

二维扩压叶栅非定常分离流控制途径探索¹⁾

郑新前 侯安平 周 盛

(北京航空航天大学动力系, 北京 100083)

摘要 二维扩压叶栅非定常黏性数值模拟结果表明, 在一定攻角范围内, 叶片前缘点附近的周期性吹吸气激励能有效控制混乱的非定常分离流. 详细研究了非定常激励频率、幅值、位置对流场的影响. 满足一定条件的非定常激励能够使流动由无序变为有序, 时均气动性能提高.

关键词 非定常流, 分离流, 压气机叶栅, 周期性吹吸气, 旋涡脱落

引 言

现代先进航空发动机的负荷越来越高, 导致风扇 / 压气机内部叶片表面的流动分离不可避免. 然而, 大尺度非定常分离流必然导致发动机效率下降, 甚至出现旋转失速和喘振, 从而制约发动机负荷的进一步提高. 在不断提高风扇 / 压气机系统负荷的情况下, 利用非定常分离流动的相关特性, 选择合适的措施, 控制流动的分离, 使叶轮机在较高的负荷下还能保持较高的效率和较宽广的稳定工作范围, 是叶轮机中非定常气动力学研究的一个重要方向.

近年来, 外流界利用非定常激励对机翼过失速流动控制进行了大量的试验和 CFD 研究, 取得了明显的正效果, 使得升力增加、阻力减小. 机翼是单物体绕流, 必须外加非定常激励; 而压气机是多物体绕流系统, 上游叶排的尾迹和主流区以一定的通过频率交替扫过将对下游相邻叶排产生影响, 此影响从本质上说是上游叶排对下游相邻叶排的一种“非定常激励”, 可直接用来对下游相邻叶排的非定常分离流进行控制, 我们将此称之为“尾流撞击效应”. 在叶栅前缘施加周期性吹吸气, 作为模拟尾流撞击效应的一种手段和方法, 探索非定常激励对流动控制的机理及其规律, 以期探索出控制非定常分离流动的新途径.

在二维扩压叶栅前缘施加周期性吹吸气, 详细研究了非定常激励频率、激励幅值、激励位置对非定常分离流场的影响. 研究表明, 满足一定条件的非定常激励能够改善附面层的发展, 改变叶背分离区及其尾迹区的内部旋涡结构, 促进杂涡之间

的归并, 从而有效地控制分离流由无序变为有序, 达到整流的目的.

1 数值方案

控制方程采用二维非定常黏性可压 N-S 方程. 湍流模型为 B-L 模型. 三阶 Runge-Kutta 方法进行时间推进, 五阶广义紧致格式求解无黏项.

计算域取 6 倍弦长, 栅前 1 倍弦长, 栅后 4 倍弦长. 采用 H 型网格, 用解椭圆微分方程方法生成. 综合考虑计算时间和计算的精度, 本文所作的数值计算网格划分都取为 220×41 . 叶栅壁面附近、槽道前缘和尾缘附近网格点进行了局部加密, 以提高精度.

周期性吹吸气数值试验是在叶型表面前缘点加上额线方向按正弦规律变化的分速度 (激励宽度约为弦长的 2%), 其净输入流量为零. 进口和出口都给定常边界条件. 进口边界条件给定总温、总压、进气角, 出口给定反压. 除了吹吸气处的几个结点, 叶型表面使用了无滑移无穿透条件. 叶栅前后延伸部分采用周期性边界条件. 初始条件简单的认为是均匀流场. 计算开始后直到流场变为周期或准周期状态, 才开始记录数据. 所有计算马赫数 $Ma = 0.5$.

2 捕捉涡脱落特征频率

由于黏性和大逆压力梯度的存在, 必然导致流动的非定常分离. 研究发现, 在非定常分离区的时空结构中包含各种不同尺度与频率的旋涡, 其中脱落涡在尺度大小上占优, 并在非定常分离相关特性

2002-06-01 收到第一稿, 2003-07-09 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金 (10072008) 和高等学校博士学科点专项科研基金资助项目.

中起着关键性的作用. 所以, 首先需要对不同攻角下的流场时空结构进行研究, 以捕捉脱落涡的特征频率 f_{shed} , 且将它作为非定常激励的参考基准频率.

由于旋涡会产生熵增, 因而从等熵线分布图的分佈可以看到非定常流场的发展及旋涡结构. 从图 1 可以看出, 在小攻角 (3°) 下, 没有出现明显的脱落涡, 尾迹主要是以大量小涡的形式运动. 图 2 是

叶栅出口附近尾迹区内的某一点的总压时域信息及其快速傅立叶 FFT 变换后相应的频谱图.

由图 3 和图 4 可知, 在大攻角下有非常明显的脱落涡, 其幅值达到几千 Pa, 比小攻角时高一个数量级, 脱落涡强度很大. 大攻角下的叶栅流动相当于钝物体绕流, 其叶背分离区和尾迹区以类似于卡门涡街的形式运动——旋涡周期性的交错脱落.

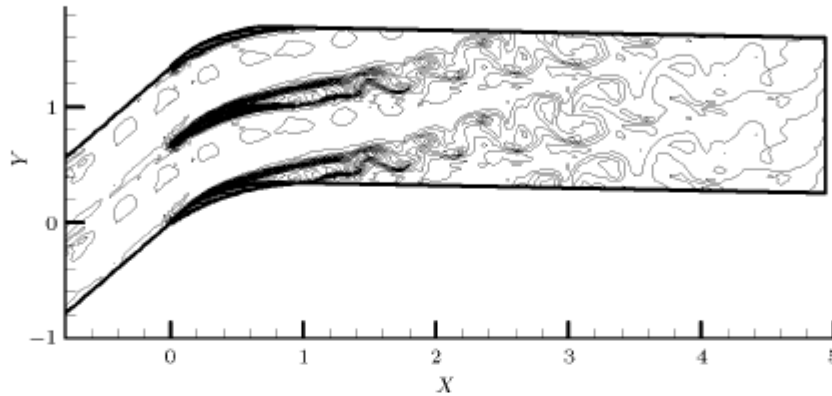
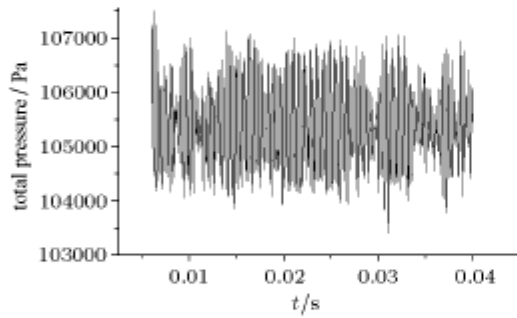
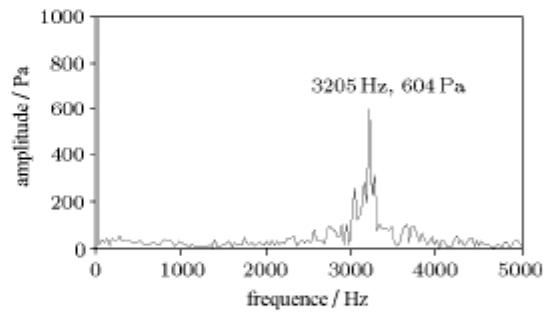


图 1 小攻角 (3°) 时的流场瞬时等熵线分佈图
Fig.1 Instantaneous entropy contours at $\alpha = 3^\circ$



(a) 小攻角 (3°) 时的总压时域图

(a) Time domain graph of total pressure at $\alpha = 3^\circ$



(b) FFT 变换对应的频谱图

(b) Spectra graph of total pressure at $\alpha = 3^\circ$

图 2

Fig.2

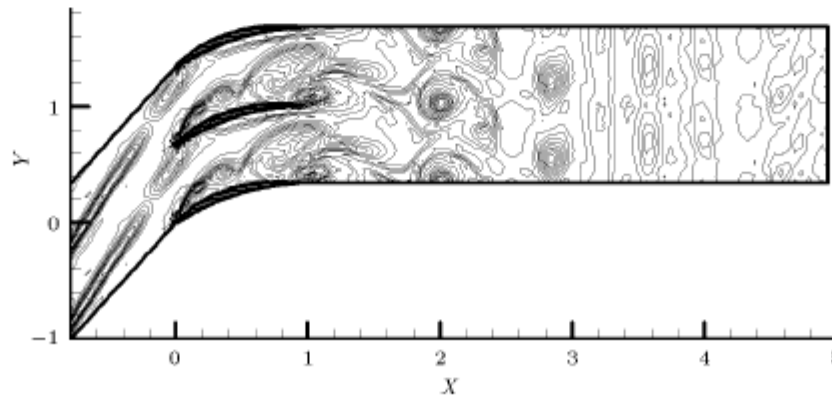


图 3 大攻角 (20°) 时的流场瞬时等熵线分佈图

Fig.3 Instantaneous entropy contours at $\alpha = 20^\circ$

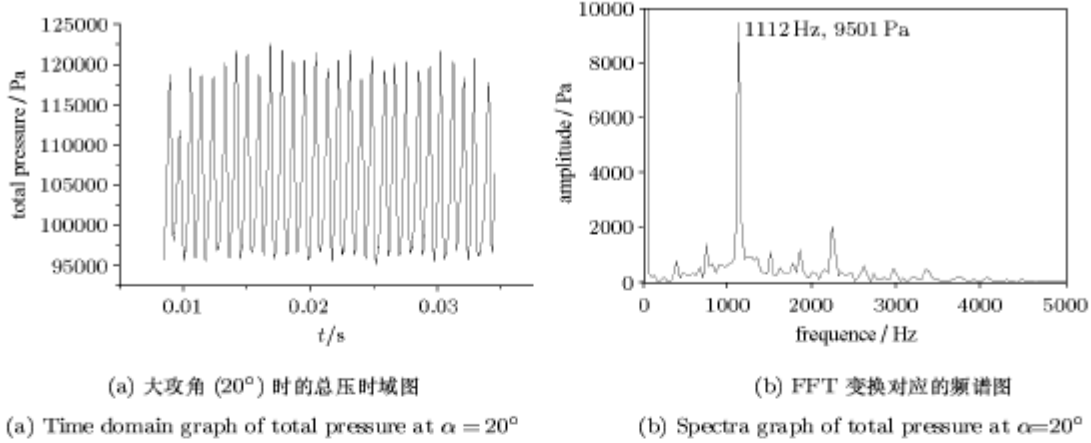


图 4

Fig.4

从频谱图 2(b) 和图 4(b) 中很容易找出一个幅值最大的频率，那么，此频率是否就是其涡脱落特征频率呢？此问题的判断准则是：如果在分离区和尾迹区之外取点做频谱分析，此频率在幅值上衰减得很快，同时在越靠近涡心之处此频率幅值越大，则可判断此频率应为涡脱落特征频率 f_{shed} 。通过流场动画演示，可以直观地展示涡脱落的演化过程。

本文在很宽广的攻角范围内进行了计算，用上述准则方法判断出的各个攻角下的 f_{shed} 在表 1 中列出。从表 1 可以看出，在同一马赫数下， f_{shed} 随着攻角的增大而减小。攻角越大，分离尺寸加大，脱落涡的尺度也就越大，而大尺度的旋涡比小尺度的旋涡脱落频率更低。

表 1 不同攻角的尾缘涡脱落特征频率

Table 1 Characteristic frequency of trailing edge vortex shedding at different incidence

| α | 0° | 3° | 6° | 10° | 12° | 15° | 18° | 20° | 22° | 25° |
|-----------------------|-----------|-----------|-----------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| $f_{shed}(\text{Hz})$ | 3 588 | 3 205 | 2 767 | 2 117 | 1 809 | 1 478 | 1 268 | 1 112 | 1 100 | 1 058 |

3 非定常激励对流场的影响

捕捉到流场在各个攻角下的涡脱落特征频率后，现在将针对这一特征频率施加非定常激励。首先定义两个重要的激励参数

$$\text{相对激励频率定义为 } \bar{f}_e = f_e / f_{shed} \quad (1)$$

$$\text{相对激励幅值定义为 } A = |v|_{\max} / c_\infty \quad (2)$$

式中， f_e 是激励频率， $|v|_{\max}$ 是周期性吹吸气最大速度值， c_∞ 是远前方来流速度。

3.1 正常特性对比

激励频率 $\bar{f}_e = 1$ ，幅值 $A = 20\%$ 。所计算工况的攻角与表 1 中所列的攻角相同 ($0^\circ \sim 25^\circ$)。图 5~图 8 分别是时均意义上的性能参数转角 $\Delta\beta$ ，负荷系数 \bar{L} ，损失 $\bar{\omega}$ 和功损比 k ($k = \bar{L} / \bar{\omega}$) 激励前后的正常特性对比图。功损比 k 是本文新提出的一个性能评价参数，它类似于外流界经常用到的升阻比。

从图 5~图 8 可以看出，对于这次数值试验所给定的叶型，在 $8^\circ < \alpha < 25^\circ$ 时，加激励后出现了正效果，使得 $\Delta\beta$ 增大 (18° 时增幅最大为 14.3%)， \bar{L} 增加 (18° 时增幅最大为 13.7%)， $\bar{\omega}$ 减小 (15° 时

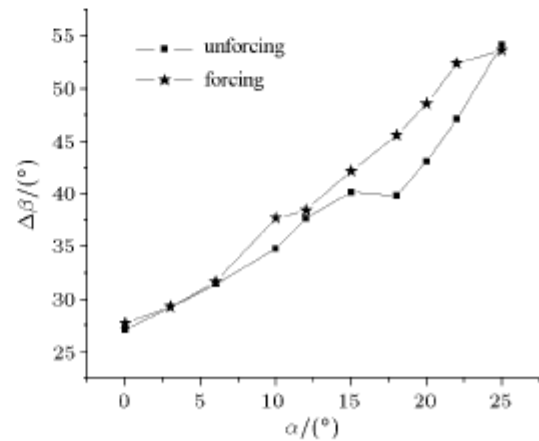


图 5 $\Delta\beta$ 正常特性图

Fig.5 Normal characteristic graph of $\Delta\beta$

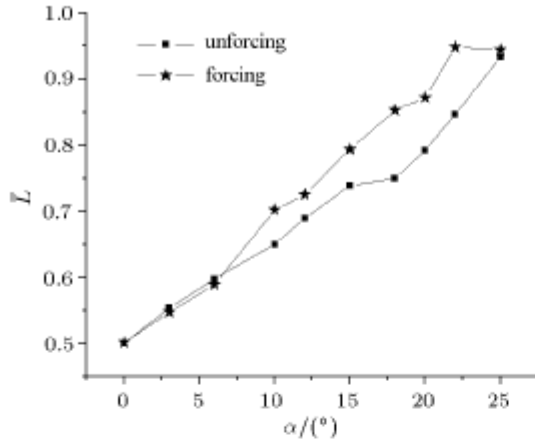


图 6 L 正常特性图

Fig.6 Normal characteristic graph of L

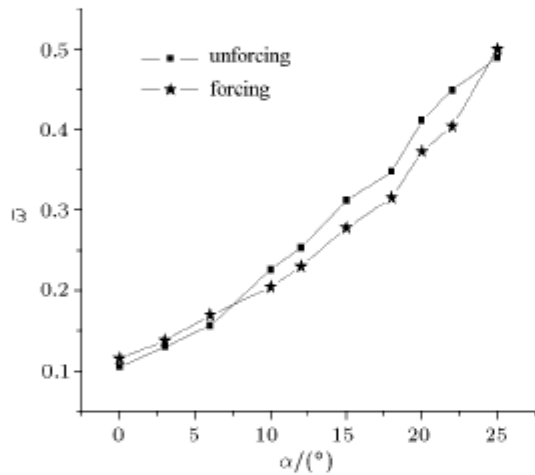


图 7 ω 正常特性图

Fig.7 Normal characteristic graph of ω

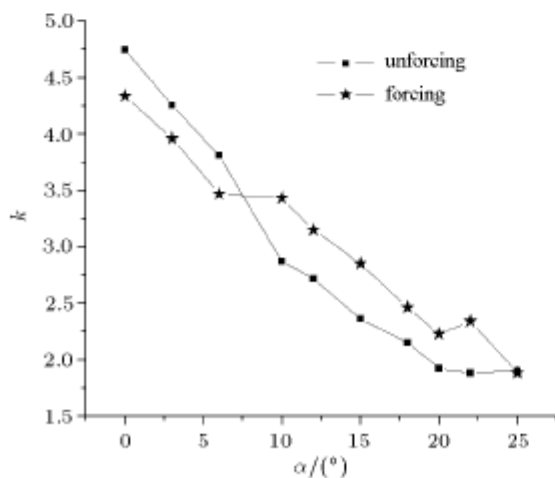


图 8 k 正常特性图

Fig.8 Normal characteristic graph of k

减幅最大为 11.2%)，k 增大 (22° 时增幅最大为 24.4%)。但是在小于 8° 攻角时加激励对流场性能影响较小，其原因在于小攻角时尾缘脱落涡并不十分明显，这点可以从图 1 和图 2 看出。可见尾缘脱落涡存在是激励有效的必要条件之一。

3.2 激励频率的影响

激励频率是非定常激励最为关键的参数。为了清楚地解释说明激励频率的影响，选定一个攻角和幅值： $\alpha = 20^\circ, A = 20\%$ 。表 2 列出了激励频率对各个性能参数的影响。

从表 2 可知，频率 $\bar{f}_e = 1$ 时激励正效果最佳， $\Delta\beta, \bar{L}, k$ 增加量均为最大，分别提高了 8.2%, 10.5%, 20.0%。频率 $\bar{f}_e = 2$ 或 4 时，损失 $\bar{\omega}$ 减小量最大为 8.9%。在一个较大的激励频带范围内均有效，大约为 $0.5 < \bar{f}_e < 1.5$ (但不能划出一个确定的界限)。从趋势上看，当 $\bar{f}_e > 1$ 时， $\Delta\beta, \bar{L}, \bar{\omega}, k$ 均随激励频率的增大而减小。

表 2 激励频率对流场性能参数的影响 ($\alpha = 20^\circ, A = 20\%$)
Table 2 Effect of forcing frequency ($\alpha = 20^\circ, A = 20\%$)

| \bar{f}_e | $\Delta\beta$ | \bar{L} | $\bar{\omega}$ | k |
|-------------|---------------|-----------|----------------|-------|
| 0 | 44.9° | 0.753 | 0.404 | 1.862 |
| 1/3 | 47.9° | 0.807 | 0.384 | 2.099 |
| 1/2 | 47.3° | 0.809 | 0.379 | 2.134 |
| 1 | 48.6° | 0.832 | 0.373 | 2.230 |
| 3/2 | 45.2° | 0.796 | 0.369 | 2.156 |
| 2 | 43.6° | 0.774 | 0.368 | 2.103 |
| 4 | 43.4° | 0.764 | 0.368 | 2.078 |

3.3 激励幅值的影响

为了清楚地解释说明激励幅值的影响，选定一个最佳攻角和频率： $\alpha = 20^\circ, \bar{f}_e = 1$ 。表 3 列出了激励频率对各个性能参数的影响。

表 3 激励幅值对流场性能参数的影响 ($\alpha = 20^\circ, \bar{f}_e = 1$)
Table 3 Effect of forcing amplitude ($\alpha = 20^\circ, \bar{f}_e = 1$)

| A(%) | $\Delta\beta$ | \bar{L} | $\bar{\omega}$ | k |
|------|---------------|-----------|----------------|-------|
| 0 | 44.9° | 0.753 | 0.404 | 1.862 |
| 5 | 46.3° | 0.769 | 0.409 | 1.879 |
| 10 | 47.2° | 0.769 | 0.401 | 1.966 |
| 20 | 48.6° | 0.832 | 0.373 | 2.230 |
| 40 | 48.6° | 0.851 | 0.351 | 2.427 |
| 60 | 48.5° | 0.848 | 0.353 | 2.400 |

由表 3 知，激励幅值越大激励效果越显著，当幅值为 40% 时效果最佳，各个性能参数值均达到最

大值： $\Delta\beta$, \bar{L} , k 分别增加了 8.2%, 13.0%, 30.3%, $\bar{\omega}$ 减小了 13.1%。当 $A = 60\%$ 时也得到了很好的激励效果, 但比 $A = 40\%$ 时效果稍差。当 A 为 5%, 10% 时效果不太显著。可见存在一个“阈值”, 只有激励幅值大于此“阈值”时才能获得比较明显的正效果。

3.4 激励位置的影响

前面计算的所有工况激励位置都在前缘点。为了说明激励位置对激励效果的影响, 选择一个有代表性的工况: $\alpha = 20^\circ$, $\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$ 进行计算。表 4 列出了激励位置对性能的影响。

表 4 激励位置对流场性能参数的影响

($\alpha = 20^\circ$, $\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$)

Table 4 Effect of forcing location

($\alpha = 20^\circ$, $\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$)

| Location | $\Delta\beta$ | \bar{L} | $\bar{\omega}$ | k |
|--------------------|---------------|-----------|----------------|-------|
| leading edge point | 48.6° | 0.832 | 0.373 | 2.230 |
| 2% of chord | 48.6° | 0.842 | 0.364 | 2.308 |
| 5% of chord | 47.6° | 0.828 | 0.367 | 2.259 |
| 10% of chord | 46.9° | 0.800 | 0.391 | 2.044 |

从表 4 可知, 激励位置在距前缘点 2% 倍弦长处最佳, 此时时均气动性能指标基本上都为最佳值。在大攻角下, 在前缘点附近就已经开始分离了, 说明激励位置在分离点附近对流场控制最为有效。

3.5 流场结构变化及其机理分析

在 3.1 节 ~3.4 节中, 分析了非定常激励的 3 个参数对流场时均性能上的影响, 得出了有效激励的

攻角范围是 $8^\circ \sim 25^\circ$ 。本节讨论流场时均性能提高时相应的流场结构变化, 正是流场结构的改善使得时均性能得以提高。为了对比, 选择在激励后流场时均性能明显提高 ($\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$, $\alpha = 20^\circ$) 和流场时均性能变化不大 ($\bar{f}_e = 1/3$, $A = 5\%$, $\alpha = 20^\circ$) 这两个工况来对比其流场结构。它们分别代表了有效激励和无效激励。

对比图 3(无激励) 和图 9 的瞬时等熵线分布图可以看出, 有效激励后流场结构发生了根本性的改变, 流场由无序变为有序。当激励频率和叶栅尾缘脱落涡的特征频率 f_{shed} 通过波洞相互作用产生耦合时, 前缘点的非定常激励能够调整叶背附面层的演化, 通过不同尺度与频率的涡之间的竞争与归并, 使得与激励频率大小相等的旋涡得到强化, 同时将其其它频率的杂涡卷吸进来, 形成强度很大的分离涡。此分离涡被推向下游, 且在叶栅出口处感应出一个旋向与之相反的尾缘涡, 并以涡对的形式向下游运动。这样, 杂乱的分离流就变为了“有组织”的有序流场。图 10 是速度相位图, 由图 10(a) 与图 10(c) 对比可知, 有效激励后速度相位图发生了非常大的变化, 它对应着流场由无序变为有序。

由前面的分析知, 只有满足一定激励参数条件的非定常激励才能改善流场结构, 提高时均性能。对比图 3, 图 10(a), 图 10(b) 和图 11 可以看出, 当激励参数选择在有效激励范围之外时, 非定常激励对流场结构几乎没有什么影响, 相应的其时均性能也没有明显的提高。

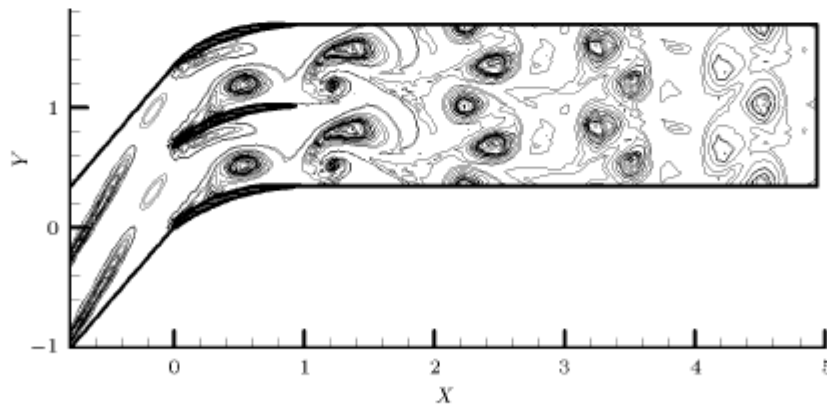


图 9 有效激励后流场瞬时等熵线分布图 ($\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$, $\alpha = 20^\circ$)

Fig.9 Instantaneous entropy contours with effective forcing ($\bar{f}_e = 1$, $A = 20\%$, $\alpha = 20^\circ$)

4 结 论

本文详细研究了非定常激励频率、幅值、位置

对激励效果的影响: $\bar{f}_e = 1$, $A = 40\%$, 激励位置在距前缘点 2% 倍弦长处是 3 个激励参数各自的最佳值。激励幅值存在一个“阈值”, 即 $A < 10\%$ 时激励

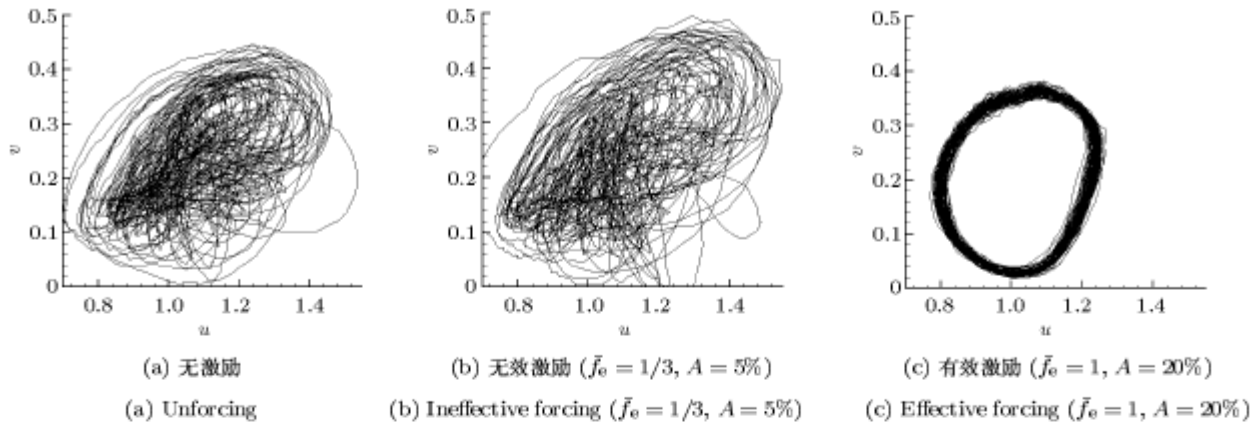


图 10 速度相位图 ($\alpha = 20^\circ$). 所取点为叶栅出口槽道中间某点

Fig.10 Phase diagram at some middle point of the exit of cascade at $\alpha = 20^\circ$

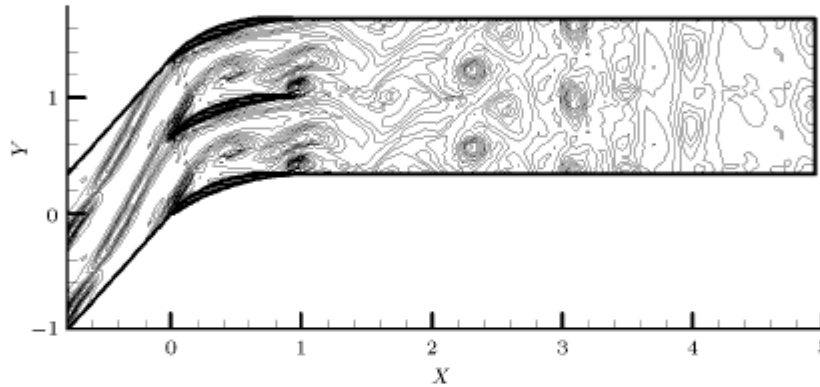


图 11 无效激励后流场瞬时等熵线分布图 ($f_e = 1/3, A = 5\%, \alpha = 20^\circ$)

Fig.11 Instantaneous entropy contours with ineffective forcing ($f_e = 1/3, A = 5\%, \alpha = 20^\circ$)

效果不明显. 在一定攻角范围内 ($8^\circ \sim 25^\circ$), 满足一定条件的非定常激励能改善分离流场结构, 由无序变为有序, 从而提高其时均性能. 非定常激励对非定常分离流动的控制机理有待进一步的详尽研究.

参 考 文 献

1 任汝根, 周盛. 叶轮机械的非定常流动. 燃气涡轮实验与研究, 1991, 4(4): 1~24 (Ren Rugen, Zhou Sheng. Unsteady aero-

dynamics in turbomachinery. *Experiment & Research of Gas Turbine*, 1991, 4(4): 1~24 (in Chinese))
 2 Day IJ. Active suppression of rotating stall and surge in axial compressors. ASME Paper, 91-GT-87, 1991
 3 Wu JZ, Lu XY, et al. Post-stall flow control on an airfoil by local unsteady forcing. *J Fluid Mech*, 1998, 371: 21~58
 4 Zhou MD, Fernholz HH, et al. Vortex capture by a two-dimensional airfoil with a small oscillating leading-edge flap. AIAA Paper, 93-3266, 1993

INVESTIGATION ON WAYS TO CONTROL UNSTEADY SEPERATED FLOW IN 2D COMPRESSOR CASCADE¹⁾

Zheng Xinqian Hou Anping Zhou Sheng

(*Department of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China*)

Abstract In recent years, lots of experiment and CFD study have been carried out in order to control post-stall flow of airfoil by using unsteady forcing in external flow field, which showed that unsteady forcing can enhance lift and reduce drag. This paper investigates a new way to control unsteady separated flow in compressor based on learning these research results. But flow environment of airfoil and compressor is different. Airfoil is a single-object system and unsteady forcing must be artificially excited. However, compressor is a multi-object system. In multistage axial compressor, relative moving wake of upstream blades can be deemed to an “unsteady forcing” to unsteady separated flow field of downstream adjacent blades. This paper uses periodic blowing-suction to simulate this “unsteady forcing” for researching the mechanism which unsteady forcing controls separated flow.

By using a Reynolds-averaged two-dimensional computation of turbulent, numerical results showed that the massively separated and disordered unsteady flow can be effectively controlled by periodic blowing-suction near the leading edge of 2D compressor cascade. This unsteady forcing can modulate the evolution of the boundary layer to promote the coalescence of small vortices when forcing frequency, forcing amplitude and forcing location satisfy some conditions in a certain range of incidence. Thus, most of separated flow becomes organized flow, associated with a significant enhancement of time-averaged aerodynamic performance: Loss coefficient reduced by 13.1% and turning angle increased by 14.3%.

The effect of forcing frequency, forcing amplitude and forcing location on flow field was investigated in detail. When forcing frequency is equal to vortex shedding frequency, we obtain the most favorable increase of time-averaged aerodynamic performance. The effective forcing frequency spans a wide smooth spectrum. Forcing amplitude exists a threshold value, which is about equal to 10% (relative main-flow velocity). The optimal forcing amplitude is about 40%. Forcing location at 2% of chord length from leading edge is optimal.

Key words unsteady flow, separated flow, cascade of compressor, periodic blowing-suction, vortex-shedding

Received 1 June 2002, revised 9 July 2003.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10072008) and the Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education.