

文章编号:1000-8055(2012)02-0401-09

非对称激励对叶栅流场时空结构及特性的影响

闫嘉超, 袁 巍, 周 盛

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 基于非定常耦合流动的研究采用导叶非对称周向分布时, 可以通过非对称尾流撞击效应实现比对称周向分布更好的气动性能. 为了探索非对称激励下的非定常耦合流动特点, 首先以单个槽道的时间非均匀射流激励形成的间歇耦合流动研究为基础, 分析了时间非均匀激励对二维叶栅流场时空结构的影响. 然后通过对采用非对称导叶的某低速轴流压气机的叶中截面二维流场进行 $1/4$ 周的数值模拟, 分析了周向非均匀分布导叶对下游转子流场时空结构的影响. 最后通过实验对前面所得到的结论进行验证. 认为通过周向非均匀导叶实现流场的耦合流动时, 激励区的长度决定了激励效果的好坏, 而缓冲区内加入离散导叶可以提升转子流场时空结构品质改善压气机性能.

关 键 词: 非定常耦合流动; 尾流撞击效应; 非对称; 时空结构; 离散导叶

中图分类号: V211

文献标志码: A

Effect of asymmetric exciting on space-time structure and characteristic of cascades

YAN Jia-chao, YUAN Wei, ZHOU Sheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the unsteady cooperative flow, when the exciting frequency was kept, asymmetric wake impact effect (WIE) could make better performance than the symmetric circumferential distribution. The author studied the mechanism of the asymmetric WIE. Firstly, the way of intermittent cooperative flow caused by intermittent jet in one passage was discussed to learn the trait of the intermittent cooperative flow. Secondly, a two-dimensional computational fluid dynamic (CFD) simulation of a $1/4$ low speed compressor mid-span flow field was analyzed. The space-time structure of the compressor was studied. And then the asymmetric inlet guide vane (IGV) affection on that was studied. Thirdly, an experiment was designed to prove the result get from the former research. The result is the circumferential distribution of IGV decides the space-time structure of the downstream rotor flow field. The length of the excitation decides the effect of the WIE, and the dispersed IGV can improve the quantity of the space-time structure of the flow field and reduce the loss of the compressor.

Key words: unsteady cooperative flow; wake impact effect; asymmetric;
space-time structure; dispersed inlet guide vane (IGV)

收稿日期: 2011-03-09; **修订日期:** 2011-09-01

作者简介: 闫嘉超(1980—), 男, 河北承德人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学方面研究.

航空发动机对压气机增压能力的要求越来越高,而随着压气机级负荷的提高,在小流量时,较大的逆压梯度会导致分离,并且在近失速工况时,还会出现失速团等显著的非对称流动特征。这些都需要改变原有对称流动的假设进行研究。

从非对称流动的角度出发, Graf 等^[1]对带有非轴对称间隙的压气机进行了实验,发现叶尖间隙的非对称性对压气机的峰值效率有 0.4% 的影响,对最大压升影响约有 8%。而对非对称端壁的研究^[2]在叶轮机械上已经有了一些成果,能够带来 0.4% 的效率提升。

基于“非定常耦合流动”^[3]的相关研究,对压气机中的非定常旋涡流场施加特定频率的激励可以改善其时空结构的品质,提升压气机的性能。非定常耦合流动可以通过射流^[4]、声激励^[5-6]、尾流撞击^[7]、叶尖激励^[8]等多种方式实现。根据尾流撞击效应(WIE),导叶的数目由下游转子的特征频率确定,但满足这一频率所需要的导叶数目一般比常规设计中所需的数目多很多。这往往使得在全周向对称分布形式下,导叶-转子的整体性能并没有获得预期的提高。因此,既要满足实现耦合流动的激励频率又要同时控制导叶数目,一个可行的方法就是采用非对称周向分布的导叶。

在保证导叶数目相同的前提下,刘建勇、周晓勃等进行了非对称导叶周向激励方式(图 1)的实验研究。结果表明,非对称比传统的对称方式获得了 0.5%~1% 左右的效率提升^[9-12]。

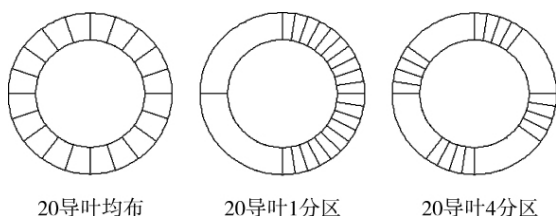


图 1 非对称尾流撞击效应实验中导叶周向分布形式

Fig. 1 Distribution of IGV in asymmetric WIE (wake impact effect) experiments

但这个研究主要是进行特性实验,对机理分析不足。本文尝试从机理上对非对称尾流撞击效应进行分析,研究在数目相同的情况下,非对称导叶的空间分布问题。

对于如图 2(a)所示的 4 分区非对称的导叶分布形式而言,由于转、静坐标系之间存在相对运动,使得下游转子受到的上游尾迹激励信号,如

图 2(b),是间歇形式的。当转子受到激励时,产生非定常耦合流动;激励消失后,转子会从耦合流动状态恢复到自然流动。

这样,转子流场不断从自然流动到耦合流动再到自然流动这样的循环过程,本文称为间歇耦合流动。

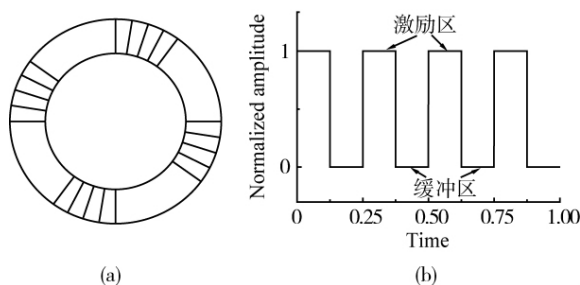


图 2 非对称部件周向分布以及激励信号分区分布

Fig. 2 Asymmetric components cause exciting signal in downstream field

由于导叶一方面能够对下游转子产生激励改善其性能,另一方面也会带来流动损失。因此,本文首先抛开导叶损失的影响,研究了间歇激励形式对单排叶栅流场时空结构及性能的影响。然后把导叶-转子作为一个整体,研究了不同的非对称导叶分布形式对其流场时空结构及特性的影响。最后在某低速轴流压气机上对非对称尾流撞击的周向分布方式进行实验研究。

1 间歇射流对单排叶栅流场时空结构影响的数值模拟

对于间歇耦合流动的研究,考虑到:①低速轴流压气机中尾迹与下游转子的作用主要有两个方面:负射流效应和沉寂效应。由于在压气机内存在较大的逆压梯度的影响,沉寂效应的转捩区长度可以忽略不计,因此,尾迹与边界层作用可近似为负射流速度扰动与边界层的作用;②研究对象是流场在间歇激励过程中的时空结构的特点。

因此,本文把二维叶栅间歇射流控制作为对间歇耦合流动的研究手段。这样既考虑到上游尾迹对转子的负射流效应,又抓住了实现耦合流动最基本的外加特定频率激励的特征,而且实现手段相对简单。

这样就把相同导叶数下激励的空间分布问题转化为相同射流时长下激励的时间分布问题。

1.1 数值模拟对象及方法

所用叶型几何参数:弦长 $C=80.6\text{ mm}$,栅距

$t=53.8\text{ mm}$,几何进口角 $\beta_{1k}=48.4^\circ$,几何出口角 $\beta_{2k}=91.23^\circ$. 计算域取6倍弦长,栅前1倍,栅后4倍.采用H型网格,局部加密.综合考虑计算时间和精度,网格点数取 220×41 (轴向 $\times$ 周向).

定解方程为二维可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程组;计算采用有限差分法,三步 Runge-Kutta 法时间推进求解,无黏项用三点五阶(边界处三点四阶)高精度广义紧致迎风格式逼近,黏性通量采用六阶精度的对称紧致格式进行离散.进口给定总温、总压和进气角,出口给定反压.

计算在叶片表面采用无滑移无穿透边界,叶栅前后延伸部分为周期性边界.考虑到压缩性又要避免激波影响,通过调整出口反压的方式,使得进口马赫数保持在0.5.计算时,取攻角 $i=10^\circ$,雷诺数 $Re=0.8\times 10^6$.

如图3,在叶型表面,吸力面分离点前约8%弦长的位置,加入与吸力面法向夹角为逆时针方向 15° 的按正弦规律变化的分速度,激励区域宽度约为弦长的3%,其净输入流量为0.激励频率为最优值 $1608\text{ Hz}^{[4]}$.

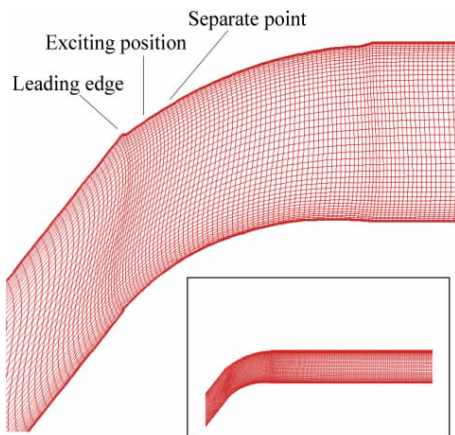


图3 计算网格及前缘激励点分离点位置

Fig. 3 Computing grid and the positions of lead edge, exciting point and separating point

以下把间歇激励中有激励的区域称为激励区,无激励的区域称为缓冲区(如图2(b)).计算中的控制参数定义如下:

T 为单个激励长度, nT 为间歇激励周期的长度, n 代表一个间歇激励周期是单个激励长度的倍数; mT 表示一个间歇激励周期中激励区长度, $(n-m)T$ 就是缓冲区长度.定义 $D=m/n$ 是间歇激励的占空比^[13] (duty cycle),即间歇激励

周期内,激励时间所占比例(图4).保证激励总长度相同就是保证流的占空比相同.

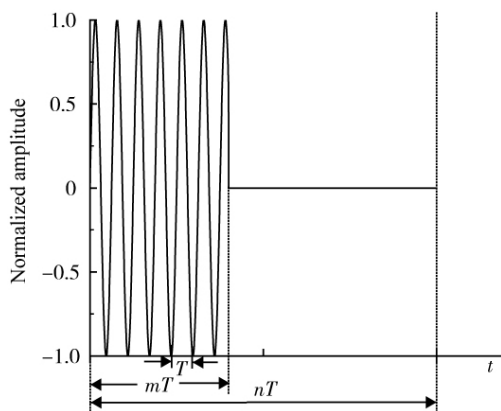


图4 激励形式以及控制参数选择

Fig. 4 Example and control parameters of exciting

1.2 数值模拟结果分析

在单个的间歇激励周期内,从流场空间结构看,存在三种流动状态:

1) 激励状态

叶栅在激励状态下的流动,即耦合流动状态.如图5(a).此时由于激励存在,叶片吸力面中后部产生的分离区较小.

2) 自然流动状态

叶栅流动不受激励的影响流动状态,即自然流动状态,如图5(c).此时叶片吸力面中后部的分离较大.

3) 过渡状态

叶栅从耦合流动恢复到自然流动的状态,时长约 $3.5T\sim 4T$,如图5(b).此时,分离区从激励状态逐渐发展到自然流动状态,同时有非单一周期的涡脱落.

激励区和缓冲区的长度决定了以上三种流动状态,因此下面分别对两者进行研究.

1.2.1 激励区长度对单排叶栅性能的影响

取间歇激励周期长度 $nT=10T$,改变激励区长度 mT ,研究占空比 D 对损失的影响.如图6,随着 D 的增加,损失系数减小.这说明,在保证最优激励频率的情况下,激励持续的时间越长,越能有效地减小流动损失.当然,这只是对单个叶排而言,如果要通过尾流撞击效应实现全周激励,无疑会增加上游叶排的流动损失和质量.

1.2.2 缓冲区长度对单排叶栅性能的影响

用 δ 表示缓冲区长度,即

$$\delta = nT(1 - D)$$

如图 7, 分别取 $D=0.3, 0.5$ 和 0.7 , 研究 δ 与损失系数的关系. 当缓冲区长度与过渡状态时长相等时, 流动损失最大. 即 $3.5T < \delta < 4T$ 时, 损失系数最大.

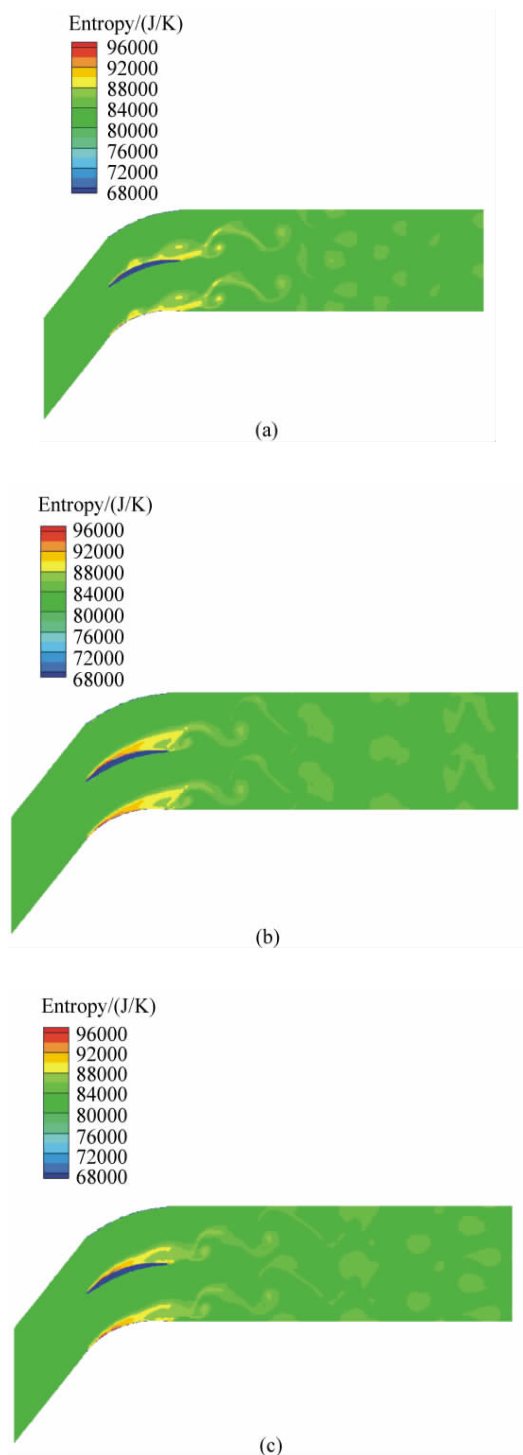


图 5 间歇耦合流动的三种不同状态

Fig. 5 Different status of intermittent cooperative flow

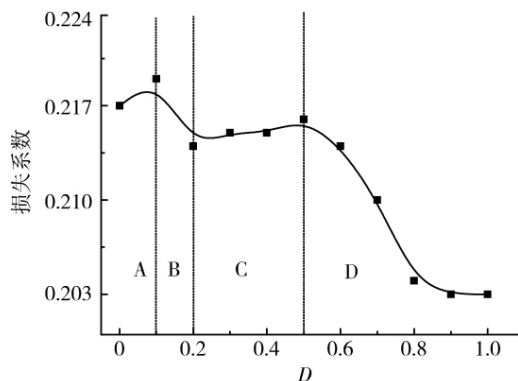


图 6 占空比对损失系数的影响

Fig. 6 Effect of duty cycle on the loss coefficient

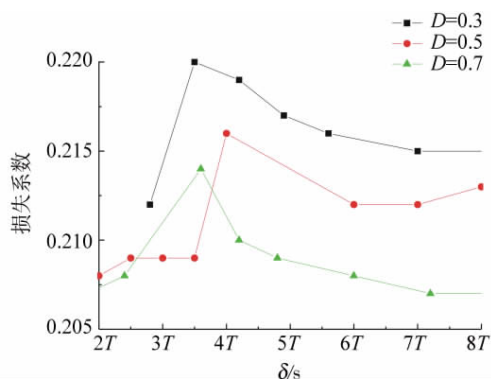


图 7 缓冲区长度对损失系数的影响

Fig. 7 Effect of buffer time on the loss coefficient

这说明当流动处于过渡状态时, 分离区发展所带来的掺混损失, 对叶栅的性能影响很大.

为了检验这个结论, 在不改变间歇激励周期长度以及占空比的情况下, 比较图 8 中两种不同的激励时间分布形式对损失系数的影响:

分布 1 $n=10, D=0.5$ (连续)

分布 2 $n=10, D=0.5$ (激励分成占空比 0.3, 0.1 和 0.1 的三个部分, 其间间隔为 $1T, 1T, 3T$). 这两种间歇激励的在单个周期内时间分布如图 8 所示.

分布 2 较分布 1 优点在于, 离散分布的激励能够使吸力面的分离区在停止激励后, 充分发展前得到抑制, 从而减小叶栅在缓冲区内的掺混损失.

比较损失系数可以发现: 分布 1 的损失系数为 0.216, 分布 2 的损失系数为 0.204 (相当于连续分布射流时 $D=0.8$ 的损失).

可以看出, 在攻角较大, 分离较严重时, 改变激励的时间结构可以有效地减小间歇耦合流动的

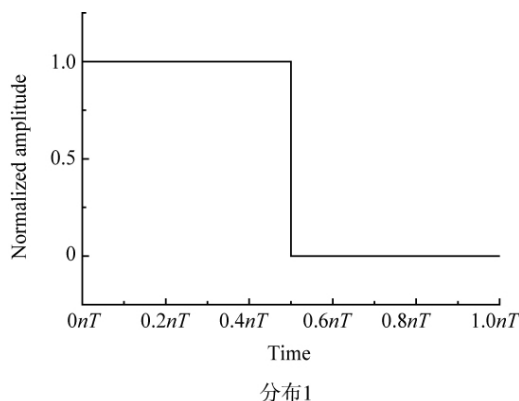


图 8 分布 1 和分布 2 在一个周期内的激励形式
Fig. 8 Exciting distribution 1 and 2 in one cycle

损失.

从以上研究可知:

- 1) 激励频率时间越长损失越小.
- 2) 间歇激励改变了流场的时空结构.
- 3) 间歇耦合流动存在从耦合流动到自然流动的过渡状态,这个过程产生一定的掺混损失.合理的安排激励的时间结构可以减小这种损失.

以上对间歇耦合流动有了初步认识,但研究仅限于激励对单排叶栅的性能影响.下面将在某低压压气机中研究导叶尾迹对转子流场时空结构和导叶-转子整体特性的影响.

2 非对称导叶对导叶-转子流场时空结构及性能的数值研究

2.1 数值模拟方案

受到单排叶栅不同激励形式的启发,以某低速压气机非对称 4 分区方案为基础,如图 9 所示.通过改变分区中一个导叶的位置,把虚线位置导叶顺时针转动 18° ,称为 4+1 分区方案,移动的导叶称为离散导叶.研究这两种导叶周向分布形式对转子流场时空结构的影响.

研究对象为该低速压气机的叶中截面(50%

叶高).进行 $1/4$ 圆周的定常的数值模拟.计算采用网格如图 10 的形式.

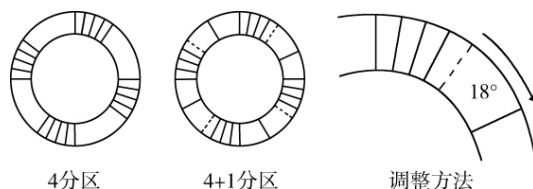


图 9 非对称导叶调整方案

Fig. 9 Distributions of IGV (inlet guide vane) in 4 divides and 4+1 divides

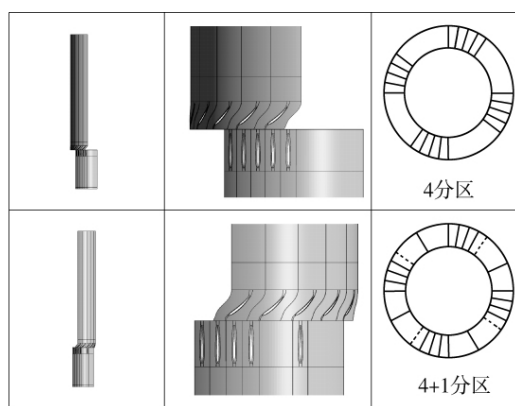
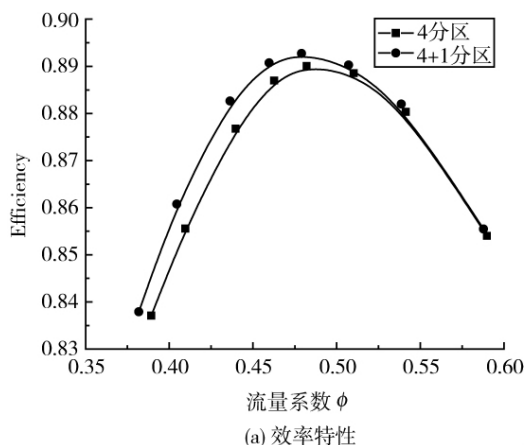


图 10 计算用网格以及对应的导叶周向分布图
Fig. 10 Computing grids and corresponding IGV distribution

2.2 导叶周向分布对导叶-转子性能的影响

从特性比较可以看出,4+1 分区方案的周向分布形式使得压气机的效率特性线,如图 11(a),整体向左上方移动了,小流量区域效率提升 0.7 个百分点.

接下来通过流场分析其原因.



(a) 效率特性

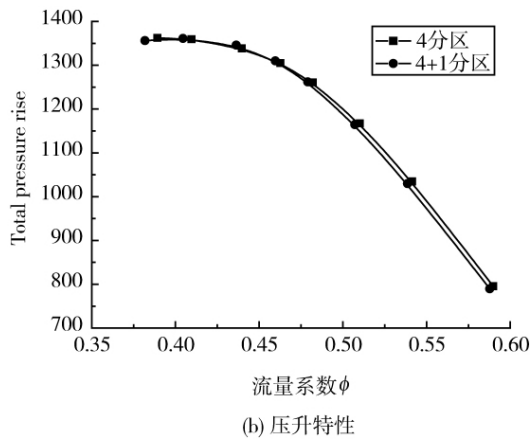


图 11 4 分区与 4+1 分区特性比较
Fig. 11 Character of 4 divides and 4+1 divides

2.3 导叶周向分布对转子流场时空结构的影响

以下通过非定常计算结果分析导叶周向分布对转子流场时空结构的影响. 以最大负荷点为例 (流量系数 $\phi=0.438$).

下面通过总压云图 (图 12) 显示了一个转子通过 4 分区导叶时尾迹发展到脱落的过程. 圈中为选择的观察对象转子.

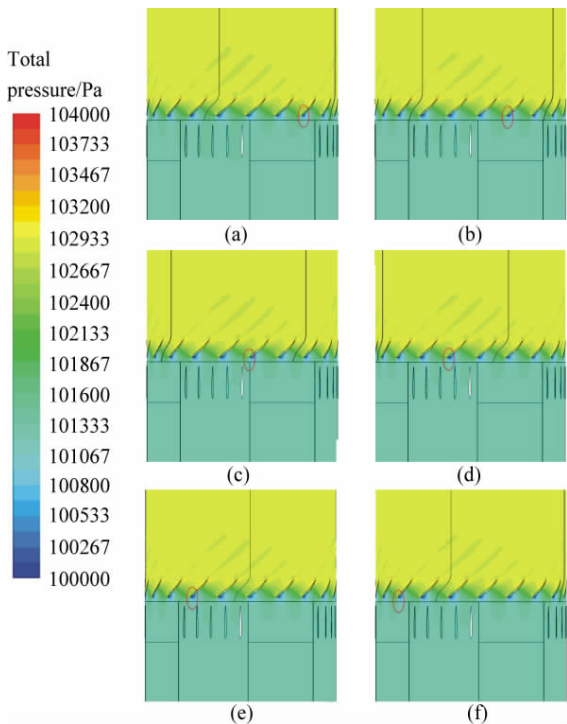


图 12 导叶 4 分区时转子尾迹的发展过程
Fig. 12 Development of rotor's wake in 4 divides IGV

从图 12 中可以看到,尾迹经历了从发展到脱落的一次过程.

下面分析 4+1 分区对转子流场时空结构的影响.

如图 13(a)~图 13(d)为被圈中转子的第一次尾迹旋涡脱落的过程,由于离散导叶的存在,转子在受到离散导叶尾迹的作用后,再受到激励区的导叶尾迹作用时,就产生了第一次尾迹脱落的现象,转子尾迹明显减弱,由于低能团被带走,该槽道的流通能力增强,此位置就是此前所观察到的上游低熵流体能够更多的通过转子通道的同一位置.这就造成了在采用同样导叶数目的条件下,使用离散导叶的效率高于 4 分区的效果.图 13(e)~图 13(g)是所圈中转子尾迹第二次脱落的过程.

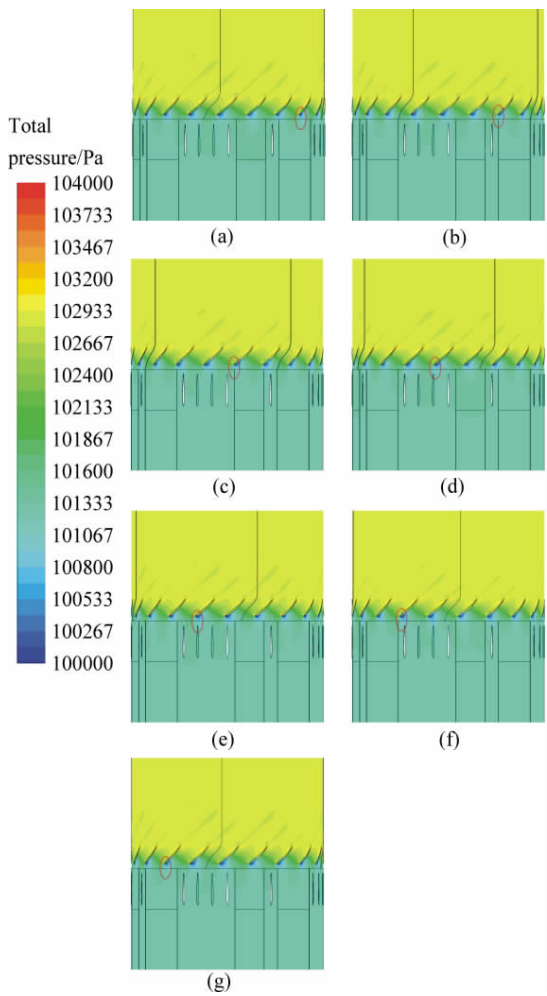


图 13 导叶 4+1 分区时转子尾迹脱落过程
Fig. 13 Development of rotor's wake in 4+1 divides IGV

比较两种不同的周向分布形式可以看出,离散导叶使尾涡在充分发展之前就提前产生脱落,这样,压气机的效率在分离较严重的小流量区域

得到改善.

根据二维数值模拟的结果可以看出:

1) 导叶的空间非对称分布形式使得转子的流场出现空间非对称的时空结构.

2) 离散导叶的存在能够增强转子尾迹脱落改善其流通能力,提高压气机效率特性.

3 非对称导叶周向分布的实验研究

接下来通过实验研究下面两个问题:①激励区长度对压气机性能的影响;②离散导叶的存在对减小缓冲区损失的作用.

3.1 实验台结构

非对称尾流撞击实验台如图 14,设计转速 3000 r/min.在本次实验中,选用了 4 个测量截面.第一个为流量测量截面(O-O);第二个为进口总压测量截面(A-A),位于压气机进口导叶前缘前约 1 倍进口直径 D 处($D=0.45\text{m}$);第三个测量截面为 B-B,通过位移机构调整动态压力传感器气流角.测点的周向位置分别为从正上方顺时针方向 $15^\circ, 85^\circ, 125^\circ, 170^\circ, 210^\circ, 255^\circ, 295^\circ, 335^\circ$,径向为 5 个等环面测量位置,第 4 个测量截面为 C-C,为出口总压测量截面,在该截面布置 4 个出口总压梳.由于导叶周向分布是非对称的,因此通过测量角度分 4 次实验对单个流量点的出口总压进行测量.

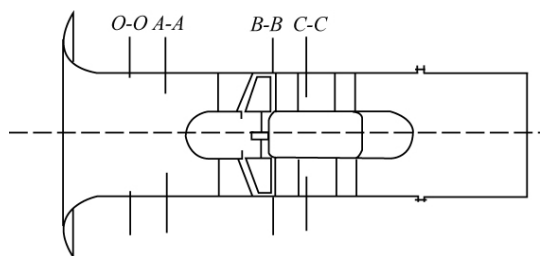


图 14 低速轴流压气机实验台的结构简图

Fig. 14 Facility of asymmetric WIE experiment

该实验台采用伺服机构控制转子转速,控制精度为 0.1r/min ,能够保证测量时压气机工作的稳定性,转子出口截面的动态测量数据采用位移机构控制.总压升测量采用满量程为 200mm 水柱(mmH_2O)的差压传感器,传感器精度 0.05% ,方差分析压力偏差 4.88Pa ,实测重复性误差小于 10Pa [14].

该低速压气机为无预旋设计,进口导叶采用直叶型,不改变经过气流的流向.因此,在实验中可以按照任意的疏密程度来安装导叶,而不影响

下游转子的进口气流角.在此前的尾流撞击效应研究中 [5-8],发现此实验台转子的最优激励频率为 2000Hz .

3.2 综合验证方案及实验结果分析

设计如下实验方案:1 分区 180° 的非对称方案为基准,通过改变其中 4 片导叶的周向位置,同时使得激励区从 180° 减小为 135° ,而在无激励区域内散布这些导叶,使其成为离散导叶(方案 A 中的支撑导叶在基准中也存在).

这两种导叶周向分布形式的差别在于:①如图 15,对于右半部分的导叶区,基准的导叶数目要多于方案 A,激励长度要大于比较方案;②对于左半部分的缓冲区,比较方案加入了离散导叶进行研究.

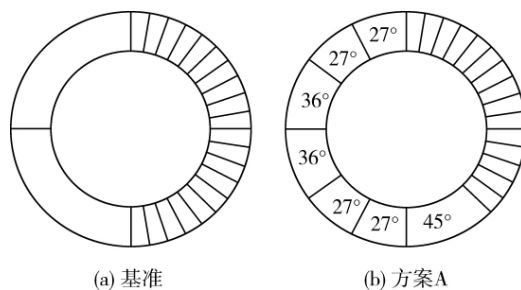


图 15 方案 A 与基准方案导叶周向分布对比

Fig. 15 IGV distribution in baseline and project A

两种方案的导叶总数相同,在激励区产生的尾迹激励频率相同都是 2000Hz .通过这两者的区别来验证激励长度以及离散导叶对于压气机性能的影响.

如图 16,对比两种方案特性线可以发现:方案 A 相对基准使得压气机的性能在小流量区域得到较大改善,效率提升 1% 左右,压升提高 30Pa 以上.

把转子后总压分布进行分析:用比较方案所得到的压升分布减去基准方案的做差.比较压升差的云图(图中蓝色表示方案 A 压升低于基准方案的区域,红色则相反).在 2.7kg/s 流量点(最大负荷点)时,在缓冲区(图 17 左侧)方案 A 压升大于基准方案这说明在小流量时,转子分离较大,加入的离散导叶能够有效地打断转子尾迹发展过程,减小损失;而在激励区(图 17 右侧),方案 A 的压升小于基准方案.这是由于基准方案激励区的能产生 2000Hz 频率激励的导叶数更多,因此可以产生更长的激励,从尾流撞击效应的角度,这样有利于转子压升的提高.而 3.55kg/s 流量时

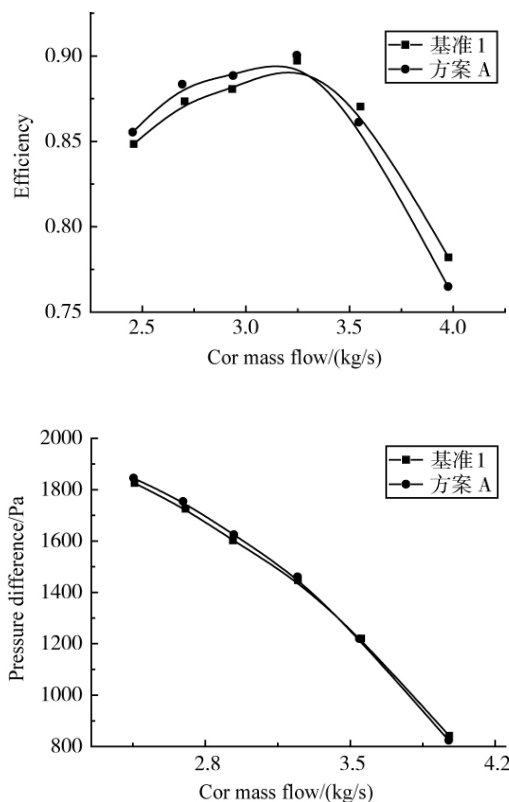


图 16 方案 A 与基准的特性对比图

Fig. 16 Characteristic of baseline and project A

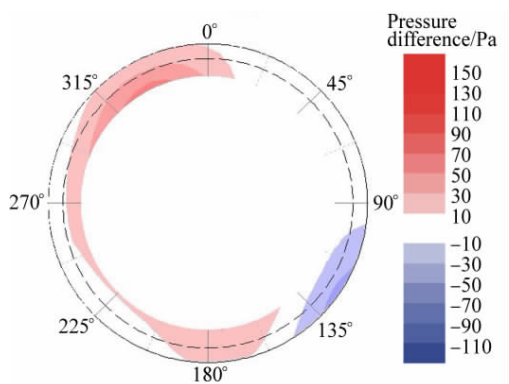


图 17 流量为 2.7 kg/s 时方案 A 与基准的转子出口截面压升差的云图

Fig. 17 Difference of total pressure rise between baseline and project A when mass flow is 2.7 kg/s

(图 18, 流量较大的工况), 同样, 在激励区基准方案压升高, 而在缓冲区比较方案压升高. 从总性能看, 压气机的压升效率低于基准方案. 分析原因, 流量较高时, 转子分离不严重, 离散导叶尾迹对转子尾迹发展的控制效果不如图 17 明显.

实验结论: ①激励长度的增加非对称尾流撞击效应更有利; ②离散导叶可以有效地减少缓冲区损失. 合理的导叶周向分布应该在导叶数目相

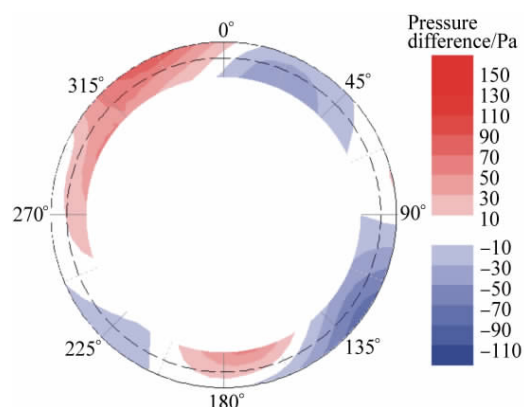


图 18 流量为 3.55 kg/s 时方案 A 与基准的转子出口截面压升差的云图

Fig. 18 Difference of total pressure rise between baseline and project A when mass flow is 3.55 kg/s

同的情况下保证激励区长度而减少缓冲区长度.

4 结 论

本文从间歇耦合流动研究出发, 通过对压气机非对称导叶-转子二维场时空结构的分析, 研究非对称尾流撞击效应中的导叶周向分布方式, 并通过实验加以验证, 得到结论如下:

- 1) 非对称尾流撞击效应通过控制转子的尾迹脱落改变流场的时空结构.
- 2) 从间歇耦合流动的角度来看, 较长的激励区有利于非对称尾流撞击效应的效果. 离散导叶的存在改善了缓冲区的流动损失.
- 3) 在保证激励长度的前提下采用离散导叶可以合理安排激励区与缓冲区的长度, 实现非对称尾流撞击效应的.

参考文献:

- [1] Graf M B, Wong T S, Greitzer E M, et al. Effects of non-axisymmetric tip clearance on axial compressor performance and stability[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 648-661.
- [2] Brennan G, Harvey N W, Rose M G. Improving the efficiency of the trent 500 HP turbine using non-axisymmetric end walls Part 1: turbine design[R]. ASME Paper, 2001-GT-0444, 2001.
- [3] ZHOU Sheng, ZHENG Xinqian, HOU Anping, 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.
- [4] 郑新前, 侯安平, 周盛. 二维扩压叶栅非定常分离流控制途径探索[J]. 力学学报, 2003, 35(5): 599-605.
ZHENG Xinqian, HOU Anping, ZHOU Sheng. Investigation on ways to control unsteady separated flow in 2D

- compressor cascade[J]. Acta Mechanica Sinica, 2003, 35(5):599-605. (in Chinese)
- [5] QIU Yaxi, GE Jingdong, LU Yajun, et al. Research on sound-vortex resonance in enhancing performance of an annular cascade[R]. GT2003-38022, 2003.
- [6] LI Zhiping, GONG Zhiqiang, LIU Yan, et al. The experiment research on the performance of low speed axial compressor by external acoustic excitation[R]. ASME GT2004-53183, 2004.
- [7] 李志平. 轴流压气机实现非定常耦合流型的实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2006.
- LI Zhiping. Experimental investigation of realizing unsteady cooperative flow type in axial-flow compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [8] 蒋华兵, 陆亚钧, 袁巍, 等. 处理机匣/压气机非定常相互作用分析[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7):1246-1252.
- JIANG Huabing, LU Yajun, YUAN Wei, et al. Analysis on the unsteady interaction between the casing treatment and the compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7):1246-1252. (in Chinese)
- [9] 蒋华兵. 畸变来流与压气机分离绕流非定常耦合实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2008.
- JIANG Huabing. Investigation on the unsteady interaction of inlet distortion coupling with compressor flow[D]. Beijing: Beijing University of aeronautics and astronautics, 2008. (in Chinese)
- [10] 刘建勇, 袁巍, 陆亚钧. 非轴对称处理机匣的周向处理范围的实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6):1385-1388.
- LIU Jianyong, YUAN Wei, LU Yajun. Experimental investigation about the circumferential treating angle of non-axisymmetric casing treatments[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6):1385-1388. (in Chinese)
- [11] 刘建勇, 袁巍, 陆亚钧. 周向局部处理机匣对压气机影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7):1609-1614.
- LIU Jianyong, YUAN Wei, LU Yajun. Numerical investigation about the effect of a partial circumference casing treatment on a compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7):1609-1614. (in Chinese)
- [12] 刘建勇, 李志平, 陆亚钧, 等. 非轴对称导叶尾迹对低速轴流压气机的影响[J]. 航空动力学, 2009, 24(8):1799-1804.
- LIU Jianyong, LI Zhiping, LU Yajun, et al. Effects of non-axisymmetric IGV wakes on a low speed axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8):1799-1804. (in Chinese)
- [13] 周晓勃, 周盛, 侯安平, 等. 射流对压气机叶栅分离流控制的数值研究[J]. 航空学报, 2007, 28(增刊):S7-S13.
- ZHOU Xiaobo, ZHOU Sheng, HOU Anping, et al. Numerical investigation on controlling separated cascade flows by using jets[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(Supplement):S7-S13. (in Chinese)
- [14] 刘建勇. 压气机非定常旋涡流场的非对称耦合控制技术探索[D]. 北京:北京航空航天大学, 2009.
- LIU Jianyong. Exploration on non-axisymmetric cooperating control technology for unsteady vortex flow in compressors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)