

文章编号: 1000-8055(2006)02-0374-07

轴流压气机转子三维非定常流场 旋涡流动分析

季 珩, 侯安平, 熊劲松, 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 100083)

摘要: 通过数值模拟, 对一个低压压气机转子的非定常流场进行结构分析和频谱分析。通过对于流场时均图和等熵动画图的分析, 捕捉到了流场的流动特性和流场中旋涡的存在范围, 探索了叶片前缘和尾缘的脱落旋涡以及角涡之间的相互作用, 相互影响以及这几种旋涡随时间空间变化的运动规律。对于有脱落现象的旋涡, 利用动态演示图估测和频谱分析的方法判定其涡脱落频率, 得到了尾缘脱落旋涡和角涡的两种脱落频率。本文的工作为今后采取主动、被动控制, 改进压气机的性能提供参考依据。

关键词: 航空、航天推进系统; 非定常分离流; 结构分析; 频谱分析

中图分类号: V 211. 15

文献标识码: A

Analysis of the 3D Unsteady Vortex Flow Inside Axial Flow Compressor Rotor

J I Heng, HOU A n-ping, X I O N G J i n-song, Z H O U S h e n g

(China National Key Laboratory of Aeroengine Aerodynamics & Thermodynamics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Based on the numerical simulation method, frequency spectrum analysis and structure analysis were conducted for the three dimensional unsteady flow inside the compressor rotor. Through the analyses of the time-average flow field and the animated isentropic cartoon, we recognize the characteristics of the flow field, the existence range of the vortex shedding. The interaction of the leading edge and trail edge vortex and corner vortex was investigated, and the rule of their development and their effect to each other were also discussed along with the frequency spectrum analysis. For separated flow, dynamic demonstration graph and spectrum analysis were used to estimate the vortex shedding and corner vortex frequencies. The work can be used as theoretical foundations for active and passive control of compressor to improve its performance.

Key words aerospace propulsion system; separated flow; structure analysis; frequency spectrum analysis

在轴流压气机中, 由于流体粘性和高逆压梯度的共同作用, 流动容易在叶背发生开式大尺度

分离, 因而在提高压气机压比的同时, 不可避免地遇到了高负荷与高效率不协调的矛盾^[1]。非定常

收稿日期: 2005- 04- 29; **修订日期:** 2005- 10- 12

作者简介: 季珩(1981-), 男, 内蒙古通辽人, 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重点实验室硕士生, 主要从事叶轮机流场数值模拟方面的研究

性是流场的本质属性, 发动机的发展对于流动非定常性的研究提出了更高的要求, 而数值模拟对改进发动机的设计体系将有很大的帮助, 本文正是对于三维非定常流场数值模拟方面的一个探索, 分析了三维非定常分离流动的结构和频谱特性。

1 数值方案

数值模拟对象为一低速压气机转子^[2]。

本文采用雷诺平均N-S 方程组求解压气机转子的流场, 不考虑叶间间隙。对于轴向低速来流, 入口处给定总压, 总温和进气角, 并给定出口处的静压。采用 Baldwin-Lomax 代数湍流模式。

采用5阶精度的迎风差分格式求解时间方向的积分, 时间方向的积分采用三步三阶具有 TVD 保持性质的 Runge-Kutta 方法, 采用 H 型网格。

计算中沿流向取160个网格节点, 用沿 I 坐标轴的160个坐标点来表示, 坐标值从小到大表示从上游到下游; 同理沿着叶高方向取40个网格节点, 用 K 轴上的40个坐标点来表示, 坐标值从小到大表示从叶根到叶尖; 沿着压气机轴向取50个网格, 用 J 轴上的50个坐标点来表示, 坐标值从小到大表示从叶背到叶盆。

2 对流场时均图的分析

根据转子三维非定常计算结果, 做出三维时均流场图, 找出流场中可能存在的旋涡。并初步分析旋涡在整个时均流场中的分布, 变化, 发展规律, 为下一步流场动态分析做准备。以靠近机匣处的 $S1$ 截面 ($K = 35$) (图1) 和靠近叶背的 $S2$ 截面 ($J = 3$) (图2) 时均图为例:

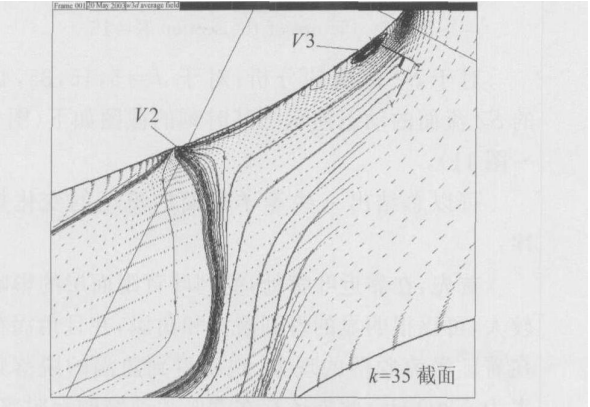


图1 $K = 35$ 截面流场时均图

Fig 1 Picture of the section $K = 35$

通过以上图可以看出明显的漩涡, 表明在相

应位置处有驻涡存在, 这一点在后面对于流场的动态分析图中也得到了证明。

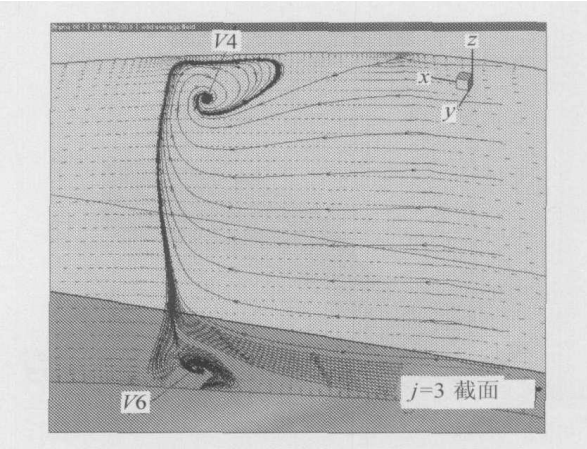


图2 $J = 3$ 截面流场时均图

Fig 2 Picture of the section $J = 3$

对不同位置的 $S1$ 流面的分析中, 发现靠近叶背, 靠近尾缘处始终存在驻涡; 同时对于靠近机匣附近的截面的分析中, 发现了叶片前缘靠近叶背处出现驻涡, 系攻角增大产生的叶背分离所致。

对不同位置的 $S2$ 流面的分析中, 靠近叶背的轮毂附近发现了角涡, 同时靠近叶片尾缘附近存在着驻涡。

3 对于流场的动态演示图的分析

通过对转子非定常流场随时间变化规律的分析, 探讨流场中旋涡的产生、发展及合并趋势。通过观察每一个旋涡脱落周期的时间步的个数来初步估计出该旋涡的涡脱落频率; 并且考虑在其中设立流场参数观测点, 为下一步的旋涡频谱分析作准备工作, 最终确定旋涡的脱落频率。

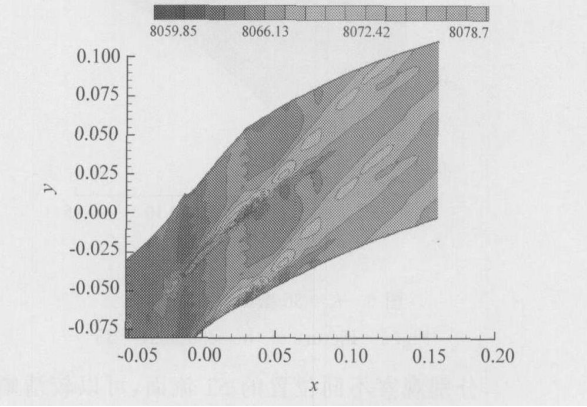


图3 $K = 10$ 截面动态演示图

Fig 3 Picture of the section $K = 10$

对于 $S1$ 流面的分析: 以下分别是: $K = 10$,

15, 25, 35截面的流场动态演示图的截图(图3~图6):

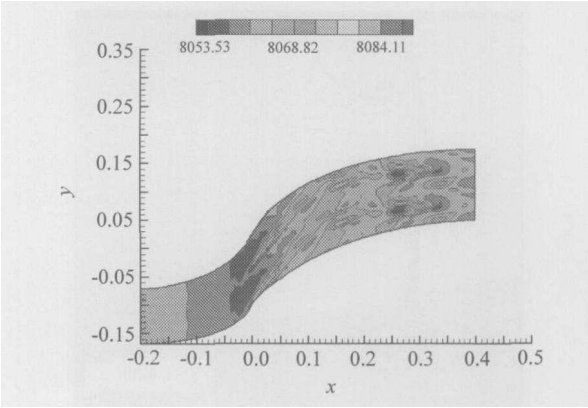


图4 $K = 15$ 截面动态演示图
Fig 4 Picture of the section $K = 15$

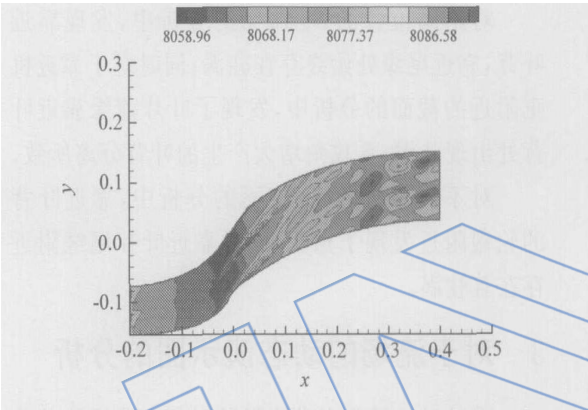


图5 $K = 25$ 截面动态演示图
Fig 5 Picture of the section $K = 25$

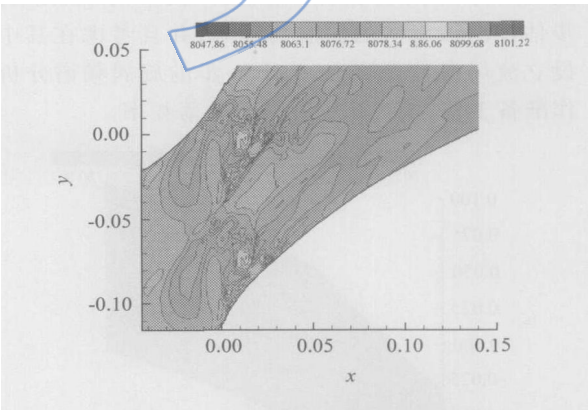


图6 $K = 35$ 截面动态演示图
Fig 6 Picture of the section $K = 35$

分别观察不同位置的 s_1 流面,可以较清晰的看出随着从轮毂到机匣位置的不同,整个流场中旋涡,尾迹的发展,变化以及两个固定壁面对于三维流场的影响:

在靠近轮毂处,流场受到轮毂附面层的影响,

尾迹中旋涡活动范围很大。旋涡在尾缘处脱落,但是较为细小,零乱,尾迹中的旋涡也比较弱。

到了叶中部分,此时流场受到端壁附面层的影响较小。存在着旋涡在叶片尾缘处的脱落,旋涡脱落更加规则,尾迹活动更强烈,尾迹中的旋涡更规整。

在靠近机匣的截面上,流场受到机匣的附面层的影响。可以发现产生了叶片前缘附近的旋涡脱落,同时,由于攻角较大,可以看到叶背处的流动分离及涡脱落。此时尾缘处的涡的脱落变得更加零乱,尾迹中旋涡的活动范围大大减小,流场变得较为混乱。随着 K 值的增大,截面趋向于机匣的位置,由于叶片的扭曲,进气攻角的增大,导致叶背的涡脱落。

对于尾缘处的旋涡脱落的观察,推测其涡脱落频率为2 800 Hz。并且此频率不随 s_1 截面位置的变化而变化。

其次,可以发现明显的对涡形式的涡脱落,如下图: $K = 15$ 截面叶片尾缘处的局部放大图(图7)。

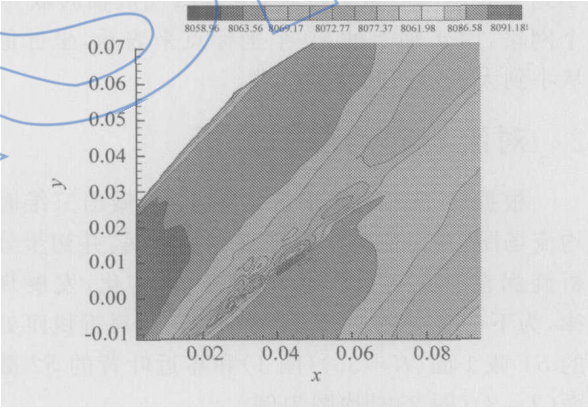


图7 $K = 15$ 截面动态演示图局部放大
Fig 7 Picture of the section $K = 15$

对于 s_2 流面的分析: 对于 $J = 5, 15, 35, 45$ 的 s_2 流面的动态演示图某时刻的截图如下(图8~图11)。

可以总结出一些等 J 截面的流场的变化规律:

首先,在靠近叶背处,受到叶背附面层的影响较大,可以很明显的看到潜流和角涡,并且角涡存在着随潜流脱落的现象,观察得到角涡的脱落频率为2 800 Hz。此外还存在着叶片前缘的涡脱落,推测是由叶片前缘对于前方来流的扰动引起的。流场较为混乱,尾迹较弱,其中的中旋涡的活动范围较小。

到了叶背到叶盆的中间部分, 此时流场受到叶背和叶盆附面层的影响都很小, 潜流变得很不明显, 只有叶片前缘的涡脱落, 尾迹较为规整, 活动范围较大, 其中的旋涡较强。

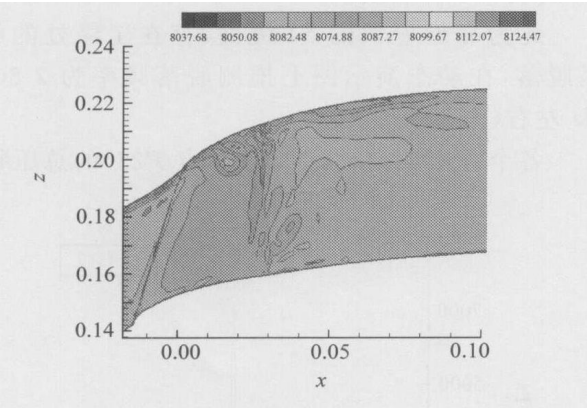


图8 J = 5截面动态演示图

Fig 8 Picture of the section J = 15

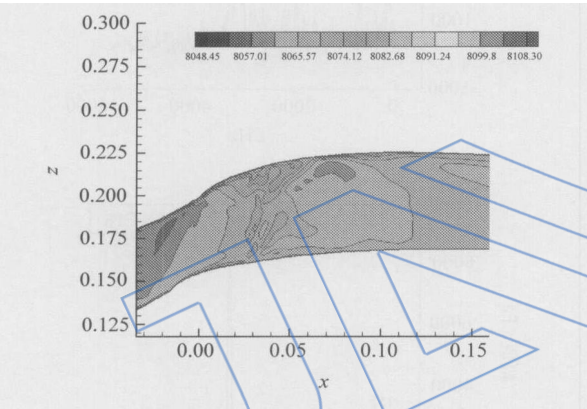


图9 J = 15截面动态演示图

Fig 9 Picture of the section J = 15

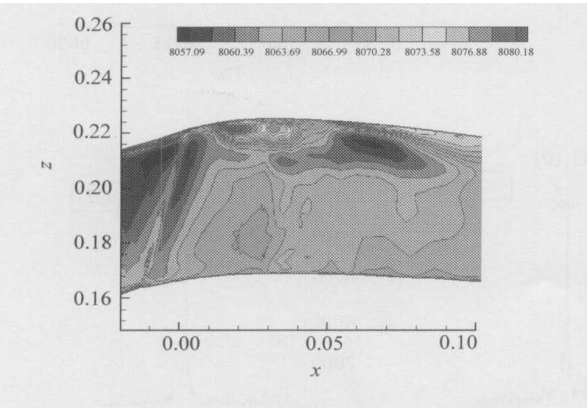


图10 J = 35截面动态演示图

Fig 10 Picture of the section J = 35

在靠近叶盆部分, 受到叶盆附面层的影响比较大, 此时尾迹很弱, 活动范围小(尾迹影响的大多是靠近机匣的部分)。

观察叶片前缘处的旋涡脱落, 得到其涡脱落

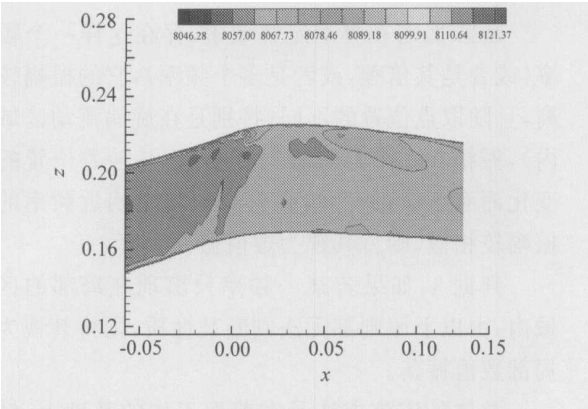


图11 J = 45截面动态演示图

Fig 11 Picture of the section J = 45

频率为377 Hz, 且此频率不随S2截面的位置而变化。

4 流场的频谱分析

在对于数值模拟的结果进行FFT变换以后, 在进行数据处理时, 将各点与时间相关的多个数据减去其总和的平均值, 然后再对该差值进行快速Fourier变换分析。这样能够得到较清楚的低频部分的分析信息^[3, 4]。

由于总压 P_0 全面地反映了旋涡运动带来的损失, 因此, 本文在进行数据处理时, 选择了各点的总压值作为快速Fourier变换分析的基本参数^[5]。

采取的判读原则如下: 首先, 以幅值的大小来判断, 流动中总压脉动的大小在一段频率范围内, 若某一或几个频率对应的幅值明显高于其它频率, 则这些频率就成为待分析的对象。同时, 我们考虑到若在流场的某局部区域内, 各点气动参数的频域分析所得的频谱图中, 存在宽频带、振幅极小且属于同一个量级的振荡, 则认为该区域内流动参数的脉动属于数值振荡。在这基础之上, 我们还规定了一些频谱图判读的判据:

判据1: 在等熵图中定下若干个总压观测点, 对这些点得时变总压作快速傅立叶变换, 得到频谱分析图。若在这多张图中, 均找到某一相同数值的频率和它的倍频, 且随着取点靠近旋涡中心, 基频的幅值急剧增加, 则认为该基频为旋涡脱落频率。

判据2: 在尾迹区外, 特别是在栅前和槽道中, 由判据1得到的特征频率, 对应的幅值衰减得很快, 或者被其他杂波(数值振荡等频率)掩盖而看

不见了,甚至等于零,则可以进一步断定其为旋涡脱落频率。

判据3: 若在整个定解域中,存在这样一个频率(或者是其倍频,或者是多个频率),它的振幅较高,且随取点位置的不同(特别是在旋涡流动区域内),振幅在一个数量级上变动,不是随着位置的变化而有很大的变化,在整个流场中相近频率的振幅较相似,则将其视为数值振荡频率。

判据4: 如果若某一频率只出现在局部的区域内,由以上原则都无法判断其性质,则将其视为局部数值振荡。

具体的实施方法是在前面工作的基础上,针对流场中不同旋涡脱落的尾迹,在流场中的不同位置设定总压观测点,而后对这些点的总压作谱分析,再结合本章中提出的在频谱图中涡脱落频率的判断依据,并对照动态演示图中所估测的涡脱落频率,最终确定流场中一些旋涡的脱落频率。

此外,在动态图中可以大致看出旋涡的运动规律,并且可以根据其运动状态估算它的脱落频率

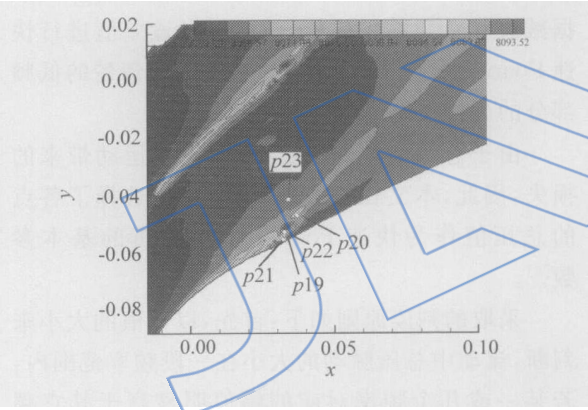


图12 $K = 10$ 截面总压观测点

Fig 12 Points for observation of $K = 10$

率,在将此估算值与FFT得到的值相对比,以验证前面工作的正确性。

下面取对于 $K = 10$ 截面和 $J = 5$ 的涡脱落的频谱分析来说明这部分的工作的方法:

(1) $K = 10$ 截面

此为靠近轮毂的S1流面,存在尾缘处的旋涡脱落,在动态演示图上推测脱落频率为2 800 Hz左右(图12)。

各个总压观测点(点P19- 点P23)的总压频

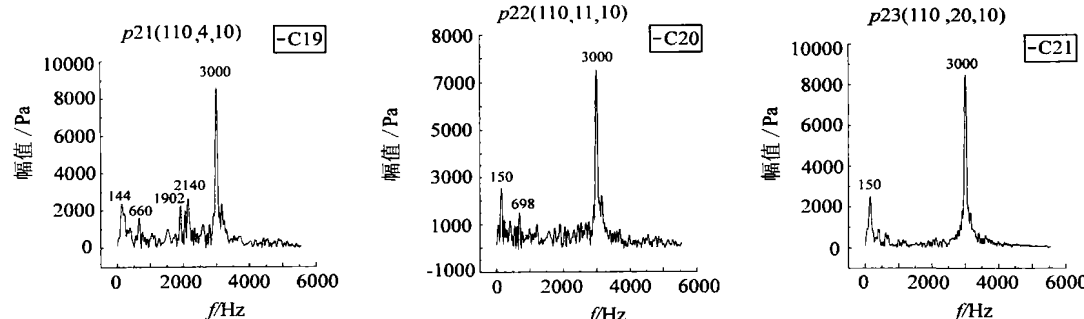
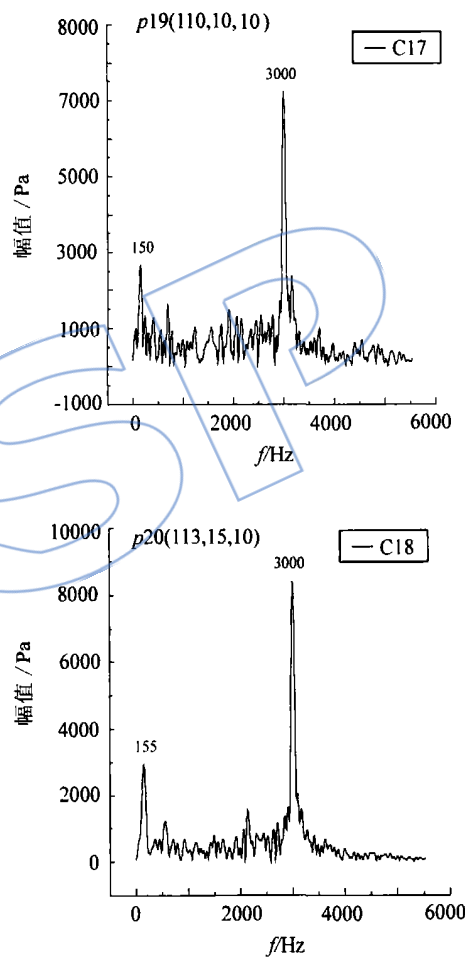


图13 总压频谱图

Fig 13 Frequency spectrum of total pressure

谱图如图13所示。

针对频率3 000 Hz 处于不同位置的幅值分布见下表1。

表1 频率3 000 Hz 的幅值分布

Table 1 Distributing of the value of the frequency of 3 000 Hz

尾迹	尾迹	剪切层	剪切层	外部
p 19	p 20	p 21	p 22	p 23
722 9 Pa	839 0 Pa	856 0 Pa	755 3 Pa	839 6 Pa

分析这个表格可以看出, 频率3 000 Hz 在各个点的频谱图中都是明显存在的, 并且这个频率和估计值2 800 Hz 是吻合的比较好, 结合本章开头提到的3个判据, 考虑到流场受到附面层的影响比较大及总压信息的传播, 存在一些偏差是可以理解的。

通过以上方法, 可以确定各个涡的脱落频率, 以下举例略去频谱图, 仅给出对应某一频率其幅值的分布情况。

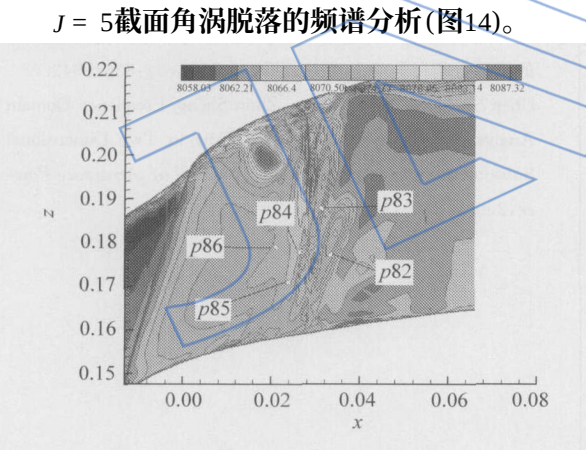


图14 $J = 5$ 截面角涡分析
Fig 14 Point for observation of $J = 15$

对于频率3 000 Hz 处于不同位置的幅值的分析如表2所示。

表2 频率3 000 Hz 的幅值分布

Table 2 Distributing of the value of the frequency of 3 000 Hz

尾迹	尾迹	剪切层	剪切层	外部
p 82	p 83	p 84	p 85	p 86
4 065 Pa	1 550 Pa	3 974 Pa	6 955 Pa	299 1 Pa

同以上的分析, 推测 $J = 5$ 的 S_2 流面上潜流中的旋涡脱落频率为3 000 Hz。

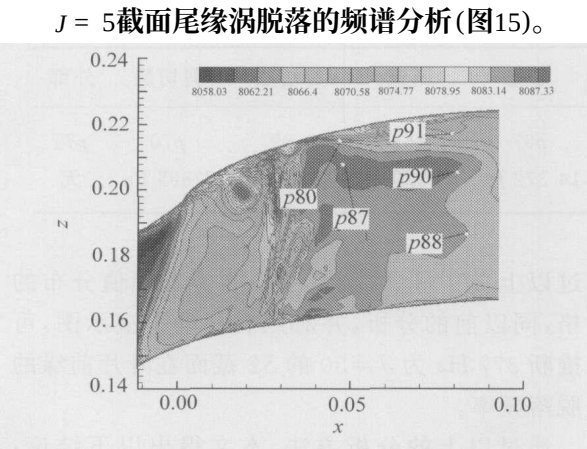


图15 $J = 5$ 截面尾缘涡分析
Fig 15 Points for observation of $J = 5$

对于频率3 000 Hz 处于不同位置的幅值的分析(此处略去了频谱图, 下同), 如表3所示。

表3 频率3 000 Hz 的幅值分布

Table 3 Distributing of the value of the frequency of 3 000 Hz

尾迹	尾迹	剪切层	剪切层	外部
p 87	p 88	p 89	p 90	p 91
7 610 Pa	5 843 Pa	6 414 Pa	3 286 Pa	3 488 Pa

同以上的分析, 推测 $J = 5$ 的 S_2 流面尾缘处的旋涡脱落的脱落频率为3 000 Hz。

$J = 30$ 截面叶片前缘处旋涡脱落的频谱分析(图16)。

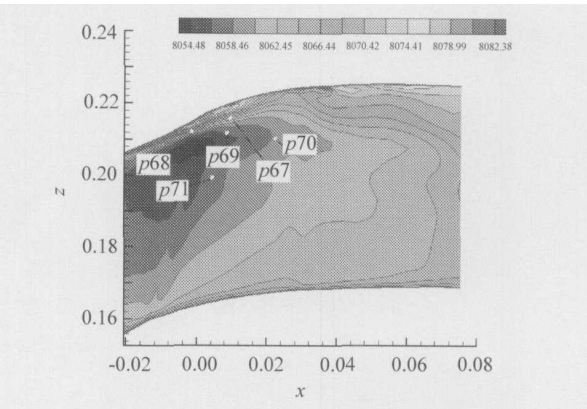


图16 $J = 30$ 截面尾缘涡分析
Fig 16 Point for observation of $J = 30$

对于频率377 Hz 在不同位置的幅值分布的分析如表4所示。

表4 频率3 000 Hz 的幅值分布

Table 4 Distributing of the value of the frequency of 3 000 Hz

尾迹	尾迹	剪切层	剪切层	外部
p_{67}	p_{68}	p_{69}	p_{70}	p_{71}
14 372 Pa	12 320 Pa	6 154 Pa	1 865 Pa	无

通过以上377 Hz 的频率在不同位置幅值分布的表格, 同以前的分析, 并对照观察动态演示图, 可以推断377 Hz 为 $J = 30$ 的 $S2$ 截面在叶片前缘的涡脱落频率。

通过以上的分析方法, 本文得出以下结论: $S1$ 流面尾缘涡脱落频率为3 000 Hz, 不随叶高位置而变化, $S2$ 流面前缘涡脱落频率为377 Hz, 不随位置而变化, $S2$ 流面叶背处, 角涡径向运动频率为3 000 Hz, $S2$ 流面叶片尾缘处涡脱落频率为3 000 Hz。

5 结 论

本文从数值模拟的角度对一低速压气机转子的非定常流场进行了分析, 为人们采取主动、被动控制, 改进压气机的性能提供参考依据。

本文针对压气机转子非定常流场的时均图分析了其中各个旋涡的位置及发展情况。针对流场等熵图的动态演示图分析了流场中各个旋涡在时间上, 空间上的发展规律, 并对各个旋涡的形成,

发展原因进行了初步的探讨。针对三维流场的复杂性, 提出了相应的频谱分析的判据。对三维流场进行了频谱分析, 明确了其中的旋涡脱落现象, 并确定了其中两个主要旋涡的脱落频率。

参考文献

[1] 任汝根, 周盛. 叶轮机械中的非定常流动[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1991, 4(4): 1~ 24
Ren Rugen, Zhou Sheng. Unsteady Fluid in TurboMechanism [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1991, 4(4): 1~ 24

[2] Li Zhirping, Gong Zhirqiang, Liu Yan, Lu Ya-jun. The Experiment Research on the Performance of Low Speed Axial Compressor by External Acoustic Excitation [R]. Proceedings of ASM E Turbo Expo 2004, June 14- 17, 2004, Vienna, Austria

[3] 熊劲松, 侯安平, 周盛. 扩压式叶栅非定常分离流机理研究的时域分析[R]. 第七届全国空气弹性学术交流会, 湖州: 2001, 10

[4] 侯安平, 周盛. 二维亚音扩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

[5] 陈少龙, 侯安平, 周盛. 扩压式叶栅非定常分离流机理研究的频谱分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 336~ 342
Chen Shaolong, Hou Anping, Zhou Sheng. Frequency Domain Analysis of Unsteady Separation Flow in Two Dimensional Subsonic Compressor Cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 336~ 342