

Baldwin-Lomax 模型 在转静干涉流动中的应用

北京航空航天大学 吴先鸿** 陈矛章

【摘要】 本文以拉格朗日方式研究叶轮机内动、静叶间的相互作用,通过直接跟踪流体涡团的时间历程,来描述流体的非定常流动过程。发展了代数湍流模型(Baldwin-Lomax 湍流模型)在尾迹中的应用方法,克服了其它数值方法中无法准确捕捉尾迹中心线的运动轨迹,以及计算出的边界层外的湍流涡粘性系数偏大的缺陷。用该方法对叶轮机内转子/静子相互作用过程进行了数值模拟,与实验的对照表明,该方法是可信的。数值结果还表明,采用该模型能正确地模拟出叶轮机内尾迹和各种旋涡等非定常因素的流动过程,从而为研究叶轮机内非定常流动及掺混过程提供了一个新途径。

主题词: 叶轮机械 湍流 数值模拟

分类号: V 211

1 引言

已有的研究表明:叶轮机内的非定常作用影响叶轮机各方面的性能,如叶片载荷、级效率、噪声特性和传热特性等等^[1,2]。事实上,叶轮机内部的非定常流动包含各种影响因素,除湍流运动固有的非定常性外,还存在两种既有一定联系又有本质区别的非定常流动,一种是由动、静叶相互作用引起的;另一种则是与流动失稳相联系的,如旋转失速、喘振等。本文的内容主要涉及前一种非定常运动。

本文中给出涡方法求解二维粘性问题的基本方程和所应用的湍流模型,由于初始条件、边界条件以及用涡方法求解动、静叶相互作用问题的计算步骤在文献[6]中已有详细说明,在此不再赘述,Baldwin-Lomax^[3]湍流模型在尾迹中的应用是本文的重点。

2 基本方程和湍流模型

2.1 基本方程

由文献[6]二维扰动涡量的输运方程为:

$$\frac{d\omega'}{dt} = -(\vec{u} \cdot \nabla)\bar{\omega} - \omega'(\nabla \cdot \vec{U}) + (\vec{u} \cdot \nabla)\omega' + \nu \cdot \nabla^2 \omega' \quad (1)$$

式(1)符号说明详见文献[6]。本文按Baldwin-Lomax^[3]模型计算湍流粘性系数。

2.2 湍流模型

对湍流而言, 由于代数涡粘性模型非常简单, 计算量小, 而且无需判别边界层的边界和进行积分运算, 因此在工程上应用很多。在叶轮机非定常的计算中, 也有很多工作采用这一模型, 如 Arnone and Pacciani^[4]的工作。但是 Baldwin-Lomax 湍流模型^[3]在应用于动静叶相互作用的非定常流动的数值计算中, 面临两个明显的困难: 首先由于尾迹的位置一般远离边界层, 因而按照 Baldwin-Lomax 湍流模型计算出的 $y_{\max}$ 和 $F_{\max}$ 明显偏大, 由此带来的后果是在边界层外层或边界层外计算得到的涡粘性非常大, 这是不真实的。另一方面, 为计算尾迹的 Klebanoff 间隙因子 $F_{\text{kleb}}(y)$, 必须计算出与尾迹中心线垂直的 y 值, 而实现这一想法的正确途径是准确跟踪尾迹中心线的运动轨迹。本文采用的涡方法就是一种随体方法, 可方便的追踪尾迹的时间历程, 包括尾迹中心线和尾迹宽度等。因而应用 Baldwin-Lomax 湍流模型有着明显的优越性。

Baldwin-Lomax 湍流模型用于尾迹的计算中, 湍流涡粘性的求法与边界层中外层的计算方法类似, 详见文献[3], 只是计算 $F(y)$ 和 u_{dif} 的形式稍有不同, 即:

$$F(y) = y |\omega| \quad (2)$$

$$u_{\text{dif}} = (\sqrt{u^2 + v^2})_{\max} - (\sqrt{u^2 + v^2})_{\min} \quad (3)$$

这里 y 为距尾迹中心线的垂直距离, 并且 y 值最大不超过尾迹宽度的一半。

如前所述, 在计算 $y_{\max}$ 和 $F_{\max}$ 时, y 值可能超出边界层的范围, 而在远离边界层的尾迹区取得 $y_{\max}$ 和 $F_{\max}$ 是不真实的。这主要是由于在尾迹区内可能取得较大的涡量值, 从而使得 $F(y)$ 在边界层外取得最大, 见(2)式。本文按如下方法定义 $y_{\max}$:

$$dF/dy = 0 \quad (4)$$

满足上式, 并且距壁面距离最近的 y 值即为所求的 $y_{\max 0}$

尾迹中心线和尾迹宽度的确定: 由于采用的是拉格朗日方式, 因而可以方便地描绘出尾迹的迁移轨迹。即对于上游进来的尾迹涡团, 可求出其在每一时刻的位移, 将同周期内各尾迹中心点连成一条曲线, 即构成尾迹的中心线。这里必须指出, 在二维问题中, 尾迹中心点是以进口来流的尾迹中脉动涡量方向发生反向的位置来定义的。尾迹宽度的确定方法与中心线的确定方法类似, 以尾迹两侧速度梯度变化最显著的位置为尾迹边界, 在进口尾迹中定义出尾迹的范围, 然后用拉格朗日方法跟踪尾迹的两个边界, 二者间的垂直距离即为尾迹宽度。图1中示意地画出了3个不同时刻尾迹的运动轨迹。需要说明的是, 在每一轨迹位置的下一条线为尾迹中心线, 而上一条线为尾迹的半宽度边界。



图1 尾迹运动轨迹示意图

总涡粘性系数的计算: 在边界层外层, 涡粘性的影响应包括边界层和尾迹的综合效应, 因而由湍流模型计算出的边界层涡粘性系数以及尾迹区中的涡粘性系数按照下式进行合并: $\mu_{\text{tot}} = \mu_t + \mu_w$, 从而求得总的涡粘性系数。这里 μ_t 和 μ_w 分别为在边界层和尾迹区内计算出的涡粘性系数, μ_{tot} 为总的涡粘性系数。在边界层内层, 尾迹涡粘性的影响相对较小, 可忽略其影响。

3 模拟结果及讨论

为检验本方法的正确性, 首先用该方法对 N S A S-67^[2] 第一级压气机的 50% 叶高流面进行了二维数值模拟。由于叶轮机内动、静叶间的相互作用的实验研究尚很欠缺, 可供对照的实

验数据有限, 本文将计算得到的扰动速度关联项与文献[2]中的实验数据进行了对比, 见图 2 ~ 图 4。图中分别选取静叶 4 个轴向位置, 即 0%, 20%, 50% 和 100% 弦长 (负值表示静叶前缘上游的位置) 处扰动关联项 $\overline{u'v'}$, $\overline{u'^2}$ 和 $\overline{v'^2}$ 沿周向的分布。从图中可见, 依据本文发展的扰动涡方法模拟的结果与文献[2]的实验结果相当接近, 特别是 $\overline{u'v'}$ 和 $\overline{v'^2}$ 的数值变化趋势与实验得到的趋势很吻合。关联项 $\overline{u'^2}$ 的模拟结果与实验相比, 在前缘附近稍偏低, 但静叶通道内和尾缘处也较接近。从上述模拟结果与实验的对照表明, 本文发展的方法是可信的, 而且也是有效的。

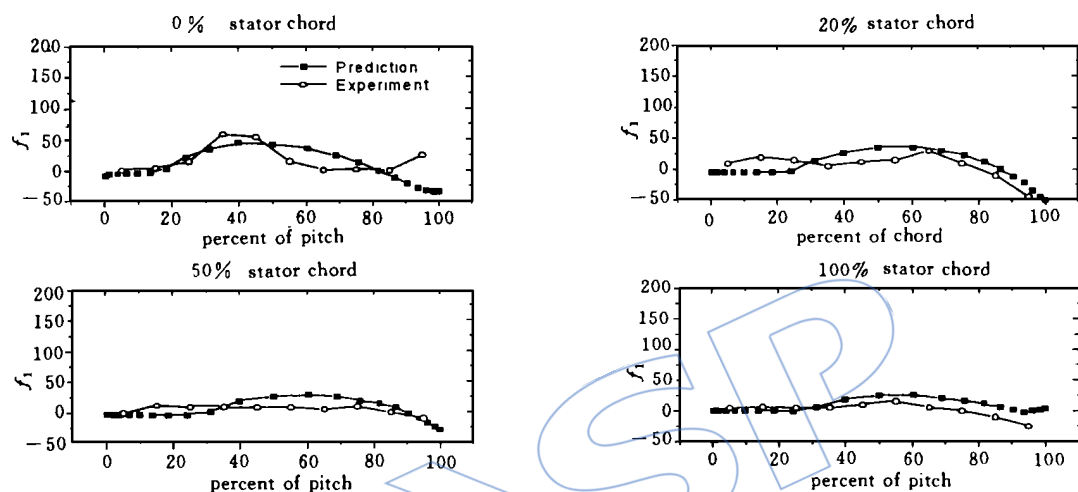


图 2 50% 流面上扰动关联项 $\overline{u'v'}$ 沿流向的分布 (m^2/s^2)

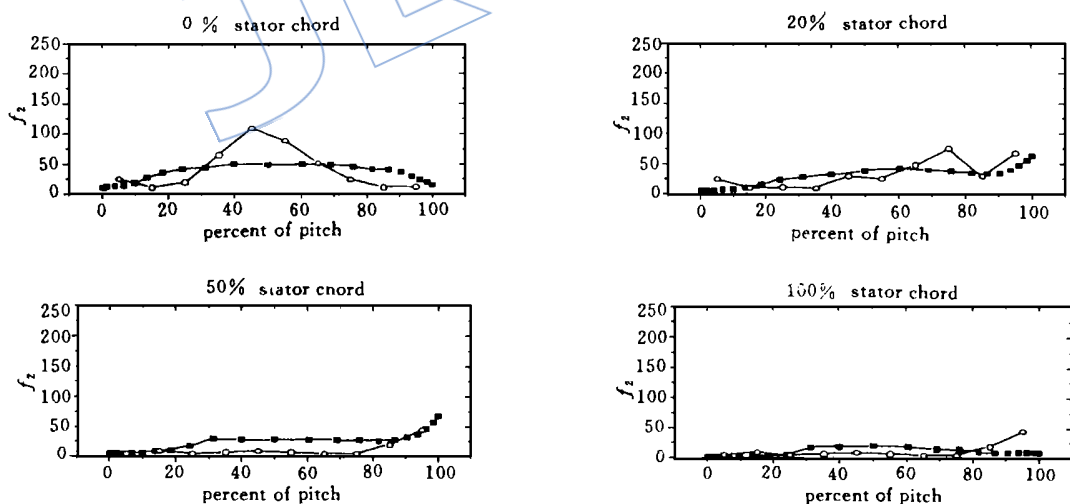


图 3 50% 流面上扰动关联项 $\overline{u'^2}$ 沿流向的分布 (m^2/s^2)

依据前述的方法和程序, 本文计算了某型压气机中一个高负荷跨音级 (转子和静子) 的动、静叶干涉的非定常流场。选取半叶高处一个流面作计算, 其主要特征参数详见文献[6]。

为研究流向、切向的扰动速度沿周向的振幅特性, 图 5 和图 6 分别列出了静叶通道内 4 个

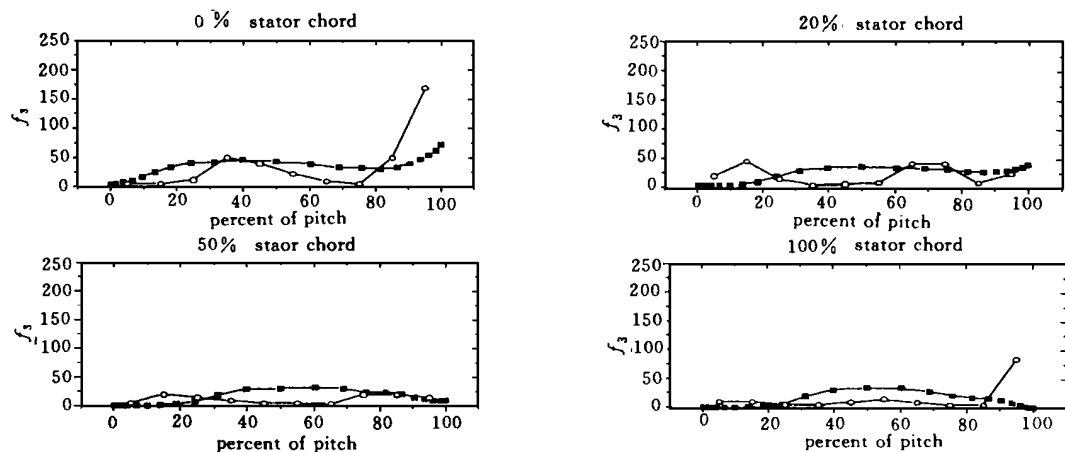
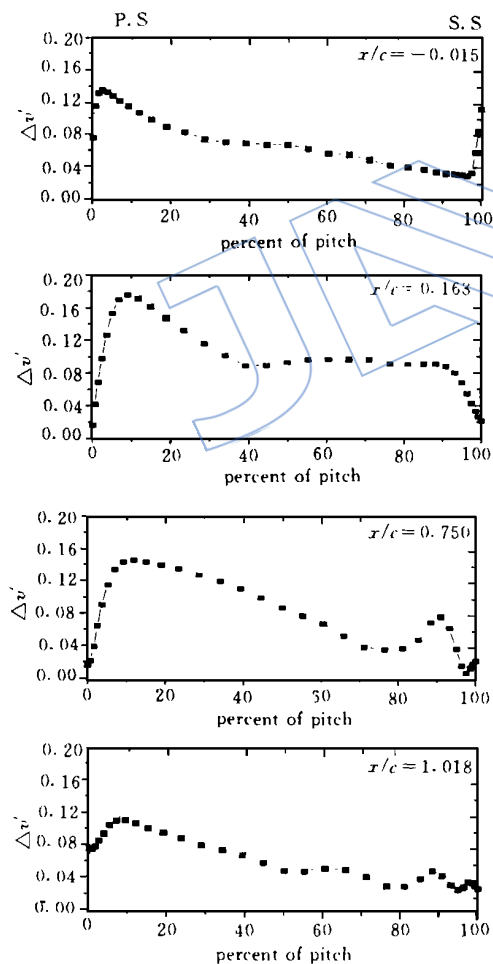
图 4 50%流面上扰动关联项 $\overline{v'^3}$ 沿流向的分布 (m^2/s^2)

图 5 流向脉动速度的一阶振幅分布

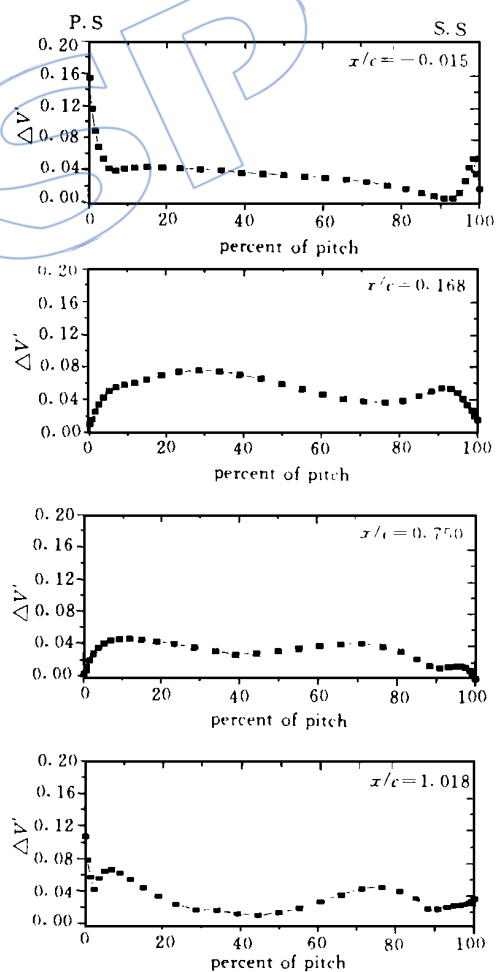


图 6 切向脉动速度的一阶振幅分布

不同位置处流向、切向扰动速度的无量纲振幅分布(参考速度为叶栅进口时均速度 V_0)。其中, $x/c = -0.015$ 表示静叶上游距前缘1.5%弦长的位置; $x/c = 0.168$ 和 $x/c = 0.75$ 为静叶通道内的两个轴向位置; $x/c = 1.018$ 表示静叶下游距尾缘1.8%弦长的位置。从图中可见,在 $x/c = -0.015$ 位置,流向扰动速度和切向扰动速度的振幅在靠近壁面处较大,在主流区内,脉动振幅要小的多;在静叶通道内的两个位置 $x/c = 0.168$ 和 $x/c = 0.75$ 处,流向扰动速度的振幅变化较大,最大值分别发生在靠近压力面10%叶片间距的位置,分别达到 $18\%V_0$ 和 $14\%V_0$;切向扰动速度的振幅在 $x/c = 0.168$ 位置也有较明显的变化,最大值出现在30%叶片间距的位置,这与湍流扰动而引起的扰动速度分布是有明显不同的。在静叶下游 $x/c = 1.018$ 的位置,流向扰动速度的振幅比较接近,比前面位置的振幅要均匀。切向振幅也有类似的特点,只是在压力面有一个较小的峰值。此外,从流向、切向扰动速度来看,振幅最大的位置出现在 $x/c = 0.168$ 的位置,这可能是叶片前缘带来的干扰。自此位置开始,振幅沿轴向逐渐衰减。这与文献[5]的模拟结果是一致的。

4 结 论

利用基于拉格朗日方式的扰动涡方法,模拟叶轮机内动静叶相互作用等非定常因素的流动过程,并发展了Baldwin-Lomax湍流模型在尾迹中的应用,克服了过去数值模拟中无法准确捕捉尾迹中心线的运动轨迹以及在边界层外计算出的涡粘性系数偏大的缺陷。与实验数据的对比表明,计算结果是可信的。数值结果还表明,由于动静叶相互作用而引起的脉动速度和脉动压力沿叶片弦向衰减得很快,并且这种非定常作用对下游的影响并不很大。

参 考 文 献

- 1 Kerrebrock J L, Mikolajczak A A. Intra-stator Transport of Rotor Wakes and Its Effect on Compressor Performance A S M E Paper 70- GT- 39, 1970
- 2 Hathaway M D. Unsteady Flows in a Single- Stage Transonic Axial- Flow Fan Stator Row. N A S A - T M - 88929, 1986
- 3 Baldwin B S, Lomax, H (1978). Thin Layer Approx. and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows A I A A 78- 257
- 4 Arnzone A, Pacciani R. IGV - Rotor Interaction Analysis In a Transonic Compressor Using the Navier- Stokes Equations A S M E Paper, GT- 96- 141
- 5 Ho Y H, Lakshminarayana B. Computation of Three- Dimensional Steady and Unsteady Flow Through a Compressor Stage A S M E Paper, GT- 96- 70, 1996
- 6 吴先鸿, 陈矛章. 非定常动静叶干涉作用的二维数值模拟. 航空动力学报, 1998, 13(2): 128- 132

(责任编辑 杨再荣)

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 shortcomings 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 shows 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