

跨音速单转子压气机三维湍流 流场的数值计算*

中国科学院工程热物理研究所 陈乃兴** 黄伟光 周 倩

【摘要】 用有限体积表示的三维雷诺平均 N- S 方程显式格式的时间推进法, 对一个单转子压气机的三维湍流流场进行了计算。方法中应用了 Baldwin- Lomax 湍流模型。这个单转子压气机是第 39 届国际燃气轮机会议作为考核三维流场数值方法的盲题。计算结果与实验实测的结果进行了比较, 证明本文提出的方法可以用来验证叶轮机械气动设计。

关键词: 三维流动 跨音速压气机 转子 湍流 数值计算
分类号: O354.2

去年国际燃气轮机会议决定组织一次单转子压气机盲题计算。参算入围者共 12 个集体或个人。本文将给出我们的计算结果并与美国 NASA Lewis 中心的测试结果^[1,2]作了比较。

1 基本方程及求解方法

1. 1 控制方程

用于求解三维雷诺平均 N- S 方程的有限体积显式时间推进法是由工程热物理研究所发展的^[3~6]。其物理模型是雷诺平均的 N- S 方程并采用了 Baldwin- Lomax 混长湍流模型。这些控制方程都用直角笛卡儿坐标来表示, 并建立在旋转角速度为 X 的相对转动坐标系上。其未知量为密度 Q 绝对速度矢量 V 和内能 e。控制方程中忽略掉重力和热源项, 写成积分的表示形式后, 则有

$$\int_v \frac{\partial Q}{\partial t} + \oint_s (\tilde{W} \cdot \vec{ds}) = 0 \tag{1}$$

$$\int_v \frac{\partial (QV)}{\partial t} dv + \oint_s V(\tilde{W} \cdot \vec{ds}) + \oint_s \tau \cdot \vec{ds} + \oint_v \tilde{X} \cdot V dv = \oint_s \tau \cdot \vec{ds} \tag{2}$$

$$\int_v \frac{\partial (Qe)}{\partial t} dv + \oint_s e(\tilde{W} \cdot \vec{ds}) + \oint_s (V \cdot \vec{ds}) = \oint_s \tau \cdot V ds + \oint_s \left(\frac{5(p-Q)}{5n} \right) ds \tag{3}$$

式中的 s, v 分别为面积与体积; 单元面积矢量 $\vec{ds} = (ds_x, ds_y, ds_z)^T$; τ 为作用在具有法向单位矢量 $\vec{n}$ 的微元表面上的粘性切应力。另外:

$$p = Q(J - 1) \left(e - \frac{1}{2} V^2 \right), \quad c = \frac{J}{J - 1} \left(\frac{L_l}{Pr_l} + \frac{L_t}{Pr_t} \right), \quad \tilde{W} = V - \tilde{X} \times r \tag{4}$$

1994 年 8 月收到; 1994 年 10 月收到修改稿。 * 本文系国家自然科学基金资助项目
** 中国科学院工程热物理研究所, 100080

J 为绝热指数; L_t 、 L_e 分别为分子动力粘性系数和湍流粘性系数; Pr_t 、 Pr_e 分别为层流和湍流的 Prandtl 数。

1. 2 粘性力表达式

作者曾提出了一种粘性力的新的表达式^[5,6], 它可写为:

$$\mathbf{S} = L \frac{\nabla \mathbf{V}}{\Delta n} + L \text{grad} \mathbf{V}_n = L \sum_{i=1}^3 \mathbf{S}_i \mathbf{t}_i = L \sum_{i=1}^3 \left(\sum_{j=1}^3 n_j G_{ij} \right) \mathbf{t}_i$$

式中 $\mathbf{t}_i$ 为单位矢量, 即 $\mathbf{t}_x$, $\mathbf{t}_y$ 和 $\mathbf{t}_z$; G 函数可以从下式得到: 其推导见文献 [4, 5]。

$$G_{ij} = \frac{1}{\text{Vol}} \sum_{l=1}^6 (V_i \Delta S_j + V_j \Delta S_i)_l$$

1. 3 湍流模型

所用的湍流模型采用 Baldwin- Lomax 模型, 该模型不必积分运算和确定附面层厚度, 这可避免在复杂流动情况下确定附面层厚度的困难, 从而提高了计算效率。由于其基础模型是对单一壁面的情况提出的, 而在内流的情况下每一点的涡粘系数都受到 4 个壁面的影响, 因此就有 4 组涡粘系数, 本文采用 “特定点上的涡粘系数取 4 个壁面中 $\bar{y}_i$ 最小所对应的涡粘系数” 的原则。相对壁面距离为:

$$\bar{y}_i = y_i \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{\overline{Q S y_i}}{(A^+ L_x)} \right] \right\}$$

为了减小近壁面的节点数而采用了壁面函数。

1. 4 离散代数式与求解方法

三维 N-S 方程离散后的代数方程可写为:

$$\frac{dQ}{dt} = - \frac{1}{\text{Vol}} \sum_{l=1}^6 Q (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l \quad (5)$$

$$\frac{d(QV_x)}{dt} = - \frac{1}{\text{Vol}} \left(\sum_{l=1}^6 (QV_x)_l (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l + \sum_{l=1}^6 p_l^d \Delta S_l - \sum_{l=1}^6 S_l \Delta S_l \right) \quad (6)$$

$$\frac{d(QV_y)}{dt} = - \frac{1}{\text{Vol}} \left(\sum_{l=1}^6 (QV_y)_l (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l + \sum_{l=1}^6 p_l^d \Delta S_l - \sum_{l=1}^6 S_l \Delta S_l \right) + QV_z \quad (7)$$

$$\frac{d(QV_z)}{dt} = - \frac{1}{\text{Vol}} \left(\sum_{l=1}^6 (QV_z)_l (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l + \sum_{l=1}^6 p_l^d \Delta S_l - \sum_{l=1}^6 S_l \Delta S_l \right) - QV_y \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{d(Qe)}{dt} = & - \frac{1}{\text{Vol}} \left(\sum_{l=1}^6 (Qe)_l (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l + \sum_{l=1}^6 p_l^d (\tilde{\mathbf{W}} \tilde{\Delta} \mathbf{S})_l \right. \\ & \left. - \sum_{l=1}^6 (\mathbf{S} \tilde{\Delta} \mathbf{V})_l \Delta S - \sum_{l=1}^6 \left[c \frac{\mathbf{V} \cdot \mathbf{p} / Q}{\Delta n} \right]_l \Delta S_l \right) \end{aligned} \quad (9)$$

上述方程可写为一般形式, 即

$$(d5/dt) + Q = 0 \quad (10)$$

由于变量 5 是在微元体的中心, 在边界的值用相邻两微元中心的值的简单算术平均得到。这种有限体积法的空间离散精度为二阶。为了抑制光滑区的脉动和激波附近的振荡和不稳定, 需要对各个面的通量进行修正和限定, 这种修正量被称为耗散通量。

代数方程的求解采取四步 Runge- Kutta 法进行时间推进, 并采用当地时间步长和隐式残量平均法来加速收敛。本文的方法也可以用多重网格法以加速收敛, 该方法将另文发表。

2 计算结果与分析

算例是国际燃气轮机会议组织的盲题,它是一个跨音速单转子流场。阻塞流量为 $20.93 \pm 0.14 \text{ kg/s}$; 转子转速为 17188.7 r/min ; 顶部的轮周速度为 454.14 m/s ; 进口总压、总温分别为 10.1325 N/cm^2 和 288.2 K 。实验结果是在参赛者提交结果后,于今年 5 月份公布的。

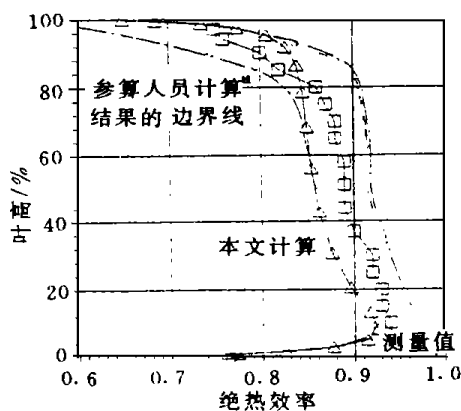


图 1 周向平均的等熵效率沿叶高的变化

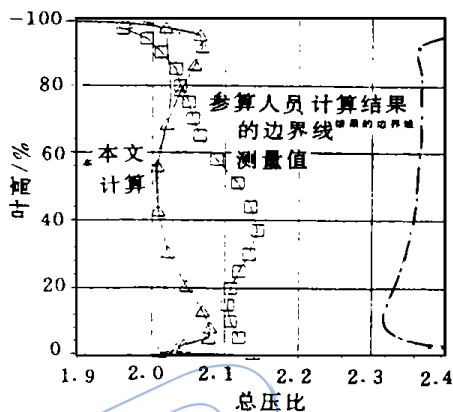


图 2 周向平均的总压比沿叶高的变化

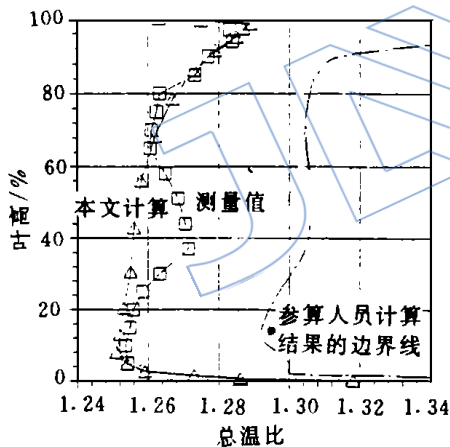


图 3 周向平均的总温比沿叶高的变化

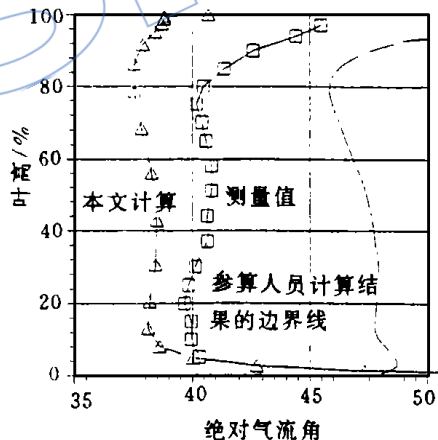


图 4 周向平均的绝对出气角沿叶高的变化

求解 N-S 方程的计算网格采用 H 型网格。每个 S_1 面上采用常见的 H 型网格,把所有 S_1 面上的 H 型网格叠加成三维网格。从子午面看来,它是一个修正的 H 型网格 ($71 \times 21 \times 25$)。周向平均的性能参数沿叶高的变化。图 1~图 4 分别为流场出口站周向平均的等熵效率、总压比、总温比和绝对出气角沿叶高的变化曲线。给出的图都是在接近最大效率工况下的结果。本文的计算值用三角表示,测量值则用方块表示。所有的参算结果都在两条点划线之间。从图上看本文的计算结果与测量结果是比较接近的。效率曲线顶部区域计算结果较实验值偏大,可能是未考虑顶部间隙泄漏气的原因。相对马氏数沿周向的变化。这里只拿出两个典型结果。图 5 (a) 是在 20% 弦长和 90 叶高处的相对马氏数; 图 5 (b) 是流场出口 50% 叶高处的相对马氏数。以上两个图也都是在接近最大效率工况下的结果。相对马氏数沿周向的变化可以检

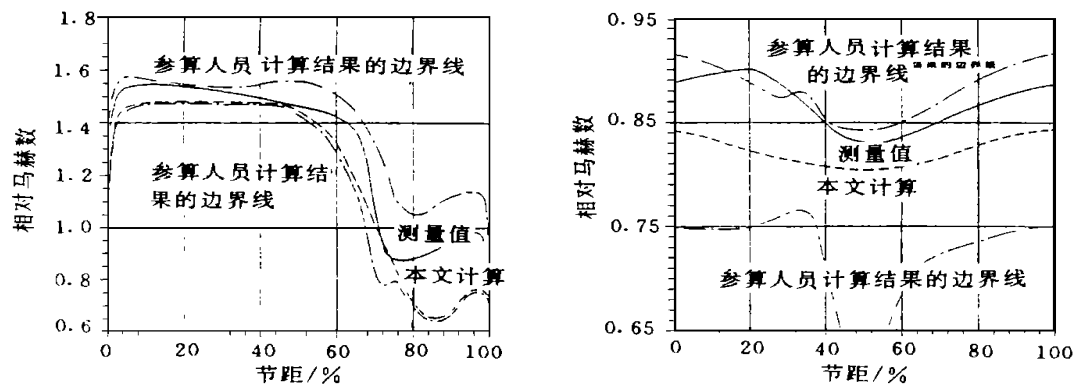


图 5 相对马氏数沿周向变化

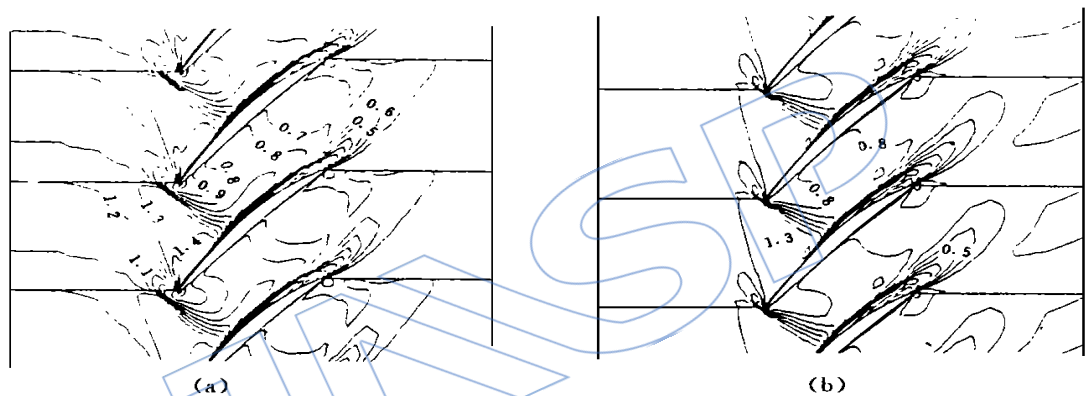


图 6 平均叶高处的相对马氏数等值线图

验激波位置的准确性。实线为测量结果，粗虚线为本文的计算结果，两条点划线之间为国外同行的计算结果。图 6 (a) 和图 6 (b) 分别是接近失速和接近最大效率工况下平均叶高处的相对马氏数的等值线图。为检验计算的精度，要求计算出熵增的等值线图。从接近最大效率工况下在叶片后缘出口处截面的熵增等值线图中可以看到，在顶部和背弧角隅区熵增最大，从而损失也最大。由于 NASA Lewis 中心没有给出上述实验值，因此这里也无法给出。

参 考 文 献

- 1 Suder K L, Celestina M L. Experimental and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor. ASME No. 94- GT- 365
- 2 Suder K, Rod Chima, Tony Strazisar and Byrom Roberts the Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor. ASME No. 94- GT- 339
- 3 陈乃兴, 郑小清. 跨音速压气机单转子三维流场的数值计算. 高性能推进系统工程预研论文集, 刘大响主编, 1991: 98
- 4 Chen Naixing, Zheng Xiaoqing, Xu Yanji. Numerical Computations of Turbomachinery Cascade Turbulent Flows with Shocks by Using Multigrid Scheme. No. ICAS- 92- 3. 1. 3, 1992
- 5 Zheng Xiaoqing, et al. Numerical Solution of 3D Turbulent Flows Inside of New Concept Nozzles. No. ICAS- 92- 3. 3. 3, 1992
- 6 陈乃兴, 张丰显. 透平级三维湍流流动的数值计算. 中国工程热物理学会, 1994 年气动热力学学术会议论文

(责任编辑 魏星禄)

FULL- LENGTH PAPERS

NUMERICAL COMPUTATION OF 3D TURBULENT FLOW IN A TRANSONIC SINGLE ROTOR COMPRESSOR

Chen Naixing, Huang Weiguang, Zhou Qian

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

ABSTRACT The 3D turbulent flow in a transonic single rotor is computed numerically by use of an explicit 3D turbulent time- marching Navier- Stokes solver in finite volume form with the option of applying Baldwin- Lomax turbulent model. This rotor served as the blind test case organized by the ASME Turbomachinery Committee. Its purpose was to provide a forum for a careful assessment of the ability of the various turbomachinery CFD codes available to predict the flow field in modern blading. The computational results by the authors' method were compared with the experiment and presented in the present paper. It is demonstrated that the present method can be used for checking the aerodynamical design.

Key words Rotors Transonic compressors Numerical computation Tree-dimensional flow

EXPERIMENTAL RESEARCH ON NOISE REDUCTION OF A COUNTER-ROTATING VENTILATOR

Feng Yucheng and Zhao Xiuhua

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A counter-rotating ventilator with high efficiency has been made, but its noise level is too high. This paper analyzes the noise generation and noise frequency characteristics. A lot of noise experimental researches on noise suppression have been carried out successfully by the aid of acoustic liner or appropriate increase of the duct length. As a result, overall sound pressure level is reduced from 101dB (A) to 88dB (A).

Key words Axial ventilator Frequency characteristic Noise control

STUDY ON AEROELASTIC STABILITY OF ROTOR BLADE IN HOVER

Zhang ChengLin

(1st Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Yu Lin

(Chinese Helicopter Research and Development Institute)

ABSTRACT The aeroelastic stability of coupled flap- lag- torsion dynamics of rotor blades in hover is studied in this paper. According to Hamilton principle, nonlinear partial differential equations of motion for elastic flap bending and torsion of the blade are derived. The spatial dependence of the partial differential equations is discretized by use of the Galerkin finite element method. The effects of some structural parameters are taken into ac-