

叶轮机叶片的三维造型 及其对叶片气动负荷的影响

北京航空航天大学 邹正平** 赵令德 陈矛章 徐力平

【摘要】 研究叶轮机叶片的弯扭及掠形等因素对叶片气动负荷分布的影响。给出了一个针对叶轮机内部流动的一般的掠角定义。基于线化的小扰动理论,用解析方法对叶片三维造型各因素的位置影响进行了分析,并用三维粘性数值模拟进行了验证和分析。分析结果表明,叶轮机叶片的弯扭和前缘掠形对叶片的负荷分布有重要的调节作用。合理利用三维造型的负荷调整功能可有效地调整负荷沿展向和弦向的分布,为叶型设计提供新的自由度。

主题词: 叶轮机械 叶片 三维流动

分类号: V 232. 4

1 前言

随着对叶轮机性能要求的不断提高以及人们对其内部流动规律认识的深入,充分利用三维叶型以获得高性能的措施越来越受重视^[1-3]。但是,对三维复杂叶型中流动现象的物理机制并不十分清楚,如小展弦比转子三维流动现象中典型的激波面扭曲和吸力面激波后掠^[4]。这不仅给设计优化带来困难,使三维叶型参数的选择带有盲目性和任意性,在某些流动条件下甚至可能产生负的效果,使流动恶化。越来越多的研究表明,宏观流动是由压力分布控制的,粘性的作用只是流动机理之一而主要的驱动力是压力场。从表面上看存在很多压力场与粘性相互作用的例子,如激波—附面层干扰,二次流动等等,但其主导因素仍在于压力分布。而在另外一些情况下,流动完全由压力梯度控制,粘性只提供了耗散的机制。端壁二次流动的控制即为典型的例子:研究表明减少叶片通道前部的横向压力梯度,即减小叶片弦向前部的负荷可以有效地减弱二次流动及其损失^[5]。另外,叶片展向的压力梯度对二次流动的分布也有重要的影响^[6]。这样对设计者而言,控制二次流动的问题即转化为如何调整叶片,以获得所需的叶片负荷分布的问题。本文的目的,就是试图回答三维造型参数变化与叶片负荷分布之间的关系这一问题。本文用解析与数值的方法分析弯掠等关键三维造型参数对负荷分布的影响。同时通过解析与数值结果的分析对比来说明“在正常的叶片通道中,其宏观流动形态由理想流动所控制,即压力分布起控制流动的作用”的观点。

2 掠角和弯角定义

对于弯角本文沿用文献[7]所介绍的定义,即定义积叠线端部切线与 z 轴(径向)的夹角

为弯角, 压力面与端壁成锐角为正弯, 压力面与端壁成钝角为反弯。

虽然外流空气动力学给出过明确的掠角定义, 即在结构坐标系下, 飞行器纵向对称面法向(指向翼尖)与机翼特征直线如前缘线、四分之一等弦线或后缘线等之间夹角。但由于内、外流具有本质的差异, 此定义对内流并不适用。为此, 本文对掠角重新进行定义为当地相对来流速度矢量与叶片前缘切线夹角的余角为掠角(见图 1), 用如下表达式来描述:

$$\chi = \arcsin(l_t \cdot l_w) \quad (1)$$

式中: l_t 为过前缘某点的前缘切线的单位矢量, l_w 为对应该点的相对速度单位矢量。

由此定义的掠角具有如下性质: (1) 三维空间性。由于前缘切向单位矢量和相对速度矢量都为空间矢量, 所以掠角是一个空间角而并非定义在某个固定的平面上, 而外流中掠角的定义仅限于结构坐标系中固定的平面上。(2) 当地性。与三维空间性本质相联系, 掠角与当地前缘几何形状及其走向有关, 这样沿叶高掠角可以有很大变化而其前缘走向, 特别其子午投影仍可能变化不大, 这与机翼也大不相同。(3) 流动相关性。此性质由旋转机械内流动的特征决定。外流之所以由几何可完全确定掠角, 是因为机翼对应的是直匀流, 而内流相对掠角则与当地流动相关。因此端壁曲率及其走向, 如根部锥角也产生影响实际掠角的效果。由定义可知, 当来流流场一定, 有效掠角的几何因素有子午掠角和叶片周向弯曲。

3 叶片弯和掠对负荷分布的影响

在解析方法中, 不考虑非定常因素的作用, 假定沿叶片表面流体流动不发生分离, 认为理想流动控制其宏观流态。为了方便地分析, 假定来流均匀、定常、不可压并无旋, 且叶片为薄翼小弯度, 并处于小攻角情况下。这样可借用小扰动线化理论和薄翼理论, 使问题大为简化, 从而对叶片的掠和弯等因素的影响进行独立、定性的分析。在数值方法中, 利用三维粘性数值模拟对解析结果进行了验证和进一步的分析。

3.1 叶片掠对负荷分布的影响

主要讨论单纯子午掠的影响。考察如图 2 所示半无限长且一端带壁面的翼形绕流, 端壁的影响用掠形翼的镜像所替代, 用分布涡方法对叶端截面负荷进行计算。

定义无量纲负荷分布系数为:

$$c_p = (p_1 - p_2) / 0.5 \rho_0 v_0^2 \quad (2)$$

其中 v_0 和 ρ_0 分别为来流速度和密度, p_1 和 p_2 分别为相应点压力面和吸力面上压力。根据小扰动线化理论, 无量纲负荷分布系数可表示为: $c_p = 2 / V_0 (v_{x1} - v_{x2})$, 式中 v_{x1} 和 v_{x2} 分别为压力面和吸力面上某点的扰动速度。不考虑叶片厚度, 根据薄翼理论, 叶型可用分布在中弧线上的涡代替, 上式化为:

$$c_p = (4 / v_0) v_x \quad (3)$$

其中, v_x 为速度 $v(x, y, z)$ 在 X 方向上的分量, 速度 $v(x, y, z)$ 可由毕奥—萨瓦尔公式求得, 即:

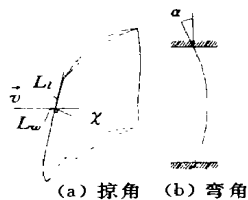


图 1 叶型空间掠角定义

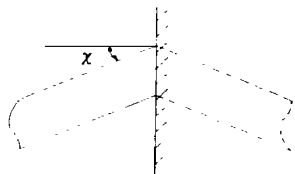


图 2 半无限长掠型翼示意图

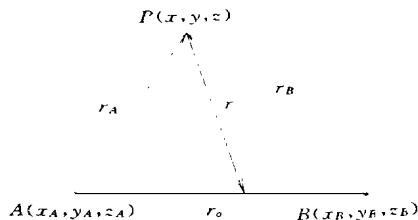


图 3 涡诱导速度示意图

$$v(x, y, z) = (\Gamma/4\pi) (r_0 \cdot r_a / |r_0 \cdot r_a|^2) [(r_0 \cdot r_a)/r_a - (r_0 \cdot r_b)/r_b] \quad (4)$$

各几何矢量符号意义见图 3, Γ 为分布在中弧线上的涡强, 假定叶型处于零攻角且中弧线

为抛物线, 则涡强为: $\Gamma(x) = 16f v_\infty \sqrt{x_a(1-x_a)}$ (5)

由式 (3)~(5) 即可求出负荷分布系数 c_{p0} 。定义压力中心位置 x_p 为负荷分布系数所围成的型心, 并以其代表负荷沿弦向的相对位移。计算结果如图 4 所示。

图 4 给出了叶尖压力中心位置随掠角的变化。由图可知, 纯子午掠形引起了叶尖弦向负荷的移动。前掠使得负荷向后移动, 而后掠则使负荷前移, 即前掠使叶尖呈后加载翼型, 后掠使其呈前加载翼型。所以, 与外流相比, 叶片掠形不但可以减少法向马赫数, 使得与激波相关的损失减少, 还可重新调节负荷分布, 而激波的形状、强度和位置由负荷分布所决定, 故可能导致激波掠形, 从而达到减少损失的目的。另外, 随掠角的增大, 其负荷位移也相应增大, 但是二者并非线性关系。在单纯掠的情况下, 小掠角所引起的负荷位移不大, 当掠角大于 30° 时, 其负荷位移效果就很明显。

3.2 叶片弯对负荷分布的影响

如图 5 所示模型, 叶片 o_1 , o 和 o_2 为实叶片, 其中 o 为研究叶片, 对应的三个以虚线表示的叶片为镜像叶片。图中: y 轴为周向方向, $-z$ 轴为展向方向, x 轴与 y 、 z 轴构成坐标系, 为轴向方向。假设叶片无扭转, 中弧线和积叠线设置为抛物线, 攻角设置为零, 这样即可单独计算叶片弯对负荷分布的影响。其无量纲负荷分布系数亦由小扰动线化方法求得, 具体方法同前。

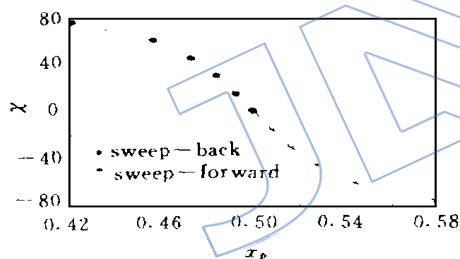


图 4 压力中心位置随掠角的变化

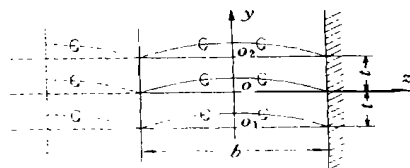


图 5 叶片周向弯曲模型

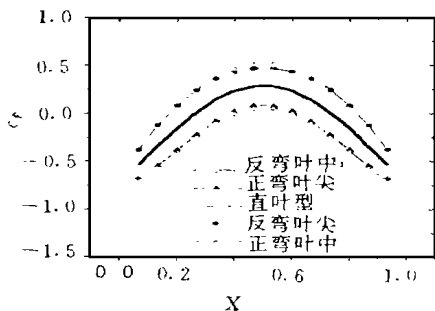


图 6 正反弯对弦向负荷的影响

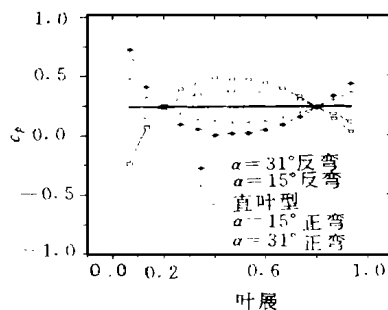


图 7 径向负荷随弯度的变化

当中弧线弯度一定时, 改变积叠线弯度(实际上改变了叶片的弯角), 即可考察弯对负荷分布单独的影响。其计算结果如图 6 和图 7 所示, 分别给出了叶片弯对弦向和径向负荷分布的影

响。在图 6 中因为叶尖和叶根的效果一样, 所以只给出叶尖负荷分布。在图 7 中, 因为沿弦向各截面 c_p 沿径向分布规律相同, 只给出沿弦向 c_p 分布最大截面处的值。

由图可知, 在攻角为零的情况下, 弯度的改变对叶片弦向负荷分布状况并无影响。但是, 对叶片的径向压力分布会产生很大的影响, 正弯使得叶片端部负荷降低, 而叶中负荷增大。随周向弯度的增大, 径向的压力梯度随之增大, 导致负荷沿径向的变化也相应增大。这主要是因为, 在径向上, 周向弯曲实际上是产生位势作用, 给流场施加附加的径向力, 流场压力分布发生变化, 导致叶片表面负荷分布发生改变。正弯导致叶端压力升高, 叶片中部的压力降低, 使得叶尖处产生正的径向压力梯度, 叶根处产生负的压力梯度, 从而对二次流的流动及负荷分布产生影响, 反弯效果则相反。弯度越大, 对位势的影响也就越大, 效果也就更加明显。所以叶片的弯曲实际上是通过对位势的影响对二次流流动产生作用, 从而对二次流损失进行调整。

3.3 三维粘性数值模拟结果及分析

本文利用 Denton 多级叶轮机三维粘性程序对叶片的掠和弯等进行了数值模拟。Denton 多级叶轮机三维粘性程序是一个带有简单代数湍流模型的 N-S 方程程序, 采用有限体积时间推进法在空间和时间两个方向积分求解非定常流动方程而得到定常解^[8]。计算中叶栅所用基本叶型为 NACA 65-12, 中弧线也设置为抛物线, 攻角取零。三维计算网格为 $28 \times 73 \times 28$ (周向 $\times$ 流向 $\times$ 展向)。

数值模拟结果如图 8 和图 9 所示, 其中图 8 给出了叶片掠对尖部弦向负荷大小的影响, 为方便起见, 图中取叶尖表面最大负荷位置为横坐标, 以其位置的相对移动来代表负荷分布沿弦向的变化。图 9 则给出了周向弯曲对叶片表面径向负荷分布的影响, 其中 c_p 定义同 (2) 式。

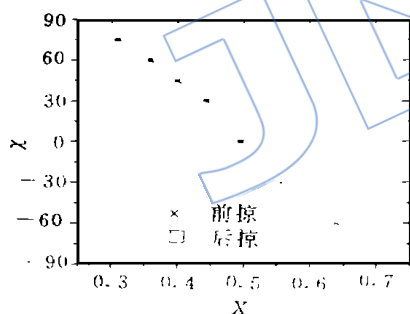


图 8 负荷位置随掠角的变化

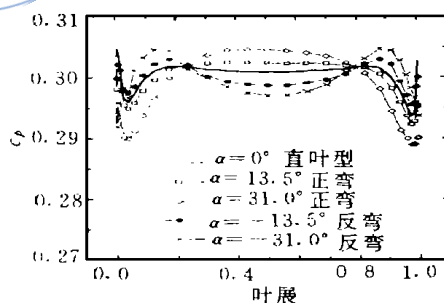


图 9 弯度对径向负荷的影响

与解析方法计算结果进行对比可知, 二者在定性的分析结果是基本一致的, 定量上的差异, 则是由于小扰动线化方法中对物理模型的简化所致。图 7 和图 9 的对比说明只有在近壁区域等粘性表现很强烈的地方, 二者有所差异, 但宏观上是一致的, 这说明在正常的叶片通道中, 宏观流动形态由理想流动所控制, 也就是压力分布起控制流动的作用。同时, 也说明了三维叶型对流动的影响主要表现为位势影响。计算结果表明了掠弯对负荷分布产生很大的影响, 从而达到改变损失的目的。

在三维叶型中, 掠弯对负荷的综合作用比单纯掠弯在叶栅中的作用复杂得多, 为了较好描述掠弯最终对损失所造成的影响, 可以利用吸力面扩压梯度这一参数。本文分别以压气机静子和涡轮导向叶片的正、反弯为例进行三维粘性计算, 以说明三维叶型中弯对损失的影响。其中, 压气机叶型和计算网格见文献[9], 涡轮叶型数据则取自文献[10], 其正、反弯的角度皆为

30.5°, 计算网格为 28×70×19(周向×流向×展向)。

表 1 给出了压气机和涡轮叶片在吸力面根、中、尖部的扩压梯度。扩压梯度定义为:

$$\Delta \bar{p} = (p_{\text{exit}} - p_{\text{suction peak}}) / 0.5 \rho v^2 \tag{6}$$

表 1 压气机与涡轮吸力面扩压梯度

	压气机吸力面			涡轮吸力面		
	叶根	叶中	叶尖	叶根	叶中	叶尖
正弯	0.627	0.788	0.728	0.317	0.642	0.255
未弯	0.623	0.752	0.558	0.533	0.490	0.476
反弯	0.578	0.705	0.577	0.829	0.381	0.803

对于压气机, 0.5ρv² 为进口动压头, 对于涡轮, 则取为出口动压头。扩压梯度Δp[—]可反映与扩压相关的损失。

由表 1 可以看出, 在涡轮导向叶片中, 反弯的作用使得叶中的扩压梯度下降, 但两端

扩压梯度增长, 且幅度较大; 正弯虽然使得叶中扩压梯度有所增加, 但变化范围较小, 损失增加不大, 而端部则有较大幅度的下降, 且涡轮中扩压损失所占比例不大, 二次流损失所占的比例更大, 正弯有利于减少二次流损失, 所以相对而言综合效果好于反弯。压气机叶片弯的效果则与涡轮中有所不同, 由前面分析可知, 正弯可以降低两端的气动负荷, 从而有利于降低损失, 从这一角度看正弯是有利的。但压气机与涡轮有着本质性的差异。叶片的弯曲改变了叶片表面负荷分布和通道中压力分布, 对于压气机来说, 叶背扩压损失所占比例大。采用正弯后, 虽然两端气动负荷的降低有利于降低端部损失, 但是正弯后, 两端静压高, 会加大扩压损失, 二者综合作用视具体叶型而定。对于本文所计算的叶片而言, 正弯使得叶片端部扩压程度增大(由表 1 可以看出), 中部则由于负荷和扩压的增大而导致损失增大, 而反弯的作用正好相反, 使得叶中扩压损失得到较大幅度的降低, 而端部的扩压损失也甚至降低, 其效果较好。当然对于不同的叶型, 掠弯的作用效果不尽相同, 需要具体分析, 此处只能说明弯对压气机有着相互矛盾的影响, 正弯有利于降低端部负荷, 但会加大根、中、尖各截面的扩压(表 1), 反弯则相反。这是由所计算的具体叶型得出的结果, 对于其他叶片, 应视具体条件而定。计算结果说明叶片弯曲在三维中的作用较为复杂, 同时通过对同一叶型正、反弯作用的相互比较在一定程度上解释了为什么大量现有的实验结果表明在涡轮叶片中, 只要其中部不发生分离, 采用正弯对降低总能量损失较为有利, 而在压气机叶片中, 采用反弯效果则相对较佳^[1,7]。

3.4 对小展弦比跨音转子尖部三维叶型对叶尖激波结构作用的分析

上述对三维叶片造型各因素对流动的影响的分析, 可以用来分析复杂综合条件下叶型对流动的影响。本文用小展弦比跨音转子叶尖的流动为典型例子来说明其通道内激波后掠的物理机制。小展弦比跨音风扇转子内的激波后掠^[11], 作为一种高效率高稳定性裕度的流动结构, 是其典型的流动现象之一。众所周知, 与通常亚音叶片通道加载形式不同, 跨音风扇叶尖通道通过激波加载。当地静压的降低将减弱激波强度或推迟其出现, 反之亦然。因此对于跨音风扇叶尖, 若降低其前部静压而增大其后部静压, 将造成负荷沿弦向后移。常规小展弦比跨音转子由于其宽弦的结构特征, 为保证其叶尖稠度, 决定了其前缘往往在事实上的前掠(虽然其子午投影仍可为后掠)。而由于扭叶片而形成的叶片在叶尖前反弯后正弯, 使当地静压前降后升。如上所分析, 这对于跨音转子叶尖的特殊负荷分布形式, 起了将负荷后移的作用。这样, 叶片前缘实际上的小幅度前掠和由于宽弦叶片大幅度扭转而造成的叶尖前反弯后正弯, 其效果都是将负荷后移, 而展弦比越小, 有效弯角也将越大, 则负荷后移的效果也越明显。而叶尖负荷后移的

直接结果之一,就是在大量实验和计算中都观察到的通道激波后掠的现象^[12]。

由此所得关于弯对负荷影响的结论,与前节所得的对常规弯曲叶片正弯对叶端减载反弯对叶端加载的结论相反。这也说明对三维叶型的影响,需置于所论流场之中来辩证考虑。因此,结合当地流动实际情况,合理利用复合弯掠的综合效应,方可有效地控制叶片通道中负荷的分布,达到优化流动的目的。

4 结 论

(1)除在壁面附近外,解析解所给出的三维叶型对流动的影响与数值结果一致,表明在正常(不出现大尺度分离)的叶片通道中,宏观流动形态由理想流动所控制,压力分布起控制流动的作用。因此可利用小扰动线化理论分析叶轮机中三维叶型对叶片负荷分布的定性影响。

(2)本文中所给出的掠角具有更一般的意义,不但能描述外流机翼的掠角,而且可准确地对叶轮机中复杂造型和流动情况下的掠形进行描述。

(3)叶片的前缘掠形和弯曲对负荷弦向分布和径向负荷分布分别起着重要的调节作用。对于直叶片,单纯的子午前掠使叶片后加载,后掠则使叶片前加载。正弯使得叶端负荷减少,叶中负荷增大,反弯效果相反。同时,各因素的综合作用对叶片通道的气动损失和流通能力的影响是一个非线性过程,必须针对叶型和气动负荷分布的具体情况,将其置于三维流动的环境中具体分析 and 优化,即并不存在普适的最优弯角和掠角。

(4)三维造型对叶型通道内流动的实际影响取决于具体叶片通道内的负荷分布形式及其水平。在叶片设计中,借助于全三维分析手段,可以充分利用叶型弯、掠和扭转对流动影响的综合效应,控制通道内负荷分布,降低损失,改善流动状况,实现优化设计。

参 考 文 献

- 1 王仲奇,苏杰先,钟兢军 弯扭叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展 工程热物理学报, 1994, 15(2): 147- 152
- 2 Metzger F B, Rohrbach C. Benefits of Blade Sweep for Advanced Turboprops AIAA- 85- 1260
- 3 Neubert R J, Hobbs D. E, Weingold H D. Application of Sweep to Improve the Efficiency of a Transonic Fan: Part 1- Design AIAA 90- 1915
- 4 Prince Jr. Three- Dimensional Shock Structures for Transonic/Supersonic Compressor Rotor Journal of Aircraft, 1980, 17(1): 28- 37
- 5 Weib A P, Fottner L. The Influence of Load Distribution on Secondary Flow in Straight Turbine Cascades ASME 93- GT- 86
- 6 顾发华,王仲奇,杨弘,冯国泰 叶片的周向弯曲与弦向弯曲及其数值分析 工程热物理学报, 1994, 15(3): 264- 269
- 7 钟兢军 弯曲叶片控制扩压叶栅二次流动的实验研究: [博士论文] 哈尔滨工业大学, 1995
- 8 Denton J D. The Calculation of Three- Dimensional Viscous Flow Through Multistage Turbomachines ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114(1): 18- 26
- 9 王刚 高负荷压气机静叶的二维和三维优化设计研究: [硕士论文] 北京航空航天大学, 1997
- 10 Boletis E, Sieverding C H. Experimental Study of the Flow Field Behind an Annular Turbine Nozzle Guide Vane with and without Downstream Rotor ASME 84- GT- 15
- 11 Hah C, Wennerstrom A J. Three- Dimensional Flow fields Inside a Transonic Compressor with Swept Blades ASME 90- GT- 359
- 12 Xu L. Three Dimensional Flow in Axial Compressor- Numerical Simulations as an aid to Design (Proceedings of First CAE/NAL Symposium on Aerodynamics and Propulsion Bangalore, India, 1995

THREE- D IMENSIONAL BLADING AND ITS INFLUENCE ON BLADE AERODYNAMIC LOADING

Zou Zhengping, Zhao Lingde, Chen Maozhang, Xu Liping

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

ABSTRACT The effects of turbomachinery blade bow and sweep on aerodynamic loading distribution of the blade are investigated. A general definition of sweep angle is given in the case of turbomachinery. By means of linearized small perturbation theory, the effects of each factor are analyzed respectively, then a numerical simulation for three-dimensional viscous flow is used to verify and elaborate the analytical results. It is shown that the blade bow, twist and leading edge sweep are effective in adjusting the loading distribution on the blade surface. It is possible to make rational and effective use of the three dimensional blading to adjust the loading distributions both spanwise and chordwise, it thus provides a set of means for blading optimization.

Key Words Turbomachine Blades Three dimensional flow

MEASURING TECHNIQUE OF THREE- D IMENSIONAL PERIODIC UNSTEADY FLOW FIELD IN TURBOMACHINERY

Guo Enmin, Li Zhigang, Lu Yajun, Zhou Sheng

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

ABSTRACT Measuring technique of three-dimensional periodic unsteady flow-field in turbomachinery, including velocity and pressure fields has been developed. A more effective empirical correlation is proposed to express the sensitivity of single slant hot-wire anemometer output to flow velocity, sensor yaw angle and pitch angle. An improved single slant hot-wire three-dimensional unsteady velocity measuring technique is provided, by which the three-dimensional velocity can be measured with very high accuracy and efficiency within a wide range of the flow angle and velocity. Based on measured three-dimensional velocity field and two-dimensional pressure field, measured by pressure transducer fixed on the casing of turbomachinery, a simple experimental-numerical method has been developed to measure the three-dimensional pressure field. With the help of two-dimensional traverse mechanism, high speed data acquisition system and phase-locked sampling and ensemble averaging technique, the three-dimensional periodic unsteady flow fields at the exit of an axial fan have been successfully measured, and its structure has been revealed.

Key Words Turbomachines Flow fields Measurements

A MULTIGRID COMPUTATION OF INCOMPRESSIBLE FLOW IN COMPLEX GEOMETRIES

Hou Lingyun and Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A procedure using a Full Approximate Scheme (FAS) multigrid is