

文章编号:1000-8055(2012)05-1054-07

压气机叶片流固耦合数值计算

陶海亮^{1,2}, 朱阳历^{1,2}, 郭宝亭^{1,3}, 谭春青^{1,3}

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049;

3. 中国科学院 轻型动力重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 采用流固耦合方法对压气机单排跨声叶片进行气动弹性数值模拟. 首先对压气机流场进行三维定常求解, 并与试验结果进行比对. 在定常流场分析的基础上, 进行流固耦合计算. 采用非定常方法分别求解流体域 Navier-Stokes(N-S)方程和固体域结构动力学方程. 耦合过程中, 流体域和固体域在物理边界上进行能量传递. 计算结果表明: 所采用的流固耦合数值方法用于判断叶轮机械叶片气弹稳定性是可行的, 可以得到叶片的瞬态响应, 从而判断叶片是否发生颤振.

关 键 词: 气弹稳定性; 流固耦合; 颤振; 叶片; 压气机

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

Numerical simulation of aeroelastic response in compressor based on fluid-structure coupling

TAO Hai-liang^{1,2}, ZHU Yang-li^{1,2}, GUO Bao-ting^{1,3}, TAN Chun-qing^{1,3}

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: A numerical simulation method for fluid-structure interaction (FSI) in compressor was presented to predict the aeroelastic stability of blade. Results from steady-state computation were compared with time-averaged experimental data in this paper. On the basis of the steady-state simulation, a flow solver was coupled to a structure solver by using a fluid-structure interface method. The integration of the three-dimensional unsteady Navier-Stokes (N-S) equations was performed in time domain, simultaneously to the integration of a three-dimensional structure model. In the process of coupling, energy transferred from physical interface between fluid and structure. The study shows that the developed fluid-structure method is feasible to predict the aeroelastic stability of blades. The result of numerical simulation shows the response of blade, thus helping to predict the flutter.

Key words: aerostability; fluid-structure interaction (FSI); flutter; blade; compressor

收稿日期: 2011-06-14; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1054_014.html

基金项目: 国家计划重点项目 (2007AA050502)

作者简介: 陶海亮 (1986—), 男, 江苏盐城人, 博士生, 主要从事流固耦合及转子稳定性方面研究.

随着叶轮机向高负荷、高效率、高转速和低噪声的趋势发展^[1],叶片的线速度越来越高,压气机叶片越来越薄.发动机叶片在工作中承受着离心载荷、气动冲击,因此其稳定性问题越来越受到关注.在转子叶片的工作过程中,颤振是影响稳定性^[2]的重要因素之一.

国内外学者对颤振做了大量研究工作,目前气动弹性分析方法主要分为传统方法和耦合方法.刘文阁等人^[3]采用经验法对叶片失速颤振进行研究,在分析大量试验数据基础上利用经验性边界曲线来预测叶片气弹稳定性. Srivastava^[4], Bendiksen^[5]和 Gnesin 等人^[6]采用能量法对三维叶片颤振进行分析. Reddy 等人^[7]和 Bendiksen 等人^[8]采用特征值法对叶栅颤振问题进行研究.然而叶片实际工作过程是一种流固耦合的过程,传统分析方法将流体域和固体域分别求解,弱化了流体和固体之间的相互作用.近些年,耦合方法越来越受到重视, Schuster 等人^[9]对翼型的流固耦合原理进行总结阐述, Ballhaus 等人^[10]采用此方法对跨声机翼颤振问题进行研究, Sadeghi 等人^[11]采用自编程流固耦合对压气机的颤振问题进行研究.国内的研究中,金琰和袁新^[12]通过求解三维非定常 Navier-Stokes(N-S)方程研究叶片扭转颤振问题,并得到了压比和攻角对颤振影响的特性曲线,张小伟和王延荣等人^[13]通过多层动网格技术求解不同模态下气动阻尼比,进行叶片的气弹稳定分析,徐可宁和王延荣^[14]发展了一种进行气动弹性数值模拟的交替迭代算法.

本文以跨声速压气机叶片为研究对象,采用交替迭代的非定常耦合方法进行气动弹性数值分析.将计算结果与流场的试验数据进行对比,同时获得了叶片的振动形式和动应力状态,以期进一步认识跨声速压气机叶片的颤振特点.

1 数值方法

1.1 流体动力学模型

剪切应力输运(SST)模型^[15],是由 Menter 提出的一种二方程湍流模型. SST($k-\omega$)模型在近壁面边界层内采用 $k-\omega$ 模型,边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\epsilon$ 模型,通过系数叠加统一成 $k-\omega$ 形式.跨声速压气机流场存在附面层分离、激波、二次流等复杂流动,近壁面压力分布的模拟结果直接影响到流固耦合计算的准确性,而该模型结合了 $k-\omega$ 模型近壁面计算的优点和 $k-\epsilon$ 模型远场

计算的优点,能很好地模拟压气机内部复杂流场细节,因此本文选用 SST 模型进行跨声速压气机转子的流场计算.

基于雷诺平均的连续性方程和动量方程形式如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \bar{U}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{U}_i \bar{U}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} - \rho \bar{U}_i' \bar{U}_j' \right) \quad (2)$$

式中 U_i 为 x_i 方向的速度分量; ρ 为流体密度; p 为流体压力; μ 为动力黏度.

SST($k-\omega$)湍流模型方程如下^[5,16]:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(k \rho U_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{P}_k - F_k + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\omega \rho U_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + P_\omega - F_\omega + G_\omega + S_\omega \quad (4)$$

式中 k 为湍动能; ω 为湍流耗散率; Γ_k, Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散率; $\tilde{P}_k$ 为平均速度梯度产生的湍动能; P_ω 为 ω 产生的湍流耗散率; F_k, F_ω 分别为 k 和 ω 的耗散项; D_ω 为横向耗散导数项; S_k, S_ω 为源项.

1.2 结构动力学模型

叶片的瞬态响应通过求解结构动力学方程获得.有限自由度的结构动力学方程表示为

$$[M]\ddot{q} + [C]\dot{q} + [K]q = F \quad (5)$$

式中 $[M]$ 为质量矩阵; $[C]$ 为阻尼矩阵; $[K]$ 为刚度矩阵; q 为位移矢量; F 为力载荷矢量,如气动载荷、离心载荷等.

1.3 流固耦合

流体域和固体域耦合时采用双重循环耦合迭代的方法,耦合过程见图 1. 双重循环是指采用内、外两种形式的循环,其中外循环控制流体域和固体域的整体计算时间;内循环控制流体域和固体域之间的能量传递.在某一时刻的外循环中,当流体域和结构域的位移、载荷都达到收敛状态时,则内循环结束,进入下一个时刻的外循环.在这种耦合方式下,流体域和固体域的求解方式比较灵活,可以选择适合各物理场自身特点的计算方法进行求解,以达到很好计算精度.而整体求解流固耦合方程时,需要严格遵循流体域和固体域的计

算方程,导致方程组结构庞大,易造成方程组刚化,则达不到较好的求解精度。

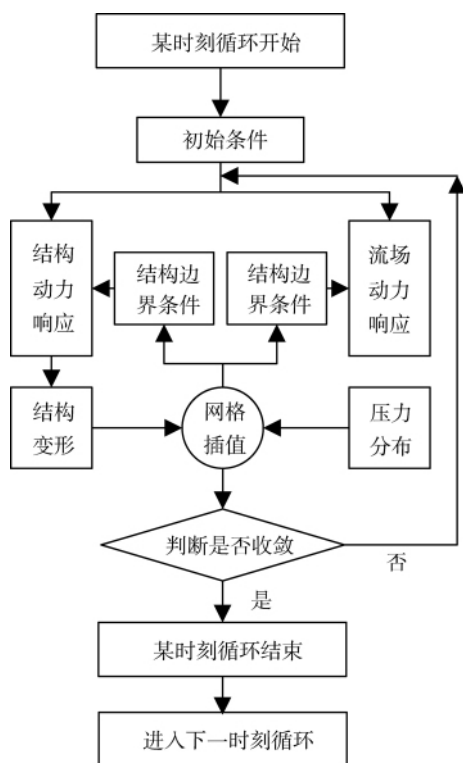


图 1 流固耦合分析框图

Fig. 1 Schematics of fluid-structure analysis

在耦合的物理交接面处,流体域与固体域的网格很难一一对应。流固耦合计算中采用守恒插值法将气动载荷、网格形变等信息在两者之间传递,即在耦合面上满足一定精度的情况下,必须保证能量传递的守恒。若结构网格位移为 X_s ,通过传递函数 $[T]$ 将结构网格位移转换为流场的网格位移 X_f ,表达式如下:

$$X_f = [T]X_s \quad (6)$$

在外载荷的作用下,耦合面应满足能量传递守恒,即

$$F_f^T X_f = F_s^T X_s = F_f^T [T]X_s \quad (7)$$

则可以得出载荷在两个物理场之间传递的关系

$$F_s = [T]^T F_f \quad (8)$$

式中 F_f, F_s 分别为作用在流体、固体耦合面上的载荷。

2 压气机实例分析

2.1 计算模型

本文以 NASA(美国国家航空航天局)设计并试验的 Rotor 67 跨声速转子叶片为分析对象,采用 ANSYS-CFX 非常流固耦合方法,进行气

动弹性数值模拟。叶片设计转速为 16 043 r/min,设计压比为 1.63,进口总温为 288.15 K、总压为 101 325 Pa,近设计点出口平均静压约为 120 000 Pa。叶片材料为钛合金,其物性参数为:密度 $\rho = 4500 \text{ kg/m}^3$,弹性模量 $E = 118 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.34$ 。

由于压气机转子在结构上有很好的循环对称性,因此,本文取单通道模型进行分析,图 2、图 3 分别为流体和固体计算域网格。流体域分别选用 20 万、40 万、60 万进行网格无关性验证,最终选定 40 万,网格近壁面 $y^+ < 2$,满足 SST 湍流模型的要求;固体域网格采用 20 节点六面体单元,总数为 5559。

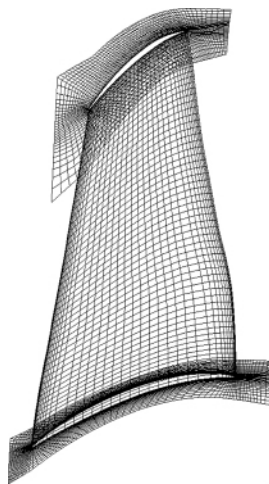


图 2 流体网格模型

Fig. 2 CFD (computational fluid dynamic) mesh

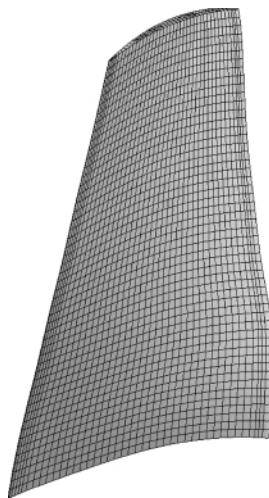


图 3 固体网格模型

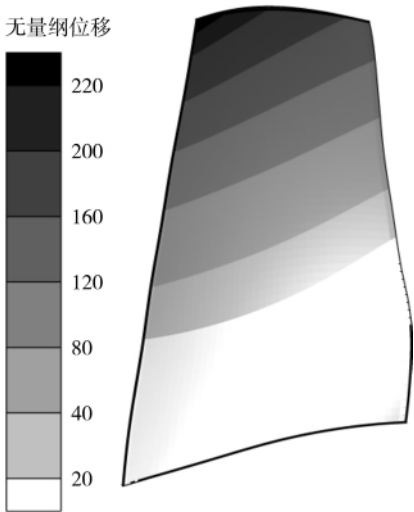
Fig. 3 FE (finite element) model

2.2 叶片模态分析

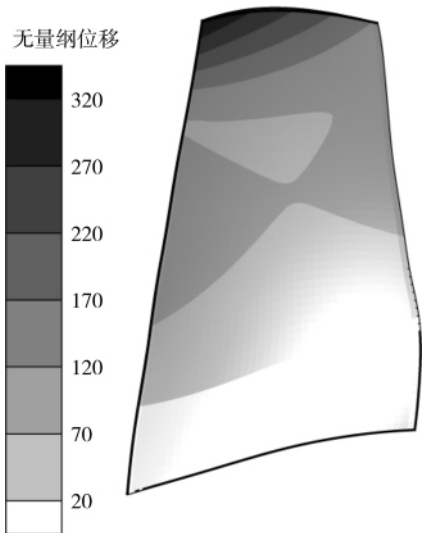
叶片根部采用固支约束,分别计算叶片的静频和离心载荷预应力下的动频,见表 1. 叶片在设计转速下的前 4 阶模态振型,见图 4.

表 1 叶片前 4 阶静频和动频结果
Table 1 First four static frequencies and dynamic frequencies

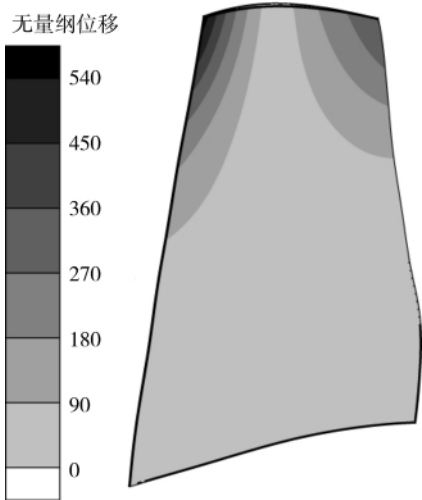
阶数	频率/Hz		振型
	静频	动频	
1	379.91	583.97	一阶弯曲
2	1032.8	1244.5	二阶弯曲
3	1757.7	1808.8	一阶扭转
4	2356.4	2516.5	复合振动



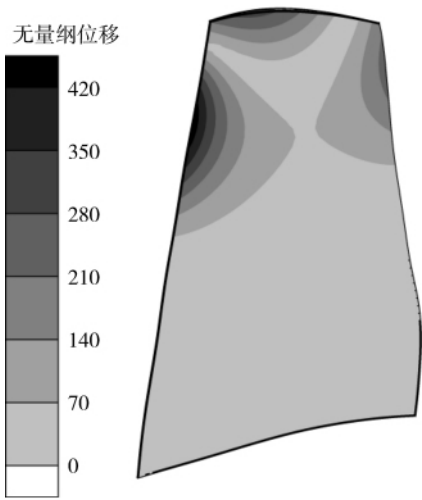
(a) 一阶弯曲, 583.97 Hz



(b) 二阶弯曲, 1244.5 Hz



(c) 一阶扭转, 1808.8 Hz



(d) 复合振动, 2516.5 Hz

图 4 叶片的前四阶模态

Fig. 4 The first four modes of the blade

2.3 流场分析

采用压气机转子定常分析结果作为非定常流固耦合的初场. 表 2 列出了压气机的质量流量、压比和绝热效率, 同时与 NASA 报告^[17]中的试验结果进行对比, 计算值与试验值符合的较好.

表 2 定常流场分析与实验结果对比
Table 2 Comparison of experiment and numerical simulation

	实验值	数值模拟	相对误差/%
质量流量/(kg/s)	34.57	34.16	-1.2
压比	1.642	1.635	-0.37
绝热效率	0.93	0.91	-2

图 5 为近最高效率工况点的 3 个不同叶高回转面上计算与试验^[17]的相对马赫数等值线对比。在离叶尖 10% 的展向位置上(图 5(a)),试验与计算均表明进口相对马赫数为超声速,相对马赫数沿流向的梯度变化显示出转子通道中有一道激波。计算表明波前马赫数最大为 1.45,与实验值 1.4 基本相同,得到叶片前缘的贴体弓形激波及通道激波的形态也都与试验符合得较好。

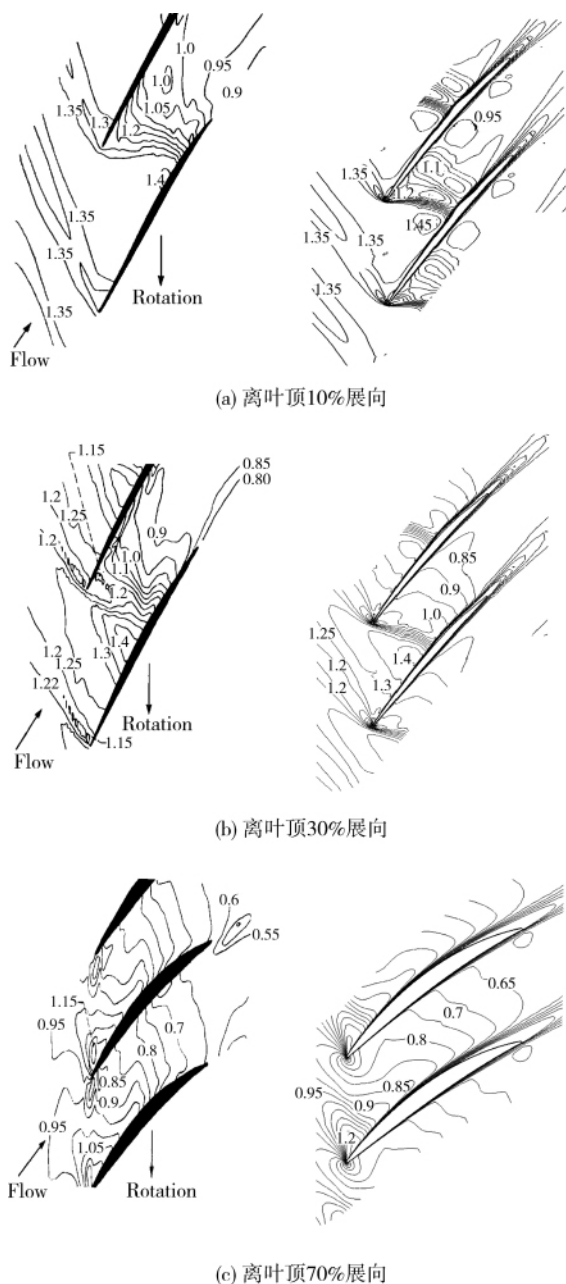


图 5 试验(左)和计算(右)的相对马赫数等值线对比

Fig. 5 Comparison of Mach number contours in experiment (left) and numerical simulation (right)

在离叶尖 30% 的展向位置上(图 5(b)),计算的通道激波位置比实验略微靠前,转子出口相对马赫数比试验值略低,计算值为 0.85,实验值为 0.9,可能由于计算得到的湍流黏性较大,这一点也可以从绝热效率比实验值稍低体现出来。

在离叶尖 70% 的展向位置上(图 5(c)),进口相对马赫数为亚声速,计算的相对马赫数分布与试验结果基本相同,均表明叶片前缘吸力面附近有局部超音速区域。

2.4 流固耦合分析

由上述分析可知,流场定常计算结果与试验符合得较好,因此以定常分析结果作为初场进行非定常流固耦合计算。由于压气机单通道旋转周期为 1.7×10^{-4} s,在每个单通道周期分为 10 个子步。为保证流固耦合的收敛结果,每个子步的耦合迭代次数为 60 次。

在非定常气动力的冲击下,叶片会产生位移响应。图 6 为某一时刻叶片的位移分布云图,可以看出最大位移位于叶尖前缘处,沿径向逐渐降低,叶根处位移为 0。与图 4(a)对比发现,叶片变形接近一阶弯曲振动模态,位移响应以绕旋转轴为主,叶尖处产生较大形变,因此本文取叶尖前缘处的位移响应来判断是否发生颤振。图 7 为叶尖处 x, y, z 方向上的位移响应曲线,可以看出三方向上的位移随时间的响应是逐渐收敛的,叶片在此工作点不会发生颤振。

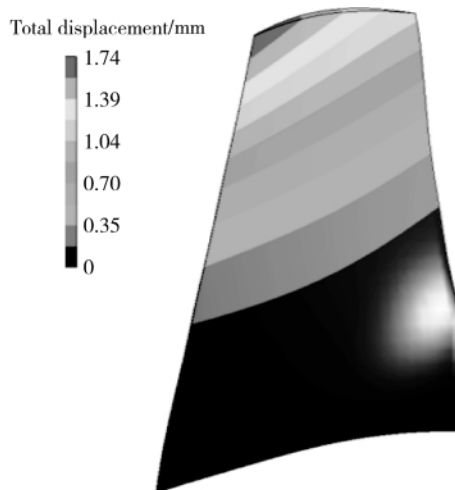


图 6 叶片的位移分布云图

Fig. 6 Plot of displacement

采用非定常流固耦合计算方法,可以同时得到叶片在不同工作时刻的等效力和等效应变的

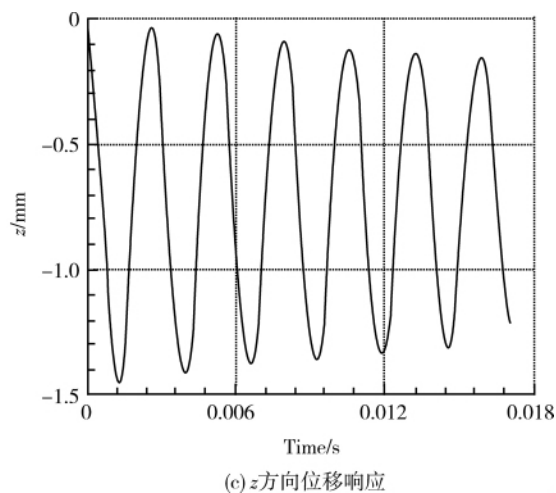
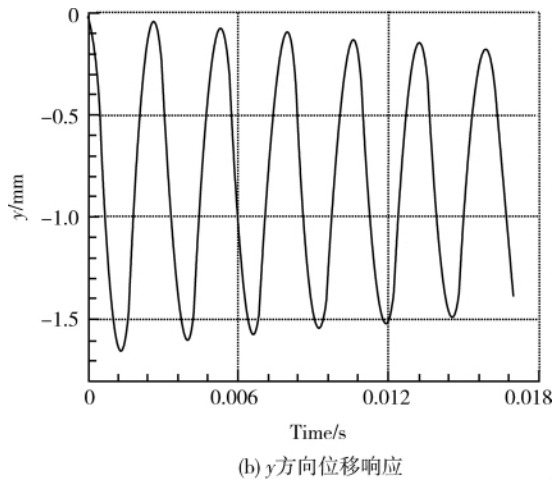
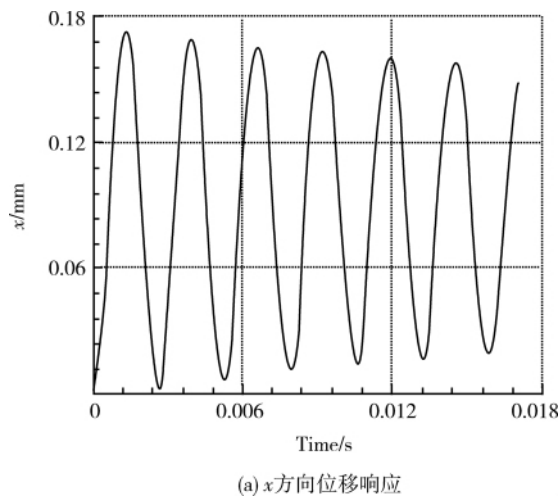


图7 叶顶处的位移响应

Fig. 7 Response of displacement on top of blade

分布云图,取其中某一时刻的结果,如图8所示.通过分析叶片的动应力和动应变的分布,可以判断叶片危险点的位置,作为压气机动态疲劳分析的依据.

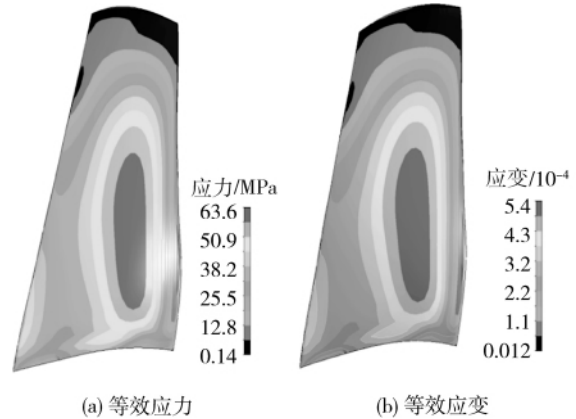


图8 应力、应变分布图

Fig. 8 Contour plot of stress and strain

3 结 论

通过上述对跨声速压气机转子的分析,表明非定常流固耦合方法对叶片进行气动弹性数值分析是可行的,同时可以得出以下结论:

1) 该方法较为真实地反映了叶片在流场中的运动状态,同时可得到叶片位移响应.若位移响应收敛,叶片工作稳定,不发生颤振;若位移响应发散,叶片工作不稳定,发生颤振.

2) 采用非定常流固耦合方法,也可以获得不同时刻气动冲击引起的叶片动应力、动应变分布,从而进一步进行强度分析,找出叶片危险点的位置,为疲劳设计分析提供依据.

参考文献:

- [1] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [2] 张正秋, 邹正平, 王延荣, 等. 叶轮机械颤振稳定性工程预测方法在跨声风扇中的进一步探讨[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 537-548.
ZHANG Zhengqiu, ZOU Zhengping, WANG Yanrong, et al. Investigation of flutter prediction method for transonic fan [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 537-548. (in Chinese)
- [3] 刘文阁, 冯毓诚. 对经验法预测叶片失速颤振的分析及叶片颤振数据库的建立[J]. 北京航空学院学报, 1986, 12(4): 113-122.
LIU Wenge, FENG yucheng. Analysis of empirical flutter prediction method of blades and establishment of a flutter data bank[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1986, 12(4): 113-122. (in Chinese)
- [4] Srivastava R, Bakhle M A, Keith T G, et al. Aeroelastic

- stability computations for turbomachinery [R]. NASA TM-2001-210693, 2001.
- [5] Bendiksen O. Aeroelastic problems in turbomachines[R]. AIAA-1990-1157, 1990.
- [6] Gnesin V, Rzakowski R. A coupled fluid-structure analysis for 3-D inviscid flutter of IV standard configuration[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 251(2): 315-327.
- [7] Reddy T S R, Bakhle M A, Trudell J J, et al. LINFLUX-AE: a turbomachinery aeroelastic code based on a 3-D linearized Euler solver[R]. NASA/TM-2004-212978, 2004.
- [8] Bendiksen O O, Friedmann P P. The effect of bending-torsion coupling on fan and compressor blade flutter[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104(3): 617-623.
- [9] Schuster D M, Liu D D, Huttshell L J. Computational aeroelasticity: success, progress, challenge[J]. Journal of Aircraft, 2007, 40(5): 843-856.
- [10] Ballhaus W F, Goorjian P M. Computation of unsteady transonic flows by the indicial method[J]. AIAA Journal, 1978, 6(2): 117-124.
- [11] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulation for turbomachinery blade rows[R]. AIAA-2005-0018, 2005.
- [12] 金琰, 袁新. 三维透平叶片扭转颤振问题的流固耦合数值模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 5(1): 41-44.
- JIN Yan, YUAN Xin. Numerical analysis of 3D turbine blades torsional flutter fluid-structure coupling method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 5(1): 41-44. (in Chinese)
- [13] 张小伟, 王延荣, 张潇, 等. 涡轮机械叶片的流固耦合数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1622-1626.
- ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, ZHANG Xiao, et al. Numerical method for fluid-structure interaction in turbomachinery bladings[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1622-1626. (in Chinese)
- [14] 徐可宁, 王延荣. 压气机转子叶片的气动弹性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10): 2006-2010.
- XU Kening, WANG Yanrong. Numerical simulation of aeroelastic response in compressor rotor blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10): 2006-2010. (in Chinese)
- [15] Menter F R. Two equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [16] Menter F R. Zonal two-equation model k- ω models for aerodynamic flow[R]. AIAA-1993-2906, 1993.
- [17] 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, 1989-2879, 1989.