

从叶片表面静压分布 分析弯曲扩压叶栅的能量损失^{*}

南京航空航天大学 吴继权^{**} 吴国钊
哈尔滨工业大学 钟兢军 苏杰先 王仲奇

【摘要】 对常规直叶片、正弯曲叶片及反弯曲叶片组成的 3 种平面扩压叶栅的叶片表面静压和出口流场在 $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ 及 10° 四个攻角下进行了测量,并给出了叶片表面静压分布特性及出口流场的能量损失分布特性。本文试图从叶片表面静压分布来分析弯曲扩压叶栅的能量损失机理,探讨不同弯曲叶片在扩压叶栅中应用的变工况性能。

主题词: 弯曲 叶片 能量损失 静压力 分布

分类号: V232.4

1 前 言

倾斜和弯曲叶片在透平中的应用已经取得实质性的进展^[1,2],但其改善透平叶栅流动性能的机理却一直在进行之中。文献[3]认为:正弯曲叶片改善流动的机理是在叶栅流道两端壁产生径向负压力梯度,在此径向压力梯度的作用下两端部低能流体被迁移到叶栅中部,从而防止低能流流体在两端部的堆积,达到提高效率、改善流动的目的。此理论在透平级中应用应该说是比较成熟和完善的。但是用它来解释平面扩压叶栅中的流动却不太理想。

正弯曲叶片应用于平面扩压叶栅的实验^[4~6]却几乎得到了一个相同的结论:正弯曲叶栅能够改善端壁区域的流动特性,却使叶栅中部大部分区域的能量损失比直叶栅近乎增大一倍,结果造成整个叶栅的平均总损失增大。反弯叶栅的实验表明^[7]:反弯叶栅出口沿叶展存在着 3 个高能损失区,分别位于两端部及中部区域;而且反弯叶栅出口能量损失比正弯叶栅小。

正弯曲叶片应用于扩压叶栅中可以改善端区流动,用其产生的“C”型压力分布来解释是可以理解的^[8],但其中部损失却增大一倍不好解释;特别是反弯叶片扩压叶栅的实验结果用径向压力梯度的概念很难理解。本文试图主要从流向压力梯度的变化来分析弯曲对流动性能的影响。因为流向压力梯度与叶片表面附面层的发展关系十分密切,而且扩压叶栅中的流动与透平中不同,栅中绝大部分流动为扩压流动,势必造成叶片表面附面层作用相对增强。

2 实验结果和分析

实验是在大尺度低速平面风洞上进行的^[5],并对其进行了调整。共进行了 3 种叶片组成的

扩压叶栅在 $-5^\circ; 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ$ 四个攻角下的出口流场进行测量,其中包括(a)常规直叶片,(b)压力面两端与端壁均成 25° 的正弯曲叶栅及(c)吸力面两端与端壁均成 25° 的反弯曲叶栅。实验设备、实验条件及测试系统详见文献[6]。

图1~3分别给出直列叶栅、正弯叶栅和反弯叶栅在 $-5^\circ; 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ$ 四个攻角下的出口能量损失系数的分布。图中横坐标为相对节距 $\bar{t} = t/T$ (T 为节距),纵坐标为相对叶展高度 $\bar{h} = h/T$ (h 为叶展高度)。 i 为实验攻角。从图1知,直叶栅在 $-5^\circ; 0^\circ$ 及 5° 三个攻角下,能量损失分布规律是两端大、中间小,损失峰值系数在端部靠近吸力面的地方,随着攻角的增大,其峰值区域向叶栅中部不断扩大,在 10° 攻角下,整个损失区域呈长方形分布,且占据了大半个流道截面,峰值区域的明显扩大,预示着在此攻角下出口流场存在着严重的分离。

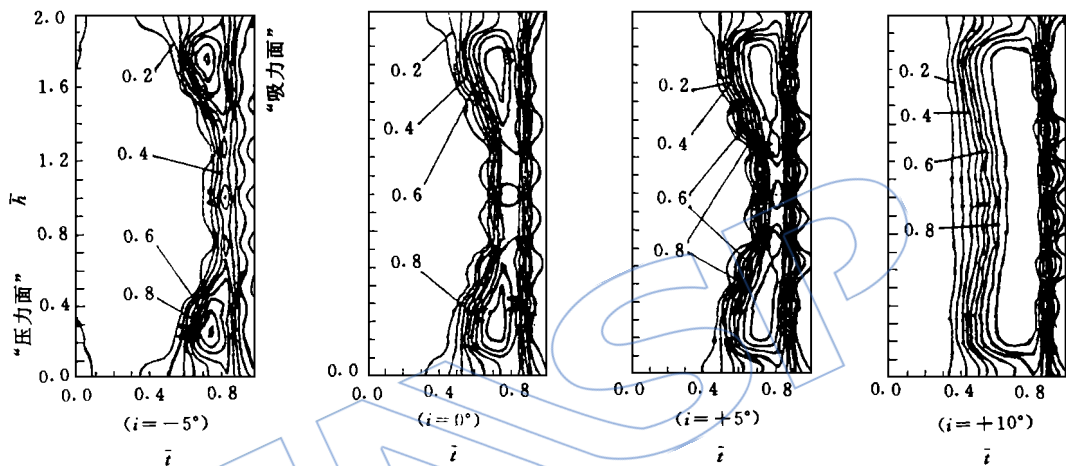


图1 直列叶栅4个攻角下的出口能量损失系数的分布(左侧为压力面,右侧为吸力面)

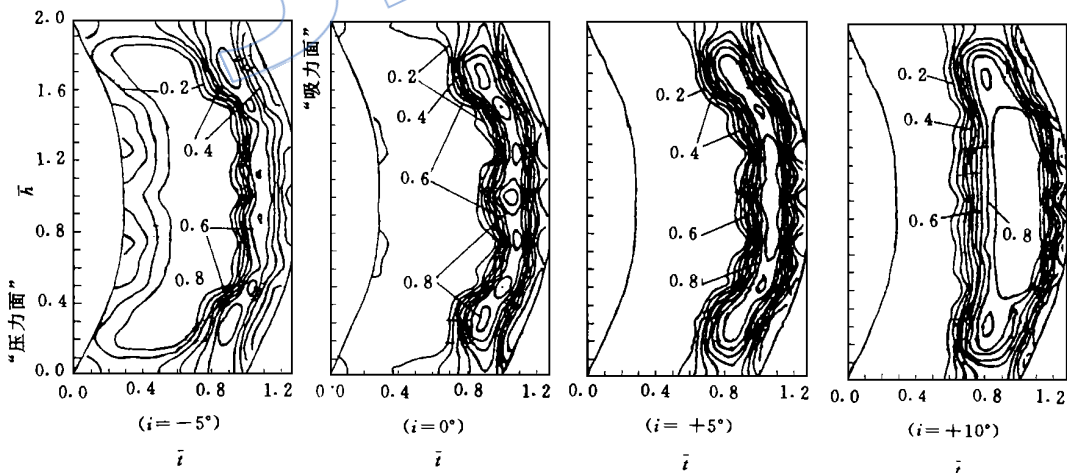


图2 正弯叶栅4个攻角下的出口能量损失系数的分布(左侧为压力面,右侧为吸力面)

从图2可见,在4个攻角下能量损失系数的分布趋于均匀。向正方向发展时,位于近吸力面的损失峰值区域和损失区域都在增加。在 10° 攻角下,正弯叶栅同直叶栅一样出现大范围的

高能损失区域, 整个损失区域占据了一半以上的流道面积, 但比直叶栅损失程度稍轻。值得注意的是 -5° 攻角下, 在近压力面附近较大范围内损失区域明显存在。

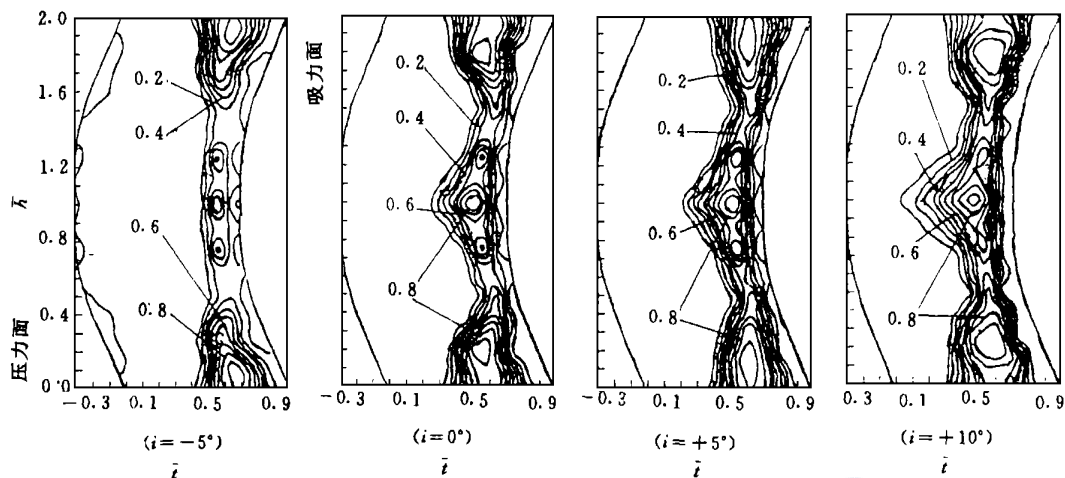


图3 反弯叶栅4个攻角下的出口能量损失系数的分布(左侧为压力面, 右侧为吸力面)

从图3可知, 反弯叶栅出口能量损失系数分布规律基本上是沿叶高存在着3个高损失区域, 分别位于两端部及叶栅中部。在 -5° 攻角下, 近压力面处损失较大。反弯叶栅的能量损失区域及损失峰值区域在4个攻角下同直叶栅相比都要小, 特别是在 -5° 和 10° 攻角下, 这种分布特别明显, 而且在 10° 攻角下反弯叶栅没有出现直叶栅那样的大范围的高能损失区。这表明反弯叶栅有利于拓宽压气机的稳定工作范围, 具有较好的变工况性能。

图4给出3种叶栅的出口截面平均能量损失系数 ξ 随攻角 i 的变化曲线。此图明显反映了反弯曲叶栅能够减少流动中能量损失, 具有良好的变工况性能, 而正弯曲叶栅只有在 10° 攻角下, 能量损失才比直叶栅稍小, 但也同直叶栅一样, 也在存在着大范围的高能损失, 因此这仅有的一点优势也不复存在了。

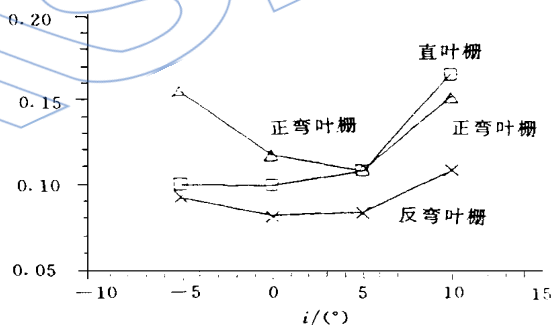


图4 出口截面平均能量损失系数随攻角的变化关系

图5~7给出直叶栅、正弯叶栅及反弯叶栅在 -5° 、 0° 、 5° 及 10° 四个攻角下的叶片吸力面静压系数等值线分布图。图中横坐标为相对轴向弦长量(b/l , b 为轴向弦长向), 纵坐标为相对叶展高度(即 h)。从图5~7可见3种叶栅在前缘附近存在着小区域的膨胀流动, 随后是大部分区域的扩压流动。其扩压程度的大小是由其前缘附近膨胀程度的大小决定的, 这可以通过静压系数的绝对值大小来体现。从图2可见, 在 -5° 、 0° 、 5° 及 10° 四个攻角下, 直叶片吸力面上前缘气流膨胀形成的低压区的最低压力系数分别为 -1.1 、 -1.2 、 -1.2 、 -1.3 ; 正弯叶片吸力面上的最低压力系数分别为 -1.45 、 -1.45 、 -1.55 、 -1.50 ; 而反弯叶片的分别为 -0.8 、 -0.75 、 -0.8 及 -1.0 。由此可见正弯叶片增加了叶片吸力面的扩压度, 使叶片的负荷增加, 附面层损失增大, 而反弯叶栅却恰恰相反, 它使叶片吸力面沿流向的扩压梯度减小, 从而附面层损失减

少。这与图 4 的实验结果相一致,即反弯叶栅中能量损失较小,正弯叶栅中能量损失较大。

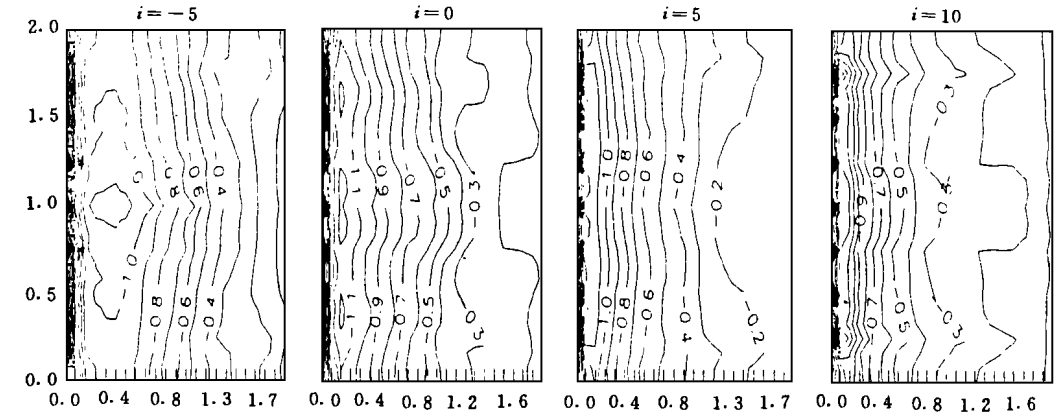


图 5 直叶片吸力面静压分布

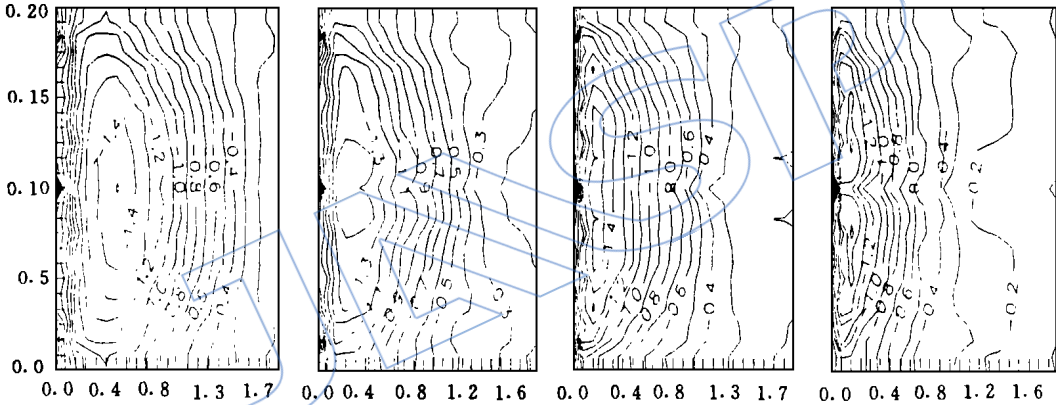


图 6 正弯曲叶片吸力面静压分布

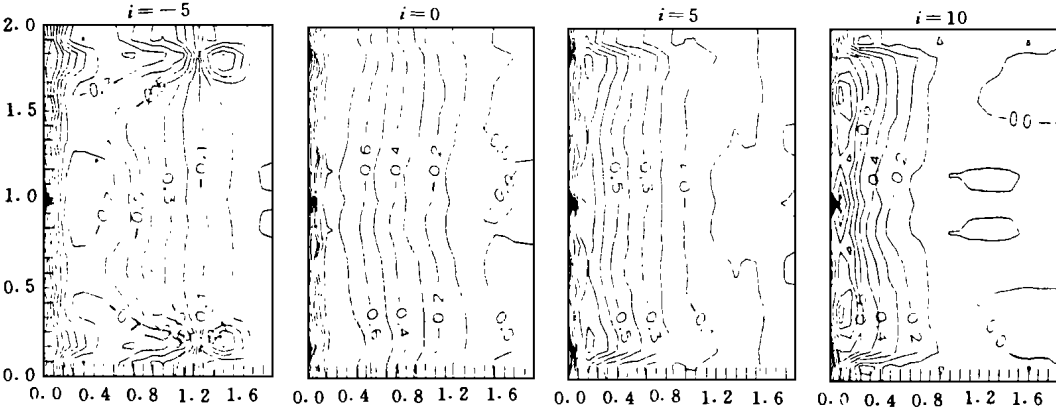


图 7 反弯曲叶片吸力面静压分布

叶片的弯曲形式不同,其扩压度沿叶高的分布也就不同,从而影响了能量损失沿叶高的分布。从图 6 可见,正弯叶栅低压区基本上位于叶栅中部,其静压系数等值线近似成倒“C”型分布。由于叶栅中部的沿流向的扩压梯度明显增大(同直叶栅相比),加之“C”型压力分布使端壁附面层向中部迁移,使得叶栅中部的能量损失有可能增大较大。由于正弯叶栅的能量损失沿叶高分布比较均匀(见上文)。而沿流向的扩压梯度沿叶高也相差不大(中部区域稍大),这说明流向扩压梯度对能量损失的影响大于径向压力梯度的影响。

表 1 出口流量系数随攻角的变化关系

攻角 i	-5°	0°	5°	10°
直叶栅	0.784	0.742	0.715	0.616
正弯叶栅	0.825	0.768	0.720	0.630
反弯叶栅	0.874	0.844	0.822	0.784

从图 7 可知,反弯叶栅在叶栅中部和两端部附近存在 3 个低压区。这种分布规律在 -5° 及 10° 攻角下较为明显。在 4 个攻角下叶栅中部前缘处都存在一个黑块,这是由于此区域膨胀程度较大,引起静压线密集所致。此后的局部较大的扩压流动,从而使叶栅中部损失较大及沿叶高存在 3 个

大的损失区。文献[7]上的吸力面静压系数等值线分布图类似于上述吸力面静压分布的情况。特别明显的是,在 -5° 和 0° 两攻角下,正弯叶片压力面沿流向存在着较大的正压力梯度。这与前述正弯叶栅在 -5° 和 0° 两攻角下近压力面附近能量损失较大相一致。

从上述分析可知,反弯叶片能降低扩压叶栅中的能量损失。不仅如此反弯叶片还可较大的提高流通能力。表 1 给出了 3 种叶栅出口截面平均的流量系数随攻角的变化关系,从表可知,随着攻角的增大,叶栅的通流能力逐渐减弱;反弯叶栅的通流能力最高,直叶栅的通流能力最小,可见弯曲可增强流通能力。

3 结 论

(1) 弯曲叶片对扩压叶栅的叶片表面流向和展向压力梯度都有较大的影响。对流向扩压度的影响表现为:正弯使其增大,反弯使其减小。沿叶展方向,正弯叶栅叶片表面表成倒“C”型压力分布;反弯叶栅吸力面存在着 3 个低压区。(2) 不同的弯曲形式对能量损失分布所造成的影响也不同,正弯叶片使能量损失增加而反弯叶片使能量损失减小。(3) 反弯叶片能降低扩压叶栅中的流动损失,有利地拓宽压气机的稳定工作范围,且反弯叶栅具有较强的流通能力。(4) 在扩压叶栅中,反弯叶栅叶栅的变工况性能优于直叶栅及正弯曲叶栅。

参 考 文 献

- 王仲奇等. 叶片倾斜对叶栅气动特性的影响及其控制二次流损失机理的实验研究. 工程热物理学报, 1988, 9(2):
- 王仲奇等. 在低展弦比透平静叶栅中叶片的弯曲作用. 工程热物理学报, 1990, 11(3):
- 韩万金等. 端壁与叶片表面静压分布对叶栅气动特性影响的实验研究. 工程热物理学报, 1989, 10(3):
- 尚尔兵等. 具有同向倾斜叶片的压气机叶栅的实验研究. 工程热物理学报, 1992, 13(4):
- Bregelmans F A E. Influence of Dihedral on the Secondary Flow in a Two-Dimensional Compressor Cascade. J. of Eng. for Gas Turbine and Power, 1984, 108
- 钟兢军等. 叶片倾斜和变弯曲对扩压叶栅出口流场的影响. 工程热物理学报, 1995, 16(1):
- 吴继权. 变工况下平面弯区扩压叶栅的静态实验研究: [学位论文]. 哈尔滨工业大学, 1995
- 钟兢军等. 弯叶扩压叶栅端面静压分布实验研究. 航空动力学报, 1994, 9(3): 255-258

(责任编辑 魏星禄)

FULL- LENGTH PAPERS

ACOUSTIC CONTROL OF SEPARATED FLOW OVER A 2- DIMENSIONAL AIRFOIL AT DISTURBED INCOMING FLOW

Zhong Fangyuan, Dong Guoping, Luo Cishen

(School of Power and Energy Engng. Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT

The effects of disturbed incoming flow on the acoustic control of separated flow over a 2- dimensional low speed airfoil under high incidence have been investigated experimentally, including the benefits of acoustic excitation, the influence of parameters of exciting sound, and the variation of flow parameters in the boundary layer. The testing results indicate that, the flow velocity fluctuation of Large Scale Organized Structure Vorticity (LSOSV) v' and the benefit of turbulence intensity in the boundary layer u' / U_∞ , the benefit of lift coefficient, induced by exciting sound, will rapidly decrease along with the increase of turbulence intensity in the incoming flow. But the effective threshold value of sound pressure level will still enlarge gradually. It is also shown that, because of the rapid attenuation of oscillating velocity amplitude $\Delta U / U_\infty$ along the flow direction at natural flow field without exciting sound, the oscillating incoming flow has no effect on the benefits of acoustic excitation for the low speed 2- dimensional airfoil by and large.

Key Words Separated flow Acoustics Control Turbulence

ANALYSIS OF ENERGY LOSSES FROM STATIC PRESSURE DISTRIBUTIONS ON BLADE SURFACES IN CURVED CASCADES

Wu Jiquan and Wu Guochuan

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

Zhong Jingjun, Su Jiexian, Wang Zhongqi

(Energy Science and Engineering College, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT

The exit flow field and the static pressure on the blade surface for three sets of different cascades were measured at four incidences of $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ$ and 10° respectively in a low- speed cascade wind tunnel. The three sets were a conventional straight cascade, a positive curved one and a negative curved one. The static pressure distributions on blade surfaces and the energy loss distribution in the exit flow fields have been obtained. The

purpose of this paper is to find out the energy loss mechanism of the curved blade cascades from the static pressure distribution on the blade surface, and to study performance of compressor cascades at different incidences.

Key Words Bending Cascades Static pressure Distribution

APPLICATION OF BALDWIN- LOMAX TURBULENCE MODEL IN ROTOR/STATOR INTERACTION

Wu Xianhong and Chen Maozhang

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

ABSTRACT

The Lagrangian vortex method is applied to direct description of the unsteady flow due to rotor- stator interaction in turbomachinery by tracing the trajectory of vortices. The Baldwin- Lomax turbulence model adapted for wakes overcomes the short comes of other numerical methods, that they cannot continuously monitor the moving wake centerlines and give the computed viscosity in the outer region much higher than in the boundary regions. The agreement between the computational and experimental results is generally good, which shows that the present method is feasible. The result also show that the development of wakes and other vortices can be correctly predicted with the help of the presented turbulence model. So this method can be used as a new tool for analyzing unsteady flow and complicated phenomena in turbomachinery.

Key Words Turbomachinery Turbulence Numerical simulation

TWO- DIMENSIONAL NUMERICAL SIMULATION OF UNSTEADY- ROTOR/ STATOR INTERACTION

Wu Xianhong and Chen Maozhang

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

ABSTRACT

A disturbance vortex method for simulating unsteady rotor/stator interaction in turbomachinery is presented in this paper. The algorithm takes the result from time- averaged, steady solution as input, which can give an initial description of the unsteady disturbance flow field. To calculate the unsteady response to these disturbances, the Lagrangian vortex method is used to capture the convective process of the disturbance vortex. The deterministic vortex scheme is adopted to approximate the viscous diffusion process. The numerical simulation result of two- dimensional, viscous flow for a high loading transonic compressor with a pitch ratio of 1.74 shows that the method has an excellent ability for convergence and a fast convergent speed. The chopping, migrating process of rotor wake and other vortices, the influence of unsteadiness on incidence and decaying characteristic of the unsteady pressure first harmonic amplitude are included in this paper.

Key Words Turbomachines Blades Non- steady flow Numerical simulation