

尾流激励的叶片气动力降阶模型

罗 骁¹, 李立州¹, 杨明磊¹, 张 琚², 原梅妮¹

(1. 中北大学 机电工程学院, 太原 030051;

2. 太原学院 数学系, 太原 030001)

摘 要:气动力降阶模型是提高气动弹性振动分析速度的新方法。现有气动力降阶模型的研究主要集中在叶片和机翼的颤振方面,没有涉及尾流激励引起的叶片振动问题。基于小扰动理论,本文将上游尾流傅立叶分解为若干个谐波,分别计算各阶谐波对叶片气动力的扰动,通过线性叠加各扰动,建立了尾流激励的叶片气动力降阶模型。二维叶片的算例表明:本文建立的气动力降阶模型能够描述上游尾流引起的叶片气动力的变化。

关 键 词:尾流;气动力降阶模型;叶片;傅立叶分解

中图分类号:TK472

文献标志码:B

文章编号:1009-2889(2018)02-0046-05

航空发动机中存在多组用于气流导向的静叶和用于做功的动叶。当上、下游叶片相对转动时,上游叶片的尾流会使下游叶片的气动力周期性振荡^[1-2],引起叶片强迫振动^[2-4],导致叶片疲劳破坏^[4-5]。近年来的一些研究更发现:上游尾流甚至可以改变叶片的颤振特性^[6-11]。因此,研究尾流作用下叶片的振动特性对航空发动机的设计有着重要意义。

数值求解方法是研究尾流作用下叶片振动的主要方法,但其计算效率极低,工程应用不便^[9-11]。建立精确、高效的方法,研究尾流激励下叶片的振动,成为发动机设计中亟待解决的关键问题。

气动力降阶模型(aerodynamic ROM)可以快速估计扰动引起的气动力变化,近年来被广泛用于叶片和机翼的颤振研究^[12-13]。Silva^[14]提出了基于Volterra级数的非线性气动力降阶模型。张伟伟^[9,12]、Kou^[15]和Su^[16]等用Volterra级数模型研究了叶栅的颤振。Liou^[17]等用Volterra级数法研究了跨音速叶片的颤振性能。Ekici^[11]等用谐波平衡方法研究了叶片颤振,认为该方法的结果与势流理论的结果符合较好。Ashcroft^[18]等用谐波平衡法研究

了二维压气机叶栅在亚音速和跨音速条件下的颤振特性,发现谐波平衡法可以准确地预测叶栅的颤振。

现有气动力降阶模型的研究主要集中在颤振方面,没有涉及发动机叶片的上游尾流激励问题。本文研究基于傅立叶分解的尾流激励的叶片气动力降阶模型。在二维亚音速小扰动条件下,该气动力降阶模型的计算结果与CFD计算结果误差较小。因此该方法能很好地描述上游尾流引起的叶片气动力。

1 尾流激励叶片气动力降阶模型

以二维叶片为例,介绍本文提出尾流激励的叶片气动力降阶模型。二维叶片流场的模型如图1所示。上游尾流以速度 w 沿叶片流场 y 方向移动,该尾流可以用流场进口($x=x_0$)的总压 $p(x_0, y, t)$ 和进气角 $\beta(x_0, y, t)$ 描述。在该尾流的作用下,下游叶片的气动力(升力 C_l 、力矩 C_m 、阻力 C_d)随时间变化。因此,二维尾流激励的下游叶片气动力系统可以表示为 $\{C_l, C_m, C_d\} = \Psi\{p(x_0, y, t), \beta(x_0, y, t)\}$ 。

叶片流场进口($x=x_0$)各点的总压和进气角随时间的变化是由于尾流以速度 w 移动引起的,因

收稿日期:2017-08-15 改稿日期:2017-10-24

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51775518)。

作者简介:罗骁(1992—),四川成都人,硕士研究生,主要从事飞行器多学科设计优化方面的研究;通讯作者:李立州(1977—),山西太原人,博士,副教授,主要从事航空发动机多学科设计优化方面的研究, E-mail: lilizhou@163.com。

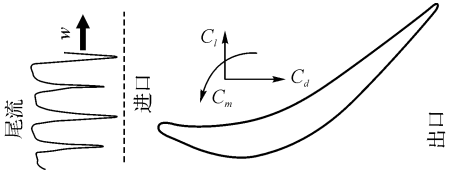


图1 尾流激励的叶片气动力系统

此,进口任意一点的总压和进气角可以表示为 $p(x_0, y, t) = p(x_0, y_0, t - (y - y_0)/w)$, $\beta(x_0, y, t) = \beta(x_0, y_0, t - (y - y_0)/w)$ 。由于进口各点的 y 已知,则进口任意一点的总压和进气角可以用已知点 (x_0, y_0) 的总压和进气角表示。令点 (x_0, y_0) 的总压为 $\bar{p}(t)$,令其进气角为 $\bar{\beta}(t)$,则尾流激励的叶片气动力系统可以表示为 $\{C_l, C_m, C_d\} = \Psi\{\bar{p}(t), \bar{\beta}(t)\}$ 。为方便阐述,本文假设尾流只有总压变化,进气角不变化,则尾流激励的叶片气动力系统进一步简化为 $\{C_l, C_m, C_d\} = \Psi\{\bar{p}(t)\}$ 。

上游尾流在叶片流场进口的总压可以通过傅立叶级数分解为:

$$\bar{p}(t) = p_0 + \sum_{k=1}^N (p_k^I \cos k\omega t + p_k^{II} \sin k\omega t)。$$

在尾流的作用下,叶片周围的流场随尾流波动而振荡,流场振荡的各阶谐波与尾流的各阶谐波同频,流场振荡的各阶谐波的振幅与尾流各阶谐波的振幅存在对应关系(具体证明详见文献[1-2])。沿

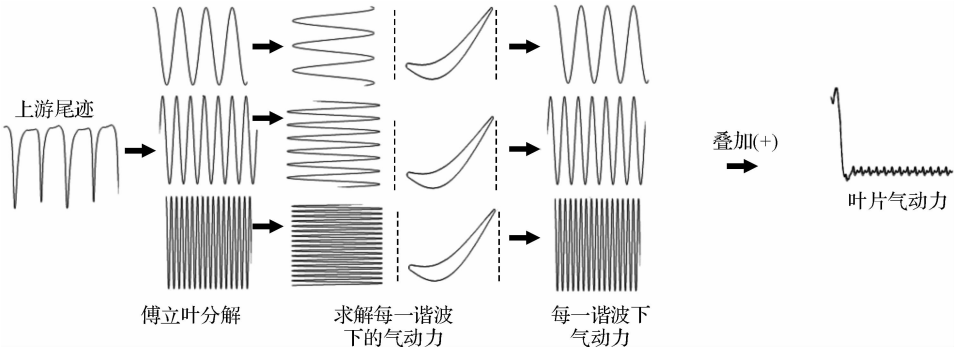


图2 基于傅立叶分解的尾流激励的叶片气动力降阶模型

1) 选取有限项的傅立叶级数,用以描述尾流激励的波形。

2) 分别将定常边界条件($\bar{p}(t) = p_0$)和尾流激励的各阶谐波边界条件($\bar{p}(t) = p_0 + p_k^I \cos k\omega t$ 或 $\bar{p}(t) = p_0 + p_k^{II} \sin k\omega t$)加载到叶片 CFD 模型进口,计算定常边界下叶片的升力 $C_{l,0}$ 、力矩 $C_{m,0}$ 和阻力 $C_{d,0}$,尾流余弦谐波下叶片的升力 $C_{l,k}^I$ 、力矩 $C_{m,k}^I$ 和阻力 $C_{d,k}^I$,以及尾流正弦谐波下叶片的升力 $C_{l,k}^{II}$ 、力矩 $C_{m,k}^{II}$ 和阻力 $C_{d,k}^{II}$ 。

叶片表面进行压力积分得到尾流激励下的叶片气动力。因此,叶片气动力与尾流有相同的频率振荡,且其各阶谐波的振幅也与尾流各阶谐波的振幅一一对应。即叶片的气动力(升力 C_l 、力矩 C_m 和阻力 C_d)也可以傅立叶分解为:

$$\begin{cases} C_l = A_0 + \sum_{k=1}^N (A_k^I \cos k\omega t + A_k^{II} \sin k\omega t) \\ C_m = B_0 + \sum_{k=1}^N (B_k^I \cos k\omega t + B_k^{II} \sin k\omega t) \\ C_d = D_0 + \sum_{k=1}^N (D_k^I \cos k\omega t + D_k^{II} \sin k\omega t) \end{cases} \quad (1)$$

文献[14]认为:流场系统是一个弱非线性系统。叶片周围流场的谐波扰动相对于流场的定常状态都是小扰动,因此对叶片表面压力积分得到气动力谐波也适用于小扰动范围内的叠加原理。由此可知:只需求出不同频率 $k\omega$ 下叶片气动力各阶谐波的振幅,带入公式(1),就可以快速计算尾流激励的叶片气动力。适当的选择公式(1)中级数的阶次 N ,就可以得到尾流激励的叶片气动力降阶模型。

文献[1]通过求解若干个定常流场来获得叶片气动力傅立叶展开中各阶谐波的振幅。本文通过 CFD 方法求解各阶谐波的振幅,并截断叶片气动力傅立叶展开中的高阶项,建立尾流激励的叶片气动力降阶模型,具体方法如图2所示。

3) 由定常边界条件的叶片气动力,可知

$$\begin{cases} C_{l,0} = A_0 \\ C_{m,0} = B_0 \\ C_{d,0} = D_0 \end{cases}$$

$$\text{可知} \begin{cases} C_{l,k}^I = A_0 + A_k^I \cos k\omega t \\ C_{m,k}^I = B_0 + B_k^I \cos k\omega t \\ C_{d,k}^I = D_0 + D_k^I \cos k\omega t \end{cases} \text{和} \begin{cases} C_{l,k}^{II} = A_0 + A_k^{II} \sin k\omega t \\ C_{m,k}^{II} = B_0 + B_k^{II} \sin k\omega t \\ C_{d,k}^{II} = D_0 + D_k^{II} \sin k\omega t \end{cases}$$

由此计算叶片气动力的振幅($A_0, A_k^I, A_k^{II}, B_0, B_k^I, B_k^{II}, D_0, D_k^I, D_k^{II}$)。

4) 将计算得到的叶片气动力的振幅代入公式(1),得到尾流激励的叶片气动力降阶模型。

2 方法验证

以图 3 所示的二维叶片流场模型为例,验证本文的方法。叶片流场采用 Fluent 求解,空气假定为理想气体,Spallart-Allmaras 粘性模型,无滑移壁面,进气角为 -30° ,稳态进口总压 $p_0 = 120\,300\text{ Pa}$,出口

压力为 $101\,325\text{ Pa}$,温度为 300 K ,采用一阶迎风,双精度计算,上游尾流以 10 m/s 的速度沿着流场进口 y 方向移动。图 3(a)为流场总压图,图中可以看见上游叶片引起的总压亏损;图 3(b)为流速图。进口任意一点总压的时间变化见图 4 实线。对该总压进行傅立叶分解,取前 7 阶波形,求得的傅立叶级数的系数见表 1。用 7 阶傅立叶级数表示的尾流总压见图 4 虚线。

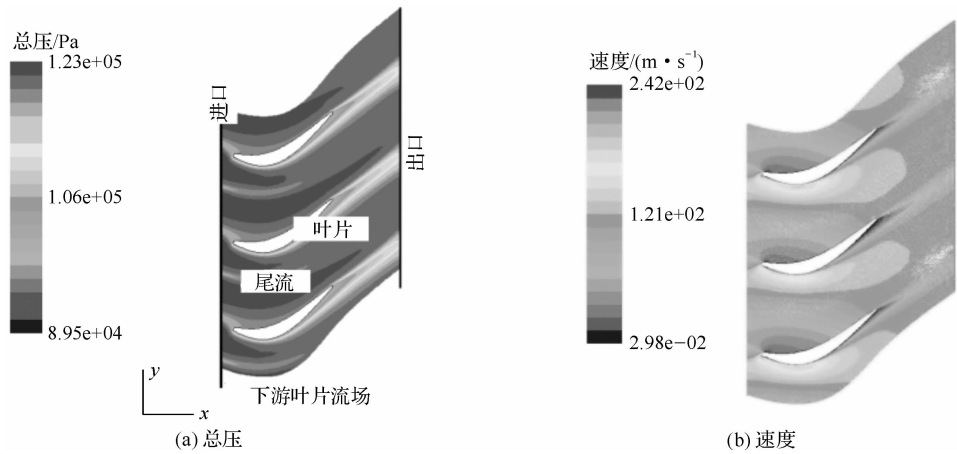


图 3 尾流激励的叶片流场

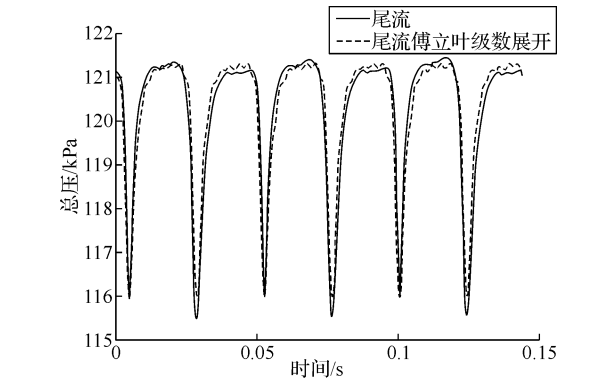


图 4 尾流总压及其傅立叶级数展开

表 1 尾流傅立叶级数展开的系数和频率

k	p_k^I	p_k^{II}	$k\omega$
1	-158.8	-1 603	0.400 4
2	994.5	-406	0.800 8
3	466.7	485.4	1.201 2
4	-174.1	401.9	1.601 6
5	-283.8	2.9	2.002 0
6	-70.08	-173.3	2.402 4
7	91.14	-84.12	2.802 8

按照前述方法,将表 1 中各尾流谐波逐个加载在叶片的 CFD 模型进口,计算得到表 1 中各谐波下

的叶片气动力振幅,结果见表 2~表 4。 $p_0 = 120\,300\text{ Pa}$ 状态下叶片的气动力值 $A_0 = -822.39$, $B_0 = -11.353\,3$, $D_0 = 243.874$ 。将表 2~表 4 的气动力振幅带入公式(1),就可以得到尾流激励的叶片气动力响应。

表 2 叶片升力振幅

k	A_k^I	A_k^{II}	$k\omega$
1	12.669	127.938	0.400 4
2	-81.119	33.151	0.800 8
3	-38.783	-40.337	1.201 2
4	14.231	-32.876	1.601 6
5	21.265	-0.219	2.002 0
6	4.310	10.666	2.402 4
7	-4.036	3.725	2.802 8

表 3 叶片力矩振幅

k	B_k^I	B_k^{II}	$k\omega$
1	0.186 2	1.880 7	0.400 4
2	-1.088 4	0.444 8	0.800 8
3	-0.459 3	-0.477 7	1.201 2
4	0.151 0	-0.349 1	1.601 6
5	0.220 5	-0.002 3	2.002 0
6	0.049 5	0.122 4	2.402 4
7	-0.056 8	0.052 5	2.802 8

表 4 叶片阻力振幅

k	D_k^I	D_k^{II}	$k\omega$
1	-4.190	-42.328	0.400 4
2	22.847	-9.336	0.800 8
3	8.624	8.968	1.201 2
4	-2.577	5.935	1.601 6
5	-4.120	0.043	2.002 0
6	-1.200	-2.869	2.402 4
7	1.736	-1.602	2.802 8

为验证本文的方法,分别用尾流激励的叶片气动力降阶模型和 CFD 模型计算了图 4 所示尾流下叶片的气动力(见图 5)。图 5 中,“—*”线为略去尾流进气角变化的 CFD 计算结果,实线为尾流进气角小扰动下的 CFD 计算结果,虚线为降阶模型计算结果。图 5(a)为尾流激励的叶片的升力,图 5(b)为叶片的力矩,图 5(c)为叶片的阻力。

从图 5 可以看出,降阶模型的结果与略去尾流进气角度变化的 CFD 结果一致。因此,本文所建立

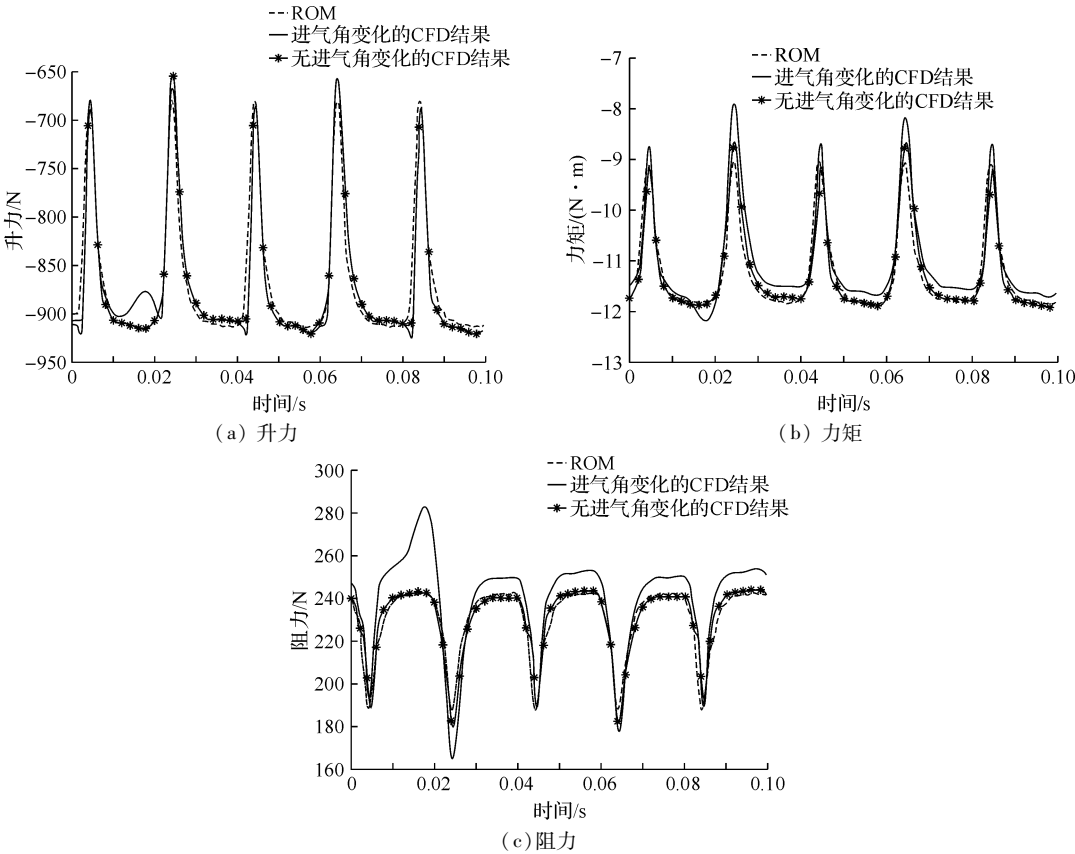


图 5 尾流激励的叶片气动力

的尾流激励的叶片气动力降阶模型的方法是可行的。同时尾流进气角小扰动下的 CFD 计算结果与降阶模型的计算结果存在一定的误差。因此,需要对气动力降阶模型进行进一步的研究。

3 总结

数值求解方法计算效率极低,工程应用不便。建立精确高效的方法,研究尾流激励下叶片的振动,成为发动机设计中亟待解决的关键问题。气动力降阶模型可以快速估计各种扰动引起的气动力的变化,近年来被广泛用于叶片和机翼的颤振研究。然而,现有气动力降阶模型的研究没有涉及尾流激励

的叶片气动力和振动问题。

基于小扰动理论,本文将上游尾流傅立叶分解为若干个谐波,计算各阶谐波引起的叶片气动力扰动,通过将气动力扰动值线性叠加,建立了尾流激励的叶片气动力降阶模型。二维叶片的算例表明:该气动力降阶模型的结果与 CFD 的结果一致。由此可知,本文的尾流激励的叶片气动力降阶模型的方法是可行的。

参考文献:

[1] 陈佐一. 流体激振[M]. 北京:清华大学出版社,1988.
[2] 王梅,江和甫,吕文林. 在尾流激振情况下叶片振动应力预估计技术[J]. 航空动力学报,2007,22(4):608-613.

- [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.
- [4] LAU Y L, LEUNG R C, SO R M. Vortex-induced vibration effect on fatigue life estimate of turbine blades[J]. Journal of Sound and Vibration, 2007, 307:698-719.
- [5] SENTKER A, RIESS W. Experimental investigation of turbulent wake-blade interaction in axial compressor[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2000, 21:285-290.
- [6] 张陈安,叶正寅,刘锋. 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.
- [7] 袁新,金琰,畅国勇. 叶轮机械中流体激振问题的流固耦合研究[C]//第八届全国空气弹性交流会论文集. 鞍山:中国空气动力学学会,2003:67-73.
- [8] ZHANG, YE, LIU. Numerical researches on aeroelastic problem of a rotor due to igv/fan interaction [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics,2009:1-7.
- [9] 张伟伟,叶正寅,张陈安,等. 一种叶轮机非定常气动力降阶模型及其颤振分析应用[C]//第十二届全国空气弹性学术交流会会议文集. 承德:中国空气动力学学会,中国力学学会,2011:207-212.
- [10] 杨慧,李振鹏. 转静干涉对转子叶片颤振特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2015,33(1):1-7.
- [11] KIVANC E, ROBERT E K, KENNETH C H. The effect of aerodynamic asymmetries on turbomachinery flutter[J]. Journal of Fluids and Structures, 2013, 36:1-17.
- [12] 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.
- [13] 陈刚. 非定常流场降阶模型及其应用研究进展与展望[J]. 力学进展,2011,41(6):686-701.
- [14] WALTER A S. Reduced order models based on linear and nonlinear aerodynamic impulse responses [J]. AIAA Journal, 1999, 233:1-11.
- [15] KOU Jiaqing, ZHANG Weiwei. An approach to enhance the generalization capability of nonlinear aerodynamic reduced-order models [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 49:197-208.
- [16] SU Dan, ZHANG Weiwei, YUE Zhenyin. A reduced order model for uncoupled and coupled cascade flutter analysis[J]. Journal of Fluids and Structures, 2016, 61:410-430.
- [17] LOU MengSing, YAO Weigang. Flutter analysis for turbomachinery using volterra series [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo. Düsseldorf, Germany: American Society of Mechanical Engineers, 2014.
- [18] GRAHAM A, CHRISTIAN F, HANS P K. On the development of a harmonic balance method for aeroelastic analysis[C]// The 11th World Congress on Computational Mechanics (WCCM XI). Barcelona, Spain: International Association of Computational Mechanics, 2014.

Aerodynamic ROM for Blade due to Upstream Wakes

LUO Xiao¹, LI Lizhou¹, YANG Minglei¹, ZHANG Jun², YUAN Meini¹

(1. School of Mechatronic Engineering, North University of China, Taiyuan 030051, China;

2. Department of Mathematic, Taiyuan University, Taiyuan 030001, China)

Abstract: Aerodynamic reduced order model (aerodynamic ROM) is a new methodology for aeroelastic analyses. Nowadays, researches about aerodynamic ROM are focused on flutter of turbo-machinery blades or wings. There is no discussion about the aerodynamic forces of the turbo-machinery blades induced by upstream wakes, which are more common in turbo-machines and are more important to blades safety. In this paper, a ROM method is proposed for predicting aerodynamic forces induced by upstream wakes. In the method, the time-variant upstream wakes of flow fields are decomposed into harmonic waves by Fourier method; the aerodynamic forces of the blades due to the upstream wakes is calculated by superposing of the aerodynamic forces of blades due to the harmonic waves. An example of 2D blade is used to verify the proposed method. The results show that the proposed method is feasible.

Key words: wake; aerodynamic ROM; blade; Fourier decomposition