

# 基于降阶模型的叶片失谐颤振分析

张陈安<sup>1</sup> 张伟伟<sup>2</sup> 叶正寅<sup>2</sup> 王发民<sup>1</sup>

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京 100190)

(2 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要** 本文运用气动力降阶技术, 构建了包含相位、频率失谐的叶轮机械叶片非定常气动力降阶模型。分析了 STCF 4 和 NASA Rotor 67 在周期性间隔失谐情况下发生相位失谐和频率失谐时气动阻尼曲线的变化。计算结果表明, 相位失谐的影响范围非常小, 只对失谐叶片相邻的两个叶片发生一定影响, 而频率失谐的影响相对于相位失谐来说要更明显。失谐叶片的出现能对叶轮上叶片的气动阻尼产生明显的影响, 在安排合理的情况下能有效提高气动阻尼水平, 从而提高颤振边界。

**关键词** 叶轮机械, 颤振, 失谐, 气动阻尼, 降阶模型

## 引言

随着航空发动机设计性能的不断提高, 单级压气机压比在不断提高的同时叶片却越来越轻薄, 颤振问题越来越突出, 已经成为高性能叶轮机械研制过程中的挑战性问题。由于颤振实验实施的诸多困难, 计算途径是目前的主要研究手段。为了减小计算量, 大多数研究都基于 Lane 的行波颤振模型<sup>[1]</sup>和 Carta 的能量法<sup>[2]</sup>。

在颤振的诸多问题中, 叶片颤振的失谐现象是长期以来人们十分关心的。由于生产和工艺的原因, 叶轮机械上的叶片不可避免地存在一定差异, 因而在实际的叶轮颤振中不可能出现完美的以行波模型方式发生的颤振。这一现象最早由 Whitehead<sup>[3]</sup>在 1964 年提出并引起关注, 当时的多数学者认为叶片的失谐振动将会使叶片振幅成倍增加而给叶轮机械带来强迫响应问题, 引起疲劳而导致叶片结构的损伤和破坏<sup>[4,5]</sup>。上世纪 80 年代中期, 陆续有学者提出, 失谐叶片的出现能使颤振边界得到有效的提高<sup>[6-8]</sup>, 此后人们开始在叶轮机械设计中有意进行失谐设计以提高颤振边界。

然而对于失谐现象的研究绝大多数是基于线性气动力模型和频域方法的, 直接采用非定常 CFD 方法进行的研究在目前公开发表的文献上只有 Sadeghi 等 2001 年前后在 STCF 4 算例上的失谐研究<sup>[9,10]</sup>, 其根本原因还是失谐问题的计算量过大。由于叶片振动不再满足行波模

型假设, 在进行 CFD 计算时不能采用移相周期性边界, 而必须采用多通道模型。同时, 在出现频率失谐的情况下, 叶片振动周期将不完全一致, 因此对启动阻尼进行分析时, 必须对各个叶片振动的公有周期来进行统计, 这就造成需要模拟的时间可达原有周期的数十倍。因此尽管是在并行计算机系统上, Sadeghi 最多也只能对八个叶片通道的失谐二维算例进行研究, 这使得他们的研究只能针对少数几个特定的 IBPA。而基于非定常 CFD 方法的三维模型叶片颤振失谐研究目前几乎还没有开展。

作者在文献<sup>[11]</sup>中提出的非定常气动力降阶模型在保持与非定常 N-S 方程同等计算精度的同时, 对失谐颤振问题的计算效率远远高于非定常 CFD 方法。本文基于该方法, 发展了叶轮机械叶片失谐颤振模型, 并通过该模型对一系列二维、三维叶片失谐颤振问题开展了研究。

## 1 研究方法

从失谐叶片序列上可以将失谐情况分为周期性间隔失谐和随机失谐两类; 而从发生失谐的叶片本身的振动特征, 又可以分为振幅失谐、相位失谐和频率失谐三类。失谐作为消除颤振的手段, 目前的方法是在叶轮中每隔数个叶片安装一枚失谐叶片, 因此本文选择很有代表性的周期性间隔失谐进行研究。

对于振幅失谐的情况,由文献[11]的分析可知当流动仍在动态线性范围时,振幅对系统的气动阻尼特性不会发生影响,因此对振幅失谐的情况不进行研究。本文对相位和频率单独出现失谐的情况进行区别性研究,在分析方法上参考文献[9,10]的思路,使用能量法对失谐叶片序列中的各个叶片逐一进行气动阻尼分析,考察失谐叶片的引入对不同序列位置的叶片气动阻尼的影响。

### 1.1 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。

### 1.2 降阶模型的构建

选取如图 1 所示的若干个叶片通道为计算域,振动叶片的编号为 0,上下游各  $n$  个叶片。

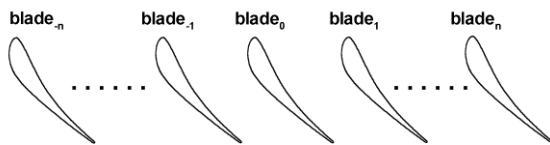


图 1 叶片通道编号示意图

计算仅  $\text{blade}_0$  作简谐振动的非定常流场,获得各叶片上的模态气动力响应的非定常气动力  $\tilde{Q}_k(t)$ ,并通过无量纲化和傅里叶变换获得其气动力系数的一阶谐波傅里叶系数  $C_{Q_k}(t)$ 。

根据文献[11],行波模型假设下  $\text{blade}_0$  的非定常气动力系数为:

$$C_Q = \sum_{k=-n}^n C_{Q_k} e^{k\sigma i} \quad (1)$$

当叶排中出现频率和相位失谐的叶片时,需要先针对不同频率进行训练计算,获得对应频率  $\omega_k$  下的  $C_{Q_k}^{\omega_k}(t)$ ,然后根据叶排上各个叶片的真实相角代入(1)式,可得失谐情况下  $\text{blade}_0$  的非定常气动力系数:

$$C_Q^* = \sum_{k=-n}^n C_{Q_k}^{\omega_k}(t) e^{(k\sigma + \Delta\sigma_k)i} \quad (2)$$

其中  $\Delta\sigma_k$  为叶片  $\text{blade}_k$  的相位失谐量。

### 1.3 气动阻尼系数

当叶片振动仅出现相位失谐时,仍可以采用文献[11]的方法求解气动阻尼系数。而当叶片振动频率不完全一致时,叶片气动力响应会呈现出“拍”现象,在一个“拍”周期内,气动力的幅值和相位在不断变化。因此此时计算气动力对叶片的做功,应计算一个“拍”周期内气动力所做的功。为了使其结果能与非失谐情况具有可比性,可以将频率失谐情况下的气动阻尼系数定义为一个“拍”周期内气动力所做的总的无量纲功在叶片每个振动周期内的时均值:

$$\Xi = -\frac{1}{\pi} \frac{T_{\text{tuned}}}{T} C_W \quad (3)$$

$$C_W = \frac{1}{\xi_0} \int_0^T \tilde{C}_Q(t) d\xi$$

其中  $T$  和  $T_{\text{tuned}}$  分别为“拍”周期和叶片振动频率对应的周期时间。

## 2 算例和分析

本文以 STCF4-552B<sup>[12,13]</sup> 和 NASA Rotor 67<sup>[11,14]</sup> 分别作为二维叶栅和三维风扇研究对象。这里我们分为相位失谐和频率失谐两种情况进行分别讨论。

### 2.1 相位失谐

研究 STCF 4 和 NASA Rotor 67 算例在两种典型相位失谐量:  $\Delta\sigma = \pm 10^\circ$  下,不同叶片间隔时气动阻尼变化情况。

图 2 给出了 STCF4 每三个叶片出现一个  $+10^\circ$  和  $-10^\circ$  相位失谐时,失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数。图 3 给出了 Rotor 67 每七个叶片中出现一个  $+10^\circ$  和  $-10^\circ$  相位失谐时,失谐叶片及其临近叶片的气动阻尼系数。

从图中可以看到,失谐叶片本身的启动阻尼出现了明显变化,而其变化趋势取决于其失谐量和非失谐曲线  $\text{IBPA}=0^\circ$  两侧的气动阻尼分布。例如 Rotor 67,由于在非失谐状态下气动阻尼在  $\text{IBPA}=0^\circ$  的点正向一侧为失稳区,而负向一侧为稳定区,因此正相位失谐会使叶片气动阻尼系数明显降低而负相位失谐则会导致气动阻尼系数的提高。

叶片的相位失谐会对其相邻的叶片气动阻

尼产生一定影响，但影响十分有限。

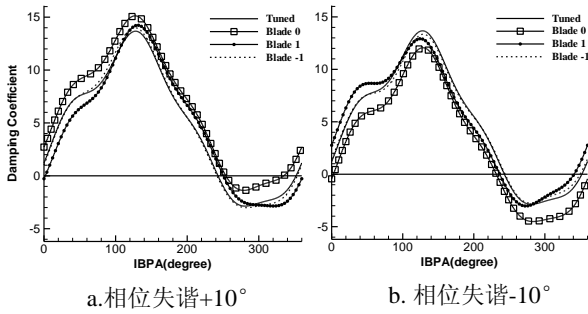


图 2 STCF4 每三个叶片出现一个相位失谐叶片时失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数

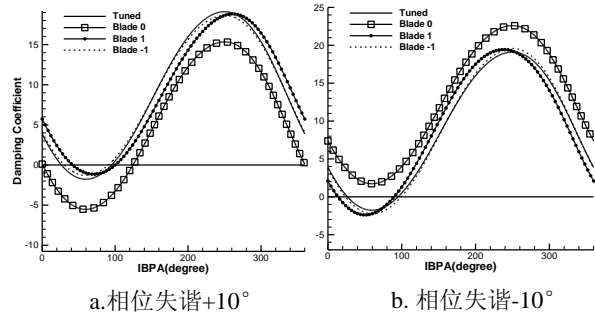


图 3 Rotor 67 每七个叶片出现一个相位失谐叶片时失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数

### 2.2 频率失谐

研究 STCF 4 和 NASA Rotor 67 算例在频率失谐 10% 的情况下气动阻尼的变化情况。

图 4、5 分别给出了 STCF4 每九个叶片及每三个叶片中出现一个+10%和-10%频率失谐时，失谐叶片及其临近叶片的气动阻尼系数。图 6 给出了 Rotor 67 每七个叶片中出现一个+10%频率失谐时，失谐叶片及其临近叶片的气动阻尼系数曲线。图 7 显示了 STCF4 每九个叶片出现一个频率+10%失谐叶片时失谐叶片的非定常气动载荷响应，叶片上的非定常气动载荷呈现出明显的“拍”的特征。

相比相位失谐，频率失谐对叶片气动阻尼特性的影响明显得多，失谐叶片本身以及受其影响最大的相邻叶片的气动阻尼已经完全在实轴上方，这意味着这些叶片不会出现负阻尼情况，亦即不会出现颤振。

从图 4、6 中可以看到，失谐叶片  $blade_0$  的气动阻尼系数不随 IBPA 的变化而变化，这是由于对于发生频率失谐的叶片来说，它的振动与附近的叶片的振动之间并不存在固定不变的相角差 IBPA。事实上在一个“拍”周期内它与临近叶片振动的相角差刚好完成从  $0^\circ$  到  $360^\circ$  的循环变化，因此这个气动阻

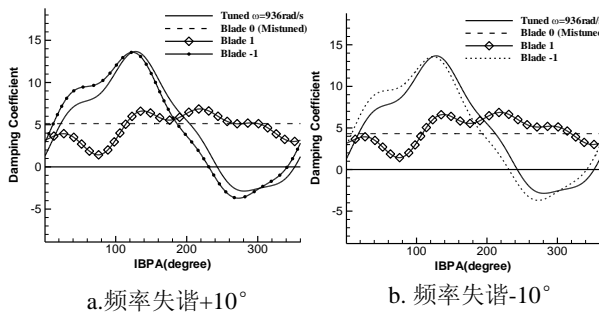


图 4 STCF4 每九个叶片出现一个频率失谐叶片时失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数

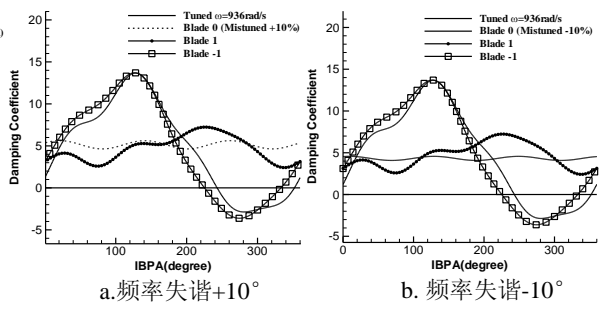


图 5 STCF4 每三个叶片出现一个频率失谐叶片时失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数

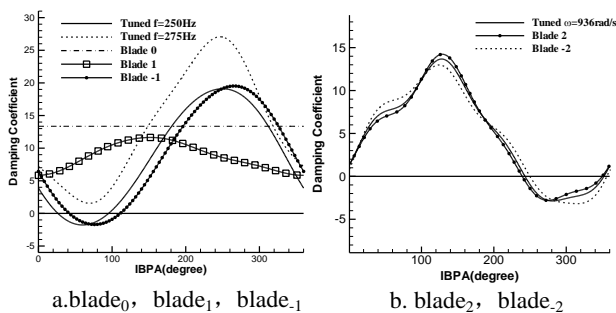


图 6 Rotor 67 每七个叶片出现一个频率失谐叶片时失谐叶片及临近叶片的气动阻尼系数

其其实是它在各个不同 IBPA 下的均值。当失谐频率降低时，其气动阻尼也随之下降。而从图 5 可以看到，每三个叶片出现一个失谐叶片时， $blade_0$  的气动阻尼系数并非不随 IBPA 的改变而变化，而是随着 IBPA 的变化有小幅波动。其原因是  $blade_0$  与邻近的失谐叶片的振动相角差并不持续变化，且此时由于失谐叶片之间距离较近，其影响不能忽略。

### 2.3 复合频率失谐

这里给出两种更为复杂的频率失谐情况，每三个叶片为一组，其中中间的叶片  $blade_0$  不发生失谐。第一种情况其压力面一侧的叶片  $blade_1$  发生-10%的频率失谐，吸力面一侧的叶片  $blade_{-1}$  发生+10%的频率失谐；另一种情况刚好相反， $blade_1$  发生+10%的失谐而  $blade_{-1}$  发生-10%的失谐。图 8 给出了这两种复合频率失谐情况下叶片的气动阻尼曲线。

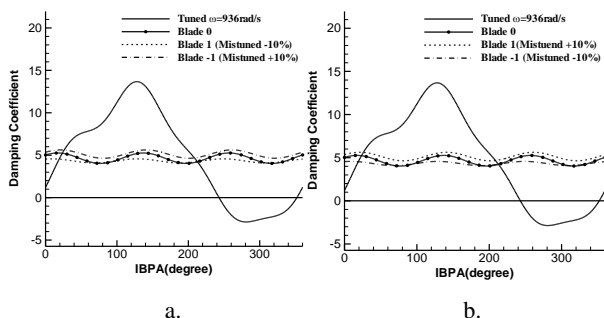


图 8 STCF4 复合频率失谐叶片时各叶片的气动阻尼系数

可以看到在这两种复合频率失谐的情况下，叶排中的所有叶片气动阻尼系数全部为正值，同样由于失谐叶片间隔不远，因而气动阻尼系数并不是直线。同时还可以发现，在这两种情况下，非失谐叶片  $blade_0$  的

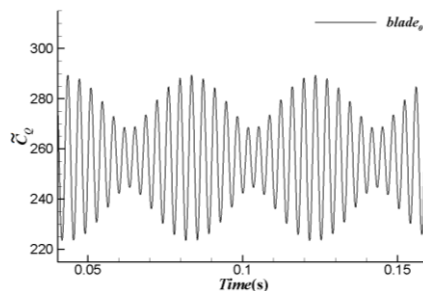


图 7 STCF4 每九个叶片出现一个频率+10%失谐叶片时失谐叶片的非定常气动载荷响应

气动阻尼曲线并不因其压力面和吸力面对应叶片的失谐情况而变化，这是由于在三个叶片振动频率均不相同的情况下，任何一个叶片与相邻叶片均不能形成固定的振动相角差 IBPA，因而它的气动阻尼系数只是自己本身在各个 IBPA 下的平均值。

在这组算例中，由于任何相邻的三个叶片均没有频率相同的，因此也可以认为在叶片序列中没有非失谐叶片存在。在这种情况下，所有叶片的气动阻尼均为正值，意味着系统中不再存在振动失稳的叶片，这与 Sadeghi<sup>[9,10]</sup>对随机失谐的研究结论不谋而合。

## 2 结 论

本文在原有的叶轮机非定常气动力降阶模型的基础上实现了对包含相位、频率失谐的叶轮机叶片非定常气动力降阶模型的构建，并利用该降阶模型分析了 STCF 4 552B 和 NASA Rotor 67 在周期性间隔失谐情况下分别发生相位失谐和频率失谐时气动阻尼曲线的变化。

结果显示相位失谐的影响范围非常小，几乎只对失谐叶片相邻的两个叶片发生一定影响。相位失谐能使失谐叶片的气动阻尼发生一定幅度的变化，其效果决定于非失谐情况下  $IBPA=0^\circ$  点正向和负向气动阻尼的符号。频率失谐的影响相对于相位失谐来说要更明显。由于失谐叶片与其他非失谐叶片间不再存在固定不变的 IBPA，因此失谐叶片的气动阻尼系数并不随 IBPA 的变化而变化，而是趋于在各个 IBPA 下的平均值，但气动力的做功在整个失谐周期内并不是平均的。失谐叶片的出现确实能对叶轮上叶片的气动阻尼产生明显的影响，

在安排合理的情况下能有效提高气动阻尼水平，从而提高颤振边界。

### 参考文献

- 1 Carta F O. Coupled Blade-Disc-Shroud Flutter Instabilities in Turbojet Engine Rotors [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 419~426.
- 2 Lane F. System Mode Shapes in the Flutter of Compressor Blade Rows [J]. *Journal of the Aeronautical Sciences*, 1956, Jan: 54~66.
- 3 Whitehead D S. Torsional Flutter of Unstalled Cascade Blades at Zero Deflection [R]. Great Britain A.R.C. R&M 3429, 1964.
- 4 Dye R C F and Henry T A. Vibration Amplitudes of Compressor Blades Resulting from Scatter in Blade Natural Frequencies [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1969, 91(7): 182~188
- 5 El-Bayoumy L E and Srinivasan A V. Influence of Mistuning on Rotor-Blade Vibrations [J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(4): 460~464.
- 6 Kaza K R V and Kielb R E. Flutter and Response of a Mistuned Cascade in Incompressible Flow [R]. *AIAA Journal*, 20( 8): 1120~1127, 1982.
- 7 Bendiksen O O. Flutter of Mistuned Turbomachinery Rotors [R]. *ASME paper 83-GT-153*, 1983.
- 8 Imregun M and Ewins D J. Aeroelastic Vibration Analysis of Tuned and Mistuned Blade Systems [R]. *Unsteady Aerodynamics of Turbomachines and Propellers, Symposium Proceedings*, Cambridge, England, Sept. 1984.
- 9 Sadeghi M, and Liu F. Computation of Mistuning Effects on Cascade Flutter [R]. *AIAA paper 2000-0230*, 2002.
- 10 Sadeghi M, and Liu F. Investigation of Mistuning Effects on Cascade Flutter Using a Coupled Method [R]. *AIAA paper 2002-0952*, 2002.
- 11 张陈安, 张伟伟, 叶正寅等. 一种高效的叶轮机叶片气动阻尼计算方法[J]. *力学学报* (已录用) .
- 12 Bölcs A, Fransson T H. Aeroelasticity in Turbomachines, Comparison of Theoretical and Experimental Cascade Results [R]. *Communication de Laboratoire de Thermique Appliquée et de Turbomachines*, No. 1, EPF Lausanne, Switzerland, 1986.
- 13 Fransson T H and Verdon J M. Updated report on "Standard Configurations for Unsteady Flow Through Vibrating Axial-Flow Turbomachine-Cascades" [R]. *Standard Configurations Report*, 1992.
- 14 Strazisar A J, Wood J R, Hathaway M D, and Suder K L, Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor [R]. *NASA Technical Paper 2879*, 1989.

## MISTUNED FLUTTER ANALYSIS FOR TURBOMACHINERY BASED ON A REDUCED-ORDER-MODEL

ZHANG Chen-an<sup>1</sup> ZHANG Weiwei<sup>2</sup> YE Zhengyin<sup>2</sup> WANG Famin<sup>1</sup>

(1 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

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

**Abstract** By applying the Reduced-Order-Modeling method, unsteady aerodynamic ROM including phase and frequency mistuning is constructed. Alternate phase and frequency mistuned flutter of STCF 4 and NASA Rotor 67 are analyzed. The results show that mistuning brings significant influences on the flutter characteristics of turbomachinery. Phase mistuning only influences the adjacent blades while frequency mistuning influences more neighboring blades. Proper design may increase the aerodamping significantly, which makes the system more stable..

**Key words** turbomachinery, flutter, mistuned, aerodamping, ROM