

文章编号:1000-8055(2011)07-1621-07

跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响

郑 贇, 田 晓, 杨 慧

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 为了研究跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响, 发展了流固耦合方法计算风扇叶片在气动力作用下变形的数值程序, 耦合求解了三维可压缩雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程和描述叶片振动的结构动力学方程, 并模拟了跨声速风扇 Rotor 67 转子叶片在气动载荷下的变形, 重点分析了由于叶片变形带来的气动性能的变化。

关 键 词: 风扇; 叶片变形; 流固耦合; 静态气动弹性; 非定常流动

中图分类号: V235.13⁺¹

文献标志码: A

Impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan

ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to research the impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan, a numeric program was developed to simulate the deflection of fan blades under aerodynamic loads with fluid-structure interaction method. The aerodynamic model of the fluid flow was based on solving the unsteady three-dimensional (3-D) compressible Reynolds averaged Navier-Stokes equation. The blade vibration was predicted with a linear aeroelasticity model by solving the structure dynamic equation simultaneously with aerodynamic equations. The blade deformation under unsteady aerodynamic loads of the NASA (National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67 blade was computed, and the impact on the flowfield and aerodynamic performance was analyzed.

Key words: fan; blade deflection; fluid-structure interaction; static aeroelasticity; unsteady flows

风扇叶片是涡扇发动机的核心部件, 它的性能对涡扇发动机的性能有着至关重要的影响。现代商用飞机的涡扇发动机, 要求高推力、低质量、低耗油率、高可靠性。为实现这些要求一般需要风扇叶片高负载、低质量、高级增压比、高切线速度、低展弦比、高稠度等。为了改善叶片的振动性能^[1], 采用了新型复合材料、空心结构等措施。而这些改进使得叶片的相对刚性下降, 在高气动载

荷下, 容易产生较大变形, 甚至带来气动弹性稳定性问题^[2]。

风扇工作过程中, 叶片承受气动力、非均匀温度分布和离心力的作用, 会产生一定的变形, 而这种变形随着转速和负载的增加而增大^[3]。风扇叶片的变形会使得风扇内的流动和设计工况有一定差别, 特别对跨声速风扇, 叶片变形可能会引起激波位置的移动, 从而偏离其最佳设计点。在叶片的

收稿日期: 2010-11-18; 修订日期: 2011-02-12

基金项目: “凡舟”基金(20090404)

作者简介: 郑贇(1971—), 男, 陕西眉县人, 讲师, 博士, 主要从事计算流体力学研究。

设计过程中,我们所得到的叶片在设计转速下的最佳气动几何,即热叶片(hot),而在实际加工中要想获得叶片在工作状态下的最佳气动性能,必须要对其冷态加工几何(cold)进行反推研究,这一过程常被称为叶片反扭(untwist).由于细微叶片形状的差别会影响叶尖间隙、激波位置、气流角等,进而影响叶轮机的性能和寿命,因此在叶轮机机械的研究中对冷态叶片在工作“热”状态下变形量的精确预估是十分重要的,尤其对于发展新机型有着重要的工程意义.一种简单的计算方法是以设计叶片为基础进行定常计算,得到工作点的叶片载荷,使用有限元软件进行静变形计算,得到变形量,对设计叶片进行修正,得到制造叶型,然而由于不能考虑气动力的非线性效应,特别是超、跨声速流动工况下变形对激波位置的影响,这种方法很难得到优化的叶片制造叶型.

国外这方面的工作开展得较早,如 Wilson 等^[4]采用非线性模型研究了风扇叶片的弹性变形对风扇性能的影响和叶片安装角变化对叶片在工作状态下几何形状的影响. Mahajan 等^[5]考虑离心力、非定常气动载荷以及非均匀温度分布共同作用的情况下,对风扇叶片变形进行了预测.国内多数依赖经验数据对设计的叶型进行预扭以实现最终叶型接近设计的叶型,但这种方法对新结构,新材料的设计则不容易得到优化的制造叶型参数.

叶片在气动力作用下的变形属于静态气动弹性力学(static aeroelasticity)问题.流固耦合方法主要用来研究固体及其绕流的流体之间相互作用,它的主要思路是在每个物理时间步对固体和流体的模型方程分别求解,在共有的边界上进行物理量的交换.这种方法能够模拟流体和固体相互作用的全过程^[6].本文发展了流固耦合计算程序 GCAE,计算 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67 风扇叶片在气动力作用下变形,分析了叶片变形引起的气动性能变化,重点研究了最高效率设计点附近叶片变形引起的流场变化,及对风扇气动性能的影响.

1 流体流动基本方程

流固耦合计算程序 GCAE 在流体域求解了守恒型积分形式的 Navier-Stokes(N-S)方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{q} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \hat{\mathbf{n}} dA = \int_{\Omega} \mathbf{S} d\Omega \quad (1)$$

其中 Ω , $\partial\Omega$ 和 $\hat{\mathbf{n}}$ 是控制体的体积、表面面积和表

面外法向. $\mathbf{q}$ 是守恒型流体状态向量, $\mathbf{F}$ 代表了对流和耗散通量项, $\mathbf{S}$ 为包含了坐标系旋转等的源项矢量. GCAE 程序对复杂的湍流流动数值模拟采用了多种湍流模型,包括一方程的 Spalart-Allmaras(S-A)模型,两方程的 $k-\epsilon$, $k-\omega$, 及 SST (shear strain transport) $k-\omega$ 模型.湍流模型的控制方程和主流方程分别进行推进求解,以最大限度兼容未来可能引入的其他湍流模型.

计算域的空间离散采用了基于多块结构化网格的有限体积方法,块边界采用了一一对接守恒型的处理方法.对流通量计算是基于 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)插值的二阶格式和 Roe 的迎风格式,黏性通量使用了二阶中心格式.方程求解采用了全隐式的方法,非定常时间推进采用了双时间步方法,为了加快定常计算的收敛速度和非定常子迭代的收敛,计算采用了多重网格及当地时间步长.

2 叶片运动结构动力学模型

流固耦合计算必须在每一物理时间步对叶片的运动进行求解,以得到更新的叶片外型,叶片运动速度等参数.基于结构动力学建立的叶片动力学方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{Q} \quad (2)$$

其中 $\mathbf{x}$ 是系统振动的物理位移向量, $\dot{\mathbf{x}}$ 是速度向量, $\ddot{\mathbf{x}}$ 是加速度向量. $\mathbf{M}$ 为系统的质量矩阵, $\mathbf{C}$ 为阻尼矩阵, $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵, $\mathbf{Q}$ 为叶片受到的外力.在叶轮机中流体的密度远小于叶片的密度,叶片自身的机械阻尼相对于流体的气动阻尼来说要小得多,一般可以认为叶片的固有频率和振型不受气动力的影响^[7].定义系统的广义坐标与物理坐标之间的关系如式(3),则方程(2)解耦为 N 个线性无关的常微分方程组如式(4).

$$\boldsymbol{\zeta} = \boldsymbol{\Phi}\mathbf{x} \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_g\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + \mathbf{C}_g\dot{\boldsymbol{\zeta}} + \mathbf{K}_g\boldsymbol{\zeta} = \mathbf{Q}_g \quad (4)$$

其中 $\boldsymbol{\Phi}$ 为质量归一化的模态, $\mathbf{Q}_g$ 为广义气动力.

$$\mathbf{Q}_g = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{Q} = \left\{ \frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} \int_s \varphi_i \Delta c_p d\mathbf{S} \right\}_{1 \leq i \leq N} \quad (5)$$

解耦后的式(4)对各阶模态方程可以分别求解,本文采用的计算程序集成了多步龙格库塔积分法求解各个模态的广义位移,并线性叠加得到叶片的总物理位移.

3 流固耦合的计算方法

3.1 耦合计算流程

流固耦合的非定常流动计算是以相应工况定常流动的数值模拟作为初场,而叶片振动的模拟是采用有限元分析获得叶片的固有振动特性为求解模态叠加的结构动力学方程提供输入条件,叶片各阶振型的初始振动速度和初始位移一般以零值为初场,使用三维线性插值法完成叶片振型从固体网格点到流体网格点上的转换,在此基础上就可开始流固耦合的叶片变形分析。每一物理时间步对叶片表面压力进行积分得到作用在叶片表面上每点的气动力,以此作为结构运动方程的右端载荷项;然后求解结构运动方程,得到结构体在下一时刻的变形位移和变形速度,反映在网格上即叶片表面的网格变形量;再利用动网格技术更新原流体域网格到新网格点处;最后用时间推进法求解动网格上的非定常 N-S 方程和湍流模型方程。

3.2 动态网格变形技术

网格变形技术是实现叶片边界按需要方式运动,而其他计算域边界保持不变,同时又保证网格有效的最直接措施^[8]。特别是对带叶尖间隙的三维网格,如果机匣表面上的网格保持不动,如果网格变形很大,就会造成叶尖间隙处的网格出现负体积,从而导致计算终止;或由于叶片倾斜较大,局部网格质量变差,计算精度降低。所以快速、高精度的网格变形技术是叶轮机内流固耦合数值模拟的关键技术之一。

本文采用了多块协调变形的网格变形技术,并在机匣边界处进行特殊处理,以保证网格变形后网格有效,并且网格质量较高。首先,计算得到的叶片变形量通过指数衰减传递至包含叶片的块边界处,应用块边界的一一对应关系,将该处的变形传递至其他块的边界,直到所有网格块的边界均有相应的变形量,然后应用边界网格的变形条件,最后将块边界处的变形量通过线性插值至块内网格各点。对于机匣边界,令其网格随叶片的变形在机匣上做等半径滑移,从而保证机匣网格不变形的前提下,改善变形网格的质量,实现叶尖间隙内的网格随叶片顶端的变形而运动。

4 计算结果分析

NASA Rotor 67 为小展弦比、跨声速风扇^[9],

是为数不多有详细公开发表测试数据的算例。该风扇被广泛应用于气动计算^[10]和叶片颤振计算的验证^[11]。本文选取该风扇进行叶片变形对气动性能影响的研究。其设计点参数为:转速 16 043 r/min,压比 1.63,流量 34.25 kg/s,叶片数为 22,叶根处的展弦比为 1.58。

4.1 计算网格及定常计算结果

气动计算的网格采用了多块结构化网格,其中叶片周围采用了贴体/正交性较好的 O 型网格,其他区域采用了 H 型网格,叶尖间隙内采用了蝶型网格(图 1)。间隙为叶高的 1%,间隙内网格层数为 17。网格点总数为 653 123,和实际工程中进行黏性计算的网格数接近。

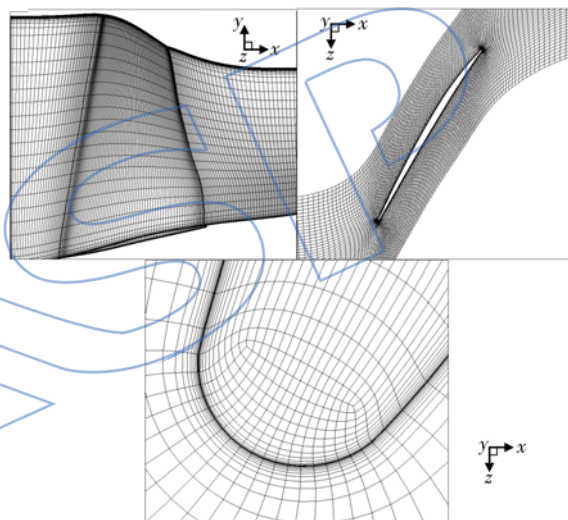


图 1 子午面、 S_2 流面、叶尖间隙内的网格

Fig.1 Computational grid in the tip-gap region, meridional and S_2 plane

定常计算求解了旋转坐标系下的雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用了 S-A 模型。进口边界为海平面标准大气,来流速度平行于轴向,出口边界条件为径向压力平衡。计算得到的堵点流量为 34.94 kg/s,略小于实验值(34.96 kg/s)。最高效率点各参数的计算和实验值对比见表 1,和实验值比较定常计算结果误差小于 1.5%,计算精度较高。

表 1 计算值与实验值^[9]对比

Table 1 Comparison of steady CFD (computational fluid dynamics) and experiment

参数	计算值	实验值	误差/%
流量/(kg/s)	34.139	34.62	+1.38
压比	1.6357	1.63	+0.35
绝热效率	0.9315	0.93	+0.16

图2给出了最高效率设计点工况下,三个叶高位置处相对 Ma 分布和实验测试值的对比.计

算得到的激波位置,激波强度均和实验值比较接近.图3为出口截面计算的总压和总温沿叶高分

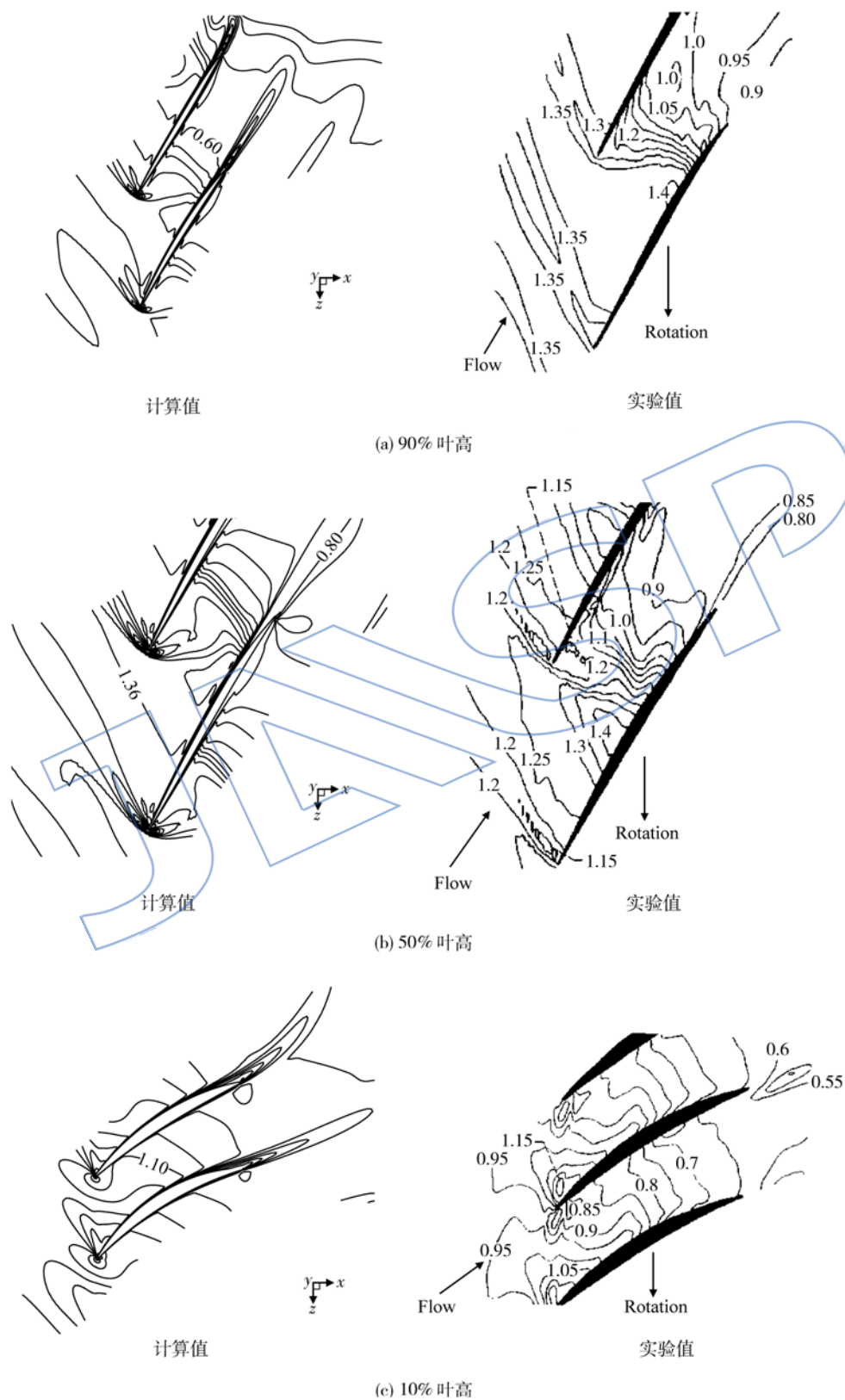
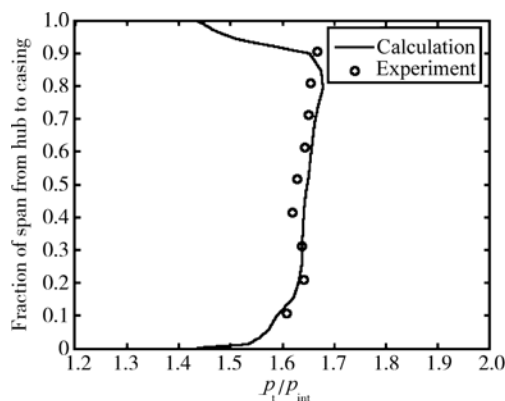


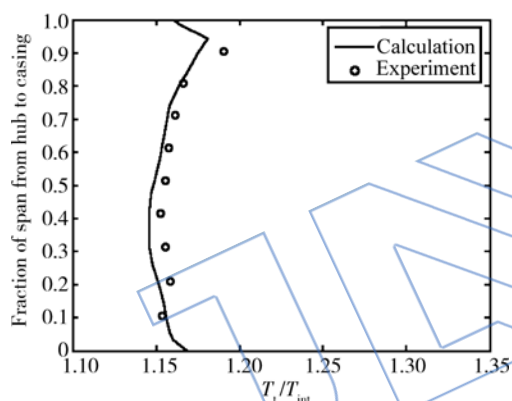
图2 不同叶高处数值计算马赫数分布和实验值对比

Fig. 2 Relative Mach number at 10%, 50%, 90% span at peak efficiency

布与实验数据的对比. 由图可以看出, 除 90% 叶高处和实验值差别较大, 其他均符合较好. 从总流动参数和局部流动参数对比都说明本文采用的计算方法和计算网格除叶尖间隙流动外, 计算的精度较高.



(a) 总压比分布



(b) 总温比分布

图3 最高效率点出口总压/总温分布

Fig. 3 Total pressure/temperature ratio at peak efficiency at outlet

4.2 叶型振动模型及有限元分析

NASA Rotor 67 转子叶片的有限元模型采用了六面体网格单元, 利用 PATRAN 中 PCL (patran command language) 进行网格划分, 有限元模型如图 4(a) 所示. 由于实验未给出其叶片材料, 根据文献中对该转子叶片材料及振动特性的分析^[12], 调整了材料属性 (弹性模量 1.422×10^{11} Pa, 泊松比 0.3, 密度为 4539.5 kg/m^3), 以降低叶片的一阶频率, 以便于研究叶片在气动力下的变形. 模态分析采用了商业有限元分析程序 NASTRAN, 计算得到的振型如图 4(b)~(d) 所示, 其中一阶弯曲, 一阶弯扭耦合和一阶扭转的频率分别为 400.1, 1089.6 Hz 和 1825 Hz.

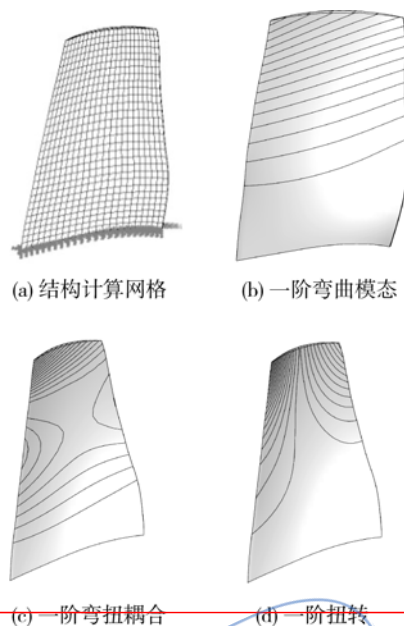


图4 有限元模型及叶片振动振型

Fig. 4 Structural model and vibration modes

4.3 流固耦合叶片变形计算

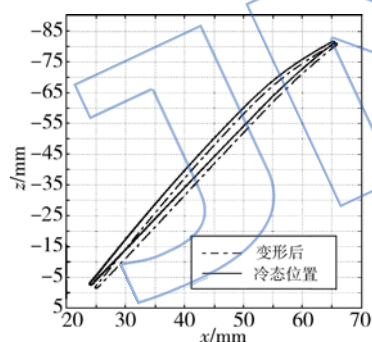
叶片在气动力作用下的变形是一个典型的静气弹问题, 它关注流场达到准定常状态后叶片的时均变形量, 并不关心叶片由“冷”态到“热”态的过程及叶片在平衡位置附近的小幅振动, 各阶振型的结构阻尼系数均可取较高值 (0.999 99), 以加快叶片变形到其平衡位置. 非定常物理时间步约为最高阶频率振动周期的 $1/90$. 对每一时间步叶尖点的物理位移进行监测, 当一个物理时间步内叶片上点的最大位移变化小于 $1 \times 10^{-6} \text{ m}$ 时, 即可认为其达到静态变形的平衡位置. 为了研究叠加的振型数对计算结果的影响, 进行了三组计算: 求解结构动力学方程时, 叠加的振型数为一 (只有第一阶模态)、振型数为二 (前两阶模态)、振型数为三 (前三阶模态).

叶片在非定常力作用下变形数值模拟是以定常计算结果为初场进行的. 表 2 是三组计算得到的风扇总体特性与定常计算值的对比. 由表可以看出, 考虑不同个数模态所得的风扇性能参数相差不到 0.5%, 说明该叶片的振动方式是一阶弯曲模态为主. 考虑了叶片变形的风扇流量将减小约 5%, 压比升高约 2.5%, 效率将降低约 5%, 这说明该叶片在气动力作用下的性能有较大下降. 进一步也说明通常在“冷”叶片上进行定常计算不能真实地反映“热”叶片的特性.

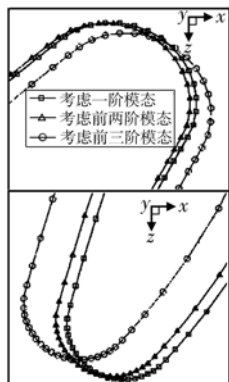
表2 定常计算及叶片变形后的风扇性能
Table 2 Aerodynamic performance of steady and blade deflection calculations

	流量/(kg/s)	增压比	效率
定常	34.1390	1.6357	0.9315
考虑一阶模态	32.1456	1.6796	0.8843
考虑一、二阶模态	32.1602	1.6798	0.8875
考虑前三阶模态	31.9970	1.6827	0.8855
误差/%	-5	+2.5	-2.5

图5(a)是三组计算得到的叶片变形后叶尖的位置和原始叶型的比较,其中实线为变形后的叶尖位置,虚线为叶片初始位置.图5(b)为三组计算叶尖的前缘和尾缘变形的局部放大图.其中正方形标注为考虑一阶模态,三角形标注为考虑前两阶模态,圆形标注为考虑前三阶模态.叶片变形最大值位于叶尖部分,大约为1.5 mm.考虑三个模态叠加与只考虑一个模态的叶片位置相差不大,也表明一阶模态在变形中起主导作用,二、三阶模态对叶片位置只有较小影响.



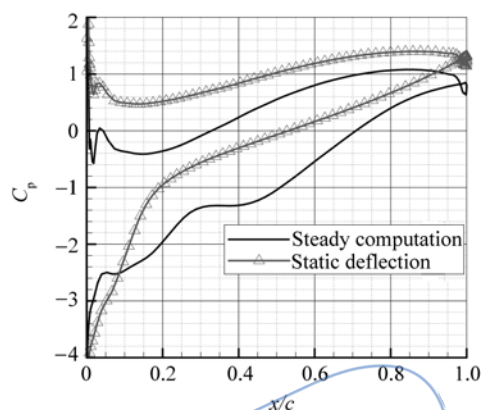
(a) 变形后与冷态位置对比



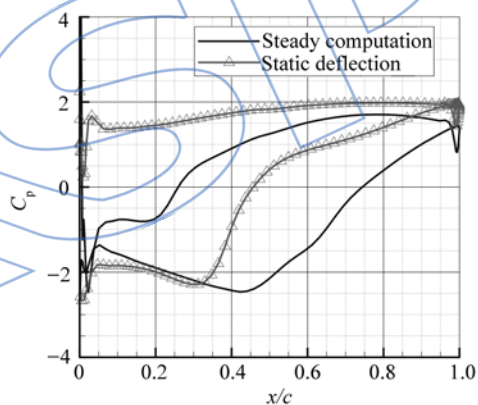
(b) 三组计算得到的叶尖前缘、尾缘形状

图5 叶片变形后叶尖位置和冷态的比较
Fig. 5 Comparison of tip position of the blade after three deflection calculations

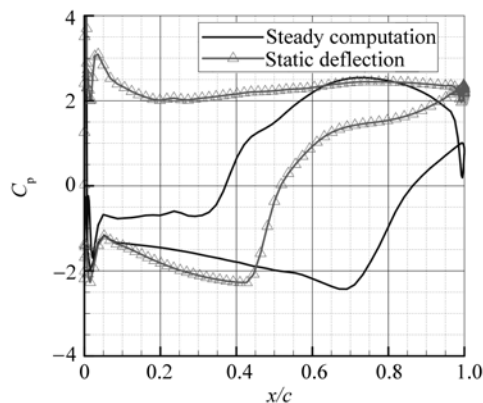
以考虑前三阶模态的叶片变形为例,图6给出定常计算和叶片变形后,在30%,70%,90%三个叶高处,叶片表面的压力系数分布对比.图中可以看出,当叶片发生变形后,通道中的激波强度,



(a) 30%叶高



(b) 70%叶高



(c) 90%叶高

图6 不同叶高处压力系数的对比
Fig. 6 Comparison of the pressure coefficient distribution at various span locations

尤其是叶栅通道中第二道激波的强度相对于定常有所增加,且由于叶尖处变形较大,所以激波前移更明显,从而造成效率的降低、流量的减小和压比的升高,而且叶片变形对气动性能的影响随叶高增加而增大。

5 结 论

本文发展并验证了一种流固耦合的计算程序,气动模型采用求解三维非常雷诺平均 N-S 方程和 S-A 湍流模型,叶片振动模型采用了振型叠加的气动弹性模型。

应用本文发展的程序研究了跨声速风扇 NASA Rotor 67 在最高效率点的定常流场,并和实验结果进行了对比。研究了减小刚度的风扇转子叶片在气动力作用下的变形问题,分析了模态阶数对叶片变形量的影响以及叶片变形对激波位置和气动参数的影响。计算结果表明风扇叶片在气动力作用下的变形是一阶弯曲主导,叶片变形会导致通道内的激波前移,激波强度增强,流量下降,效率降低。

本文研究了跨声速风扇叶片在气动力作用下的变形对气动性能的影响,考虑了气动力的非线性效应,建立的流固耦合分析方法为实现叶轮机叶片设计向精确定量分析的跨越提供了有用的工具。虽然本文的研究对象采用了减小刚度的 NASA Rotor 67 叶片,但许多现代风扇设计采用刚度较低的复合材料空心长叶片,使得本文研究结论和方法有一定的工程实用价值。

致谢:

感谢“高等学校创新引智项目”B08009 对本研究的支持和中国科学院计算机网络信息中心超级计算中心为本研究提供计算资源(深腾 7000)。

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] Kallesøe B S, Hansen M H. Some effects of large blade deflections on aeroelastic stability [R]. AIAA 2009-839, 2009.
- [3] Liu G L. A new generation of inverse shape design problem in aerodynamics and aerothermoelasticity: concepts, theory and methods [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2000, 72(4): 334-344.
- [4] Wilson M J, Imregun M, Sayma A I. The effect of stagger variability in gas turbine fan assemblies [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 404-411.
- [5] Mahajan A J, Stefko G L. An iterative multidisciplinary analysis for rotor blade shape determination [R]. AIAA 93-2085, 1993.
- [6] 郑赟. 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 method [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2069-2077. (in Chinese)
- [7] 张潇. 基于能量法的叶片颤振边界预测方法 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.
ZHANG Xiao. Research on design method of turbine tenon/mortise [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [8] 李立州, 王婧超, 韩永志, 等. 基于网格变形技术的涡轮叶片变形传递 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 547-551.
LI Lizhou, WANG Jingchao, HAN Yongzhi, et al. Displacement transfer with the mesh deformation method in multidisciplinary optimization of turbine blades [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 547-551. (in Chinese)
- [9] Anthony J S, Jerry R W, Michael D H, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor [R]. NASA Technical Paper 2879, 1-220, 1989.
- [10] 魏玲, 葛宁. 叶轮机转子内流动的三维跨声速 Navier-Stokes 方程组数值计算及试验验证 [J]. 空气动力学学报, 2005, 23(3): 350-359.
WEI Ling, GE Ning. The numerical simulation and test verification for 3-dimensional transonic Navier-Stokes equations inside a turbomachinery rotor [J]. ACTA Aerodynamic SINICA, 2005, 23(3): 350-359. (in Chinese)
- [11] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulation for turbomachinery blade rows [R]. AIAA Paper 2005-0018, 2005.
- [12] Kielb R E. Forced response design analysis [R]. Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines, Von Karman Institute, 1995.