

文章编号:1000-8055(2011)01-0128-08

黏性彻体力建模方法及其应用

刘 超, 宁方飞

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 研究了将 Navier-Stokes 方程中黏性项简化为黏性彻体力的建模方法,并将该模型加入已有的计算流体力学(CFD)程序中,实现了用三维欧拉方程加黏性彻体力模型快速模拟叶轮机三维非定常流动的方法.使用该方法对进气周向总压畸变条件下的某双级压气机非定常流场进行了模拟,并与雷诺平均的 Navier-Stokes(RANS)程序的计算结果进行了对比,结果表明,基于黏性彻体力模型的方法能以很少的计算资源给出与 RANS 模拟基本相当的计算结果.

关 键 词: 黏性彻体力模型; 进气畸变; 三维非定常流; 多级压气机; 压气机稳定性

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Investigation on distributed viscous body force modeling and its application

LIU Chao, NING Fang-fei

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: The modeling method of viscous terms of Navier-Stokes equations using distributed viscous body forces was investigated. Then a fast calculation code for the three-dimensional (3-D) unsteady flow in turbomachine was developed, by solving 3-D unsteady Euler equations with the distributed viscous body force model. The code was used to simulate the unsteady flow in a two-stage compressor under circumferential total pressure inlet distortion, and the results were compared with Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) results. This demonstrates that, in the simulation of the unsteady flow in the multi-stage compressor under inlet distortion, the results obtained by the distributed viscous body force model agree well with the RANS results, with substantially less computational cost.

Key words: distributed viscous body force model; inlet distortion;
three-dimensional (3-D) unsteady flow; multi-stage compressor;
compressor stability

进气畸变是造成航空压气机气动性能显著降低的重要外部因素,并且不可避免.因此,在压气机的工程设计中,对进气畸变的考虑以及对压气机在进气畸变条件下气动性能的考核贯穿于整个设计过程.发展能快速准确预估压气机在进气畸变条件下的性能的计算方法,是完善压气机设计

体系的关键技术之一^[1-2].

对于径向畸变,仍可以采用定常模拟方法,而基于求解 RANS(雷诺平均的 Navier-Stokes 方程)的定常计算流体力学(CFD)方法现在已是设计体系中常用的技术.而对于周向及复合畸变,要获得较为可靠的解,则必须求解非定常黏性流

收稿日期:2009-11-11; 修订日期:2010-04-06

基金项目:航空科学基金(2009ZB51022)

作者简介:刘超(1986—),男,江西南昌人,硕士生,主要从事叶轮机 CFD 及气动建模研究.

场,而且由于畸变形式通常沿周向不具有对称性,所以需要取压气机整环为计算域.这在现阶段还难以被工程界所接受,需要使用一定程度的简化方法.其中比较成熟的方法是用一维模型加上平行压气机理论来研究进气畸变的方法.一维模型(stage-by-stage)将压气机沿轴向以级为单位分成一个个单元,分别列出控制方程;平行压气机理论是将压气机沿周向分成畸变区和非畸变区,每部分都看成独立工作的子压气机,都有各自不同的进口条件,都各自按均匀进气的压气机特性工作.平行压气机理论最大的问题在于无法考虑有着不同进气条件的区域间流动的掺混,而且一维模型太过简单.激盘模型^[3]相对于平行压气机模型取得了一些进步,叶片排以外的流场可以通过求解三维欧拉方程获得,一个叶片排则被简化成一个面,而对叶片排的模化则转化成了对“人工边条”的处理.该方法可以考虑叶片排以外的区域内不同流动状态的气体之间的掺混.但是,该方法无法反映叶片排内的流动,并且需要补充较多的经验公式.周向平均的彻体力模型则更前进了一步,可以部分考虑压气机内的三维流动以及叶片排对扰动的迟滞效应,其控制方程是对三维 Navier-Stokes 方程在一个叶片栅距内进行周向平均得到的,平均后的控制方程仍然是三维的,但周向偏导数项消失,叶片的作用可模化成彻体力作用在平均流上.不同周向位置的流动之间的掺混在控制方程中就能体现出来.这类方法用于模拟风扇/压气机畸变流场、非稳态扰动对压气机稳定性的影响等获得了较好的结果^[4-7].但是,由于周向平均彻体力模型忽略了叶片通道内部的流动结构,需要额外补充落后角、损失、堵塞等经验公式,所以其计算的准确性与这些经验公式密切相关.

相对而言,进气畸变是一个大尺度(时间、空间、幅度)非定常现象,它可同时影响多个叶片通道,因此将每个通道内的流动都看作是均匀进气下的稳定流动具有一定的合理性.而以上所提及的模型及方法都显式或隐式地采纳了这个假设.

但另一方面,叶轮机内固有的非定常现象,虽然相比进气畸变是高频扰动,却也会对流场造成较大影响,如转静干涉等.而一般周向平均彻体力的方法都直接忽略了这部分影响,虽然有的研究者加入了 Deterministic Stress 模型去考虑转静干涉^[8],是也只是考虑了它对时间平均流场的影响,非定常响应无法反映出来.

针对以上问题,Xu 等提出了黏性彻体力的方法^[9-10],叶片排在其方法中被保留,只有黏性项被模化成源项,加入到三维非定常欧拉方程中.因此,模型的准确性完全取决于对黏性项的模化,要能够正确反映出黏性项对大小尺度非定常扰动的响应.Xu 等发现,在实际的非定常流动中,只要叶片附面层受到的扰动不大,它的阻力系数(单位体积的黏性彻体力比上当地动压头)的分布就基本不变.因此,可以从定常结果中提取阻力系数分布,用到非定常计算中,去模化黏性彻体力,应能很好地反映出黏性彻体力对非定常扰动的响应.

如果有了一台压气机在一系列均匀进气下的单通道定常流场解,就可以算出每个叶片排在不同流动状态下的阻力系数分布,并将这一系列分布与该叶片排的流动参数(比如流量系数)相关联.在模拟进气畸变时,就可以根据每一个叶片通道的流量系数,选取对应的阻力系数分布,来模化黏性彻体力.由于不需要计算黏性通量,网格点数可以取得相对很少,即使进行压气机整环非定常模拟,其计算量在工程上仍可接受.

本文就是在 Xu 等提出的黏性彻体力模型的基础上,首先对建模方法的适用性进行了研究,并基于已有 CFD 程序,发展了相应的模拟程序,通过对进气周向畸变条件下的多级压气机非定常流场的模拟进一步测试了模型的能力.

1 黏性彻体力模型

基于黏性彻体力模型的控制方程的一般形式可以写为

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \begin{vmatrix} \rho u \\ \rho v \\ \rho w \end{vmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{vmatrix} \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \end{vmatrix} + \frac{\partial}{\partial y} \begin{vmatrix} \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \end{vmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{vmatrix} \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{vmatrix} \\ \frac{\partial \rho e}{\partial t} + \frac{\partial \rho H u}{\partial x} + \frac{\partial \rho H v}{\partial y} + \frac{\partial \rho H w}{\partial z} = \phi \end{cases} \quad (1)$$

其中 f_x, f_y, f_z 分别为单位体积的黏性彻体力 $\mathbf{f}$ 在 x, y, z 方向的分量, ϕ 是热传导和黏性力做功项之和.

$\mathbf{f}$ 的模化基于 Xu 等的方法^[9]. 首先, 在密网格上利用基于 RANS 的 CFD 计算压气机定常流场; 然后, 将密网格上计算的表面黏性应力项插值到用于黏性彻体力模型计算的粗网格上. 在获得了粗网格上的黏性应力项后, 求出表面黏性应力的合力 $\mathbf{F}$, 最后在粗网格上可计算出每个控制单元的阻力系数

$$C_d = -\frac{\mathbf{F} \cdot \mathbf{V}_{\text{ref}}}{\rho V_{\text{ref}}^3 \Delta V} \quad (2)$$

其中 $\mathbf{V}_{\text{ref}}$ 是相对速度, ΔV 是粗网格控制单元体积. 在粗网格上采用黏性彻体力模型计算时, 黏性彻体力被模化为

$$\mathbf{F} = -C_d \rho |\mathbf{V}_{\text{ref}}| \mathbf{V}_{\text{ref}} \Delta V \quad (3)$$

文献[9]指出, 对于一般的非定常流动, 黏性彻体力是有较大的变化的, 但阻力系数变化相对较小, 这也是在黏性彻体力模型中需要先计算阻力系数分布, 然后再根据当地流动速度求出黏性彻体力的原因. 利用式(2)计算出的阻力系数 C_d 分布, 在流量系数变化不大时可以保持为常量, 如果流量系数变化大, 则可以事先计算出多个流量系数下的 C_d 分布, 然后根据当前的流量系数插值出要使用的 C_d 分布.

ϕ 的原始表达式可以写为

$$\phi = \frac{\partial}{\partial x_i} (q_i + \tau_{ij} V_j) \quad (4)$$

其中 $\mathbf{V}$ 是绝对速度, 根据文献[11], 对于高雷诺数流动, 普朗特数接近 1, 且轴流压气机内相对总温可以认为周向近似均匀, 且认为在展向上没有因为热传导和黏性力做功导致的能量交换, 所以在边界层内近似满足下式:

$$q_i + \tau_{ij} V_{\text{ref}, j} = 0 \quad (5)$$

即黏性力做功项与热传导项平衡, 其中 $\mathbf{V}_{\text{ref}}$ 是相对速度. 所以 ϕ 可以模化为

$$\phi = r\omega f_\theta \quad (6)$$

其中 ω 是转子旋转速度, f_θ 是单位体积黏性彻体力在周向的分量.

对于如式(2)给出的阻力系数的求解, 在通常情况下, 计算的阻力系数大于 0, 但如果黏性流场解中速度型存在拐点(分离或逆压梯度下的边界层、尾迹等), 则可能会得到负值. 当发生这种情况时, 利用式(3)计算的黏性力与速度同向. 而在实际计算过程中, 为保证计算的收敛性, 是需要黏性

力与速度反向的, 因为 $|\mathbf{V}_{\text{ref}}|$ 增大, 阻力 $|\mathbf{F}|$ 也增大, 使 $|\mathbf{V}_{\text{ref}}|$ 在阻力的作用下减小, 反之亦然, 并最终收敛至某平衡状态. 当阻力系数小于 0 时, 以上过程是相反的, 即速度越大, 黏性力越大, 而由于它们同向, 所以是相互增益的, 最终导致计算发散. 为解决这个问题, 在计算中可简单地将 $C_d < 0$ 的情况强制为 $C_d = 0$.

2 算例验证及分析

对于基于 RANS 的流场模拟, 采用了自行开发的 MAP(multi-block aerodynamic prediction)程序^[12]. 该程序采用有限体积方法进行空间离散, 可处理多块结构化计算网格. 对流通量的计算采用了 LDFSS(low-diffusion flux-splitting scheme)方法, 并利用 MUSCL(monotone upstream-centered scheme for conservation law)插值获得三阶精度, 黏性通量采用常用的中心差分. 湍流模型采用改进的 Spalart-Allmaras 模型. 分别用 MAP 程序和基于黏性彻体力模型的计算程序模拟了带进口导叶的 2 级压气机均匀进气下的特性, 以及周向总压进气畸变下的压气机流场. 以下为两种方法计算结果之间的对比分析.

2.1 均匀进口条件下的计算结果

图 1 给出了 RANS 计算和模型计算所使用

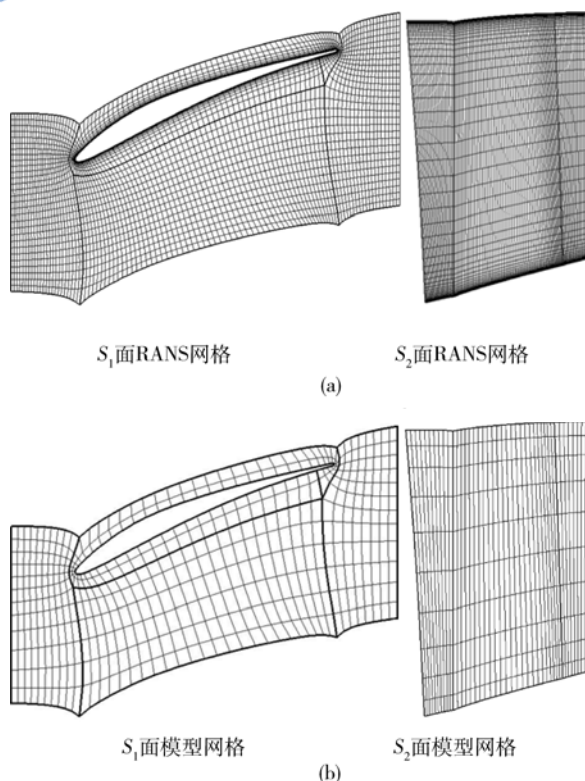


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

的计算网格,以单排叶片为例,RANS 程序和黏性体力模型程序使用了相同拓扑结构的网格,每个叶片通道内的计算网格点数分别为 22 万(流向、周向、径向分别为 83,41,61)和 0.6 万(流向、周向、径向分别为 43,11,11),网格点数之比约为 37:1.另外,RANS 计算时考虑了转子的叶尖间隙,而在利用模型计算时,叶尖间隙不予考虑。

首先,对带进口导叶的两级压气机完成均匀进气条件、设计转速下压气机特性的定常 RANS 模拟.然后,从 RANS 模拟的每个工作点结果中提取并计算出粗网格下的阻力系数 C_d 分布,这样就可以得到一条特性线的 C_d 分布的序列.采用黏性体力模型程序计算时,可根据当前计算的流量系数(或在跨声条件下时可取用堵点流量无量纲化的流量值)从 C_d 分布的序列中插值得到当前的 C_d 分布.根据这种方法,采用模型计算的压气机压比特性与 RANS 解的比较见图 2.由图可见,模型计算的压比整体低于 RANS 结果,误差最大约 3%.而模型计算的数值失速点与 RANS 结果吻合很好.图 3 和图 4 给出了在最高效率点的两种方法计算的压比、流量系数沿相对叶高的分布.由图 3 给出的压比径向分布可以看出,模型计算值与 RANS 结果偏差较大,尤其是在第二级转子出口.究其原因,主要是在采用模型进行计算时,由于使用的是空间分辨率低的粗网格,网格数值黏性大,从而数值熵增高、计算的损失大,特别是叶片前缘的网格分辨率不够造成高熵增区域,所以计算的压比低.从图 4 看到,虽然压比模拟不够准确,但模型计算的流量系数的展向分布与 RANS 结果吻合得很好。

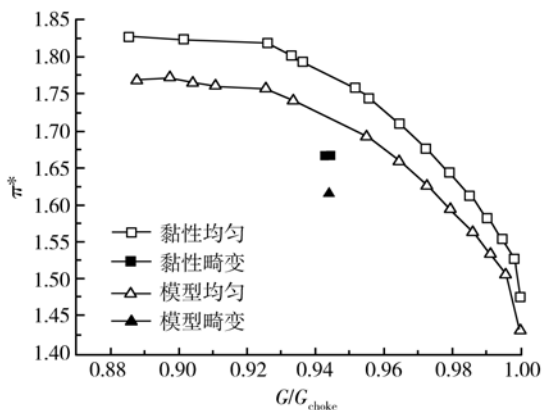


图 2 压比特性对比

Fig. 2 Comparison of total pressure ratio calculated by model and by RANS

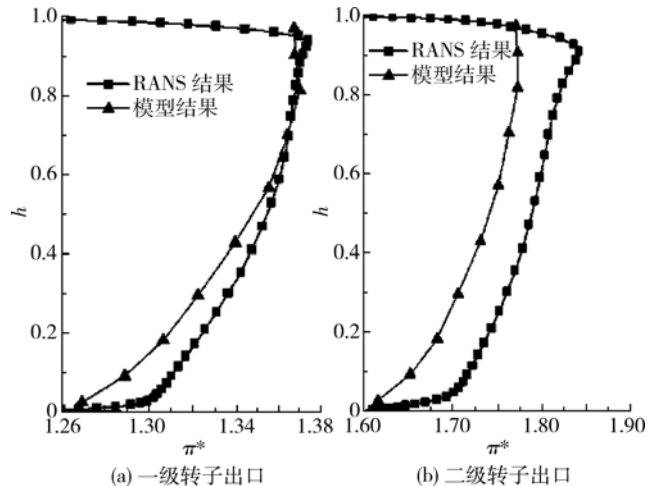


图 3 设计点总压比径向分布

Fig. 3 Radial distribution of total pressure ratio at design point

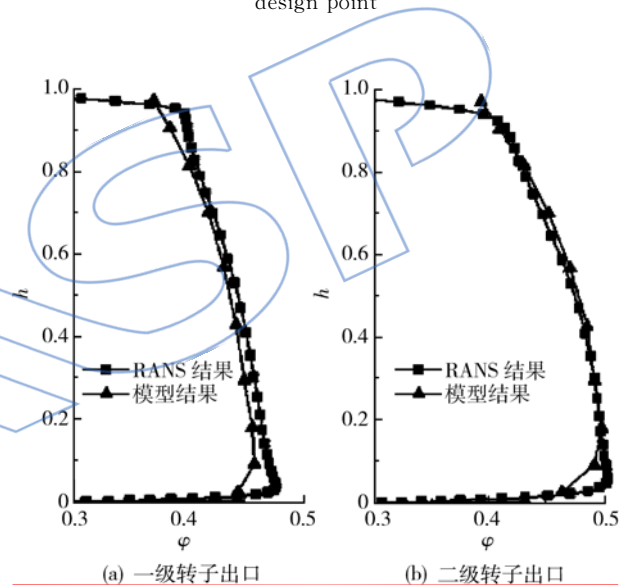


图 4 设计点流量系数径向分布

Fig. 4 Radial distribution of flow coefficient at design point

2.2 进口稳态总压畸变条件下的计算结果

为进一步验证和分析黏性体力模型的能力,完成了该两级压气机在进口周向总压畸变条件下的非定常模拟.总压畸变图谱如图 5 所示,畸变区沿周向为 60° ,畸变区内总压为非畸变区的 90%.由于畸变团为 180° 对称分布,所以在模拟时可以只取半环压气机(同时将叶片约化为偶数)为计算域.在进行非定常 RANS 模拟时,为减少计算量,计算网格点数调整为每个叶片通道约 7 万(流向、周向、径向分别为 60,31,31),模型计算所采用的网格密度与前面提及的定常计算所用网格相同,网格点数之比约为 12:1.在各自的网格

规模下,进行 RANS 和基于黏性彻体力模型的非定常模拟,获得周期性良好的非定常解其计算时间比约为 100 : 1,可见采用模型可以节省大量的计算量。

图 2 中给出了 RANS 模拟和模型模拟的畸变条件下该压气机的工作点。可见,在进气周向总压畸变条件下,压比有所降低(约为均匀进气条件下的 94%)。另外,RANS 和模型模拟的压比相对降低量吻合得很好。

图 5~图 7 给出了压气机进口、一级转子出口、二级转子出口在 50% 叶高处的总压、总温和轴向速度的周向分布。从定量上讲,模型计算的总压周向分布形式与 RANS 结果吻合很好,只是在第二级转子出口处总压值略低;而总温、轴向速度的周向分布在定量上吻合也很好。图 8~图 11 分

别给出了绝对总温和轴向速度的瞬态分布,可见采用黏性彻体力模型计算的流场结构与 RANS 结果吻合较好,特别是模型很好地模拟出了速度畸变区域的轴向及周向迁移、叶片排及其尾迹在通过畸变区时的流动变化(图 8 和图 9),以及畸

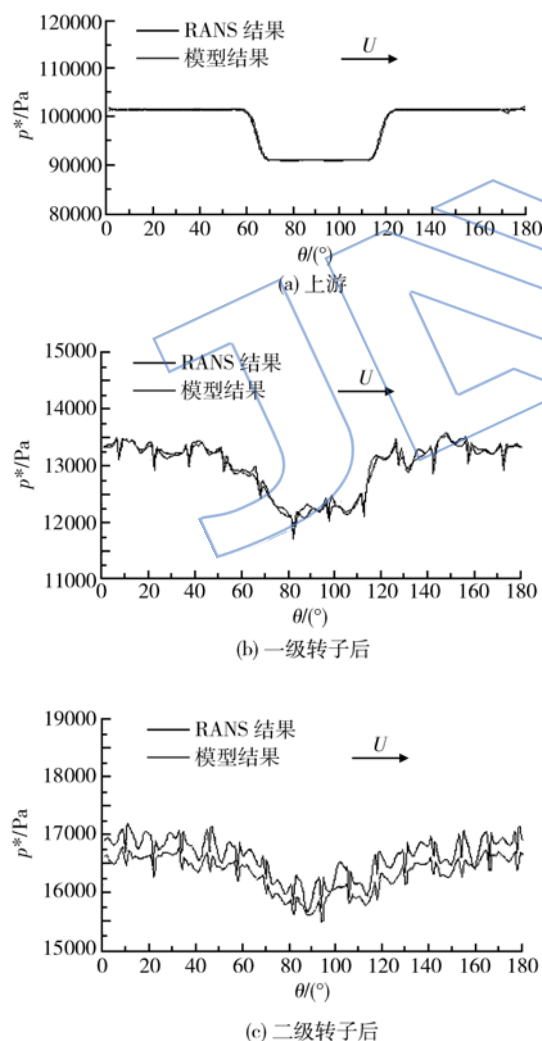


图 5 50%叶高处总压周向分布

Fig. 5 Circumferential distribution of total pressure at 50% span

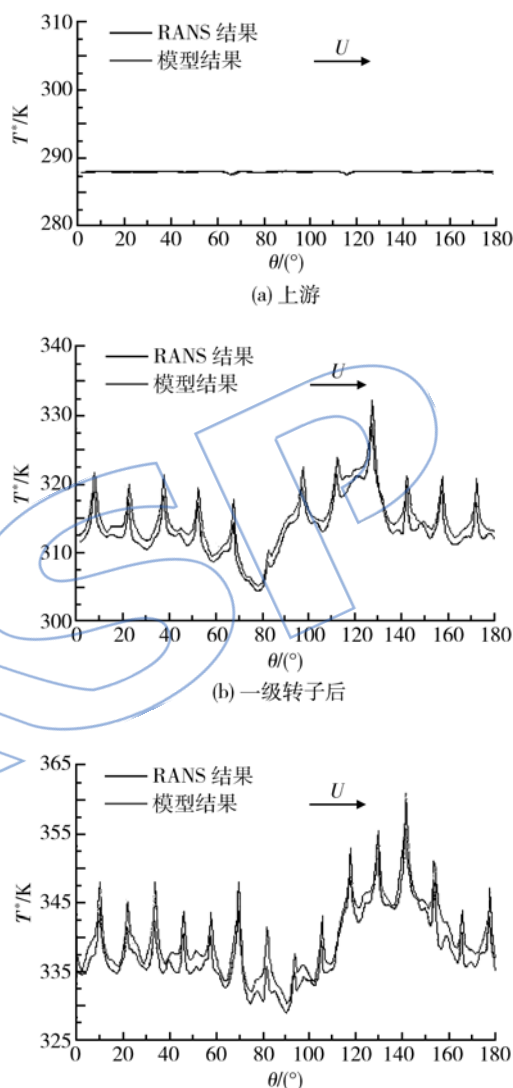
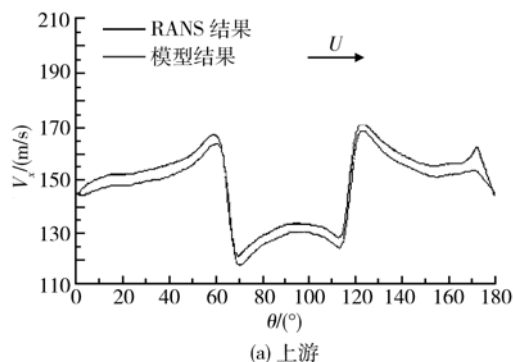


图 6 50%叶高处总温周向分布

Fig. 6 Circumferential distribution of total temperature at 50% span



(a) 上游

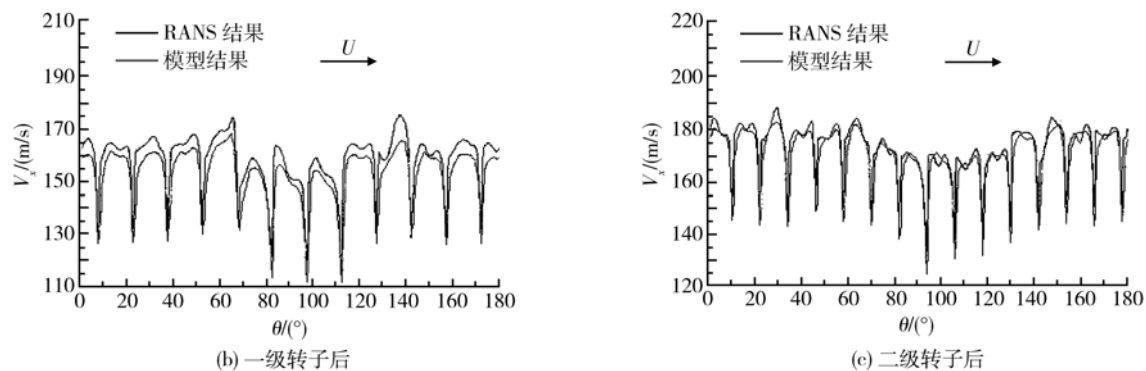


图 7 50%叶高处轴向速度周向分布

Fig. 7 Circumferential distribution of axial velocity at 50% span

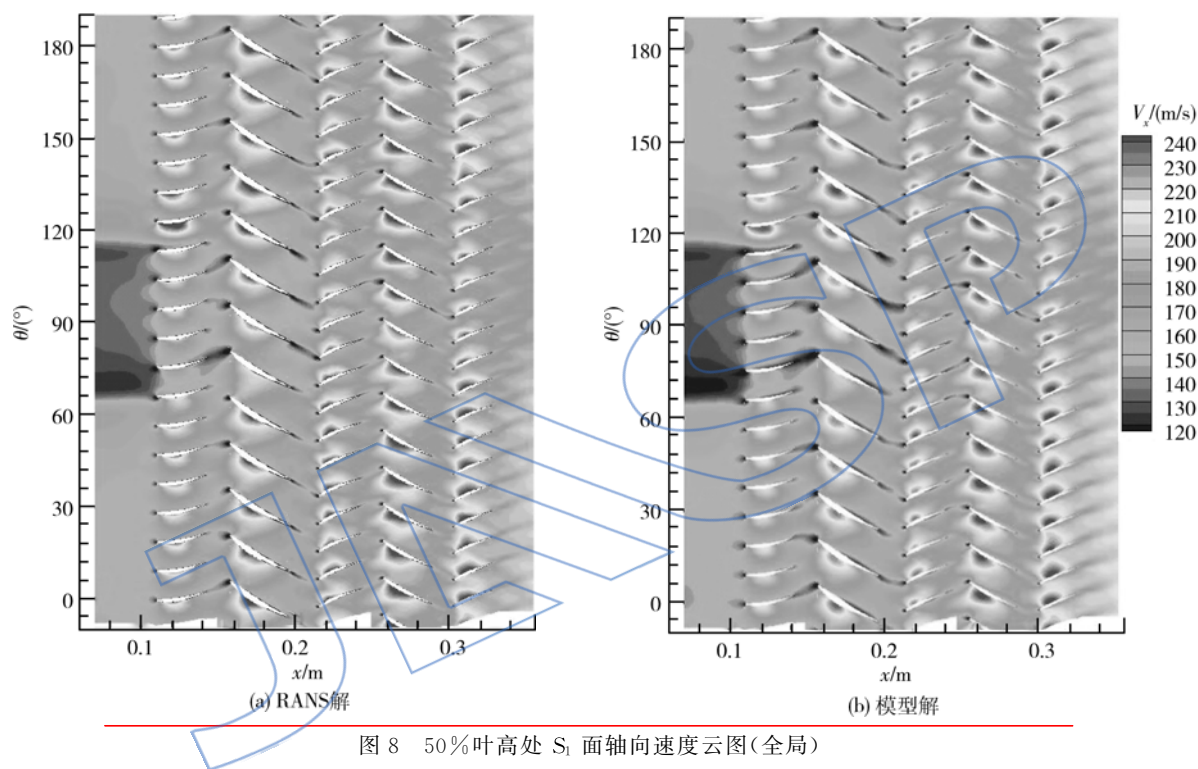
图 8 50%叶高处 S_1 面轴向速度云图(全局)

Fig. 8 Axial velocity distribution at 50% span (global)

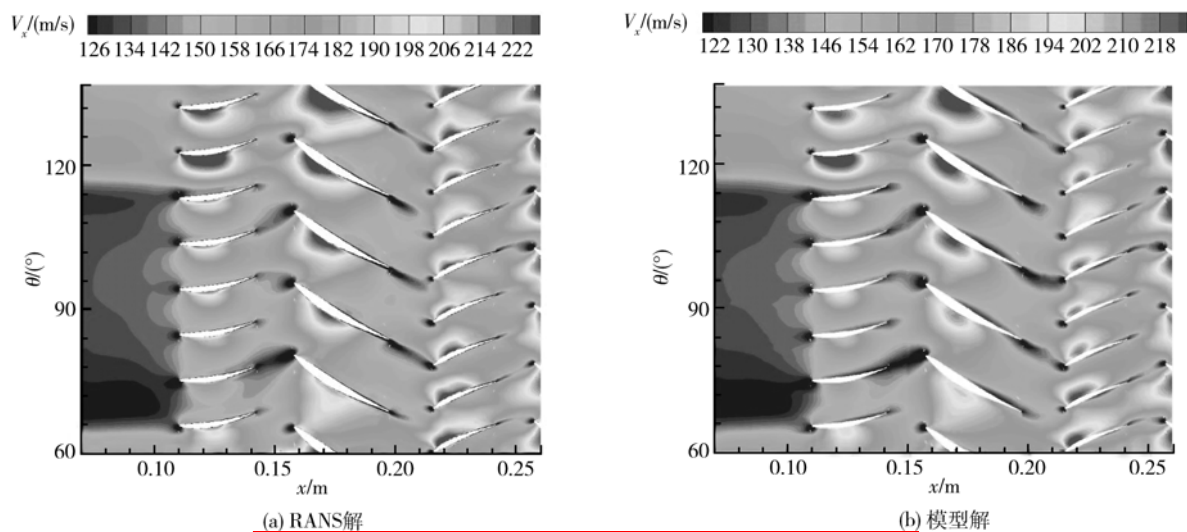
图 9 50%叶高处 S_1 面轴向速度云图(局部)

Fig. 9 Axial velocity distribution at 50% span (partial)

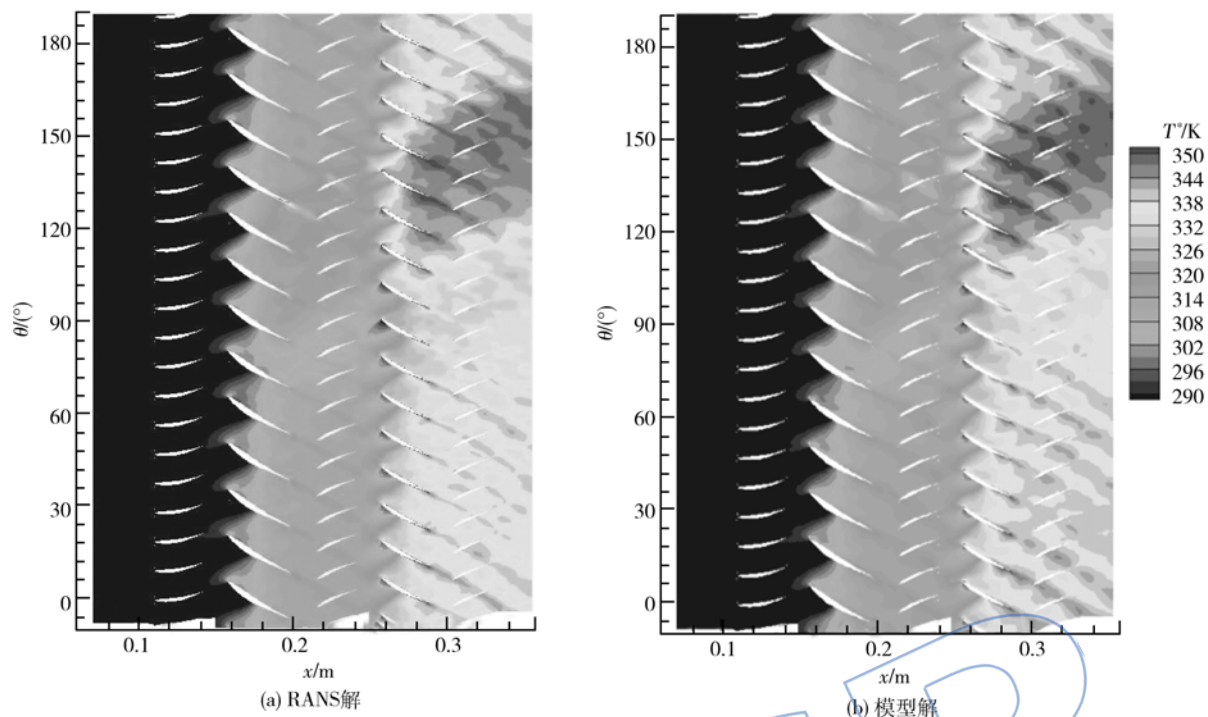
图 10 50%叶高处 S_i 面总温云图(全局)

Fig. 10 Total temperature distribution at 50% span (global)

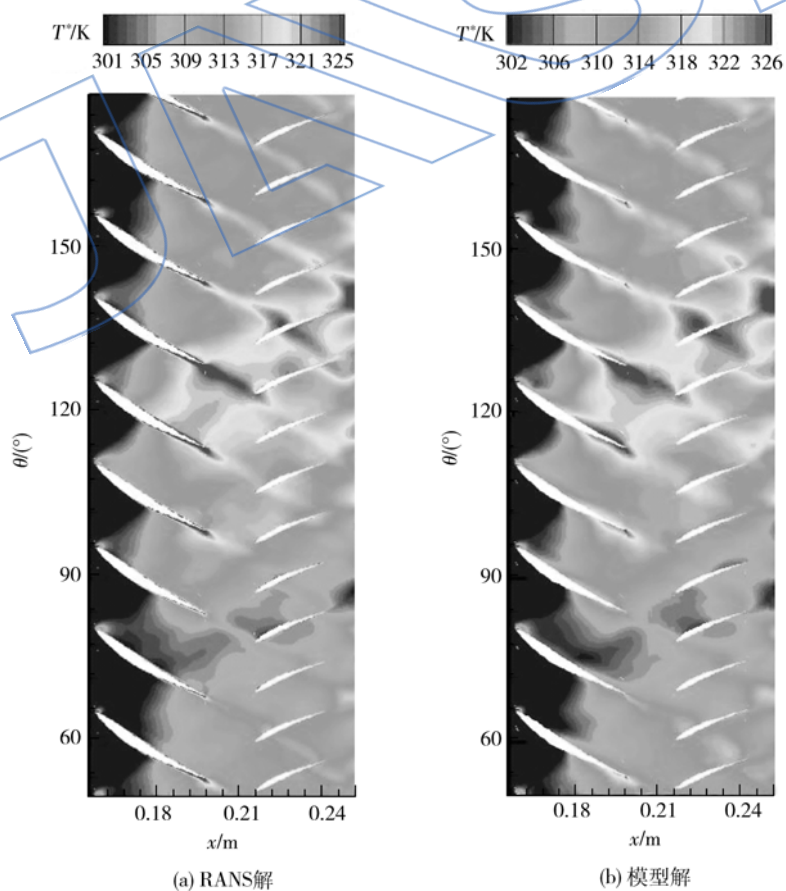
图 11 50%叶高处 S_i 面总温云图(局部)

Fig. 11 Total temperature distribution at 50% span (partial)

变团所致的高加功量区域(图10和图11)。

3 结 论

基于 Xu 的黏性彻体力模型,发展了可用于快速模拟进气畸变条件下的压气机流场三维非定常数值模拟程序。在计算量比 RANS 模拟减少 2 个量级的情况下,仍能较好地反映出压气机内部的流动及其对畸变的非定常响应。由此看出,基于黏性彻体力模型的方法有潜力能够在压气机的设计阶段作为一种工程计算方法对压气机在进气畸变条件下的性能变化作初步评估。当然,从目前的结果中也看到,该模型在降低计算量上的优势主要是模化了黏性应力,从而可以用很粗的网格来进行计算,而粗网格带来的主要问题是数值黏性大,从而对解的污染较明显,特别是在叶片前尾缘处。下一步工作将主要集中在解决此问题上,可能的解决方案有叶片前尾缘削尖等方法。

参考文献:

- [1] 赵勇. 某风扇/增压级非设计点性能计算及进气畸变影响分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1087-1092.
ZHAO Yong. Analysis of the influence of inlet-flow distortion on the off-design performance of fan/booster [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1087-1092. (in Chinese)
- [2] 王永明. 进气畸变对轴流压气机性能影响的准三维计算[J]. 推进技术, 2004, 25(4): 343-348.
WANG Yongming. Quasi-3D calculation of influence of inlet distortion on axial flow compressor performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(4): 343-348. (in Chinese)
- [3] Joo W G, Hynes T P. The simulation of turbomachinery blade rows in asymmetric flow using actuator disks [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(4): 723-732.
- [4] Gong Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multistage compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.
- [5] Gong Y. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors [D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1998.
- [6] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. ASME GT2006-90040, 2006.
- [7] 郑宁. 风扇进气畸变三维非定常模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 60-65.
ZHENG Ning. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 60-65. (in Chinese)
- [8] Meneveau C, Katz J. A deterministic stress model for rotor-stator interactions in simulations of average-passageway flow [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(2): 550-554.
- [9] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 425-432.
- [10] Xu L, Hynes T P, Denton J D. Towards long length scale unsteady modeling in turbomachines [J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(1): 75-82.
- [11] Denton J D. The use of a distributed body force to simulate viscous effects in 3D flow calculations[R]. ASME Paper 86-GT-144, 1986.
- [12] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨声压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
NING Fangfei. Numerical simulation of the transonic compressor inner flow considering real geometrical complexity [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)