

柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法研究



赵仕伟, 阚梓, 李道春

北京航空航天大学, 北京 100191

摘要:高精度可变形机翼气动弹性分析通常采用计算流体力学(CFD)方法计算非定常气动力,然而CFD计算量大、耗时多,不利于开展气动弹性分析。本文提出一种基于气动力降阶模型的柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法,在保证计算精度的同时,大幅提高气动弹性分析效率。基于带外输入的自回归气动力降阶分析方法建立柔性后缘可变形机翼气动力状态空间模型,与结构状态空间模型相耦合,得到整个柔性后缘可变形机翼气动弹性系统的状态空间模型,用于计算柔性后缘可变形机翼的颤振特性和阵风响应。研究表明,随着后缘偏角的增大,颤振马赫数相比无偏角情况有一定的提高。

关键词:可变形机翼; 非定常气动力; CFD; 气动力降阶模型; 气动弹性

中图分类号: V214.9

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.007

可变形机翼可以根据飞行环境和飞行任务的变化光滑、连续地改变自身形状,使飞机在整个任务周期内的总体性能达到最优。然而其光滑连续变形的气动外形特性导致非定常气动力变化剧烈,需采用高精度气动力分析方法。传统计算流体力学(CFD)气动分析方法^[1]相比面元法^[2]和降阶方法计算精度高,但计算量大、耗时多,不利于开展气动弹性分析。气动力模型降阶可建立一种精度高、适应性强的可变形机翼非定常气动力模型,用于可变形机翼气动弹性分析计算。

目前,常见的有两类降阶非定常空气动力学建模方法:流场特征分析方法和系统辨识方法。流场特征分析方法针对整个流场进行模型降阶分析,得到流场的特征状态参数;包括正交分解(POD)方法^[3-6]和谐波平衡(HB)方法^[7-9]。基于流体计算模型的输入响应获得正交基,模型的状态量可视为该组正交基的线性叠加,可以通过增加模型阶数从而更准确地模拟实际流场运动特性。但该方法通常用于流场的分析,由于模型考虑整个流场状态特性,模型较为复杂、阶数较高,不利于开展气动弹性分析。

系统辨识方法对流场的某些特定参数(如升力系数、力矩系数等)进行系统特征识别。非定常气动力系统辨识常

见的有 Volterra 级数方法^[10-11]、线性状态空间模型^[12-13]、自回归移动平均(ARMA)模型^[14]、基于人工神经网络的替代模型^[15-16]、径向基函数(RBF)插值和 Kriging 模型^[17-20]、支持向量机(SVM)方法^[21-22]、状态观测器^[23]、面向块的 Wiener 模型^[24-25]等。

采用非定常气动力降阶模型,可以提高柔性后缘可变形机翼的气动弹性响应计算效率,常见的模型降阶方法有带外输入的自回归模型(ARX)方法和 Volterra 级数方法。ARX 方法的非定常气动力模型阶数相比 Volterra 级数方法要低一个量级左右,计算效率比 Volterra 级数高。因此,本文采用 ARX 方法建立三维非定常气动力,与结构状态空间模型相耦合,得到柔性后缘可变形机翼气动弹性系统的状态空间模型,在此基础上计算柔性后缘可变形机翼的颤振特性和阵风响应。

1 气动弹性状态空间模型

非定常气动力 ARX 模型可以写成如下表达式

$$y(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i y(k-i) + \sum_{j=0}^{nb-1} B_j u(k-j) \quad (1)$$

式中, $y(k)$ 表示第 k 步的广义气动力系数, na 、 nb 是系统广

收稿日期: 2022-10-15; 退修日期: 2022-11-05; 录用日期: 2022-11-20

基金项目: 国家自然科学基金(52202430); 博士后科学基金面上项目(2021M700327)

引用格式: Zhao Shiwei, Kan Zi, Li Daochun. Research on the aeroelastic analysis method of flexible trailing edge morphing wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 62-69. 赵仕伟, 阚梓, 李道春. 柔性后缘可变形机翼气动弹性分析方法研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 62-69.

义气动力系数输入和广义位移输入阶数,可以将该系统改写成离散状态空间的形式

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_a(k+1) &= \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{B}_a u(k) \\ y_a(k) &= \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{D}_a u(k) \end{aligned} \quad (2)$$

式中

$$\mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 & \cdots & A_{na-1} & A_{na} & B_1 & B_2 & \cdots & B_{nb-2} & B_{nb-1} \\ 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 1 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 1 & \cdots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{B}_a = [B_0 \ 0 \ 0 \ \cdots \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ \cdots \ 0]^T \quad (4)$$

$$\mathbf{C}_a = A_1 \ A_2 \ \cdots \ A_{na-1} \ A_{na} \quad B_1 \ B_2 \ \cdots \ B_{nb-2} \ B_{nb-2} \quad (5)$$

$$\mathbf{D}_a = B_0 \quad (6)$$

状态矢量如下

$$\mathbf{x}_a(k) = [y(k-i) \ \cdots \ y(k-na) \ u(k-1) \ \cdots \ u(k-nb+1)]^T \quad (7)$$

对于多自由度系统,通过归一化可以转换为模态坐标运动,结构模态坐标下的动力学方程可表示如下

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{x}(t) = \mathbf{F}_a(t) \quad (8)$$

其中, $\mathbf{M}$ 为系统质量矩阵,归一化处理后是单位矩阵; $\mathbf{C}$ 为系统阻尼矩阵; $\mathbf{K}$ 为该多自由度结构系统刚度矩阵; $\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}, \ddot{\mathbf{x}}$ 分别为该系统位移、速度、加速度。各阶模态对应的广义气动力 F_a 为动压 q 、压力系数 C_p 和结构模态分析得到的各阶振型矢量 $\mathbf{S}_i$ 的乘积在各个气动表面元上的积分

$$F_a(t) = \int C_p q \mathbf{S}_i ds \quad (9)$$

该系数可以 Fluent 数值仿真获取。通过编写 UDF 程序,在每一个时间步输出对应的各阶模态对应的广义气动力,从而得到各阶模态输入下的各阶模态对应的广义气动力。

将上述模态坐标下的动力学方程写成状态空间表达形式,可以得到

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_s(t) = \mathbf{A}_s \mathbf{x}_s(t) + q \mathbf{B}_s \mathbf{F}_a(t) \\ u(t) = \mathbf{C}_s \mathbf{x}_s(t) + q \mathbf{D}_s \mathbf{F}_a(t) \end{cases} \quad (10)$$

式中

$$\mathbf{A}_s = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{K} & -\mathbf{M}^{-1}\mathbf{C} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{B}_s = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{M}^{-1} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{C}_s = [I] \quad (13)$$

$$\mathbf{D}_s = [0] \quad (14)$$

状态矢量 $\mathbf{x}_s(t)$ 为

$$\mathbf{x}_s(t) = \begin{Bmatrix} x(t) \\ \dot{x}(t) \end{Bmatrix} \quad (15)$$

将上述连续时间系统状态空间结构模型进行离散化处理,得到对应的离散状态空间模型如下

$$\begin{cases} \mathbf{x}_s(k+1) = \mathbf{A}'_s \mathbf{x}_s(t) + q \mathbf{B}'_s \mathbf{F}_a(k) \\ u(k) = \mathbf{C}'_s \mathbf{x}_s(t) + \mathbf{D}'_s \mathbf{F}_a(k) \end{cases} \quad (16)$$

其中:

$$\mathbf{A}'_s = e^{\mathbf{A}_s T} \quad (17)$$

$$\mathbf{B}'_s = \left(\int_0^T e^{\mathbf{A}_s t} dt \right) \mathbf{B}_s \quad (18)$$

$$\mathbf{C}'_s = \mathbf{C}_s \quad (19)$$

$$\mathbf{D}'_s = \mathbf{D}_s \quad (20)$$

式中, T 为时间步长,上述过程为系统的结构动力学模型的获取流程,广义气动力为系统输入,结构弹性变形为系统输出。

通过 ARX 方法建立离散形式的气动力状态空间模型如下

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_a(k+1) &= \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{B}_a u(k) \\ y_a(k) &= \mathbf{C}_a \mathbf{x}_a(k) + \mathbf{D}_a u(k) \end{aligned} \quad (21)$$

式中, $u(k)$ 为系统的广义结构位移; $y_a(k)$ 为系统的广义气动力。

将基于 ARX 方法建立的气动力状态空间模型和结构状态空间模型相耦合,可以得到整个气动弹性系统的状态空间模型,可以用于分析系统的气动弹性特性,计算系统的气动弹性响应。气动弹性系统状态空间模型表达式如下

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k+1) \\ \mathbf{x}_a(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}'_s + q \mathbf{B}'_s \mathbf{D}_a \mathbf{C}_s & q \mathbf{B}'_s \mathbf{C}_a \\ \mathbf{B}_a \mathbf{C}_s & \mathbf{A}_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k) \\ \mathbf{x}_a(k) \end{bmatrix} \\ u(k) = [\mathbf{C}_s \ 0] \begin{bmatrix} \mathbf{x}_s(k) \\ \mathbf{x}_a(k) \end{bmatrix} \end{cases} \quad (22)$$

上述状态空间模型可以通过气动弹性响应计算或者矩阵特征值来分析该气动弹性系统的稳定性。通过调整速度和调整动压,从而获得对应速度下的系统响应,当响应幅值随着时间变化保持不变,该速度对应该马赫数下的颤振速度。也可以求解状态空间的特征值来分析该系统的稳定性。对于离散系统,当所有特征值模长均小于等于 1 时,该系统稳定;若至少有一个特征值模长大于 1,该系统不稳定。可以将离散状态空间模型转化为连续状态空间模型来分析系统稳定性,当且仅当所有系统的特征值实部小于 0,该系统稳定。

通过 ARX 方法同样可以建立离散形式的阵风气动力状态空间模型,如下所示

$$\begin{aligned}x_g(k+1) &= A_g x_g(k) + B_g u(k) \\ y_g(k) &= C_g x_g(k) + D_g u(k)\end{aligned}\tag{23}$$

式中, $x_g(k)$ 为阵风输入; $u(k)$ 是系统的广义结构位移; $y_g(k)$ 是系统的阵风广义气动力。

将基于 ARX 方法建立的气动弹性状态空间模型和阵风响应气动力状态空间模型相耦合,可以得到考虑阵风响应气动弹性系统的状态空间模型,用于分析系统的阵风响应。气动弹性系统状态空间表达式如下

$$\begin{aligned}\begin{Bmatrix} x_s(k+1) \\ x_a(k+1) \\ x_g(k+1) \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} A'_s + qB'_s(D_a + D_g)C_s & qB'_sC_a & qB'_sC_g \\ B_aC_s & A_a & 0 \\ B_gC_s & 0 & A_g \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_s(k) \\ x_a(k) \\ x_g(k) \end{Bmatrix} \\ u(k) &= \begin{bmatrix} C_s & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_s(k) \\ x_a(k) \\ x_g(k) \end{Bmatrix}\end{aligned}\tag{24}$$

2 气动弹性特性分析方法验证

为验证基于 ARX 方法建立的气动力降阶模型的有效性,本文采用 Agard445.6 机翼模型。Agard445.6 几何形状如图 1 所示,机翼根部弦长 0.559m,半展长 0.762m,展弦比为 1.65,梢根比为 0.66,后掠角为 45°,翼型为 NACA 65A004。设置结构网格最大尺寸为 10mm,对机翼根部所在的平面使用固支约束,对该结构模型进行模态分析。图 2 为 Agard445.6 机翼对应的前四阶模态振型,前四阶模态的振动频率与实验结果对比见表 1,最大误差为 3.15%,有限元与试验结果^[26]吻合较好。

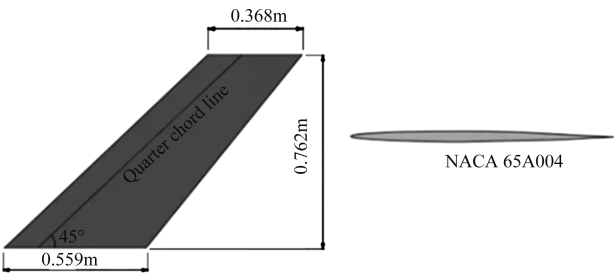


图 1 Agard445.6 几何形状
Fig.1 Geometry of Agard445.6

图 3 所示为 Agard445.6 机翼非结构网格并导入 Fluent 中计算。远场边界位于距机翼 20 倍翼根弦长处,并设置为压力远场条件。机翼表面设置为无滑动静态壁面条件,网格在翼型附近被细化。采用动态网格结合用户自定义函数

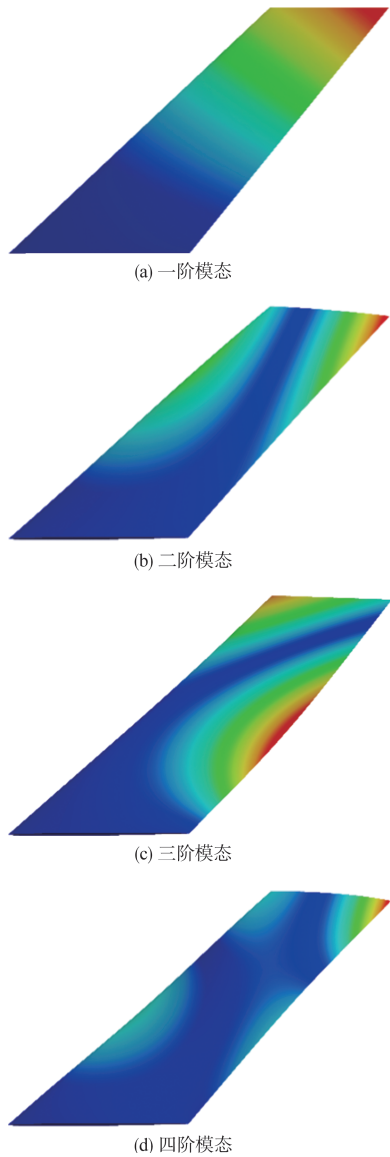


图 2 Agard445.6 机翼前四阶模态振型图
Fig.2 The first four modal shapes of Agard445.6 wing

表 1 前四阶模态的振动频率与试验结果对比

Table 1 Comparison between the vibration frequency of the first four modes and the experimental results

属性	一阶	二阶	三阶	四阶
试验结果	9.60	38.17	48.35	91.55
本文结果	9.37	39.22	49.14	94.43
误差/%	2.40	2.75	1.63	3.15

(UDF)接口编程,采用弹簧方法进行网格重构实现机翼的模态位移连续变形。在数值计算中,采用双精度求解器进行数值模拟,采用 Spalart-Allmaras 湍流模型。

图 4 所示为颤振马赫数和参考文献[24]的对比,可以看出,二者的数值和趋势均具有良好的一直性,最大误差小

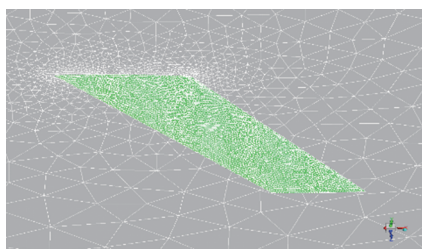


图3 Agard445.6机翼气动网格

Fig.3 Aerodynamic grid of Agard445.6 wing

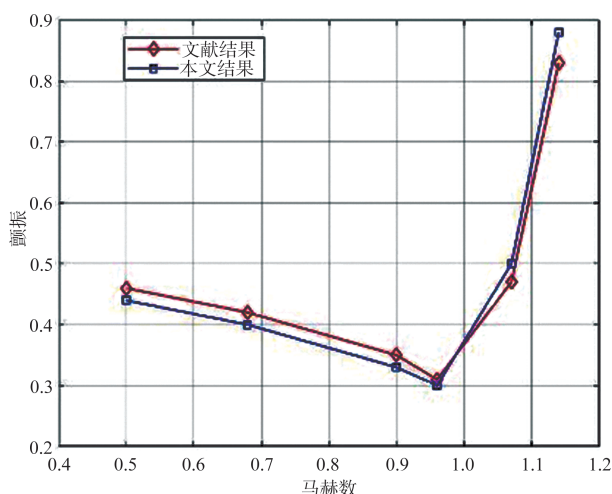
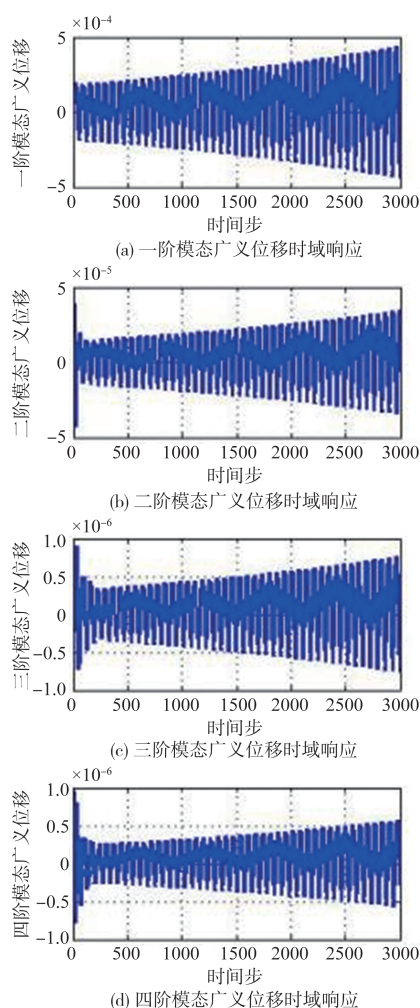


图4 颤振马赫数对比验证

Fig.4 Flutter Mach number verification

于8%。

图5所示为动压对应的马赫数为0.29时Agard445.6机翼各阶模态时域响应,从图5中可以看出,各阶模态位移随着时间变化位移逐渐减少呈收敛趋势,说明在该动压下该机翼尚未达到颤振。通过分析离散状态空间模型可以看出,最大特征值模长为0.994,小于1,该系统稳定。通过分析连续状态空间模型的特征值也可以看出,在该状况下所有特征值的实部均小于0,该系统稳定。图6所示为动压对应的马赫数为0.3时Agard445.6机翼各阶模态时域响应,从图6中可以看出,各阶模态位移随着时间变化位移基本保持不变,说明动压对应的马赫数为0.3时非常接近颤振速度。图7所示为动压对应的马赫数为0.31时Agard445.6机翼各阶模态时域响应,从图7中可以看出,各阶模态位移随着时间变化位移逐渐增大,说明该马赫数已经超过颤振速度了。通过分析离散状态空间模型可以看出,最大特征值模长为1.0003,该系统发散。通过分析连续状态空间模型的特征值也可以看出,在该状况下所有特征值存在特征值 $0.2917 \pm 91.8737i$ 实部大于0,该系统发散。

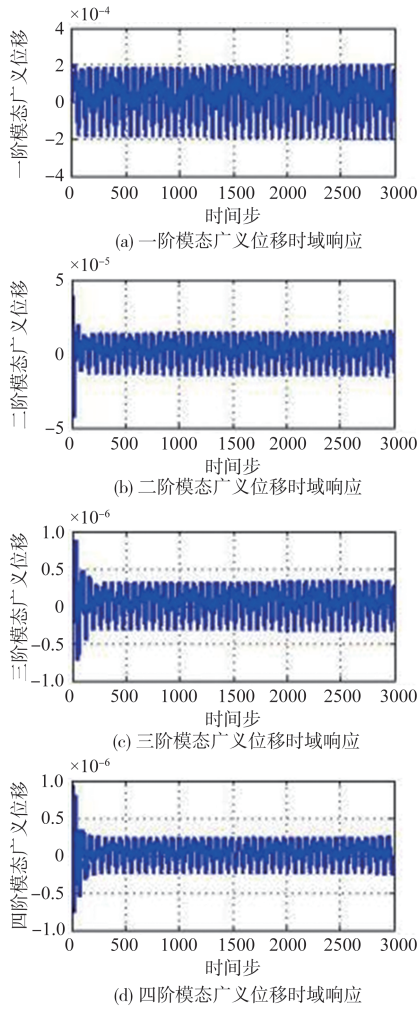
图5 $Ma=0.29$ 时Agard445.6机翼各阶模态时域响应Fig.5 Time domain response of various modes of Agard445.6 wing at $Ma=0.29$

3 柔性后缘可变形机翼气动弹性分析计算

3.1 颤振分析计算

本节考虑柔性后缘机翼在不同偏角下的颤振速度计算,仅考虑气动外形变化对气动弹性特性的影响,柔性后缘可变形机翼的流体网格如图8(a)所示。弦向变化范围为翼型60%到后缘部分,这一段翼型中弧线变形采用作抛物线轨迹变弯,定义60%翼型处中弧线所在的位置和变形后的后缘点的连线与初始翼型中弧线的夹角为后缘偏角 β ,向下偏为正偏转方向。

为节约网格绘制时间,对不同柔性后缘偏角情况采用同一套流体网格进行CFD仿真计算。在计算某一特定偏角时,可以基于UDF程序预先将该部分后缘偏转至给定的角度,图8(b)所示为机翼柔性后缘偏转 6° 时流体网格的变

图6 $Ma=0.3$ 时Agard445.6机翼各阶模态时域响应Fig.6 Time domain response of various modes of Agard445.6 wing at $Ma=0.3$

化图。等到气动力响应基本稳定后,输入对应的各阶位移激励,从而得到对应偏角下的各阶广义气动力系数响应。

在训练马赫数为0.9时,后缘偏角为 0° 、 2° 、 4° 、 6° 时的颤振马赫数分别为0.202、0.203、0.211、0.224。可以看出,随着后缘偏角的增大,颤振马赫数相比无偏角情况有一定的提高。

3.2 阵风响应分析计算

取马赫数为0.7工况下计算1-cos阵风响应,图9所示为阵风尺寸分别为60m、90m、140m时柔性后缘偏角为 6° 下的机翼各阶模态位移响应。可以看出,在该工况下,飞机遭遇阵风响应随着阵风尺寸的增大,模态位移响应呈下降趋势。

4 结论

本文提出一种基于气动降阶模型建立柔性后缘可变形

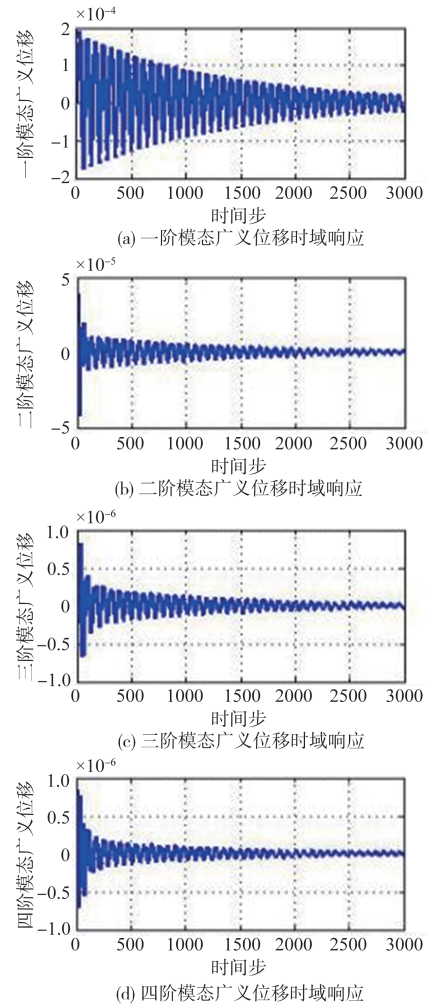
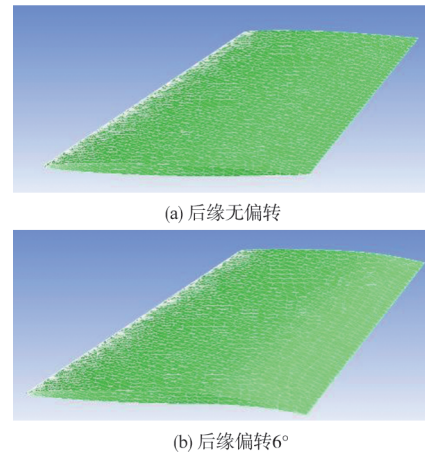
图7 $Ma=0.31$ 时Agard445.6机翼各阶模态时域响应Fig.7 Time domain response of various modes of Agard445.6 wing at $Ma=0.31$ 

图8 机翼柔性后缘偏转前后网格变化

Fig.8 Grid changes before and after flexible trailing edge deflection

机翼气动弹性分析方法,应用于柔性后缘可变形机翼的颤振特性和阵风响应分析计算。通过结构有限元方法得到各阶模态,将各阶模态变形导入CFD计算,得到对应的气动力,基于ARX方法得到气动状态空间模型,耦合结构状态

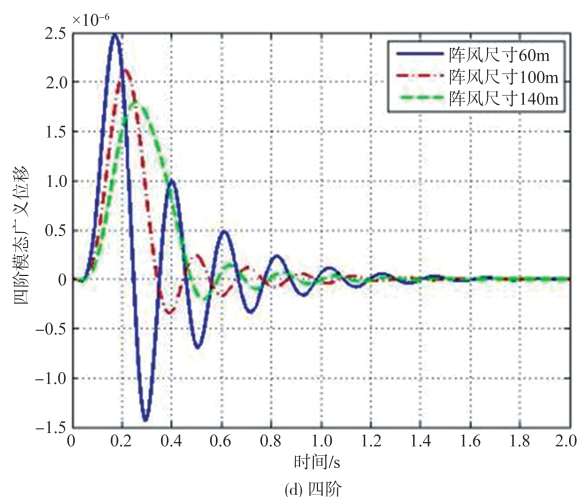
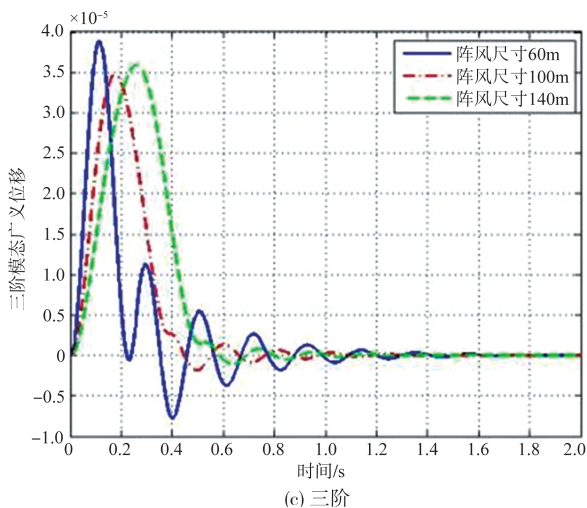
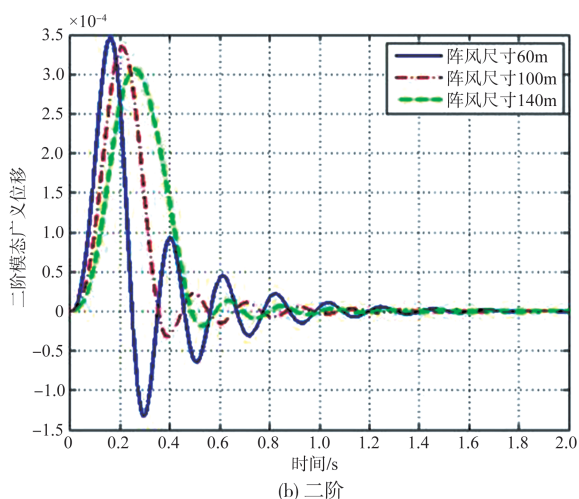
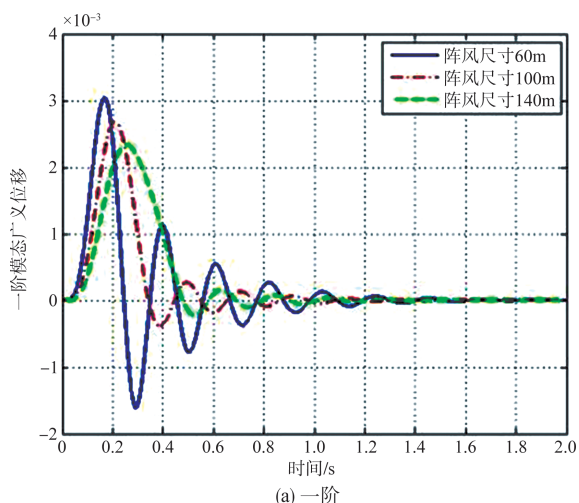


图9 模态位移时域响应

Fig.9 Time domain response of modal displacement

空间模型从而建立可变形机翼的气动弹性状态空间模型,用于可变形机翼气动弹性颤振特性分析和阵风响应计算。研究表明,随着后缘偏角的增大,颤振马赫数相比无偏角情况有一定的提高。在马赫数为0.7的工况下,随着阵风尺寸的增大,模态位移响应呈下降趋势。本文尚未考虑柔性后缘结构变形对气动弹性特性的影响,可在后续工作中综合考虑结构气动影响的气动弹性特性。

AST

参考文献

- [1] 叶正寅,张伟伟. 基于CFD的高效气动弹性计算方法[J]. 航空科学技术, 2008, 19(1):26-31.
Ye Zhengyin, Zhang Weiwei. Computational method of efficient aerolasticity based on CFD [J]. Aeronautical Science & Technology, 2008, 19(1):26-31. (in Chinese)
- [2] 王丽莎,曹旭,石晓峰,等. 大展弦比桁架支撑机翼静气动弹性问题研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(7):6.
Wang Lisha, Cao Xu, Shi Xiaofeng, et al. Static aeroelastic analysis of a high-aspect-ratio truss-braced wing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(7): 6. (in Chinese)
- [3] Beran P S, Lucia D J, Pettit C L. Reduced-order modelling of limit-cycle oscillation for aeroelastic systems[J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19(5):575-590.
- [4] Dowell E H, Thomas J P, Hall K C. Transonic limit cycle oscillation analysis using reduced order aerodynamic models [J]. Journal of Fluids and Structures, 2004, 19(1):17-27.
- [5] Zhou Q, Chen G, Ronch A D, et al. Reduced order unsteady

- aerodynamic model of a rigid aerofoil in gust encounters[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 63:203-213.
- [6] Yao W, Marques S. Nonlinear aerodynamic and aeroelastic model reduction using a discrete empirical interpolation method [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(2):624-637.
- [7] Liu L, Dowell E H, Thomas J P. A high dimensional harmonic balance approach for an aeroelastic airfoil with cubic restoring forces[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2007, 23(3): 351-363.
- [8] Thomas J P, Dowell E H, Hall K C. Modeling viscous transonic limit-cycle oscillation behavior using a harmonic balance approach[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1266-1274.
- [9] Ekici K, Kielb R E, Hall K C. The effect of aerodynamic asymmetries on turbomachinery flutter[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2013, 36: 1-17.
- [10] Silva W. Identification of nonlinear aeroelastic systems based on the Volterra theory: Progress and opportunities[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2005, 39(1): 25-62.
- [11] Balajewicz M, Nitzsche F, Feszty D. Application of Multi-Input Volterra Theory to nonlinear multi-degree-of-freedom aerodynamic systems[J]. *AIAA Journal*, 2015, 48(1):56-62.
- [12] Silva W A. Recent enhancements to the development of CFD-based aeroelastic reduced-order models[C]//*Proceedings of the 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2007.
- [13] Silva W A, Bartels R E. Development of reduced-order models for aeroelastic analysis and flutter prediction using the CFL3Dv6. 0 code[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, 19 (6): 729-745.
- [14] Cowan T J, Arena A S, Gupta K K. Accelerating computational fluid dynamics based aeroelastic predictions using system identification[J]. *Journal of Aircraft*, 2001, 38(1): 81-87.
- [15] Zhang W, Wang B, Ye Z, et al. Efficient method for limit cycle flutter analysis by nonlinear aerodynamic reduced-order models [J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(5): 1019-1028.
- [16] Marques F D, Anderson J. Identification and prediction of unsteady transonic aerodynamic loads by multi-layer functionals[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2001, 15(1): 83-106.
- [17] Glaz B, Liu L, Friedmann P P. Reduced-order nonlinear unsteady aerodynamic modeling using a surrogate-based recurrence framework[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(10): 2418.
- [18] Mackman T J, Allen C B, Ghoreyshi M, et al. Comparison of adaptive sampling methods for generation of surrogate aerodynamic models[J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(4): 797-808.
- [19] Liu H, Hu H, Zhao Y, et al. Efficient reduced-order modeling of unsteady aerodynamics robust to flight parameter variations [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2014, 49: 728-741.
- [20] Li W, Jin D, Zhao Y. Efficient nonlinear reduced-order modeling for synthetic-jet-based control at high angle of attack [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 62: 98-107.
- [21] Chen G, Zuo Y, Sun J, et al. Support-vector-machine-based reduced-order model for limit cycle oscillation prediction of nonlinear aeroelastic system[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2012:152123.
- [22] Chen G, Sun J, Mao W, et al. Limit cycle oscillation control for transonic aeroelastic systems based on support vector machine reduced order model[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2013, 56(1): 8-14.
- [23] Xiaoyan L, Zhigang W, Chao Y. Aerodynamic reduced-order models based on observer techniques[C]// *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Orlando, Florida, 2010.
- [24] Huang R, Hu H, Zhao Y. Nonlinear reduced-order modeling for multiple-input/multiple-output aerodynamic systems[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(6):1219-1231.
- [25] Kou J, Zhang W, Yin M. Novel wiener models with a time-delayed nonlinear block and their identification[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2016, 85(4): 2389-2404.
- [26] Zhang W, Chen K, Ye Z. Unsteady aerodynamic reduced-order modeling of an aeroelastic wing using arbitrary mode shapes [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2015, 58 :254-270.

Research on the Aeroelastic Analysis Method of Flexible Trailing Edge Morphing Wing

Zhao Shiwei, Kan Zi, Li Daochun

Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract: CFD method is usually used to calculate unsteady aerodynamic forces for high-precision aeroelastic analysis of morphing wings. However, CFD is not convenient for aeroelastic analysis due to its large amount of calculation and time-consuming. In this paper, an aeroelastic analysis method of flexible trailing edge morphing wing based on aerodynamic reduced order model is proposed, which can greatly improve the efficiency of aeroelastic analysis while ensuring the calculation accuracy. Based on the autoregressive with eXogeneous input (ARX) aerodynamic order reduction analysis method, the state space model of the aerodynamics of the flexible trailing edge morphing wing is established. Coupled with the structural state space model, the state space model of the aeroelastic system of the entire flexible trailing edge morphing wing is obtained, which is used to calculate the flutter characteristics and gust response of the flexible trailing edge morphing wing. The results show that the flutter Mach number increases with the increase of the trailing edge deflection angle.

Key Words: morphing wing; unsteady aerodynamics; CFD; aerodynamic reduced order model; aeroelasticity

Received: 2022-10-15; **Revised:** 2022-11-05; **Accepted:** 2022-11-20

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52202430); General Program of Postdoctoral Science Foundation (2021M700327)