

文章编号: 100028055(2009) 072162205

涡轮机械叶片的流固耦合数值计算方法

张小伟¹, 王延荣¹, 张 潇¹, 裴 伟²

(11 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

21 北方发动机研究所 柴油机高增压技术国防科技重点实验室, 大同 037036)

摘 要: 发展了一种流固弱耦合数值方法来判断涡轮机械叶片气弹稳定性. 通过一种数据交换方法将计算结构动力学(CSD)的节点振动位移施加到计算流体力学(CFD)的叶片表面网格点上, CFD 分析采用多层动网格技术实时更新可动域的网格点坐标, 并通过有限体积法求解了用 k_E 湍流模型封闭的雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程. 以 NASA 67 转子叶片为例, 在设计状态下, 对比了叶片前 4 阶模态下一个振动周期内的气动功及模态气动阻尼比, 初步分析了叶片的气弹稳定性. 计算结果表明: 所发展的流固弱耦合数值方法用于判断涡轮机械叶片气弹稳定性是可行的.

关 键 词: 叶片; 流固耦合; 气弹稳定性; 模态气动阻尼比; 多层动网格技术

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Numerical method for fluid-structure interaction in turbomachinery bladings

ZHANG Xiao¹, WANG Yan²rong¹, ZHANG Xiao¹, PEI Wei²

(11 School of Jet Propulsion,

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

21 National Key Laboratory of Diesel Engine Turbocharging Technology,
China North Engine Research Institute, Datong 037036, China)

Abstract: A numerical simulation method for fluid-structure interaction (FSI) in turbomachinery bladings was presented to predict the aeroelastic stability of blades. The vibrational displacements of computational structural dynamics(CSD) nodes have been interpolated to computational fluid dynamics (CFD) grids at the blade surface using a data transfer method. In CFD analysis, the grid coordinates of the moveable region have been updated by multilayer moving grid technique, and the finite volume method has been applied to calculate the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations closed by k_E turbulent model. For NASA Rotor 67, the total work done by the unsteady aerodynamic force in one oscillating period and the corresponding aerodynamic modal damping ratios of the first four modes of blade vibration at the design speed have been predicted numerically, and the aeroelastic stability of blades has been analyzed preliminarily. The study shows that the developed FSI procedure is feasible to predict the aeroelastic stability of blades.

Key words: blade; fluid-structure interaction (FSI); aeroelastic stability; aerodynamic modal damping ratio; multilayer moving grid technique

收稿日期: 20080702; 修订日期: 20081230

基金项目: 973 计划(2007CB210103); 国防科技重点实验室项目(9140C3306070801)

作者简介: 张小伟(1984-), 男, 湖北广水人, 博士生, 主要从事航空发动机结构强度振动及气弹稳定性研究.

流固耦合力学是一门交叉的力学分支, 主要研究变形固体在流场作用下的各种行为和固体位形对流场影响这两者交互作用的一门科学^[1]. 近年来, 流固耦合问题越来越受到人们的重视, 而针对该问题的研究也涉及许多领域^[2], 导致其他许多学科的理论研究方法和成果逐渐渗透到流固耦合问题的研究中.

实际问题中的强非线性使得要真正地解析求解流固耦合问题还是相当困难的. 因此, 通过数值方法求解流固耦合偏微分方程是当前的主要研究趋势, 而非定常气动力计算和结构有限元计算这两部分的耦合技术是实现流固耦合的发展方向.

在叶轮机械内部, 流体和固体叶片之间存在着相互作用^[1]: 流场的气动力加载到叶片表面, 引起叶片的振动, 而叶片的振动位移反过来作用于流场边界, 引起流场的改变, 进而改变作用于叶片上的气动力. 能量法就是针对流固耦合过程通过判断一个周期内是叶片对气流做功还是气流对叶片做功来判断颤振是否发生的. 目前, 叶轮机械计算流体力学(CFD)技术已经发展到全三维非定常黏性数值模拟, 而叶轮机械计算结构动力学(CSD)技术也保持了同步发展, CFD 和 CSD 技术已日益广泛地应用到各种叶轮机械的流固耦合分析中.

流固耦合分析有两种方式: 强耦合和弱耦合, 其中, 弱耦合又有单向耦合和双向耦合这两种方式. 强耦合需要对 CFD 和 CSD 方程同时求解, 即使得每一组方程的再形成成为必要, 此时用单一的数值方法求解两个系统有一定的困难^[34]; 弱耦合方法是通过 CFD 网格点上的载荷转换到 CSD 节点上和 CSD 节点上的位移插值到 CFD 网格点上实现数据交换的. 在这种弱耦合方法中, CSD 和 CFD 网格位移可保持较高的精度^[36].

Guruswamy^[7]通过在动网格上建立带有 Euler/N2S 方程模型的方法发展了弱耦合技术, 并证明这种弱耦合方法是有效和精确的.

本文发展了一种流固交界面上位移插值的方法, 并设计了一种动网格文件生成方法, 利用通用程序 ANSYS 和 CFX 对 NASA 67 转子叶片进行了设计状态下的流固单向耦合分析, 以此来预测叶片的气弹稳定性.

1 数值方法

1.1 计算结构动力学(CSD)模型

对于均匀叶片转子, 认为各个叶片的力学特性相同, 各叶片间的运动规律通过叶片间相位角

相互联系, 整个转子叶片可简化为一个叶片进行分析, 其有限元形式的系统振动方程为

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = F_a \quad (1)$$

式中 M 是质量矩阵; C 是阻尼矩阵; K 是刚度矩阵; F_a 是气动载荷向量; x 为位移向量.

通过有限元模态分析, 可以得到叶片的各阶固有频率及相应的振型. 对于转子, 需要考虑转速对固有频率的影响, 分析得到叶片的动频. 对于某一阶确定的模态, 给定某一点的幅值后, 即可确定叶片上各节点的振动位移.

1.2 计算流体力学(CFD)模型

在叶轮机械跨声速流动中, 由于激波和激波附面层的重叠, 会产生强非线性效应. 为了较精确地模拟这些流场的非线性因素, 采用了非定常雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 方程, 引入了湍流脉动速度, 当对非定常 N2S 方程组时间平均时, 产生了未知的附加雷诺应力项, 需采用湍流模型来解决 RANS 方程组的封闭问题. 这里选取 $k\epsilon$ 湍流模型.

采用雷诺平均 N2S 方程组作为控制方程

$$\left. \begin{aligned} \frac{5Q}{5t} + \frac{5}{5x_j} (Q_{ij}) &= 0 \\ \frac{5}{5t} (Q_{ii}) + \frac{5}{5x_j} (Q_{ij}u_i) &= \frac{5p}{5x_i} + \frac{5S_i}{5x_j} \\ \frac{5}{5t} (Q) + \frac{5}{5x_j} (Q_{ij}H) &= \frac{5q_i}{5x_j} + \frac{5}{5x_j} (u_i S_j) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 u_i, u 为速度矢量; Q 为流体密度; p 为流体压力; H 为总焓; e 为内能; S_i 为笛卡儿坐标系下的黏性应力张量, 它包括黏性应力和雷诺应力; q_i 为热通量矢量.

标准的 $k\epsilon$ 湍流模型包括湍动能 k 的输运方程和湍动能耗散率 ϵ 的输运方程

$$\frac{5}{5t} (Q) + \frac{5}{5x_j} (Q_{ij}k) = \frac{5}{5x_j} \left(\frac{L}{R_k} \frac{5k}{5x_j} \right) + G - Q\epsilon \quad (3)$$

$$\frac{5}{5t} (Q\epsilon) + \frac{5}{5x_j} (Q_{ij}\epsilon) = \frac{5}{5x_j} \left(\frac{L}{R_\epsilon} \frac{5\epsilon}{5x_j} \right) + C_{\epsilon 1} G \frac{\epsilon}{k} - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} \quad (4)$$

式中 $G = L \left(\frac{5u_i}{5x_j} + \frac{5u_i}{5x_i} \right) \frac{5u_i}{5x_j}$; L 为涡黏性系数, $L = C_{\mu} \frac{k^2}{\epsilon}$. 该模型的拟合常数为 $C_{\mu} = 0.09$, $R_k = 11.0$, $R_\epsilon = 11.3$, $C_{\epsilon 1} = 11.44$, $C_{\epsilon 2} = 11.92$.

本文从流体控制方程和相应热传导输运方程

出发,采用有限体积法进行数值求解.其中,空间采用二阶迎风格式,时间采用二阶欧拉向后差分格式.

11 3 CSD2CFD 位移插值

一般情况下, CSD 网格比 CFD 网格稀疏得多,这两套网格在边界上不能完全重合.因此,在通过模态分析得到 CSD 节点的振动位移以后,需要将该 CSD 节点的振动位移插值到交界面的 CFD 网格点上.

本文采用有限单元法中局部坐标形式的形函数进行三维线性单元插值的作法实现 CSD2CFD 位移插值,即

$$x_0 = N_j(NGF)x_j \quad (j = 1, \dots, 8) \quad (5)$$

式中 x_0 为流体域中各网格点的三个方向坐标; x_j ($j = 1, \dots, 8$) 为固体域中最外一层六面体单元的 8 个节点的三个方向坐标; $N_j(NGF)$ 为固体域中 8 节点六面体单元在局部坐标系下的 8 个形函数,其具体形式为

$$N = (1 - \xi)(1 - \eta)(1 - \zeta) \quad (6)$$

求解式(5)得到局部坐标值 (ξ, η, ζ) , 并通过三个局部坐标值来判断网格点是否在相应的单元内:当 $|\xi| \leq 1, |\eta| \leq 1, |\zeta| \leq 1$ 时,直接由位移插值得到流体网格点的位移;当三个局部坐标绝对值中有一个大于 1 但在 1 附近时,此时将该流体网格点在绝对值大于 1 的方向上投影到相应的固体单元上,并通过该固体单元位移插值得到该流体网格点的位移.对流体交界面上的所有网格点搜索一遍,即可将位移插值得到流固交界面上所有 CFD 网格点上的位移,这样就完成了位移从 CSD 节点到 CFD 网格点的交换过程.

11 4 多层动网格技术

当进行流固耦合分析时,叶片振动将引起流体域形状的改变,在 CFD 分析中需要在每一时间步实时更新流体域中的网格坐标,但是如果采用全域网格更新,将大大增加计算时间.因此,可以将流场分为可动域和固定域^[8],如图 1 所示,只需将振动叶片表面附近定为可动域,而其它大部分区域依然为通常意义下的固定域,且固定域和可动域之间的分界面是固定的.

可动域中的网格在每一求解时刻都需要更新,其具体的更新过程如下:设定可动域中的网格为 O 型网格,固定域的网格为 H 型,从网格点的编号来看, O 型网格的各层网格点的编号规律相

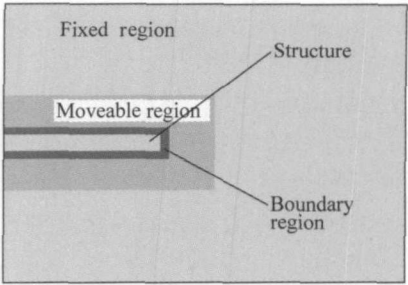


图 1 网格运动区域
Fig. 1 Moveable region of the mesh

同,而且对应网格点在同一条线上.因此,可以给定可动域中网格层数并读入叶片表面的节点,根据六面体单元的 8 个节点的编号顺序,通过逐层递推搜索,得到可动域中与叶片表面节点顺序对应的各层网格点.由上述位移插值得到流固交界面(流体域中的叶片表面)上的位移幅值,并指定可动域和固定域分界面上的振动幅值为 0,然后通过各层网格之间距离的大小按比例得到对应可动域各层网格点的振动幅值.设叶片为简谐振动,设定一个周期的时间步数,由可动域各层网格点的振动幅值即可得到可动域各网格点在一个周期内不同时刻的网格坐标文件,进而可以得到全域(可动域和固定域)在一个周期内各不同时刻实时更新的网格点坐标.

2 数值模拟实例及其结果分析

本文以跨声速转子叶片 NASA 67 为对象,运用上述的位移插值和动网格技术进行流固耦合数值分析.该转子设计状态下的转速为 16043r/min,设计压比为 1.63.

图 2 和图 3 分别给出了流固耦合计算的固体网格和流体网格.其中,固体网格采用 8 节点六面体单元,单元总数 880 个,节点总数 1449 个;流体网格分为叶片表面附近的可动域和其外围的固定域,展向 41 层,弦向 81 层,轴向 41 层,可动域 O 型网格共 8 层.流场网格单元总数 241 408 个,网格点总数 258 048 个,流场中叶片表面的四节点四边形面元 7 216 个,节点 7 392 个,网格近壁面区域 y^+ 约为 381 528 1,满足使用湍流模型的要求.

结构分析中,给定叶片材料为钛合金,叶根固支,在设计转速 16043r/min 下,通过模态分析可以得到叶片的各阶模态和相应的动频,图 4 示出了叶片前 4 阶模态,其中 $f_{di}(i = 1, \dots, 4)$ 为考虑转速的动频值.给定前 4 阶模态的叶尖最大振幅

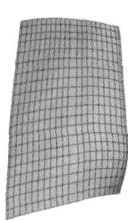


图 2 有限元模型
Fig. 2 FE model

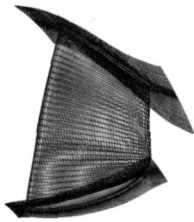


图 3 流体网格
Fig. 3 CFD mesh

均为 1 mm, 采用位移插值和多层动网格技术得到可动域中的网格点在一个周期内各不同时刻的网格坐标文件. 在利用有限体积法 CFD 计算的过程中, 随着时间的推进, 不同时刻的网格文件可以不断地更新网格坐标.

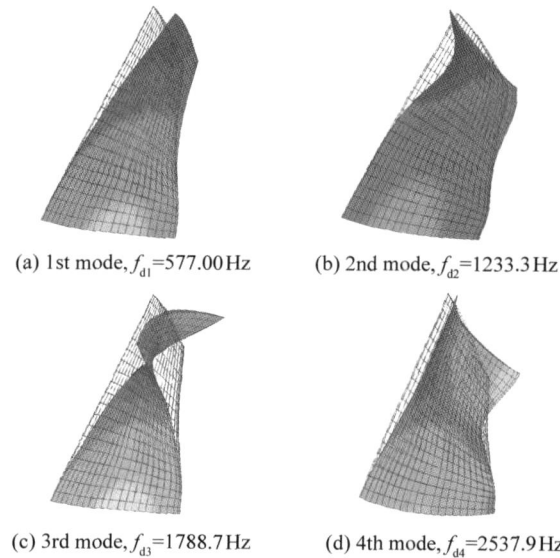


图 4 叶片的前 4 阶模态
Fig. 4 First four modes of the rotor blade

计算中没有考虑叶尖间隙和叶间相位角的影响, 计算域仅为一个扇区. 在扇区之间给定周期循环边界条件, 流场不同时刻的网格坐标按指定的网格文件实时更新, 设计状态下, 进口给定总压 101 325 Pa, 总温 2881.15 K, 出口给定平均静压 121 500 Pa, 轮缘和轮毂给定壁面边界条件, 叶片表面网格按照正弦规律运动.

在进行动网格的非定常计算之前, 先对该流体域进行定常计算, 然后将定常结果作为动网格计算的初始条件插值到动网格计算中去.

对 NASA67 转子叶片进行定常分析, 按照设计状态给定边界条件, 得到定常状态下的绝热效率为 0.933, 这比实验得到的绝热效率 0.93^[9] 略高, 主要是因为没有考虑叶尖间隙的影响. 图 5 分别给出了实验^[9] 和计算得到的 90%, 70%, 30%

叶高的相对马赫数等值线图, 从图中可以看出计算得到的激波系与实验得到的激波系大致相同, 但计算的波后马赫数偏低, 即计算得到的激波强度比实验略大.

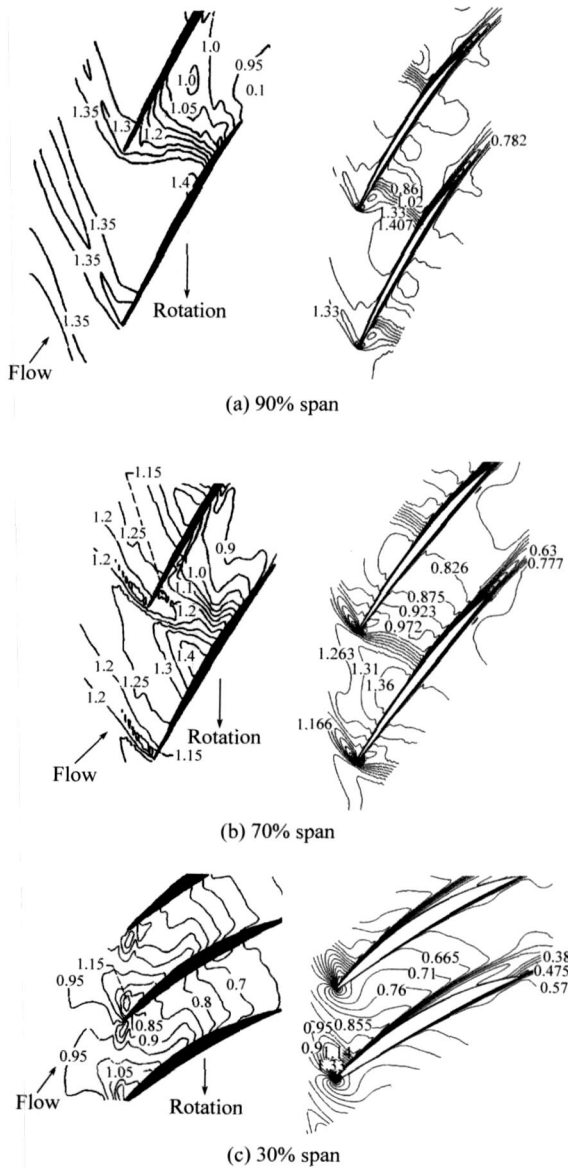


图 5 定常状态的相对马赫数等值线图, 实验值(左侧)和计算值(右侧)
Fig. 5 Steady-state relative Mach number contours, experimental (left) and numerical (right)

定常分析后, 引入叶片振动运动进行非定常分析. 一个振动周期内给定 60 个时间步, 分别计算了前 4 阶模态下叶片振动对流场的影响. 在各阶振动模态下, 流场中均设定叶盆、叶背以及前后缘共 4 个监视点, 得到叶片上各特征位置处压强振荡的时间历程. 这里选取第 1 阶模态(1 阶弯

曲)下的压强振荡情况,如图 6 所示.由计算结果可知,在各阶模态下激波位置和激波强度均随着网格的运动而呈现振荡现象.流场中的气动参数经过一段时间后近似地按照正弦规律振荡,并且幅值最终保持恒定.

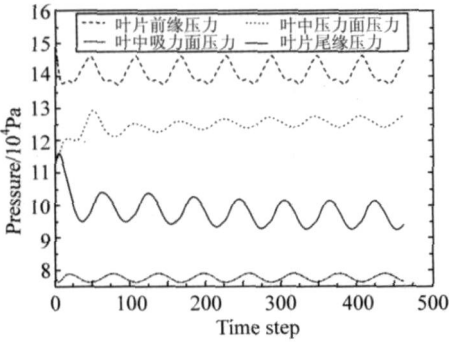


图 6 1st mode 下各监视点的压强变化
Fig.6 Pressure course of monitoring points in 1st mode

当气流参数振荡稳定后,计算了叶片在前 4 阶模态下一个振动周期内非定常气动力的总功,并按文献[10]的方法计算了对应的模态气动阻尼比,如表 1 所示.由能量法可知,气动力总功为负表示在一个周期内叶片对气体做功,叶片的能量不断地释放到气流中,颤振不会发作;1 阶弯曲模态和 1 阶扭转模态的气动阻尼比较大,而弯扭耦合模态的气动阻尼比相对较小.

表 1 气动力总功和模态气动阻尼比
Table 1 Total work and aerodynamic modal damping ratio

模态	气动力总功/ 10^{-3} J	模态气动阻尼比/%
1st mode	- 61 662 2	0.434
2nd mode	- 51 971 3	0.163
3rd mode	- 141 797 3	0.596
4th mode	- 141 799 1	0.174

3 结 论

本文发展了一种流固单向耦合的数值方法,为了考虑结构动力学和流体力学之间的耦合效应,借助有限元形函数的概念将叶片的振动位移插值到流场中流固耦合交界面上,并通过多层动网格技术采用时间推进法求解三维非定常 RANS 方程,计算得到叶片前 4 阶振动模态下气流相关

参数随时间的变化历程以及在各阶模态下的气动力在一个振动周期内所做的总功和相应的模态气动阻尼比.计算结果表明:叶片振动运动引起流场中气动参数的振荡,通过气动力总功可以很清楚地看出流固耦合交界面上的能量传递,且基于能量法获得了对应模态下的模态气动阻尼比,可以用于判断涡轮机械叶片的气弹稳定性.

参考文献:

[1] 邢景堂,周盛,崔尔杰.流固耦合力学概述[J].力学进展,1997,27(1): 19230
XING Jingtang, ZHOU Sheng, CUI Erjie. Fluid-structure coupling mechanics summarization [J]. Advances in Mechanics, 1997, 27(1): 19230 (in Chinese)
[2] 孟庆国,周盛.叶轮机械非定常流动研究进展 [J]. 力学进展,1997,27(2): 232244
MENG Qingguo, ZHOU Sheng. Advances in the study of unsteady aerodynamics in turbomachinery [J]. Advances in Mechanics, 1997, 27(2): 232244 (in Chinese)
[3] Bendiksen O O. A new approach to computational aeroelasticity [R]. AIAA Paper 920939, 1991
[4] Felker F F. A new method for transonic static aeroelastic problems [R]. AIAA Paper 922123, 1992
[5] 徐敏,安效民,陈士橐.一种 CFD/CSD 耦合计算方法 [J]. 航空学报,2006,27(1): 33237
XU Min, AN Xiaomin, CHEN Shilu. CFD/CSD coupling numerical computational methodology [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(1): 33237 (in Chinese)
[6] 徐敏,陈士橐. CFD/CSD 耦合计算研究 [J]. 应用力学学报,2004,21(2): 33236
XU Min, CHEN Shilu. CFD/CSD coupling calculation research [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2004, 21(2): 33236 (in Chinese)
[7] Guruswamy G P. Coupled finite difference/finite element approach for wing body aeroelasticity [R]. AIAA Paper 9224680, 1992
[8] Slone A K, Pericleous K, Bailey C, et al. A finite volume unstructured mesh approach to dynamic fluid-structure interaction: an assessment of the challenge of predicting the onset of flutter [J]. Appl. Math. Modelling, 2004, 28: 2112239
[9] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulation for turbomachinery blade rows [R]. AIAA Paper 20020018, 2002
[10] Moffatt S, He L. Blade forced response prediction for industrial gas turbines: Part I- Methodologies [R]. ASME GT 2003238640, 2003