

正弯涡轮叶栅内旋涡结构的数值模拟*

哈尔滨工业大学 王松涛** 王仲奇 袁 宁 冯国泰

【摘要】 对某型涡轮正弯及直叶栅流场进行了三维粘性求解。给出了马蹄涡及通道涡的详细演化过程。通过对弯直叶栅两类流场拓扑结构上的差异分析,指出与直叶栅相比采用合适的弯角后正弯叶栅有利于形成稳定的通道涡,并且在相当大的轴向弦长范围内保持着这种稳定的涡结构。并将其对损失的影响进行了分析。

主题词: 叶栅 流场 数值模拟

分类号: V231.3 O357.5

1 引言

大量的试验及应用表明^[1~3]采用弯叶片可以有效地降低二次流损失。文献[4]首次指出,采用弯叶片后可以在叶片表面建立起由端壁指向叶片中部的顺压梯度,即C型压力分布,此压力分布引起端壁附面层的迁移,减少低能流体在在吸力面壁角处的堆积,从而减少二次流损失。文献[5,6]对弯叶片流场结构进行了测量,通过墨迹显示等手段给出了弯叶片对流场结构的影响。但由于测量手段的限制,弯叶片对小尺度旋涡如马蹄涡壁角涡尤其是通道涡的截面拓扑结构等的影响,还没有清晰的描述。本文则通过数值模拟的方式对弯叶片内涡系结构的发展进行详细的描述。并试图将弯叶片对通道涡拓扑结构的改变与对损失的影响联系起来。

2 正弯与直叶栅流场结构的对比分析

采用有限差分法求解雷诺平均的N-S方程。差分格式为具有TVD性质的三阶精度Gordonov格式^[7],湍流模型为B-L模型^[8],近壁区采用壁面函数。出口背压是通过求解周向平均的径向动量方程而得到的。本文首先对NASA叶栅进行了三维粘性计算。数据来自文献[9]。从图1的叶型表面速度系数分布来看,数值计算与试验值吻合的较好,这说明本程序是可靠的,可以揭示粘性流动的基本现象。

本文对某型汽轮机第一级导向叶片进行了弯直叶栅两种流场结构的对比分析。为了便于对比分析,两种叶栅均为轴向进气,进口总压为814800 Pa,进口总温为611 K,出口背压由S2流面计算提供。其中弯叶片弯角为正弯18°。

图2为根部S1流面流线图,从图中可看到与直叶片相比弯叶片前缘鞍点的位置较靠前并偏向流道中部。鞍点的这种变化将会影响通道涡的起始位置,一般说来将使通道涡提早发生。

以下为弯叶片流场内涡系结构的演化及拓扑分析。在吸力面与压力面马蹄涡交汇处即距

1998年11月收稿;1999年3月收到修改稿。

* 本文系国家自然科学基金(编号:59636180)及教育部博士点基金(编号:97021305)资助项目

** 男 28岁 博士生 助教 哈尔滨工业大学241教研室 150001

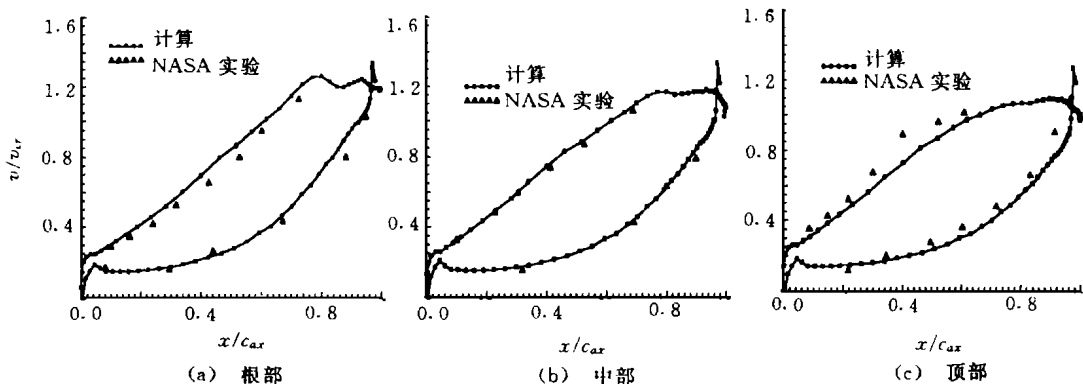
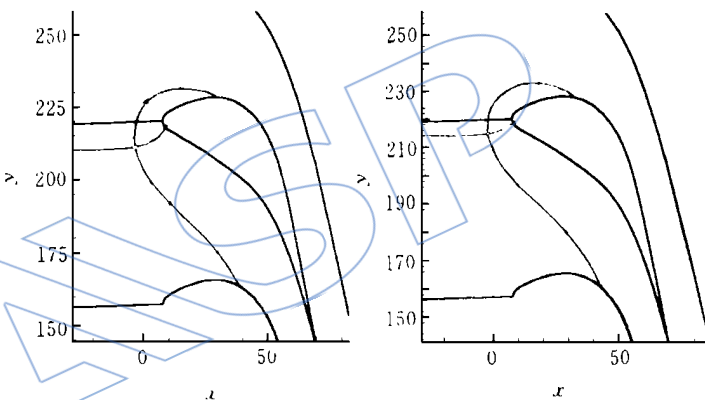


图 1 计算与试验马赫数对比图

(a. 根部速度系数对比图; b. 中部速度系数对比图; c. 顶部速度系数对比图)

前缘 35% 轴向弦长处 ($I = 39$ 站), 通道涡开始形成, 由图 3 可知通道涡形成点的拓扑结构为鞍节点形式, 在 $I = 40$ 站, 此时通道涡已经形成, 其由不稳定焦点与一个稳定的极限环所组成, 这说明通道涡形成的初期是不稳定的。在下一站上, 在流向顺压梯度及弯叶片 C 型压力这两个有利于涡稳定的因素的作用下, 涡核呈现为一稳定的焦点。但由非稳焦点向稳定焦点转化的过程中没有发现非稳定的极限环的出现。



(a) 弯叶片鞍点位置

(b) 直叶片鞍点位置

图 2 根部弯直叶片的鞍点位置

这是由于计算网格在该区域比较稀疏, 同时从压力分布来看, 此时的顺压梯度比较大, 焦点的转化过程在短距内即可完成, 因此本算例没能捕捉到这一现象。在 $I = 41$ 站至距尾缘 12.5% 轴向弦长位置处, 通道涡核一直保持为一稳定的焦点形式, 同时从截面流线图及涡量等值线可知, 在这一过程中涡量在持续增大, 同时涡核附近的流线收缩的更为紧密。在此之后吸力面有一逆压区, 这将改变通道涡的拓扑结构, 图 3(c) 显示了这一转变过程中, 不稳定焦点及稳定极限环的出现。这同时亦说明通道涡核将变得疏松, 但尺度却在加大, 呈现出破裂的趋势。但在接近尾缘附近吸力面流体再次被加速, 这一过程的出现, 使通道涡重新变得稳定起来, 从图 3(d) 可以看出稳定的焦点的出现。这一过程一直持续到尾缘。在尾缘出口减速区, 重新出现了不稳定焦点与稳定极限环, 但在以后顺压区内通道涡重新变得稳定起来, 在尾缘出口以后, 通道涡一直保持着这一稳定的形式, 直至粘性耗散使其消失在出口段的流动中。

为了便于对比分析, 本文同时对该叶型的直叶片流场进行数值模拟, 针对于本算例, 弯直叶片内两种流场最显著的差别在于通道涡截面拓扑结构的不同。

在通道涡起始位置处, 弯直叶片两个流场的拓扑结构是相同的, 但通道涡形成初期, 涡核

由不稳定焦点向稳定焦点转化的过程在直叶片中持续的较长,这是因为在直叶片内,吸力面附近不具备弯叶片所形成的由根部指向叶片中部的顺压梯度,而这是有利于涡核稳定的。在此之后直至尾缘,通道涡的拓扑结构保持为不稳定节点加稳定极限环的形式。所不同的是通道涡尺度在变大,涡核逐渐变得疏松。图 4(b) 显示了这其中一个截面的拓扑结构。由此可以得出弯直叶片通道涡最显著的差异不仅表现在叶片正弯后通道涡强度的减弱,同时拓扑结构亦有显著的差别,即叶片正弯后通道涡核为一稳定的焦点,并且在通道涡所历经的大部分范围内将保持着这一拓扑结构。而对于直叶片通道涡核表现为不稳定的焦点。

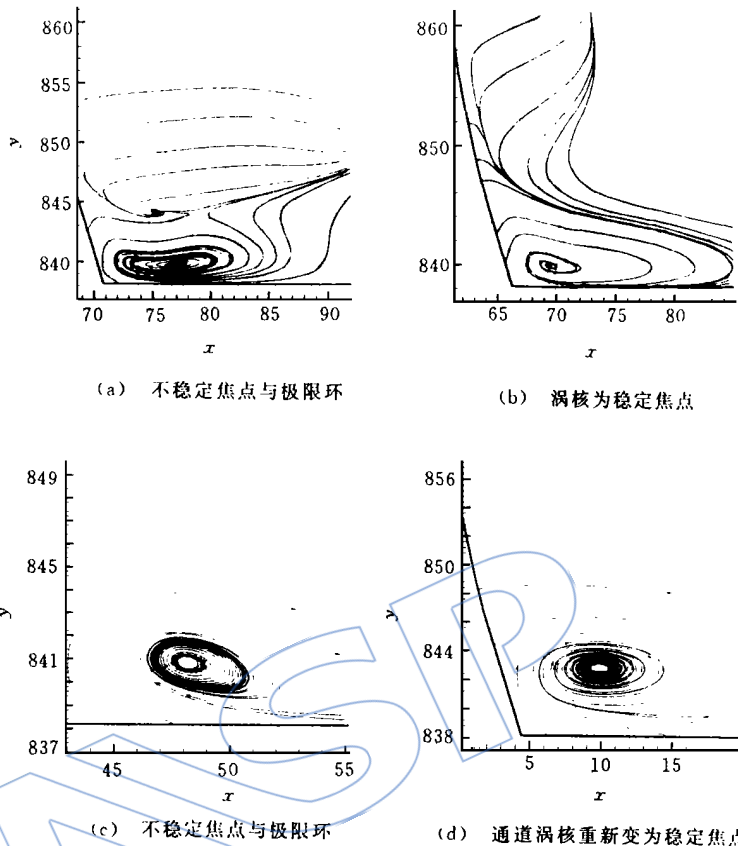


图 3 弯叶片内通道涡拓扑结构沿流向的变化

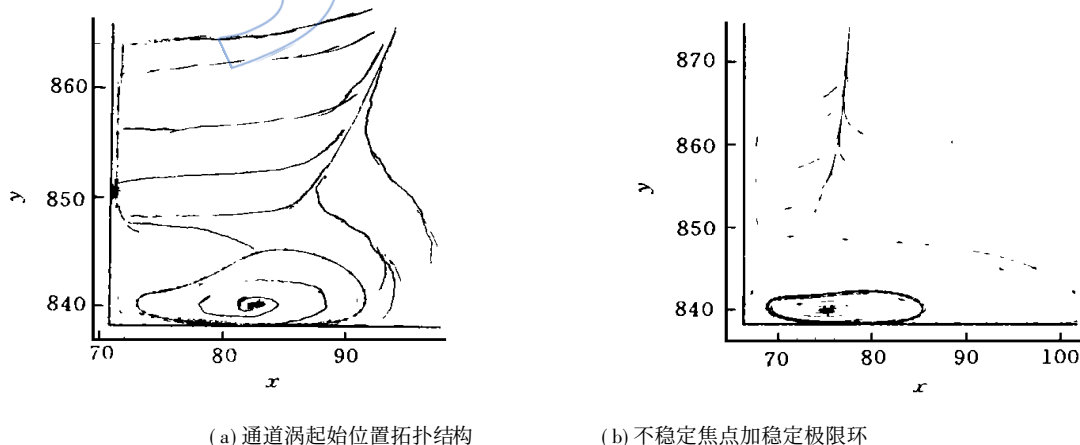


图 4 直叶片内通道涡拓扑结构

图 5 为叶栅出口处直叶片与弯叶片的损失等值线。可看出弯叶片有效地降低了二次流损失,使二次流损失区域减少,王仲奇^[4]等通过试验及理论分析,给出了弯叶片降低二次流损失的附面层迁移理论。对于本算例,本文试图从弯直两种叶片的通道涡拓扑结构上的差异,解释弯叶片降低能量损失的另一原因。如上所述,弯叶片内通道涡核在流道后部区域里保持为稳

定的焦点, 而此区域刚好是端壁附面层充分发展区, 在这样的旋涡形式的作用下低能流体被集中在涡核附近, 减少了低能流体在端壁吸力面壁角处的堆积, 可以抑制出口截面附面层的分离。同时由于低能流体比较集中在涡核处, 因此由通道涡所诱导的二次涡所产生的损失降低。而针对于本算例, 直叶片的通道涡在流道的后部区域的拓扑结构是不稳定焦点加极限环, 涡核的这种结构, 将使通道涡在以后的发展过程中, 变得疏松尺度扩大得比较大, 对端壁处低能流体的聚集作用较弯叶片小, 不利于抑制出口附面层的分离, 与弯叶片相比由通道涡诱导产生的二次涡损失将有所增加。由图 5 壁角区的损失等值线, 可知弯叶片的壁角区损失较直叶片的小。

3 结 论

(1) 发现叶片正弯后通道涡拓扑结构发生了显著变化, 即通道涡核在叶栅槽道的大部分区域内由直叶片的不稳定焦点转化为稳定的焦点。(2) 对弯叶片内涡系尤其是通道涡沿轴向的发展过程进行了详细的描述。对于弯直两种叶片通道涡在形成初期的拓扑结构是相同的, 呈现为稳定的焦点与不稳定的极限环。(3) 将通道涡拓扑结构的差异对损失的影响进行了初步的解释, 弯叶片内稳定的通道涡核将使通道涡变得紧凑, 同时也将有助于将壁角区堆积的低能流体卷吸到通道涡内, 减少低能流体在壁角区的堆积, 从而减少该区域的二次流损失。

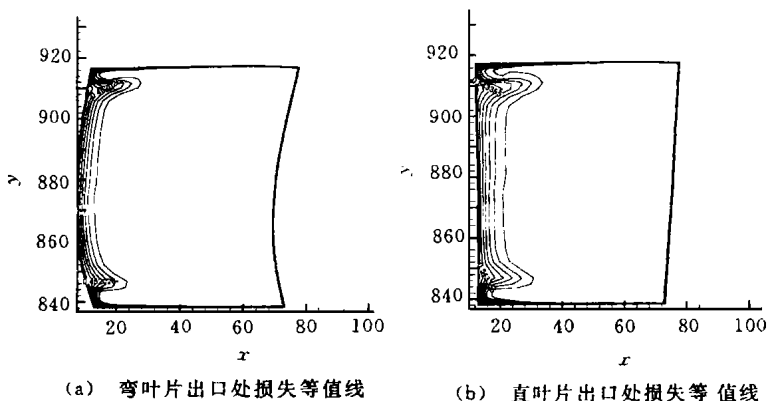


图 5 弯直叶片出口处损失等值线

参 考 文 献

- 1 Wang Zhongqi and Xu Wenyan. An Experiment Investigation Into the Reasons of Reducing Secondary Flow Losses by Using Leaned Blades in Rectangular Turbine with Incidence Angle. ASME 88- GT- 4
- 2 Wang Zhongqi and Liu Fengjun. The Quasi- Three Dimensional Design Method for Stream Turbines with Curvilinear and Twisted Stator Blades. ASME 92- GT- 223
- 3 刘凤君, 冯国泰. 300 MW 汽轮机低压缸末级通流设计方法及弯扭静叶改型设计的研究. 动力工程, 1994, 14(4): 7- 11
- 4 Wang Zhongqi. Aerodynamic Calculation of Turbine Stator Cascade with Curvilinear Leaned Blades and Some Experimental Results. Fifth International Symposium on Air Breathing Engines
- 5 钟兢军, 苏杰先. 叶片倾斜和弯曲对扩压叶栅出口流场的影响. 工程热物理学报, 1995, 16(1): 29- 34
- 6 韩万今, 康顺. 透平叶栅内集中涡系控制方法的研究. 动力工程, 1991, 11(3): 11- 16
- 7 M. Ja Ivanov, Krupa V. G. On the CFD Monotone High Accuracy Method. AGARD Paper, 1994
- 8 Baldwin B. Lomax H. Thin layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow. AIAA 78- 257
- 9 Thomas P. Edward M Szanca. Design and Cold- Air Test of Single Stage Uncooled Core Turbine with High Work Output. NASA- TP- 1680

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

SIMULATION OF VORTEX STRUCTURE IN BOWED BLADE CHANNEL

Wang Songtao, Wang Zhongqi, Yuan ning, 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 SIMULATION FOR STATIC COMPRESSOR CASCADE

Yan Ming 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– ϵ 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