

文章编号:1000-8055(2011)01-0191-08

时域法在压气机转子气动弹性计算中的应用

徐可宁, 王延荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 发展了用于三维叶轮机气动弹性计算的软件系统 AEAS(aeroelastic analysis system). 该系统采用时间推进法求解转子叶片的瞬态位移及动应力, 以模拟压气机转子中的气动弹性现象. AEAS 主要应用于强迫响应分析和颤振分析, 强迫响应分析中, 在坎贝尔图上共振点对应的工况下, 在转子叶片上施加周期性变化的非定常压力场, 通过计算动应力的振幅预测转子的危险应力状态; 颤振分析中, 交替调用结构求解模块和非定常流体求解模块, 通过所获得的叶片瞬态动应力预测颤振是否发生. 对真实叶片进行气动弹性计算, 可以看出所提供的方法和软件系统可以直观地反映流体作用下叶片的振动形式和动应力水平, 具有工程应用价值.

关 键 词: 气动弹性; 强迫响应; 颤振; 时间推进法; 有限单元法

中图分类号: V215.3

文献标识码: A

Application of time domain method in aeroelastic computations for compressor rotors

XU Ke-ning, WANG Yan-rong

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: An aeroelastic analysis system (AEAS) was been designed to perform aeroelastic analysis for three-dimensional turbomachinery rotor blade models. A time-marching method was applied in AEAS for transient displacement and dynamic stress responses of rotor blades, thus simulating aeroelastic phenomena in compressor rotors. Forced response and flutter analyses modules are two major aeroelastic modules in the AEAS code. In forced response analysis, periodic unsteady pressure field was applied to rotor blades at possible resonances on Campbell diagram to compute the amplitudes of dynamic stresses, therefore dangerous conditions of rotors were assessed. In flutter analysis, the structural solver and the unsteady flow solver were invoked alternately; transient responses of blades were provided to determine whether flutter occurs. Numerical results show good agreement with experimental measurements, indicating that it is possible to obtain dynamic stresses in fluid induced vibration analyses using the time-marching method.

Key words: aeroelasticity; forced response; flutter; time-marching method; finite element method

在航空发动机中, 振动叶片与周围流体之间存在着复杂的相互作用, 称为气动弹性现象. 叶轮

机中典型的气动弹性现象包括强迫响应、颤振、分离流振动和非同步振动^[1]. 目前, 在进行压气机气

收稿日期: 2010-08-16; 修订日期: 2010-10-20

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB210103)

作者简介: 徐可宁(1980—), 女, 江苏徐州人, 博士生, 主要从事航空发动机气动弹性问题的研究.

动弹性设计时,主要考虑强迫响应和颤振对压气机性能及可靠性的影响.转子叶片的强迫响应通常由上下游静子叶片尾迹的气动激励引起,这种激励的频率通常为转动频率的整数倍,当叶片固有频率与激励频率相同时,共振发生^[2].颤振是一种自激振动,叶片表面的非定常扰动来源于叶片本身的运动,如果振荡叶片从非定常流中所吸收的能量大于材料阻尼和机械阻尼耗费的能量,颤振发生^[3].

从结构动力学角度而言,气动弹性的数值模拟方法可以分为时域和频域两大类.由于全三维的时域计算需要耗费大量的计算资源,传统的气动弹性分析多在频域进行,并在计算中引入多种假设,如简化叶型、二维计算、指定叶片运动、忽略非线性效应等^[4].这类单向耦合方法不仅无法提供振动应力以指导结构设计,而且往往存在较大的误差,只能用于简单模型的定性分析.随着计算机软硬件的发展,近十几年来时域的气动弹性计算已逐渐应用于工程分析,如 1998 年 Chew 等人采用时间推进法实现了某风扇的颤振预测^[5],2002 年 Doi 也在时域对 NASA(National Aeronautics and Space Administration) Rotor 67 叶片进行了气动弹性分析^[6].

为防止流致振动引起的高周疲劳和发动机损坏,本文发展了针对三维叶轮转机转子的气动弹性分析系统 AEAS(aeroelastic analysis system).该软件系统的源代码由标准 FORTRAN 语言写成,其核心框架为自主开发的基于有限单元法的结构动力分析程序,计算中所需的定常和非定常气动力由外部的 CFD(computational fluid dynamics)软件提供,如 FLUENT,CFX 等.

在 AEAS 系统中,分别提供了频域和时域两种计算方式,并采用优化计算流程、自适应时间步、优先最小度算法等方法对现有的时域法进行了改进,使其运算速度已可被工程分析接受.虽然在计算效率方面仍存在劣势,但基于双向耦合的时域法非线性模拟精度较高,能够直观反映颤振应力,在复杂模型的定量分析上具有较大优势;同时,由于该方法可以模拟一个时间段上的振动发展历程,也可为试验的实施提供验证和指导.

本文采用 AEAS 系统分别在时域对不同的三维压气机转子模型进行强迫响应和颤振分析,并与实测数据比较.结果表明所提供的方法和软件系统可以直观地反映流体作用下叶片的振动形式和动应力水平,适用于复杂模型的气动弹性

分析.

1 AEAS 系统

AEAS 系统可对机械力和气动力作用下的三维转动模型执行时域和频域计算,其主要功能如图 1 所示.

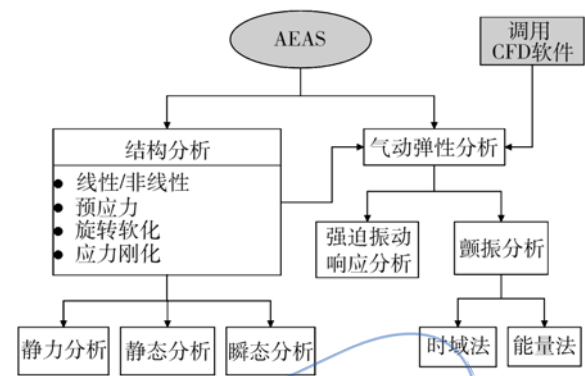


图 1 AEAS 的主要功能
Fig. 1 Major functions of AEAS

AEAS 系统通过集成三个模块实现气动弹性数值模拟,即结构动力求解模块、流体动力求解模块和数据转换模块.结构动力求解模块和数据转换模块采用了自行开发的程序,而流体动力求解模块通过所编写的接口调用外部的 CFD 软件.这三个模块各自独立,由一个耦合进程联系起来,在物理时间上推进整个流固耦合系统. AEAS 系统在一个内存区域内实现数据共享,避免了商用软件反复互相调用导致的无效内外存读取及数据误差;同时该系统通过对自身流程的优化,提炼了效率最高的计算步骤,更具专业性和针对性.

在流固耦合分析中,确定计算时间步是非常重要的环节.结构动力分析采用隐式时间积分,可以适当加大时间步长;而流体动力分析必须采用较小的时间步长以精确捕捉叶片振动对非定常流场的影响.如果结构和流体采用相同的时间步长,会造成计算资源的浪费.因此 AEAS 系统在时域上采用一个物理时间步作为耦合时间步,在每个耦合时间步的开始或结束时,流体和结构在耦合界面间传递压力和位移;同时,在每个耦合时间步内,流体和结构根据各自不同的收敛准则分别采用不同的子步实施计算.此外,在通常情况下,时间步是固定的,而本文引入了自适应时间步策略,随着收敛速度随时可以调整时间步长,加快计算速度.

1.1 结构动力求解模块

结构动力求解模块通过有限元分析求解结构

动力方程. 固体被离散为有限个六面体单元的集合, 每个六面体单元由 8 个节点组成, 每个节点有 3 个自由度, 并引入附加形函数以提高单元在弯曲形式下的精度. 结构动力方程可以表示为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{a}} + (\mathbf{K} - \mathbf{K}_c + \mathbf{S})\mathbf{a} = \mathbf{f} + \mathbf{f}_a + \mathbf{f}_c \quad (1)$$

其中 $\mathbf{M}$, $\mathbf{C}$ 和 $\mathbf{K}$ 分别是总体质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵, $\mathbf{K}_c$ 是旋转软化矩阵, $\mathbf{S}$ 是应力刚化矩阵(或称几何刚化矩阵), $\mathbf{a}$ 是节点位移列向量, $\mathbf{f}$, $\mathbf{f}_a$ 和 $\mathbf{f}_c$ 分别是节点外力列阵、气动力列阵和离心力列阵. AEAS 系统采用 Newmark 时间积分法或模态叠加法求解方程(1), 并用 Newton-Raphson 法进行非线性分析^[7]. 最后, 方程(1)被简化为一个线性稀疏对称正定方程组, 可采用直接消去法获得未知量 $\mathbf{a}$. 在消去过程中, 大量零元素将通过三角分解变成非零元, 称为填充. 通常采用最小度算法对节点重新排序, 以减少填充的产生, 进而节省存储空间和计算时间^[8]. 由于有限元方程组规模较大, 为提高计算效率, 基于最小度算法发展了一种新的重排序算法——优先最小度算法. 该方法利用了有限元方程组的特点, 通过对相邻的有限单元进行分组和优先排序, 提高了节点检索效率, 减少了填充. 表 1 中对节点数不同的叶片有限元模型进行了数值试验, 在节点数较多时, 优先最小度算法有着较好的效果.

表 1 不同的最小度算法产生的填充数

Table 1 Fill-ins of different minimum degree algorithms

节点数	填充数	
	传统最小度算法	优先最小度算法
1 134	37 449	37 921
2 984	127 168	121 264
6 787	446 564	440 160

1.2 流体动力求解模块

在气动弹性计算中, 由流体动力求解模块提供叶片表面的定常和非定常气动力. 本文中, CFD 分析由商用流体动力学计算软件 FLUENT 实施. 三维可压缩流可以用雷诺平均的 Navier-Stokes(RANS)方程求解, 即

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial(\hat{H} - \hat{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (2)$$

CFD 分析中, 振荡的叶片被模拟为流体域的可动边界. 流体边界网格的运动由数据转换模块

提供, 内部网格则由 FLUENT 的动网格算法更新.

1.3 数据转换模块

数据交换模块用于在三维空间内传递叶片表面的位移和气动力. 叶片表面的流体分布压力被转化为结构有限元模型的节点力, 而叶片运动被转化为流体计算网格的可动边界. 这样的转换需满足两个要求, 第一个要求是施加于叶片有限元模型上的节点力与叶片表面的分布压力提供相同的合力, 即

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_i = \int_{\partial\Omega} p \mathbf{d}s \quad (3)$$

此处 $\mathbf{f}_i$ 是结构结点 i 的节点力向量, p 是分布压力, Ω 是流体和结构之间的耦合界面, n 是结构在 Ω 上的节点数. 第二个要求是节点力 $\mathbf{f}_i$ 在虚节点位移 $\delta \mathbf{u}_i$ 上所做的总虚功等于分布压力 p 沿等效分布虚位移 $\delta \mathbf{q}$ 在 Ω 上做的虚功^[9], 即

$$\sum_{i=1}^n \mathbf{f}_i \delta \mathbf{u}_i = \int_{\partial\Omega} p \delta \mathbf{q} \mathbf{d}s \quad (4)$$

为了在三维空间内准确地传递流体压力和叶片运动, 采用了基于有限元形函数的三维贴体插值方法, 其精度可以满足工程要求, 同时能避免了常规线形插值方法在叶片前尾缘可能出现的异常情况.

2 气动弹性分析流程

本节介绍了压气机转子强迫响应和颤振的基本原理及分析流程.

2.1 强迫响应分析

涡轮机叶片的强迫响应往往来源于进口畸变、尾迹或相邻叶片排的压力扰动. 对压气机转子叶片而言, 主要的强迫响应激励来源于上游静子扫掠所致的不均匀流场^[10]. 在强迫响应问题中, 坎贝尔图是预测共振点的主要工具. 图 2 是一个典型的坎贝尔图, 其纵坐标是频率, 横坐标是设计转速的百分比, 从原点出发的射线是转动频率的整数倍, 近似于水平的若干条线是转子叶片随转速变化的固有频率. 射线与水平线的交点为共振点^[11].

强迫响应时转子叶片上的压力扰动主要源于上游气流的周期性激励, 与叶片本身变形关系不大, 因此可以计算一个叶片扫掠周期内刚性叶片周围的非定常流场, 再将其当作外部激励反复施加于叶片的有限元模型上^[12]. 这种假设对计算精度的影响不大, 却可以大大提高计算效率, 适用于

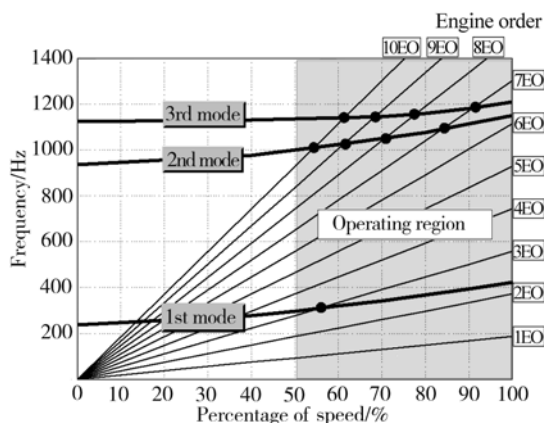


图2 坎贝尔图示例

Fig. 2 Example of Campbell diagram

工程分析.

2.2 颤振分析

风扇和压气机中经常发生的颤振种类包括①亚声/跨声失速颤振②超声失速颤振③超声非失速颤振④堵塞颤振. 图3为典型的风扇/压气机特性图^[13]. 在航空发动机的压气机中最常出现的是亚声/跨声失速颤振, 这种类型的颤振通常出现在风扇或压气机的前几级, 此时叶片运行于大攻角下, 周围的亚声或跨声流处于失速或分离状态.

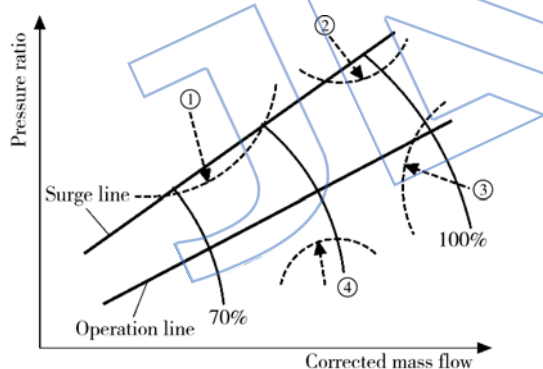


图3 风扇/压气机特性图

Fig. 3 Fan/compressor characteristic map

近年来, 常用的颤振数值分析方法有三种: 能量法、频域法和时域法. 能量法通过计算一个叶片固有振动周期内叶片表面非定常气动力所做的总功来判断颤振, 如果一个周期内的总功为正, 则叶片从周围的非定常流中吸收能量, 系统失稳; 反之叶片向气流中释放能量, 系统稳定^[14]. 在频域法中, 非定常气动力被假设为叶片运动的函数, 控制方程被缩减为一个复特征值问题, 特征值的虚部代表阻尼, 如果阻尼为正, 系统稳定, 反之系统失稳^[15]. 时域法通过求解结构动力方程获得系统的瞬态响应, 并用所求出的位移或动应力响应作为

颤振发生的判据, 如果响应曲线的振幅持续增长, 颤振发生; 否则如果响应曲线的振幅持续衰减, 则不会发生颤振^[16].

在这三种方法中, 能量法和特征值法为叶片指定了运动方式, 而时域法中将叶片的运动作为未知参数进行求解. 虽然时域的颤振分析需耗费较多的计算资源, 但是这种方法不需要任何假设, 可以更加精确地反映结构和流体的非线性特质, 从而克服线性的能量法和频域法所固有的缺陷^[11,15]. 另外, 时域法可以模拟整个颤振发展的历程, 有利于揭示物理现象的本质, 并为颤振试验的设计和实施提供参照.

时间推进法通过交替迭代的方式求解流固耦合问题. 以图4为例, 描述了时域颤振分析的大致流程.

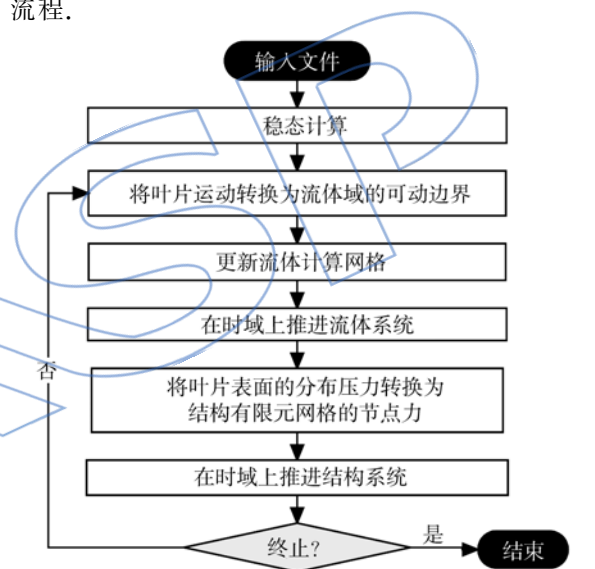


图4 时域颤振分析流程图

Fig. 4 Flowchart of flutter analysis in the time domain

3 算例和结果

本节将使用 AEAS 系统对不同的三维压气机转子模型进行强迫响应和颤振分析, 并将计算结果与试验结果进行比较.

3.1 压气机转子叶片的强迫响应分析

本小节应用 AEAS 系统对某低压压气机二级转子叶片进行强迫响应分析. 试验中, 该级压气机转子叶片尖部在高频振动中曾多次出现裂纹.

图5为分析所用的有限元模型和流体计算模型. 转子叶片的有限元模型采用单个叶片, 约束为叶根固支, 根据文献^[15], 假设叶片的前两阶模态机械阻尼比分别为 0.01% 和 0.015%. 在计算中, 采用转子扫掠频率的 1/120 作为计算时间步.

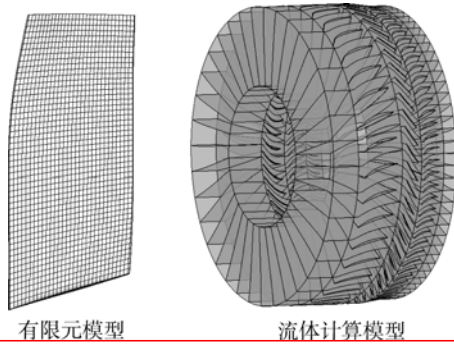


图 5 有限元模型和流体计算模型

Fig. 5 Finite element model and CFD model

图 6(a)为计算所得的转子坎贝尔图,分别对转子工作区域内的 6 个共振点 A 至 F 进行强迫响应计算,并将各共振点计算所得的最大等效动应力振幅标注于图 6(b)上。

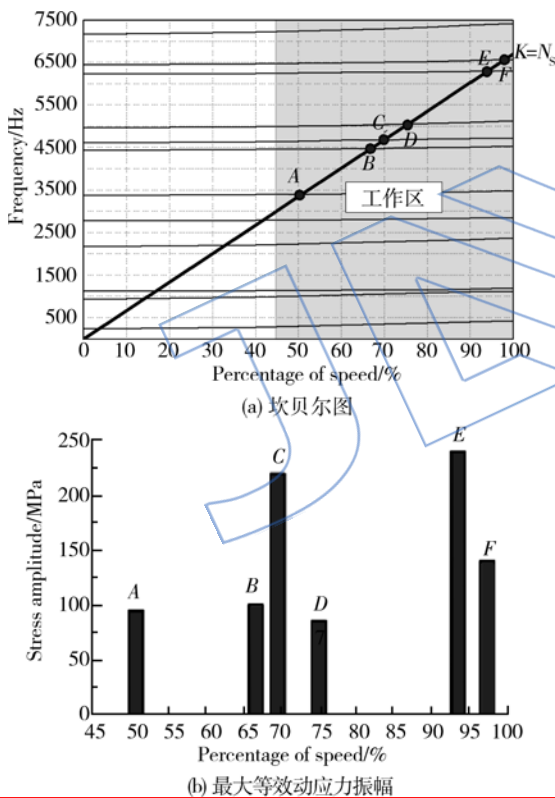


图 6 坎贝尔图及相应动应力振幅

Fig. 6 Campbell diagram and corresponding dynamic stress amplitude

由图 6 可见,最大动应力振幅对应的激励频率分别为 4674 Hz 和 6294 Hz,此时叶片上的危险应力区域分别见图 7 和图 8。经分析发现,转子叶片在较高的激励频率下发生强烈的共振,最大应力区域出现在叶尖。所计算出的最大应力区域及共振频率的阶次都与试验结果一致。

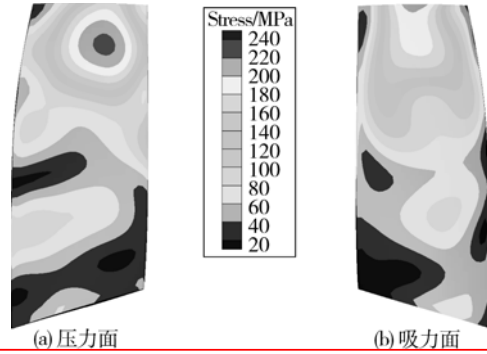


图 7 激励频率为 4674 Hz 时的危险应力区域

Fig. 7 Critical stress regions for excitation frequency of 4674 Hz

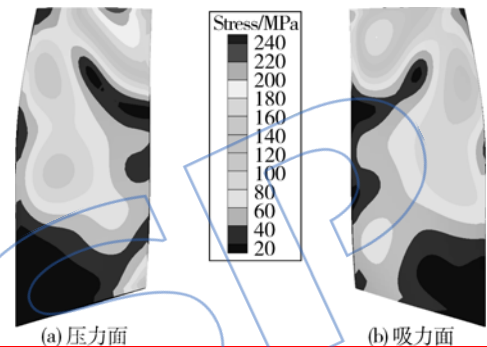


图 8 激励频率为 6294 Hz 时的危险应力区域

Fig. 8 Critical stress regions for excitation frequency of 6294 Hz

3.2 压气机转子叶片的颤振分析

本小节应用 AEAS 系统,采用图 4 所示的流程对某跨声轴流压气机一级转子叶片进行颤振分析。试验中该转子叶片在高折合转速下喘振线附近发生失速颤振,此时叶片运动表现为一阶弯曲模态。

转子叶片的有限元模型采用单个叶片,约束为叶根固支,根据文献[15],假设叶片的前两阶模态机械阻尼比分别为 0.01% 和 0.015%。流场的数值模拟采用 $k-\omega$ 湍流模型求解涡黏性系数,为简化计算,使用单通道模型,并忽略叶尖间隙和叶间相位角的影响。在计算中,以叶片一阶动频的 1/60 作为物理时间步;在每个物理时间步内,结构和流体又按照各自的收敛标准采用不同的子步进行计算。

当前,很少在非设计状态下考虑转子叶片的弹性对气动性能的影响,这属于静气动弹性问题的一种^[17]。本文中,通过初始的非线性预应力计算引入了这种影响,从而提高了计算精度。颤振计算开始前,在叶片的有限元模型上施加离心力和

定常气动力获得叶片的平衡位置,再根据叶片的静变形更新流体计算网格,如图9所示。

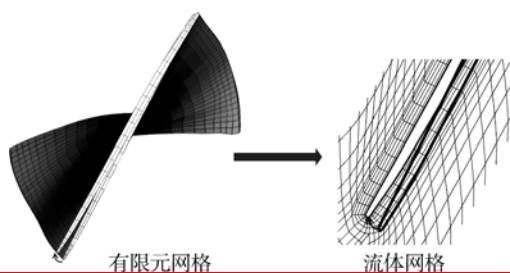


图9 转动引起的初始静变形

Fig. 9 Initial static deformation due to rotation effect

对压气机特性图上所关心的工况进行气动弹性计算,并采用下列方法判断颤振:如果位移或动应力的瞬态响应曲线持续增长,整个流固耦合系统失稳;反之,如果瞬态响应曲线持续衰减,系统稳定。图10以近叶根某处动应力和静压的时间历程曲线为例,比较了稳定和失稳两种工况。

最后,将压气机特性图上所有的起颤点连接起来,形成压气机转子的颤振边界,并与试验结果相比较,如图11所示。可以看出,计算的颤振特性和实测结果能够较好地相符。

由图11可以看出,该压气机转子叶片的颤振发生在喘振线与工作线之间,属于通常所说的失速颤振。这种类型的颤振由叶片吸力面的气流分

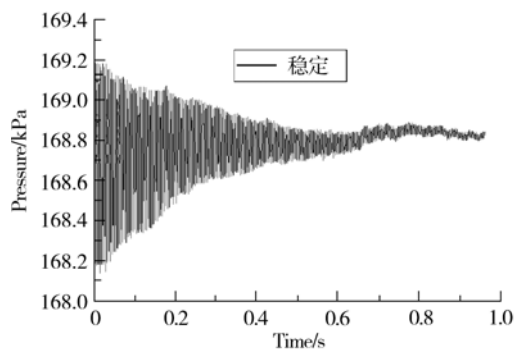
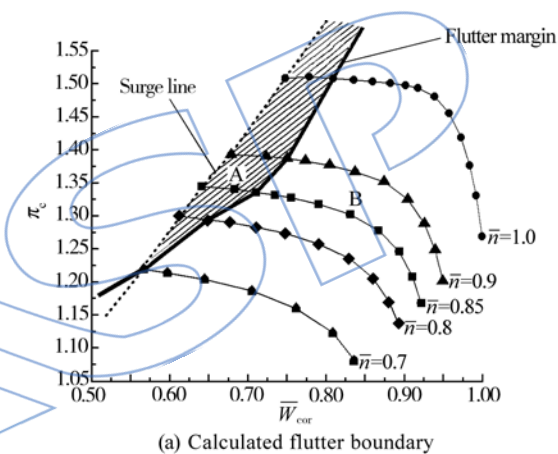
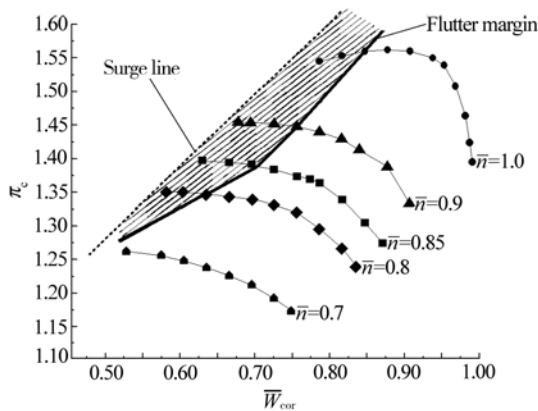


图10 比较稳定和失稳状况下动应力和静压随时间的变化曲线

Fig. 10 Variation of the dynamic stress and static pressure with time for stable and unstable conditions



(a) Calculated flutter boundary

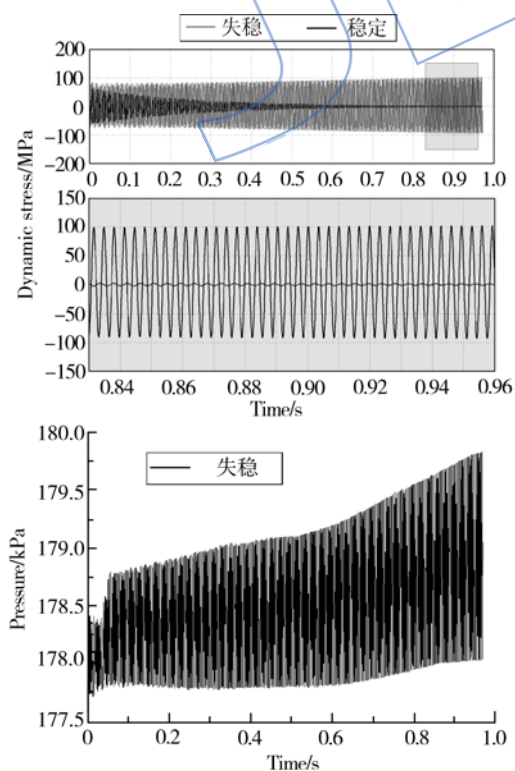


(b) Experimental flutter boundary

图11 计算和实测颤振边界对比

Fig. 11 Comparison of calculated and experimental flutter boundaries

离引起。随着吸力面的激波向前缘移动,流量减小,压比增加,气流失速并出现颤振。图12比较了颤振是否发生时叶片吸力面的定常静压分布,分别对应于图11(a)中的工况A和工况B。由图12可以看出,随着气动稳定性变差,激波逐渐向前缘



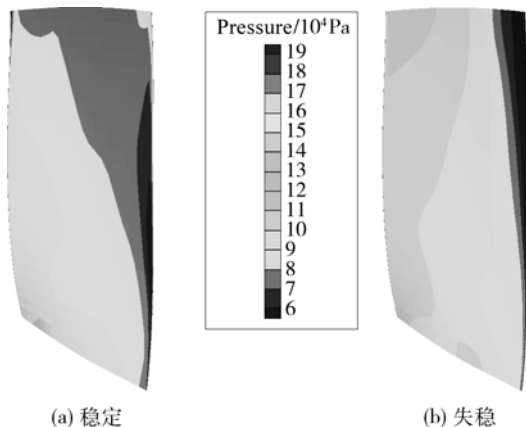


图 12 对比颤振是否发生时吸力面定常静压分布

Fig. 12 Variation of the static pressure on the suction side in steady-state analysis for unstable and stable conditions

移动,在参考文献[18]中也对这一现象进行了描述。

以图 11(a)中的工况 A 为例,从叶尖尾缘某点的位移瞬态响应曲线中通过快速傅里叶(FFT)变换提取出了颤振频率,见图 13. 主导的频率为 305.95 Hz,对应于转子叶片的一弯频率,这与试验中所观察到的现象是一致的。

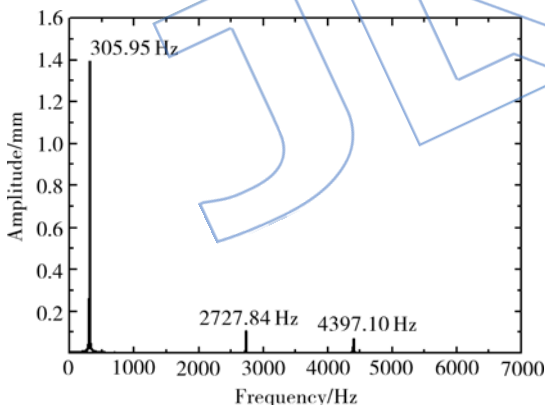


图 13 颤振发生时的位移 FFT 频谱图

Fig. 13 FFT of displacement when flutter occurs

颤振应力在颤振分析中是一个非常重要的指标,却无法通过常用的能量法或频域法获得,AEAS 系统所采用的时间推进法恰好可以克服这一缺陷.在每个时刻,由有限元计算出的叶片瞬态位移可以求得叶片上的瞬态动应力,进而形成时间历程上的瞬态动应力曲线.图 14 给出了某时刻转子叶片的瞬态动应力分布,此时的工况对应于图 11(a)中的工况 A.

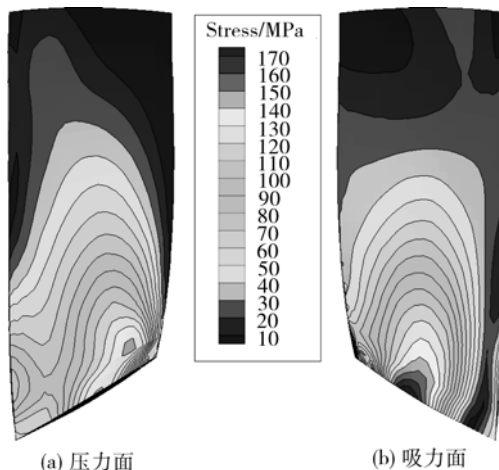


图 14 气弹失稳时转子叶片的动应力分布

Fig. 14 Dynamic stress of blade for unstable condition

4 结 论

1) 本文发展了基于时域的气动弹性分析系统,分别在时域对不同的压气机转子进行了强迫响应和颤振分析。

2) 计算结果与试验结果能够较好地吻合.应用时间推进法可以较好地模拟结构和流体非线性,直观地反映流体作用下叶片的振动形式和动应力水平,观察颤振发展的整个历程,从而为复杂模型提供气动弹性定量分析结果。

参考文献:

- [1] Spiker M A. Development of an efficient design method for non-synchronous vibrations[D]. North Carolina: Duke University, 2008.
- [2] Miyakozawa T. Flutter and forced response of turbomachinery with frequency mistuning and aerodynamic asymmetry[D]. North Carolina: Duke University, 2008.
- [3] Mikolajczak A A, Arnoldi R A, Snyder L E, et al. Advances in fan and compressor blade flutter analysis and predictions[J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(4): 325-332.
- [4] Vahdati M, Sayma A I, Marshall J G, et al. Mechanisms and prediction methods for fan blade stall flutter[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5): 1100-1108.
- [5] Chew J W, Marshall J G, Vahdati M, et al. Part-speed flutter analysis of a wide-chord fan blade[M] // Fransson T H. Unsteady aerodynamics and aeroelasticity of turbomachines. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1998.
- [6] Doi H. Fluid/structure coupled aeroelastic computations for transonic flows in turbomachinery [D]. California: Stanford University, 2002.
- [7] Zienkiewicz O C, Taylor R L. The finite element method [M]. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2000.
- [8] Liu J W H. Modification of the minimum-degree algorithm

- by multiple eliminations[J]. ACM Transactions on Mathematical Software, 1985, 11(2): 141-153.
- [9] Farhat C, Lesoinne M, LeTallec P. Load and motion transfer algorithms for fluid/structure interaction problems with non-matching discrete interfaces; momentum and energy conservation, optimal discretization and application to aeroelasticity[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1998, 157(1-2): 95-114.
- [10] Kielb R E, Chiang H D. Recent advancements in turbomachinery forced response analyses [R]. AIAA 92-0012, 1992.
- [11] Reddy T S R, Bakhle M A, Srivastava R. A review of recent aeroelastic analysis methods for propulsion at NASA Lewis Research Center[R]. NASA TP-3406, 1993.
- [12] Jadic I. Flow-induced vibrations of turbomachinery blades [D]. Arizona: Arizona State University, 1997.
- [13] Gill J D, Capece V R. Experimental investigation of flutter in a single stage unshrouded axial-flow fan [R]. AIAA 2004-686, 2004.
- [14] Srivastava R, Bakhle M A, Keith T G, Jr. Aeroelastic stability computations for turbomachinery [R]. NASA/TM-2001-210693, 2001.
- [15] Srinivasan A V. Flutter and resonant vibration characteristics of engine blades[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(4): 742-775.
- [16] Reddy T S R. LINFLUX-AE; a turbomachinery aeroelastic code based on a 3-D linearized Euler solver [R]. NASA/TM-2004-212978, 2004.
- [17] 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.
- [18] Platzer M F, Carta F O. AGARD manual on aeroelasticity in axial-flow turbomachines [R]. AGARD-AG-298, 1987.