

畸变进气条件下风扇三维非定常流动数值模拟

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:分析畸变进气情况下轴流风扇/压气机三维流场和性能的三维可压缩模型。该模型利用流线曲率法求得叶片对气流做功的叶轮机源项, 然后通过求解带源项的三维非定常 Euler 方程, 对风扇/压气机内部三维流场和性能进行模拟。利用该模型对某一跨音速风扇转子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。研究结果表明, 该三维理论预测模型能有效地分析进气畸变对轴流风扇性能及其稳定性的影响。

关 键 词: 风扇/压气机; 流线曲率法; 源项; 半激盘; 进口畸变

中图分类号: TK474; O242 文献标识码: A

引 言

众所周知 进口畸变不仅会导致风扇/压气机的压比和效率下降, 而且还会降低风扇/压气机的失速裕度, 使其失稳点大为提前。因而开展进气畸变对风扇/压气机性能和稳定性影响的研究就显得极为重要。

目前, 对于畸变进气条件下压缩系统的性能和稳定性分析, 工程中应用得最广泛的数学模型就是平行压气机模型。该模型认为一个压缩系统可以分成若干个相互独立的子压气机, 每个子压气机所使用的级特性是一样的, 并且认为每个子压气机出口的静压是相同的。对于进口不同的总压或总温的区域, 看作是不同的子压气机, 并认为只要其中的一个子压气机出现旋转失速或喘振, 就认为整个压气机发生旋转失速或喘振^[1~2]。该预测模型的主要缺点是没有考虑各子压气机之间的质量、动量和能量的传递。针对这个缺点, 许多研究者对平行压气机模型进行了修正, 以便考虑在不同子压气机之间的质量传递、动量传递和能量传递^[3~4]。由于这些修正是基于经验和半经验的公式, 因而不能足够精确地描述各个子压气机之间的质量传递、动量传递和能量传递。

因此, 发展全三维的风扇/压气机流动数学模型, 在全三维的模型基础上研究畸变进气条件下的发动机压缩系统的性能和稳定性就成为当前压缩系统研究的重点方向^[5~8]。

本研究以三维无粘流动运动基本方程——Euler 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, 该模型彻底抛弃了传统的平行压气机模型, 能够真实地反映出进气畸变流场在风扇/压气机内的三维传递过程。重点介绍了该模型的数学模型和计算方法, 并以 NASA-67 转子为对象, 给出了采用该模型所预测的风扇性能的结果, 并与实验数据进行对比。

1 理论模型和计算方法

在进气畸变条件下, 轴流风扇/压气机内部流动过程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性非定常流场计算程序 (Turbo3D), 叶轮对流体的作用按半激盘理论进行考虑, 并采用流线曲率法来进行计算。

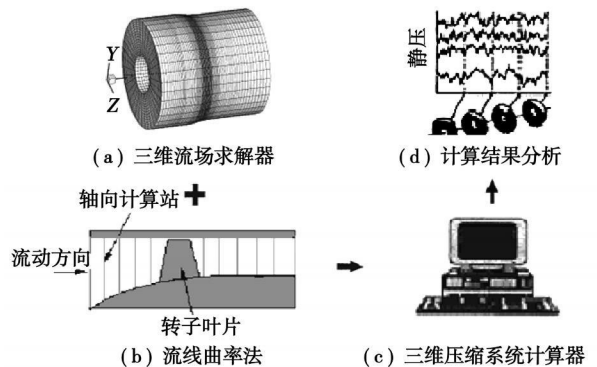


图 1 计算系统的构成

收稿日期: 2008-06-27; 修订日期: 2008-12-07

作者简介: 许开富(1980-)男, 广西北流人, 西北工业大学博士研究生。

1.1 控制方程

在一般曲线坐标系下,考虑源项的三维非定常 Euler 方程为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = S$$

式中:

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T / J$$

$$E = [\rho U, \rho U^2 + p\hat{\xi}_x, \rho U + p\hat{\xi}_y, \rho W U + p\hat{\xi}_z, \rho H U]^T / J$$

$$F = [\rho V, \rho V^2 + p\eta_x, \rho V + p\eta_y, \rho W V + p\eta_z, \rho H V]^T / J$$

$$G = [\rho W, \rho W^2 + p\zeta_x, \rho W + p\zeta_y, \rho W W + p\zeta_z, \rho H W]^T / J$$

$$S = [S_m, S_{tx}, S_{ty}, S_{tz}, S_{sw}]^T / J$$

$$U = u\hat{\xi}_x + v\hat{\xi}_y + w\hat{\xi}_z$$

$$V = u\eta_x + v\eta_y + w\eta_z$$

$$W = u\zeta_x + v\zeta_y + w\zeta_z$$

叶片对气流作用的源项包括:(1) 每个单元体单位体积的漏气量;(2) 叶片对每个单元体单位体积内的气流在 x, y, z 方向的作用力;(3) 叶片对每个单元体单位体积作用的轴功。

1.2 计算方法

在计算程序 Turbo3D 中,基于单元中心有限体积法,采用隐式的格式对控制方程进行离散。在对控制方程的对流项进行离散时,采用了一种基于 Steger-Warming 矢量分裂和 Roe 平均的混合的迎风格式^[8],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,由于使用双时间步长法来求解非定常流场,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^[9]。略去详细的推导过程,仅给出最终的离散结果:

$$PM\hat{\xi} \left[I + \Delta\tau \frac{\partial \hat{\xi}}{\partial \xi} \right] M\hat{\xi}^{-1} M\eta \left[I + \Delta\tau \frac{\partial \Delta\eta}{\partial \eta} \right] M\eta^{-1} M\zeta \times \left[I + \Delta\tau \frac{\partial \Delta\zeta}{\partial \zeta} \right] M\zeta^{-1} \Delta Q_v = -\Delta\tau \left[\frac{3Q^k - 4Q^{k-1} + Q^{k-2}}{2\Delta\tau} + R^k \right]$$

在上式中,独立变量的变化量 $\Delta Q_v = Q^{k+1} - Q^k$,控制方程的残差 $R^k = \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} - S^k$,而剩余变量的计算式子可参考文献[9~11]。

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 4 种典型的边界条件:压力进口、质量流量出口、周期性和无粘壁面,这些边界条件的具体处理方法可参考文献[7]。

1.3 叶轮机源项的计算

叶轮机对气流做功的源项通过流线曲率法来进行计算。在一般情况下,流线曲率法使用进口的总温、总压、气流角、质量流量和零曲率作为进口边界,使用零曲率作为出口边界。在本研究的数学模型中,流线曲率法仅限于叶片前后很小的计算区域,这时在进出口边界中再采用零曲率就不再合适,而必需采用当地计算站的曲率,亦即需要对传统的边界条件进行修改,修改后的边界条件如图 2 所示。从图中可知,在每一次迭代的过程中,流线曲率法所使用的进出口边界条件可立即通过三维求解器的瞬时流场来获得。

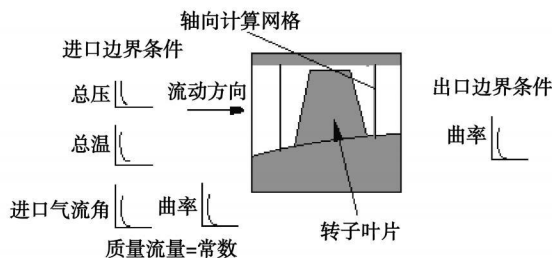


图 2 流线曲率法所使用的边界条件

在笛卡儿直角坐标系下,用于计算叶片源项时所使用的控制体如图 3 所示。每一控制体主要由相邻的流面和叶片的几何形状组成。

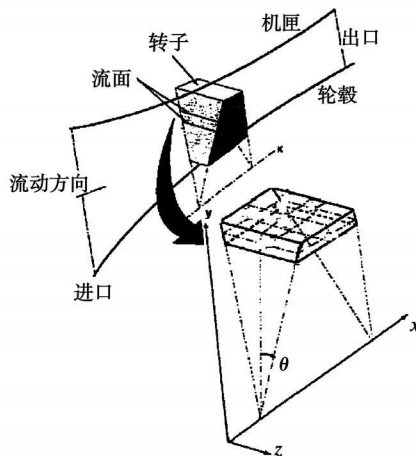


图 3 计算叶轮机源项时所使用的控制体示意图

利用流线曲率法求解子午流场,当程序收敛后,整个计算域中仅计算点(流线与轴向计算站的交点)处的流动参数为已知,因此在进行叶轮机源项的计算时,需要作一些假设。这些假设包括:

(1) 由于控制体在 y 方向的两个表面是流面,因而可以认为在该两个表面上没有质量、动量和能量的传递;

(2) 由于利用流线曲率法求解子午流场时假设流场是轴对称的, 所以可以认为控制体的动量在周向的净通量为零。

根据上面这些假设, 再结合动量守恒和能量守恒这两大定律, 对每一控制体进行分析, 即可得到笛卡儿直角坐标系下叶轮机源项的计算式子。

由于流线曲率法在计算叶片源项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采用插值技术。图 4 给出了采用插值技术的具体实现过程。从图 4 可以看出, 基于由流线曲率法计算所得到的单位体积的源项, 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 4(d) 所示。

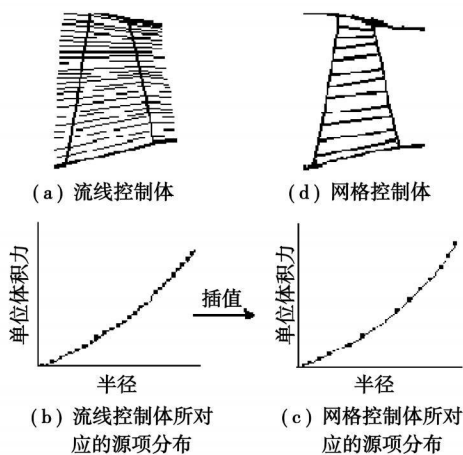


图 4 对叶片的径向源项进行插值过程的示意图

对于进口有畸变的流动, 假设三维网格在周向的网格数为 n , 则每次迭代时需要调用 $n-1$ 次流线曲率法来计算叶片源项, 亦即把周向分成了 $n-1$ 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 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° , 亦即认为叶片的源项在周向是均匀分布的。

2 计算结果及分析

采用前面所介绍的方法, 本课题组初步编制发

展了一套名叫 Turbo3D 的计算程序。为了对该程序进行校核, 并考虑到所拥有的转子叶片的试验数据, 下面仅对 NASA Rotor-67 进行了试算。

NASA Rotor-67 是类似于当代先进发动机所采用的风扇, 是高性能跨音速风扇转子。该风扇转子的设计压比是 1.63, 质量流量是 33.25 kg/s , 设计转速为 $16\,043 \text{ r/min}$, 转子相对叶尖马赫数为 1.38 (429 m/s), 该转子具有 22 个叶片, 基于平均展长和叶根轴向弦长的展弦比是 1.56, 从轮毂到轮缘转子稠度变化范围是 3.11 到 1.29, 进出口叶尖直径分别是 514 和 485 mm, 进出口轮毂比分别是 0.375 和 0.478, 叶尖间隙近似为 1 mm。

利用 Turbo3D 对 Rotor-67 进行计算时, 进口边界条件为: 进口总压等于 $1 \times 10^5 \text{ Pa}$, 进口总温等于 288.15 K , 进口气流角等于零; 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为 $79 \times 17 \times 37$, 如图 5 所示。

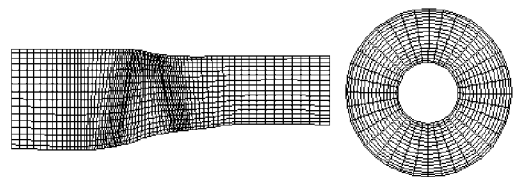


图 5 计算网格

2.1 均匀进气条件下 Rotor-67 的性能

均匀进气条件下 Rotor-67 单转子风扇数值计算结果如图 6 所示。图中给出了在设计转速 100% 以及非设计转速 90%、80% 等 3 个转速下的特性计算结果, 图中同时给出了设计转速下的实验特性结果。从计算结果与实验结果的对比表明, Turbo-3D 程序具有良好的预测压气机性能的能力, 能够正确预测风扇的性能参数。

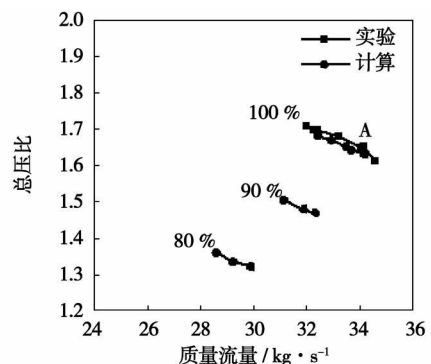


图 6 均匀进气条件下 Rotor-67 的性能曲线

图7~图9分别给出了在设计转速线上某一点(如图6中的A点所示)处叶片出口的总压、总温和静压沿着径向的分布曲线。从这三幅图中可以看出,三维计算程序计算所得到的分布曲线与流线曲率法计算所得到的分布曲线吻合得很好。然而,在靠近叶根和叶尖的区域仍存在着一定的误差。通过仔细分析,发现它主要由以下两个因素造成:一是两个系统耦合时所产生的数值误差;二是无法准确地给定流线曲率法所需要的各叶片型面的几何参数。

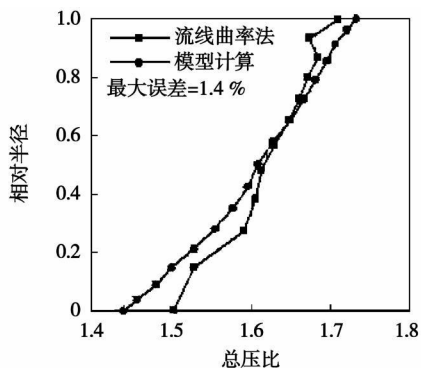


图7 叶片出口的总压沿着径向的分布曲线

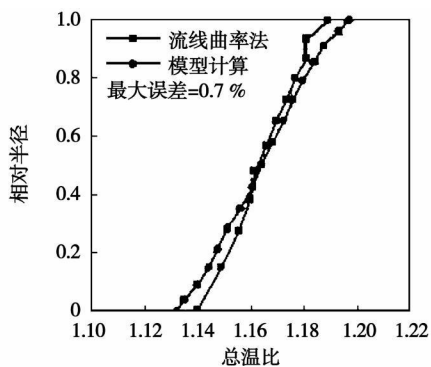


图8 叶片出口的总温沿着径向的分布曲线

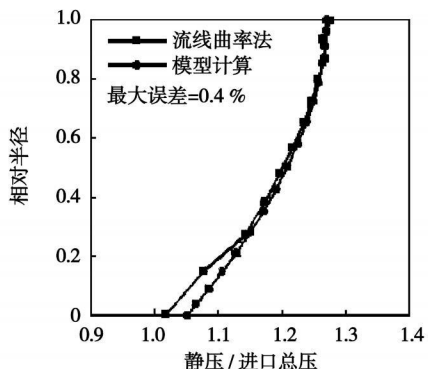


图9 叶片出口的静压沿着径向的分布曲线

图10给出了在通道进口发生周向总压畸变时,利用Turbo3D和流线曲率法对三个不同的转速进行计算所得到的流量与增压比的分布曲线。其中,发生周向总压畸变时的畸变度为5%,畸变角度为120°。从图中可以看出,当进口发生周向畸变时,等转速线会整个向下移动,并且转速越小,向下移动的量也越小,亦即在同样的进气畸变下,低转速下由进口畸变所产生的性能损失要比高转速下的小。

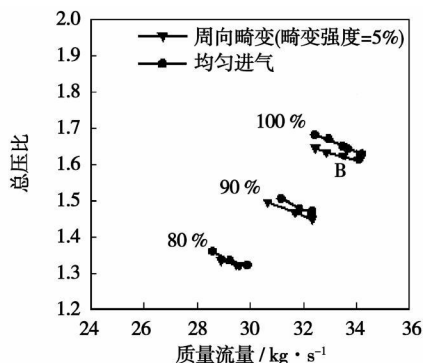


图10 畸变进气条件下Rotor-67的性能曲线

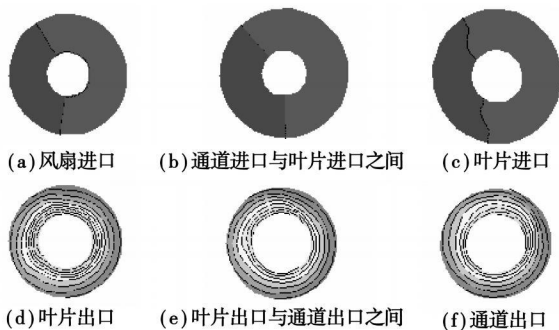


图11 畸变进气条件下不同轴向位置的总压分布云图

图10中的B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11所示。从图11(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的进口,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性Euler方程,忽略了粘性的影响所造成的。而从图11(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,从而产生很大切向速度的缘故。另外,由于气流经过转子叶片排后,并没有静子叶片对气流进行重新定向,所以气流会带着很强的偏转速度持续到叶片通道的出口,亦即气流在往下游传递的过程中,

2.2 畸变进气条件下Rotor-67的性能

周向畸变会沿着原来的偏转方向不断地进行周向偏转, 如图 11(c)、(d)所示。图 12 给出了在风扇进口截面(AIP 截面)、风扇转子进口截面、风扇转子出口截面以及风扇通道出口截面等 4 个截面上气流总压沿周向的分布情况, 图中给出的是当地平均半径处的总压参数分布。图 12 清楚地揭示出畸变流场沿风扇通道传播和衰减情况。

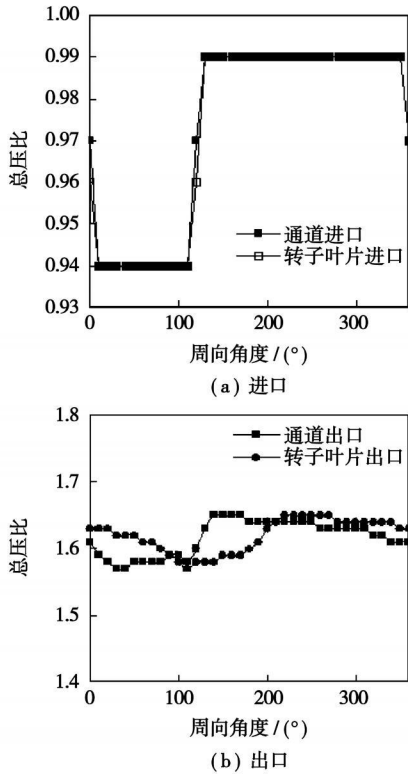


图 12 不同轴向位置的总压沿着周向的分布曲线

2.3 均匀进气条件下单转子风扇非定常流场(喘振边界)的计算结果

在 Rotor-67 单转子风扇定常流场(稳态特性)数值计算的基础上, 对其内部非定常流动过程进行了数值模拟, 预测了 Rotor-67 单转子风扇的喘振边界。图 13 给出了数值预测结果及与实验结果进行比较。图中分别给出了在设计转速 100% 以及非设计转速 90%、80% 等三个转速下的数值计算结果, 同时给出了设计转速下的实验特性结果。设计转速下计算结果与实验结果比较表明, 数值计算准确地预测了风扇转子的失稳边界。流场失稳时的风扇转子内部流场参数变化规律如图 14 所示, 图中给出的是在设计转速下, 风扇转子通道进口和出口非定常流场压力参数随时间变化的过程, 图 14 清楚地揭示出, 当风扇流场失稳后, 风扇转子进出口流场参数发生了非定常振荡。

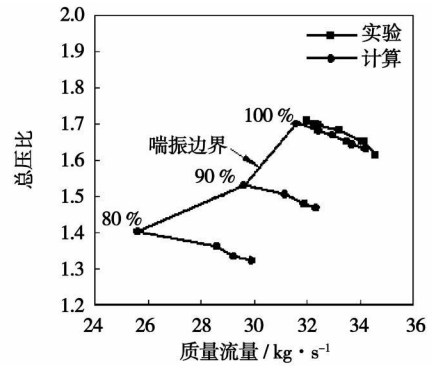


图 13 Rotor-67 风扇转子喘振边界数值预测结果

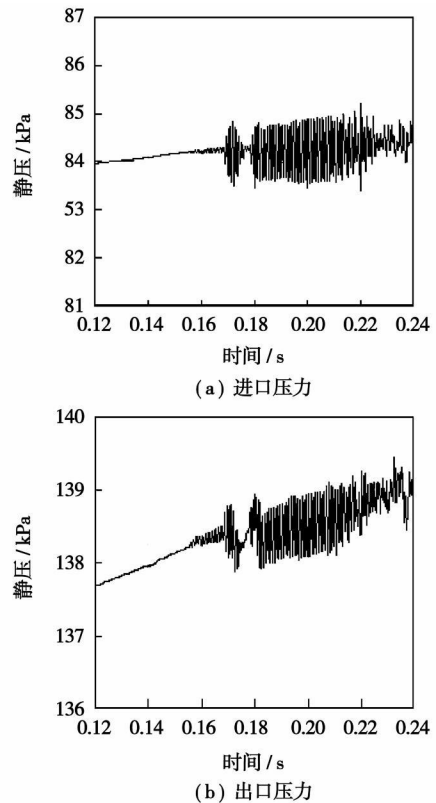


图 14 风扇转子非定常流场参数随时间变化的计算结果

3 结 论

(1) 提出了一个可用于分析风扇/压气机性能和稳定性的三维数值计算模型。在模型中, 由于采用叶片体积力模型来模拟叶片对气流的作用, 因而可以大大提高数值运算的速度和效率。

(2) 利用 Turbo3D 对 NASA Rotor-67 进行了数值计算, 并与实验结果进行对比, 结果表明该全三维模型具有较高的预测精度, 完全可以满足工程预测精度的要求。

(3) 进口发生周向总压畸变会降低压气机的性能,且转速越高,所产生的性能损失就越大,亦即转速越高,风扇/压气机对进口的周向总压畸变就越敏感。

(4) 数值计算结果表明,畸变流场具有很强的三维性,不同进口流场区域的流体在经过风扇/压气机叶片流道时会发生很强的气流掺混。

参考文献:

- [1] 乔渭阳. 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): 307-310
- [2] 乔渭阳. 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): 392-396
- [3] LONGLEY J P, GREITZER E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration AGARD-LS-183[R]. Advisory Group for Aerospace Research & Development Lecture Series, 1992
- [4] SHAHROKHI K A. Application of modified dynamic compression system model to a low-aspect ratio fan; effects of Inlet distortion[D]. Ms Thesis, Mechanical Engineering, Vanderbilt University, Nashville

1995.

- [5] HALE A, O' BRIEN W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 422-430.
- [6] CHALK J C, HALE A A. A three-dimensional compression system model using NPARC[R]. AIAA 97-0992, 1997.
- [7] 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, 1994.
- [8] HALE A A, CHALK J, KLEPPER J, et al. Turbine engine analysis compressor code; TEACC-Part II: Multi-stage compressors and inlet distortion[R]. AIAA 99-3214, 1999.
- [9] VENKATESWARAN S, WEISS J M, MERKLE C L, et al. Propulsion-Related Flowfields using the pre-conditioned navier-stokes equations [R], AIAA 92-3437, 1992.
- [10] YANG J Y, LOMBARD C K. Uniformly second accurate ENO schemes for the euler equations of gas dynamics[R]. AIAA 87-1168, 1987.
- [11] PULLIAN T H. A diagonal form of an implicit approximate-factorization algorithm[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 139: 347-363.

(编辑 刘 伟)

新技术、新产品

320 MW J 系列燃气轮机

据《Gas Turbine World》2009年1-2月号报道, MHI(三菱重工)已完成了对J系列燃气轮机的研制,该燃气轮机能提供在目前的燃气轮机中的最大的输出功率和最高的热效率。

MHI计划尽快地使该燃气轮机从试验台转移到市场,预期可以在2011年交付第一台机组。

60 Hz J系列燃气轮机在ISO条件下,简单循环工作的输出功率为320 MW,联合循环运行的输出功率为460 MW。此外,以联合循环配置运行,生产型J系列燃气轮机将能使热效率超过60%。

MHI的J系列燃气轮机基于该公司G级燃气轮机技术建造的,在过去的十年已对这些部件的设计和材料作了连续的改进。此外,J系列燃气轮机也得益于前沿的计算机工程能力和技术进展,得益于日本政府资助的以超过1700℃涡轮进口温度运行的超高效率燃气轮机的研制。

采用低导热性的TBC(热障涂层)和先进的冷却技术,J系列燃气轮机涡轮的燃气初温可以接近1600℃,比当今一代G级燃气轮机的涡轮燃气初温高100℃。

此外,加强的三维设计技术使MHI能进一步改进涡轮的气动性能和增加压气机的压比。

J系列燃气轮机的NO_x和CO₂排放也与G级机的最好水准相当。

(吉桂明 摘译)

tiveness, and obtained was the flow field distribution around the air-film holes. The hole shapes chosen were cylindrical, forward flared, slot-shaped forward flared and new type converging-diverging slotted holes. It has been found that the cooling efficiency of cylindrical holes is reduced significantly with an increase of the air blowing ratio, the cooling efficiency of slot-shaped forward flared holes is superior to that of cylindrical and forward flared holes and the cooling efficiency of converging-diverging slotted holes at different air blowing ratios is invariably higher than that of the other three kinds of hole shapes. The converging-diverging slotted holes and slot-shaped forward flared holes can restrain the production of reverse vortex pairs to a certain extent and strengthen the wall-adhesion property of jet flows, thus enhancing the cooling effectiveness to wall surfaces. **Key words:** turbine blade, converging-diverging slot-shaped hole, slot-shaped forward flared hole, air-film cooling efficiency, turbulent flow model, numerical simulation

迷宫密封转子动力学特性的数值模拟 = Numerical Simulation of the Kinetic Characteristics of a Labyrinth Gland Rotor [刊, 汉] / YAN Xin, LI Jun, FENG Zhen-ping (Turbomachinery Research Institute, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, Post Code: 710049), JIANG Yu-e (Henan Tailong Science and Technology Development and Application Co. Ltd., Zhengzhou, China, Post Code: 450007) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(5). — 566 ~ 570

By way of seeking numerical solutions to a three-dimensional RANS (Reynolds-Averaged-Navier-Stokes) equation, studied were the kinetic characteristics of a 16-tooth labyrinth gland rotor and analyzed was the influence of the inlet pre-swirling on the kinetic characteristic coefficient of the rotor in question at two rotating speeds. In addition, in the absence of the inlet pre-swirling and at two pressure ratios, the variation relationship of the cross rigidity and direct damping coefficient of the labyrinth gland system with the rotating speed was calculated and the calculation results were compared with the test ones and the values calculated by using two volume controlled BF (bulk flow) methods. The research results show that the numerical method adopted can predict relatively well the kinetic characteristics of the labyrinth gland rotor and the calculated results are better than those obtained by using dual volume controlled BF methods. As regards labyrinth glands, the cross rigidity is approximately in direct proportion with the inlet pre-swirling and increases with an increase of the rotating speed. The direct damping is not sensitive to both the rotating speed and inlet pre-swirling, but increases remarkably with an increase of the pressure ratio. An excessively large inlet pre-swirling and rotating speed can invariably reduce the stability of the rotor. The labyrinth gland system operating at a bigger rotating speed can enhance its rotor stability by applying a rational inlet pre-swirling. **Key words:** labyrinth gland, rotor kinetic characteristics, inlet pre-swirling, BF (bulk flow) method, numerical simulation

畸变进气条件下风扇三维非定常流动数值模拟 = Numerical Simulation Study of a Three-dimensional Unsteady Flow in a Fan Under Distorted Air Admission Conditions [刊, 汉] / XU Kai-fu, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling (College of Power and Energy Source, Northwest Polytechnic University, Xi'an, China, Post Code: 710072) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(5). — 571 ~ 576

Analyzed was a three-dimensional compressible model for calculating three-dimensional flow fields and performance of an axial-flow fan/compressor, in which a streamline curvature method was adopted to obtain a source term of a turbine doing work to air flows by blades. Subsequently, by seeking solutions to a three-dimensional unsteady Euler equation involving the source term, a simulation was performed of an inner three-dimensional flow field and performance of a fan/compressor. By using the model, the three-dimensional flow field and performance of a transonic fan rotor were numerically simulated and analyzed, especially, the three-dimensional inner flow fields and aerodynamic performance in the absence and presence of an abnormal inlet distortion were analyzed and compared. The research results show that the three-dimensional-theory-based prediction model can effectively analyze the influence of an inlet air distortion on the performance and stability of an axial-flow fan. **Key words:** streamline curvature method, source term, semi-actuator disk, inlet distortion