

文章编号: 1000-8055(2007)01-0060-06

风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究

郑 宁^{1,2}, 邹正平¹, 徐力平¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,
航空发动机气动热力重点实验室, 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100083;
2. 沈阳航空发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用三维欧拉方程加体积力模型的方法, 发展了一套三维非定常进气畸变数值模拟程序, 以实现风扇/压气机在进气畸变条件下的全环面三维非定常数值模拟. 利用该程序模拟计算了某航空发动机风扇进口稳态总压畸变条件下特性和流场结构, 并与试验结果进行了对比, 结果表明该程序用较小的计算机资源即可以实现对风扇全环面三维非定常畸变流场的模拟, 能够以较高的精度预估气流畸变对压气机/风扇特性的影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 风扇/压气机; 进气畸变; 体积力模型; 三维非定常流
中图分类号: V231.3 V231.1 **文献标识码:** A

3-D unsteady numerical simulation of fan/ compressor with inlet distortion

ZHENG Ning^{1,2}, ZOU Zheng-ping¹, XU Li-ping¹

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center,
National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: A fast calculation code for 3-D unsteady inlet distortion was developed for solving 3-D Euler equations with body force. The 3-D unsteady numerical simulation of circumferential fan/ compressor with inlet distortion can be achieved through the code. The characteristics of fan with inlet steady total pressure distortion in an aeroengine were simulated and compared with experimental results. It demonstrates that 3-D unsteady inlet distortion of circumferential fan can be simulated by the code with less computer resources. The effects of inlet distortion on fan/ compressor can also be simulated accurately.

Key words: aerospace propulsion system; fan/ compressor; inlet distortion; body force model; 3-D unsteady flow

进气畸变给压气机带来的严重后果是稳定裕度下降和增压比、效率降低, 因此发展进气畸变条

件下压气机流场数值模拟方法是提高压气机设计水平、完善压气机设计体系中关键的一步.

收稿日期: 2005-11-04 修订日期: 2006-03-06

基金项目: 国家自然科学基金 (50546013), 国防基础科学基金 (K1204060722)

作者简介: 郑宁 (1971-), 女, 辽宁沈阳人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生, 主要从事航空发动机设计方面研究.

比较成熟的进气畸变条件下压气机性能预估方法基本上都采用一维流动模型^[1]加平行压气机理论。但是,一维模型无法反映压缩系统内部的三维流动本质,而传统的平行压气机理论又隔绝了各平行子压气机之间的相互作用,直接影响到预测结果的可靠性。随着计算机技术和计算方法的迅速发展,有关三维压气机畸变问题的研究已经开始。从理论上可以通过时间精确的三维 N-S 方程来求解整台压气机的畸变流场,但是由于畸变问题是个牵涉到尺度相差几个数量级的非定常问题,要求全环面密网格的非定常计算,即使使用高密度计算机群,其海量的计算对于工程分析和设计也是无法接受的。

目前普遍认为三维非定常畸变流场数值模拟在当前的计算机硬件条件下最可行的方法是周向平均体积力模型加三维非定常欧拉方程的计算方法。通道平均体积力模型建立在无穷多叶片假设的基础上,主导思想是在叶片槽道内把叶片对气流的作用力用沿周向均布的体积力来代替,然后将体积力作为源项加入欧拉方程中,求解全三维无粘非定常欧拉方程。这种方法在整个压气机通道内应用三

维流体控制方程,从根本上解决了一维模型和平行压气机理论的缺陷,又因为不需要直接求解计算量要求非常大的粘性和非粘性叶片力,对计算机计算速度要求小,非常适合于工程应用^[2,3]。但是这种方法目前还只是处于研究阶段,至少在国内还没有能够应用到压气机设计体系中。为了达到在设计阶段就能够对压气机畸变流场和特性进行预估,本文构造了一个三维非定常欧拉方程加叶片通道周向平均体积力的计算模型,并发展了一套相应的压气机三维非定常畸变数值模拟程序,所采用体积力模型构造方法基于叶型基本设计参数构造,所需参数与通流设计所要求的参数基本相同,因而特别适合于设计阶段的方案评估。在此基础上,利用所发展的程序对某发动机风扇周向进气畸变条件下的流动及性能进行了模拟,并与试验结果进行了比较。

1 控制方程

程序采用的流体控制方程是带有源项的三维非定常欧拉方程在绝对柱坐标系下的积分形式,在通道和叶片轴向间隙区等没有叶片作用的区域源项为零。

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint \rho dv + \iint (\rho V_x n_x + (\rho V_\theta - \rho U) n_\theta + \rho V_r n_r) dA &= 0 \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint \rho V_x dv + \iint ((\rho V_x V_x + p) n_x + (\rho V_x V_\theta - \rho V_x U) n_\theta + \rho V_x V_r n_r) dA &= \iiint \rho F_x dv \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint \rho V_\theta dv + \iint (\rho V_\theta V_x n_x + ((\rho V_\theta V_\theta + p) r - \rho V_\theta r U) n_\theta + \rho V_\theta V_r n_r) dA &= \iiint \rho F_\theta dv \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint \rho e dv + \iint (H V_x n_x + (H V_\theta - H U + p U) n_\theta + H V_r n_r) dA &= \iiint \rho F_\theta U dv
 \end{aligned} \quad (1)$$

其中: ρ 为密度; p 为压力; e 为内能; H 为总焓; V_x, V_r, V_θ 为轴向、径向、切向分速度; U 为叶排旋转速度; n_x, n_r, n_θ 分别为 x, r, θ 三个坐标方向的单位矢量; F_x, F_r, F_θ 分别为体积力源项在轴向、径向、切向的分量。

空间上采用有限体积积分,离散精度为二阶精度,时间项采用改进的具有三阶精度的 Lax-wendroff 格式离散。

2 叶片通道周向平均体积力模型

叶片通道周向平均体积力模型的思想建立在无穷多叶片假设的基础上,通常情况下进口畸变的扰动都属于大波长扰动,其波长远大于叶片排栅距,在此前提下引入无穷多叶片假设是合理的。在无穷多的叶片通道内流动可以假设为局部轴对称,即在每个叶片通道内叶片力沿周向均匀地作

用在流体上,这样就可以将叶片力用体积力来模拟^[4-6]。体积力源项给法可以千差百异,本文采用较为直观和物理的模化方法:首先将叶片对气流的作用力进行分解,叶片力可以分解成两部分,一部分垂直于叶片表面,记做 $F_{压力}$;一部分平行于叶片表面,记做 $F_{摩擦}$ 。这样分解每一部分叶片力都可以根据自身明确的物理意义进行表达。 $F_{压力}$ 表示在无粘情况下叶片对气流的压力,它垂直于叶片表面。平行于叶片表面的力 $F_{摩擦}$ 是由叶片表面的粘性剪切层产生的,这一部分体积力产生损失。 $F_{摩擦}$ 可以用简单的壁面摩擦阻力系数来模化,把叶片近似看成一个两面都有气流流过的平板,壁面摩擦阻力系数根据不同的设计水平和经验来选取。 $F_{压力}$ 垂直于叶片表面,如果给定叶片力中的一个分量,其他两个分量就可以根据叶片几何角求出^[6]。 $F_{压力}$ 切向分量 F_θ 可以根据动量守恒计

算,公式(2)为利用切向角动量方程推导得出的定常情况下 F_θ 计算公式.

$$rF_\theta \approx \rho \Delta V_{\text{体积}} \frac{(rV_{\theta\text{出口}} - rV_{\theta\text{进口}})}{\Delta s} V_m \quad (2)$$

其中: r 为半径, $\Delta V_{\text{体积}}$ 为网格体体积, V_m 为子午速度, Δs 为网格长度.公式中其它参数都由欧拉方程直接求解,只有 $V_{\theta\text{出口}}$ 需利用压气机通流设计中的叶型参数和落后角计算.

另外,体积力模型因为计算时没有加入真实叶片,无法考虑叶片排本身对压气机通道造成的堵塞,因此必须通过一定的方法来判断叶片排区域内的气流是否发生堵塞.本文采用轴向质量通量最大值的方法来判断堵塞^[7].需要指出的是,周向平均的尺度只是限于叶片通道.因此虽然对应于叶片通道的周向范围,流动参数是均匀的;但是在大于叶片通道的尺度上,体积力仍允许有变化.叶片对周向流动畸变的响应就是由于这些变化而产生.

3 验证计算

利用该程序分别计算了某航空发动机风扇转子在均匀进气和畸变进气条件下的流场及风扇特性,并与试验结果进行了对比,目的是验证程序对进气畸变条件下压气机流场和性能的预估能力.

3.1 计算网格

计算网格如图 1 所示.因为求解欧拉方程时不求解粘性力,在生成网格时不需要在靠近壁面

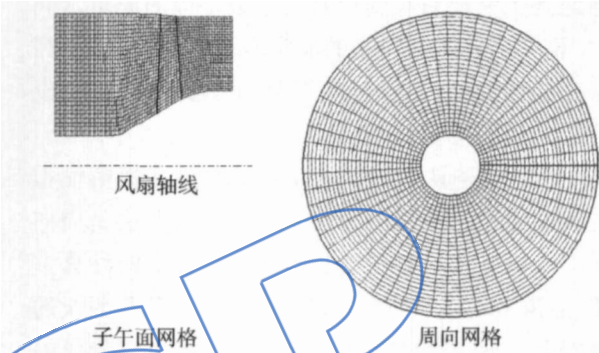


图 1 计算网格

Fig. 1 Computational grid

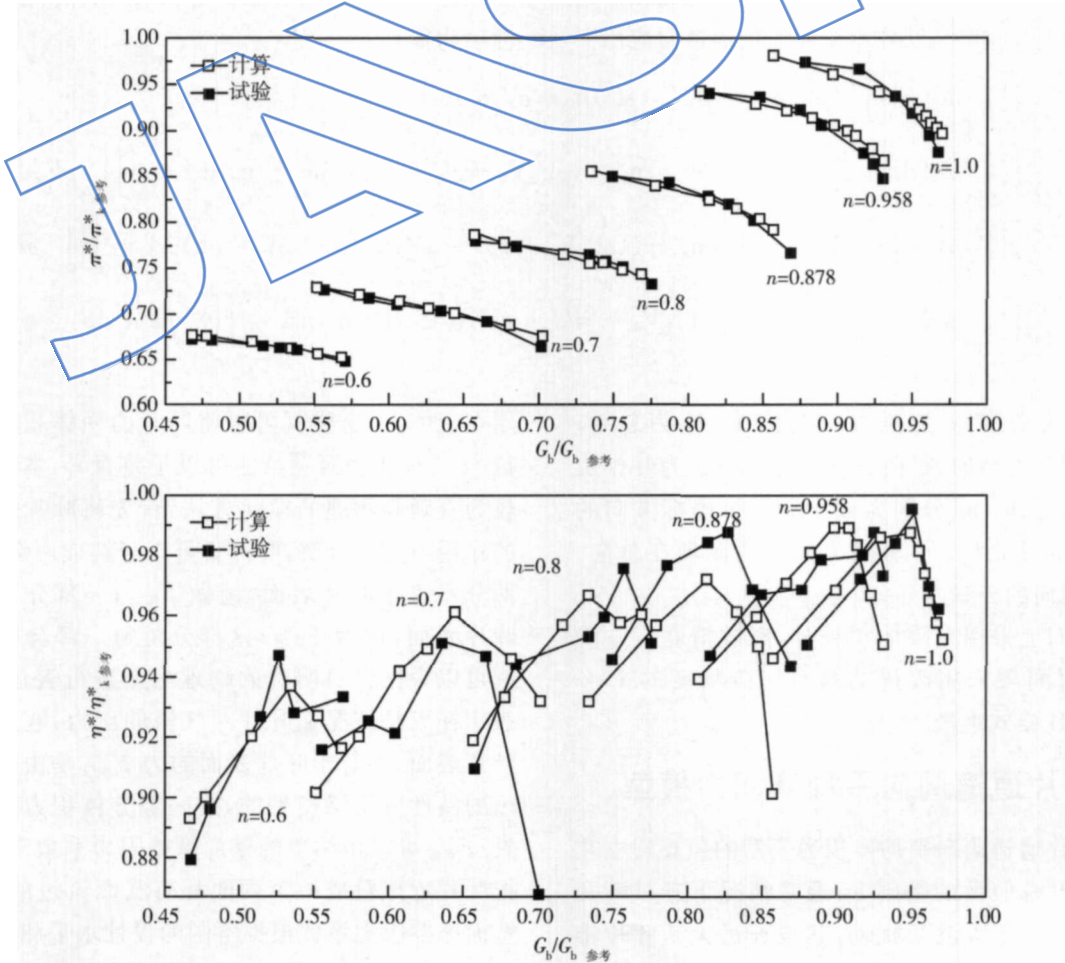


图 2 计算的均匀进气风扇特性与试验结果比较

Fig. 2 Comparison of computational fan characteristic with uniform inlet fluid and experiment results

时加密网格, 所以采用的计算网格比较均匀, 有利于数值计算的收敛. 同时由于稀疏网格在显式计算格式中对应于大的计算时间步长, 大幅度加快了数值计算的速度.

3.2 均匀进口条件下计算结果

首先进行了均匀进气条件下风扇特性计算, 用以验证模型的计算精度. 共算了六个转速下的等转速特性, 图 2 为计算结果与试验结果对比图. 从图 2 来看不同转速下计算的流量 G_b 、压比 π_k^* 和效率 η^* 与试验结果符合得相当好, 因为计算时加入了堵塞模型, 计算的最大流量也与试验结果十分接近.

因为试验没有给出落后角和压比沿叶高的分布, 本文将计算结果与商用全三维粘性程序的计算结果进行了比较. 图 3 为落后角 δ 沿相对叶高 h 的分布曲线, 可以看出计算的落后角与商业程序吻合得很好, 误差在 1 至 2 的范围内. 图 4 给出了压比 π_k^* 沿相对叶高的分布曲线, 和商业程序相比在叶中以下计算压比略偏低, 叶中以上则略偏高, 但总的趋势是一致的.

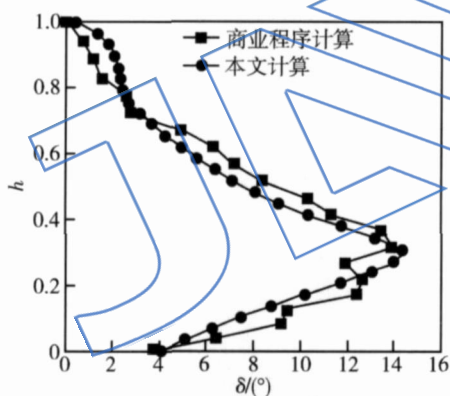


图 3 设计点落后角计算结果对比

Fig. 3 Computational results of lag at design state

3.3 进口稳态总压畸变条件下计算结果

分别计算了进口总压畸变条件下三个不同转速状态下的畸变流场. 模拟计算时根据畸变栅形状确定低总压区在 146° 的范围内, 而且因畸变栅插入较深, 近似认为畸变为周向畸变. 模拟计算时在计算域进口加一个 146° 方波, 方波的幅值根据转速的不同而不同.

图 5 为均匀进口和总压畸变条件下计算特性与试验对比, 由图 5 可见当进口存在总压畸变时风扇性能在明显下降, 流量 G_b 降低、压比减小, 随着转速的降低这种差距逐渐减小. 计算结果与

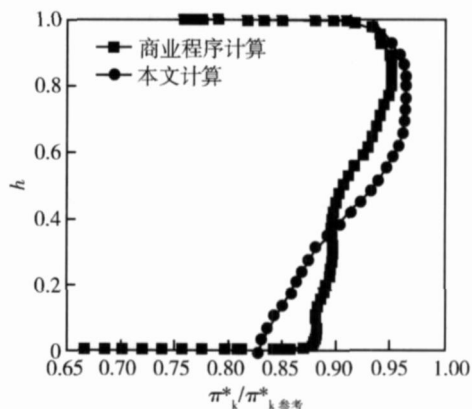


图 4 设计点压比计算结果对比

Fig. 4 Computational results of pressure ratio at design state

试验符合得相当好, 它很好地反映了不同转速下进口总压畸变对风扇性能影响, 各个转速下流量和压比的降低幅度都与试验十分相符, 说明本文采用体积力模型模拟叶片力研究进口畸变流场是可行的, 它可以定量地反映出进气畸变条件下风扇特性的变化.

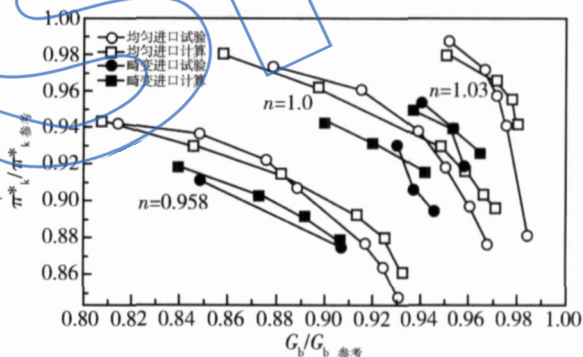


图 5 计算的均匀进口和总压畸变条件下特性于试验对比

Fig. 5 Comparison of computational characteristic with uniform inlet and total pressure distortion and experiment results

在压气机畸变流场内最大特点就是流动畸变和压气机的耦合使得流动被重新分布. 计算域进口总压 p^* 和静压 p 沿周向角度 θ 的分布见图 6, 在畸变区总压低于非畸变区, 静压沿整个周向变化不大. 图 7 为计算域进口和风扇进口处流量系数 ϕ 的对比, 在计算域进口畸变区内的流量系数明显小于非畸变区, 从计算域进口到风扇进口处, 不仅流量系数的非均匀性被削弱, 其分布型也发生了变化, 这种分布现象的原因之一是在低流量系数区域压气机的压升高于高流量系数区域, 这种扰动向上传播改变了风扇进口流量系数的分布.

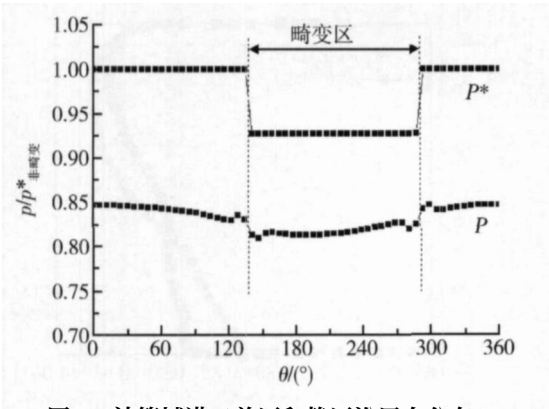


图 6 计算域进口总压和静压沿周向分布

Fig.6 Circumferential distribution of inlet total pressure and static pressure

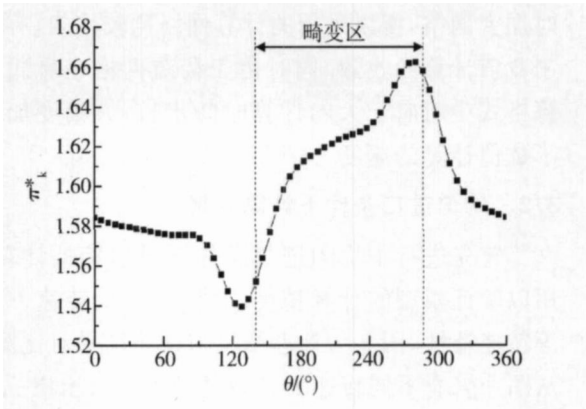


图 8 风扇出口压比周向分布

Fig.8 Circumferential distribution of pressure ration at outlet of rotor

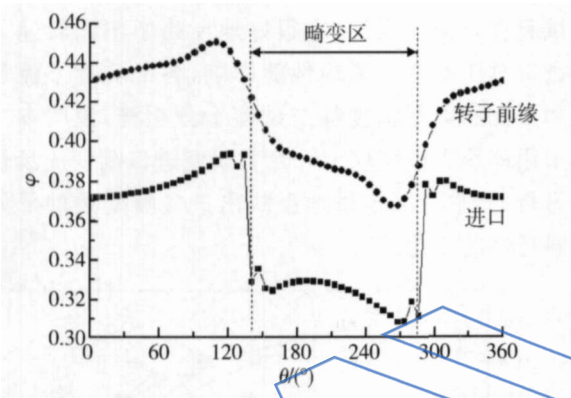


图 7 计算域进口和转子进口处流量系数对比

Fig.7 Comparison of flow coefficient computational field inlet and rotor inlet

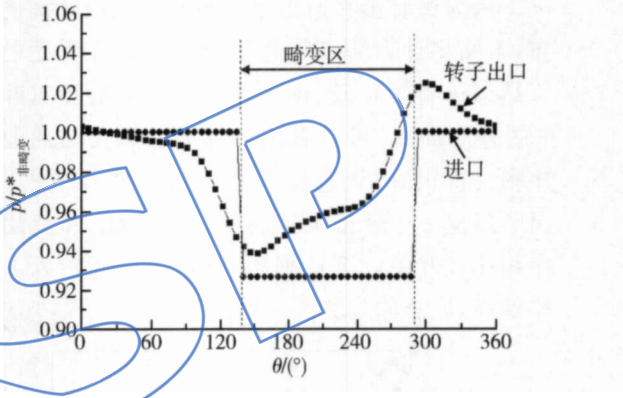


图 9 计算域进口和风扇出口总压周向分布

Fig.9 Circumferential distribution of total pressure at inlet of computational field and outlet of fan

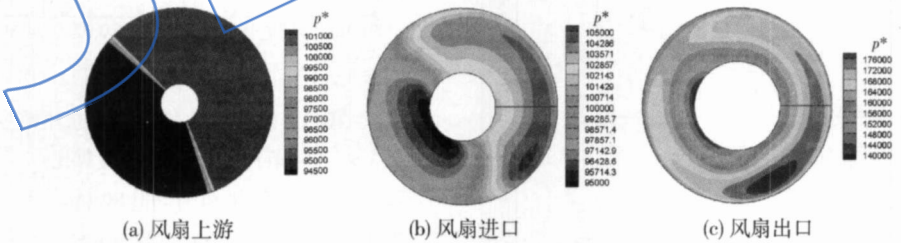


图 10 不同轴向位置处的总压云图

Fig.10 Total pressure distribution at different axial locations

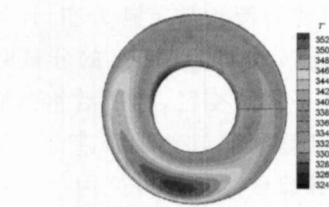


图 11 风扇出口处总温云图

Fig.11 Total temperature distribution at exit for fan

风扇出口的压比分布见图 8,其形状和风扇进口流量系数分布正好相反,因为在低流量系数的位置增压能力强,压比高,这与平行压气机理论

是一致的.图 9 显示了计算域进口和风扇出口总压对比,显然通过风扇后总压不均匀性被削弱了,因为在特性线的负斜率段,总压低的区域通过压气机后总是产生较高的压升,所以总压畸变通过压气机后被衰减.

图 10 中列出了不同轴向位置处总压云图,可以看出流动具有很强的三维性,风扇出口处在叶尖附近低总压区产生了较大相位移动,而叶根附近则基本没有相位变化.图 11 给出了风扇出口处的总温云图.可以看到即使风扇进口处仅仅只有总压畸变,但由于加功量的周向分布因总压畸变

而产生不均匀性,风扇出口处的总温分布也呈现明显的不均匀性.

4 结 论

(1)基于叶型基本设计参数构造了周向平均体积分力模型,并在此基础上发展了压气机畸变流场三维非定常数值模拟程序.该程序可以模拟压气机内的三维非定常畸变流场,计算速度快,可以在压气机设计阶段对其畸变流场和性能作出评估.

(2)模拟计算的某发动机风扇均匀进口状态下特性与试验结果在各个转速符合很好.

(3)模拟计算的进口总压畸变条件下风扇特性与试验结果基本一致,流量和压比的降低程度十分相近,说明本程序对预估畸变对压气机特性影响具有较高精度;

(4)三维畸变流场模拟计算能够较为准确地反映压缩系统内部三维流动本质,考虑不同进口流场区域在发动机通道内流动过程中的气流掺混.模拟结果表明畸变流场具有很强的三维性,基于传统的平行压气机理论的一维方法无法反映这种现象.

参考文献:

[1] Mazzawy R S, Multiple segment parallel compressor mod-

el for circumferential flow distortion [R]. AGARD,1977, CP-177.

- [2] Xu L, Hynes T P, Denton J D. Towards long length scale unsteady modelling in turbomachines [J]. ISABE-2001-1084, XV ISABE, bangalore, india, september 2001; the proceedings of the I mech E, Journal of Power and Energy, 2003, 217(1):75-82.
- [3] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations[J]. ASME GT-2002-30359, 2002; Trans. of ASME, Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3):425-432.
- [4] GONG Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multi stage compressors[J]. ASME 98-GT-476, 1998; Trans. of ASME, Journal of turbomachinery, 1999, 121(4):726-734.
- [5] Gong Y. A Computational model for rotating stall and inlet distortions in multi-stage compressors[D]. Ph.D. thesis, MIT, 1998.
- [6] Marble F E. Three-dimensional flow in turbomachines. Aerodynamics of turbines and compressors, vol. X of high speed aerodynamics and jet propulsion, hawthorne[M]. W R, ed. Princeton university press, Princeton, 1952, 83-166.
- [7] Joo W G, Hynes T P. The simulation of turbomachinery blade rows in asymmetric flow using actuator disks [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(4):727-728.