

文章编号: 1000-8055(2005)02-0262-05

叶轮机转子内流动的三维跨声 Navier-Stokes 方程组数值计算

魏玲, 葛宁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 应用有限体积法及 Baldwin-Lomax 代数紊流模型求解叶轮机转子内流动的三维可压缩非定常薄层 Navier-Stokes 方程组, 计算一个绕 X 轴等转速旋转的转子内流场问题, 用当地时间步长方法来加速收敛。采用隐式算法对对流通量进行求解, 而扩散通量采用显式算法。采用高阶 TVD 下的 Roe 格式计算对流通量, 采用中心差分格式计算扩散通量。关于守恒变量 Q 的非线性方程组, 采用牛顿迭代方法求解, 线性化后的方程用对称的 Gauss-Seidel 方法求其渐近解。应用该算法模拟了转子 NASA Rotor67 流场, 与试验做了大量的对比研究, 包括性能、等马赫线以及总压和总温等等。在最高效率点附近计算与试验比较接近, 但在靠近失速点时计算与试验略有差别。

关键词: 航空、航天推进系统; 叶轮机械; 数值模拟; 旋转坐标系

中图分类号: V 211.5

文献标识码: A

Numerical Simulation and Test Verification of 3-Dimensional Transonic Navier-Stokes Equations Applied to Turbomachinery Rotor Internal Flow

WEI Ling, GE Ning

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method of three-dimensional numerical simulation for the transonic turbomachinery rotor internal flow field by solving three-dimensional unsteady compressible thin-layer Navier-Stokes equations in rotating frame using finite volume method and Baldwin-Lomax algebraic turbulent model is presented. The local time step was used to accelerate the iteration process. Implicit treatment of convective fluxes was combined with the explicit treatment of diffusive fluxes. Roe's method with three-order TVD scheme was used for the evaluation of convective fluxes, and central difference scheme was used for diffusive fluxes. Newton's sub-iterations were applied to reduce the non-linear equations of conservative variable into linear one. The linear equations were solved using symmetric Gauss-Seidel iterative method. The case used for examining was NASA Rotor 67. Calculated performance, relative Mach number contours at different span location, spanwise total pressure and temperature distribution at rotor exit, etc., were compared with the experimental data. Computation results agree well with experimental data at peak efficient point, but there is a little discrepancy at near stall point.

收稿日期: 2004-03-05; **修订日期:** 2004-06-09

作者简介: 魏玲(1968-), 女, 江苏洪泽人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究

Key words: aerospace propulsion system; turbomachinery; numerical simulation; rotating frame

通过公开发表的试验结果来评估一个三维粘流计算程序。方程采用旋转坐标系下的雷诺平均薄层Navier-Stokes 方程。对于单个转子的流场计算,经常采用旋转坐标系求解相对变量。与此不同,可以通过速度变换的方法用绝对坐标系下的变量来代替旋转坐标系下的变量,这相当于在绝对坐标系下将运动的转子在某一位置上瞬时凝固下来,通过修改方程来计算这一位置上的流场。这种方法最大的好处是因旋转坐标系的转子流场是一个稳态流场,所以可以用当地时间步长方法来加速收敛。此外,网格不动也可节约大量计算时间。本程序的验证转子是NASA Lewis 设计的二级风扇中的第一级轴流跨声转子^[1]。

1 控制方程及数值解法

绝对坐标系下的方程通常用来计算压气机中的非定常流场,如动-静叶相互干扰问题等。计算这类流场时,变量在转-静之间不用转换,因而比较方

便。如Chen 通过求解绝对坐标系下的方程分别数值模拟了NASA Rotor 67 及Stage 67 的内部流场,缺点是计算中只能采用全场的最小的CFL 数,导致计算收敛慢^[2]。当涉及到单个转子时,大多数的问题还是涉及到旋转坐标系下的稳态流场,对这样的流场计算可以用一些加速收敛的方法,如当地时间步长。基于这样的考虑,我们采用了绝对坐标系下的变量去计算一个旋转坐标系下的稳态流场问题。

绕X 轴等Ω 转速旋转的曲线三维可压缩非定常薄层Navier-Stokes 方程组如下:

$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} =$$
$$\frac{\partial G^d}{\partial \eta} + \frac{\partial H^d}{\partial \zeta} + S \tag{1}$$

这里,Q 为守恒变量,F,G,H 为无粘的对流通量,G^d,H^d为粘性扩散通量,S 为考虑哥氏力和离心力的源项,它们的具体表达形式如下:

$$F = J \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_r p \\ \rho v U + \xi_\eta p \\ \rho w U + \xi_\zeta p \\ \rho h U - \xi_r p \end{bmatrix} \qquad G = J \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_r p \\ \rho v V + \eta_\eta p \\ \rho w V + \eta_\zeta p \\ \rho h V - \eta_r p \end{bmatrix} \qquad H = J \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho u W + \zeta_r p \\ \rho v W + \zeta_\eta p \\ \rho w W + \zeta_\zeta p \\ \rho h W - \zeta_r p \end{bmatrix}$$
$$G^d = J \begin{bmatrix} 0 \\ T \eta_r \\ T \eta_\eta \\ T \eta_\zeta \\ u T \eta_r + v T \eta_\eta + w T \eta_\zeta - Q \eta \end{bmatrix} \qquad H^d = J \begin{bmatrix} 0 \\ T \zeta_r \\ T \zeta_\eta \\ T \zeta_\zeta \\ u T \zeta_r + v T \zeta_\eta + w T \zeta_\zeta - Q \zeta \end{bmatrix}$$

上式中

$$U = \xi_r + \xi_\xi u + \xi_\eta v + \xi_\zeta w \quad , \quad W = \zeta_r + \zeta_\xi u + \zeta_\eta v + \zeta_\zeta w \quad , \quad V = \eta_r + \eta_\xi u + \eta_\eta v + \eta_\zeta w \quad ,$$
$$Q = J (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e)^T \quad , \quad S = J (0, 0, 0, -\rho w \Omega, \rho v \Omega, 0)^T$$

u, v 和 w 分别为绝对坐标系下的速度分量。ξ, η 和 ζ 分别为曲线坐标系下格元面积在单位时间内扫过的体积,其大小与网格运动速度有关,它们的表达形式是:

$$\xi_r = -\xi_\xi \Omega_z + \xi_\eta \Omega_y \quad , \quad \eta_r = -\eta_\xi \Omega_z + \eta_\eta \Omega_y \quad , \quad \zeta_r = -\zeta_\xi \Omega_z + \zeta_\eta \Omega_y$$

方程中其余变量的意义见文献[2]。将上面计算某一时刻稳态流场的方程同计算非定常流的方程相比,除了在源项中增加了同哥矢力和离心力相关的项外,其它没有任何变化,因而边界条件也不会有变化^[2]。

采用有限体积法来数值求解薄层N-S 方程组,

采用隐式算法对对流量进行求解,而耗散通量采用显式算法,并应用了当地时间步长加速技术。用Roe 的通量差分裂方法来计算对流量^[3],而耗散通量采用中心差分格式。对流数值通量计算中采用了三阶TVD 插值方法以提高通量的计算精度^[4]。对于粘性通量中的紊流粘性系数的求解,采用B-L

紊流模型来计算。关于守恒变量 Q 的非线性方程组,采用牛顿迭代方法求解。线化后的方程用对称的 Gauss-Seidel 迭代法。

2 计算结果及分析

假定在无叶尖间隙的通道中进行了计算,即机匣同转子一起旋转,并同试验结果进行了一系列的对比。试验结果都是从公开发表的文献中下载下来的。从对比结果来看,计算与试验有时比较吻合,有时也存在较大的差距。

计算所采用的网格为H型,流向、周向以及径向的点数分别为99,31和35。网格的无量纲最小体积为 10^{-12} ,最小边长为 1.27×10^{-5} 。计算与试验的对比分别在最高效率点(PE)和近失速点(NS)附近的两个工作点上进行。讨论的内容主要针对流场相对马赫数随反压变动而引起的变化,对总体性能也作了一些计算并与试验进行了对比。由于计算与试验各自得到的流量都带有误差,为避免流量对比中的不确定性,故将流量除以各自最大的流量以无量纲的形式进行对比。试验得到的最大流量是34.96 kg/s,而计算的最大流量是34.78 kg/s,比试验值低了0.5%。图1为试验、Chen以及本人计算得到的Rotor 67转子总体特性图^[2]。计算特性线与试验特性线的差别主要在接近喘点,计算的压比比试验低,这种差别主要同采用的几何模型、网格生成质量、计算格式及采用的紊流模型有关。

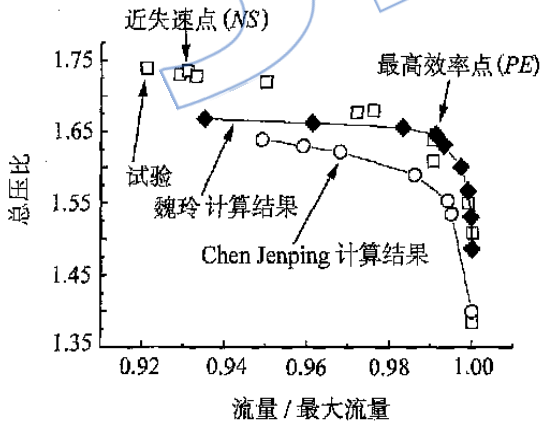


图1 Rotor 67 总体特性计算与试验比较

Fig 1 Computed and measured rotor 67 operating characteristic curve

接近PE工作点的无量纲出口反压被定为0.85,此时计算得到的流量为34.68 kg/s,为最大计算流量的99.7%。图2为转子出口质量加权平均下的总压和总温径向分布图。与文献上得到的试验

数据^[5]相比,计算得到的尖部总压损失比较大。图3表示在该工作点计算与试验^[5]相对马赫

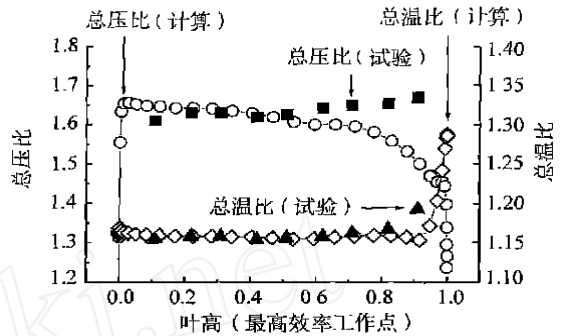


图2 Rotor 67 转子出口总压总温计算与试验对比

Fig 2 Computed and measured total Pressure and total temperature at exit of Rotor 67

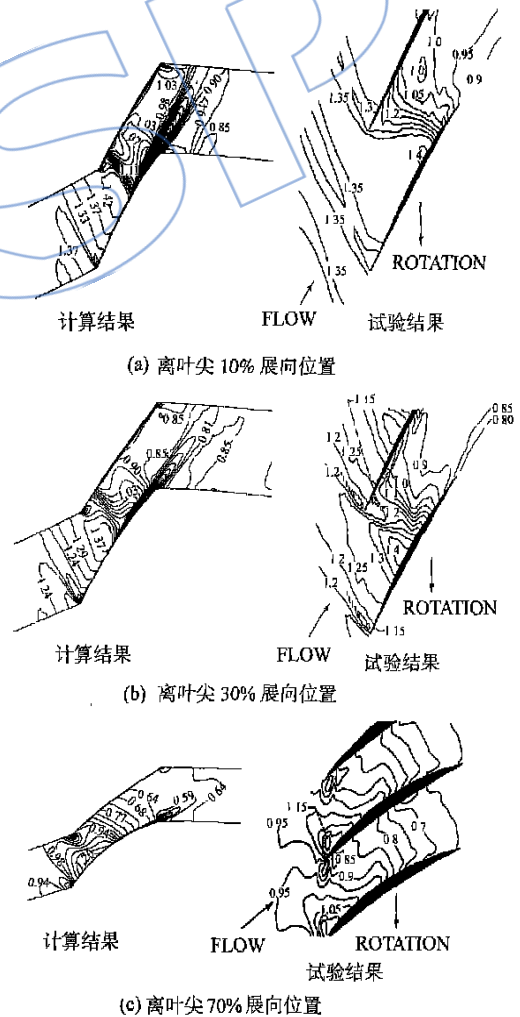


图3 等相对马赫数计算与试验对比
(PE点,反压:0.85)

Fig 3 Relative Mach number contours at peak efficiency

数的对比。在离叶尖10%展向位置上(图3a), 相对马赫数沿流向的梯度变化显示出转子通道中有一道激波, 波前最大马赫数为1.41, 与试验值1.4基本相同。但计算得到的激波较直, 几乎是一道正激波。而试验测得的通道激波比较弯曲, 更象一道斜激波。在30%展向位置上(图3b), 计算的通道激波位置同试验相比基本一致, 转子出口相对马赫数与试验值也接近, 前者0.867, 后者0.9。在70%展向处(图3c), 计算同试验得到的结果也基本符合, 叶片进口吸力面附近有一超音速气泡。由于此处半径较低, 故通道中没有激波。

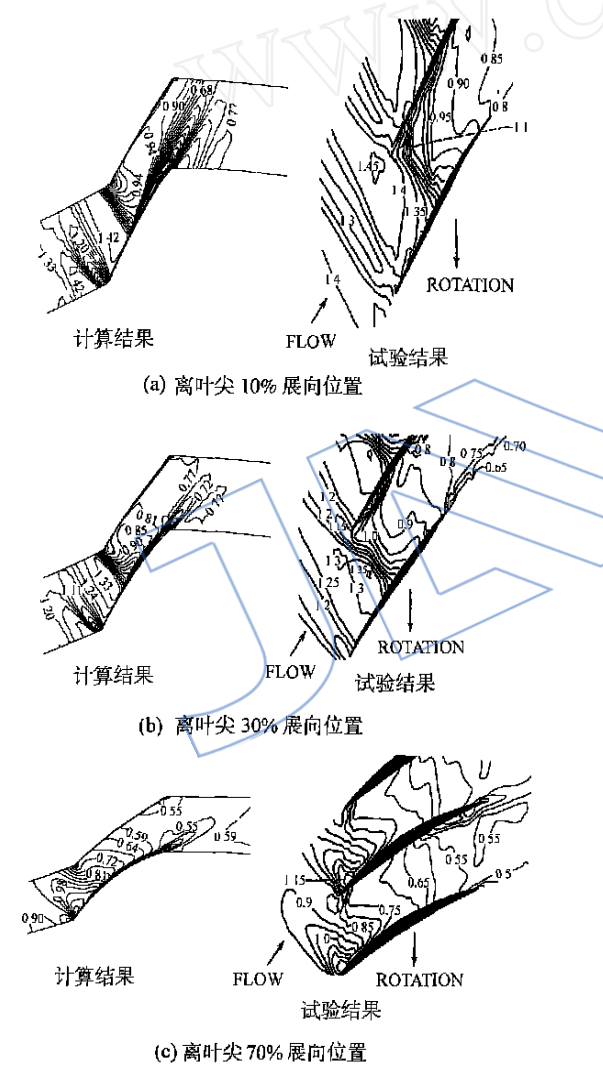


图4 等相对马赫数计算与试验对比
(N S 点, 反压: 0.92)

Fig 4 Relative Mach number contours at peak efficiency

图4为接近失速工作点时计算与试验^[6]的对比, 此时无量纲出口反压为0.92。为保证计算收敛, 在相同的最大 $CFL_{max} = 50$ 条件下, 迭代的时间增

长了1倍多, 为4 000步(如图5)。从收敛过程看, 2 000步以后进出口流量就基本不再变化。最后得到的进口流量为31.71 kg/s, 是最大流量的92.75%。在10%展向位置上(图4a), 计算表明由于反压的升高, 气体在叶片进口处形成一道正激波。从图中可以看出, 激波从叶片前缘开始, 向上沿伸至相邻通道中部, 向下则跨过通道落在吸力面大约50%的弦长处。计算与试验所得到的激波形状在靠近叶片吸力面处有点不同。试验得到的激波沿吸力面有向叶片前缘伸展的趋势。A damczyk^[5]和Chin a^[7]等认为这是转子叶尖漏流的影响。在30%展向位置上(图4b), 计算与试验所得到的激波位置, 波前峰值马赫数以及转子出口马赫数都基本相同。在70%弦长位置上(图4c), 计算得到的马赫数与试验值相比基本符合。同最高效率点一样, 在此半径位置上叶片通道内没有激波, 但前缘吸力面处仍然存在一个小的超音速气泡。

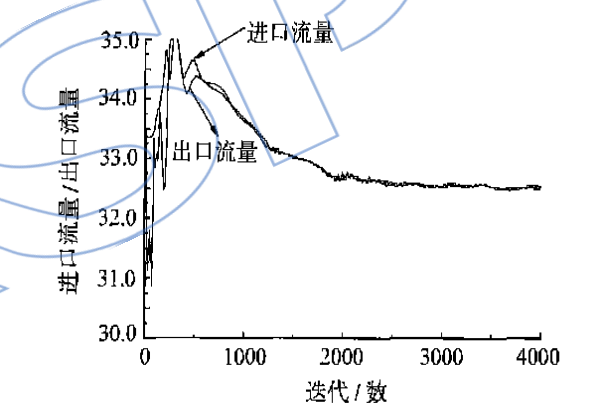


图5 接近失速工作点时的迭代过程
Fig 5 Iteration process near stall

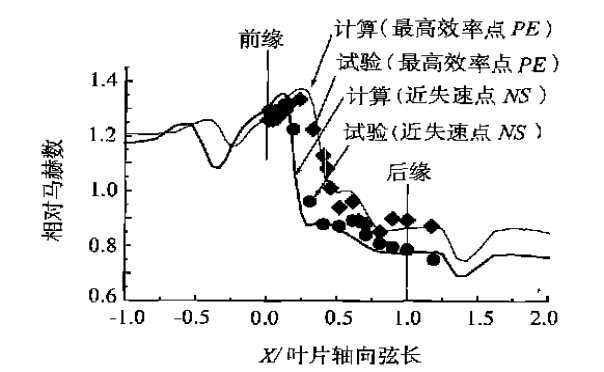


图6 离叶尖30%展向位置中弦长线上等相对马赫数计算与试验对比
Fig 6 Relative Mach number lines at mid-pitch rotor passage and 30% span from tip

图 6 是在 30% 展向位置上在通道半栅距线上 (mid-pitch), 计算与试验^[8] 相对马赫数在接近 PE 和 NS 工作点上进行的对比。图中横坐标 x 代表叶片中弦长线上某点到叶片前缘连线在轴向的投影。从图中可以看出, 在 45% 弦长以前, 计算与试验数值在两工作点上都比较接近, 其中包括激波位置以及波前波后的相对马赫数。这说明计算能够反映实际的激波强度。但在 45% 弦长后, 虽然计算与试验数值走向趋势基本相同, 但两者还是有点差别。

3 结 论

本文对 Rotor 67 单转子进行了三维可压缩非定常薄层近似的 Navier-Stokes 方程数值计算。计算和试验做了大量的对比研究, 包括性能、等马赫线以及总压和总温等。从对比结果来看, 在最高效率点附近计算与试验比较接近, 但在靠近失速点时计算与试验稍有较大的差别。流场分析表明激波后流体有分离, 导致附面层较厚, 尤其是叶片尖部流动损失过大, 与实际有一定的偏差。从流场分析来看, 激波与附面层干扰导致边界层增厚以及相关二次流动是损失的主要原因, 导致计算的总压比试验值低。此外, 试验数据的准确性也值得考虑, 但这方面我们没有原始数据。最后, 当流动接近喘点时, 单通道数值计算本身也不能准确反应流动的实际情况, 如喘振前的小扰动波等, 这些在计算中都无法模拟。因而, 在喘点计算中总会出现差别, 但总体趋势来看, 还是与试验相符的。

由于网格不够细, 紊流模型不够准确, 及没有考虑叶尖漏流, Rotor 67 单转子内部影响转子性能的流动细节如泄漏涡、马蹄涡等没有反映出来, 希望今后进一步深入研究。但是本文的研究在工程设计中有一定的价值, 可以为设计人员提供跨声速转子的喘振裕度及避免一个可能的失速点。

参考文献

- [1] Hathaway M D. Unsteady Flows in a Single-Stage Transonic Axial-Flow Fan Stator Row [R]. NASA Technical Memorandum 88929, 1986
- [2] Chen J P. Unsteady Three Dimensional Thin-Layer Navier-Stokes Solutions for Turbomachinery in Transonic Flow [D]. Mississippi State University, Mississippi, 1991.
- [3] Roe P L. Approximate Riemann Solvers, Parameter, Vectors and Difference Schemes[J]. *Journal of Computation Physics*, 1981, 43: 357~372
- [4] Osher S, Chkravarthy S. Very High Order Accurate TVD Scheme[R]. *ICASE Report No 84-44*, 1984
- [5] Adamczyk J J, Celestina M L, Greitzer E M. The Role of Tip Clearance in High-Speed Fan Stall [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115: 28~39
- [6] Pierzga M J, Wood J R. Investigation of the Three-Dimensional Flow Field Within a Transonic Fan Rotor: Experiment and Analysis[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 117: 436
- [7] China R V. Viscous Three-Dimensional Calculations of Transonic Fan Performance [R]. AGARD - LPP - 510, 1991
- [8] Strazisar A J. Investigation of Flow Phenomena in a Transonic Fan Rotor Using Laser Anemometry [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107: 427.