

风扇 压气机稳定性三维模型的研究*

许开富, 乔渭阳, 罗华玲

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 发展了一个基于体积力的可用于分析风扇 压气机性能和稳定性的三维可压缩模型。该模型先是利用三维 CFD 求解器求得在同一转速线下不同工作状态下的每一叶片排的叶轮机源项, 然后通过求解带源项的三维非定常 Euler 方程, 获得对风扇 压气机内部三维流场和性能的模拟。利用该模型对某一跨声速风扇级的三维流场和性能进行了数值模拟分析, 特别是分析对比了在进口无畸变和进口有畸变情况下的风扇内部三维流场和气动性能。研究表明, 所发展的计算模型的数值结果与实验结果吻合得很好。与实验结果相比, 预测总温比的误差为 1.2%, 而预测总压比的误差小于 4%。

关键词: 压气机; 风扇; 畸变; 模型; 数值仿真; 稳定性

中图分类号: V231

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 03-0344-05

A 3-D CFD analysis code of fan and compressor stability

XU Kai-fu QIAO Wei-yang LUO Hua-ling

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract A three-dimensional model used to investigate fan and compressor stability was presented. In this model, the modified compressible time-dependent 3D Euler equations including the source terms which represent the effect of the blades were solved to simulate the 3D flow field of fan/compressor. The source terms were calculated for each blade row by means of CFD analysis code for many operating points with different speed-lines. In order to be coupled to the Euler solver, an interpolation procedure was used. Details of the overall approach were presented and verified with NASA Stage-35 for the clean/distorted inlet flow. The computational results show that this compressor stability prediction system and codes are reliable. Comparisons with available experimental data for clean inlet performance were made and were found that there was only a 1.2% difference in overall total temperature ratio and less than 4% in overall total pressure ratio.

Key words Compressor; Fan; Distortion; Model; Numerical simulation; Stability

1 引 言

风扇和压气机中的流动不稳定性现象, 如旋转失速和喘振, 因其对压缩系统所带来的严重危害性, 自出现以来, 一直受到国内外的广大科研工作者的高度重视。然而, 由于其流动的复杂性和高度非定常性, 尽管半个多世纪已经过去, 人们对其的产生、发展和形成还没有取得完全透彻的理解。因此, 人们迫切地需求能寻找到能精确地预测这些气动失稳现象的数值模型、数值方法和实验测量手段^[1, 2]。

如果采用传统的 CFD 技术对其进行研究, 凭现在的计算机运算速度, 并考虑到所消耗的计算时间和

计算费用, 还无法满足工程上的应用需求。因此, 发展一个能快速、精确和经济性好的全三维数值模型就成为当前亟需解决的问题。

在过去的几十年中, 人们已相继发展了许多预测模型, 从一维到三维, 从不可压到可压, 从简单到复杂。其中, 最具有代表意义的是 Moore-Greizer 模型, 它是早期研究成果的巅峰之作。然而, 这些模型都需要事先知道风扇或者压气机的特性, 包括过失速特性, 而这些事先是很难精确获得的, 这导致了这些模型具有很大的局限性。此外, 它们还有另外的一个致命的缺陷就是不能模拟失速的产生^[3-9]。

近几年来, 基于体积力的思想, 国外的研究者相

* 收稿日期: 2007-02-05 修订日期: 2007-07-20

作者简介: 许开富 (1980—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: xukaifu@mail.nwpu.edu.cn

继成功发展了几个全三维数值模型,如美国 Amold 工程发展中心 Hale 博士等发展的 TEACC 计算软件, Glenn 研究中心的 China 学者发展的 CSTALL 计算程序等。其中,又以 China's 模型为优。该模型基于有限差分技术,通过求解带源项的 Euler 方程研究风扇/压气机失速。该模型最吸引人的地方在于它不需要输入研究对象的特性,这在一定程度上扩大了该模型的适用范围,具体的细节可参考文献 [3 6~9]。

本文以 Euler 三维无粘流动运动基本方程为基础,将压气机叶片对气流的作用作为 Euler 方程的源项,建立了一种分析风扇/压气机全三维流动性能和稳定性的数学模型和计算方法。重点介绍了该模型的数学模型和计算方法,并以 NASA-Stage35 作为研究对象,给出了采用该模型所预测的风扇性能的结果及其与实验数据的对比。

2 物理模型和计算方法

本文所构建的三维计算系统如图 1 所示。该计算系统的核心是一个将叶轮对流体作用作为源项考虑的全三维无粘的非定常流场计算程序 (Turbo3D)。描述叶片排对流体工质作用的源项则先通过采用三维 CFD N-S 求解器求得,并当作已知参数输入,然后以换算质量流量作为自变量,通过插值技术把其和三维 Euler 求解器耦合起来。

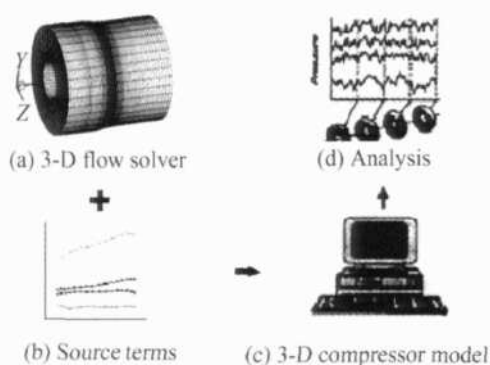


Fig. 1 Overall methodology of Turbo3D

本文所发展的三维计算模型与平行压气机相比,其优越性在于对于进口发生畸变时,自动考虑各个流道间发生的质量、动量和能量的交换,更接近于真实的三维流动,因而具有更高的计算精度和更强的预测能力。

2.1 控制方程

在直角坐标系下,不考虑重力和对外界的换热,带源项的三维非定常 Euler 方程可写成

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}}{\partial z} = \vec{S}$$

其中

$$\vec{U} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$$

$$\vec{F} = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho u v + p, \rho u w + p, \rho u H]^T$$

$$\vec{G} = [\rho v, \rho v u + p, \rho v^2 + p, \rho v w + p, \rho v H]^T$$

$$\vec{H} = [\rho w, \rho w u + p, \rho w v + p, \rho w^2 + p, \rho w H]^T$$

$$\vec{S} = [S_m, S_{Fx}, S_{Fy}, S_{Fz}, S_{sw}]^T$$

在上式中, ρ 表示密度, p 表示静压, E 表示总能量, H 表示总焓, u, v, w 分别表示 x, y, z 坐标方向的速度,而 $\vec{S}$ 表示叶片对气流作用的源项,它包括 (1) 每个单元体每单位体积的漏气量 S_m ; (2) 叶片对每个单元体每单位体积内的气流在 x, y, z 方向的作用力 S_{Fx}, S_{Fy}, S_{Fz} ; (3) 叶片对每个单元体每单位体积作用的轴功 S_{sw} 。

2.2 计算方法

在 Turbo3D 中,基于单元中心有限体积法,采用隐式的格式对三维非定常的 Euler 方程进行离散。在对控制方程的对流项进行空间离散时,采用了一种基于 Steger-Warming 矢通量分裂和 Roe 平均的混合的迎风格式。采用该迎风格式在计算出现激波的流场时会出现非物理的振荡,因而在程序中采用 minmod 限制器对其进行 TVD 修正。另外,为了加速收敛,采用双时间步长法来求解非定常流场,所以在对控制方程的物理时间项进行离散时,采用三点离散格式,而对虚拟时间项进行离散时,则采用对角化的近似因子分解法 [10~12]。

另外,正确地处理边界条件对于数值计算的稳定和获得正确的数值模拟计算结果,是很重要的。在 Turbo3D 中,采用了四种典型的边界条件:压力进口边界条件、质量流量出口边界条件、周期性边界条件和无粘壁面边界条件,这些边界条件的具体处理方法可参考文献 [8]。

2.3 叶片源项的计算

在本计算模型中,叶片源项是作为已知参数输入的。其具体的实现步骤为:在前期的准备工作中,先采用三维 CFD Navier-Stokes 求解器求得所研究的对象在不同的换算转速下同一等转速线上不同工作点的每一叶片排的叶片源项,生成一个以换算质量流量和换算转速为自变量的叶片源项数据库,然后通过插值过程,实现叶片源项数据库与三维 Euler 求解器紧

密地耦合起来。

另外, 由于在生成叶片源项数据库时所使用的控制体一般不会和三维流场求解器在叶片区所使用的计算网格重合, 因此, 源项在这两者之间的传递需要再次采用插值的技术。图 2 给出了采用插值技术的具体实现过程。从图 2 可以看出, 基于叶片源项数据库, 三维流场求解器在叶片区的网格控制体所对应的单位体积的源项可通过样条插值来获得的。另外, 需要特别注意的是, 为了减小插值过程所产生的误差, 在插值的过程中三维流场求解器的插值单元采用的是网格控制体, 而不是网格单元, 如图 2 所示。

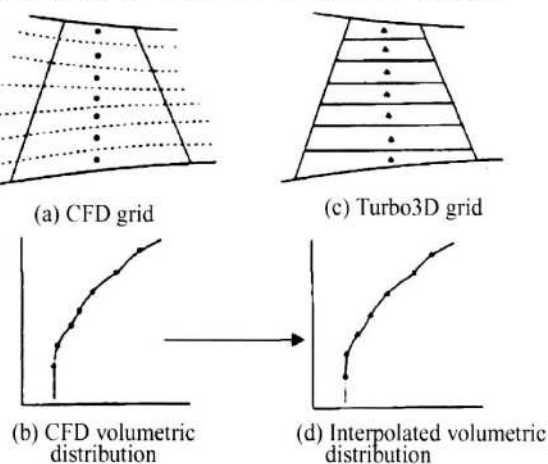


Fig. 2 Interpolation of radial distribution for source terms

对于进口有畸变的流动, 假设三维网格在周向的网格节点数为 n , 则每次迭代时需要调用 $n-1$ 次插值程序来计算叶片源项, 即把周向分成了 $n-1$ 个子压气机来进行考虑。而对于进口没有畸变的流动, 为了降低计算时间, 提高计算效率, 每次迭代时仅调用 1 次流线曲率法来计算叶片源项, 并把所得到的叶片源项沿着轴线旋转 360° , 即认为叶片的源项在周向是均匀分布的。

2.4 叶片源项的滞后模型

人们通过实验研究发现, 风扇、压气机叶型对进口流动的变化不是立刻能感受到的, 而是需要经过一定的时间后才能感受到, 这即是人们所熟知的叶片响应的滞后特性。因此, 考虑到前人的研究成果, 本模型采用下列一阶滞后方程来考虑叶片上述动态响应滞后^[3]。

$$\tau \frac{\partial S}{\partial t} + S = S^{ss}$$

式中 S 表示叶片源项, S^{ss} 表示稳态的叶片源项, τ 表示叶片时间常数。

3 计算结果与讨论

基于上述方法, 本课题组初步发展了一套名为 Turbo3D 的计算程序。另外, 为了对该程序进行校核, 并考虑到所拥有的验证算例数据, 本文仅对 NASA Stage-35 进行了计算。

NASA 核心压气机进口级 Stage-35 是具有高压能力的低展弦比高效率跨声速压气机进口级, 设计增压比为 1.842, 转子绝热效率为 0.872, 级的绝热效率为 0.845, 设计流量系数为 0.451, 设计流量 20.188 kg/s, 喘振裕度 21%。叶尖速度 454.456 m/s, 转子进口叶尖相对马赫数为 1.48, 转子叶片数 36, 转子展弦比为 1.19, 转子叶尖稠度为 1.3, 静子叶片数为 46, 静子展弦比为 1.26, 静子叶尖处叶片稠度为 1.3, 设计转速 17.188 kr/min, 转子进口叶尖半径 254 mm, 转子进口轮毂半径 177.8 mm。NASA 核心压气机进口级 Stage-35 的叶片设计采用了多圆弧叶型设计。

利用 Turbo3D 对 NASA Stage-35 进行计算时, 所使用的进口边界条件为: 进口总压等于 101.30 kPa, 进口总温等于 288.2 K, 进口气流角等于零; 所使用的出口边界条件为: 给定不同的质量流量。另外, Turbo3D 计算时所使用的计算网格尺寸为 97 478 个网格点。其中, 轴向采用 94 个网格节点, 径向采用 17 个网格节点, 而周向则采用均布的 61 个网格节点, 这可如图 3 所示。

与传统的 CFD 求解方法相比, 本文所发展的用于分析风扇/压气机性能和稳定性的计算简化模型具有很大的优势: 在保证计算精度下降不多的前提下, 可以快速、经济地获得计算结果。以本文单级计算算例为例, 对整个流道 (360°) 进行计算, 采用 Turbo3D 计算一个工况点仅需要不到 15 min 即可收敛; 而采用传统的 CFD 求解方法, 仅对单个叶片通道进行计算, 每计算一个工况点约需要 4 h 才能收敛。其中, 计算机的配置为: CPU 为双核的 Pentium 2.8 GHz, 内存为 2.0 GB。

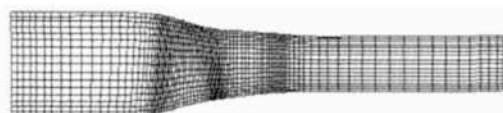


Fig. 3 Meridional grid of NASA Stage-35

3.1 均匀进气条件下 Stage-35 的性能

图 4 给出了在均匀进气条件下利用 Turbo3D 对 NASA Stage-35 在设计转速进行计算所得到的特性曲

线。图中横坐标表示换算的质量流量,图 4(a)中纵坐标表示总压比,图 4(b)纵坐标表示总温比。从图中可以看出,利用 Turbo3D 所得到的计算结果与实验结果一致,最大误差小于 4%。然而,预测的失速点偏高,计算结果为 18.83 kg/s 而实验结果为 18.2 kg/s。这主要是因为 Turbo3D 计算程序在进行失速点预测时,采用源项外插的技术来获得失速时的叶片源项,而采用三维粘性 N-S 求解器进行流场计算时, N-S 计算程序在质量流量为 19.13 kg/s 附近就发散,与实验结果相差较大造成的。可以预见,三维 CFD 求解器的计算结果与实验数据越接近,即叶片源项计算得越准确, Turbo3D 的预测精度越高。另外,从图中可以明显看出,计算最大的误差出现在特性线的最右边,即在堵塞点附近。这主要是因为靠近堵塞点附近,靠近转子叶片尾缘处出现很大的附面层分离,产生很大的损失,如图 5 所示。此外,从图 4 中还可以看出,本模型的计算结果与三维 CFD 的计算结果吻合得非常好,这也从另一个侧面说明了建立该计算模型的有效性。

3.2 畸变进气条件下 NASA Stage-35 的性能

图 6 给出了在通道进口发生周向总压畸变时,利用 Turbo3D 计算设计转速下的总性能分布曲线。其中,发生周向总压畸变时的畸变强度为 5%,畸变角度为 120°。从图中可以看出,当进口发生周向畸变

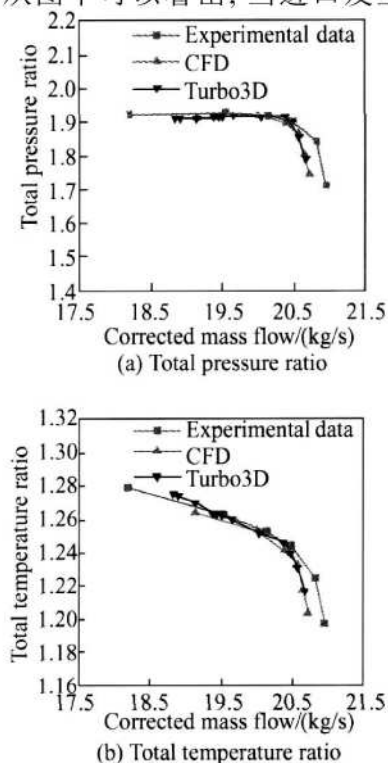


Fig. 4 Performance of Stage-35 with clean inlet

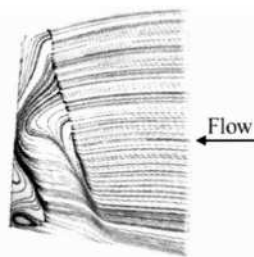


Fig. 5 Surface streamlines on the suction of Rotor-35

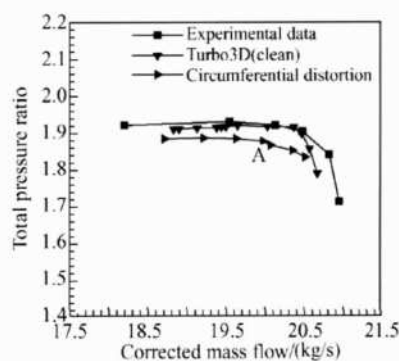


Fig. 6 Performance of Stage-35 with distorted inlet

时,等转速线会整个向下移动,即进口周向总压畸变会降低风扇的总性能。

图 6 中的 A 点所对应的流动状态在不同的轴向位置的周向总压分布如图 7 所示。从图 7(a)、(b)中可以发现,在通道进口发生的周向畸变会持续传递到转子叶片进口,而不发生明显的改变(如畸变的强度和角度),这主要是由于在三维流场求解器中所采用的控制方程为无粘的 Euler 方程,忽略了粘性的影响所造成的。而从图 7(b)、(c)中可以明显看出,周向畸变经过转子叶片后,会沿着转子叶片的旋转方向发生周向偏转,产生这种现象的直接原因是由于当气流经过转子叶片时,转子叶片会对气流做功,从而存在很大的切向速度的缘故。图 7(c)、(d)和 7(e)表明,周向畸变经过静子后,还会发生进一步的衰减。气流经过转子叶片排后,由于静子叶片排的存在,会迫使气流进行重新的定向,使得气流重新沿着轴向流动,即气流在往下游传递的过程中,周向畸变会一直持续到通道的出口,如图 7(e)、(f)所示。从图 7 中给出不同轴向位置的总压分布云图可以看出,畸变流场具有很强的三维性,在叶尖处低压区产生了较大的相位移动,而在叶根处则基本没有相位移动。

此外,为了能更清晰地描述上面所发现的现象,图 8 给出了与图 7(b)、(c)、(e)的轴向位置相对应的平均半径处的总压沿着周向的分布曲线。从图 8 中可以看出,周向总压畸变,无论是经过转子叶片排

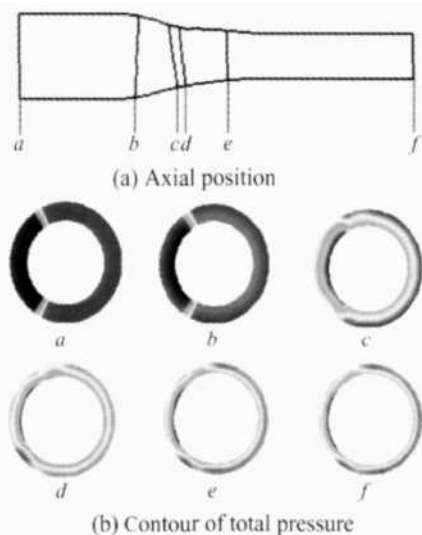


Fig. 7 Contour of total pressure of different axial positions with distorted inlet

还是经过静子叶片排,在高、低压区过渡的地方总压出现最大。

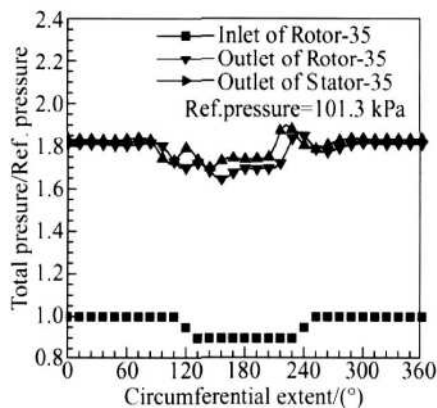


Fig. 8 Circumferential distribution of total pressure of different axial positions with distorted inlet

4 结 论

(1)发展了一个用于分析风扇/压气机全三维流动性能和稳定性的数学模型以及它的计算方法,并发展了相应的计算程序。

(2)由于程序计算采用了具有较好收敛性的迎风差分格式和隐式时间推进格式,使得程序计算效率大大改善。

(2)利用 Turbo3D 对 NASA Stage-35 进行了计算,并与实验结果进行了对比,计算结果表明该模型具有可靠的计算精度。

(3)与平行压气机模型相比,该三维模型具有更高的预测精度,可以用于预测具有很强三维效应的进口畸变流场。

参考文献:

- [1] 乔渭阳,蔡元虎,陈玉春,等.进气畸变对压缩系统稳定性影响的数值模拟[J].推进技术,2001,22(4). (QIAO Wei-yang CAI Yuan-hu CHEN Yu-chun Effect of pressure and temperature distortion orientation on turbine engine stability[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(4).)
- [2] 乔渭阳,蔡元虎.畸变进气下压气机叶片非定常载荷的数值模拟[J].推进技术,2001,22(5). (QIAO Wei-yang CAI Yuan-hu Numerical modeling of the unsteady aerodynamic loads in axial flow compressor with inlet distortions[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(5).)
- [3] Chima Rodrick V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. NASA/TM-2006-214117.
- [4] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[R]. *Advisory Group for Aerospace Research & Development Lecture Series* 1992 AGARD-LS-183.
- [5] Shahrokh K A. Application of modified dynamic compression system model to a low-aspect ratio fan effects of inlet distortion[D]. *Mechanical Engineering, Vanderbilt University, Nashville, TN*, 1995.
- [6] Hale A, O'Brien W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. *Transactions of the ASME, Journal of Turbomachinery*, July 1998, 120: 422~430.
- [7] Chalk J C, Hale A A. A three-dimensional compression system model using NPARC[R]. AIAA 97-0992.
- [8] Hale A A, Davis M W, Kneile K R. Turbine engine analysis compressor code TEACC, Part I: technical approach and steady results[R]. AIAA 94-0148.
- [9] Hale A A, Chalk J, Klepper J. Turbine engine analysis compressor code TEACC - Part II: multi-stage compressors and inlet distortion[R]. AIAA 99-3214.
- [10] Venkateswaran S, Weiss J M, Merkle Y H. Propulsion-related flow fields using the preconditioned Navier-Stokes equations[R]. AIAA 92-3437.
- [11] Yang J Y, Lombard C K. Uniformly second accurate ENO schemes for the Euler equations of gas dynamics[R]. AIAA 87-1168.
- [12] Pulliam T H. A diagonal form of an implicit approximate factorization algorithm[J]. *Journal of Computational Physics* 1981, 139: 347~363.

(编辑:郭振伶)