

文章编号:1000-8055(2009)10-2326-07

跨声速轴流压气机特性全三维黏性流动分析

贾海军, 吴 虎

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 应用 Steger-Warming 通量分裂技术,将守恒型方程中的流通向量分裂成两部分,应用 NND (non-oscillatory, containing no free parameters and dissipative) 格式对无黏项进行数值离散,黏性项采用中心差分格式,采用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 隐式推进迭代建立了跨声速轴流压气机性能及内流场三维 Navier-Stokes 方程的高分辨率和高效率的数值方法.数值模拟给出 NASA rotor 37 和 NASA rotor 67 性能及内流场流动结构.并进一步基于混合平面法建立了多级轴流压气机性能计算模型,详细分析了某一级跨声速轴流压气机性能和内流特性,计算与实验结果比较表明了本模型与方法可行的和可靠的.

关 键 词: 跨声速轴流压气机;数值模拟;通量分裂技术;混合平面法

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Three-dimensional viscous numerical investigations on the overall aerodynamic performance of transonic axial-flow compressors

JIA Hai-jun, WU Hu

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The internal 3-D viscous flow fields of the transonic axial-flow compressors were numerically analyzed using a time-marching finite difference method. This calculation method was developed by the LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) implicit scheme and NND (non-oscillatory, containing no free parameters and dissipative) scheme with Steger-Warming flux vectors splitting technique, and the centered difference scheme was used for the viscous portion. The mixing plane model was employed to simulate the internal 3-D viscous flow fields of multistage axial-flow compressors, so the overall performance for NASA rotor 37, NASA rotor 67 and one stage compressor was obtained and the internal flow fluids were analyzed in detail. As compared with experimental data, the good agreements are found, indicating the model and method are feasible and reliable.

Key words: transonic axial-flow compressors; numerically simulation; flux vectors splitting technique; mixing plane method

随着现代军用航空发动机推质比不断提高,轴流压气机的跨声速或超声速级设计显得尤为重要.在这一研究领域,叶轮机械的 CFD(计算流体动力学)技术起着愈来愈重要作用.目前现有的应

用于跨声速轴流压气机 CFD 计算程序的可靠性仍有待于进一步检验与证实^[1]. ASME(美国机械工程师协会)和 IGTI(国际燃气轮机学会)于 1994 年在第 39 届国际燃气轮机会议上共同发起

收稿日期:2008-10-09; 修订日期:2009-01-06

作者简介:贾海军(1980-),男,陕西铜川人,博士生,研究方向为叶轮机械.

了对世界现有叶轮机械 CFD 计算程序的算例测试,后来 A GARD(航空航天研究和发展小组)也做了类似的工作.共有 16 个著名的 CFD 程序参加了测试,将 NASA rotor 37^[2-4] 计算结果与实验结果进行了详细比较,结果表明,其压比计算值与实验偏差达到了 10%,效率的偏差也达到了 6%.普遍是压比计算值偏高,效率计算值偏低.这表明跨声速轴流压气机 CFD 模拟仍需要进一步完善与发展.

在上述测试程序中,方程的数值离散以中心差分为主要离散格式,加上二阶或四阶人工黏性项以捕获激波,在一定程度上能够捕获激波和一些流动细节,但是,准确获得激波的宽度、位置、以及激波前后参数是比较困难的.大量研究表明,附加人工黏性项会抹掉流体的一些流动特性.因此在跨声速轴流压气机 CFD 模拟领域发展更为有效的计算格式已成为近年来众多学者研究的重点课题之一.近年来,数值离散格式得到了快速发展,克服了在计算格式中加入人工黏性项的缺点,大大提高了流场预测的精度,这也为提高跨声速轴流压气机数值模拟水平提供了良好的基础.2003 年, R. V. Chima 和 M. S. Liou 应用 AUSM+ (advection up stream splitting method+) 格式成功计算了 NASA rotor 37,捕捉到了准确的激波位置.主要应用于叶轮机械数值模拟的 NUMECA 商业软件在中心差分的基础上也加入了迎风格式的计算模块.在国内,袁新^[5],姚吉先和周新海^[6]等应用高分辨率格式计算了跨声速压气机内部流场,也得到了比较准确的激波结构.本文采用 Steger-Warming^[7] 通量分裂技术将守恒型方程中的流通向量分裂成两部分,结合 NND(non-oscillatory, containing no free parameters and dissipative) 格式对无黏项进行数值离散,黏性项采用中心差分格式,结合 BL(Baldwin-Lomax) 湍流模型,应用 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 隐式时间推进方法,建立一套适合跨声速轴流压气机单转子/静子或多级压气机内流场全三维黏性流动分析的计算程序,详细模拟了 NASA rotor 37 和 NASA rotor 67 三维内流结构,并基于 Denton 的混合平面模型(mixing plane method),对某一跨声速压气机级性能及内流结构进行了详细分析,计算结果与相应的实验结果进行了比较,结果表明,本文计算速度快,效率高且结果可靠.

1 计算模型

1.1 控制方程

叶轮机械内部流动的三维可压缩、非定常黏性流动的 Navier-Stokes 方程组在圆柱坐标系(ρ, ϕ, z)下转换到一般曲线坐标系(ξ, η, ζ)下的方程组为

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} = \hat{K} \quad (1)$$

式中 $\hat{Q}$ 为描述流场的原参数; $\hat{F}, \hat{G}, \hat{H}$ 为无黏通量; $\hat{F}_v, \hat{G}_v, \hat{H}_v$ 是黏性通量; $\hat{K}$ 是源项.每项的具体表达式可参考文献[6].

1.2 数值离散格式

本文对无黏项的离散采用 Steger-Warming 通量分裂与 NND 格式相结合,黏性项离散采用中心差分法,并进一步基于文献[8],应用 LU-SGS 格式进行时间推进.与一般隐式算法相比,本方法无需求解块对角矩阵求逆的计算,大大提高了计算效率,且计算格式无条件稳定.

1.2.1 Steger-Warming 通量分裂法

以 ϕ 方向通量为例

$$F_1^\pm = J^{-1} \frac{\rho}{2Y} [2(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4 + \tilde{\lambda}_4 + \tilde{\lambda}_6] \quad (2)$$

$$F_2^\pm = J^{-1} \frac{\rho}{2Y} [2(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4 u + \tilde{\lambda}_4 (u - c\tilde{k}_1) + \tilde{\lambda}_6 (u + c\tilde{k}_1)] \quad (3)$$

$$F_3^\pm = J^{-1} \frac{\rho}{2Y} [2(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4 v + \tilde{\lambda}_4 (v - c\tilde{k}_2) + \tilde{\lambda}_6 (v + c\tilde{k}_2)] \quad (4)$$

$$F_4^\pm = J^{-1} \frac{\rho}{2Y} [2(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4 w + \tilde{\lambda}_4 (w - c\tilde{k}_3) + \tilde{\lambda}_6 (w + c\tilde{k}_3)] \quad (5)$$

$$F_5^\pm = J^{-1} \frac{\rho}{2Y} \left[2(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4 V^2 + \frac{\tilde{\lambda}_4}{2} (u - c\tilde{k}_1)^2 + \frac{\tilde{\lambda}_4}{2} (v - c\tilde{k}_2)^2 + \frac{\tilde{\lambda}_4}{2} (w - c\tilde{k}_3)^2 + W\Pi + P\Pi + \frac{\tilde{\lambda}_6}{2} (u + c\tilde{k}_1)^2 + \frac{\tilde{\lambda}_6}{2} (v + c\tilde{k}_2)^2 + \frac{\tilde{\lambda}_6}{2} (w + c\tilde{k}_3)^2 \right] \quad (6)$$

$$W_{\Pi} = \frac{(3 - \gamma)(\tilde{\lambda}_4 + \tilde{\lambda}_6)c^2}{2(\gamma - 1)}$$

$$P_{\Pi} = 2\rho(\gamma - 1)\tilde{\lambda}_4\tilde{k}_1(\tilde{k}_2w - \tilde{k}_3v)$$

$$\tilde{k}_1 = \frac{a_1}{\sigma}; \quad \tilde{k}_2 = \frac{a_2}{\sigma}; \quad \tilde{k}_3 = \frac{a_3}{\sigma}$$

$$a_1 = k\phi; \quad a_2 = k_r; \quad a_3 = k_z$$

$$\sigma = \sqrt{a_1^2 + a_2^2 + a_3^2}$$

式中 $\lambda_4, \lambda_5, \lambda_6, \lambda_7, \lambda_8$ 分别为雅可比系数矩阵 $\frac{\partial F}{\partial U}$ 的特征值; ρ 表示密度; u, v, w 分别表示周向、径向和轴向速度分量; γ 表示气体比热比; c 表示当地声速。

由于 Steger-Warming 分裂后的通量在声速点不连续,会引起一些小震荡,Steger 建议在特征值分裂公式中加入小量

$$\lambda_i = \frac{\lambda_i \pm \sqrt{\lambda_i^2 + \varepsilon^2}}{2}, \quad \varepsilon \text{一般取值 } 0.04.$$

1.2.2 NND 格式

$$U_j^{n+1} = U_j^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (\tilde{h}_{j+\frac{1}{2}}^n - \tilde{h}_{j-\frac{1}{2}}^n) \quad (7)$$

$$\tilde{h}_{j+\frac{1}{2}}^n = F_j^{+n} + \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta F_{j+\frac{1}{2}}^{+n}, \Delta F_{j+\frac{1}{2}}^{+n}) +$$

$$F_{j+1}^n - \frac{1}{2} \min \text{mod}(\Delta F_{j+\frac{1}{2}}^{+n}, \Delta F_{j+\frac{1}{2}}^{+n}) \quad (8)$$

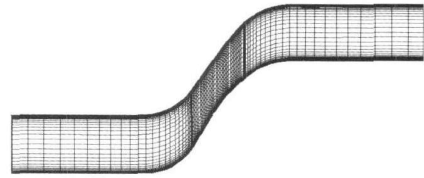
其中 $\min \text{mod}(a, b) = \begin{cases} a & a = b \\ 0 & a \times b = 0, \text{ 且 } a = b \\ a & |a| \leq |b| \\ b & |a| > |b| \end{cases}$

1.3 网格生成

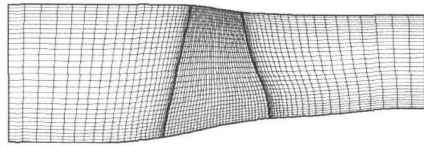
本文采用几何法生成网格.在靠近壁面附近对网格进行了加密,在远离壁面处,网格相对疏松.这样生成的网格方法简单,在流场计算时节省时间.对一级压气机的计算,在转子与静子之间轴向位置重合了一个网格,以方便交接面参数的处理,如图 1 所示.

1.4 湍流模型

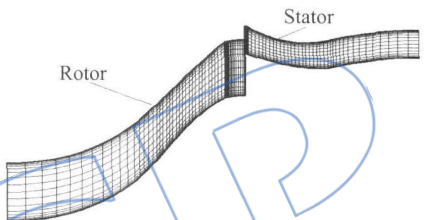
1978 年, Baldwin-Lomax^[9]提出了一种两层代数湍流模型(即 BL 模型).该模型不必积分运算和确定附面层厚度,不增加求解方程的数目,计算量小.另一方面,它具有一定的处理紊流分离的能力,对于非强分离流动,其计算准确度一般可以满足叶轮机流动计算要求.



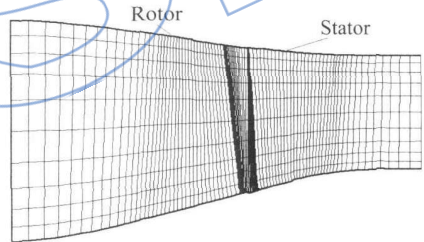
(a) 转子叶片展向网格



(b) 转子叶片子午面网格



(c) 压气机级展向网格



(d) 压气机级子午面网格

图 1 网格

Fig. 1 Grids

1.5 转子与静子之间交接面参数传递

为进行多叶片排的计算,必须处理相邻叶片排之间的信息交换,本文应用 Denton^[10]提出的混合平面法,该方法在保证质量、动量和能量守恒的基础上,允许沿周向非均匀气流的存在,以此来克服气流通过交接面时引起熵增的问题.具体方法如下:如图 2 所示, j_{mix} 为混合面位置,首先对交接面上游网格进行周向平均,得到某展向位置处通量在掺混面及其上游面处的 $\bar{Q}_{j_{\text{mix}}-1}$ 和 $\bar{Q}_{j_{\text{mix}}}$,而掺混面处每个网格点的通量为 $Q_{i,j_{\text{mix}}} = Q_{i,j_{\text{mix}}-1} \cdot \frac{\bar{Q}_{j_{\text{mix}}}}{\bar{Q}_{j_{\text{mix}}-1}}$.同理,下游计算时也采用类似的方法,

$$Q_{i,j_{\text{mix}}} = Q_{i,j_{\text{mix}}+1} \frac{\bar{Q}_{j_{\text{mix}}}}{\bar{Q}_{j_{\text{mix}}+1}}.$$

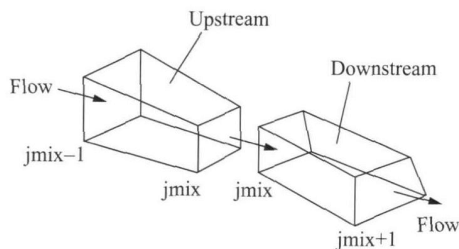


图 2 混合平面法简图

Fig. 2 Mixing plane method

2 计算结果与分析

2.1 NASA rotor 37 算例计算

NASA rotor 37 由 36 个叶片组成,转子进口全部处于超声速状态,设计转速为 17188.7 r/min,叶尖轮缘速度为 454.14 m/s。网格数为 (30 × 30 × 83) (切向 × 径向 × 轴向)。转速取 100% 设计转速时,在该条件下求得收敛时流量为 20.3 kg/s,实验^[2-3]的最大效率点工况下的流量为 20.52 kg/s。

2.2 NASA rotor 67 计算

NASA rotor 67 转子由 22 个叶片组成,设计转速为 16042.8 r/min,叶尖轮缘速度 454.14 m/s,网格数为 (30 × 30 × 83) (切向 × 径向 × 轴向)。转速取 100% 设计转速时,求得最高效率点工况下流量为 33.86 kg/s,实验^[11]的最大效率点工况下的进口流量为 34.76 kg/s。

2.3 Stage 1 计算

某一跨声速轴流压气机级(以下简称 stage 1),转子叶片个数为 28,静子叶片个数为 46。设计转速为 10720 r/min,此时第一级转子叶尖速度为 441.96 m/s,设计流量为 83.55 kg/s,设计压比为 1.74。转子通道网格数为 (11 × 17 × 53) (切向 × 径向 × 轴向),静子通道网格数也为 (11 × 17 × 53) (切向 × 径向 × 轴向)。转速取 100% 设计转速,压比为 1.74 时,本文计算对应的流量为 84.8 kg/s,而某大型商业软件计算对应的流量为 81.1 kg/s,二者与设计点流量相差均在 2% 以内。

2.4 计算结果及其分析

由于 stage 1 没有实验测量值,为了验证本文计算的准确性,本文首先应用某大型商业软件对 stage 1 进行了数值计算,将其计算结果与本文模拟结果进行了比较。为说明方便,本文用符号分别代表展向位置: H_{s1} 表示 NASA rotor 67 从叶根至叶尖 70% 展向位置; H_{s2} 表示 NASA rotor 37

从叶根至叶尖 50% 展向位置; H_{s3} 表示 stage 1 从叶根至叶尖 90% 展向位置; π 表示总压比; q_m 表示质量流量; η 表示绝热效率。

图 3 分别为三个算例在 70%、80%、90%、100% 设计转速时本文计算的压气机压比和绝热效率分布,图中同时给出了现有的实验结果和应用某大型商业软件计算 stage 1 的结果。其中图 3(a)、(b) 为本文计算和现有实验的 NASA rotor 37 压比和绝热效率分布,图 3(c)、(d) 为本文计算和现有实验 NASA rotor 67 的压比与绝热效率分布,可以看出,本文计算与实验结果比较接近,对于 NASA rotor 37,转速为 80% 设计转速时本文计算与实验差别最大,压比最大差值为 0.06,效率的最大差值为 0.05,对于 NASA rotor 67,在 100% 设计转速时本文计算与实验比较吻合。图 3(e)、(f) 为本文计算和应用某大型商业软件计算 stage 1 的压比与绝热效率分布,从中可以看到,本文计算流量略大于某大型商业软件计算值,相差大概在 0.3% 左右,总的趋势比较吻合。

图 4(a) 给出了最大效率点工况本文计算的 NASA rotor 67 在 H_{s1} 位置相对马赫数分布,叶片前缘附近马赫数为 1.27 左右;在吸力面上,从叶片前缘至叶中附近这一段区域,马赫数从 1.27 加速至 1.36 左右,激波出现在叶片弦长 50% 左右,激波过后,马赫数由原来的 1.36 减小到波后 0.9 左右,在尾迹,马赫数在 0.6 和 0.85 之间。图 4(b) 为最大效率点工况下实验 NASA rotor 67 在 H_{s1} 展向位置相对马赫数分布,叶片前缘附近马赫数为 1.2 左右;在吸力面上,从叶片前缘至 50% 弦长附近这一段区域,马赫数从 1.2 加速至 1.4 左右,激波出现在弦长 50% 左右,激波后,气流马赫数由原来的 1.4 减小到波后 0.9 左右。可以看出实验和本文计算的马赫数在激波前后对应位置偏差未超过 0.1,本文计算的激波位置稍微靠前一点;比较图 4(a) 和 (b),可以清楚看出,在超声速区,本模型相当准确地预测到了流动特征。

图 4(c) 为最大效率点工况 NASA rotor 37 在 H_{s2} 位置本文计算的相对马赫数分布图,可以看出,在转子前缘位置,马赫数为 1.3 左右,在吸力面附近前半段,马赫数增加到 1.4,激波出现在叶片弦长 60% 左右,激波过后,速度降为亚声速,马赫数在 0.9 左右,在尾迹,马赫数变成 0.7 左右。马赫数这些变化过程与图 4(d) 给出的最大效率点工况下实验结果比较符合,激波的位置

置、宽度,尾迹的位置、宽度大小均于实验值符合较好,所不同的是,本文计算的激波形状在靠近吸力面附近相对靠后,激波角度变小,激波强度减小,这使得本文计算波后马赫数略微大了一些.

图4(e),(f)分别是设计点本文计算和应用某大型商业软件计算的 stage 1 在 H_{s3} 位置相对马赫数分布图,可以看出,在转子前缘,本文计算的马赫数为 1.32 左右,某大型商业软件计算该位置的值为 1.34;从转子前缘至叶中,吸力面上速度加速,本文计算马赫数增加至 1.36 左右,某大

型商业软件计算马赫数为 1.4;本文计算的激波位置在靠近吸力面尾缘附近,某大型商业软件计算的激波位置并不明显;本文计算尾迹与某大型商业软件计算结果差别较大.在静子叶片区,本文计算的马赫数在吸力面附近出现环状马赫数等值线图,某大型商业软件的计算也出现了相同的环状马赫数等值线图,其马赫数值在相同的位置也比较接近,偏差在 0.05 以内.综合比较与分析结果说明,对于 stage 1 算例,本文计算结果与某大型商业软件计算结果还是比较一致的.

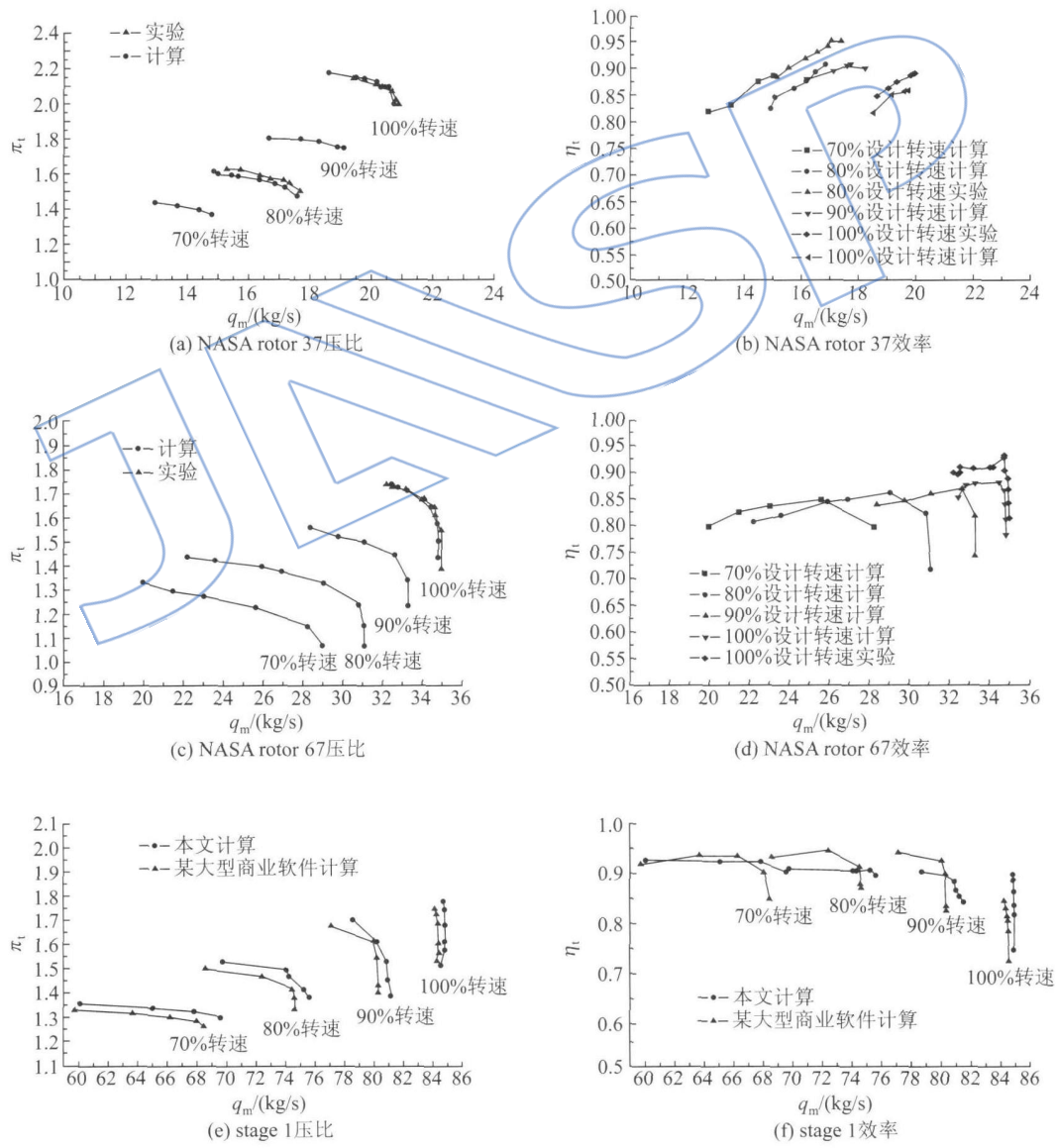


图3 总性能图

Fig. 3 Performances of compressors

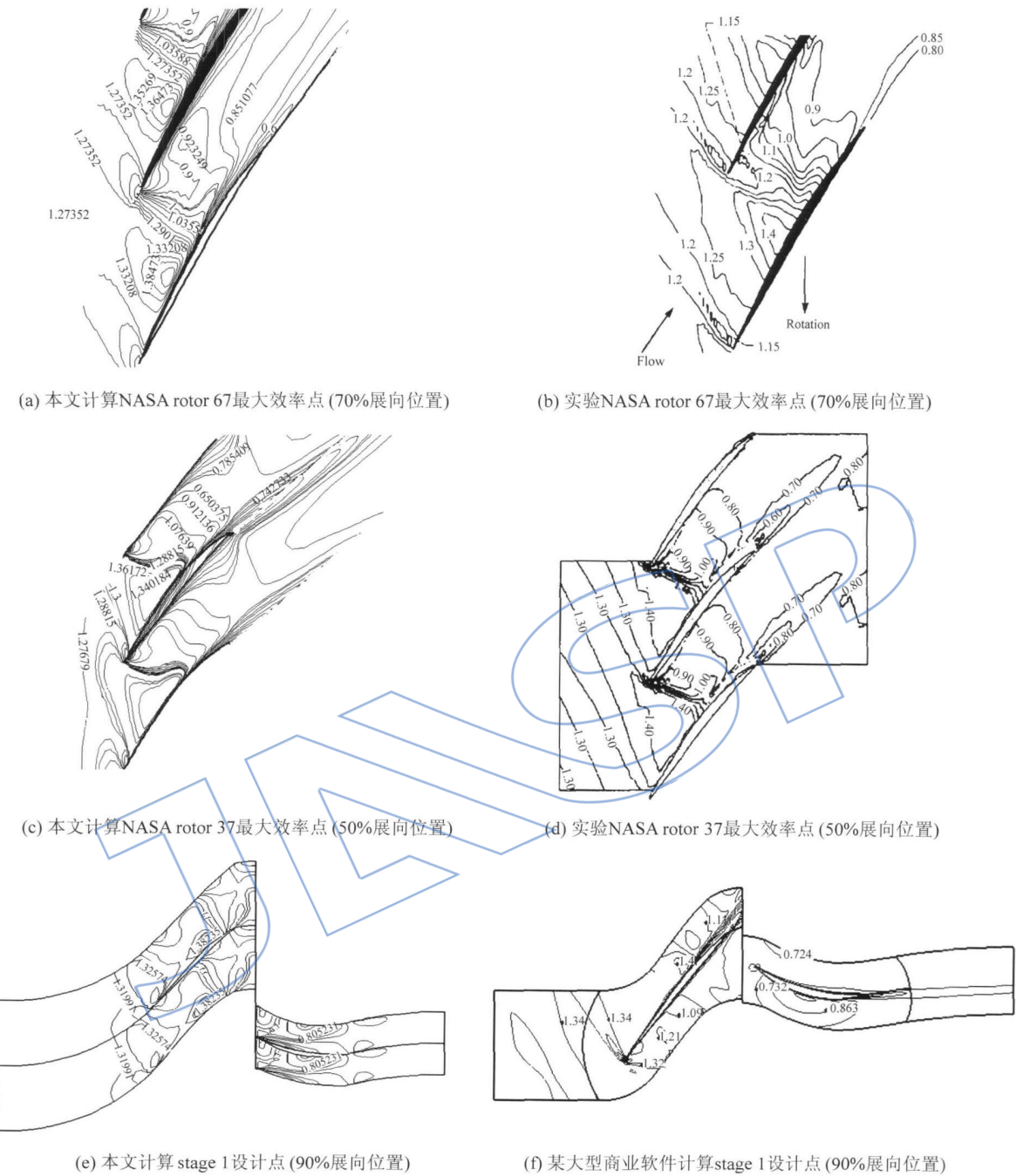


图 4 不同压气机展向位置马赫数分布
Fig. 4 Iso-Mach lines at span of compressors

3 结 论

- 1) 将 LU-SGS 隐式格式、Steger-Warming 通量分裂与 NND 格式相结合,应用 BL 模型,建立了一套适合跨声速轴流压气机内部全三维黏性流动的计算模型与方法.
- 2) 进一步基于混合平面法,建立了多级跨声速轴流压气机性能计算模型.

- 3) 应用所建立的模型与方法,详细模拟了跨声速单转子压气机 NASA rotor 37,NASA rotor 67 和某一级跨声速轴流压气机内流场流动,并分析了其内部流动细节.
- 4) 对 NASA rotor 37,NASA rotor 67 将本文计算结果同实验结果进行了详细比较,对 stage 1 将本文计算结果和某大型商业软件计算结果进行了比较,结果表明,本程序能够得到比较

准确的压气机总性能参数和压气机内部流动参数分布,对激波的位置、宽度模拟比较准确.

5) 通过实例计算表明,本文计算方法计算速度快,格式稳定性好,程序通用性好,计算精度可满足工程需要.

参考文献:

- [1] Chima R V, Liou M S. Comparison the AUSM + and HCUSP schemes for turbomachinery applications [R]. NASA TM-212457, 2003.
- [2] Reid L, Moore R D. Experimental study of low aspect ratio compressor blading[R]. ASME Paper 80-GT-6, 1980.
- [3] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly loaded, hinge-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [4] Suder K L, Celestina M L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[R]. ASME Paper 94-GT-365, 1994.
- [5] 袁新. 高精度高分辨率迎风格式应用于不同速度范围内黏性流动[J]. 工程热物理学报, 1997, 18(2): 164-168.
YUAN Xin. Applications of higher-order high resolution upwind scheme for viscous flow from low speed to supersonics[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1997, 18(2): 164-168. (in Chinese)
- [6] 姚吉先. 跨音速压气机流场数值模拟与激波组织研究[D]. 西安:西北工业大学, 1995.
YAO Jixian. Numerical simulation of flows in transonic compressor and analysis of the shock structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1995. (in Chinese)
- [7] Steger J L, Warming R F. Flux vector splitting of the inviscid gasdynamic equations with application to finite difference methods [J]. J. of Comput Phys., 1981, 40: 263-293.
- [8] 刘前智, 宁卫, 姚吉先, 等. 跨音速压气机级三维紊流流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 1996, 11(4): 369-372.
LIU Qianzhi, NING Wei, YAO Jixian, et al. Numerical simulation of 3-D flow in a transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(4): 369-372. (in Chinese)
- [9] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA Paper 78-257, 1978.
- [10] Denton J D. The calculation of three dimensionnal viscous flow through multistage turbomachines [J]. ASME J. Turbomachinery, 1992, 114(1): 18-26.
- [11] Strazisar A J, Wood J R, Hathaway M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor[R]. NASA TP-2879, 1989.