

多级轴流压气机二次流和落后角计算

清华大学

李士明^{* *}

北京航空航天大学

陈矛章

【摘要】 在含完全径向掺混作用多级轴流压气机子午二维流场计算基础上, 基于 Adkins-Smith 二次流模型, 发展了能计算各个叶片排出口截面上二次流以及相应的落后角计算方法。二次流包括通道涡、尾涡、叶顶间隙漏泄涡、静叶端部带冠叶片间隙漏泄流和叶片边界层及其尾迹中的径向位移速度。由于得出了二次流场的解析解, 使得实际计算简单而迅速。在离设计工况不远以及无大分离泡出现情况下, 所得二次流场的几种大尺度涡流与试验大体一致, 落后角计算与试验相符。

关键词: 多级轴流压气机 二次流 落后角

1 前 言

在多级轴流压气机二维子午计算体系下进行二次流和落后角计算, 有如下两方面的问题: 一是一般只考虑单个叶片排或单级情况, 而且只对单个二次流因素 (往往只对通道涡) 进行模拟, 如 Papailiou 教授的工作^[1]; 另一是不同时考虑径向掺混和二次流的其它作用 (如对落后角的作用), 唯一的例外是 Adkins 和 Smith^[2]。Adkins 和 Smith 的二次流模型基于的主流场只考虑了二次流的掺混而忽略湍流的掺混, 后来的研究表明湍流与二次流对主流场的径向掺混同样重要^[3]。因此, 这种基于只考虑二次流掺混的主流场对二次流涡量的模拟无疑是有待改进的; 另一方面, Adkins 和 Smith 在求解二次流场的过程中, 沿用了叶片排出口是矩形的假定, 这在大多数情况下可能会与实际差异较大。

本文改进了 Adkins-Smith 模型上述的两个方面, 在多级轴流压气机含二次流和湍流径向掺混的子午二维主流场计算的基础上模拟二次涡, 并在叶片排出口的扇形域上求解二次流场, 同时, 将其应用在计算叶片排的落后角中。

2 二次流模型和落后角计算方法

2. 1 二次流涡量模型

各叶片排出口的二次流涡量通过子午流场的参数模拟出来。这里的子午流场是按含湍流和二次流等各个主要掺混因素作用的子午流场程序^[4]得到的, 这一子午流场的模拟比 Adkins 和 Smith 的更符合实际。二次涡分成 5 个因素一一进行模拟。5 个因素是: 通道涡、尾涡、叶尖间隙漏泄涡、静叶端部带冠叶片间隙漏泄流、叶片边界层及其尾迹中的径向移动。其中, 前两因素以下统称主流二次涡。这 5 个因素涡量的模拟方法及其径向分布规律同文献 [2], 但周向分布由原来的矩形域变成与实际更加接近的扇形域上, 周向涡量分布仍为均匀分布, 这里没有作比 Adkins-Smith 模型更多的假设。叶片边界层及其尾迹的径向位移涡量是用速度

分布直接表示的, 本文采用文献 [2] 中同样的周向分布于扇形域上。

2.2 扇形域上二次流的解析解

由于 Adkins 和 Smith 只在矩形域上研究各个因素二次流的解, 在大多数实际情况中可能导致较大的误差。下面仍然沿用 Adkins 和 Smith 的小扰动假定, 这一假定在离设计工况不远和无大的分离泡出现的情况下是可用的, 后面的结果也证实了这一点。按照 Hawthorne 和 Novak 的方法^[5]可以写出各涡量二次流函数 ψ 的 Poisson 方程。在叶片排出口扇形域边界上用无法向速度条件, 应用分离变量法, 得到了二次流函数在扇形域上的解析解:

$$\psi = \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ \frac{C_n}{(1 + e^{-\lambda_n \Delta \theta}) \lambda_n^2} [\tilde{e}^{-\lambda_n \theta} + e^{-\lambda_n (\Delta \theta - \theta)}] - \frac{C_n}{\lambda_n^2} \right\} \sin \left(\lambda_n \ln \left(\frac{r}{r_h} \right) \right)$$

其中, $\lambda_n = n\pi / \ln(r_i/r_h)$, $C_n = 2 / \ln(r_i/r_h) \int_h r \xi_s \cos \beta_2 \sin [n\pi \ln(r/r_h) / \ln(r_i/r_h)] dr$, r_i 和 r_h 分别是机匣和轮毂半径; $\Delta \theta = 2\pi / N$, N 是叶片数; ξ_s 是二次涡量; β_2 是叶片排出口相对气流角。子午计算中引入这一解析式计算, 对总的计算机时影响较小, 通过子午流场与二次流场的迭代计算, 可达到快速收敛。应该指出, Adkins-Smith 二次流计算模型没有考虑相邻叶片排二次流的作用, 本文对此不作修正。原因是, 二次流的模拟基础主流场是包含了相邻叶片排主流场的相互作用的, 在以上二次流的小扰动假定下, 加上实际流场对二次流的粘性衰减作用, 相邻叶片排的二次流的相互影响经初步估计很小。当然, 更直接的原因是在这种简单的二次流模拟方法中包含相邻叶片排的影响而又不失其简单性目前还有困难。

2.3 落后角的计算方法

由于在多级压气机的子午流场中算出了二次流场, 各叶片排的落后角也可随之算出, 即 $\delta^\circ = \delta_{2d}^\circ + \delta_{3d}^\circ$ 。其中, δ° 是落后角; δ_{2d}° 是相应叶栅流动的落后角, 由文献 [6] 方法给出; δ_{3d}° 是二次流落后角。 $\delta_{3d}^\circ = \delta_{ml}^\circ + \delta^\circ$ 。其中, δ_{ml}° 是除端部带冠叶片间隙流外各种二次流的落后角; δ° 是端部带冠叶片间隙流的落后角, 按文献 [2] 中同样方法计算。 δ_{ml}° 由 $\tan \delta_{ml}^\circ = W_{\theta ml} / W_m$ 给出。其中, $W_{\theta ml}$ 是除端部带冠间隙作用外的各二次流周向速度的叠加; W_m 是子午速度。

3 数值结果及其与试验的比较

3.1 四级低速试验压气机第3级^[7]

图1是该级转子和静子叶片排出口截面上用本文方法计算得到的二次流场 (图中没有叠

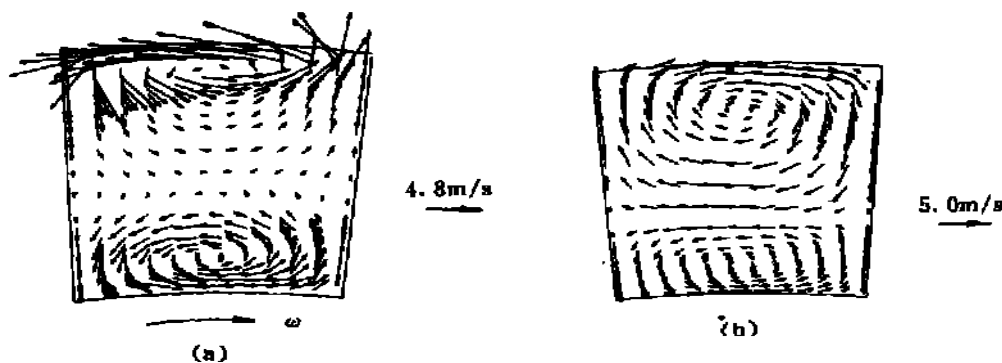


图1 出口二次流场计算结果 (a、b 分别为第3级转子和静子)

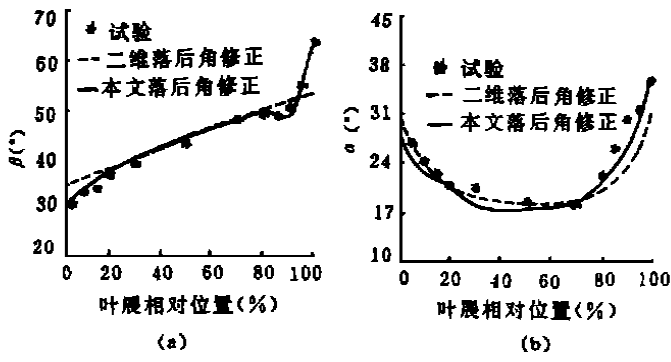


图 2 出口相对气流角比较 (a、b 分别为第 3 级转子和静子)

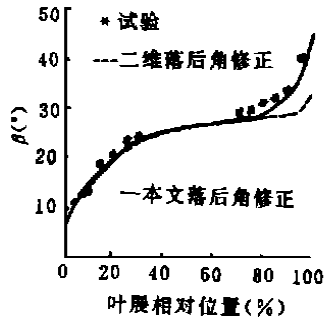


图 3 中间级转子落后角比较

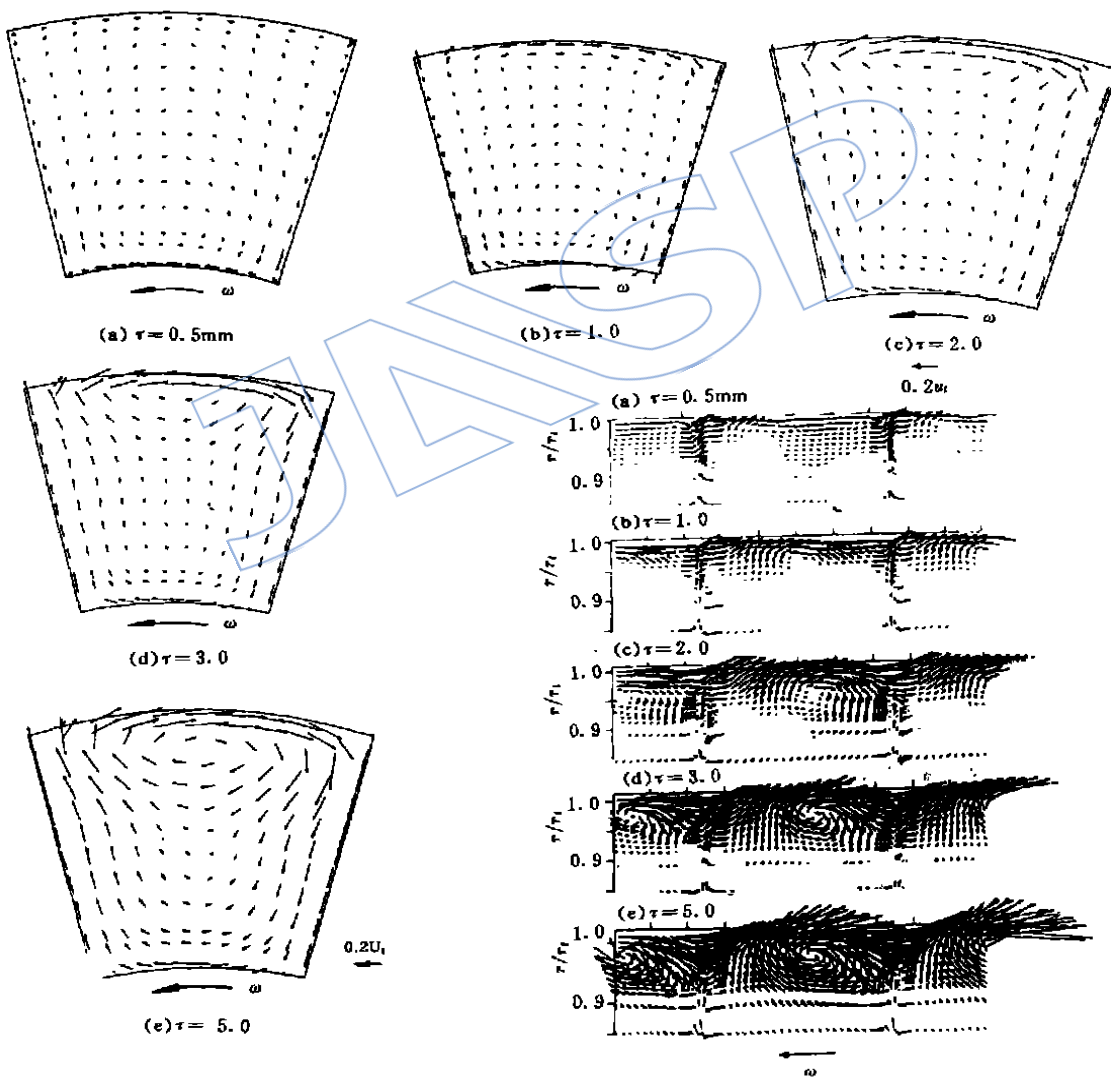


图 4 单转子出口二次流场计算结果

图 5 单转子出口二次流场测量结果

加进尾迹中径向压力梯度和旋转产生的径向位移结构因素)。显然在转子和静子出口, 都存在着两个大尺度的旋涡, 这样的旋涡定性是正确的。试验没有测量出口三维流场分布。为此, 将由二次流结果算出的落后角计算值加上叶片出口几何角值与试验测量的叶片排出口气流角进行比较, 如图 2。从图看到, 只按 Carter 法算出二维落后角而得到的气流角在叶展两个端部与试验值相差很远, 进一步加入二次流落后角修正后, 便能与试验较好地吻合。

3. 2 中间级压气机转子^[8]、单级转子^[9]

图 3 给出了计入二维落后角修正的气流角计算值和试验值, 两者在两个端部相差较大, 特别是叶尖处。进一步加上二次流落后角的修正, 计算结果能与试验满意地吻合。

如图 4、图 5, 随着叶尖间隙增大, 漏泄涡渐渐增强, 计算结果和试验结果都如此, 而且, 各种间隙下二次流场在大小分布上两者也大体相符。

参 考 文 献

- 1 Kaldellis J, Douvikas D, Falchetti F, Papailiou K D. A Secondary Flow Calculation Method for Single-Stage Axial Transonic Flow Compressors, Including Shock - Secondary Flow Interaction. J. of Turbomachinery, 1990, 112: 652 - 668
- 2 Adkins G G Jr, Smith L H Jr. Spanwise Mixing in Axial-Flow Turbomachines. ASME 81- GT- 57, 1981
- 3 Leylek J H, Wisler D C. Mixing in Axial- Flow Compressors: Conclusions Drawn From 3- D Navier- Stokes Analyses and Experiments. ASME 90- GT- 352, 1990
- 4 Li S M. (李士明), Chen, M Z. (陈矛章). An Investigation of Spanwise Mixing in Multistage Axial Flow Compressors. ASME 92- GT- 64, 1992
- 5 Horlock J H, Lakshminarayana B. Secondary Flow: Theory, Experiment, and Application in Turbomachinery Aerodynamics. Ann. Rev. Fluid Mech., 5, 1973: 247
- 6 Carter A D S, Hughes H P. A Theoretical Investigation Into the Effect of Profile Shape on the Performance of Airfoils in Cascade. RM 2384, ARC, Mar. 1946
- 7 Wisler D C. Core Compressor Exit Stage Study, Vol. V Data and Performance Report for Rotor C/Stator B. NASA CR - 165358, 1981
- 8 Wagner J H, Dring R P, Joslyn H D. Axial Compressor Middle Stage Secondary Flow Study. NASA CR- 3701, 1983
- 9 Inoue M, Kurounoru M, Fukuhara M. Behavior of Tip Leakage Flow Behind an Axial Compressor Rotor. J. of Eng. for Gas Turbines and Power, 1986, 10: 87- 14

(责任编辑 魏星禄)

A CALCULATION OF SECONDARY FLOWS AND DEVIATION ANGLES IN MULTISTAGE AXIAL- FLOW COMPRESSORS

Li Shiming (*Tsinghua University*)

Chen Maozhang (*Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A secondary flow model and a method for calculating blade deviation angle have been developed for multistage axial-flow compressors. This model is a modification of Adkins- Smith model. The secondary flow vorticities are modeled based on the calculated meridional flow including different kinds of spanwise mixing effects. The secondary flows are obtained on the fanlike surface downstream the blade rows with a standard separation-of-variables approach which yields a complex series. The secondary flow model includes effects of blade passage vortex, blade trailing edge vortex, blade end clearances, blade end shrouding, blade boundary layer and wake centrifugation. The deviation angles are related to the calculated cross-passage secondary velocities and a modified Carter's rule. Good agreement has been obtained between experimental data and the calculated results in the cases of design- point- type applications for which significant regions of separated flow are not present.

CALCULATION OF TWO- PHASE FUEL DISTRIBUTION IN AFTERBURNER FLAMEHOLDER PLANE

Gu Shanjian, Wan Jian, Yang Maolin, Huang Yong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The effects of the air velocity, the air temperature, the injector pressure drop and the flameholder position on the fuel distribution in the flameholder plane were investigated. It was found that the penetration and the diffusion of the fuel vapor were differed greatly from the fuel droplets. The geometry of the flameholder has strong influence on the air flow field, and therefore, on the two-phase fuel distribution. There are two different trajectories in a hot air stream. A semi-empirical method has been developed to predict two-phase fuel distribution in the flameholder plane, based on the trojectory-diffusion model considering above factors.

SIMPLIFIED MATHEMATICAL MODEL AND DIGITAL SIMULATION OF AEROENGINE

Zhao Ziyuan, Yao Hua, Li Weiye

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Two real-time, large-deviation mathematical models of an aeroengine are investigated to develop an airborne simulator, Full-Authority Digital Electronic Control (FADEC) system. This study includes three parts: (a) to derive two mathematical models based on aerothermodynamics; (b) to estimate the engine performance