

周向槽机匣处理的三维理论分析

上海交通大学 杜朝辉* * 西北工业大学 刘志伟

【摘要】 本文首次采用三维定常不可压 $N-S$ 方程数值分析了带周向槽式机匣处理的叶栅通道。从数值模拟这一角度分析了周向槽机匣处理的扩稳机理,描述了作用的流动图画和物理模型,为分析设计机匣处理装置提供了新方法。

关键词: 机匣处理 非定常流 数值计算 压气机

1 前 言

机匣处理扩大压气机稳定工况范围的实验研究已进行了 20 多年,取得了明显的进展,并已在型号中得到了应用^[1,2]。周向槽处理具有结构型式相对简单且有发展前途的特点,并能在较小降低效率的前提下扩大压气机的稳定裕度,已愈来愈引起各国研究者的注意。但是到目前为止,所有的研究都是利用实验完成的,理论分析也是采用简化的物理模型进行。因此对周向槽处理的扩稳机理认识还不完善。对机匣处理采用数值模拟的方法进行理论分析,国内外还极少有人研究^[2],原因是在现有的条件下进行此项研究非常困难。

本文在分析周向槽机匣处理结构气流流动特点的基础上,结合大量实验测试的数据结果,对真实流动图画进行一些必要的简化,认为气流的粘性及三维性是主要影响因素,因此采用定常不可压时均三维 $N-S$ 方程,标准 $k-\epsilon$ 双方程紊流模型方程,对引入周向槽机匣处理后叶栅槽道流场进行数值计算。从理论计算的角度出发,定量分析扩稳能力,讨论各种因素的作用影响,解释其扩稳机理。

2 数值计算方法简介

假定所讨论的流场为定常、不可压缩三维紊流流场,计算采用时均 $N-S$ 方程, $k-\epsilon$ 双方程紊流模型及连续方程。为适应于本文复杂边界情况及计算程序的通用性,采用附体座标及任意非正交曲线坐标系。计算中对压力修正方程进行了改造,使方程可以在非交错网格上求解。差分离散方程及边界条件的处理方法详见文献[1、3、4]。

引入机匣处理后使得叶栅通道内流动更为复杂,如果计入全部影响因素的作用,势必会使困难大大增加,甚至在目前的条件下无法进行,同时也不便于分析各种影响因素的作用大小及变化规律。为此,本文在计算中做以下几点假设:(1)不考虑叶片的扭转,将其视为直叶片;(2)假定气流参数沿径向对称,即只需计算一半叶高,对称面上其边界条件是:径向分速 $v=0$,其余参数的一阶导数 $\partial \varphi / \partial r = 0$;(3)处理槽数为两条,目的是利于收敛。

计算中主要涉及开槽深度,开槽宽度,开槽位置等几何参数对扩稳效果的影响。处理槽几

何参数如图 1 所示。处理槽深度 h 与叶高 H 之比: 深槽 $h/H = 16\%$; 浅槽 $h/H = 7\%$ 。处理槽宽度 w 与弦长 c 之比: 宽槽 $w/c = 20\%$; 窄槽 $w/c = 13\%$ 。处理槽中心距前缘的距离 l 与弦长 c 之比: 第 1 条槽, 前部 26%, 中部 46%, 后部 67%; 第 2 条槽, 前部 52%, 中部 73%, 后部 93%。

叶型是西北工业大学叶轮机实验室单级轴流压气机静子叶片尖部截面型面, 以来流和叶片弦长计算的 $Re = 4 \times 10^5$ 。

3 周向槽式机匣处理作用的流动图画和物理模型

图 2 绘出一个典型处理槽及其叶栅通道在 $Y-Z$ 平面内的气流速度矢量图。从中可以看到以下现象: (1) 引入机匣处理后, 在距叶尖 20% 叶高区域内叶栅槽道发生了较大变化, 这证实了大量的实验研究结果, 即周向槽机匣处理起作用的范围一般在离处理部位 30% 叶高区域内。(2) 在叶尖附近靠近压力面的地方形成一股流向处理槽的气流, 而在吸力面附近则形成了由处理槽流向叶栅通道的气流, 这就是由诱导气流(或称诱导速度)作用的结果。由于处理槽的存在, 当它通过叶片的压力面和吸力面时, 感受到压力面和吸力面压差的作用, 从而产生从压力面吸进处理槽和从吸力面吹向叶栅通道的流动。前者可以将低能附面层吸入处理槽, 后者可以有效地吹除聚集在叶片吸力面尖部附近的低能附面层, 且增加气流的紊流度, 起到延迟气流分离和推迟失速的作用, 达到提高压气机稳定工作裕度的目的。(3) 诱导气流的径向和周向速度分量作用范围在离叶片吸力面和压力面 20% 栅距内。诱导速度在处理槽进口截面达到最大, 压力面几乎是径向分量占主导地位, 随进入处理槽的距离加大而迅速减小, 大约到一半槽深时径向分速基本消失, 而周向分量在该过程中逐渐形成并且无明显变化。以上分析同文献[5,6]中用二维简化模型分析的结论是一致的, 但本文的三元数值分析更有效地予以阐明。

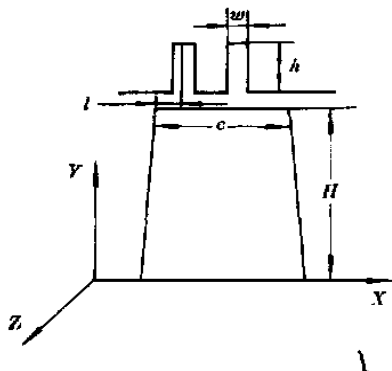


图 1 周向槽机匣处理结构简图

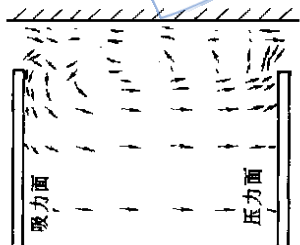


图 2 $Y-Z$ 平面内气流速度矢量

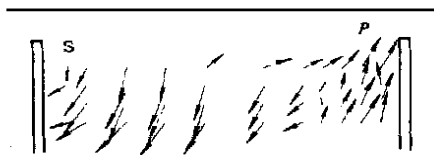


图 3 $Y-Z$ 平面内实测气流速度矢量

为了与理论计算结果相对比, 图 3 绘出了周向槽轮毂处理在近失速边界点状态下, 其最后一条槽出口位置附近叶栅通道 $Y-Z$ 平面上的速度矢量分布图。实验是在西工大单级轴流压气机实验台上完成的^[1], 由于处理槽结构的限制, 测量只在叶栅槽道中进行, 处理槽中没有测量。从图上可以看到在处理位置附近其分布规律同用数值计算方法得到的结果非常相似, 即产生了从叶片尖部压力面吸入, 从吸力面流出的气流。虽然计算条件和实验状态有些差别, 但可以

定性地说明其作用本质。这进一步证实了我们对周向槽式机匣处理扩稳机理的解释,同时也说明计算结果是准确可信的。

二维分析方法^[5,6]无法了解 $X-Y$ 平面内气流流场变化,但处理槽宽度的影响也是设计分析中必须考虑的。

图 4 给出的距叶型表面不同位置处 $X-Y$ 平面内气流速度矢量变化情况。在离压力面 2% 栅距时气流非常明显地流入处理槽,主流在处理槽口位置处有进入槽的趋势,而在以外的地方基本无变化; 10% 栅距时这种流入处理槽的趋势减弱,到 40% 栅距即中间位置时已无这种趋势,即中部区域已基本无诱导气流的作用;在吸力面附近,气流从处理槽中流向主流,在距吸力面 2% 栅距处不明显,随着距离的增加流出能力逐渐加强。对主流的作用也随之增强,最强的作用范围约占叶高的 20%。流出处理槽的气流占叶栅的范围要大于进入处理槽的气流所占的范围,但总的来说作用范围并不大,因此在设计处理机匣的处理槽时其数目即处理面积不能少。必须指出的是,宽槽会带来较大的回流损失。

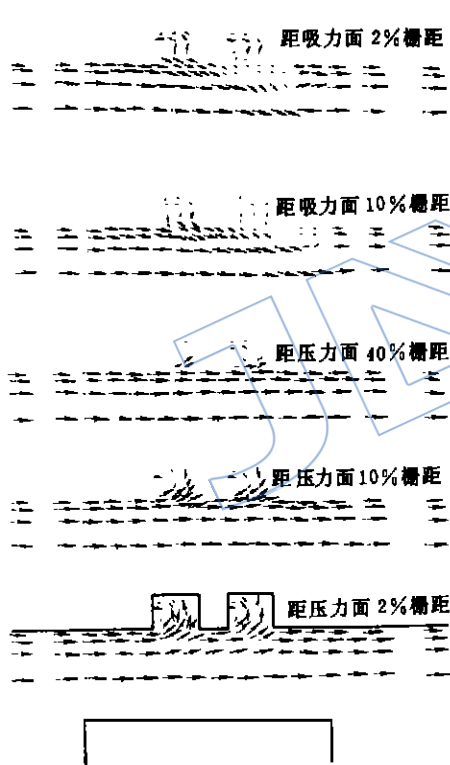


图 4 $X-Y$ 平面内气流速度矢量

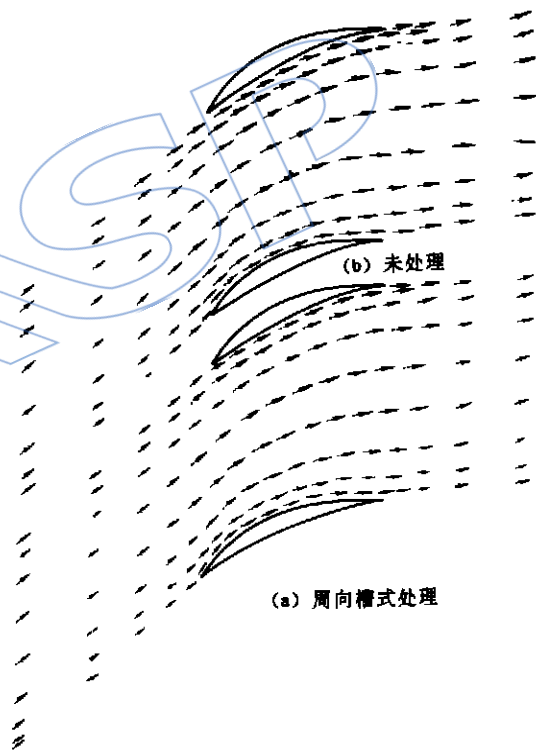


图 5 S_1 流面气流速度矢量

图 5 是无处理槽的原通道和带两条中部处理槽的叶栅通道在距叶尖截面 2% 叶高处的 S_1 流面气流分布。同处理前相比,处理后主流在处理槽位置的吸力面附近发生了明显偏转,速度明显降低,说明诱导气流产生作用,改变了吸力面附近气流的分布,使气流不易在此处聚集,且处理槽后主流速度有所降低并影响到下游。压力面及大部分区域流场基本不变。

利用本文三元数值计算的方法可以定量地分析各种几何参数的变化及在不同的位置处理

对叶栅通道的影响, 评估扩稳效果, 受篇幅所限, 本文暂不讨论, 详见文献[1]。其结论是: 宽深槽的作用优于窄浅槽, 宽度的影响大于深度的影响, 但随宽度的增加损失也会相应增加; 且深度存在最佳值。处理位置应是包括叶片中部在内的大部分叶弦区域, 即处理槽数目要足够才能达到较好效果。

4 结 论

(1) 本文首次用带粘性的三维数值方法对带周向槽式机匣处理的叶栅槽道进行理论计算, 得到了很有价值的结果, 为分析机匣处理的扩稳机理提供了新方法。

(2) 通过数值计算得到了周向槽机匣处理的流动图画。它从理论上进一步说明周向槽机匣处理的作用机理, 即由于处理槽的存在沟通了叶片的压力面和吸力面。由于压力面和吸力面存在着压差, 从而产生了很强的从压力面吸进, 通过叶片尖部的处理槽从吸力面吹出的气流。它可以抽吸和吹除聚集在叶片尖部附近的低能边界层, 从而达到延迟分离, 推迟失速的目的。

(3) 本文提出的数值分析方法可以定量地确定各种因素对扩稳效果的影响大小, 因而可以在工程设计中得到广泛应用。

参 考 文 献

- 1 杜朝辉. 轴流压气机槽式机匣处理的理论和实验研究: [学位论文]. 西北工业大学, 1992
- 2 Smith G D T. Casing Treatment in an Axial Compressor. Ph.D. Thesis, Univ. of Cambridge, 1980
- 3 Rhie C M, Chow W L. Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing-Edge Separation. AIAA Jour., 1983, 2(11): 1525- 1532
- 4 帕坦卡 S V, 张政译. 传热与流体流动的数值计算. 科学出版社, 1984
- 5 刘志伟. 周向槽处理扩稳机理的流动分析. 工程热物理学报, 1990, 11(4)
- 6 杜朝辉, 刘志伟. 周向槽机匣处理的二维理论分析. 航空动力学报, 1993, 8(2)

(责任编辑 魏星禄)

the cascade. The results show that the modification of the end part at the trailing edge of the original blade (which is different from end-bend) would effectively improve the exit air angle spanwise distribution and meet the need of the inlet air angle of next row blades, on condition that the total pressure loss coefficient does not change or decrease. The test results also indicate that although the camber angle of the blades in the end part decreases due to the modification, the passage-mass-averaged value of the camber angle changes few. Otherwise, the air flow through the cascade is the same to the original or even better. This technique has been successfully applied to improving both stall margin and efficiency of axial multistage compressors and to depressing the unsteady pressure disturbance.

A NEW METHOD FOR SOLVING LOCAL FLOW NEAR LEADING OR TRAILING EDGE OF AN AIRFOIL

Liu Gaolian and He Hong

(Shanghai Institute of Mechanical Engineering)

ABSTRACT

a new algorithm coupled with the variational finite element method (FEM) is presented for solving the local flow near the leading or trailing edge of an airfoil or cascade. The solution of the local flow is considered as a combination of two parts. One of them is the approximate analytical solution of the flow near the stagnation point, it absorbs the greatly changing part in the original solution and makes the rest a more smooth distribution with better analytical nature which can be computed more accurately. Taking advantage of the variational principles, it is possible to locate the stagnation point more precisely and automatically. The numerical results show that the method described is effective to solve the subsonic flow accurately, especially in conditions with non-zero angle of attack. The theory can be coupled with the variational difference method as well as the variational FEM.

3-D ANALYSIS OF CIRCUMFERENTIAL GROOVED CASING TREATMENT

Du Zhaohui (*Shanghai Jiaotong University*)

Liu Zhiwei (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

The 3-D incompressible steady time-averaged N-S equation, continuity equation and $k-\epsilon$ turbulence model equations are applied to calculating the flowfield in the cascade passage with circumferential grooved casing treatment. The mechanism of extending stability of the circumferential grooved casing treatment is elaborated by means of a 3-D viscous numerical simulation. It is revealed that a pressure difference between suction side and pressure side induces a strong gas flow which is absorbed in the pressure side and poured out from the suction side. This flow can blow off the low energy boundary layer efficiently to retard the stall emergence. The physical model and the flow pattern of the flowfields affected by inductive velocities are described. This is a new approach to analysis and design of the compressor casing treatment.

A BIFURCATION PHENOMENON IN COMBUSTOR WITH A NON-SLOT CONICAL SWIRLER

Jiao Shujian, Lee Jin, Liu Jing, Chen Liru

(Tsinghua University)

ABSTRACT

A bifurcation phenomenon was discovered by experiments in a gas turbine combustor with a non-slot conical swirler. With different kind of perturbation, two different flow patterns may be found in the liner of this gas turbine combustor separately. The characteristics of these two flow patterns are quite different as described in great detail in this