

文章编号:1000-8055(2011)05-1077-08

基于 CFD/CSD 技术的压气机叶片 流固耦合及颤振分析

王 征¹, 吴 虎¹, 史亚锋¹, 杨金广¹, 蔡 晋²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 机电学院 现代设计与集成制造技术教育部重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对叶片故障的原因颤振问题, 基于计算流体动力学/计算结构力学(CFD/CSD)耦合算法, 研究了压气机典型叶片的流固耦合(FSI)问题及颤振特性. 使用有限体积法求解非定常三维 Navier-Stokes 方程和有限元法求解三维结构体模型, 在两个求解器间由载荷转换、网格变形传递和同步化方法完成数据交换及求解. 以高性能风扇 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67 为例, 对其工况下的气弹响应进行分析, 计算结果与实验数据进行对比, 以确认方法的正确性和有效性. 结果表明可根据循环功和平均压力分布来分析叶片的颤振机理, 从而为压气机稳定性的判定提供重要依据.

关 键 词: 流固耦合; 颤振特性; 非定常; 气弹响应; 压气机稳定性

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Fluid-structure interaction and flutter analysis of compressor blade based on CFD/CSD

WANG Zheng¹, WU Hu¹, SHI Ya-feng¹, YANG Jin-guang¹, CAI Jin²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The Key Laboratory of Contemporary Design and Integrated Manufacturing Technology,
Ministry of Education, School of Mechanical Engineering,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For the most important flutter problem of turbomachinery blades, the fluid-structure interaction (FSI) problems and flutter characteristic of turbomachinery blades were studied in present paper based on the CFD/CSD (computational fluid dynamics/computational structural dynamics) algorithm. The three-dimensional unsteady Navier-Stokes equations and three-dimensional structural model were solved by the finite volume method and the finite element method, respectively. High accuracy in calculation and data exchange were gained by using load transfer, deformation tracking and synchronization between two solvers. The procedure successfully simulated the aeroelastic responses of a high performance fan rotor, NASA (National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67, under a range of operational conditions, and the results were compared with the experiment. The results show that the flutter mechanics of the compressor blade could be illustrated based on the distribution of cycle work and mean pressure, which is helpful to the decision of compressor stability.

收稿日期:2010-04-30; 修订日期:2010-07-27

作者简介:王征(1978—),男,山西平定人,博士生,主要从事气动热力学和气动弹性力学研究.

Key words: fluid-structure interaction (FSI); flutter characteristic; unsteady; aeroelastic responses; compressor stability

20世纪90年代以来,先进大涵道比涡扇发动机的压气机级负荷越来越重,风扇和压气机叶片的工作环境十分恶劣,容易发生故障.航空发动机中,振动故障占发动机总故障的60%以上,而叶片故障又占振动故障的70%以上.颤振是导致叶片故障的重要原因之一,它属于十分重要的气动弹性稳定性问题,源自流体诱发的自激振动,弹性体的叶片在气动力作用下产生气弹耦合振动^[1].

常见叶片颤振分析的方法主要有能量法和时域分析法.能量法是通过气动力功来评估颤振特性.时域分析法则是对非定常流场进行气固耦合计算,从而确定振动位移是稳定还是发散,而采用流固耦合方法能更准确地反映流动和振动及其在耦合场发生颤振的物理过程.传统的气动弹性分析方法大多采用低阶线性的非定常气动力模型,如 NASTRAN 和 ZAERO 等商业程序,这种方法的优点是计算效率较高,而且在亚声速段计算精度也比较高;其主要缺点是不能考虑跨声速和超声速时结构变形引起的激波位置变化,也不能模拟结构的非线性影响和结构体在非定常气动力作用下的响应过程.

采用流固耦合的计算方法,即耦合求解非定常气动力和结构体瞬时变形的的方法,有望大幅提高数值模拟的精度,特别是在非线性影响较强的跨声速区域.这主要是由于采用流固耦合方法能更准确地反映流体流动和结构体振动及其耦合的物理过程,它不但可以考虑由于结构变形引起的气动力变化的非线性问题;而且在耦合了非线性结构动力学模型后,还可以处理结构体大变形、任何非线性、材料非线性等复杂情况^[2].

伴随CFD(计算流体动力学)计算技术迅速发展和计算机的性能大幅提高,CFD/CSD(计算流体动力学/计算结构力学)耦合计算方法也迅速发展起来^[3-7].国内许多学者也对叶轮机械颤振问题做了数值研究^[8-12].这些研究工作计算了叶轮机械气动弹性问题,采用了非线性的气动力模型和线性振动模型耦合,直观地显示出在气动力激励下叶片的运动.

本文通过多块中心单元有限体积离散和双时间步长时间积分方法,使用 SST (shear stress transport) 湍流模型,以大型商业软件 ANSYS 中

的 CFX 软件包作为非定常三维 Navier-Stokes 流体求解器,在 ANSYS Workbench 中使用有限元法求解三维结构模型.在两个求解器间由载荷转换、网格变形传递和同步化方法保持较高的准确度,对叶轮机典型叶片 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67 进行流固耦合数值分析,在此基础上研究了颤振特性,从而为压气机的颤振分析提供了判据.

1 数值方法

1.1 计算要求

为了预测流场中结构的气动弹性响应,必须对结构运动方程和流体运动方程进行耦合.处理流固耦合计算主要的困难是结构方程通常建立在物理(拉格朗日型)坐标系,而流体方程一般使用空间(欧拉型)坐标系.在耦合过程中,通过在独立的流体求解器和结构求解器中分别解决流体网格移动和结构形变,求解器间的数据交换在物体结构表面进行.流体求解器为结构求解器提供气动载荷,从而结构求解器计算结构的变形区域.然后结构求解器提供表面的形变至流体求解器,该求解器根据结构体表面的边界条件来变换流域.

保持耦合精度的原则之一是载荷和能量守恒,即流体系统在接触面上的单元表面选择压力区域,对结构系统接触面节点上的集中力进行求解.因此分布的压力载荷必须首先转换为等效节点作用力,这类转换必须满足两个要求:一是由节点作用力产生的净力需要与初始的分布压力相同;二是需保持能量平衡.

流体求解器使用相对精细的多块结构网格,同时结构求解器使用四面体单元.接触面网格点的不匹配增长了数值近似逼近的必要性,数值近似逼近具体表现为流体表面的网格压力分布转换到相应的结构节点载荷及结构节点位移转换到相应的流体网格点摄动.

在计算中,流体求解器使用 Raw 开发的耦合代数多网格方法进行求解,定常计算通过自动时间步长迭代直到达到收敛级别,非定常计算迭代程序在每个时间步长更新非线性系数,而外部循环推进求解时间.结构求解器使用绝对稳定的 Newmark 时间积分方法.

1.2 数据交换及守恒方程

在描述与结构模型接触的叶片表面流体网格点时,使用 x 代表流体网格点 X 最近单元的最近点,并与正交单元变形后的剩余点以矢量形式连接.因此,位移 $\mu(X)$ 和在 X 点的旋转 $\mu_\theta(X)$ 可以表示如下:

$$\begin{aligned}\mu(X) &= u(x) - (X - x) \times u_\theta(x), \\ \mu_\theta(X) &= u_\theta(x)\end{aligned}\quad (1)$$

式中 $u(x)$ 和 $u_\theta(x)$ 是在 x 点的位移和旋转.有限元分析过程中,在模型的一个单元区域中任意点位移可以由单元内的节点位移内插函数来确定.

ANSYS 作为结构求解器,并使用 ANSYS 内部的内插函数,在当地坐标系中作为加权函数.当 X 与第 m 个单元的 x 相关联时,单元位移表示为 $q^{(m)}$,内插函数 $\eta^{(m)}$ 和 $\eta_\theta^{(m)}$ 可以表示如下:

$$\begin{aligned}u(x) &= [\eta^{(m)}(x)] \cdot q^{(m)}, \\ u_\theta(x) &= [\eta_\theta^{(m)}(x)] \cdot q^{(m)}\end{aligned}\quad (2)$$

在流体网格表面的任意点位移可以写成

$$\begin{aligned}\mu(X) &= [\eta^{(m)}(x)] \cdot q^{(m)} - \\ &[X - x][\eta_\theta^{(m)}(x_n)] \cdot q^{(m)}\end{aligned}\quad (3)$$

式中矩阵 $[X - x]$ 为向量积形式.引入以结构模型总体节点位移 q 为基础的外插函数 $N(X)$,由于 $q^{(m)}$ 是 q 的一部分,方程(3)由 q 改写为

$$\begin{aligned}\mu(X) &= \\ &[[\eta(x)] - [X - x] \cdot [\eta_\theta(x)]] \cdot q = \\ &[N(X)] \cdot q\end{aligned}\quad (4)$$

对于负载转换结构,需要满足载荷守恒和能量守恒,分别由方程(5)和方程(6)表示

$$\sum_m f^{(m)} = \int_{\partial\Omega} p dS \quad (5)$$

$$\sum_m f^{(m)} \delta q^{(m)} = \int_{\partial\Omega} p \delta \mu dS \quad (6)$$

将方程(4)代入方程(6)可得

$$\begin{aligned}f \cdot \delta q &= \sum_m f^{(m)} \delta q^{(m)} = \\ &\int_{\partial\Omega} p \cdot [N(X)] \delta q dS\end{aligned}\quad (7)$$

式中 f 为结构模型的总体节点作用力矢量.考虑到互补投影表面的面积向量 S_i 位于流体网格点 X_i 周围,面积向量 S_i 由拐角点环绕,这些拐角点由 X_i 周围四个流体网格表面的拐角点求平均值而得到.因此方程(7)的右边可分解为

$$f \cdot \delta q = \left(\sum_i f_i \right) \cdot \delta q = \sum_i p_i S_i \cdot [N(X_i)] \delta q \quad (8)$$

式中 f_i 为在 X_i 处压力分布节点的作用力向量,

$f^{(m)}$ 由所有与第 m 个单元相联系的流体网格点 f_i 求和得到.从方程(8)总和中提取表面的流体压力可得

$$f_i = \{p_i S_i\} [N(X_i)] \quad (9)$$

将与点 i 相联系单元的整个面积在 $N(X_i)$ 组成面积坐标系中归一化,从而函数的范数等于 1.因此,可对 f_i 求和来实现载荷守恒:

$$\begin{aligned}\sum_m f^{(m)} &= \sum_i f_i = \sum_i \{p_i S_i\} [N(X_i)] = \\ &\sum_i p_i S_i = \int_{\partial\Omega} p dS\end{aligned}\quad (10)$$

从而满足了载荷守恒和能量守恒.

1.3 时间推进步骤

在流体和固体系统中,如果使用相同的时间步长来解决气动弹性方程,时间步长必须由显式流体求解器的临界时间步长给定.同时由于流体系统必须在物理时间中推进,如当地时间推进或多重网格的快速收敛方法都不能使用,所以使用相同时间步长的方法应用在气动弹性计算是不合适的.时间步长量值的差异问题,可通过双时间步进方法^[13]解决,即对流体系统中的物理时间隐式修正,同时引入伪时间步长在物理时域中对流体方程求积分.使用这个方法,相同的物理时间步长可以用在两个求解器中.

在气动弹性计算中,首先计算环绕处于平衡状态固体或是给定静止条件的一系列初始位移的定常流,以定常流计算结果做非定常流的初始条件,进行非定常计算,然后固体对由非定常流场的气动力进行耦合.具体迭代步骤描述如下:

1) 使用变形追踪系统和分别修正流体网格,来传递固体边界的移动.同时,对待修正的单元体、投影面积和曲面法线进行计算.

2) 使用双时间步进方法推进流体系统,同时三阶前向时间离散,使用内存中存储前一时间步的结果得到新的压力域.

3) 对于固体模型,使用载荷转换系统转换新的压力域为一组节点作用力.

4) 使用在给定节点作用力下的 Newmark 积分方法推进结构体求解.

重复步骤 1)~4),直到得到所需要的时间推进结果.

2 算例及结果

在叶轮机机械三维黏流的数值研究中,常常使用叶轮机典型叶片 NASA Rotor 67 来验证和对

比^[12,14-17],该叶片的实验数据是由激光风速计测量所得^[18].因此本文选用 NASA Rotor 67 来验证上文描述的气动弹性数值方法. NASA Rotor 67 由 22 个叶片组成,展弦比为 1.56,设计转速为 16043 r/min,进口马赫数为 1.38,设计压比为 1.63,质量流量为 33.25 kg/s.

图 1 为叶间视角的流场计算网格和单叶片的结构网格.流场计算网格总共包括 152 091 个节点和 142 128 个单元,叶片的有限元网格有 231 547 个节点和 141 374 个单元.固体单元 Solid 187,单元厚度与叶片的真实厚度相匹配.叶根被固定.以稳态流体计算结果为初始条件,使用 Flexible Dynamic 分析模块来求解叶片在非定常气动力作用下的固体振动. NASA Rotor 67 模型的弹性模量为 1.422×10^{11} Pa,泊松比为 0.3,密度为 4 539.5 kg/m³,第一阶固有频率为 400 Hz 左右.

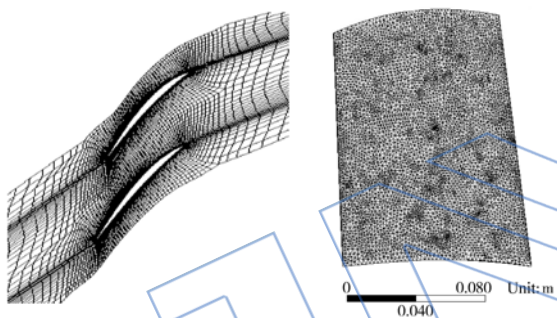


图 1 流场和结构计算网格

Fig. 1 Flow field and structure computational grid

2.1 流场计算

在完成非定常气动计算之前,需要获得定常气动计算结果作为非定常计算初始条件.为简化计算模型,稳态流动计算模型没有考虑叶尖间隙,湍流模型采用 SST 模型.初始条件及边界条件给定如下.

1) 进口边界条件:来流为轴向进气,进口边界上给出来流总温、总压.

2) 出口边界条件:出口边界上给出反压.

3) 壁面边界条件:采用无滑移壁面边界条件,壁面处的流体质点速度与壁面的运动速度相等,另外壁面条件为绝热壁面.

4) 相差周期边界条件:相差周期边界位于叶栅通道上下游段(非槽道区).

相关边界条件设置如图 2 所示.

图 3 和图 4 为特性计算与实验结果对比图,实验具体数据见文献^[18].在两图中压气机预测

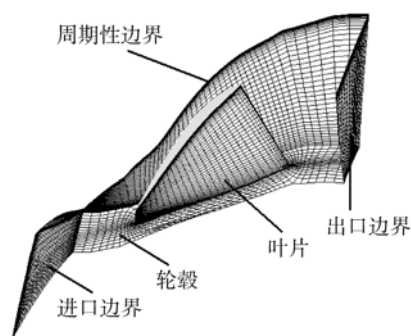


图 2 计算域和边界条件

Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

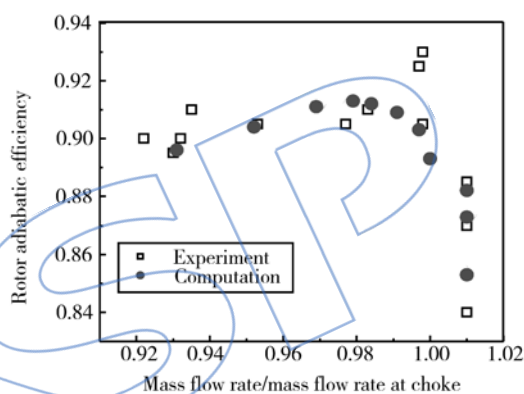


图 3 设计转速下转子绝热效率

Fig. 3 Rotor adiabatic efficiency at design speed

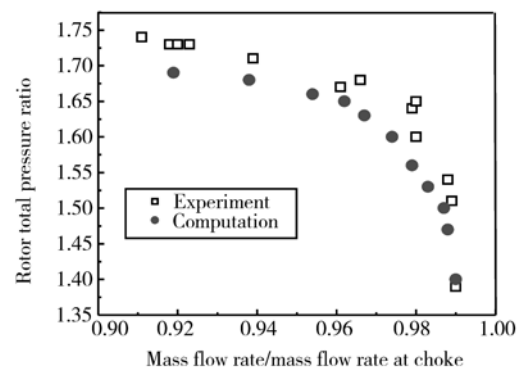


图 4 设计转速下转子总压比

Fig. 4 Rotor total pressure ratio at design speed

性能与实验结果整体符合较好,除了在总压比有一定的误差,见图 4.这个误差主要因激波作用、黏流损失和流动分离而产生.

将在工况下效率峰值的定常计算结果和实验得到测量数据^[18]结果进行对比.图 5、图 6 和图 7 分别显示在接近最大效率条件下,30%,70%和 90%叶展位置的相对马赫数等值线图.

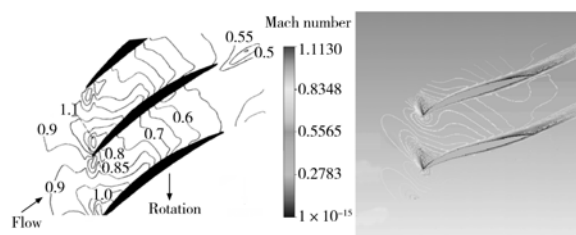


图5 30%叶展位置马赫数实验与计算对比

Fig. 5 Comparison of experiment and computation results at 30% span

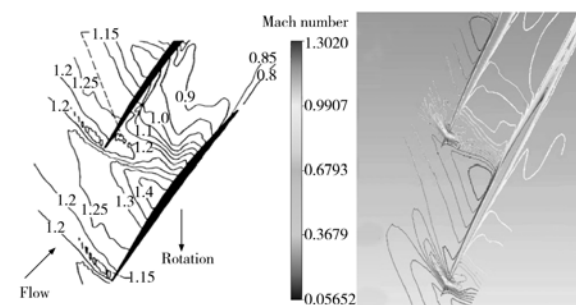


图6 70%叶展位置马赫数实验与计算对比

Fig. 6 Comparison of experiment and computation results at 70% span

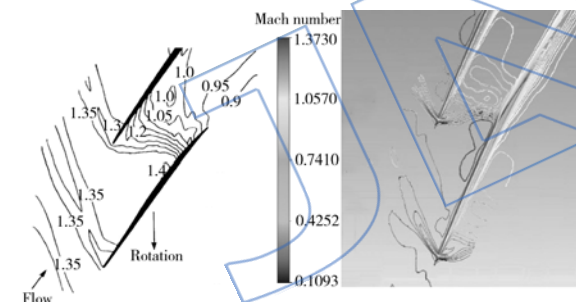


图7 90%叶展位置马赫数实验与计算对比

Fig. 7 Comparison of experiment and computation results at 90% span

在图5中,进口相对马赫数是亚声速的,同时一个超声速气泡出现在吸力面的来流边.图6显示通道内激波以较低马赫数向前移动,激波结构相同.在图7中可以观察到在来流边出现弓形激波,同时在吸力面的尾流边有标准的通道内激波.

2.2 流固耦合计算

流固耦合计算需要结合非定常气动计算结果来计算.叶片的振动作用由计算一组初始位移的受迫气动弹性响应来确定.在前面的章节中说明,定常计算结果为无负载的叶片结构计算所得.在气动弹性响应计算前,叶片允许移动并在稳态载

荷条件下动力松弛,然后,叶片在第一阶模态支配下变形,一旦有初始变形的叶片获得新的收敛结果,叶片将根据气动弹性作用而移动及形变.

在每个物理时间步,结构体的位移和流场的气动参数需要进行耦合的迭代求解.图8为流固耦合计算的流程图.首先在耦合面上处理耦合控制和数据转换,并统一气动参数单位.计算结构体表面单元网格点的气动力,然后在网格点求解方程(3)和(4)以得到每点的变形量,以结构体表面点的变形量作为边界条件,用1.2节所述方法进行网格变形处理,得到流体网格每点的位置和网格运动速度,最后在新网格下求解气动力方程,以得到更新的气动场.

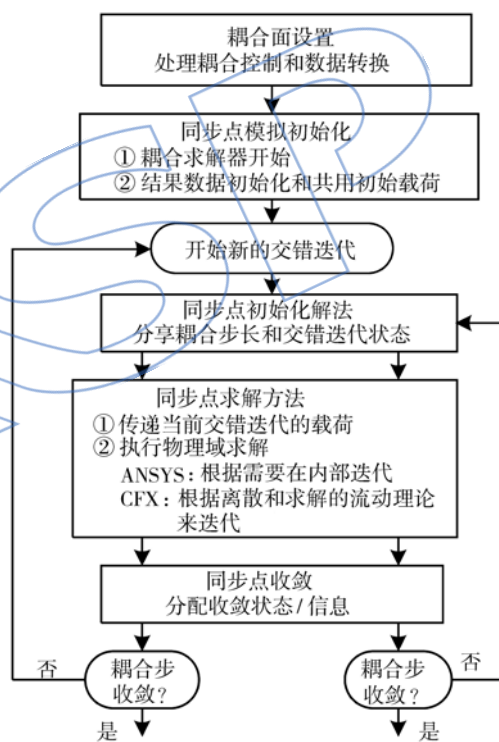


图8 耦合求解流程图

Fig. 8 Flow chart of fluid-structure interaction

2.3 稳定性判定

叶片的叶间相位角 (IBPA) σ 由多通道的初始位置和位移速度来决定,并且也受周期性边界条件影响.例如考虑 $\sigma=180^\circ$ 时,计算需要在两个通道完成,一个叶片给出初始位移和该位移的零初始速度,另一个叶片给定相反方向、相同幅度位移及该位移的零初始速度.本文中检验 $\sigma=0^\circ$ 和 $\sigma=180^\circ$ 两种情况,振动的4个循环时间大约是0.16 s,足够判定振动是衰减还是增强.选择第一振动模态每个振动周期的36个时间步长,可以确

保双时间步进方法的耦合系统的精度. 在每一单位物理时间步长对于固体结构需要提供合理时间精度的压力分布.

颤振的稳定性根据时间记录来判定. 图9和图10显示在 $\sigma=0^\circ$ 和 $\sigma=180^\circ$ 时的效率峰值点附近, 叶片周向位移的振动. $\sigma=0^\circ$ 的振动响应显示为典型的恒定振幅. 而 $\sigma=180^\circ$ 的振动响应显示在振动循环中的衰减幅度, 表明振动衰减和自由颤振条件. 通过对比, 可以看出在 $\sigma=180^\circ$ 的气动阻尼大于 $\sigma=0^\circ$ 的气动阻尼.

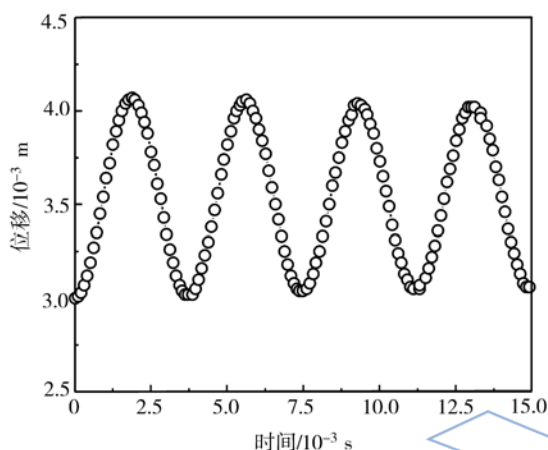


图9 $\sigma=0^\circ$ 时叶片周向振动

Fig. 9 Oscillation of the blade circumferential deflection in $\sigma=0^\circ$

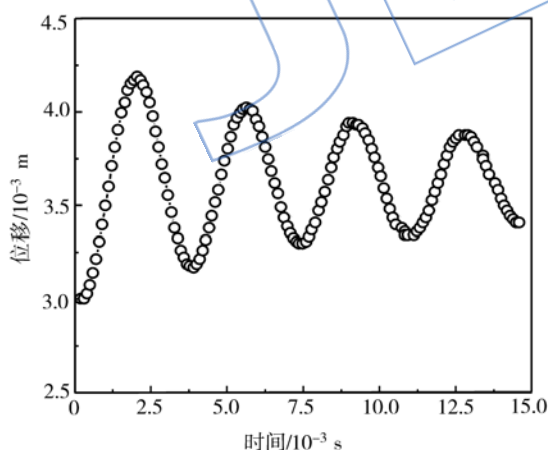


图10 $\sigma=180^\circ$ 时叶片周向振动

Fig. 10 Oscillation of the blade circumferential deflection in $\sigma=180^\circ$

为检测非定常压力对叶片移动作用的相关稳定性, 循环功通常作为使非定常压力域达到稳定的参数, 其定义为对应给定叶片的流体在一个叶片旋转循环中工作, 由压力及相对应的位移微分乘积.

循环功的公式为

$$W_c = \int_t^{t+T} \int_{\partial\Omega} p(x, y, z, t) \dot{q}(x, y, z, t) \cdot dS dt \quad (11)$$

负功暗示阻尼对气动力的位移起作用, 气动力方向为速度的相反方向. 因此, 根据循环功是负值、0 或正值, 可以判断叶片运动是稳定、中性稳定或是不稳定.

图11~图14为 $\sigma=0^\circ$ 和 $\sigma=180^\circ$ 时叶片表面的平均压力分布和循环功分布.

图11表示 $\sigma=0^\circ$ 时叶片表面压力面与吸力面的平均压力分布.

图12显示循环功的气动弹性计算所得分布, 即在上一振动循环非定常压力平均值的分布. 该结果由 $\sigma=0^\circ$ 的条件下产生. 如图12所示, 循环功的极大值出现在叶片的激波区域. 在来流方向, 激波沿整个叶展显示连续曲线, 然而, 循环功分布最小值出现在叶片激波较低的位置. 在机匣和50%叶展间, 通道激波较强, 这说明反压梯度导致激波分离. 在另一方面, 低于50%叶展, 激波出现

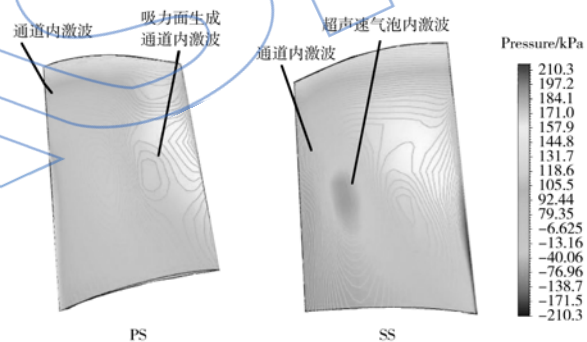


图11 $\sigma=0^\circ$ 时叶片表面的平均压力分布

Fig. 11 Mean pressure distribution on the blade surfaces in $\sigma=0^\circ$

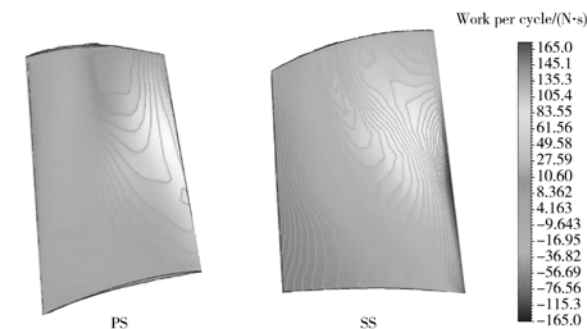


图12 $\sigma=0^\circ$ 时叶片表面的循环功分布

Fig. 12 Work per cycle distribution on the blade surfaces in $\sigma=0^\circ$

在超声速气泡附近. 因此仅较低激波振动对叶片移动起阻尼作用. 在压力面, 通道内激波有正的极值. 可以看到在两个面上激励作用力和阻尼作用力距离很小, 这表明激波产生激励作用力和阻尼作用力相互消除恒定幅度的移动. 结果显示 $\sigma=0^\circ$ 时, 循环功的最大值出现在叶片的激波位置.

图 13 和图 14 显示 $\sigma=180^\circ$ 的平均压力和循环功分布. 在这种情况下, 上文提到吸力面上的两类激波组成非连续曲线. 吸力面上通道内激波产生的作用力使振动衰减, 同时, 循环功的数值沿着斜激波逐渐减小. 图中明显可以观察到压力面的通道内激波对叶片前缘产生大阻尼作用, 从而可以说明 $\sigma=180^\circ$ 情况下衰减响应机理.

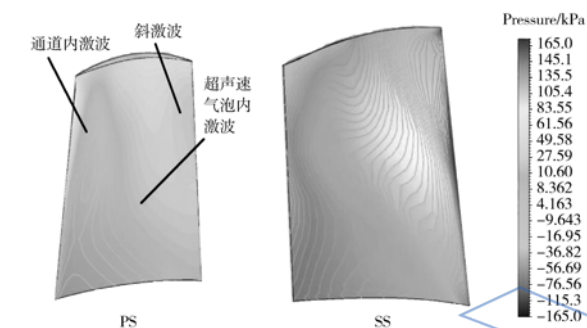


图 13 $\sigma=180^\circ$ 时叶片表面的平均压力分布

Fig. 13 Mean pressure distribution on the blade surfaces in $\sigma=180^\circ$

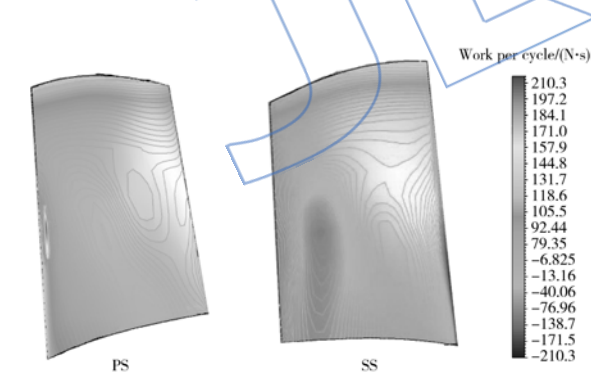


图 14 $\sigma=180^\circ$ 时叶片表面的循环功分布

Fig. 14 Work per cycle distribution on the blade surfaces in $\sigma=180^\circ$

3 结 论

本文将三维非定常 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 求解器 CFX 和有限元结构分析平台 ANSYS 结合, 用作叶轮机械的气动弹性求解器, 对涡轮机械颤振模型求解. 在两个求解

器间由载荷转换、网格变形传递技术和同步化方法保持较高的准确度. 求解器对工作条件下的叶轮机械叶片周期内振动进行求解, 并根据计算所得平均压力和相应的循环功判断压气机工作的稳定性. 该求解器应用于研究跨声速风扇转子 NASA Rotor 67 的气动弹性响应计算, 表明:

1) 对于跨声速风扇稳定性的主要影响是激波移动导致的非定常作用力;

2) 相邻叶间相位角对通道内激波、斜激波移动起决定性的作用;

3) 本文使用流体求解器 CFX 和结构求解器结合方法, 对涡轮机械工况下的气动弹性响应和颤振模型进行数值模拟, 气动计算与具体实验数据吻合得较好, 从而确认了方法的正确性和有效性.

参考文献:

- [1] Fung Y C. An introduction to aeroelasticity [M]. New York: Dover, 1955.
- [2] 郑赞. 基于非结构网格的气动弹性数值方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2069-2077.
ZHENG Yun. Computational aeroelasticity with an unstructured grid method[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2069-2077. (in Chinese)
- [3] Johnston D A, Cross C J, Wolff J M. An architecture for fluid/structure interaction analysis of turbomachinery blading[R]. AIAA 2005-4013, 2005.
- [4] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulation for turbomachinery blade rows[R]. AIAA 2005-0018, 2005.
- [5] Baran D, Paun H, Petrisor S. Fluid-structure interaction, theoretical and practical aspects[R]. Bucharest: SISOM, 2006.
- [6] Yigit S, Schäfer M, Heck M. Grid movement techniques and their influence on laminar fluid-structure interaction computations[J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24(6): 819-832.
- [7] Doi H. Fluid/structure coupled aeroelastic computations for transonic flows in turbomachinery[D]. Stanford, California: Stanford University, 2002.
- [8] 金琰, 袁新. 三维透平叶片扭转颤振问题的流固耦合数值研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(1): 41-44.
JIN Yan, YUAN Xin. Numerical analysis of 3D turbine blade's torsional flutter by fluid-structure coupling method [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(1): 41-44. (in Chinese)
- [9] 杨青真, 施永强, 肖军, 等. 气固耦合振动叶栅非定常流动分析研究[J]. 应用力学学报, 2006, 23(2): 167-172.
YANG Qingzhen, SHI Yongqiang, XIAO Jun, et al. Unsteady flow analysis of vibrating cascade under flow/structure coupled condition[J]. Chinese Journal of Applied Me-

- chanics, 2005, 23(2): 167-172. (in Chinese)
- [10] 杨青真, 肖军, 周新海. 基于气/固耦合非定常流动的叶栅颤振分析[J]. 推进技术, 2005, 26(6): 526-530.
YANG Qingzhen, XIAO Jun, ZHOU Xinhai. Cascade flutter investigation based on flow-structure coupling unsteady flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 25(6): 526-530. (in Chinese)
- [11] 肖军, 周新海, 谷传纲, 等. 二维叶栅气固耦合颤振分析[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 106-111.
XIAO Jun, ZHOU Xinhai, GU Chuangang, et al. Flutter analysis of 2-D cascades under gas-solid coupled conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 106-111. (in Chinese)
- [12] 张兴国, 刘锋, 张陈安. 基于CFD技术的叶片颤振分析[J]. 航空计算技术, 2009, 39(4): 75-78.
ZHANG Xingguo, LIU Feng, ZHANG Chenan. Flutter computation of turbomachinery blades based on CFD[J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(4): 75-78. (in Chinese)
- [13] Jameson A. Time dependant calculations using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA-91-1596, 1991.
- [14] Oyama A, Liou M S. Transonic axial-flow blade shape optimization using evolutionary algorithm and three-dimensional Navier-Stokes solver[R]. AIAA 2002-5642, 2002.
- [15] 张士杰, 袁新, 叶大均. 跨声速轴流风扇转子流场三维粘性数值分析[J]. 推进技术, 2000, 21(6): 40-43.
ZHANG Shijie, YUAN Xin, YE Dajun. 3-D viscous numerical investigation on flow field of a transonic axial-flow fan rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(6): 40-43. (in Chinese)
- [16] Arnone A. Viscous analysis of three-dimensional rotor flow using a multigrid method[R]. NASA Technical Memorandum 106266, ICOMP-93-25, 1993.
- [17] 赵军, 柳阳威, 刘宝杰. NASA 67 级非定常流场的频域分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1371-1377.
ZHAO Jun, LIU Yangwei, LIU Baojie. Frequency domain analysis of NASA 67 unsteady flow field[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1371-1377. (in Chinese)
- [18] Strazisar A J, Wood J R, Hathaway, M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor [R]. NASA Technical Paper 2879, 1989.