

# 动叶尾迹对静子非定常气动性能影响的研究

南京航空航天大学

中国民航上海中等专业学校

胡 骏\*\* 汤国才

于 再

【摘要】 本文利用南京航空航天大学单级低速轴流压气机试验器,对动叶尾迹对静子非定常气动性能的影响开展了系统的实验研究。通过静叶表面动态压力分布的测量,获得了在不同的动—静叶排轴向间距、不同的工作转速和不同的工作流量下,动叶尾迹对静子非定常气动性能影响的大量基础实验数据。

关键词: 叶片 非定常空气动力学 气动特性 实验

分类号: V 211. 15

## 1 实验设备及测试仪器

该实验均在南京航空航天大学单级低速轴流压气机试验器上进行,其结构简图以及各测量截面如图 1 所示,系统参数: 外径  $D_t = 900 \text{ mm}$ , 轮毂比  $\bar{d} = D_h/D_t = 0.6$ , 设计点转速  $n = 1500 \text{ r/min}$ , 叶尖圆周速度  $U_t = 70.7 \text{ m/s}$ , 流量  $\dot{m}_d = 22.5 \text{ kg/s}$ , 主动力源为  $200 \text{ kW}$  直流电机, 辅助动力为  $75 \text{ kW}$  直流电机; 转子和静子原始叶型均为 NACA - 65- 010, 叶片弦长均为  $140 \text{ mm}$ ; 转子叶片个数  $Z_R = 30$  片, 静子叶片个数  $Z_S = 36$  片。

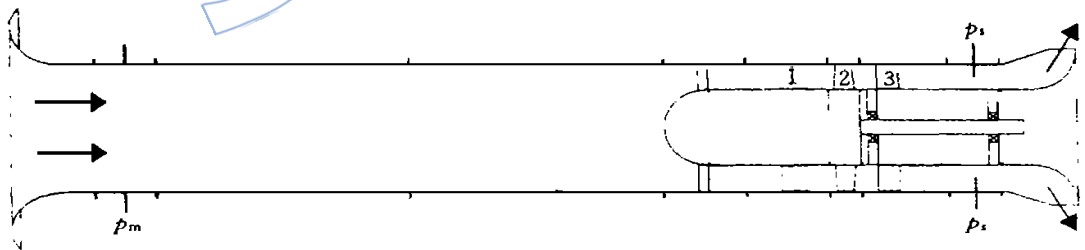


图 1 南航 LSC 试验器(1. 进口导向器, 2. 转子叶片, 3. 静子叶片,  $p_m$  流量测量静压,  $p_s$  压气机出口静压)

该试验器的进口导向器可拆除,而在本文实验中,保留了进口导向器,并且保持其与转子叶排的轴向间距不变。但该轴向间距较大,约为导向器叶片弦长的  $120\%$ 。这主要是由于该实验的主要目的在于分析转子尾迹对静叶非定常气动性能的影响。为分析动—静叶排之间轴向间距  $L$  变化对动静叶非定常气动力相互干扰的影响,所设计的静子机匣使得  $L$  可分别为:

21%, 42.8%, 53.5%, 75%, 85.7% 和 118% 转子叶片的弦长  $C_R$ , 较好地满足了该实验研究的要求。为了能够获得在各种状态下静叶表面压力分布的动态变化, 采用了将微型动态压力传感器直接埋入静叶表面的测量方法, 其详细结构如图 2 所示。在现有条件的基础上, 沿叶盆和叶背分别布置 4 个测量点, 各测点沿叶型表面的曲线坐标位置列于表 1 中, 其中  $l_p$  和  $l_s$  分别为叶盆和叶背的弧长, 并选用了美国 Kulite 公司的小尺寸扁平式低量程的绝压式动态压力传感器 (LQ-125-5A)。该动态压力传感器的响应频率为 10 kHz, 而该实验在最高转速时, 转子叶片尾迹的波动频率也仅为 600 Hz。考虑结构上容腔的影响后, 测试系统的响应频率也足已满足要求。

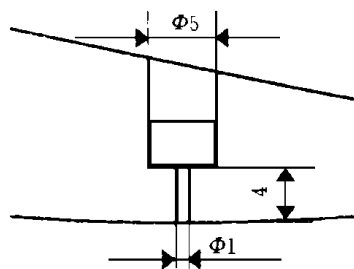


图 2 叶型表面静压测量孔

表 1 叶型表面静压测量点位置

| 序 号                           | 1           | 2           | 3           | 4           |
|-------------------------------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| 叶盆 ( $l_p = 141 \text{ mm}$ ) | 10% $l_p$ 处 | 18% $l_p$ 处 | 29% $l_p$ 处 | 65% $l_p$ 处 |
| 叶背 ( $l_s = 144 \text{ mm}$ ) | 10% $l_s$ 处 | 18% $l_s$ 处 | 29% $l_s$ 处 | 65% $l_s$ 处 |

针对低速轴流压气机试验器进、出口压力较小, 且每个工况之间压力变化量也较小的特点, 该实验选用了灵敏度高、量程小的 ST96-II 微压力测试变送仪。该仪器由 8 只压阻式传感器和放大器组成, 测试精度为满量程的 0.01%。实验的动态数据采集由 CS22125 动态测试分析仪完成。该仪器是一台 8 通道测试分析仪, 可同时并行采集 8 个通道的模拟量, 数模转换精度为 12 字节, 每个通道最高采样率为 1.25 MHz。

## 2 实验结果及其分析

实验研究的重点在于改变动—静叶排之间轴向间距, 获得转子叶片尾迹对静叶非定常气动力的影响。为此, 在现有设备条件下, 拟就 6 个轴向间距实测静叶表面非定常气动力的变化。而在每一个轴向间距下, 实验工作转速分别为 600 r/min, 800 r/min, 1000 r/min 和 1200 r/min, 用于分析尾迹脉动频率变化的影响。对于每一个工作转速, 又将在最大可变化的范围内, 改变工作流量, 实测工作流量亦即转子叶片尾迹特性变化的影响。

### 2.1 静叶表面压力脉动

图 3 给出了实测的静子叶片表面静压系数的脉动。该实验结果是在相对轴向间距  $\tilde{r} = L/C_R = 0.21$ ,  $n = 1200 \text{ r/min}$  的情况下获得的。图中  $X$  轴为时间轴,  $Y$  轴为测量点沿叶型表面的相对位置, 而纵坐标压力系数变化量  $\Delta C_p$  定义为:  $\Delta C_p = (p - \bar{p}) / (\rho u_0^2 / 2)$ 。其中  $p$  为测量点处的静压值,  $\bar{p}$  为  $p$  对时间的平均值, 而  $\rho$  和  $u_0$  分别为压气机

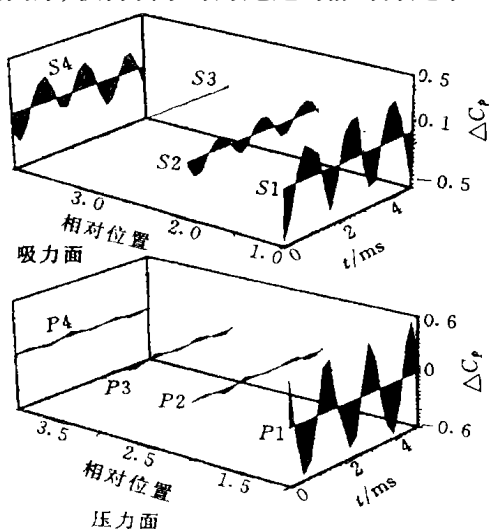


图 3 静子叶片表面的静压脉动

进口的气流密度和速度。图 3 中的  $S1, S2, S3$  和  $S4$ , 以及  $P1, P2, P3$  和  $P4$  分别表示叶背和叶盆上的第 1 至第 4 测量点。图 3 的结果表明, 当转子尾迹扫过静子叶片时, 静子叶片表面的静压产生脉动, 而且无论叶背还是叶盆, 其前缘附近的静压脉动均最强。叶背  $S2$  处的静压脉动明显小于  $S1$  点的, 而  $S3$  处的静压脉动强度最小, 但在接近尾缘的  $S4$  点, 静压的脉动又突然增大, 这与尾缘附近的气流非定常分离有关。

与叶背上的压力脉动相比, 叶盆上的静压脉动沿叶盆表面衰减很快。除  $P1$  点的静压脉动较大外,  $P2, P3$  和  $P4$  点处的压力脉动均很弱。这与 Dring 等<sup>[1]</sup>, Zandbergen<sup>[2]</sup>和 Gallus 等<sup>[3]</sup>的测量结果是一致的。Hill 等人关于叶片尾迹特性的实验结果也表明, 在具有逆压力梯度的流场中, 尾迹的衰减较慢, 而在加速流场中, 尾迹的衰减要迅速的多<sup>[4]</sup>。这可以很好地解释为什么除了前缘附近外, 叶盆上的压力脉动与叶背上的压力脉动相比一般均较小。

在一个转子叶片尾迹周期  $T$  内, 静叶表面压力系数变化量  $\Delta C_p$  和压力系数  $C_p$  分布随时间的变化示于图 4 中。其中  $T$  和  $C_p$  由以下两式确定:

$$T/s = 1/[(n/60) \times Z_R]$$

$$C_p = (p - p_0)/[1/2(\rho C_0^2)]$$

并以大气压力  $p_0$  作为参考压力

$P_{\text{ref}}$

结合图 3 的结果可以看出,  $\Delta C_p$  仅在叶型的前缘附近随时间  $t$  的变化较大; 而在其它位置处, 如  $S2, S3, P2, P3$  和  $P4$  点,  $\Delta C_p$  脉动的幅值均较小, 与  $S1$  和  $P1$  点的  $\Delta C_p$  的变化相比, 可忽略。因此, 影响静叶非定常力变化的主要是静叶前缘附近的压力系数脉动。

由图 4 的结果不难看出,  $t/T = 0.0$  时, 静叶的非定常力接近其最大值, 此时转子叶片的尾迹正通过静子叶片的前缘, 造成攻角增大, 使得叶盆和叶背的压力脉动均接近最大, 但压力面为正最大值, 吸力面为负的最大值; 在  $t/T = 0.3$  和  $t/T = 0.6$  附近, 静叶的非定常力变化接近于零, 此时转子叶片的尾迹已扫向下游, 使得叶盆和叶背前缘附近非定常力与其下游 2, 3, 4 点处的很接近, 亦即此时的  $\Delta C_p$  均接近于零; 但在  $t/T = 0.45$  附近, 静叶的非定常力接近其最小值, 此时静叶进口为自由流区, 自由流造成的负攻角变化, 使得  $S1$  和  $P1$  点处的  $\Delta C_p$  值也最大, 但  $S1$  点的  $\Delta C_p$  为正值最大, 而  $P1$  点的  $\Delta C_p$  却为负值最大。

在该实验结果中, 由于流量系数  $\Phi$  值较小, 叶背尾缘附近的非定常分离较大, 故而  $S4$  点

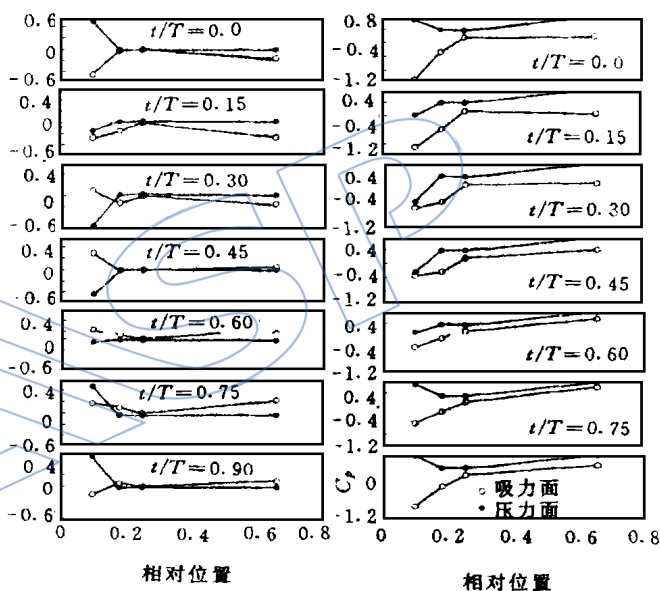


图 4 静叶表面非定常力

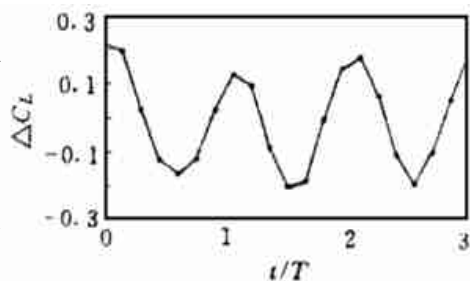


图 5 静叶非定常升力系数

处的 $\Delta C_p$ 脉动较大。上述图 3 和图 4 详细地给出了转子尾迹对静叶表面压力分布的影响,但对分析静叶非定常力的变化并不直观。根据图 3 或图 4 中的结果,可以计算出静叶所受非定常气动力—升力系数的变化。这里定义静叶升力系数变化量 $\Delta C_L$ 为:

$$\Delta C_L = \frac{1}{C_s} \frac{1}{2} \rho C_0^2 \oint (p - \bar{p}) dl$$

其中 $C_s$ 为静子叶片的弦长。图 5 即示出了与图 3 或图 4 中结果相对应的 $\Delta C_L$  随时间的变化。

## 2.2 工作流量的影响

在同一工作转速下,改变压气机的工作流量时,压气机的工作状态将发生变化。如小流量时压气机进口的气流攻角增大,而大流量时气流攻角较小等。显然,此时转子叶片的尾迹特性也将发生变化,这也必将对下游静子叶片的非定常特性产生影响。图 6 给出了在

$n = 1200 \text{ r/min}$ ,  $\tilde{r} = 0.428$  情况下,流量系数分别为 0.785, 0.691 和 0.525 时,转子叶片尾迹对静叶表面非定常压力分布的影响。该实验压气机设计点的流量系数 $\Phi_0 \approx 0.65$ ,因此,图 6 中的 3 个实验流量系数分别大于、接近于和小于 $\Phi_0$ 。由图 6 的结果不难看出,当流量系数 $\Phi < \Phi_0$  时,转子叶片尾迹对静子叶片表面非定常压力分布的影响最强,而且随着工作流量的减小,叶背尾缘附近的非定常分离增强。图 6 中的结果还反映出另外一个特点,即在 3 个工作流量下,均表现出转子叶片尾迹对静叶压力面前缘附近非定常压力脉动的影响要强于对其吸力面前缘附近非定常压力脉动的影响。

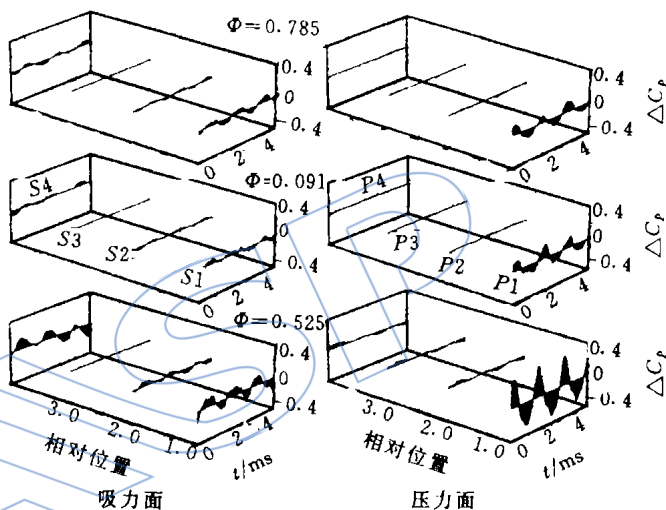


图 6 工作流量变化对静叶表面静压脉动的影响

图 7 所示的在上述 3 个工作流量下,静叶表面非定常升力系数的脉动进一步直观地证实了上述分析。这里应该指出,对应上述 3 个实验状态的静叶折合频率 $\Omega$ 分别为 1.875, 2.130 和 2.802,均较大,亦即其内部流动的非定常特性较强;而且工作流量的变化,对折合频率有较大的影响,随着工作流量的减小, $\Omega$  不断增大,转子叶片尾迹对静叶非定常特性的影响也不断增强。

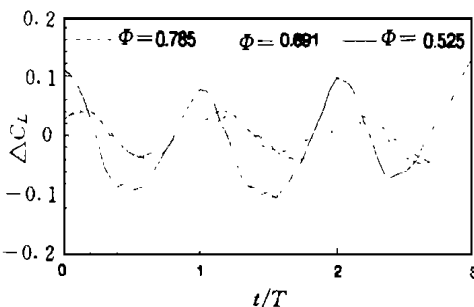


图 7 流量变化对静叶表面非定常升力系数影响

图 7 所示的在上述 3 个工作流量下,静叶表面非定常升力系数的脉动进一步直观地证实了上述分析。这里应该指出,对应上述 3 个实验状态的静叶折合频率 $\Omega$ 分别为 1.875, 2.130 和 2.802,均较大,亦即其内部流动的非定常特性较强;而且工作流量的变化,对折合频率有较大的影响,随着工作流量的减小, $\Omega$  不断增大,转子叶片尾迹对静叶非定常特性的影响也不断增强。

## 2.3 工作转速变化的影响

图 8 给出了工作转速分别为 600 r/min, 800 r/min, 1000 r/min 和 1200 r/min 时的实验结果。对应图 8 中各实验状态的静子折合频率 $\Omega$ 分别为 2.652, 2.717, 2.945 和 2.802。显然,各

实验状态的静子折合频率均较大( $\Omega_s > 1$ ), 其非定常影响均较强。但比较图 8 中的结果不难发现, 随着转速的增大, 转子叶片尾迹对静叶非定常特性的影响是增强的。这首先表现在, 随着转速的增大, 静叶前缘附近的压力脉动不断增强, 而且叶背尾缘附近的非定常分离不断加大。

## 2.4 轴向间距 $\bar{l}$ 变化的影响

如上所述, 由于转子叶片尾迹的存在, 静子叶排内的流动是非定常的, 而且决定其非定常

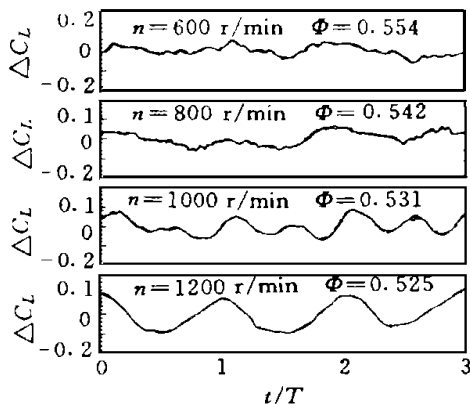


图 8 转速变化对升力系数脉的影响

性质的主要因素可归结为静子进口气流攻角或轴向速度系数的周期性变化。静子进口处气流攻角或轴向速度系数变化的强度, 取决于许多因素, 但首先取决于转子叶片尾迹的强度以及转子叶排和静子叶排之间的轴向间距。

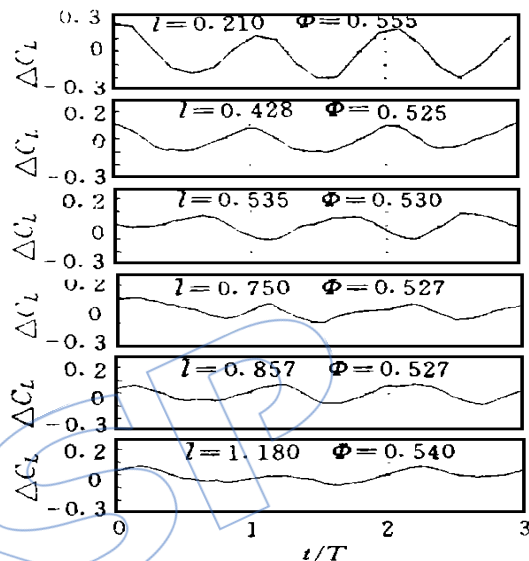


图 9 间距变化的影响

在  $n = 1200 \text{ r/min}$  下, 对应 6 个  $\bar{l}$  值的静叶非定常升力系数的变化示于图 9 中。由图 9 中的结果可以看出, 轴向间距  $\bar{l}$  对静子内流动的非定常性有着强烈的影响。 $\bar{l}$  较小时, 无论是静叶表面的压力脉动, 还是其非定常升力系数的脉动都很强。当转子出口的尾迹强度一定时,  $\bar{l}$  小即意味着转子出口的尾迹流至静子进口的衰减减小, 亦即静子进口气流攻角或轴向速度系数的变化强烈, 故而静叶表面的压力脉动和非定常升力系数的脉动均强烈; 反之,  $\bar{l}$  较大时, 转子出口的尾迹流至静子进口的衰减大, 静子进口气流攻角或轴向速度系数的变化较弱, 从而使静叶表面的压力脉动和非定常升力系数的脉动均较小。但为了能够定量地分析  $\bar{l}$  变化的影响, 可借助于 Fourier 变换, 将图 9 中时域上离散的  $\Delta C_L$  分布, 变换为频域上其各阶 Fourier 分量幅值的分布。如图 10 所示, 其对应于频率  $\bar{f} = 1$  的 Fourier 分量最强, 亦即  $\Delta C_L$  波动的强度主要由其一阶分量的强度决定。这样, 将对应各轴向间距  $\bar{l}$  的  $\Delta C_L$  的一阶 Fourier 分量的幅值绘于图 11 中, 则明显地看出, 随着轴向间距  $\bar{l}$  的增大,  $\Delta C_L$  波动的强度单调下降, 但这种下降不是线性的, 而是先快, 后慢。当  $\bar{l} < 0.4$  时, 随  $\bar{l}$  的增大,  $\Delta C_L$  波动的强度下降很快; 当  $0.4 < \bar{l} < 0.6$  时, 随  $\bar{l}$  的增大,  $\Delta C_L$  波动强度的下降较  $\bar{l} < 0.4$  时明显变慢; 而当  $\bar{l} > 0.6$  时, 随  $\bar{l}$  的增大,  $\Delta C_L$  波动的强度几乎保持不变。这一变化规律可很好地用下列双曲函数描述(图 11 中实线):

$$(\Delta C_L)_1 = \frac{1}{-28.371\bar{l}^3 + 45.662\bar{l}^2 - 2.888\bar{l} + 2.599}$$

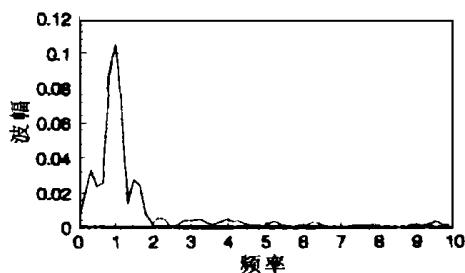
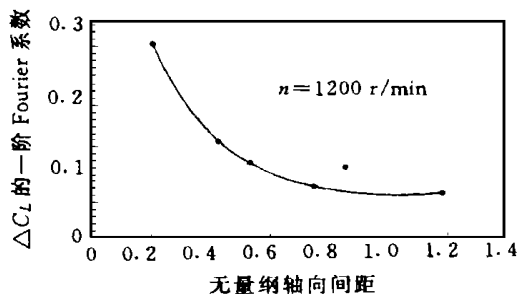
图 10  $\Delta C_L$  的 Fourier 分析

图 11 轴向间距对升力系数一阶分量的影响

### 3 结 论

(1) 对升力系数的影响可达 20% 以上; (2) 对静叶表面压力脉动的影响主要集中在叶片的前缘附近。压力面上的压力脉动强度沿叶型表面衰减很快, 吸力面上的压力脉动沿叶型表面先衰减, 然后由于尾缘附近的非定常分离, 使得尾缘附近的脉动强度又有所增大; (3) 压气机的工作流量对静子内的非定常流动有较强的影响; (4) 随着压气机工作转速的增大, 转子叶片尾迹对静叶非定常性的影响不断增强; (5) 轴向间距  $\bar{l}$  对静子内流动的非定常性有着强烈的影响。  $\bar{l}$  较小时, 无论是静叶表面的压力脉动, 还是其非定常升力系数的脉动都很强。随着轴向间距  $\bar{l}$  的增大,  $\Delta C_L$  波动的强度单调下降, 但这种下降不是线性的, 而是先快, 后慢。

### 参 考 文 献

- 1 Dring P R, Joslyn H D, Hardin L W, Wagner J-H. Turbine Rotor- Stator Interaction A S M E Journal of Engineering for Power, 1982, 104: 729- 742
- 2 Zandbergen T. Stator Vane Response Due to the Impingement of the Wake of the Unloaded Rotor A I A A Paper No. 88- 2814, Joint Propulsion Conference Boston, 1988
- 3 Gallus H E, Schulz H D, Poensgen C. Unsteady Three- Dimensional Flow Field Inside and Downstream of an Annular Compressor Cascade Proceedings of Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, 1990: 661 - 674
- 4 Hill P G, Schwab U W, Senoo Y. Turbulent Wakes in Pressure Gradients Journal of Applied Mechanics, P. 518, 1963;

(责任编辑 杨再荣)

## **FATIGUE LIFE PREDICTION OF TENONS IN AEROENGINE COLD-SECTION DISCS BASED ON SMALL CRACK GROWTH**

**Liu Shaolum, Wu Xueren, Huang Hongfa, Liu Jianzhong, Ding Chuanfu, Han Xipeng**

(Lab of mechanical properties, Beijing Institute of Aeronautics Materials, Beijing 100095)

**Yang Shijie and Wei Duokui**

(Research Institute of Aeroengine, Shengyang 110015)

**ABSTRACT** Tests for small and large crack growth were conducted on substructure model of tenon in the aeroengine cold section disc which was made of Titanium alloy TC11. Stress intensity factor solution of the substructure was obtained by FEM and its weight functions were analyzed. Plasticity introduced Newman Crack Closure model was used to predict the total fatigue life of the substructure, in which small crack was initiated from swallow-tailed groove bottom. Prediction results are in good agreement with tested results.

**Key Words** Aeroengine Cracks Fatigue life Prediction

## **ANALYTICAL PART-LOAD PERFORMANCE OF SINGLE SHAFT SMALL GAS TURBINE AND ITS COGENERATION**

**Zhang Na and Cai Ruixian**

(Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080)

**ABSTRACT** The typical analytical part-load performances of constant speed single shaft small gas turbine with centrifugal compressor and its cogeneration are given. The influence of gas turbine design parameters and steam side design parameters are thoroughly investigated. The typical efficiency curve and statistical formula obtained for this type gas turbine are consistent with the practical data. The part-load performance of cogeneration is studied with saturated steam supply. It is pointed out that the approaching temperature difference may be negative in low load condition with high steam parameter and low ambient temperature. Some other part-load performances and quantitative rules are summarized as well.

**Key Words** Gasturbines Performance Analytic solutions

## **AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COMPRESSOR ROTOR-STATOR INTERACTION**

**Hu Jun and Tang Guocai**

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

**ABSTRACT** An experimental investigation on the effect of the rotor wake on unsteady loading of downstream stator has been carried out in a low speed single stage axial compressor. The unsteady pressure distribution along the stator blade was measured, and the effects of axial gap between rotor and stator, operating rotation speed and mass flow of the

compressor were investigated in detail. The experimental results show that all these factors have a great effect on the rotor-stator interaction. The incidence change caused by the velocity defect in the rotor wake has a major impact on the unsteady pressure distribution and lift of the stator blade. The amplitude of the pressure fluctuation reaches maximum at the blade leading edge and decays rapidly towards the trailing edge on the pressure side. The interaction intensifies with the decrease in the mass flow or the increase in the rotation speed. The results of the investigation on the influence of axial gap between rotor and stator ( $\tilde{l}$ ) show that, the unsteady pressure distribution and the lift of the stator blade fluctuate strongly as  $\tilde{l} < 0.4$ , and the fluctuation intensity decreases quickly as  $\tilde{l}$  increases.

**Key Words** Blades Unsteady aerodynamics Experiment  
Aerodynamic characteristics

## SMULATION OF VORTEX STRUCTURE IN BOWED BLADE CHANNEL

Wang Songtao, Wang Zhongqi, Yuan n ing, Feng Guotai

(2nd Dept Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

**ABSTRACT** Flow fields in a bowed and a straight turbine blade channels were simulated with 3D N-S solver. Generation and development of horse vortex and passage vortex were also considered in detail. There is distinguished difference between topological structure of passage vortex in the bowed blade and that in the straight blade. The passage vortex core is changed from unsteady focus point in the straight blade channel to steady focus point in the bowed blade channel in the most part of the domain. The effect of the topological structure flow pattern difference on energy loss was also analyzed. The steady passage vortex core not only makes passage vortex more tight, but also is beneficial to wrap low energy fluid cumulating in corner into passage vortex to reduce the energy loss of the secondary flow.

**Key Words** Cascades Flow fields Numerical models

## A 3- D VISCOUS NUMERICAL SMULATION FOR STATIC COMPRESSOR CASCADE

Yan M ing and Peng Zeyan

(4th Dept Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**ABSTRACT** A 3- D viscous numerical simulation was completed for the plane cascade flow fields of end-bend and original blade with the helps of pressure-based method of N-S equations and a K- $\epsilon$  two equations model. In the case of using simple stagger grid, by the way of velocity modification for calculating flux of a control volume, the well-known problem of checkerboard distribution of pressure and velocity fields in the pressure-based method is well settled. The accuracy and reliability of this numerical simulation are verified with the experimental data.

**Key Words** Cascades Flow fields Numerical models