

# 一种高效的叶轮机叶片气动阻尼计算方法<sup>1)</sup>

张陈安<sup>\*,2)</sup> 张伟伟<sup>†</sup> 叶正寅<sup>†</sup> 刘 锋<sup>†,\*\*</sup>

<sup>\*</sup>(中国科学院力学研究所, 北京 100190)

<sup>†</sup>(西北工业大学翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

<sup>\*\*</sup>(加州大学尔湾分校机械与宇航工程系, 美国加利福尼亚尔湾, 92697-3975)

**摘要** 运用叠加原理, 发展了一种可以运用于小振幅运动的叶轮机叶片非定常气动力降阶模型, 并将该模型与传统的能量法相结合, 提出了一种叶轮机叶片气动阻尼的高效求解方法. 运用该方法求解叶轮机叶片的气动阻尼系数, 对某个频率、某个模态只需要进行一次非定常计算, 就可以求出所有叶间振动相角下的气动阻尼系数, 提高了气动阻尼的求解效率. 在 STCF4 和 NASA Rotor 67 两个算例上运用非定常雷诺平均 N-S(RANS) 方程和提出的降阶模型进行了对比计算. 算例表明, 在小振幅下该方法的计算结果与 RANS 方程计算得到的气动阻尼系数能很好地吻合, 而计算效率相比多通道非定常 RANS 方程计算提升了近一个数量级, 并且该方法还可以运用于有失谐情况的颤振分析, 在工程上有较高的应用价值.

**关键词** 叶轮机机械, 气动弹性, 颤振, 降阶气动力模型, 气动阻尼

**中图分类号:** V211.47 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2011)05-0826-08

## 引 言

颤振是在弹性力、气动力和惯性力耦合作用下出现的一种典型气动弹性不稳定现象, 会使结构在很短时间内发生破坏. 随着叶轮机设计性能的不断提高, 单级压气机压比越来越高, 叶片却越来越轻薄, 叶片颤振故障的多发性日益加剧, 这成为了高性能叶轮机研制过程中的挑战性问题<sup>[1-3]</sup>. 由于叶轮机气动弹性实验难度大、危险性高、周期长, 系统地开展这方面的实验研究需要耗费大量的人力和物力. 随着计算机技术和计算力学的发展, 数值方法已逐步成为叶轮机设计的重要手段<sup>[4]</sup>, 并为设计过程中避免颤振的发生发挥越来越重要的作用<sup>[5]</sup>.

诱导叶轮机叶片颤振的因素较多, 目前国内外学者关注的颤振形式主要有以下 3 种, 分别是基于相角理论的行波型颤振、形式类似于机翼的耦合颤振以及大迎角状态下的失速颤振, 其中行波型颤振是工程界最关心的气动弹性不稳定形式. 该模型由 Lane 在实验基础上提出<sup>[6]</sup>, 将复杂的全叶轮颤振模型简化为一个或数个叶片的颤振模型, 大大降低了分析难度. 因此基于该模型的能量法<sup>[7]</sup>在叶轮机叶

片的颤振分析中被广泛使用<sup>[8-12]</sup>. 这种方法假设所有叶片以同样的频率和振幅做简谐振动, 相邻叶片的振动相差一个相同的叶间相角 (inter-blade phase angle, IBPA), 计算一个振动周期内非定常气动力对叶片所做的功, 若做负功, 则叶片振动过程中气动力起阻尼作用, 叶片振动将趋于收敛; 若气动力做正功, 则意味着叶片振动过程中气动力向叶片输入能量, 叶片振动将趋于发散. 这种分析方法本质是一种单自由度的非耦合方法, 结构域和流体域分别单独求解.

就行波型颤振分析中的流场分析而言, 可分为时域方法和频域方法. 时域方法是针对典型叶间相角进行非定常 CFD 计算, 然后根据叶片单一模态简谐振动下的气动力所做的功来计算气动阻尼. 频域方法是将非定常气动力做一定简化, 将其化成频域表达式, 从而对结构运动方程进行特征值分析, 主要是线性化方法, 目前开展了流场的降阶研究.

尽管行波模型的引入将叶轮机颤振模型大大简化, 但通过 CFD 方法进行非定常计算来实现气动阻尼分析的效率仍然很低, 对某个工况、某个特定频率、特定模态下的气动阻尼进行分析, 通常至少

2010-04-01 收到第 1 稿, 2010-12-17 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金 (20070699065, 11172237), 航空科学基金 (2009ZA53009) 和西北工业大学基础研究基金资助项目.

2) E-mail: zhch\_a@hotmail.com

要计算 8~16 个典型 IBPA, 然后通常至少需要尝试 10~15 个频率来找到该工况、该模态下的颤振临界点. 故而目前通过 CFD 手段实现能量法分析的方法还不能应用于工程上.

近 10 年来, 基于 CFD 技术的气动力降阶模型 (ROM) 在外流气动弹性计算和分析中得到了长足发展和广泛应用<sup>[13-16]</sup>. 这类模型通常基于非定常小扰动流场假设, 通过计算某个振动信号激励下的非定常气动力输出, 来建立输入-输出的简化关系模型. 然而由于叶轮机问题的复杂性, 将这一方法直接应用于叶轮机颤振问题是很困难的. 本文在小扰动流场可叠加性和小扰动传播有限性假设的基础上, 提出了一种基于叠加原理的叶轮机非定常气动力降阶模型 (ROM). 通过引入该模型, 对某个工况、某个模态和特定频率, 仅需对 5~7 通道模型进行一次非定常 CFD 计算, 即可获得所有 IBPA 下的气动阻尼, 大大减少了颤振特性分析所需要的时间.

## 1 计算方法

### 1.1 基本假设

本文提出的 ROM 基于两个基本假设:

(1) 非定常小扰动流场是可以叠加的. 由叶片几何的一致性和空间上分布的对称性, 获得叶排振动激励下一个叶片的气动力模型, 就可获得整个叶排振动的气动力模型.

(2) 某一叶片振动诱导的扰动传播沿周向传播时影响范围有限, 局限在相邻数个叶片 (包含振动叶片) 上. 因此只需要计算数个通道的非定常流动, 而不必计算整个叶排流场, 使得计算量大大降低.

目前基于 CFD 技术的 ROM 方法以及在外流气动弹性分析中的应用, 绝大部分基于动态线性流场这一假设. 基于这一假设, 外流颤振问题中的各个模态之间的气动耦合是线性叠加的关系. 这一假设不仅可以用于经典的线化问题, 还成功解决了很多非线性流场中的颤振稳定性问题和响应问题, 项目组近期用该方法开展了如跨音速颤振<sup>[17-18]</sup>、跨音速阵风响应<sup>[19]</sup>和跨音速伺服气动弹性问题<sup>[20-21]</sup>等. 20 世纪 90 年代国内外发展的线化 Euler/N-S 方法求解非定常流场, 很多工作已经成功应用于叶片的气动弹性分析. 这一事实从另一个层面可以解释非定常动态部分的信息可以满足叠加原理.

某一叶片振动产生的扰动沿周向传播不断衰减是一个不争的物理事实, 由于叶片的层层阻隔, 这一衰减过程是相当迅速的. 叶排中某个叶片振动引

起的扰动的影响域主要集中在其上下游附近的数个通道, 因此采用计算数个通道而不是全通道非定常流场的设想也是可行的.

### 1.2 流场求解

使用 CFX-10 求解三维可压缩非定常 RANS 方程对非定常流场进行数值模拟, 空间使用二阶迎风格式进行离散, 时间采用二阶向后 Euler 格式进行离散, 计算中采用 SST  $k-\omega$  湍流模型.

### 1.3 气动阻尼系数的计算方法

选取若干个通道为计算域, 振动叶片的编号为 0, 上游  $n$  个叶片, 下游  $n$  个叶片, 编号如图 1 所示. 计算非定常流场时, 仅 blade<sub>0</sub> 作简谐振动, 其运动方程为

$$\mathbf{h} = \Phi \xi = \Phi \xi_0 \cos(\omega t) \quad (1)$$

其中,  $\mathbf{h}$  为叶片表面位移矢量,  $\Phi$  为叶片模态矢量,  $\xi_0$  为广义坐标振幅,  $\omega$  为振动频率.

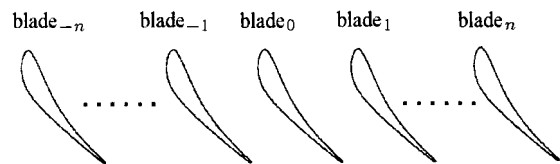


图 1 叶片通道编号示意图

Fig.1 Passage number of the blades

通过流场求解器获得各叶片上的模态气动力响应  $\tilde{Q}_k(t)$ , 并将其无量纲化为  $\tilde{C}_{Q_k}(t)$ ,  $k = -n \sim n$ .

**方法 1** 先进行傅里叶变换, 后进行叠加

由于假设叶片的振幅很小, 流动是动态线性的, 因此第  $k$  个叶片上的非定常力系数可表达为  $\tilde{C}_{Q_k}(t) = A_k \cos(\omega t + \varphi_k)$ .

定义复数  $C_{Q_k} = A_k(\cos \varphi_k + i \sin \varphi_k)$ , 则  $C_{Q_k}$  就代表了 blade<sub>0</sub> 以频率  $\omega$  振动时 blade<sub>k</sub> 上气动载荷的大小和相位差.  $C_{Q_k}$  可通过傅里叶分析所求得的载荷响应曲线获得.

对于基于等相角假设的行波颤振模型, 整个叶轮上各个叶片以相同振幅和频率振动, 并且相邻叶片间存在等相角差  $\sigma$ . 通过叠加原理, 作用于 blade<sub>0</sub> 上的气动载荷  $C_Q$  等于 blade<sub>-n</sub> ~ blade<sub>n</sub> 叶片单独振动时在 blade<sub>0</sub> 上产生的载荷之和, 可用复数表示为

$$C_Q = \sum_{k=-n}^n C_{Q_k}^k \quad (2)$$

其中, 上标  $k$  表示叶片  $\text{blade}_k$  单独振动在  $\text{blade}_0$  上产生的载荷.

由叶片几何的一致性和运动在空间上分布的对称型,  $\text{blade}_k$  单独振动作用在  $\text{blade}_0$  上的气动载荷等于  $\text{blade}_0$  单独振动作用在  $\text{blade}_{-k}$  上的载荷, 由于  $\text{blade}_0$  的运动相位滞后  $\text{blade}_{-k}$  的运动相位  $k\sigma$ , 因此

$$C_Q^k = C_{Q_{-k}} e^{k\sigma i} \quad (3)$$

将式 (3) 代入式 (2) 可得

$$C_Q = \sum_{k=-n}^n C_{Q_{-k}} e^{k\sigma i} \quad (4)$$

这样, 就求出了当叶间相角差为  $\sigma$  时,  $\text{blade}_0$  上作用的气动载荷  $C_Q$ ,  $-\text{Im}C_Q$  即为待求的气动阻尼系数  $\Xi$ . 式 (4) 中的各个系数是通过一次确定的, 与叶间相角差  $\sigma$  无关, 也就是说, 当通过计算若干个通道的非定常流场, 获得各叶片上的气动载荷系数  $C_{Q_k}$  之后, 即可求出任意叶间相角差下的气动阻尼系数  $\Xi$ .

**方法 2** 先进行叠加, 后进行傅里叶变换

$\text{blade}_0$  单独振动, 获得各叶片上的气动力响应  $\tilde{C}_{Q_k}(t)$ . 流场作用于  $\text{blade}_0$  上作用的气动载荷  $\tilde{C}_Q(t)$  等于各个叶片单独振动作用于  $\text{blade}_0$  上的气动载荷  $\tilde{C}_{Q_k}(t)$  之和.  $\text{blade}_k$  振动作用于  $\text{blade}_0$  上的气动载荷  $\tilde{C}_{Q_k}(t)$  等于  $\text{blade}_0$  单独振动作用于  $\text{blade}_{-k}$  上的气动载荷延迟  $-k\sigma/\omega$ . 因此

$$\tilde{C}_Q^k(t) = \tilde{C}_{Q_{-k}}\left(t + k\frac{\sigma}{\omega}\right) \quad (5)$$

所以

$$\tilde{C}_Q(t) = \sum_{k=-n}^n \tilde{C}_Q^k(t) = \sum_{k=-n}^n \tilde{C}_{Q_{-k}}\left(t + k\frac{\sigma}{\omega}\right) \quad (6)$$

求得  $\tilde{C}_Q(t)$ , 对其作快速傅里叶变换, 得到一阶谐波的负虚部, 即为所求的气动阻尼  $\Xi$ .

第 2 种方法与第 1 种方法相比, 在微幅振动情况或仅考虑一阶谐波成分时计算结果是一样的, 当振幅较大时, 第 2 种方法还可获得一些非线性信息.

## 2 算例与分析

### 2.1 二维叶栅的气动阻尼计算

STCF4 (standard test configuration 4) 是国际上公认的叶片 / 叶栅气动弹性问题计算分析程序验证标准算例, 该算例来自瑞典皇家理工学院的 Bólcs

等<sup>[22]</sup>于 1985 年开展的跨音速静子叶片颤振实验. 其实验模型叶片根梢比 0.8, 叶根与叶梢叶型相同, 叶片作非定常运动时按照与弦线方向成  $60.4^\circ$  夹角的方向作简谐振动. 以下均以 552B 状态进行计算, 实验入口总压  $1.714 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 出口静压  $1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ , 来流攻角  $\beta = -45^\circ$ . 根据文献 [22], 其气动力系数定义为

$$\tilde{C}_Q(t) = \frac{1}{h_0} \cdot \frac{\tilde{Q}(t)}{\bar{P}_{w1} - \bar{P}_1} \quad (7)$$

其中,  $h_0$  为振幅,  $\bar{P}_{w1}$  和  $\bar{P}_1$  分别为入口平均总压和静压.

以 STCF4 552B 状态,  $\text{IBPA}=180^\circ$  为例, 研究叶片动态载荷的特性随振幅的变化关系.

对于一个动态线性系统而言, 系统的幅值特性 (输出振幅与输入振幅之比)、系统的相位特性 (输出相对输入的滞后) 均与输入振幅无关. 由于采用非线性的流体力学模型计算流场, 叶片气动载荷的动态特性可能随振幅的增加而变化. 图 2 给出了该叶片载荷  $C_Q$  的幅值和相位随振幅  $h_0/c$  的变化规律 (其中  $c = 0.0744 \text{ m}$  为叶型弦长). 从图 2 中可见, 当振幅  $h_0/c > 0.01$  后, 流场的动态非线性特性逐渐显示, 并随着振幅的增加而增强. STCF4 算例叶片振幅为  $h_0/c = 0.000299/0.0744 = 0.004019$ , 流场仍然处于动态线性的范围.

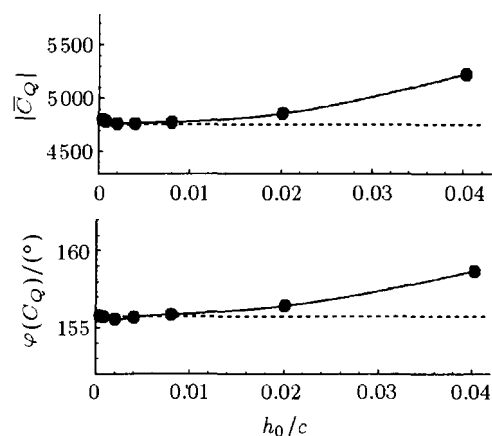


图 2 气动载荷的动态特性随叶片振幅的变化规律

Fig.2 Amplitude and phase of unsteady aerodynamic loads vs. amplitude of vibration

图 3 给出了 7 个计算通道时, 仅  $\text{blade}_0$  作简谐振动时 ( $h(t) = h_0 \cos(\omega t)$ ,  $h_0 = 2.99 \times 10^{-4} \text{ m}$ ,  $\omega = 936.2 \text{ rad/s}$ ) 各个叶片上的气动力响应结果. 气动力响应除去了稳态时的漂移量. 从图 3 中可见, 当某一叶片振动时, 其影响区域主要集中于相邻的两个通道的叶片上, 并且其对下游的影响要高于上

游的影响. 该算例中, 各叶片上气动载荷的幅值比例为 (5.67%, 11.89%, 92.41%, 100.00%, 8.34%, 4.96%, 2.34%),  $k = 3, 2, 1, 0, -1, -2, -3$ . 该结果验证了前面给出的假设 2 的正确性.

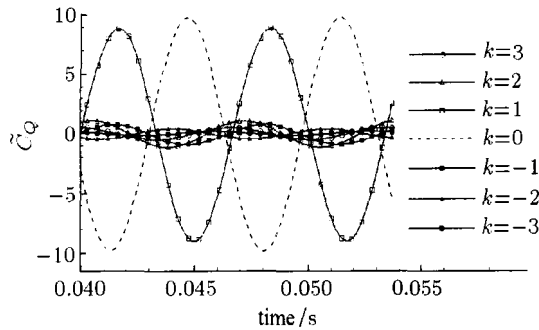


图 3 blade<sub>0</sub> 作简谐振动时各个叶片上的气动力响应

Fig.3 Unsteady aerodynamic loads on nearby blades when blade<sub>0</sub> vibrates

图 4~ 图 6 分别给出了  $\sigma = 180^\circ$ ,  $\sigma = 120^\circ$  和  $\sigma = -120^\circ$  时 ROM 方法的结果和 RANS 方程计算的叶片上的气动力响应的对比. 从图中可见, 两种方法的计算结果非常接近, 而响应初期两者之间的差别是计算初始条件不同造成的. 图 6 给出了采用 ROM 方法计算的各个 IBPA 下的气动阻尼系数, 并与 RANS 方程的能量法计算结果, 以及文献 [23] 和

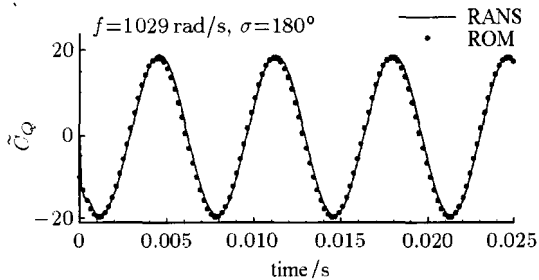


图 4  $\sigma = 180^\circ$  时两种方法得到的气动力系数响应

Fig.4 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = 180^\circ$

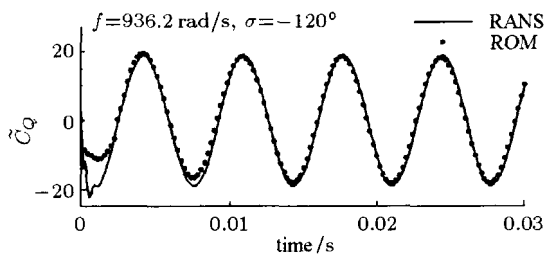


图 5  $\sigma = 120^\circ$  时两种方法得到的气动力系数响应

Fig.5 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = 120^\circ$

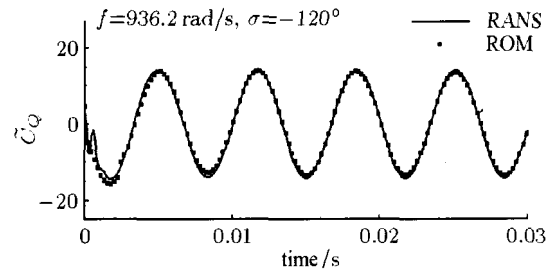


图 6  $\sigma = -120^\circ$  时两种方法得到的气动力系数响应

Fig.6 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = -120^\circ$

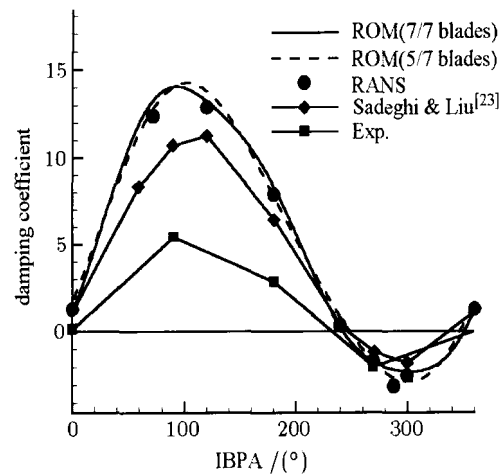


图 7 STCF4 气动阻尼特性计算结果对比

Fig.7 Comparison of aerodynamic damping coefficient for STCF4 between RANS solution and ROM

实验结果作了对比. 从图中可以看到, 本文计算结果和实验、文献的颤振临界 IBPA 的预测是吻合的. 实线为 7 个通道 7 叶片气动力响应的叠加结果. 由于距离越远, 叶片振动的扰动越小, 因此本文还给出了 7 个通道计算中, 中间 5 个叶片的气动力响应叠加结果, 如图中虚线表示. 基于叠加方法的结果与 RANS 方程的结果吻合很好.

从计算效率来看, ROM 的计算量主要集中于 7 个通道的非定常流场计算中, 在获得气动力响应之后, 可很快获得不同 IBPA 下的气动阻尼系数 (10s 以内). 而直接求解非定常 RANS 方程来获得不同叶间相角下的气动阻尼特性, 需针对每一个 IBPA 分别求解响应, 计算量将比 ROM 高近 1 个量级.

### 2.2 三维风扇叶片的气动阻尼计算

NASA Rotor 67 是美国航空航天局完成的定常风扇实验 [24], 作为两级风扇的第 1 级, 它有 22 个叶片, 设计转速 16 043 r/min, 设计压比 1.63. 该模型没有做非定常实验, 拟定叶片为匀质线性各向同性材

料, 用有限元方法分析得到其前三阶模态如图 8 所示, 一阶、二阶模态为弯曲模态, 三阶模态为扭转模态.

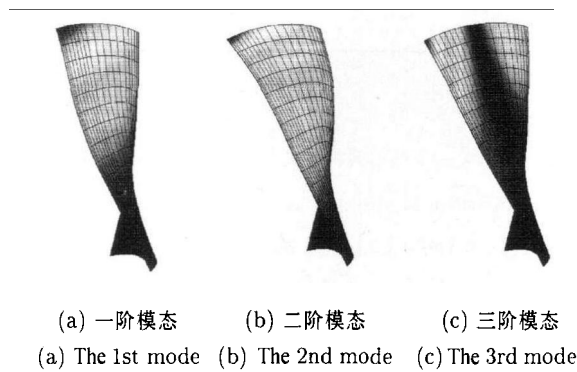


图 8 NASA Rotor 67 叶片前三阶模态

Fig.8 The 1st, 2nd and 3rd mode shape of the blades on NASA Rotor 67

对三维问题, 同样可将气动阻尼系数定义为

$$\Xi = -\text{Im}(\tilde{C}_Q(t)) \quad (8)$$

式中

$$\tilde{C}_Q(t) = \frac{1}{c^2(\bar{P}_{w2} - \bar{P}_2)} \tilde{Q}(t) \quad (9)$$

其中,  $c$  为叶片叶尖弦长,  $\bar{P}_{w2}$  和  $\bar{P}_2$  分别为出口平均总压和静压.

而根据能量法, 还可以将气动阻尼系数定义为模态气动力在一个振动周期内做的功  $W_Q$  对叶尖弦长  $c$  和广义坐标振幅  $\xi_0$  的无量纲化结果

$$\Xi = \frac{-W_Q}{\pi \xi_0^2 c (\bar{P}_{w2} - \bar{P}_2)} \quad (10)$$

通过这一定义得到的结果与通过式 (8) 定义得到的结果是完全相同的.

对  $f = 250 \text{ Hz}$ ,  $\xi_0 = 8 \times 10^{-5} \text{ m}$ , 出口反压  $1.19 \times 10^5 \text{ Pa}$ (近效率峰值点工况) 下, Rotor 67 叶片的二阶模态颤振特性进行分析. 先用非定常 RANS 方程求解不同 IBPA 下叶片的模态气动力响应, 然后与 ROM 方法的计算结果进行对比.

图 9~ 图 11 分别给出了  $\sigma = 180^\circ$ ,  $\sigma = 120^\circ$  和  $\sigma = -120^\circ$  时 ROM 方法的结果和非定常 RANS 方程计算得到的叶片气动力响应的对比. 与二维结果类似, 计算稳定后两种方法的计算结果非常接近.

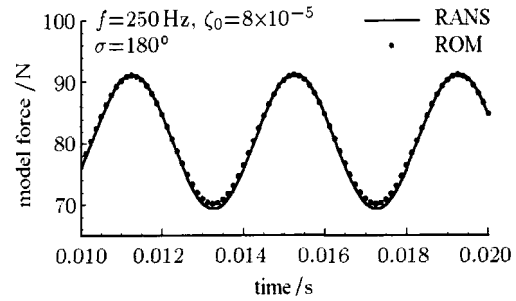


图 9  $\sigma = 180^\circ$  时两种方法计算气动力系数的响应

Fig.9 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = 180^\circ$

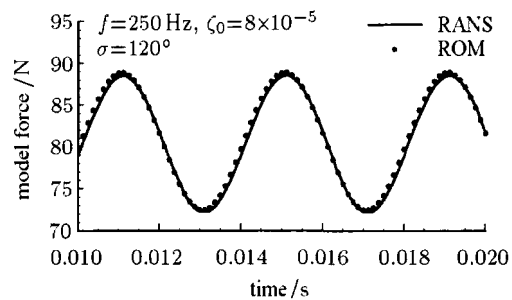


图 10  $\sigma = 120^\circ$  时两种方法计算气动力系数的响应

Fig.10 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = 120^\circ$

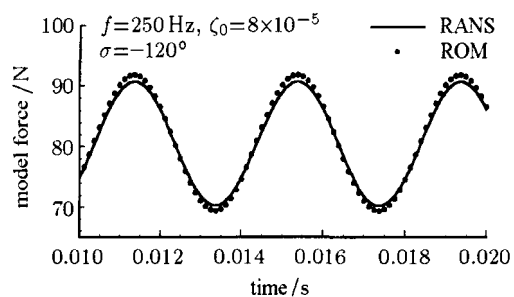


图 11  $\sigma = -120^\circ$  时两种方法计算气动力系数的响应

Fig.11 Comparison of unsteady aerodynamic force coefficient between RANS simulation and ROM at  $\sigma = -120^\circ$

气动阻尼系数计算结果如图 12 所示, 图中圆点是 RANS 方程直接计算得到的几个典型 IBPA 下的气动阻尼系数, 虚线是 ROM 方法计算所得到的气动阻尼曲线. 两组结果吻合得很好, 证明该方法对三维叶轮机颤振问题也是有效的.

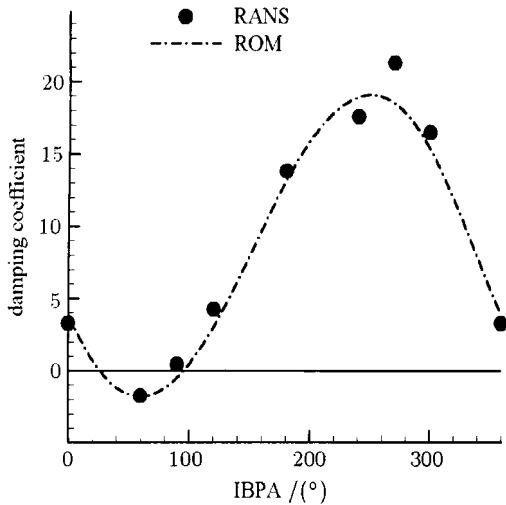


图 12 NASA Rotor 67 气动阻尼特性计算结果对比

Fig.12 Comparison of aerodynamic damping coefficient for NASA Rotor 67 between RANS solution and ROM

### 2.3 计算效率的量化对比

通过求解非定常 RANS 方程直接计算气动阻尼系数来寻找颤振边界是耗时巨大的。以前文中的 STCF4 为例，采用基于 Xeon E5140 的双路双核计算机进行计算，一个单通道模型计算 7 个振动周期响应约需 82 min，不考虑多通道计算的效率损失，采用多通道模型计算 4 个典型 IBPA: 0°(单通道)、180°(双通道)、±90°(四通道)，就至少需要  $82 \times (1+2+4+4) = 902$  min; 若采用单通道模型、移相周期边界条件，则可以将计算时间减少到  $82 \times 4 = 328$  min; 而如果采用 ROM 方法计算则需要约  $82 \times 7 = 574$  min. 值得注意的是，若要考虑叶片振动失谐的情况，单通道模型是不能实现的，只能采用多通道模型或 ROM 方法。

但事实上 4 个典型 IBPA 的气动阻尼系数还远远不能描绘出整个气动阻尼曲线，通常需要计算最少 8 个典型 IBPA 的气动阻尼系数，如果要寻找气动阻尼的临界点，更需要在某个范围内进行加密计算，这样求解 RANS 方程计算量将远远大于 ROM 方法。即使所有 IBPA 均采用单通道模型、移相周期边界条件，其计算量仍然会成倍于 ROM 方法，计算的 IBPA 越多，ROM 方法的优势就越明显。

假设绘制气动阻尼曲线需要 14 个典型 IBPA 下的气动阻尼系数，表 1 对比了二维、三维情况下以上 3 种方法的计算效率。

表 1 中单通道 RANS 方法的曲线分辨率略高于多通道 RANS 方法，是指单通道模型可以根据需要计算典型 IBPA 下的气动阻尼系数，而其中  $IBPA < 30^\circ$

表 1 非定常 RANS 方法与 ROM 方法的效率对比

Table 1 Efficiency comparison between RANS and ROM

Item	Method		
	RANS Multiple passages	RANS Single passage	ROM
STCF4	5 658 min	1 148 min	574 min
Rotor 67	214 314 min	43 484 min	21 742 min
computational efficiency/%	100	492.8	985.7
curve resolution	low	higher	very high
mistuned case	√	×	√

和  $IBPA > 330^\circ$  的点对于多通道模型来说计算量过大(需要计算 360/IBPA 个通道)，因此通常是不计算的。对于 ROM 方法，由于可以直接通过叠加原理得到所有 IBPA 下的气动阻尼系数，因而其曲线分辨率最高。

### 3 结 论

本文基于叠加原理提出了一种适用于颤振分析的叶轮机非定常气动力降阶模型。通过引入该模型，对某个工况、某个模态和特定频率，仅需对 5~7 通道模型进行一次非定常 CFD 计算，即可获得所有 IBPA 下的气动阻尼系数。

算例表明，ROM 方法在保持与非定常 RANS 方程相当的计算精度基础上，大大提高了气动阻尼曲线的分辨率，减少了颤振特性分析所需要的时间，效率相比多通道模型 RANS 方程计算提高了近 1 个量级，即使相比单通道 RANS 方程计算，也有成倍的提升，并且 ROM 方法还可以实现叶片失谐振动的分析，在工程上有较高的应用价值。

### 参 考 文 献

- 1 Mikolajczak AA, Arnoldi RA, Snyder LE, et al. Advances in fan and compressor blade flutter analysis and predictions. *Journal of Aircraft*, 1975, 12(4): 325-332
- 2 周盛. 叶轮机气动弹性力学引论. 北京: 国防工业出版社, 1989. 1-11 (Zhou Sheng. Turbomachinery Aeroelasticity Introduction. Beijing: National Defense Industry Press, 1989. 1-11 (in Chinese))
- 3 Fleeter S. Aeroelasticity research for turbomachine applications. *Journal of Aircraft*, 1979, 16(5): 320-326
- 4 陈矛章. 风扇 / 压气机技术发展和对今后工作的建议. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15 (Chen Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(1): 1-15 (in Chinese))

- 5 Verdon JM. Review of unsteady aerodynamic methods for turbomachinery aeroelastic and aeroacoustic applications. *AIAA Journal*, 1993, 31(2): 235-250
- 6 Lane F. System mode shapes in the flutter of compressor blade rows. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1956, 1: 54-66
- 7 Carta FO. Coupled blade-disc-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors. *Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 419-426
- 8 Cinnella P, De Palma P, Pascazio G, et al. A numerical method for turbomachinery aeroelasticity. *Journal of Turbomachinery-Transactions of the ASME*, 2004, 126(2): 310-316
- 9 Srivastava R, Bakhle MA, Keith TG, et al. Aeroelastic analysis of turbomachinery. Part I — phase lagged boundary condition methods. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2004, 14(3): 366-381
- 10 Srivastava R, Bakhle MA, Keith TG, et al. Aeroelastic analysis of turbomachinery. Part II — stability computations. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2004, 14(3): 382-402
- 11 Gnesin V, Rzakowski R. A coupled fluid-structure analysis for 3D inviscid flutter of IV standard configuration. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, 251: 315-327
- 12 胡运聪, 周新海. 振动叶栅非定常气动力的数值分析及应用. *应用力学学报*, 2004, 21(3): 49-52 (Hu Yuncong, Zhou Xinhai. Numerical analysis of vibrating cascade unsteady aerodynamics and its application. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2004, 21(3): 49-52 (in Chinese))
- 13 Dowell EH, Hall KC, Romanowski MC. Eigenmode analysis in unsteady aerodynamics: reduced order models. *Applied Mechanics Review*, 1997, 50(6): 371-386
- 14 Dowell EH, Hall KC. Modeling of fluid structure interaction. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2001, 33: 445-490
- 15 Lucia DJ, Beran PS, Silva WA. Reduced-order modeling: new approaches for computational physics. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, 40(1): 51-117
- 16 Raveh DE. Computational-fluid-dynamics -based aeroelastic analysis and structural design optimization—a researcher's perspective. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2005, 194: 3453-3471
- 17 张伟伟, 叶正寅. 基于 CFD 技术的非定常气动力模型及其在气动弹性分析中的应用. *力学进展*, 2008, 38(1): 77-86 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. On unsteady aerodynamic modeling based on CFD technique and its applications on aeroelastic analysis. *Advances in Mechanics*, 2008, 38(1): 77-86 (in Chinese))
- 18 Zhang W, Ye Z. Reduced-Order-Model-based flutter analysis at high angle of attack. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(6): 2086-2089
- 19 张伟伟, 叶正寅, 杨青等. 基于 ROM 技术的阵风响应分析方法. *力学学报*, 2008, 40 (5): 593-598 (Zhang Weiwei, Ye Zhengyin, Yang Qing, et al. Gust response analysis using CFD-based reduced order models. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40 (5): 593-598 (in Chinese))
- 20 Zhang W, Ye Z, Zhang C. ROM based aeroservoelastic analysis in transonic flow. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(6): 2178-2183
- 21 Zhang W, Ye Z. Control law design for transonic aeroservoelasticity. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2-3): 136-145
- 22 Bölcs A, Fransson TH. Aeroelasticity in turbomachines-comparison of theoretical and experimental cascade results. In: *Communication du Laboratoire de Thermique Appliquée et de Turbomachines*, No.13, L'École Polytechnique Fédérale de Lausanne (EPFL), Lausanne, Switzerland, 1986
- 23 Sadeghi M, Liu F. Computation of mistuning effects on cascade flutter. AIAA 2000-0230, 2000
- 24 Strazisar AJ, Wood JR, Hathaway MD, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial-flow fan rotor. NASA Technical Paper 2879, 1989

(责任编辑: 张 静)

## AN EFFICIENT METHOD ON AERODYNAMIC DAMPING COEFFICIENT CALCULATION FOR TURBOMACHINERY<sup>1)</sup>

Zhang Chen-an<sup>\*,2)</sup> Zhang Weiwei<sup>†</sup> Ye Zhengyin<sup>†</sup> Liu Feng<sup>†,\*\*</sup>

*\*(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)*

*†(National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University,  
Xi'an 710072, China)*

*\*\* (Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of California, Irvine, CA 92697-3975, USA)*

**Abstract** It is always difficult to perform aeroelastic analysis on turbomachinery efficiently and precisely due to the complexity of the flow field and structures. The authors develop an unsteady aerodynamic Reduced-Order-Model (ROM) which can be used on small amplitude vibrating blades of turbomachinery. Based on this ROM and classic energy method, an efficient method on aerodynamic damping coefficient calculation for turbomachinery is introduced. With this method, only one unsteady CFD computation is needed to calculate the aerodynamic damping coefficients at all Inter Blade Phase Angles (IBPA) under one specific modal and frequency. The aeroelastic characteristics of STCF4 and NASA Rotor 67 are analyzed by using this ROM with classic energy method. The numerical results indicate that the aerodynamic damping coefficients attained by ROM and unsteady RANS method agree well with each other in the condition of small amplitude of vibration. The efficiency is improved by almost 10 times than multi-passages RANS method. In addition, this ROM can be used in aeroelastic analysis with mistuning effects.

**Key words** turbomachinery, aeroelastic, flutter, ROM, aerodynamic damping

---

Received 1 April 2010, revised 17 December 2010.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (20070699065, 11172237), the Aviation Sciences Foundation (2009ZA53009) and the Basic Research Fund of NPU.

2) E-mail: zhch\_a@hotmail.com