numerical investigation; aerodynamic stability

设计者们设计压气机时都是基于进气均匀的假设设计的,而实际上压气机一般都是在进气不均匀的条件下工作. 随着新一代飞机机敏性的进

一步提高及其飞行包线范围的进一步扩大,其推进系统进口流场品质进一步恶化,尤其表现为进气总压畸变程度的增加,从而引起发动机性能降

收稿日期: 2007-09-07; 修订日期: 2007-11-10

基金项目: 国家自然科学基金(10377013)

作者简介: 黄健(1981 -),男,四川简阳人,博士生,主要从事为叶轮机械内部流动的数值模拟和实验.

E-mail: huj7292@mail.nwpu.edu.cn

低、稳定裕度的下降^[1-4]. 因此提高压气机抗畸变能力在现代航空发动机设计过程中所起的作用日益突出和重要.

轴流压气机内部流动本质上具有非定常流动特征,而进口畸变本身亦属于非定常问题,因此压气机对进口畸变的气动响应是十分复杂的. 与此同时,经过长期以来的探索,学者们对压气机内部流动失稳本身的机理有了更新的认识,尤其是在叶顶间隙流动和压气机流动失稳之间关联性的研究取得了丰硕的成果^[5-6]. 本文基于给定的进气总压周向畸变谱,利用数值模拟的方法,详细分析了

轴流压气机转子对进口周向总压畸变的非定常响应,力求进一步认识轴流压气机对畸变的响应机制,为以后提高其抗畸变能力打下基础.

1 研究对象及测量方法

本文的研究的转子是西北工业大学的双级轴流压气机实验台(图 1)的第一级转子. 实验台的主要组成部分如下:调速直流电机,增速器,压气机实验段,排气段和自动控制的移动式锥体节气阀门. 转子的主要几何参数和设计参数如表 1,详细的气动性能测量方法见文献[7].

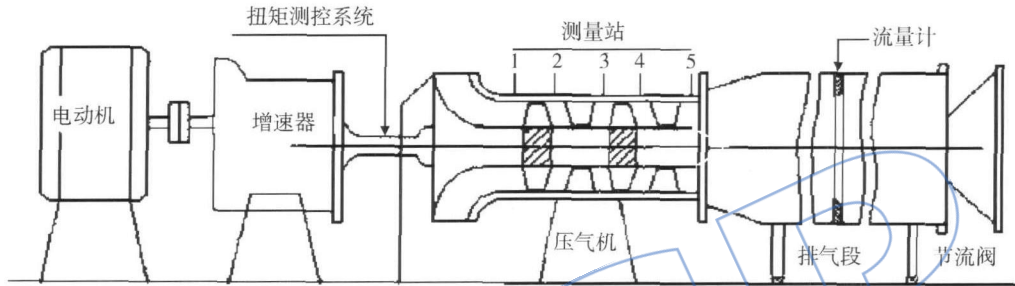


图 1 双级轴流压气机实验台

Fig. 1 Cross-sectional view of the two-stage compressor test rig

表 1 叶片几何和主要设计参数

Table 1 Rotor geometry and design parameters

参 数	数值
叶片数目	30
弦长/mm	30
展弦比	1.925
平均半径安装角	48°30′
顶部直径/mm	298
顶部间隙/mm	0.3
设计转速/(r/min)	15 200
设计流量/(kg/s)	5.6
设计压比	1.249
设计绝热效率	0.905

2 计算模型及边界条件

本文的数值计算采用 NUMECA FINE 软件包的 Euranus 求解器,分为两个部分:①对于均匀进气条件,利用定常单通道方法进行数值模拟:计算采用 Jameson 的有限体积中心差分格式并结合 Spalart-Allmaras 湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺平均的 Navier-Stokes 方程进行求解,并

使用显式的四阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解,同时加入了二阶和四阶人工粘性项用来消除数值计算过程中的伪数值振荡. 为了提高计算效率,还采用了多重网格法、局部时间步长和残差光滑等加速收敛的措施. ②对于进气周向总压畸变条件,利用多通道非定常方法进行时间精确数值模拟:非定常计算采用隐式双时间法,在一个计算周期内给定了 60 个物理时间步,每一物理时间步给定 20 个虚拟时间步. 同时,为了节约计算时间,以定常计算结果为初场,并且定常计算中的加速收敛技术也应用于虚拟时间域迭代计算中.

本文的计算网格首先生成单通道定常计算的网格,使用了分区网格技术,转子通道采用贴体 HOH 网格拓扑结构,网格总数约为 40 万(图 2). 用于周向总压畸变条件下非定常计算的网格总数约为 140 万,共有 3 个通道,分为两个部分:转子通道网格和前部延伸段网格,其中转子通道网格的每个通道网格与定常单通道计算的网格完全相同,设定为转动部分;前部延伸段网格由转子通道网格向前延伸构成,采用了简单的 H 型网格,设定为静止部分(图 3). 静止部分和转动部分计算域的周向尺寸相同,中间的滑移面采用“Domain scaling”方法进行信息传递. 进口畸变谱位于前部延伸段的进口,如图 4 所示,给定如下:总共 30 个叶片通道中

包含 10 个低总压区,即以每 3 个叶片通道为一个周期,其中中间一个通道为低总压区,其两边的相邻通道为高总压区,低总压区的总压值为高总压区的 95 %,这样主要是为了利用周期性边界条件进行简化计算,节约计算网格和时间.

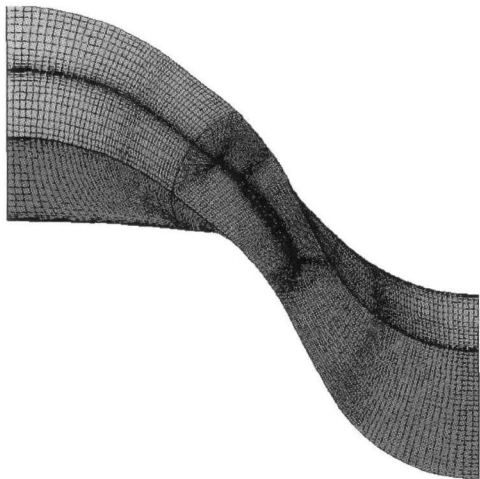


图 2 单通道计算网格
Fig. 2 Multi-block mesh of single passage

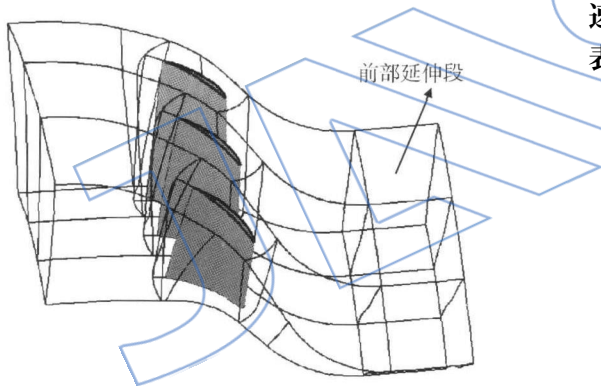


图 3 多通道计算网格块前部延伸段示意图
Fig. 3 Schematic diagram of inlet blocks

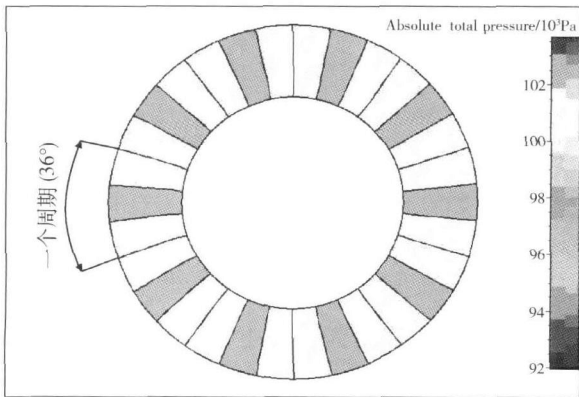


图 4 转子进口周向总压畸变谱
Fig. 4 Fixed circumferential distortion pattern at the inlet of stationary blocks

3 计算结果及分析

图 5 是 84 % 的设计转速下转子性能曲线图,计算结果是由定常计算通过背压步进的方式得到,本文以数值失速前最后一个收敛点作为近失速点,计算收敛准则为:残差满足一定的数量级要求,压比和效率不再变化^[8].从图上可以看出,在均匀进气的条件下,计算的结果和实验结果总体符合是较好的,计算的失速点流量略小于实验值,压比与效率也比实验值略低.计算值和实验值的差别主要来源于 3 个方面:①实验测量的误差;②实验台及转子等本身存在的加工误差;③计算模型本身的误差.在进气周向总压畸变条件下,只有数值计算的结果,虽然没有实验结果的支持,但是通过对均匀进气条件下实验和计算结果的比较以及其他研究的成果^[9-10]证明本文所使用的软件是可靠的,因此本文的数值模拟结果也是可以接受和认可的.通过对比图 5 上均匀进气和畸变情况下的转子的性能曲线可以看出,在本文给定的畸变谱下,转子的效率和压比都有所下降,其中失速点流量增加了 4.1 %,效率下降了 0.5 %.结果表明,周向总压进气畸变使该转子性能明显下降.

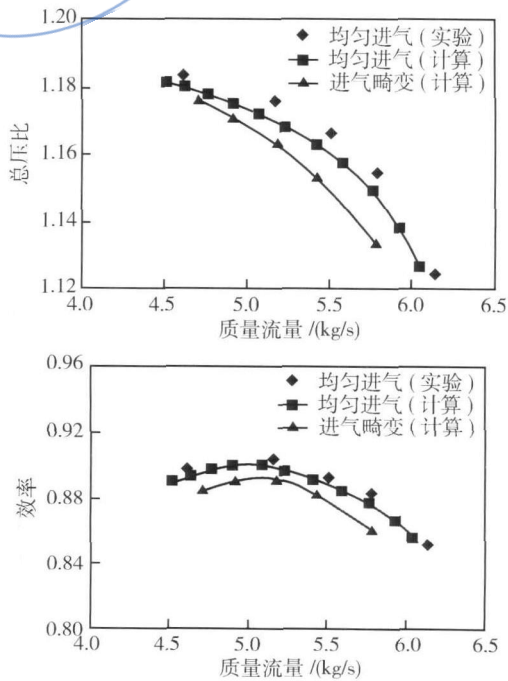


图 5 压气机转子特性图 (84 %设计转速)
Fig. 5 Overall performance of tested compressor rotor at 84 % of design speed

图 6(a) 是均匀进气条件下,近失速点 99 %叶高熵增分布等值线图.从图上可以看出,来流/间

隙交接面(高熵增梯度)与叶片前缘对齐,根据文献[8]的研究,转子内部会出现“突尖”型失速.从图 6(b)可以看出,转子通道靠近压力面处有一个明显的间隙泄漏涡(相对马赫数低的区域),并且涡已经沿着叶片的压力面推进到了前缘处,造成了几乎整个通道的堵塞;由于堵塞,使得来流的轴向动量进一步减小,这又使得涡不断地增长和向前推移,最终导致压气机转子失速.

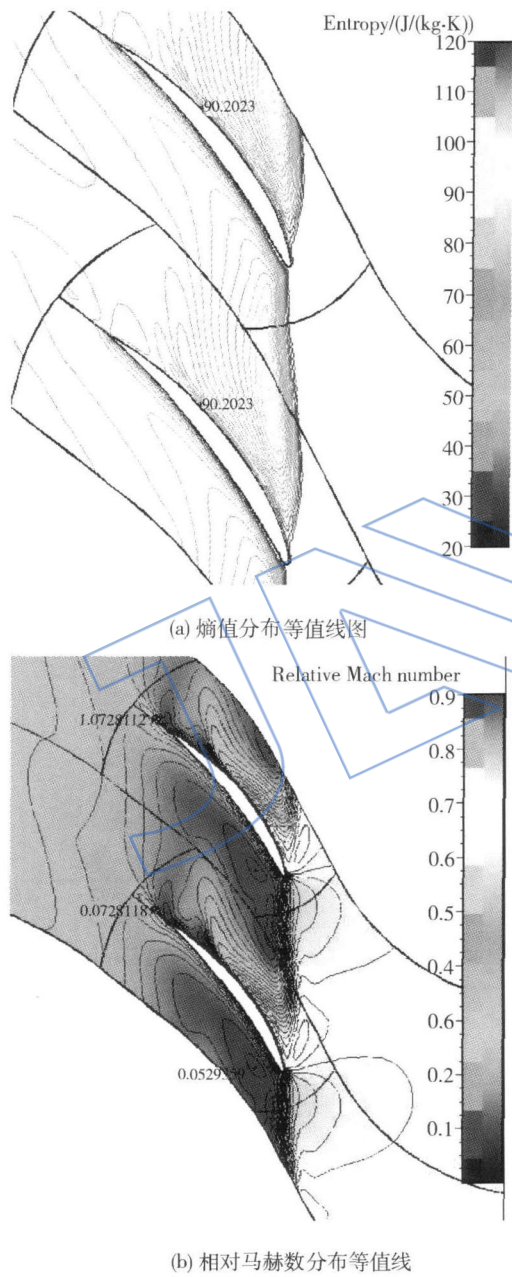


图 6 均匀进气,近失速点,99 %叶高
Fig. 6 Clean inlet , near stall , 99 percent of span

在周向总压进气畸变条件下,本文使用了三个通道进行模拟计算,所以计算结果是以转子叶片转过 3 个叶片通道的时间为周期变化的,严格

地说计算结果的分析也应该使用转子转过 3 个叶片通道的时间来进行.但是本文着重研究的是轴流压气机转子对周向总压畸变的响应,而一个计算周期内只包含了一个低压区.因此,下文的分析将只对转子叶片转过一个叶片通道的时间段进行分析,并以转子叶片刚刚进入低压区为起点.

图 7~图 11 是转子转过一个通道的 5 个不同时刻近失速点,99 %叶高处的相对马赫数分布等值线图及对应时刻部分叶片前缘相对速度矢量的局部放大图.从 5 个时刻的图上都可以看出,在近失速点,每个叶片通道叶尖区域都有明显的叶顶间隙泄漏涡,并且涡已经沿着压力面前移到了叶片前缘的位置.但是随着叶片对应低压畸变区的位置的不同,叶片的间隙泄漏涡也有明显的区别,下面就以叶片 2 从转入低压畸变区到转出低压畸变区的不同时刻其对应的叶顶间隙泄漏涡的变化进行分析.图 7 显示,叶片 2 刚刚转入低压畸

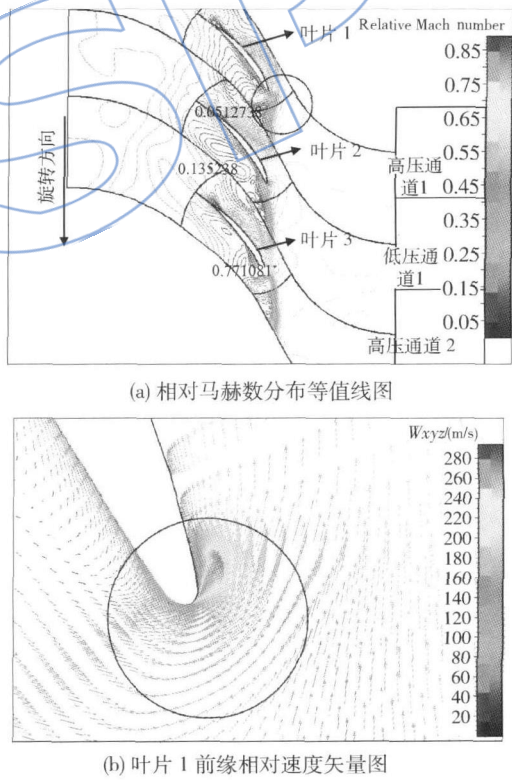
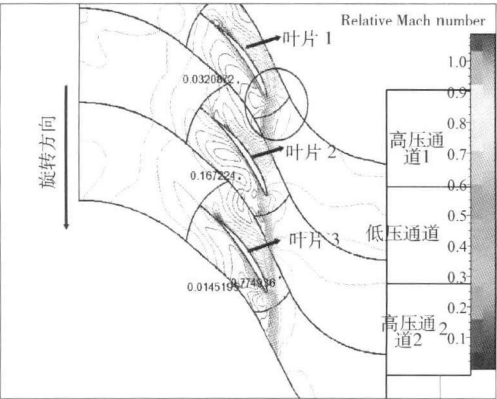
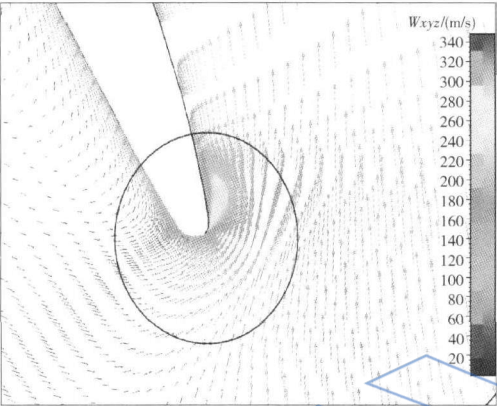


图 7 $t = 2 T / 12$,周向总压畸变,近失速点,99 %叶高
Fig. 7 $t = 2 T / 12$, inlet circumferential total pressure distortion , near stall , 99 % of span

变区,叶顶间隙泄漏涡已经上移叶片 1 的压力面的前缘,并且使叶片 1 前缘出现溢流.从图 8 到图 11 可以看出,随着叶片 2 逐渐扫过低压畸变区,叶片 1 的溢流随之减少,直至消失,这说明叶顶间隙泄漏的强度在逐渐的减弱.以往众多的研究结



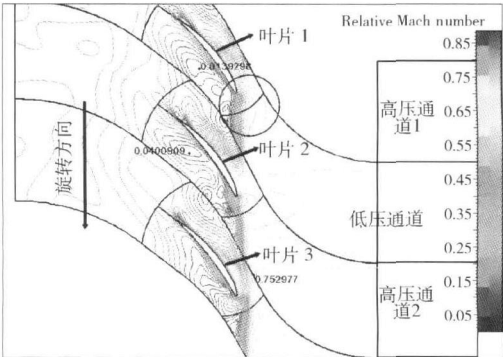
(a) 相对马赫数分布等值线图



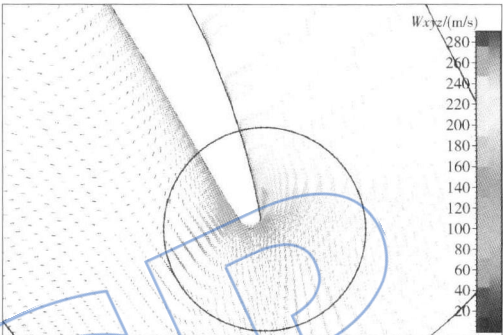
(b) 叶片 1 前缘相对速度矢量图

图 8 $t = 3T/12$, 周向总压畸变, 近失速点, 99% 叶高
Fig. 8 $t = 3T/12$, inlet circumferential total pressure distortion, near stall, 99% of span

果表明,周向总压畸变会产生侧流,从而引起来流周向速度的变化.在 $t = 2T/12$ 时刻,叶片 2 刚刚进入低压畸变区,来流的周向速度分量与转子的转动方向相同,根据基元速度三角形,则叶片的攻角增加,负荷加重,从而使得对应叶顶间隙泄漏涡增强,堵塞更加严重,来流几乎不能通过,因此出现了溢流.随着叶片 2 慢慢的转入低压畸变区,来流的周向速度分量逐渐减小直至慢慢变为与转子转动方向相反,那么叶片的攻角也慢慢减小,负荷随之减轻,对应的叶顶间隙泄漏涡也有所减弱.到了 $t = 6T/12$ 时刻,叶片 2 转出了低压畸变区,此时来流周向速度分量达到了与转动方向反向的最大值,叶片的攻角最小,负荷最轻,对应的叶顶间隙泄漏涡也最弱(图 11).综上所述,由于进气周向总压畸变引起侧流,导致叶片负荷的变化,部分叶片的负荷过重,叶顶间隙泄漏涡几乎堵塞了整个通道,来流几乎不能通过,某些叶片的前缘甚至出现溢流,从而最终使得压气机转子失速.

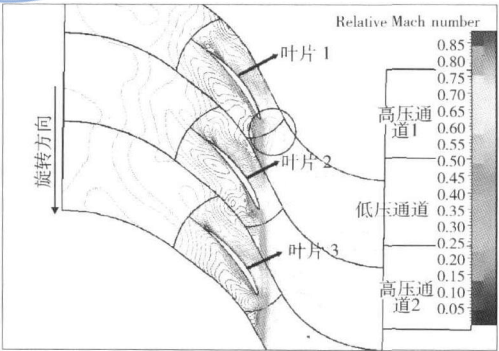


(a) 相对马赫数分布等值线图

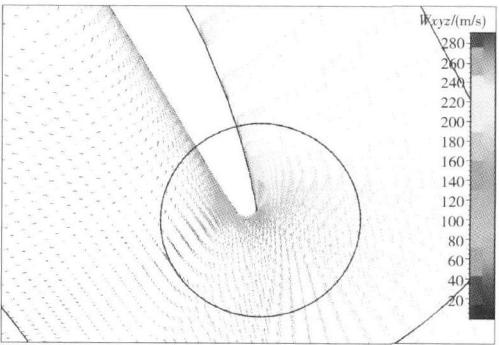


(b) 叶片 1 前缘相对速度矢量图

图 9 $t = 4T/12$, 周向总压畸变, 近失速点, 99% 叶高
Fig. 9 $t = 4T/12$, inlet circumferential total pressure distortion, near stall, 99% of span

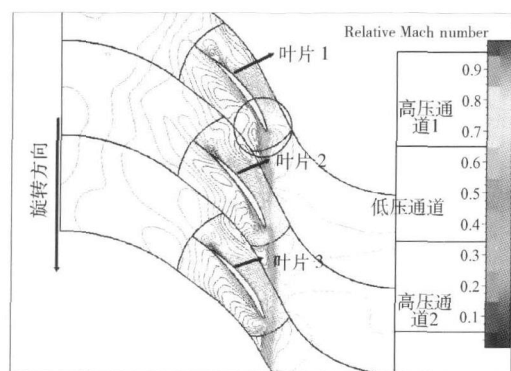


(a) 相对马赫数分布等值线图

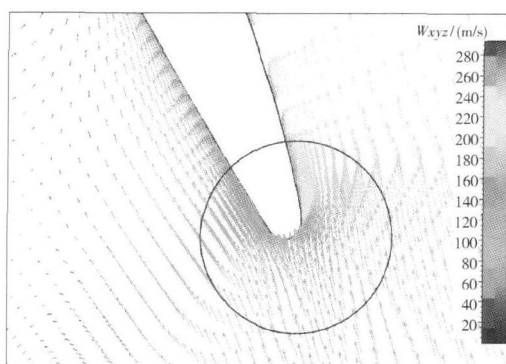


(b) 叶片 1 前缘相对速度矢量图

图 10 $t = 5T/12$, 周向总压畸变, 近失速点, 99% 叶高
Fig. 10 $t = 5T/12$, inlet circumferential total pressure distortion, near stall, 99% of span



(a) 相对马赫数分布等值线图



(b) 叶片1前缘相对速度矢量图

图 11 $t = 6T/12$, 周向总压畸变, 近失速点, 99%叶高
Fig. 11 $t = 6T/12$, inlet circumferential total pressure distortion, near stall, 99% of span

5 结 论

本文基于给定的畸变谱,用数值模拟的方法研究了轴流压气机转子对周向总压畸变的非定常响应,结果显示

1) 均匀进气条件下,转子内部出现“突尖”型失速的征兆,叶片顶部间隙泄漏涡的增长和前移,造成转子通道的大面积堵塞,最终导致失速。

2) 在84%设计转速,周向总压进气畸变使转子性能明显下降,转子的效率和压比都有所降低,其中失速点流量增加了4.1%,效率下降了0.5%。

3) 进气周向总压畸变引起侧流,导致叶片负荷的变化,部分叶片的负荷过重,叶顶间隙泄漏涡几乎堵塞了部分叶片通道的整个通道,来流不能通过,某些叶片的前缘出现溢流,最终使得压气机转子失速。

4) 叶片进入低压畸变区时,来流的周向速度分量与转子的转动方向相同,叶片的攻角增加,负荷加重,从而使得叶顶间隙泄漏涡增强,堵塞更加严重,来流几乎不能通过,因此出现了溢流。随着叶片慢慢的转入低压畸变区,来流的周向速度分

量逐渐减小直至慢慢变为与转子转动方向相反,叶片的攻角也慢慢减小,负荷随之减轻,叶顶间隙泄漏涡也有所减弱。当叶片转出低压畸变区时,来流周向速度分量达到了反向最大值,叶片的攻角最小,负荷最轻,对应的叶顶间隙泄漏涡也最弱。

参考文献:

- [1] Hah C. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. ASME J. Turbomachinery, 1998, 120: 233-246.
- [2] Rabe D. Influence of inlet distortion on transonic compressor blade loading [R]. AIAA Paper 95-2461.
- [3] Marshall J G. Prediction of low engine order inlet distortion driven response in a low aspect ratio fan [R]. ASME Paper 2000-GT-0374.
- [4] Mokelke H. The prediction of steady, circumferential pressure and temperature distortions in multistage axial flow compressors [J]. ASME J. for Power, 1980, 102: 448-458.
- [5] Camp T R, Day I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor [J]. ASME J. Turbomachinery, 1998, 120: 393-401.
- [6] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall [R]. ASME GT2005-68374, 2005.
- [7] 梁武昌, 楚武利, 朱俊强, 等. 非轴对称尖部间隙对轴流压气机性能影响的实验研究 [J]. 航空动力学报, 2004, 19 (2): 233-236.
LIANG Wuchang, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. Effects of asymmetric tip clearance on axial flow compressor performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (2): 233-236. (in Chinese)
- [8] 卢新根. 轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
LU Xingen. Flow instability and its passive control strategies in axial-flow compressor [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [9] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴向斜缝机匣处理与转子通道之间耦合流动分析 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27 (2): 226-228.
LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. Analysis of the coupled flow through the axial skewed slots casing treatment and rotor passage [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27 (2): 226-228. (in Chinese)
- [10] 陈涛, 徐纲, 徐燕骥, 等. 总压进口畸变与失速裕度相互关联非定常特征的数值模拟 [J]. 工程热物理学报, 2004, 25 (3): 399-401.
CHEN Tao, XU Gang, XU Yanji, et al. Numerical simulation of unsteady characteristic interaction between total pressure inlet distortion and stall margin [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25 (3): 399-401. (in Chinese)