

文章编号:1000-8055(2013)11-2475-08

跨声速风扇叶片的静态气动弹性问题

郑 贇, 王 彪, 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中心, 北京 100191)

摘 要: 使用时域的流固耦合数值计算方法, 研究了跨声速风扇叶片在气动力和离心力共同作用下的静态气动弹性问题, 分析了叶片在不同工况下的变形规律及叶片变形对整体气动性能的影响. NASA rotor 67 的静态气动弹性计算说明气动力对叶片最大变形的贡献达 13.07%, 而且叶片变形明显地改变了通道激波的位置和强度. 宽弦空心跨声速风扇叶片的静态气动弹性计算说明叶片变形对总体气动效率的影响为 0.15%~0.5%, 其中气动力对变形贡献在叶片尖部的前缘可达 41%, 考虑气动力引起的变形使得该风扇的流量增大, 气动特性线整体向右偏移. 计算结果说明: 气动力的非线性对跨声速风扇叶片静态变形问题有显著的影响, 工程实践中从设计叶型到制造叶型的反扭过程应该采用流固耦合方法以得到更准确的叶型.

关 键 词: 跨声速风扇; 空心叶片; 叶片变形; 流固耦合; 静态气动弹性

中图分类号: V235.13⁺1

文献标志码: A

Static aeroelastic problems of transonic fan blades

ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A time domain fluid-solid interaction numerical calculation method was applied to study the static aeroelastic problems of transonic fan blades under aerodynamic and centrifugal forces. The blade deformation rules and its effects on aerodynamic performance were analyzed under various working conditions. Static aeroelastic simulation of the NASA rotor 67 indicates that the aerodynamic contribution to the maximum blade deformation accounts for 13.07% of the total deformation, and the passage shockwave position and strength are altered due to the blade deformation. The static aeroelastic simulation of a wide-chord hollow transonic fan blades reveals that the effects of blade deformation on the aerodynamic efficiency is 0.15%—0.5%. The aerodynamic contribution to total deformation at leading edge is up to 41% and the aerodynamic characteristic map of this fan is shifted rightwards with the increasing mass flow rate. The overall results show that the nonlinearity of aerodynamic force has significant effects on the static aeroelastic property of transonic fan blades, and the blade un-running design in industrial practice should adopt a fluid-solid interaction method to attain more accurate blade shapes.

Key words: transonic fan; hollow blade; blade deformation;
fluid-solid interaction; static aeroelasticity

现代飞机的发展要求航空发动机具有大推力、高推质比和低耗油率以及高可靠性、长寿命和

轻质量等特点. 为了提高发动机性能, 涡扇发动机的风扇设计常采用较高的叶尖切线速度, 由此发

收稿日期: 2012-10-29

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.010.html>

作者简介: 郑贇(1971—), 男, 陕西眉县人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机械气动弹性力学研究.

展的弯掠叶片等技术使得风扇叶片的气动负荷大大增加,而质量的要求又使得现代风扇叶片多数薄且长甚至使用复合材料和空心结构,这就使得气动载荷、离心载荷和非均匀分布的热应力共同作用下的叶片变形显著.而叶片形状的细微差别将造成风扇的运转偏离理想设计点,进而影响它的性能和效率,同时叶片的强度、振动和疲劳等问题也更加突出^[1-3].由于风扇性能对涡扇发动机总体性能有着至关重要的影响,而叶型又是决定风扇性能的最重要的参数之一,风扇叶片在工作过程中会产生变形,保证变形后的叶片形状接近或符合设计状态是实现其设计性能指标的重要环节,这对于跨声速风扇尤其重要.

叶片在气动力作用下的变形研究归属于静态气动弹性(static aeroelasticity)问题,国内外在这方面都有很多的研究. Kallesoe 等^[4]的研究表明叶片形状的细微差别会影响叶尖间隙和气流角等,使得风扇内的流动和设计工况有一定差别,特别是跨声速风扇,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,进而影响叶轮机器的性能、效率,甚至带来气动弹性稳定性问题. Pesatori 等^[5]实验测量指出扭转角(stagger angle)的很小变化都可能对叶片的气动性能和流场分布的产生显著影响. Wilson 等^[6]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^[7]考虑离心力、非定常气动载荷以及非均匀温度分布的共同作用,预测了风扇叶片变形. Tatum 等^[8]和 Guruswamy^[9]对静态气动弹性问题的研究说明了非线性气动力对结构的最终变形有一定影响. 郑赞等^[10]使用流固耦合方法研究了跨声速工况下,风扇叶片变形对叶片表面压力分布的影响.

以上研究都表明了风扇叶片变形对气动性能有重要影响. 叶片设计过程中根据气动性能要求获得的是设计热态(hot)叶型. 工作过程中由于叶片负载作用,叶片形状会从实际加工的形状(冷态叶型)变为工作转速下的叶型(热态叶型). 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,必须对其冷态(cold)加工叶型进行反推,这个过程通常被称为叶片反扭(blade un-running)设计. 由于叶型的细微差别都会影响叶尖间隙和气流角大小,而叶片的变形一般是复合扭转与弯曲的复杂变形,所以会致使叶片在不同工况条件下呈现出不同的特性,进而影响叶轮机器的性能

和寿命,因此在叶轮机器的研究中对冷态叶片在工作状态下变形量的精确预估是十分重要的.

本文采用流固耦合方法进行叶片的变形分析,在每个物理时间步求解固体和流体的运动方程,在共有的边界上进行物理量的交换,来模拟流体和固体相互作用的全过程. 本文分析了 NASA rotor 67 风扇叶片和某宽弦空心风扇叶片静态气动弹性问题,研究了叶片变形对流场分布、气动性能的影响以及流场结构对风扇叶片静态变形的影响.

1 流固耦合数值求解方法

采用流固耦合方法,通过求解带阻尼的结构瞬态强迫响应问题,得到稳态响应位移值,即非定常气动力引起的变形值. 此方法将非定常气动力作用下的叶片变形问题转变为一个准静态变形分析.

1.1 气动力模型及其数值求解方法

流体域的数值模拟使用了自主开发程序 HGFS(hybrid grid flow solver),该程序求解了守恒型积分形式的三维非定常可压缩雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程,其形式为

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

其中 Ω , $\partial\Omega$ 和 $\hat{\mathbf{n}}$ 是某一物理时刻的控制体的体积、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, $\mathbf{w}$ 是运动控制体表面的网格速度, $\mathbf{S}$ 代表了坐标系运动、外力等对守恒律贡献的原项矢量.

流体域的空间离散采用了非结构化的有限体积法,对流量计算采用具有 2 阶精度的迎风格式,湍流模型使用了 Spalart-Allmaras 一方程模型. 该程序在气动弹性问题方面的验证算例参见文献^[10-12].

1.2 叶片振动模型

叶片在气动力作用下的运动控制方程是结构动力学方程(详细公式参考文献^[11-12]). 采用模态叠加法解耦该方程,得到广义坐标下 n (n 为叶片模态数)个线性无关的常微分方程组

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

其中 ξ 是广义位移向量, $\dot{\xi}$ 是广义速度向量, $\ddot{\xi}$ 是广义加速度向量, $\mathbf{M}_g$, $\mathbf{C}_g$ 和 $\mathbf{K}_g$ 分别是归一化后的广义质量矩阵、广义阻尼矩阵和广义刚度矩阵, $\mathbf{Q}_g$ 为广义气动力.

在每个物理时间步,交替迭代求解流场的气动参数和结构体的运动.先计算气动力作用下的广义力,并求解广义坐标下的结构动力学方程,得到广义位移 ξ ,再利用模态叠加法得到叶片表面每一点的物理位移

$$x = \Phi \xi \quad (3)$$

式中 Φ 为振型.

以叶片外其他边界静止或滑动为约束条件,采用变形网格技术^[13],移动流场中所有网格点,以满足给定的叶片变形条件;以变化后网格为初值,迭代求解 N-S 方程,得到下一时刻的流场;进行以上循环达到收敛性目标为止.

2 NASA rotor 67 跨声速风扇叶片

NASA rotor 67 跨声速风扇叶片的设计参数如下:转速为 16 043 r/min,效率为 92.9%,流量为 33.25 kg/s,叶根处的展弦比为 1.58,详细数据参见文献[14].叶片有限元模型采用了八节点六面体单元,叶片的叶高、弦长、叶厚方向的单元数分别为 42,26,2,如图 1(a)所示.流体计算网格如图 1(b)所示,叶尖间隙为 1.016 mm,间隙内网格层数为 23,网格点总数为 106 万.

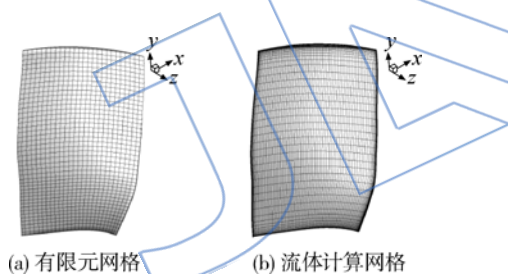


图 1 叶片的有限元网格和流体计算网格

Fig. 1 Finite element grid and fluid calculation grid of blade

叶片材料选用钛合金,采用有限元软件分析了 100% 转速下离心力作用下的变形,图 2 是离心力作用下叶片的静态变形,其中最大变形为 3.327 mm,在叶尖前缘处.

图 3 给出了叶尖截面前缘点在不同阻尼比下,结构响应的时程,气动工况为 100% 转速时的最高效率点.可以看出,阻尼比为 0.9 时,静态变形的收敛时间最短,能最快达到稳定位置.

图 4 为阻尼比为 0.9 时叶尖截面前缘、中部、尾缘 3 点在气动力作用下的响应值.图中可以看出静态变形在叶尖前缘处最大,叶尖中部次之,叶尖尾缘处最小.

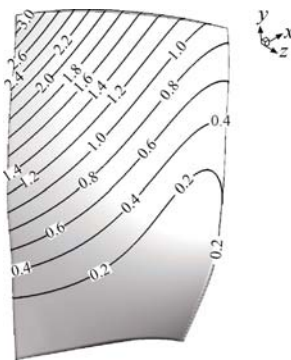


图 2 叶片的静态变形 (单位:mm)

Fig. 2 Static deformation of blade (unit:mm)

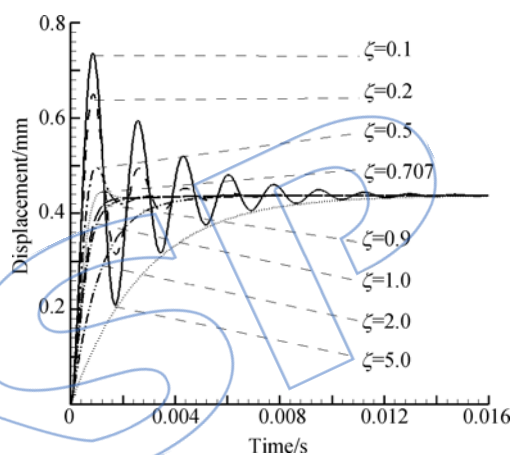


图 3 结构响应的时程

Fig. 3 Time history of structure response

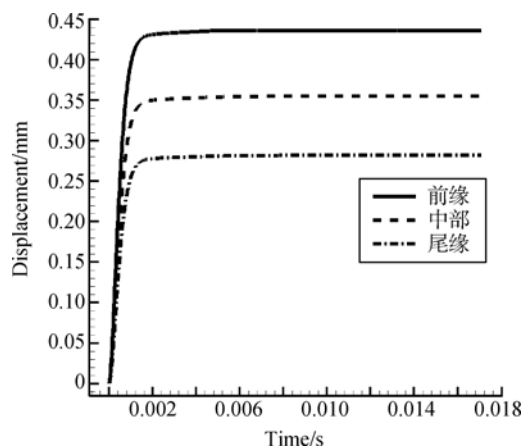


图 4 叶尖截面前缘、中部、尾缘点的时程

Fig. 4 Time history of leading, middle and trailing points at tip of blade

非定常气动力作用下的变形加上离心力作用下的变形即为离心力和气动力共同作用下的叶片静态变形.表 1 为仅有离心力作用、仅有气动力作用、离心力和气动力共同作用下的静态变形最大

值及气动变形所占的比例,表中 x, y, z 依次表示周向、径向和轴向. 从表 1 可以看出,气动力对叶片变形的贡献占总变形的 10%~15%,对周向变形的影响最大为 0.4 mm,对径向变形的影响所占比例最大,达 33%左右. 由于叶片变形的影响,叶片在实际工作中叶尖间隙的分布和设计状态有所不同. 为了保证叶片变形后不与机匣碰摩,避免由其导致的流固耦合计算时出现负体积的计算终止问题,网格生成时取叶尖间隙一般大于叶片的径向变形量.

表 1 不同情况下的静态变形最大值
Table 1 Maximum static deformation under different conditions

工况	周向	径向	轴向	总计
仅有离心力的静态变形/mm	2.400	0.268	2.283	2.283
仅有气动力的静态变形/mm	0.401	0.133	0.302	0.500
离心力和气动力的共同作用下的静态变形/mm	2.801	0.401	2.585	3.827
气动变形占的比例/%	14.32	33.09	11.68	13.07

在 100% 转速下的最高效率点附近,使用流固耦合方法进行叶片变形分析. 图 5 为离心力和

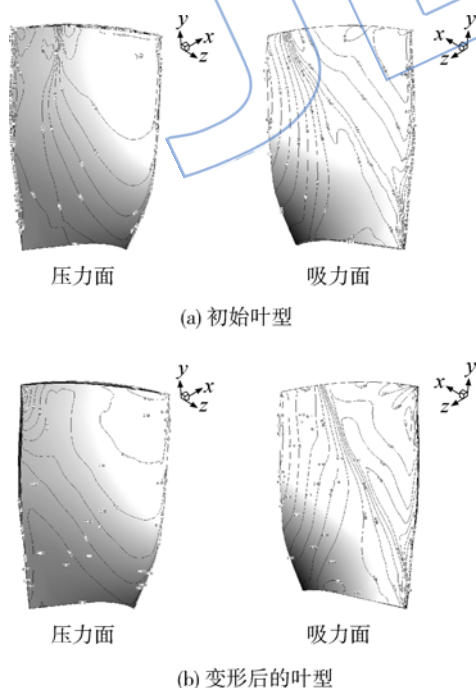


图 5 叶片表面压力分布图

Fig. 5 Pressure distribution diagram of surface of blade

气动力共同作用下叶片变形后的叶片表面压力分布图. 从图中可以看出,由于叶片变形的影响,吸力面和压力面的激波位置发生了不同程度的偏移^[10],其中吸力面的压力分布变化很明显,压力面前缘的压力分布也有较大差异,这说明了叶片变形对叶片表面压力分布有明显影响. 使用气动力和离心力共同作用下变形的叶型得到的计算值相对于初始叶型的气动效率下降了大约 0.25%.

3 空心跨声速风扇叶片算例

某空心跨声速风扇叶片设计点参数如下:转速为 3750 r/min,效率为 94.5%,流量为 211 kg/s. 基于原始热态叶型的有限元模型(见图 6)采用了六面体单元,网格节点数为 61079,单元数为 45050. 流体计算网格点数为 99 万,叶尖间隙为 1.0 mm,间隙内网格层数为 23,叶片表面网格及局部网格如图 7 所示.

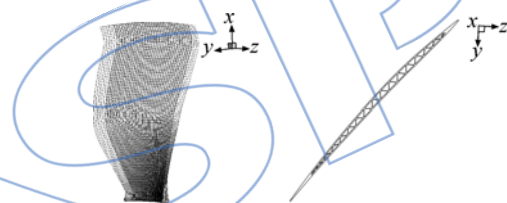
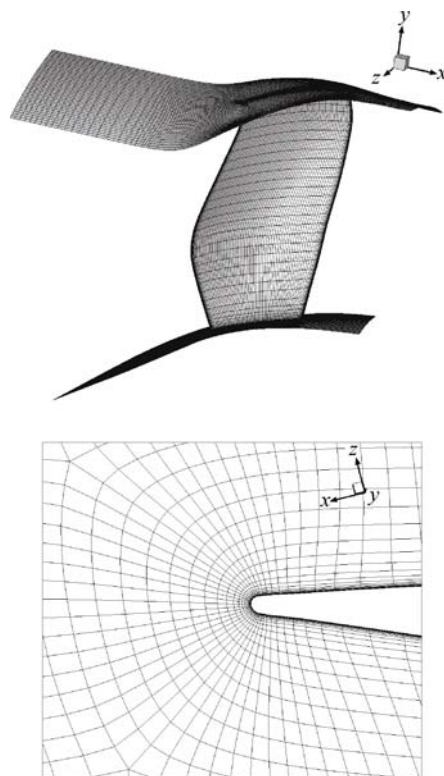


图 6 空心跨声速风扇叶片的有限元模型

Fig. 6 Finite element model of hollow transonic fan blade



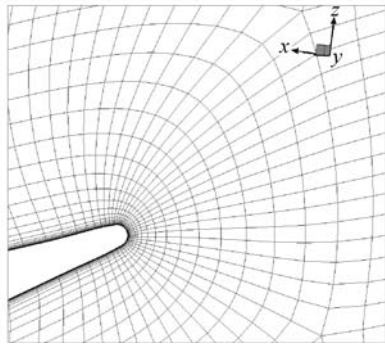


图 7 空心跨声速风扇叶片的流体网格模型

Fig. 7 Fluid grid model of hollow transonic fan blade

基于设计叶型,在叶根采用完全固支,叶片材料为钛合金,用有限元软件进行 100%转速下带预应力的模态分析,得到叶片前 6 阶固有频率和固有振型(见图 8).叶片的振型通过一种高精度的三维投影

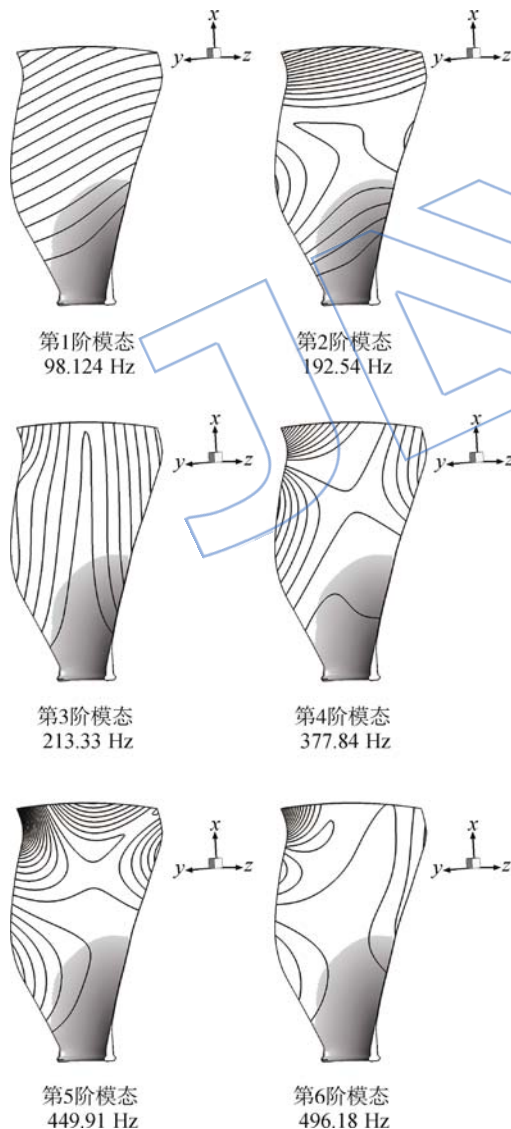


图 8 叶片前 6 阶模态

Fig. 8 First six order modes of blade

的方法从有限元模型上插值到流体网格表面^[15].

选取 100%设计转速下的最高效率点进行包含不同模态阶数的流固耦合分析,得到叶片的静态变形情况如图 9 所示.从图中可以看出,模态阶数的选取对静态变形的计算有着重要影响,图中只考虑前 1,2 阶模态的两种情况与其他几种情况得到的叶片变形的差异较大,考虑前 4,5 阶模态的两种情况得到的叶片变形非常接近,考虑前 3,6 阶模态的两种情况得到的叶片变形比较接近.这说明气动力作用下的变形是扭转变形为主导.由 NASA rotor 67 的模态阶数^[10]的选取情况可以知道,流固耦合计算中模态阶数的选取对变形计算精度有重要影响.

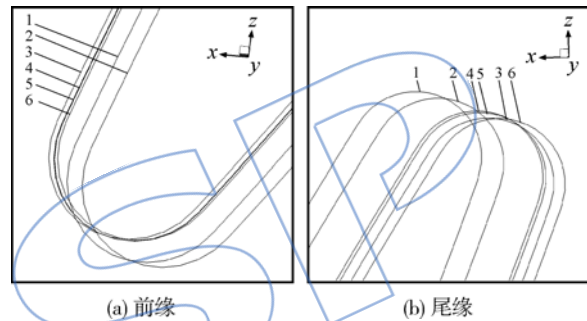


图 9 不同模态阶数下的静态变形

Fig. 9 Static deformation with different number of mode orders

表 2 为考虑不同模态阶数情况下在设计转速最高效率点的计算结果.由总参数的对比可以看出,模态阶数选取对于流量、压比和效率等性能参数的影响不大,而且流固耦合计算得到的效率相对于定常计算有所下降.

表 2 不同模态阶数下的风扇气动性能

Table 2 Aerodynamic performance of fan under different number of mode orders

计算模型	流量/(kg/s)	压比	效率
定常	204.060	1.4611	0.9457
仅考虑第 1 阶模态	204.286	1.4628	0.9449
考虑前 2 阶模态	204.310	1.4628	0.9450
考虑前 3 阶模态	204.463	1.4643	0.9446
考虑前 4 阶模态	204.436	1.4642	0.9446
考虑前 5 阶模态	204.428	1.4642	0.9446
考虑前 6 阶模态	204.519	1.4642	0.9447

在 100%转速下,在最高效率点、喘振点和堵塞点 3 种工况进行非定常分析,模态阶数取前 6 阶,阻尼比为 0.9.气动力作用下的叶片变形在前

缘、尾缘处的对比情况如图 10 所示. 从图中可以看出, 不同工况下的叶片变形相差较大, 并且在叶尖的前缘、尾缘处表现最为明显. 这说明气动载荷是影响叶片静态变形的一个重要因素.

采用流固耦合方法, 在离心变形后的叶型上进行了气动力作用下的变形分析. 图 11 是初始叶型(记为 1)、离心变形后的叶型(记为 2)、离心力和气动力共同作用变形后的叶型(记为 3)对比图, 以及前缘、尾缘处的局部放大图. 从图中可以看出, 离心力和气动力作用下的变形都是以扭转变形为主, 只是扭转的中心不同, 并且在变形过程中扭转变形复合了较小的弯掠变形, 在叶片叶高方向每一层的变形方式不同且各层的变形相互耦合, 构成了最终复杂的三维变形. 其中, 离心力产生的主要是以近前缘附件点为扭转中心的扭转变形, 总变形在叶尖尾缘处为 10.8 mm, 前缘处为 3.6 mm; 气动力产生的主要是以近尾缘附件点为扭转中心的扭转变形, 其作用下的最大变形发生

在叶尖前缘处, 为 2.5 mm, 从而使叶尖前缘处的最终静态总变形为 6.1 mm, 此处的气动力变形比例大约为 41%; 但在叶尖尾缘处, 气动力的作用减小, 仅有离心力作用下的变形, 减小了 1.4 mm, 占到最终总变形的 15% 以上, 使叶尖尾缘的最终总变形为 9.4 mm.

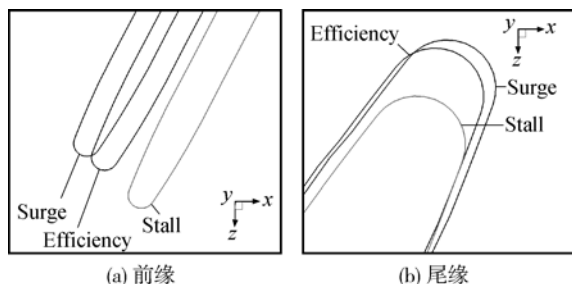


图 10 不同工况下的静态变形

Fig. 10 Static deformation under different working conditions

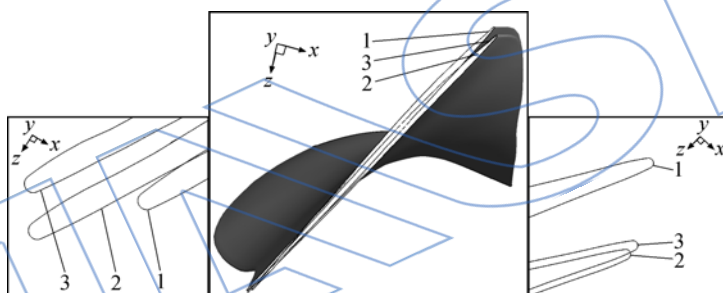


图 11 不同载荷下的静态变形

Fig. 11 Static deformation with different loads

图 12 为基于初始叶型、离心力和气动力共同作用下(变形后)的叶型获得的叶片表面的压力分布. 可以看到, 由于变形的影响, 叶背前缘处的压力较之原来的发生了很大程度的变化, 激波的位置也发生了一定的偏移. 初始叶型的气动效率为 94.53%, 离心力和气动力共同作用下叶型的气动效率为 94.38%, 下降了 0.15%.

使用初始叶型、仅有气动力作用下的叶型、离心力和气动力共同作用下的叶型获得的 100%, 80%, 60% 转速下的气动特性如图 13 所示. 其中实线为定常, 虚线为仅有气动力作用下的准定常, 点划线为离心力和气动力共同作用下的非定常. 可以看出, 仅有气动力作用下的准定常计算, 获得的效率和压比的特性线与定常计算结果比较接近, 效率相差 0.1%~0.5%. 但是, 同一转速下同一气动工况点所对应的效率/压比有所下降. 相对于 100% 转速情况来说, 非设计转速下效率/压比

下降的更明显. 而离心力和气动力共同作用下的叶型获得的效率特性曲线和压比特性曲线相对于原始叶型都向后发生了一定的偏移, 而且这种偏移在不同转速的工况下都是较均匀的. 另外, 对于仅有气动力或离心力和气动力共同作用下的气动特性曲线, 其在非设计转速下的喘振边界相对于设计转速下的情况也发生了较大变化. 由此可见变形对叶片的气动性能有较大的影响.

对比以上 2 个算例的结果可以知道, 叶片的扭转变形使来流的气流角发生反向的变化, 从而流场的分布发生变化, 并使气动性能发生改变, 使之偏离理想的设计状态. 对于跨声速风扇叶片来说, 来流的气流角微小变化对气动性能的影响是很显著的, 对于叶片大变形情况更加突出. 另外, 不同的风扇叶型导致气动力作用产生的主导变形是不相同的, NASA rotor 67 算例的变形是以弯掠主导的变形, 而宽弦空心叶片的变形是以扭转

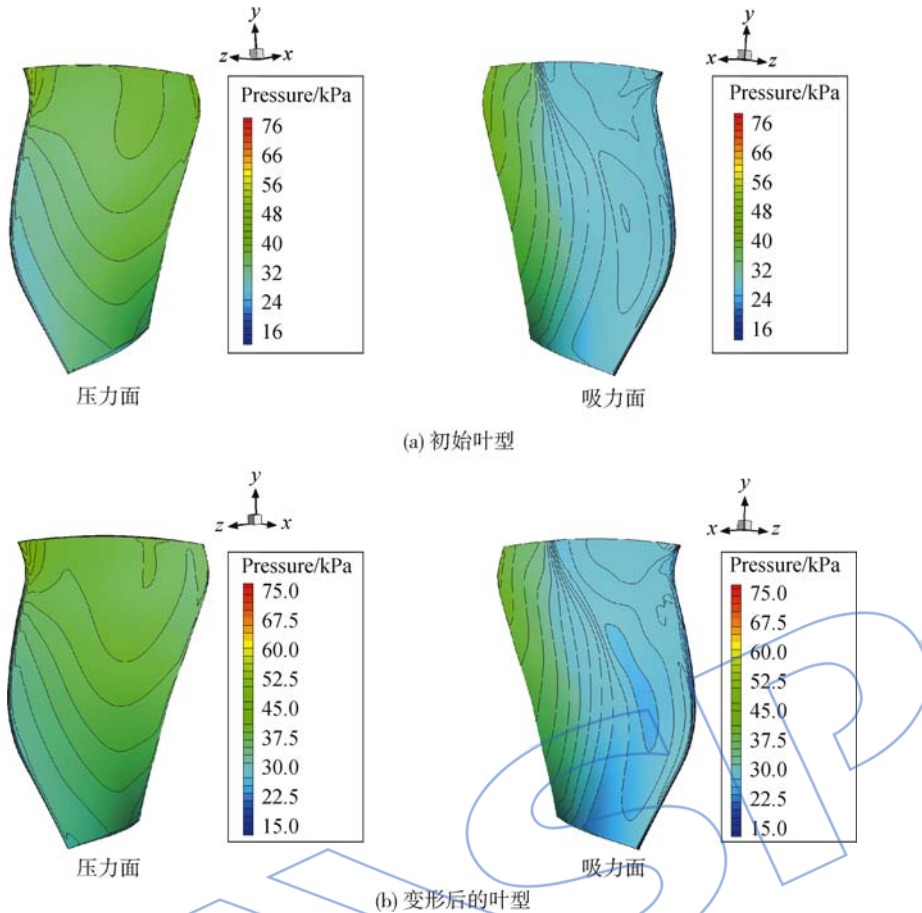


图 12 叶片表面的压力分布

Fig. 12 Pressure distributions of blade surface

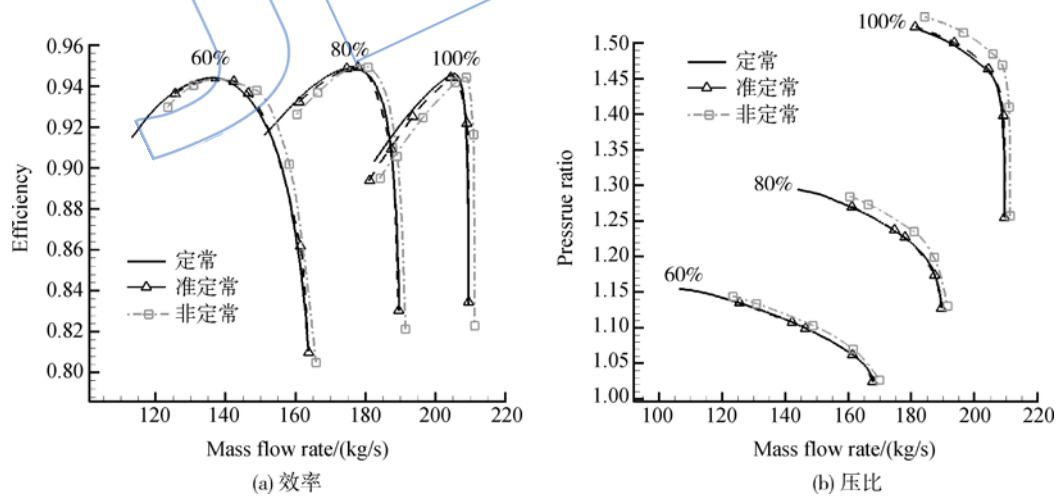


图 13 叶片的气动特性

Fig. 13 Aerodynamic characteristics of blade

主导的变形. 由于风扇叶片的气动力变形比例一般为 $10\% \sim 15\%$, 有些地方可以达 $30\% \sim 40\%$ 甚至更高, 所以气动压力分布发生变化后会对结构的变形也产生一定的影响, 进而使叶片的结构特性产生不同程度的变化, 使之偏离理想的设计状

态, 这对于宽弦空心叶片或以扭转为主导的气动变形情况尤为明显.

由此可知, 在流固耦合系统中, 当结构没有变形或变形很小时, 流场的边界改变很小, 对流动的影响不大, 可以使用流固单向耦合的数值方法进行

行计算,即先计算出流场分布,然后将其中的关键参数作为载荷加载到结构上而不用考虑结构对气动载荷分布的反馈变化.当结构变形比较大时,会导致流场的边界发生很大改变,流场分布会有明显变化,而流场的变化反过来又会对结构的变形产生较大影响,体现了流固之间的相互影响,尤其对于强非线性问题这种关系体现得更加明显.此时单向耦合显然是不合适的,因此需要考虑固体变形对流场的影响和流场重新分布对结构变形的影响,使用双向的强耦合方法才能准确地反映这种非线性的影响.对于静态气动弹性问题,流体和固体间相互作用并且由于气动力和变形耦合的强非线性影响,最终达到一个平衡的稳定状态,也是进行叶型设计时必须要考虑的问题,此时也需要进行流固双向耦合计算.

4 结 论

本文使用流固耦合方法,对 NASA rotor 67 跨声速风扇叶片和某宽弦空心跨声速风扇叶片的静态气动弹性问题进行了数值模拟,分析计算结果得到如下结论:

1) 气动载荷是影响跨声速风扇叶片静态变形的一个不容忽视的因素,在宽弦空心跨声速风扇叶片中的作用大于常规跨声速风扇叶片.

2) 气动力引起叶片变形,从而影响叶片的气动性能.气动力变形对效率/压比的影响在非设计转速下大于设计转速.

3) 对于宽弦空心叶片或以扭转为主导的气动变形情况,气动力变形对叶片气动性能的影响更加明显,单纯地只考虑流体对固体的影响或固体对流体的影响都会对结果造成很大的误差,因此在对强非线性的叶轮机械静态气动弹性问题进行流固耦合分析时,需要进行流固双向强耦合计算.

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): 1-5.
CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-5. (in Chinese)
- [2] 陈懋章, 刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势: 用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 961-975. (in Chinese)
- [3] LIU Gaolian. 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] Kallesoe B S, Hansen M H. Some effects of large blade deflections on aeroelastic stability[R]. AIAA-2009-839, 2009.
- [5] Pesatori E, Dossena V, D'Ippolito G. Stagger angle and pitch chord ratio effects on secondary flows downstream of a turbine cascade at several off-design conditions [R]. ASME Paper GT-2004-54083, 2004.
- [6] 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.
- [7] Mahajan A J, Stefko G L. An iterative multidisciplinary analysis for rotor blade shape determination[R]. Monterey, US: AIAA/SAE/ASME/ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.
- [8] Tatum K E, Giles G L. Integrating nonlinear aerodynamic and structural analysis for a complete fighter configuration [J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(12): 1150-1156.
- [9] Guruswamy G P. Integrated approach for active coupling of structures and fluids[J]. AIAA Journal, 1989, 27(6): 788-793.
- [10] 郑赞, 田晓, 杨慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 26(7): 1621-1627.
ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui. Impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 26(7): 1621-1627. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] ZHENG Yun, YANG Hui. Coupled fluid-structure flutter analysis of a transonic fan[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(3): 258-264.
- [13] 郑赞, 王彪, 王静, 等. 多块协调变形的网格变形技术及其应用[J]. 航空计算技术, 2012, 42(1): 83-87.
ZHENG Yun, WANG Biao, WANG Jing, et al. Mesh deforming technique based on compatibility of multi-block structured mesh deformation and its application to blade aeroelastic analysis in turbomachinery [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1): 83-87. (in Chinese)
- [14] 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, 1989.
- [15] 王彪, 杨慧, 郑赞. 流固耦合数据交换的插值精度影响因素研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(4): 85-89.
WANG Biao, YANG Hui, ZHENG Yun. Research on data exchange at fluid-structure interface by interpolation[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(4): 85-89. (in Chinese)