

离心叶栅湍流流场的数值研究

南京航空学院 武晓松** 吴国钊

【摘要】 本文用二维不可压平均定常的 $N-S$ 方程组结合两方程 $k-\epsilon$ 湍流模型, 在任意适体曲线坐标系上计算了旋转离心叶轮叶片通道内的相对流场, 结果与实验数据吻合良好。分析表明, 由于离心力和哥氏力构成动量方程中的一个很大源项, 因而较之非旋转流动需要采用较低的低松弛因子, 并相应地提高了对初始流场和初始压力场的要求。

关键词: 离心叶栅 旋转流动 SIMPLE 算法

1 前言

近年来, 以 SIMPLE 算法为基础的一类方法得到了很大发展。在一般情况下, SIMPLE 算法采用交错网格, 这种安排有利于抑制振荡压力场的出现。但对于许多边界几何形状复杂的流动问题, 交错网格使用不便, 而且, 在叶栅流动计算中仍然会产生局部压力振荡^[1]。针对这种情况, 文献[2]采用 Rhie and Chow 提出的压力修正方程^[3]在一般的非交错网格上计算了二维直通道和非旋转平面叶栅的湍流流场, 并获得了成功。本文进一步用这种方法在相对坐标系上计算了离心叶轮叶片通道内的旋转湍流流场, 并将计算结果与 LDA 的测量数据进行了对比。

2 控制方程组和数值求解方法

在任意的任意曲线坐标系上, 平均定常的二维不可压流场的动量方程和湍流模型的 k, ϵ 输运方程可以写成统一的形式:

$$\partial G_1 \Phi / \partial \xi + \partial G_2 \Phi / \partial \eta = \partial \xi [(\omega / J) \Gamma^\Phi \Phi_\xi] + \partial \eta [(\omega / J) \Gamma^\Phi \Phi_\eta] + S^\beta + JS^\Phi \quad (1)$$

式中符号见文献[2], 其中动量方程的源项包含了由坐标变换引入的离心力和哥氏力。

在(1)式中, 代入不同的因变量 Φ 可以得到两个方向上的动量方程和两个湍流量输运方程。将(1)式在图1所示的有限控制体积上积分并用相邻网格点上的平均值代替控制体界面上的值, 则离散形式的控制方程组可以写为

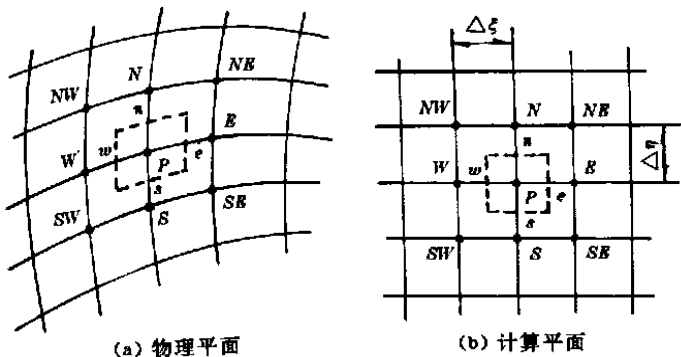


图1 有限控制体积

$$A_P \Phi = A_E \Phi_E + A_W \Phi_W + A_N \Phi_N + A_S \Phi_S + S_C^{\Phi} \Delta \eta \quad (2)$$

离散形式的压力修正方程为

$$A_{PP} p' = A_{EP} p'_E + A_{WP} p'_W + A_{NP} p'_N + A_{SP} p'_S + m_p \quad (3)$$

式中“'”表示修正量, m_p 为有限控制体积内的残余质量源, 其中包含了压力梯度的 $1-\delta_x$ 差分及 $2-\delta_x$ 差分之差。上述各式中的符号意义及公式推导详见文献[2、4]。方程(2)和方程(3)均用低松弛线迭代技术求解。

3 计算结果与实验数据的对比和分析

本文计算的离心叶栅共有 12 个叶片, 其进出口安装角分别为 35° 和 45° ; 叶片进出口半径分别为 34.5mm 和 68.5mm, 叶轮旋转速度为 5650r/min。

离心叶栅的求解域与网格生成如图 2 所示。计算边界条件的取法为: 在进口边界上给定相对流动的流角分布和流量, 压力用二阶外推获得, 湍流动能根据叶轮进口流场的测量数据进行估算, 湍流动能耗散率按平衡假设计算^[5]; 在出口边界上, 给定均匀静压, 其余参数由外推关系获得; 在周期边界上使用周期边界条件; 在固体壁面(叶片表面)上使用壁面函数方法^[2]。

在 HP-1000 计算机上求解离心平面叶栅内的旋转湍流流场, 需 CPU 时间约 5.5 个小时。与文献[2]的非旋转平面叶栅计算相比, 计算时间大大增加了。影响计算时间的主要因素有如下几个方面: 首先, 由于离心力和哥氏力在动量方程的源项中占有很大比例, 因而需要采用较低的低松弛因子; 其次, 由于在推导压力修正方程时忽略了网格非正交项的

影响, 相当于对压力迭代采取了进一步的低松弛, 因而压力修正方程的收敛相当缓慢; 第三, 对于旋转流场的计算而言, 初始速度场和初始压力场的布置非常重要, 并且常常是使迭代次数大为增加的一个主要因素。除此之外, 在一个迭代步中每一个方程求解的完全程度也变得相对重要起来。图 3 为本文计算的叶栅通道中相对速度矢量的分布, 图 4 为叶栅等半径截面上径向速度和切向速度的分布(w_u 为切向速度, w_r 为径向速度, U_{tip} 为叶尖旋转速度($= 40.53\text{m/s}$), ●

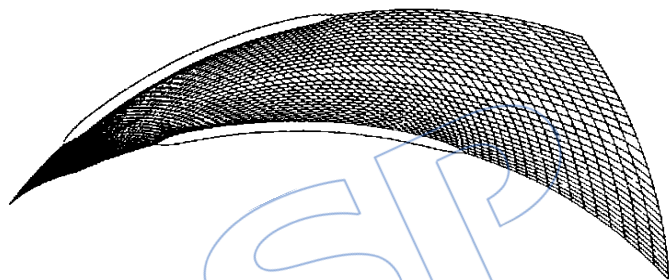


图 2 求解域网格(73×33)

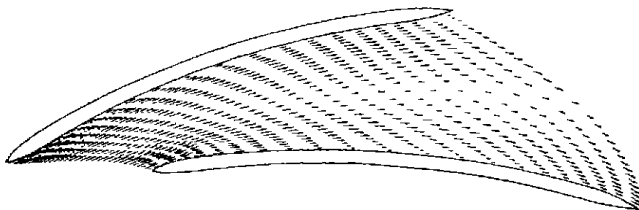


图 3 叶栅通道内相对速度矢量分布

为 LDV 实验数据)。从图中可见,叶片通道内的速度分布是很不均匀的,特别是在叶片表面附

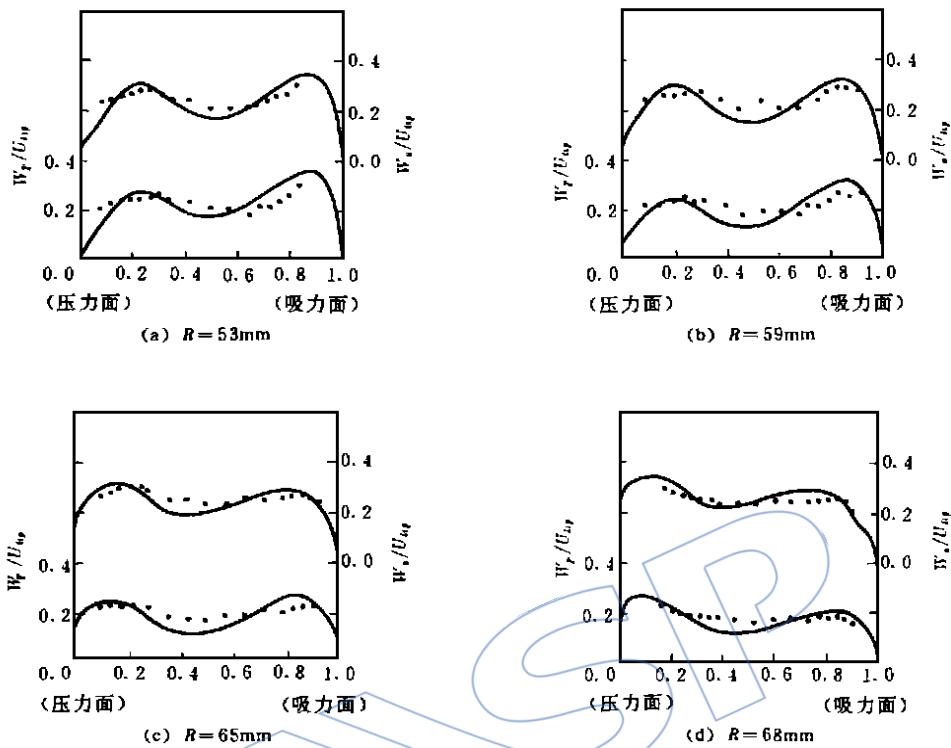


图 4 叶栅通道内相对速度分布的对比(R 为径向位置)

近。由于叶片数有限的影响,在大部分通道中相对速度分布向吸力面倾斜;随着向出口的靠近,相对速度分布逐渐倾斜到压力面一侧。在等半径截面上相对速度计算值与实验数据吻合很好^[4],分布规律是一致的,这说明本文的计算能够真实地反映离心叶轮内部的流动情况。在叶片表面附近,计算值与实验数据的差异较大。这种差异除了实验数据本身具有误差以外,主要是由于计算模型中的纯二维假设、在湍流模型中没有考虑旋转效应引起的;此外,由于受几何形状限制而不能将求解域边界取得离叶片更远也将引起整个通道内速度分布的计算误差。

参 考 文 献

- 1 Lapworth B L. Examination of Pressure Oscillations Arising in the Computation of Cascade Flow Using a Boundary-Fitted Co-ordinate System. Inter. J. for Numerical Methods in Fluids, 1988, 8: 387- 404
- 2 武晓松, 吴国钊. 平面叶栅湍流场的数值计算. 中国工程热物理学会第七届年会宣读论文, 编号 902072, 南京, 1990
- 3 Rhie C M, Chow W L. Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation. AIAA J., 1983, 21(11): 1525- 1532
- 4 武晓松. 离心式叶轮内叶栅通道流场的研究: [学位论文]. 南京航空学院, 1990
- 5 Hah C. Modeling of Turbulent Flow Fields Through Cascade of Airfoils at Stall Condition. AIAA Paper 1983, 83- 1743

blade surface in the annular nozzle guide vane is very good. The present study is a success in developing fully 3D steam turbine nozzle guide vane with tip endwall contouring and combined-leaning blade.

SUPERSONIC UNSTALLED FLUTTER IN ARBITRARY MISTUNED CASCADES

Li Qinqiu (*National University of Defence Technology*)

Hen Qun and Fan Feida (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

By the use of Hamilton's principle, a set of aeroelastic equations is formulated to describe the motion of an arbitrary mistuned rotating cascade with high aspect-ratio, flexible pretwisted, nonuniformed blades. A two-dimensional aerodynamic theory is used to calculate unsteady force and moment coefficients for vibrating aerofoil in supersonic unstalled cascade. This set of equations is of great value to a fan blade with the inertial, structural and aerodynamic coupling in bending-bending-torsion. Results obtained from the aeroelastic stability analysis of a real fan stage show that amplitude and different order of mistuning and other kinds of structural properties have an apparent effect on boundaries of supersonic unstalled flutter.

RESEARCH ON 3-D DISCHARGE FLOW IN A CENTRIFUGAL IMPELLER

Xi Guang and Wang Shangjin (*Xi'an Jiaotong University*)

ABSTRACT

A method for calculating 3-D discharge flow in a centrifugal impeller is developed by means of solving the incompressible steady time-averaged N-S equations, the continuity equation and the $k-\epsilon$ turbulence model equation. This method is accomplished with calculation grids generated by an algebraic transformation, and thus it can be easily applied to the design analysis of centrifugal impellers. The discharge flow of a three-dimensional shrouded centrifugal compressor impeller was measured for assessing the validity of the present calculation procedure. The comparison between the experimental data and the calculation results shows that the present method can predict the mean velocities.

NUMERICAL STUDY ON BLADE-TO-BLADE PASSAGE FLOW FIELD IN A CENTRIFUGAL CASCADE

Wu Xiaosong and Wu Guochuan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Numerical simulations of the blade-to-blade flow field in a centrifugal impeller have been carried on by using 2-D mean steady incompressible Navier-Stokes equations and $k-\epsilon$ turbulent model in arbitrary boundary-fitted coordinate system. It is shown that the underrelaxation factors of line-by-line iteration are lower than those in non-rotational flow calculations and a more reasonable initial flow field is required due to the larger ratio of centrifugal forces in the source terms of momentum equations. The calculation results of the flow fields are in a good agreement with the LDA data with the exception of the near-wall region of the blade surfaces. Some of the discrepancies in the near-wall region are caused mainly by the assumption of 2-D flow and ignoring the rotational effects in the turbulence model. Additionally, the calculation precision is also affected, since inlet and outlet boundaries of the computational domain cannot be located so far away from the blades.