

识别信号对尾流激励的叶片气动力 Volterra 降阶模型的影响

张 珺¹, 李立州², 罗 骁², 李彩霞², 原梅妮²

(1. 太原学院 数学系, 太原 030001; 2. 中北大学 机电工程学院, 太原 030051)

摘要:针对涉及动、静叶干涉的叶片气动弹性振动问题, 基于 Volterra 级数方法, 建立了尾流激励的叶片气动力降阶模型, 分析了稳态条件和识别信号幅值对气动力降阶模型辨识精度的影响。结果表明: 所建立的气动力降阶模型能够正确表征尾流对叶片的激励作用, 不同流场稳态条件和阶跃信号幅值下气动力降阶模型的结果基本相同。

关键词: Volterra 级数; 核函数; 尾流; 叶片; 气动力降阶模型

中图分类号: V211.46

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.01.008

Influence of Identification Signals on Volterra ROM of Blade Aerodynamic Forces Due to Upstream Wake

ZHANG Jun¹, LI Li-zhou², LUO Xiao², LI Cai-xia², YUAN Mei-ni²

(1. Department of Mathematic, Taiyuan University, Taiyuan, China, 030001; 2. School of Mechatronic Engineering, North University of China, Taiyuan, China, 030051)

Abstract: Aiming at the blade aeroelastic vibration problem of blade and vane interference, an blade aerodynamic Reduced Order Model (ROM) of upstream wake was proposed based on Volterra series method. Then, the influence of the steady-state value and the amplitude of identification signals on the accuracy of the aerodynamic ROM was analyzed. The results show that the ROM can correctly show the wake motivate function on the blade, and the result of ROM under the value of steady-state of different flow field and amplitude of step signals are basically the same.

Key words: Volterra series; kernel; wake; blade; aerodynamic ROM

0 引言

航空发动机中存在气流导向的静叶和对外做功的动叶。当动、静叶相对转动时, 上游尾流会使下游叶片气动力周期性振荡^[1-3], 使其受迫振动、发生疲劳破坏^[4-5]; 近年来发现上游尾流甚至可以改变叶片的颤振特性^[6-8]。因此, 研究动、静叶干涉下叶片的气动力弹性振动对发动机设计有着重要意义。目前, 对动、静叶干涉下叶片的气动力弹性振动的研究主要采用数值和试验方法, 效率极低, 工程应用不便^[9-15]。特别是对于需要反复进行气动弹性分析的发动机多学科优化、可靠性分析和疲劳设计优化, 直接采用数值和试验方法

的工作量巨大。亟需开发精确、高效的方法。

气动力降阶模型(aerodynamic ROM)是 1 种描述扰动和叶片气动力之间关系的简化数学模型^[10]。Silva^[10]提出了基于 Volterra 级数的非线性气动力降阶模型, 用于描述机翼振动引起的气动力变化; 张伟伟^[11-12]等基于 Volterra 级数模型研究了叶栅的颤振; Liou^[13]等用 Volterra 级数法研究了跨声速叶片的颤振; Ekici^[14]等用谐波平衡方法研究了叶片的颤振, 认为所得结果与势流理论结果符合较好; Ashcroft^[15]等用谐波平衡法研究了 2 维压气机叶栅的亚声速和跨声速颤振特性, 可以准确预测颤振。

但现有的气动力降阶模型的研究集中在叶片和

收稿日期: 2017-05-04 基金项目: 国家自然科学基金(51775518)资助

作者简介: 张珺(1980), 女, 硕士, 讲师, 研究方向为应用数学与力学; E-mail: catzhangjun@163.com。

引用格式: 张珺, 李立州, 罗骁, 等. 识别信号对尾流激励的叶片气动力 Volterra 降阶模型的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(1): 39-43. ZHANG Jun, LI Lizhou, LUO Xiao, et al. Influence of identification signals on volterra ROM of blade aerodynamic forces due to upstream wake[J]. Aeroengine, 2018, 44(1): 39-43.

机翼颤振方面,对动、静叶干涉的叶片气动弹性振动问题没有涉及。本文将基于 Volterra 级数的气动力降阶模型的方法扩展到动、静叶干涉问题,建立尾流激励的叶片气动力降阶模型,并研究稳态条件和识别信号的选取对该气动力降阶模型精度的影响。该气动力降阶模型可以在叶片高低周疲劳设计、叶片气动弹性分析和优化、叶片寿命可靠性分析中快速提供气动力荷载。

1 基于 Volterra 级数的尾流激励的叶片气动力降阶模型

1.1 时变系统的 Volterra 级数降阶模型

任意时变系统 Ψ 可以用 Volterra 级数表示^[10]

$$\begin{aligned} Y(t) = & H_0 + \int_0^t H_1(t-\tau)X(\tau)d\tau + \\ & \int_0^t \int_0^t H_2(t-\tau_1, t-\tau_2)X(\tau_1)X(\tau_2)d\tau_1d\tau_2 + \\ & \int_0^t \cdots \int_0^t H_l(t-\tau_1, \dots, t-\tau_l) \prod_{i=1}^l [X(\tau_i)d\tau_i] + \cdots \quad (1) \end{aligned}$$

对于均匀采样的时变系统,其离散的 Volterra 级数模型可以写为

$$\begin{aligned} Y[n] = & H_0 + \sum_{k=0}^n H_1[n-k]X[k] + \\ & \sum_{k=0}^n \sum_{j=0}^n H_2[n-k, n-j]X[k]X[j] + \cdots \quad (2) \end{aligned}$$

式中: $X[n]=X(t)|_{t=n\Delta T}=X(n\Delta T)$, 为系统的输入向量; $Y[n]=Y(t)|_{t=n\Delta T}=Y(n\Delta T)$, 为系统的输出向量; $n=0, 1, \dots, N$, 为离散的时间; ΔT 为时间步长; t 为时间; H_0 为系统稳态响应矩阵; H_1, H_2, H_l 分别为 1、2、 l 阶核函数矩阵。

由于 Volterra 级数的 2 阶以上核函数的数量大,核函数识别的工作量巨大,因此常采用 1 阶核函数的 Volterra 级数降阶模型。

1.2 基于 Volterra 级数的尾流激励的叶片气动力降阶模型

基于以上 Volterra 级数降阶模型,本文建立尾流激励对叶片气动力影响的降阶模型。以 2 维叶片为例介绍气动力降阶模型的方法,叶片如图 1 所示。由于上、下游叶片相对转动,上游尾流以速度 w 在进口处移动。上游尾流移动使下游流场和叶片气动力周期性变化。

该上游尾流激励的叶片流场可以看作进口条件随时间变化的系统,进口条件可以用进口总压 p 和进

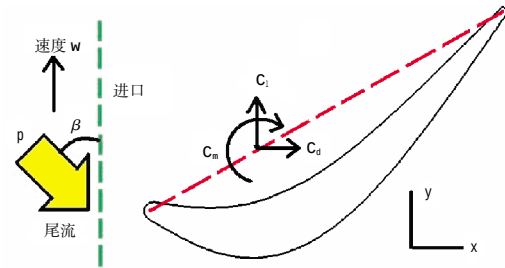


图 1 尾流激励的叶片

气角 β 表示,是时间 t 和坐标 y 的函数。因此,尾流激励的叶片气动力系统可以表示为

$$\{C_l(t), C_m(t), C_d(t)\} = \psi\{p(y, t), \beta(y, t)\} \quad (3)$$

式中: $C_l(t), C_m(t), C_d(t)$ 分别为叶片的升力、力矩、阻力。

进口总压和进气角的变化是由于上游尾流沿进口移动引起的,是沿着进口移动的行波,因此进口各点的总压和进气角可以用进口已知点 y_0 的总压 $\bar{p}(t)$ 和进气角 $\bar{\beta}(t)$ 表示,即 $p(y, t) = \bar{p}(y_0, t - (y - y_0)/w)$ 和 $\beta(y, t) = \bar{\beta}(y_0, t - (y - y_0)/w)$ 。则尾流激励的叶片气动力系统可以表示为

$$\{C_l(t), C_m(t), C_d(t)\} = \psi\{\bar{p}(t), \bar{\beta}(t)\} \quad (4)$$

用 1 阶 Volterra 级数展开该系统,得到上游尾流激励的气动力降阶模型

$$\begin{cases} C_l[n] = H_0 + \sum_{k=0}^n H_1^{\bar{p}}[n-k]\bar{p}[k] + \sum_{k=0}^n H_1^{\bar{\beta}}[n-k]\bar{\beta}[k] \\ C_m[n] = U_0 + \sum_{k=0}^n U_1^{\bar{p}}[n-k]\bar{p}[k] + \sum_{k=0}^n U_1^{\bar{\beta}}[n-k]\bar{\beta}[k] \\ C_d[n] = V_0 + \sum_{k=0}^n V_1^{\bar{p}}[n-k]\bar{p}[k] + \sum_{k=0}^n V_1^{\bar{\beta}}[n-k]\bar{\beta}[k] \end{cases} \quad (5)$$

式中: H_0, U_0 和 V_0 分别为稳态升力、力矩和阻力; $H_1^{\bar{p}}, U_1^{\bar{p}}$ 和 $V_1^{\bar{p}}$ 分别为进口总压变化引起的升力、力矩和阻力变化的 1 阶核函数; $H_1^{\bar{\beta}}, U_1^{\bar{\beta}}$ 和 $V_1^{\bar{\beta}}$ 分别为进气角变化引起的升力、力矩和阻力变化的 1 阶核函数。

1.3 Volterra 级数气动力降阶模型中核函数的识别方法

气动力降阶模型的核函数可以用阶跃、脉冲和噪声等信号识别。用阶跃信号辨识出的核函数比较稳定且能反映系统的部分非线性特性,因此在实践中广泛采用。阶跃信号识别气动力降阶模型的核函数的方法的步骤是:首先获得叶片的稳态流场和气动力;然后在稳态流场上增加单位阶跃的扰动,求在该阶跃扰动

下叶片气动力的响应;最后用如下公式计算降阶模型的核函数

$$H_1[n] = \begin{cases} 0, & n=0 \\ y[n]-y[n-1], & n>0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: $y[n]$ 为由单位阶跃扰动引起的叶片气动力响应;

$$H_1 \in \{H_1^{\bar{p}}, U_1^{\bar{p}}, V_1^{\bar{p}}, H_1^{\beta}, U_1^{\beta}, V_1^{\beta}\}; y \in \{C_l(t), C_m(t), C_d(t)\}.$$

稳态流场的选择应当使气动力的稳态值接近尾流激励下气动力波动的平均值,而且阶跃信号的选择应当符合小扰动假设。气动力响应可以是气动力试验的结果,也可以是 CFD 仿真的结果。将识别好的核函数代入气动力降阶模型(式(5)),就可预测任意尾流下该叶片的气动力。

2 算例验证

为验证本文方法,以图 2(a)中下游叶片为研究对象,建立上游尾流对该叶片气动力影响的降阶模型。取流场进口的总压和进气角为输入,取下游中间叶片的气动力为输出。尾流的总压和进气角的波形数据取自如图 2 所示流场上下游叶片流场交界面。上游叶片以 10 m/s 的速度沿着进口向上移动。

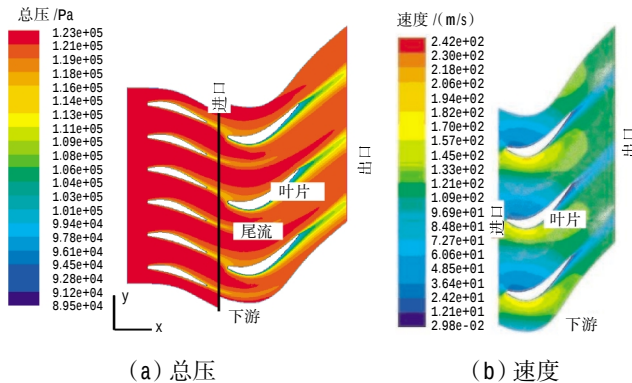


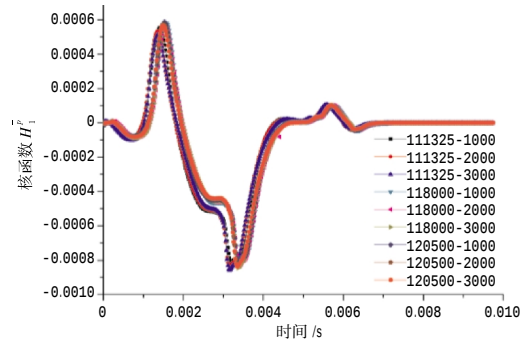
图 2 尾流激励的叶片流场

采用 fluent 求解,空气,理想气体,Spallart-Allmaras 黏性模型,无滑移壁面,叶片进、出口如图 2 所示。出口压力为 101325 Pa,温度为 300 K。求解时,先给定 1 个稳态进口总压和稳态进气角,让进口所有点的总压和进气角都为该值,求得稳态流场。在稳态流场求解的基础上,用 fluent 的 udf 程序调整不同时刻流场进口的压力和进气角,以此实现尾流波形在进口的移动。

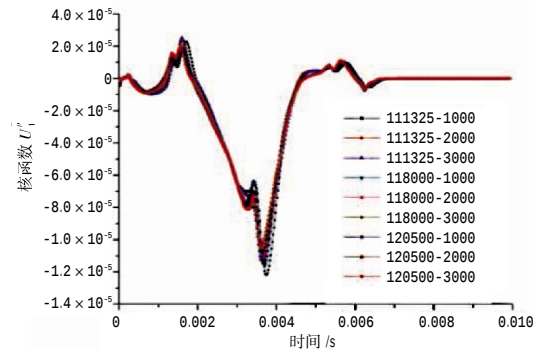
首先用该 fluent 气动模型辨识气动力降阶模型的核函数。为简化表述,这里只介绍总压变化引起叶片气动力变化的核函数($H_1^{\bar{p}}, U_1^{\bar{p}}, V_1^{\bar{p}}$),其它核函数(H_1^{β} ,

U_1^{β}, V_1^{β})可采用相同方法识别,不再赘述。识别时,首先选定 1 个稳态进口总压,让进口所有点的总压都为该值,其它条件不变。稳态进口总压选取 3 种: 111325、118000 和 120500 Pa。用 fluent 求解稳态进口总压下的叶片气动力。3 种进口下叶片的升力 H_0 分别为 -435、-702、-797 N;阻力 V_0 分别为 145.96014、246.88905、285.71491 N;力矩 U_0 分别为 -6.4133183、-10.636482、-12.217384 N·m。

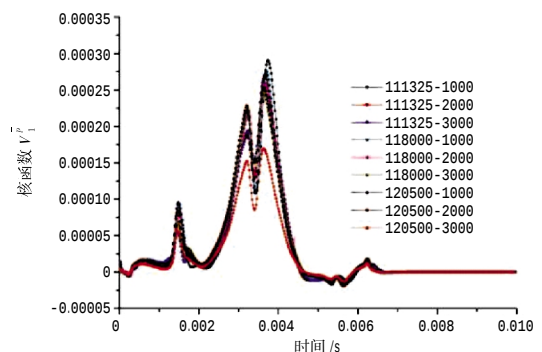
在各稳态进口总压上增加 1 个阶跃扰动,计算扰动引起的气动力变化。采用 3 种幅值的阶跃扰动信号 1000、2000 和 3000 Pa。对稳态总压和阶跃信号进行组合配对,分别计算叶片的升力和核函数。归一化的核函数(单位总压变化下叶片升力变化)如图 3 所示。从图中可见,算例中不同总压稳态值和阶跃信号幅值



(a) 升力核函数



(b) 力矩核函数



(c) 阻力核函数

图 3 核函数识别结果

下核函数基本一致。说明总压稳态值和信号幅值对核函数识别结果的影响不显著。这也进一步说明在小扰动条件下流场系统是弱非线性系统^[10]。

将图 3 的核函数代入式(5)得到尾流激励的叶片气动力降阶模型。用 Matlab 编写气动力降阶模型的程序可以预测任意总压变化引起的叶片气动力变化。用该气动力降阶模型计算总压波动(如图 4 所示)引起的叶片气动力。该进口总压稳态值为 120500 Pa, 稳态升力为 -797 N, 稳态阻力为 285.71491 N, 稳态力矩为 -12.217384 N·m。该总压波动的数据取自图 2(a)中上下游叶片流场界面处。

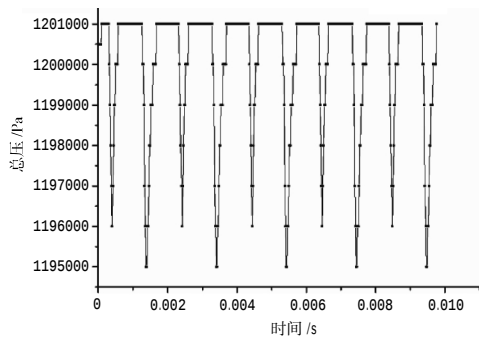
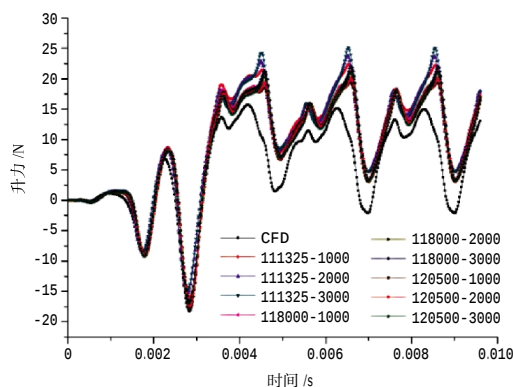
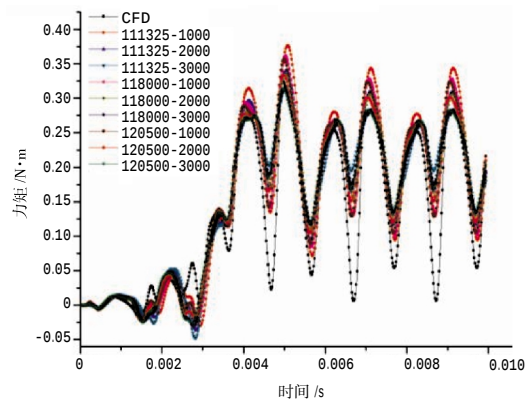


图 4 尾流进口总压波形

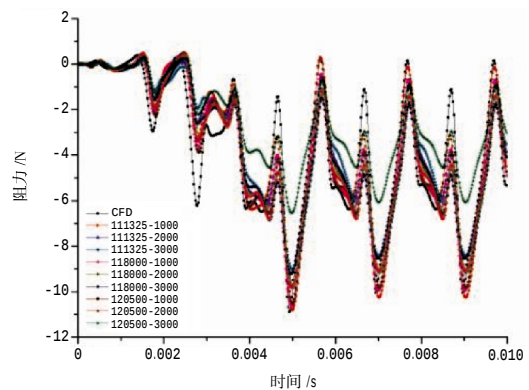
用降阶模型计算得到的总压波动引起的叶片气动力如图 5 所示。图中减去了稳态气动力。图中第 1 个数字代表辨识该核函数时的稳态总压, 第 2 个数字代表阶跃信号的幅值。为方便比较, 图中也给出了用 fluent 计算出的叶片气动力。从图中可见, 所建立的降阶模型对尾流激励的叶片气动力描述较好, 得到的叶片气动力的波形和振幅与用 CFD 模型得到的结果基本一致; 用各核函数得到气动力结果基本相同, 说明稳态总压和阶跃信号对核函数的精度影响不大。



(a) 升力



(b) 力矩

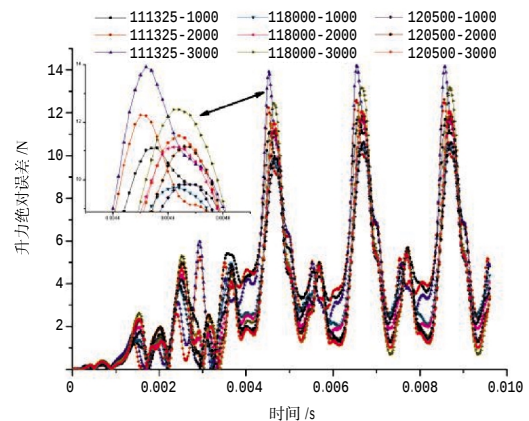


(c) 阻力

图 5 总压波动下叶片的升力

用降阶模型计算出的叶片气动力的误差如图 6 所示。该误差是降阶模型计算出的气动力与 CFD 模型计算出的气动力的差的绝对值。从图中可见, 在初始冲击阶段误差较小, 在周期振荡阶段误差较大。需要进一步提高周期振荡阶段的降阶模型的精度。

另外需要说明的是: 识别本例中气动力降阶模型的核函数所用 CFD 计算时间为 6 h, 降阶模型计算时间小于 1 s, 而尾流激励下叶片气动力 CFD 计算时间为 32 h。



(a) 升力的误差

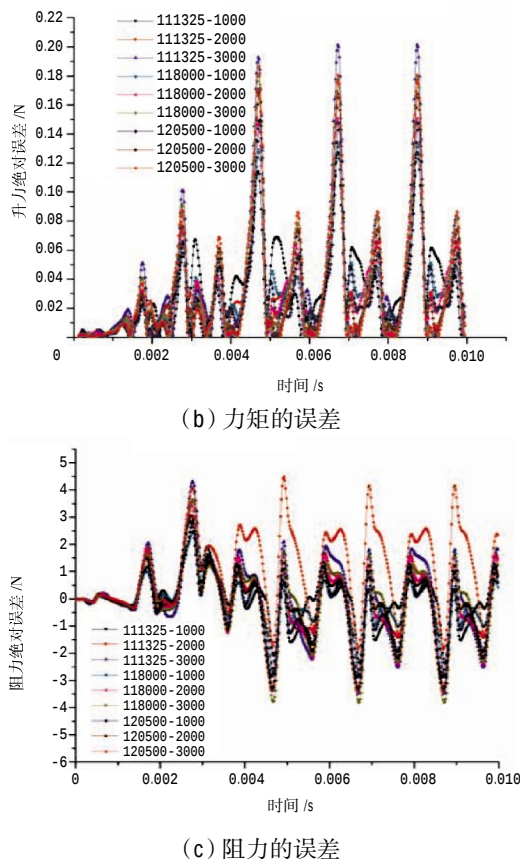


图6 叶片的气动力的误差

3 总结

本文基于 Volterra 级数,建立了尾流激励的叶片气动力降阶模型,并研究了稳态条件和阶跃信号幅值选取对尾流激励的气动力降阶模型辨识精度的影响。结果表明:所建立的 Volterra 级数的气动力降阶模型对尾流激励的叶片气动力描述较好,得到的叶片气动力的波形和振幅与用 CFD 模型得到的结果基本一致,所建立的气动力降阶模型能够正确表征尾流对叶片的激励作用;不同稳态条件和阶跃信号幅值下核函数和叶片气动力响应基本相同,稳态条件和阶跃信号幅值对核函数的影响不显著;该气动力降阶模型可以快速估计尾流激励下叶片的气动力,非常适合在叶片高低周疲劳设计、叶片气动弹性分析和优化、叶片寿命可靠性分析中快速提供气动力荷载,而不需要反复进行 CFD 计算。

参考文献:

- [1] 赵养正, 刘前智, 廖明夫. 非均匀栅距对压气机叶片非定常气动力的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 167-170.
ZHAO Yangzheng, LIU Qianzhi, LIAO Mingfu. Effects of uneven

- blade spacing on unsteady blade forcing in an axial compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 167-170. (in Chinese)
- [2] 白志刚, 刘前智. 非均匀栅距对轴流压气机流动影响的数值研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 90-94.
BAI Zhigang, LIU Qianzhi. Numerical study of the effects of uneven blade spacing on the flow in an axial compressor[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 90-94. (in Chinese)
- [3] 肖大启, 郑赞, 杨慧. 轴向间距对转子叶片气动激励的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2307-2313.
XIAO Daqi, ZHENG Yun, YANG Hui. Influence of axial spacing on aerodynamic excitation of rotor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2307-2313. (in Chinese)
- [4] 王梅, 江和甫, 吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力估计技术[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 608-613.
WANG Mei, JIANG Hefu, LYU Wenlin. Method to predict the blade vibration stress induced by wake flow [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 608-613. (in Chinese)
- [5] Lau Y L, Leung R C K, So R M C. Vortex-induced vibration effect on fatigue life estimate of turbine blades[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 307: 698-719.
- [6] 张陈安, 叶正寅, 刘锋, 等. 进口导流叶片对转子叶片颤振特性的影响[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 335-339.
ZHANG Chen'an, YE Zhengyin, LIU Feng, et al. Investigations on flutter characteristics of rotor blade with IGV/fan interactions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 335-339. (in Chinese)
- [7] Liu Z Y. Numerical researches on aeroelastic problem of a rotor due to IGV/Fan Interaction[R]. AIAA-2009-865.
- [8] 赵振华, 陈伟, 陈敏. 对转涡轮低压转子叶片的流固耦合数值分析[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(9): 1424-1428.
ZHAO Zhenhua, CHEN Wei, CHEN Min. Numerical analysis of low pressure rotor blade using fluid-structure interaction method in counter-rotating turbine [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(9): 1424-1428. (in Chinese)
- [9] Clark W S, Hall K C. A Time-linearised Navier-Stokes analysis of stall flutter [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 467-476.
- [10] Walter A Silva. Reduced order models based on linear and nonlinear aerodynamic impulse responses[J]. AIAA Journal, 1999, 233: 1-11.
- [11] 张伟伟, 苏丹, 张陈安, 等. 一种基于 CFD 的叶轮机非定常气动力组合建模方法[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 37-41.
ZHANG Weiwei, SU Dan, ZHANG Chen'an, et al. A CFD-based compositional methodology of unsteady aerodynamic modeling for turbomachinery [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 37-41. (in Chinese)
- [12] Dan Su, Weiwei Zhang, Mingsheng Ma, et al. An efficient coupled method of cascade flutter investigation based on reduced order model [R]. AIAA-2013-3618.
- [13] MengSing Liou, Weigang Yao. Flutter analysis for turbomachinery using volterra series[R]. ASME 2014-GT-25474.
- [14] Kivanc Ekici, Robert E Kielb, Kenneth C Hall. The effect of aerodynamic asymmetries on turbomachinery flutter [J]. Journal of Fluids and Structures, 2013(36): 1-17.
- [15] Graham Ashcroft, Christian Frey, Hans-Peter Kersken. On the development of a harmonic balance method for aeroelastic analysis [C]//the 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI), Barcelona, Spain, 2014. (编辑: 李华文)