

文章编号:1000-8055(2012)09-2099-07

某发动机风扇进气畸变数值模拟

刘永泉¹, 刘火星², 郑 宁¹

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用周向平均体积力的方法将叶片对气流的作用简化为体积力源项研究进气畸变对某航空发动机风扇的影响. 分别对该风扇在均匀进气条件下和进口存在稳态总压畸变条件下的流场进行了模拟计算, 得到了和雷诺平均 Navier-Stokes(RANS) 计算几乎完全一致的特性线以及流场主要结构特征. 在进行进气畸变条件下流场模拟计算时成功地捕捉到了进口畸变扰动在流场中的传播情况, 并能够正确反映进气畸变对压气机的影响. 结果表明: 压气机进气畸变流场有着大尺度、强耦合、信息传播三维性明显等特征. 采用周向平均体积力研究方法可以利用非常少的计算资源加深对进气畸变流动的认识.

关 键 词: 风扇/压气机; 进气畸变; 体积力模型; 稳定性; 源项

中图分类号: V231.3; V231.1

文献标志码: A

Numerical simulation of an aero-engine fan with inlet distortion

LIU Yong-quan¹, LIU Huo-xing², ZHENG Ning¹(1. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. School of Jet Propulsion,

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

Abstract: The method of replacing the blade row forces with distributed bulk body force source terms was developed to simulate fan flow field with inlet distortion. The fan with clean inlet and inlet steady total pressure distortion in an aeroengine were simulated respectively. It demonstrates that the results of fan with clean inlet agree well with the solutions of RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes). In the case with inlet distortion, this code can obtain the propagation of inlet distortion correctly. The unsteady simulation shows that large-scale strong reaction and three-dimensional transportation were main property of flow field with inlet distortion. The attraction of the distributed bulk body force model is obvious in that it can be relatively independent of the empiricism while at the same time demands much less computer resources.

Key words: fan/compressor; inlet distortion; body force model; stability;
source term

在飞机飞行过程中的爬升、大偏航角、侧风、发射武器和进气道不起动工况等都有可能造成压气机进气畸变, 影响着发动机的正常工作和飞行

安全. 因此现代压气机设计要求同时兼顾综合考虑压气机性能和抗畸变能力, 设计者需要在设计阶段就对发动机在进气畸变状态下的性能参数加

收稿日期: 2012-05-12

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.024.html>

作者简介: 刘永泉(1963—), 男, 辽宁东港人, 研究员, 硕士, 主要从事航空发动机先进技术以及信息化等方面的研究.

以预估。

为了预测、评估进气畸变对压气机造成的影响研究者们先后提出了平行压气机模型、激盘模型、周向平均体积力模型、黏性体积力模型以及全环非定常 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) (URANS) 模拟等方法来模拟畸变流动。平行压气机模型^[1]将压气机沿周向分成了若干个独立运行通过边界条件相联系的一维子压气机^[2-4]; 激盘模型^[5]将叶片排对流体作用集中在一片没有厚度的激盘上, 这些低维模型对经验参数的依赖较大。近些年发展起来的压气机全环非定常模拟^[6-11]动辄占用数百颗 CPU (central processing unit) 计算几周时间, 并需要通过复杂的后处理技术提取数据, 在工程设计阶段是无法接受的。周向平均体积力 (passage-averaged body force) 模型^[12-15]和黏性体积力 (distributed viscous body force) 模型^[16-17]都采用源项来模拟对计算量消耗较大的叶片力通过求解欧拉方程来模拟畸变流场, 与 RANS 相比该方法在保证刻画流动三维性的同时使计算量大大减小。Xu 等人了解决叶轮机械内部流动数值模拟所面对的尺度跨度大的问题, 提出了一个对各种尺度的非定常流动都适用的通用框架^[11]。周向平均体积力模型来计算畸变流场对计算机资源和经验数据的要求都较少, 非常适合于工程应用, 因此在本文研究工作中也采用该方法模拟进气畸变条件下的风扇流场。

本文工作利用周向平均体积力模型的方法对某航空发动机风扇在均匀进气条件下和进口存在稳态总压畸变条件下的流场进行了模拟计算。

1 体积力模型

程序在整个压气机通道中利用三维无黏非定常欧拉方程来求解管道流动, 在叶片排区域叶片作用以体积力的形式加入到方程源项中, 控制方程如(1)所示。

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho V_r \\ \rho V_\theta \\ \rho V_x \\ \rho e \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial r} \begin{bmatrix} r\rho V_r \\ r(\rho V_r^2 + p) \\ r\rho V_r V_\theta \\ r\rho V_r V_x \\ rV_r(\rho e + p) \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial \theta} \begin{bmatrix} \rho V_\theta \\ \rho V_\theta V_r \\ \rho V_\theta^2 + p \\ \rho V_\theta V_x \\ V_\theta(\rho e + p) \end{bmatrix} + \frac{\partial}{\partial x} \begin{bmatrix} \rho V_x \\ \rho V_x V_r \\ \rho V_x V_\theta \\ \rho V_x^2 + p \\ V_x(\rho e + p) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ (\rho V_\theta^2 + p)/r + F_r \\ -\rho V_r V_\theta/r + F_\theta \\ F_x \\ W_f \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$F = [F_r, F_\theta, F_x]^T \quad (2)$$

其中 ρ 为密度; p 为压力; e 为内能; V_x, V_r, V_θ 为轴向、径向、周向速度; F_r, F_θ, F_x 和 W_f 分别为径向、轴向和切向的体积力源项以及体积力对气流做的功, 在叶片区域这些源项由周向平均体积力模型给出, 如图 1 所示。对控制方程空间离散采用有限体积法, 离散精度为 2 阶, 时间离散具有 3 阶精度。

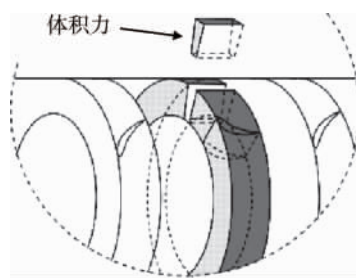


图 1 周向平均体积力模型示意图

Fig. 1 Schematic of body force model

首先通过单通道 RANS 计算获得不同工况下叶片排区域各地加功和损失情况, 制作成数据库。随后在畸变程序运行过程中, 调用此数据库结合流场特征参数匹配出各地的加功和损失情况, 并组成体积力源项加载至流场。在进气畸变条件下, 由于叶片排不同位置流动特征参数存在着差异, 匹配计算出的各地加功和损失源项也不同, 从而模拟出了叶片排对进气畸变非均匀来流的响应。在求解过程中, 程序根据预先导入的 RANS 计算结果来判断各个周向叶片通道的堵塞或失稳状态, 对压气机的抗畸变能力做出评估。由于求解器仅仅需要求解三维欧拉方程, 可以利用很少的计算资源刻画出畸变流动强三维、大尺度的特征^[18]。

2 算例验证

利用程序计算了某大涵道比发动机的风扇转子在均匀进气、进气存在稳态总压畸变条件下的流场以验证周向平均体积力方法对压气机流场和性能的模拟计算能力。风扇基本参数如表 1 所示。

表 1 风扇基本参数
Table 1 Basic parameters of fan

参数	数值
叶片数	32
展弦比	2.6
轮毂比	0.35
压比	1.64
效率	0.91

计算网格如图 2 所示,轴向 54 个网格,周向 60 个网格,径向 30 个网格,总共 97 200 个网格单元.叶片排沿轴向取 9 个网格单元,叶片排沿整个一周总的网格节点数为 16 200 个.网格的生成过程保证了网格具有严格轴对称的性质,同时网格沿周向和径向也是等距的,因此使网格具有了均匀性和正交性,这种网格有利于计算收敛,从而使使用大的时间步长加速收敛成为可能.

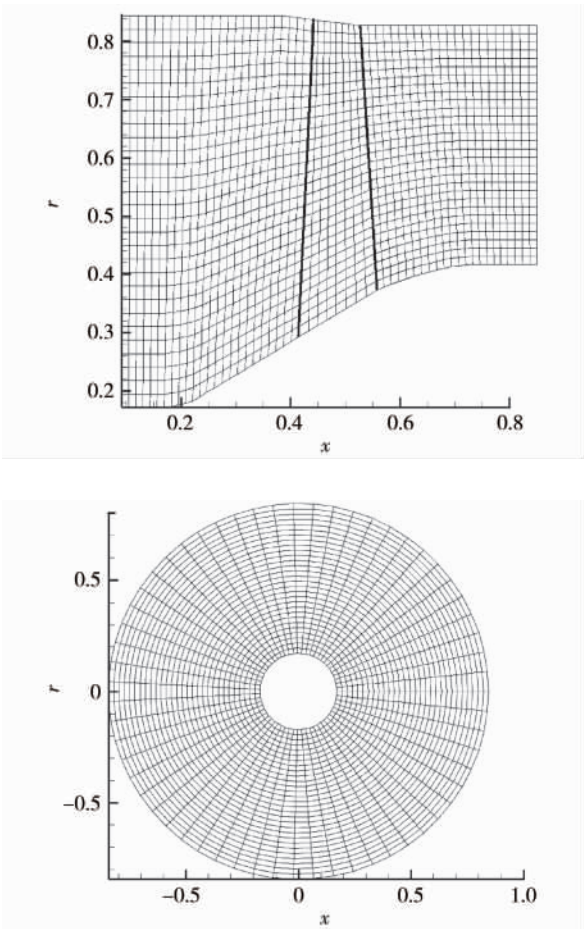


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

2.1 均匀进气计算结果

图 3 给出了风扇转子的 100% 转速流量-压比特性以及流量-效率特性. 由于正确地加载了叶片排的加功和损失情况畸变程序以非常小的计算代价获得了和 RANS 计算几乎完全一致的压气机特性,并且在计算过程中通过对特征参数与预先准备的 RANS 计算结果进行判断,较为准确地获得了风扇转子的稳定性边界以及堵塞点.

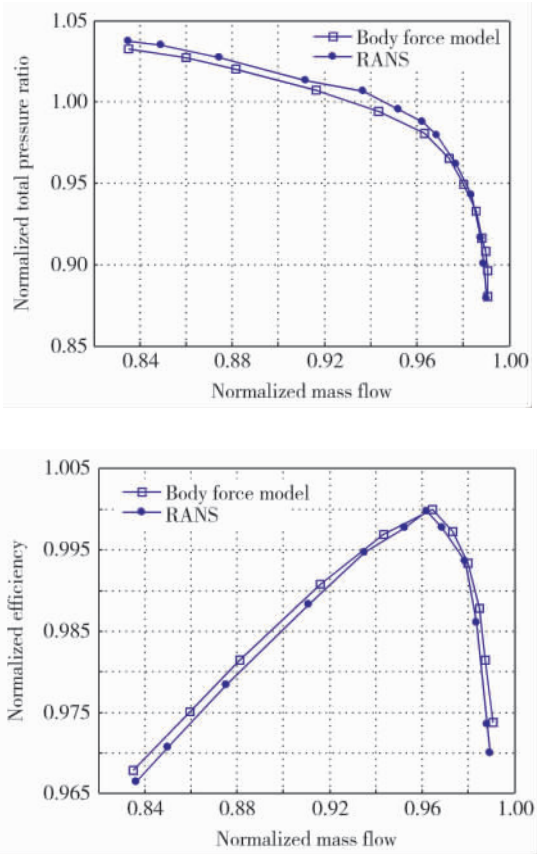


图 3 风扇特性曲线

Fig. 3 Performance of fan

图 4 将在参考点畸变程序和 RANS 计算获得的总压比、总温比沿叶展的分布进行了对比,可以看出两者获得的参数分布规律是一致的. 对于总温比和总压比计算值差别均在 2% 以内.

图 5 将周向平均体积力模型计算所得子午面平均静压、总压与 RANS 计算结果进行比较,结果说明周向平均体积模型可以模拟出流场的特征流动结构,正确反映出压缩系统中的各驱动因素对气流的作用以及耦合影响.

以上结果证明了周向平均体积力的方法能够正确地加功量和损失注入三维欧拉方程的求解过程,从而获得与 RANS 计算相一致的流场特征及整体性能,模拟出了叶片排驱动系统对进口来流的响应.

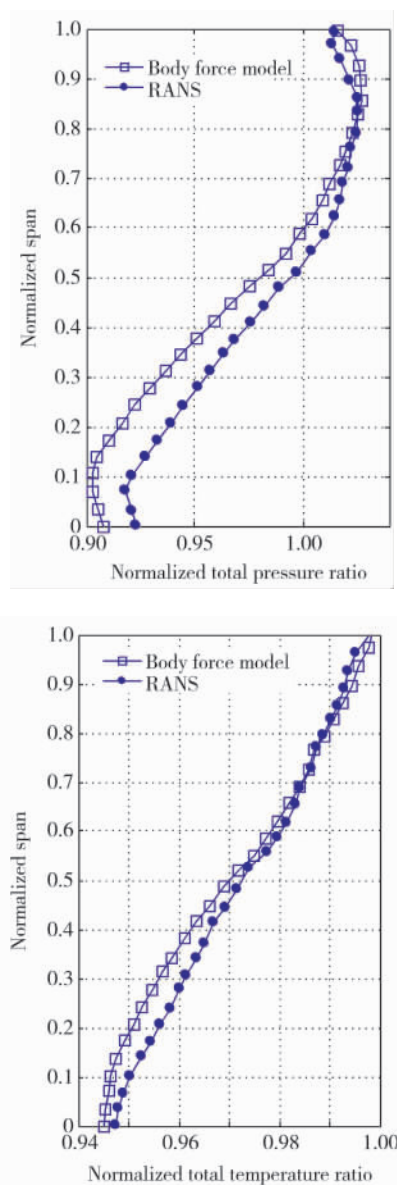


图 4 参数沿展向分布对比

Fig. 4 Comparison of parameter spanwise distributions

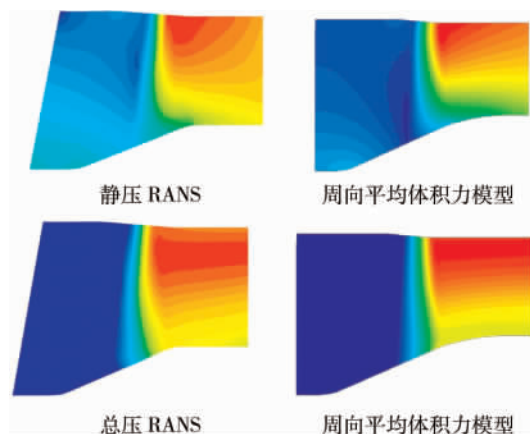


图 5 子午面参数分布

Fig. 5 Meridional view of parameter distributions

2.2 进气存在稳态总压畸变计算结果

使用程序模拟计算了风扇转子在流场上游周向 146° 范围内存在总压畸变时的压气机流场, 进口总压分布如图 6 所示, 其中 p_t 表示总压. 使用单台 PC 进行计算 20 min 左右即可收敛.

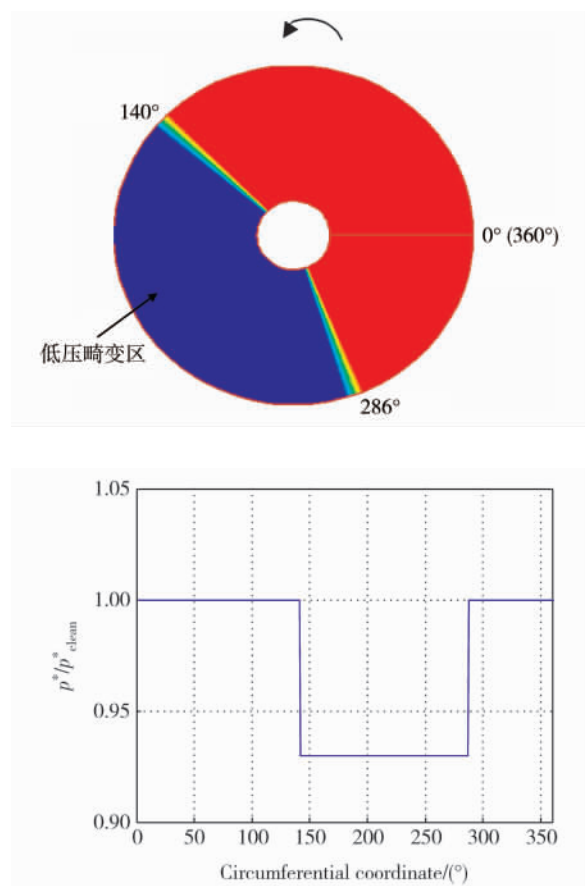


图 6 流场进口总压分布

Fig. 6 Total pressure distribution at inlet

2.2.1 转子对上游畸变来流的影响

在进气畸变条件下风扇转子对流动的影响能够向上游传播, 并在与进口畸变条件的耦合作用下, 使叶片排前的流场参数重新分布. 如图 7 所示, 在进口畸变区静压削弱的幅度比总压小导致了该区域气流轴向速度降低, 导致了该处叶片处于特性线低折合流量工况, 加功量大, 气流产生的压升也较大, 进而对上游产生了更为强烈的抽吸作用, 造成了该处的静压下降、气流加速. 通过以上分析在图 7 所示在风扇转子与上游畸变来流的耦合作用下, 风扇叶片排进口的空气质量流量分布趋于均匀, 其中 V_x 为轴向速度, U 为叶片切线速度.

风扇转子前缘静压的不均匀分布同时又诱发

了在该处气流的周向流动,使畸变区域两侧的空气涌向中间的区域.这种周向附加流动使 146° 周向位置附近的气流攻角变小, 286° 周向位置附近的气流攻角增大,如图8所示.在图9中给出了在不同周向位置风扇上游和风扇出口无总压分布,该总压分布采用了同一周向位置流场总压进行无量纲化.在图9中的 a 点,由于该处上游总压低,尚未完全进入低折合流量区,并处于周向流动引起的附加负攻角状态的影响,出口总压达到了全场最低点.而在图中 b 点,上游尚未完全进入畸变状态,总压较高,同时在低折合流量和正攻角附加流动的影响下出口总压达到了全场的最大值.本文研究工作正是采用这种方式根据风扇流场特征参数准确加载叶片排对气流的驱动作用,从而模拟出了畸变流动的主要特征.

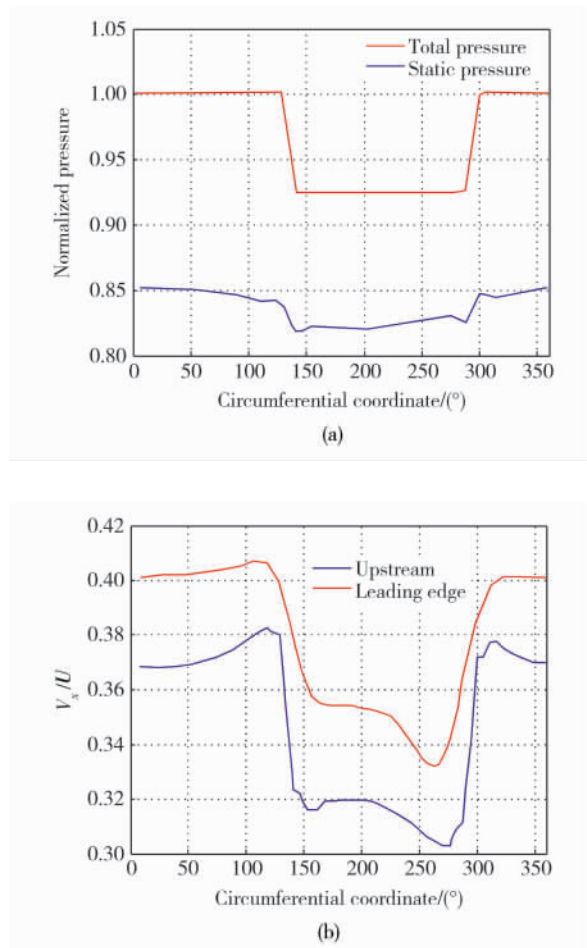


图7 压气机上游静压、质量流量分布

Fig. 7 Upstream static pressure and mass flux distributions

2.2.2 不同轴向位置总压分布

图10给出的不同轴向位置的总压分布反映

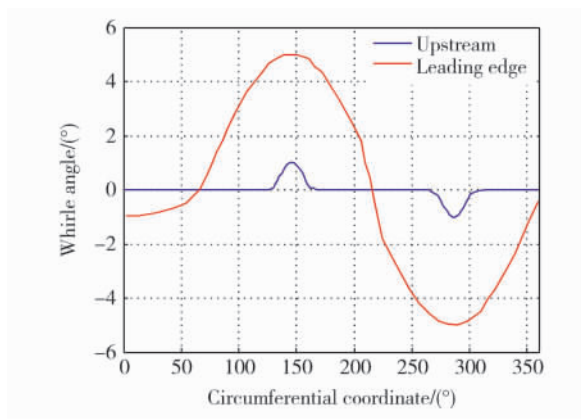


图8 转子前缘绝对气流角分布

Fig. 8 Whirl angle distribution at leading edge

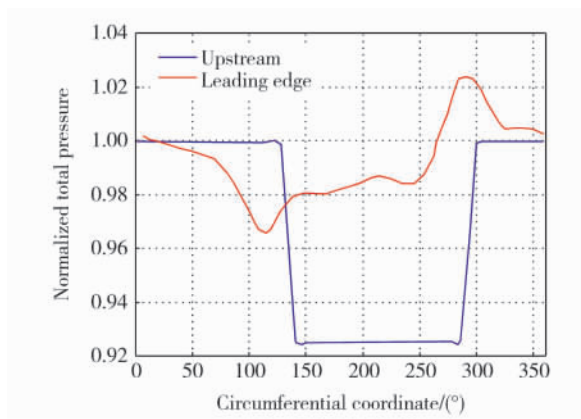


图9 风扇上游和风扇出口换算总压分布

Fig. 9 Normalized total pressure distribution

出了上游畸变来流在与叶片排的耦合作用下向下游的发展变化规律.在上游到叶片排前缘之间的区域,畸变区域的气流轴向速度与非畸变区域的气流轴向速度存在着较大的差别,有着将非畸变区域气流轴向速度拖拽降低的趋势,从而导致了低总压区域扩散,到叶片排进口处低总压区域已经从 146° 扩散至 190° 左右.在叶片排区域,由于在叶根和叶尖叶片的加功能力不同,总压沿径向分布产生了较强的相位变化.在进气畸变条件下不同周向位置的叶片通道处于不同工况:在叶片排尾缘,处于高折合流量、负攻角附加流动状态的 a 处总压最低,而 b 处在低折合流量,正攻角附加流动的影响下出口总压达到全场最大值.在叶片排后,由于有切向速度的存在,总压分布沿风扇转动方向继续迁移.从不同轴向位置的总压分布可以看出:进口畸变扰动传播的三维性非常明显,必须采用相应的三维计算方法才能充分捕捉到这一性质.

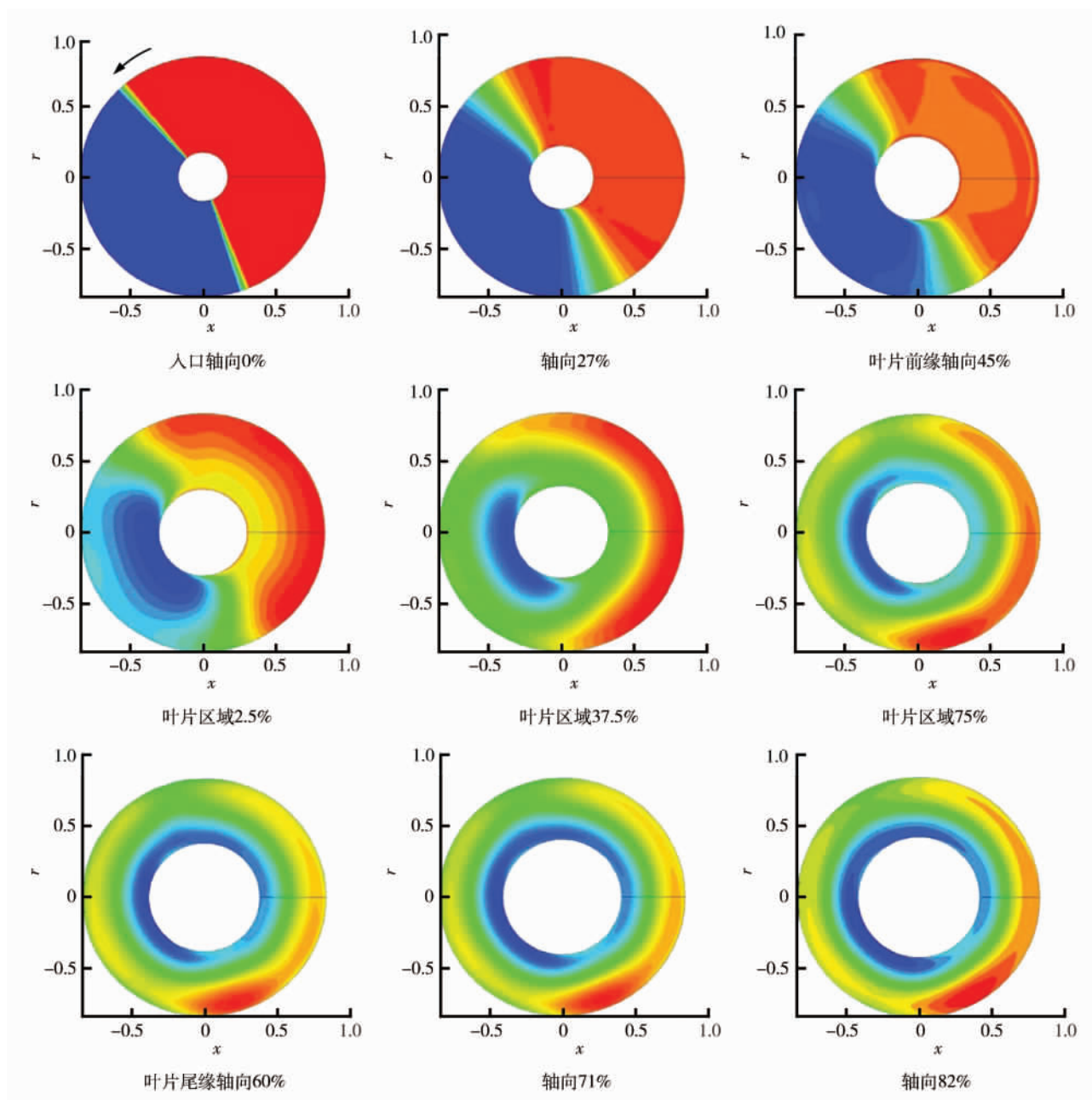


图 10 不同轴向位置总压云图

Fig. 10 Total pressure distribution in different axial sections

3 结 论

采用周向平均体积力模型的研究方法对某大涵道比发动机的风扇转子在均匀进气和进气稳态总压畸变条件下的流场进行了模拟计算,得出了如下结论:

采用周向平均体积力模型的研究方法以体积力源项的方式模拟叶片作用力,可以准确地模拟出叶片对流场的响应以及对压缩系统的整体驱动作用,获得与 RANS 计算非常接近的压气机性能。

进气畸变流动是以压气机半径为特征长度的

大尺度流动,叶片排与上游来流相互影响有着强烈的耦合作用,导致流动再分布,同时由于在不同叶高加功量不同,畸变来流通过叶片排时会沿叶展方向发生相位移,流动表现出明显的三维性,这些特征都是平行压气机、激盘模型等传统研究方法无法充分捕捉的。周向平均体积力的研究方法通过求解三维欧拉方程来模拟畸变流场,贴合了畸变流动大尺度、强三维的特征,成功地模拟出了畸变扰动在压气机内部的传播规律,及其对压气机性能的影响。

周向平均体积力模型可以利用非常少的计算

资源揭示出畸变流动的主要特征,有助于我们在设计阶段对压气机的抗畸变能力进行评估,具有较高的推广价值。

参考文献:

- [1] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1977, 99(2): 288-296.
- [2] 好毕斯嘎拉图, 周胜田, 张志舒, 等. 总压畸变对整机稳定性的影响研究分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(4): 34-37. HAO bisigalatu, ZHOU Shengtian, ZHANG Zhishu, et al. Effect of total pressure distortion on aeroengine stability [J]. Aeroengine, 2012, 38(4): 34-37. (in Chinese)
- [3] 芮长胜, 吴虎. 周向总压畸变条件下多级轴流压气机失速首发级预测分析[J]. 航空发动机, 2011, 37(5): 49-52. RUI Changsheng, WU Hu. Prediction analysis of first stall stage of multistage axial flow compressor with circumferential total pressure distortion[J]. Aeroengine, 2011, 37(5): 49-52. (in Chinese)
- [4] 芮长胜, 吴虎. 周向总压畸变对多级轴流压气机稳定性影响的逐级模拟方法[J]. 航空发动机, 2007, 33(3): 11-14. RUI Changsheng, WU Hu. Stage-by-stage simulation method of circumferential total pressure distortion effect on multistage axial flow compressor stability[J]. Aeroengine, 2007, 33(3): 11-14. (in Chinese)
- [5] Tan C S, McCune J E, Mitchell N A, et al. Non-axisymmetric flow through annular actuator disks: inlet distortion problem[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1977, 100: 604-617.
- [6] Yao J, Gorrell S D, Wadia A R. A time-accurate CFD analysis of inlet distortion induced swirl in multistage fans[J]. AIAA 2007-5059, 2007.
- [7] Gorrell S E, Yao J, Wadia A R. High fidelity URANS analysis of swirl generation and fan response to inlet distortion [J]. AIAA 2008-4985, 2008.
- [8] Yao J, Gorrell S E, Wadia A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans Part I: simulations with selected blade rows [R]. ASME GT2008-50812, 2008.
- [9] Yao J, Gorrell S E, Wadia A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans Part II: entire component simulation and investigation [R]. ASME GT2008-50813, 2008.
- [10] Hale A, O'Brien W O. Three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbo-machinery, 1998, 120(7): 422-430.
- [11] Fidalgo V J, Hall C A, Colin Y. A study of fan-distortion interaction within the NASA rotor 67 transonic stage[R]. ASME GT2010-22914, 2010.
- [12] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. ASME GT 2006-90040, 2006.
- [13] 郑宁, 邹正平, 徐力平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 60-65. ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 60-65. (in Chinese)
- [14] Gong Y, C S Tan, K A Gordon, et al. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multistage compressors [J]. Trans. of ASME, Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.
- [15] Gong Y. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors[D]. MA: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [16] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations[R]. ASME GT-2002-30359, 2002.
- [17] 刘超, 宁方飞. 黏性彻体力建模方法及其应用[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 128-135. LIU Chao, NING Fangfei. Investigation on distributed viscous body force modeling and its application[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 128-135. (in Chinese)
- [18] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[R]. AGARD Lecture Series, AGARD LS-183, 1992.