

跨声压气机内确定应力耦合问题研究

赵 军¹, 刘宝杰²

(1. 中国民用航空飞行学院 航空工程学院, 四川 广汉 618307;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于三维定常 Denton 程序发展了二维定常、二维非定常、三维非定常计算程序,以二维跨声压气机叶栅、三维跨声单级压气机近失速点为算例,进行确定应力耦合问题的研究. 结果表明:在确定应力应用到时均方程的耦合处理中存在一些因素导致时均方程的解和非定常解的时均值有一定偏差,它们分别是空间差分离散引入的误差、黏性相关项引入的误差、掺混面处理引入的误差. 在多排耦合问题中掺混面的处理方式至关重要,对耦合计算结果有较大的影响,简单的掺混面处理并不能获得理想的效果.

关 键 词: 确定应力; 跨声; 压气机; 非定常计算; 时间平均

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on problem of deterministic stress coupling in transonic compressor

ZHAO Jun¹, LIU Bao-jie²

(1. Aviation Engineering Institute,

Civil Aviation Flight University of China, Sichuan Guanghan 618307, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two-dimensional steady/unsteady, and three-dimensional unsteady calculation programs were developed based on three-dimensional steady Denton program. Researches on deterministic stress coupling were conducted on two cases: two-dimensional transonic compressor cascade and three-dimensional single-stages transonic compressor near stall point. It is found that, there are some deviations from time-averaged value of solution and unsteady solution of time-averaged equations when deterministic stresses are applied to coupling processing. The deviation of the coupling error originated from three sources: spatial difference discrete, viscosity correlation terms, mixing-plane processing. In multi-row coupling cases, the influences of mixing-plane are vital. It has a vital effect on the coupling calculation results. The simple mixing-plane processing can't get an ideal effect.

Key words: deterministic stress; transonic; compressor;
unsteady calculation; time-averaged

当前叶轮机械数值模拟中普遍采用的定常模拟技术和非定常模拟技术都有各自的不足之处. 前者在多叶片排交界面处理时采用掺混面平均的方式,忽略了上下游的非定常相互作用,而后者虽完整保留非定常细节,却因计算量庞大而难以应

用于工程设计.

为了在定常框架内考虑转静干扰效应,1985年美国国家航空航天局刘易斯研究中心的 Adamczyk 通过 3 个平均算子的引入,建立了描述叶轮机械内确定性非定常流动的通道平均方程 (av-

erage-passage equations)^[1],旨在通过引入确定应力来反映转静干扰效应对时均流动的影响.正如雷诺平均带来“雷诺应力模化”难题一样,Adamczyk 等的通道平均方法也引出了“确定应力”的建模难题,该项的建模精度和所需的计算量便决定了通道平均方程在工程上的应用前景^[2-7].为解决确定应力建模的难题,近二十多年来,国内外学者进行了许多创新性的工作^[8-19].

把目光从确定应力建模上移开,考虑这么一个问题:以非定常精确解后处理得到的确定应力代入时均方程进行求解,得到的结果和非定常时均结果是完全一致的吗?如果不一致,误差来源于哪些方面?这个问题直接决定着确定应力建模的使用前景.

本文在课题组三维定常 Denton 程序基础上发展了二维定常、二维非定常、三维非定常计算程序,以二维跨声压气机叶栅、三维跨声单级压气机近失速点为算例,进行确定应力耦合问题的研究,并分析了导致时均方程的解和非定常解的时均值偏差的各项来源.

1 数值方法

1.1 定常计算

定常模拟工具是课题组三维定常 Denton 程序,采用纯 H 型网格显式时间推进求解雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程,空间离散采用中心差分格式,并进行流向、径向和周向的光顺以提高稳定性,采用 3 层多重网格来加速收敛;湍流模型为混合长度模型;转静交界面采用 Denton 发展的掺混面技术^[20],保证交界面上下游的流量、动量、能量通量守恒.

1.2 非定常计算

计算域的选取采用了简单且广为使用的“模化叶片数”的方法,便于周期边条的处理.在核心算法不改变的前提下,采用双重时间步法在定常程序的平台上添加了物理时间步的循环,迭代过程中通过监测第 2 排叶片进口处的压力、速度以及计算域出口流量的脉动来判断收敛与否.

1.3 时均方程的导出

叶轮机械内的流场是复杂的、多尺度的,人们经常采用“平均”的手段来解决,这种方法最早是雷诺采用的,得到了雷诺平均 N-S 方程.把目光投注在旋转叶轮机械内的流动时,设计人员就期望能通过类似的手段得到叶轮机械内定常的、每

个槽道无差别的时均通道流动模型. Adamczyk^[1]用 3 个平均算子(系综平均、时间平均、通道平均)得到了这个模型.为了简化,这里仅介绍时间平均(下文简称时均)算子.

由于转子/静子之间相对位置随时间错动,在一个转子周期内一点处的流动参数是随不同的时刻而变化的,为此需要对参数进行时间平均,得到时均分量和确定性非定常脉动分量.后者使得时均方程相比系综平均方程增加了一些时间相关项,在动量方程中称为确定性应力项,在能量方程中得到的确定相关项称为确定性能量项,恰如雷诺应力项反映了湍流脉动分量对系综平均流场的作用一样,它们代表确定性非定常脉动分量对时均流场的作用.

对系综平均后的动量方程再施加时间平均 $\overline{u_i} = \overline{u_i} + u_i''$, 得到时均模型方程

$$\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial t} + \frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \gamma \nabla^2 \overline{u_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial (-\rho \overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial (-\rho \overline{u_i'' u_j''})}{\partial x_j}$$

式中 $\overline{u_i} = f(x, y, z)$ 和时间无关,故方程左端第 1 项为零,可写为

$$\frac{\partial \overline{u_i u_j}}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \overline{p}}{\partial x_i} + \gamma \nabla^2 \overline{u_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial (-\rho \overline{u_i' u_j'})}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial (-\rho \overline{u_i'' u_j''})}{\partial x_j}$$

式中

$$u_i'' = f_1(x, y, z, t), u_j'' = f_2(x, y, z, t), \\ \overline{u_i'' u_j''} = f(x, y, z)$$

即确定性应力是空间坐标点的函数,与时间无关.

2 二维跨声压气机叶栅算例

2.1 算例介绍

从 NASA67 第 1 级转子叶型提取叶中截面作为二维跨声压气机叶栅算例,首先对其进行定常计算,得到的马赫数云图及流线如图 1 所示,在吸力面前部存在较强的结尾正激波.

2.2 非定常计算

给定动态进口气流角 α_i , 变化规律为

$$\alpha_i = \alpha_0 + 5.0 \times \sin\left(2\pi \frac{N_i - 1}{N}\right)$$

式中 α_0 为定常计算的稳态进口气流角, N 为一个非定常周期中分成的物理步数,本算例中取值为 60; N_i 则是非定常计算中当前物理层的序号.图 2

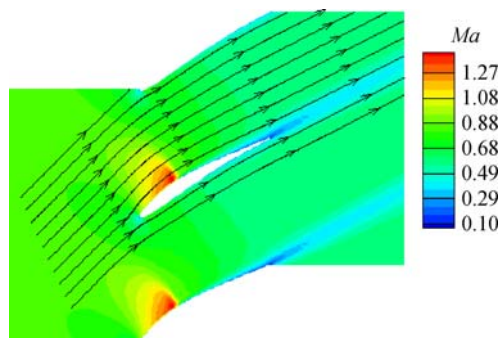


图1 马赫数云图及流线
Fig. 1 Contour of Ma and streamline

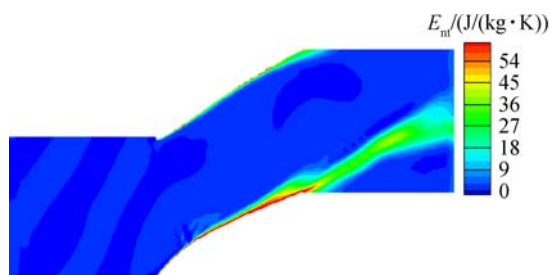


图2 熵值云图
Fig. 2 Contour of entropy

给出的是某物理瞬间的熵值(E_m)云图,从中可见,随着进口气流方向的摆动,尾缘处拖出来的尾迹不是直线型,而是有弯曲。

对非定常结果进行后处理,可以得到非定常时均流场和确定应力场.图3给出的是确定应力中的DSXX(量符号记为 $S_{d,xx}$ 代表确定应力 $(\rho V_x)'V_x'$)云图,其余变量不再给出。

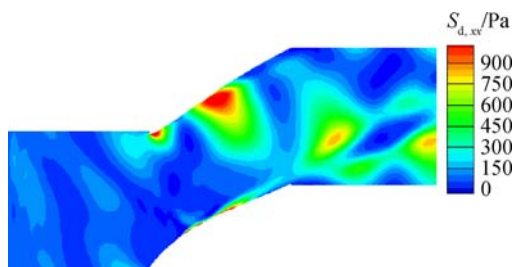


图3 DSXX云图
Fig. 3 Contour of DSXX

非定常后处理出来相关项要作为已知条件赋值给时均方程进行迭代。

2.3 耦合问题研究

为了分析确定应力的影响,下面对比分析确定应力耦合结果(COU_V0, COU_V1),与定常计算结果(ST)和非定常时均结果(UN)的流场,其中COU_V0代表不考虑黏性相关项,仅考虑前

11项确定应力的影响;COU_V1代表考虑全部13项确定应力的影响。

图4(a)给出了叶片吸力面第2道网格点的轴向速度沿轴向位置的变化曲线,图4(b)则是其局部放大图.从中可以看到:①该算例的非定常性较强,定常和非定常时均结果差别较大,特别是在激波处;非定常时均的结果比定常结果更为光滑一些;②COU_V1的结果和非定常时均结果较为接近,反映了确定应力的影响,但是COU_V1与非定常时均曲线没有非常好的吻合,尤其是在强激波处,则是因为CFD求解中差分代替微分会引入截断误差,该截断误差在激波处会放大;③COU_V0与COU_V1的结果相差不大,说明黏性相关项的影响较小。

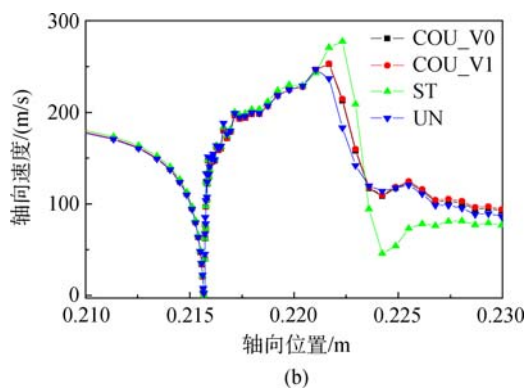
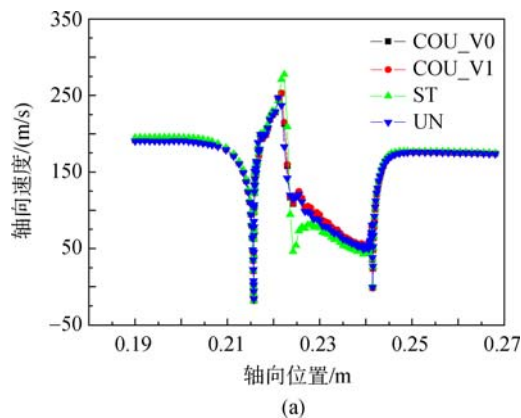


图4 轴向速度变化
Fig. 4 Variation of axial velocity

图5(a)给出的是周向平均的总压沿轴向网格点数的变化,图5(b)是图5(a)的局部放大图.从对比中可以得到和上述结论类似的规律,即定常和非定常时均差别较大,而考虑确定应力的COU_V0, COU_V1则和非定常时均吻合较好。

解的平均值是考虑非线性相关项的时均方程的解,这说明了非线性相关项添加的必要性和数

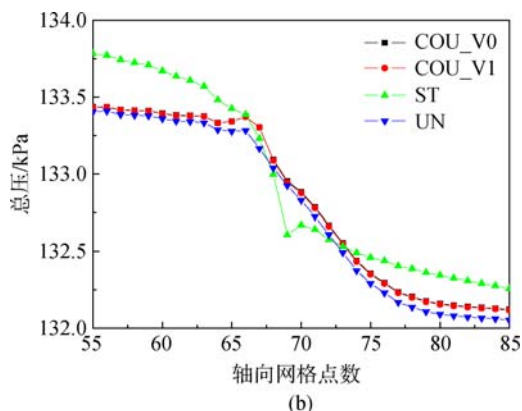
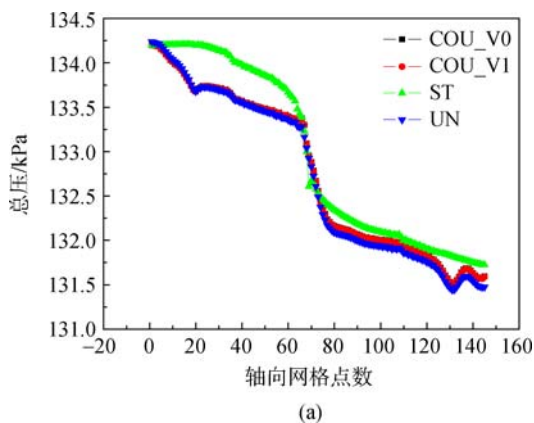


图5 总压变化

Fig. 5 Variation of total pressure

学上的逻辑严谨性.但是在计算流体力学方面,三维无黏情况下是由5个方程构成的偏微分方程组,考虑黏性的情况下会更复杂.采用空间离散格式用差分代替微分会引入截断误差、在计算机求解过程中因计算机字长的限制不可避免带来的舍入误差,均破坏了耦合问题的数学严谨性,从而导致即使是将非定常计算得到的确定应力全部代入时均方程,也不能与非定常时均解完全一致.

3 三维跨声压气机算例

3.1 算例介绍

该三维跨声单级压气机算例计算的是NASA67第1级进行转子、静子轴向间距缩短的情况.原型转子叶片数为22、静子叶片数为34,为便于进行非定常的计算,对静子叶片在保证稠度不变的前提下进行了模化,将静子叶片数由原先的34调整为33.转子、静子轴向都分布135个网格点,在前尾缘处进行局部加密,在叶片表面也进行了局部的加密,如图6所示.

3.2 非定常计算

非定常计算采用双重时间步推进,每个周期

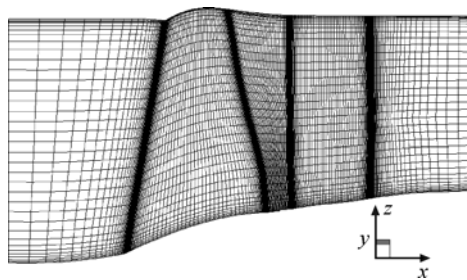


图6 网格示意图

Fig. 6 Schematic diagram of grid

分为72个物理时间步.图7给出了某物理时刻非定常流动的熵值分布等值线图,可以看到熵值在交界面处是连续的,同时可以看到上游转子尾迹在静子中的发展,以及在a处与静子叶片表面附面层的相互作用.

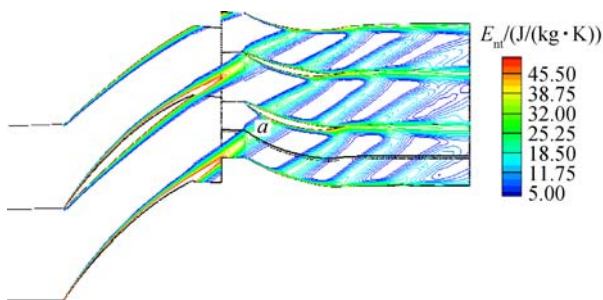


图7 某物理时刻非定常流动的熵值分布等值线图

Fig. 7 Isoline of unsteady flow entropy at a physical time

得到了各个物理时刻的流场之后,直接代数平均便可以得到非定常时均流场,图8所示是时均流场相对马赫数(Ma_r)云图.可以看到近失速工况时,激波面已经被推出叶排通道.

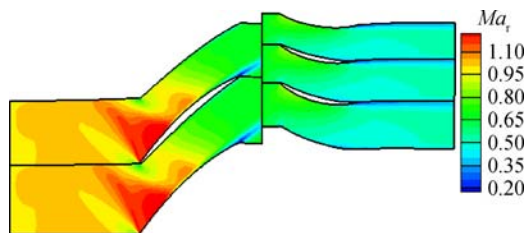


图8 时均流场相对马赫数云图

Fig. 8 Contour of Ma_r in time-averaged flow field

3.3 确定应力合成

得到了时均流场,继而可以得到各个物理时刻的脉动流场,之后便可以后处理得到确定应力场,图9是叶中截面的静子内2个确定应力分布,DSXX代表 $\overline{(\rho V_x)'V_x'}$ (量符号记为 $S_{d,xx}$);DSXT代表 $\overline{(\rho V_x)V_t'}$ (量符号记为 $S_{d,xt}$),可以看到确定

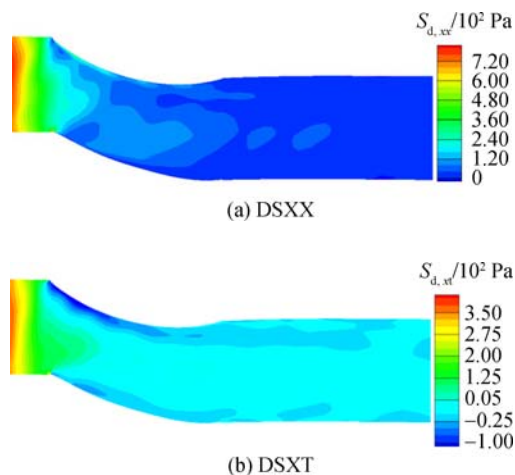


图9 确定应力云图

Fig. 9 Contour of deterministic stress

应力在交界面到叶片进口这段区域的周向均匀性相对较好,而进入叶片区后,均匀性变差。

3.4 耦合问题研究

用 ST2 代表一级定常掺混面计算, UN 代表非定常时均结果;在 ST2 基础上耦合非定常确定应力的计算用 COU2 来指代。本节的耦合计算考虑了黏性相关项的影响。

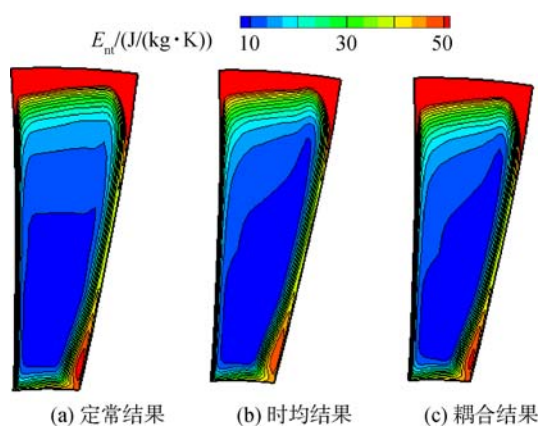
针对这 3 项结果,首先进行总参数的对比,下表 1 列出了 3 项计算的流量、压比、效率值,总体上 3 项计算的总参数差别不大。可以看到定常计算流量小于非定常时均值,耦合效果稍有恶化;效率方面,定常计算比非定常时均低 0.6 个百分点,耦合没有改善;在压比方面,定常计算的结果比非定常时均要低,耦合结果略有改善。

表 1 总参数的对比

Table 1 Comparison of total parameters

计算项目	流量/(kg/s)	压比	效率
一级定常(ST2)	34.07558	1.614659	0.853
一级耦合(COU2)	34.05567	1.614763	0.851
非定常时均(UN)	34.19936	1.615364	0.859

图 10 是静子尾缘附近 S_3 截面的熵值分布云图,从左到右分别是定常结果、时均结果、耦合结果。每幅云图的左边是压力面,右边为吸力面。可以看到在两个端壁以及吸力面区域存在高熵值区,对应着端壁和吸力面的附面层高损失。同时通过熵值分布等值线可以看到定常的等值线沿周向比较直,大致在一个径向位置上,而时均的则在吸力面一侧偏向高叶高处,耦合结果的等值线和时均的较为一致,反映了确定应力耦合的效果。

图 10 S_3 截面的熵值云图Fig. 10 Contour of entropy in S_3 section

更进一步,把该截面的叶中处的熵值提取出来,以周向弧度作为横坐标绘制熵值沿周向位置的变化,如图 11 所示,其中左边是压力面,右边是吸力面。可以看到定常沿周向比较均匀,而非定常时均则是压力面一侧熵值偏高,这是转子尾迹非定常扫掠该区域时向压力面迁移的时均表现,耦合结果则捕捉到了该现象。

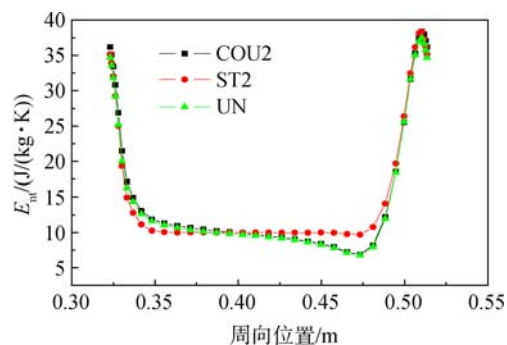


图 11 熵值的周向变化

Fig. 11 Circumferential variation of entropy

为细致考虑掺混面影响,补充单独静子计算域的两项计算:提取非定常时均的值作为静子进口边条进行定常迭代的计算,定义为 ST1;在 ST1 基础上耦合非定常确定应力的计算,定义为 COU1。图 12 给出 ST1, COU1, ST2, COU2 的计

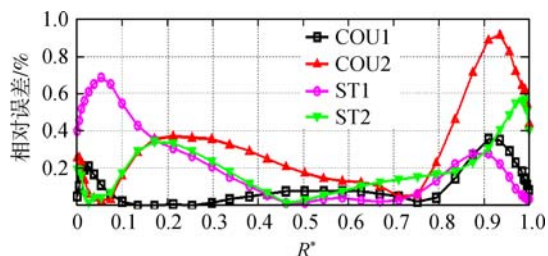


图 12 相对误差随半径的变化

Fig. 12 Variation of relative error with radial

算结果在静子出口处与非定常时均值的相对误差,横坐标是无量纲的半径 R^* , 0 代表轮毂, 1.0 代表机匣, 纵坐标则是周向流量平均总压的相对误差。

从总压的对比上可见, COU1 和非定常时均值吻合较好, 在 10%~80% 叶高范围相对误差都小于 0.1%; COU1 比 ST1 的预估精度大大提高, 反映出确定应力耦合进来的“正能量”, 同时也验证了三维耦合程序的正确性。COU2 的相对误差相比 COU1 要大得多, 而两者之间的差别仅在于静子进口边界条件的给定: COU1 给定的是非定常时均解, COU2 给定的则是一级计算中掺混面处迭代得到的数值。COU2 的相对误差比 ST2 还要大, 说明掺混面的“负能量”在某些算例下可以抵消确定应力耦合的“正能量”。以上是针对总压的分析, 其余如总温、气流角也呈现出类似的规律。

对于两排以上的算例, 在非定常确定应力耦合到时均方程上进行迭代求解时, 掺混面的处理是非常关键的。本文采用的掺混面处理方法在转静交界面处不直接传递静压, 而是通过交界面上下游周向积分的质量、动量和能量通量的守恒来上传静压, 同时在处理中把非定常引起的确定应力也包含在总通量中, 以轴向动量方程为例, 公式如下:

$$\left[\int (\overline{\rho V_x V_x} + \bar{p} + \overline{(\rho V_x)' V_x'}) dy \right]_{up} = \left[\int (\overline{\rho V_x V_x} + \bar{p} + \overline{(\rho V_x)' V_x'}) dy \right]_{dn}$$

式中量符号含义参见文献[19]。

这样处理较之传统的上游向下游传递总温、总压、气流角; 下游向上游传递静压的掺混面处理方法更加具备物理内涵, 其在多级定常计算时与非定常时均结果吻合较好, 得到了广泛的使用, 但是在确定应力耦合方面效果却不够理想。

从上述对比分析可以看到多排情况下的确定应力耦合问题相当复杂: 同一参数在不同的径向位置有改善有恶化; 而同一径向位置处不同参数也是既有改善又有恶化, 而其中的关键点则是掺混面的处理; 如何改进掺混面的处理, 使得耦合确定应力后的解更接近非定常时均值, 有待于进一步的数值研究。

4 结 论

本文通过对二维跨声压气机叶栅、三维跨声单级压气机近失速点进行定常方程、非定常方程

的求解, 并进行了非定常确定应力耦合求解得到的时均流场与非定常时均流场的对比, 分析得到以下主要结论:

1) 确定应力耦合问题存在 3 项误差来源, 分别是空间差分离散的误差、黏性相关项的误差、掺混面处理引入的误差。

2) 空间差分离散引入的误差在流场变化剧烈的地方明显增大。

3) 黏性相关项的影响较小可以忽略。

4) 在多排耦合问题中掺混面的处理方式至关重要, 对耦合计算结果有较大的影响, 简单的掺混面处理并不能获得理想的效果。

参考文献:

- [1] Adamczyk J J. Model equation for simulation flows in multistage turbomachinery [R]. ASME Paper 85-GT-226, 1985.
- [2] Adamczyk J J. A model for closing the inviscid form of the average passage equation system[J]. Journal of Turbomachinery, 1986, 108(2): 180-186.
- [3] Rhie C M, Gleixner A J, Spear D A, et al. Development and application of a multistage Navier-Stokes solver: Part 1 multistage modeling using body-forces and deterministic stresses[R]. ASME Paper 95-GT-342, 1995.
- [4] Sondak D L, Dorney D J, Davis R L. Modeling turbomachinery unsteadiness with lumped deterministic stresses[R]. AIAA 96-2570, 1996.
- [5] Van de Wall A J, Kadambi J R, Adamczyk J J. A transport model for the deterministic stresses associated with turbomachinery blade row interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 593-603.
- [6] 季路成. 轴流式叶轮机转子/静子干扰非定常流动探索研究[D]. 北京, 北京航空航天大学, 1998.
JI Lucheng. Research on rotor/stator interaction in axial turbomachinery[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998. (in Chinese)
- [7] 高丽敏. 离心压缩机级内流动的数值分析与实验研究[D]. 西安, 西安交通大学, 2002.
GAO Limin. Numerical and experimental research on centrifugal compressor[D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2002. (in Chinese)
- [8] Giles M. An approach for multistage calculations incorporating unsteadiness[R]. ASME Paper 92-GT-282, 1992.
- [9] He L, Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005-2012.
- [10] Chen T, Vasanthakumar P, He L. Analysis of unsteady blade row interaction using nonlinear harmonic approach [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 651-658.
- [11] Pechloff A, Laschka B. Small disturbance Navier-Stokes

- method, efficient tool for predicting unsteady air loads[J]. *Journal of Aircraft*, 2006, 43(1): 17-29.
- [12] Saiz G, Imregun M, Sayma A I. A multi-blade-row linearised analysis method for flutter and forced response predictions in turbomachinery[R]. ASME Paper GT2006-90789, 2006.
- [13] Stridh M, Eriksson L E. Modeling unsteady flow effects in a 3D transonic compressor[R]. ASME Paper GT2005-68149, 2005.
- [14] Vilmin S, Lorrain E, Hirsch C, et al. Unsteady flow modeling across the rotor/stator interface using the nonlinear harmonic method[R]. ASME Paper GT2006-90210, 2006.
- [15] 柳阳威, 黄卫兵, 刘宝杰. 离心压气机确定应力场分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3): 534-540.
LIU Yangwei, HUANG Weibing, LIU Baojie. Analysis of deterministic stresses in a centrifugal compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3): 534-540. (in Chinese)
- [16] 高丽敏, 李晓军, 高杰, 等. 确定应力模型在离心压缩机级流场模拟的应用[J]. *机械工程学报*, 2011, 47(2): 166-172.
GAO Limin, LI Xiaojun, GAO Jie, et al. Application of deterministic stresses model in simulation of centrifugal compressor stage flow field[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2011, 47(2): 166-172.
- [17] 刘波, 王雷, 黄建. 非线性谐波法在双级对转压气机中的进一步校检[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(6): 1333-1341.
LIU Bo, WANG Lei, HUANG Jian. Further validation of NHM in two-stage counter-rotating compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1333-1341. (in Chinese)
- [18] 赵军, 柳阳威, 刘宝杰. NASA67级非定常流场的频域分析[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(8): 1371-1377.
ZHAO Jun, LIU Yangwei, LIU Baojie. Frequency-domain analysis of NASA67 unsteady flow field[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(8): 1371-1377. (in Chinese)
- [19] 赵军, 刘宝杰. 非线性谐波法的进一步校验分析[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(4): 680-686.
ZHAO Jun, LIU Baojie. Application of nonlinear harmonic method in numerical simulation for turbomachinery[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4): 680-686. (in Chinese)
- [20] Denton J D. The calculation of three-dimensional viscous flow through multistage turbomachines[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(1): 18-26.

(编辑: 王碧琚)