

# 基于气动力降阶模型的高超声速舵面颤振分析

季 雨, 韩景龙

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:**采用自回归移动平均模型研究了高超声速环境下的气动力降阶问题, 建立气动力降阶模型的状态空间形式, 并与结构模态叠加法耦合进行时域颤振分析。采用频带宽度较佳的广义 3211 型位移输入作为训练输入, 完成关键的训练过程并获得广义气动力系数作为训练输出; 在此基础上利用 MATLAB 系统辨识工具箱进行 ARMA 模型的参数估计; 最后完成气动力降阶模型的验证。结果表明, 气动力 ROM 的建立过程简便可靠, 一定程度上体现了工程应用特点, 在定马赫数工况下, 基于气动力 ROM 的颤振计算效率较传统的 CFD 方法显著提高。

**关键词:**高超声速; 降阶模型; 颤振分析; 状态空间; 模态叠加

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1671-5322(2016)01-0039-05

气动弹性问题作为飞行器设计中的关键问题, 在高超声速飞行器上也同样存在。20 世纪 90 年代初, 美国通过 NASP 计划<sup>[1-2]</sup>建立了比较成熟的吸气式高超声速飞行器气动弹性问题的工程分析框架。高超声速气动弹性问题首先关注的是适合高超声速非定常气动力计算方法, 随着计算机计算能力的提高, 基于计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)技术的气动力计算和气动弹性分析得到了很好的发展, 为高超声速环境下气动弹性、气动热弹性的研究提供了基础。

然而, CFD 技术在时空维上对气体流动的描述越来越细致, 对网格数目及划分方式的要求越来越高, 使得非定常气动力系统的维数变高, 气动弹性研究计算量变大、分析周期变长。因此, 人们致力于寻求高效、高精度的低阶非定常气动力模型, 以适应现代气动弹性力学的发展和新型飞行器的研发要求。

非定常气动力的精确建模与辨识问题在飞行器设计与气动弹性分析中扮演着重要角色。目前, 给定流场环境与飞行器姿态的初始与边界条件, 借助 CFD 方法能够准确完成非定常气动力的预测, 但 CFD 需要耗费大量的计算时间, 给飞行器控制以及气动弹性优化设计工作带来不利

影响。

如何设计出一种改进的非定常气动力降阶模型(Reduced Order Model, ROM), 运用于高超声速飞行环境, 以便在保证计算精度和准确性的前提下提高效率从而优化计算, 已成为近年来的研究热点。凭借高效高精度的特征, 基于 CFD 技术的气动力 ROM 极有可能成为新一代气动弹性分析的主流方法。

## 1 ARMA/ROM 建立过程

辨识并且建立气动力的自回归移动平均降阶模型 ARMA/ROM(Autoregressive Moving Average, ARMA), 其核心内容在于获得可靠的训练数据(输入和输出)和鲁棒的参数估计。

基于动态线性假设, 以颤振为代表的气动弹性稳定性问题之中, 非定常气动力子系统可以视为线性时不变系统(Linear Time Invariant, LTI)。ARMA 模型能够准确地描述多输入多输出(Multiple-Input Multiple-Output, MIMO)形式的 LTI 系统, 即系统动态响应可表示成原有输出和输入的加权之和<sup>[3]</sup>。相应地, 气动弹性计算中的非定常 CFD 求解器就是一个待辨识的动力系统, 以结构的特征运动(模态位移)作为输入, 广义气动力作

为输出。

对于气动力 ROM,输出为各阶广义气动力  $f$ , 输入为各阶广义位移  $d$ 。为了便于后续颤振分析(变密度方式调整来流动压),将广义气动力进行规则化处理,即输入为广义气动力系数  $\hat{f}$ 。

离散时间形式的非定常气动力 ARMA 模型表示为:

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

式中:  $\hat{f}$  和  $d$  分别为  $n_y \times 1$  和  $n_u \times 1$  的列向量,  $A_i$  和  $B_j$  为  $n_y \times n_y$  和  $n_y \times n_u$  的矩阵。结构模态阶数为  $n_r$ , 则输出阶数  $n_y = n_r$ , 输入阶数  $n_u = n_r$ 。模型阶数  $(na, nb)$  表征气动力的非定常效应, 对所建 ROM 的精度有着明显的影响, 可通过试算来确定合适的值<sup>[4]</sup>。一般 4 ~ 8 阶延迟的模型就可以精确地描述气动力的非定常效应。

动力系统参数的辨识准确度固然和模型辨识及参数估计方法有关, 但更加重要的是试验数据所含待估计参数的信息量和试验数据的测量准确度<sup>[5]</sup>。ARMA/ROM 的训练过程主要涉及两个方面: 基于 CFD 求解器的耦合计算和设计训练输入。从计算角度看, 获取训练数据是一个完整的流固耦合计算过程。

基于通用 CFD 求解器的非定常气动力 ROM 训练过程如图 1 所示。

辨识并建立气动力的 ARMA/ROM 后, 该 ROM 即可取代 CFD 求解器, 并与结构模态叠加法进行耦合, 从而进行高效高精度的气动弹性分析。

基于 ROM 技术的气动弹性分析流程如图 2 所示。

### 2 算例与分析

计算模型为小展弦比高超声速舵面, 几何尺寸如图 3 所示(单位: mm), 舵面根部固支。

采用通用的 CFD 求解器 FLUENT, 并基于 N-S 控制方程, 按照用户自定义函数(User Defined Function, UDF)的方式耦合结构模态叠加方法, 并依据弹簧光顺方式实现耦合计算中的动网格过程, 获得高精度的非定常气动力。CFD 计算采用结构网格, 整个网格拓扑和机翼表面网格如图 4 所示。

对结构模型采用根部固支, 通过模态分析, 获得其振型和固有频率等信息, 如图 5 所示。

ARMA/ROM 的训练过程主要涉及两个方

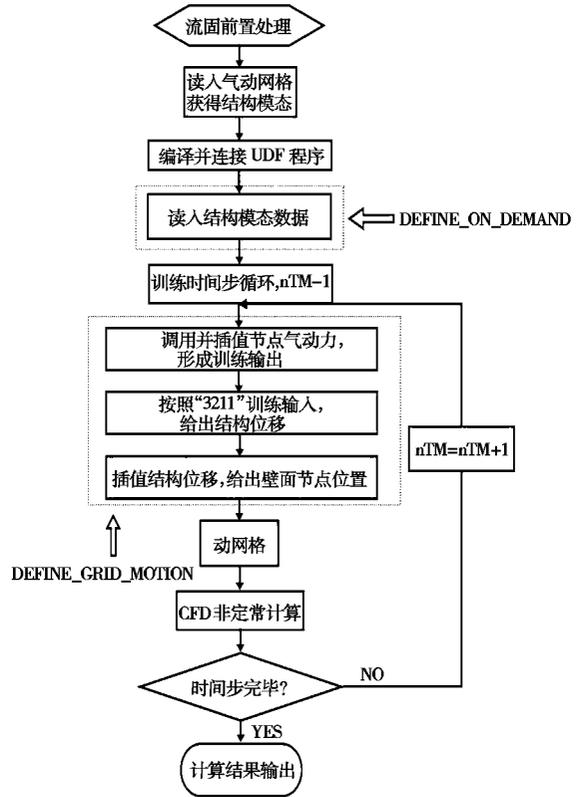


图 1 非定常气动力 ROM 的训练过程

Fig. 1 Training process of unsteady aerodynamic ROM

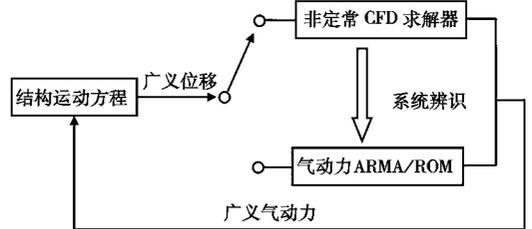


图 2 基于 ROM 技术的气动弹性分析流程图

Fig. 2 Process of aeroelastic analysis based on ROM

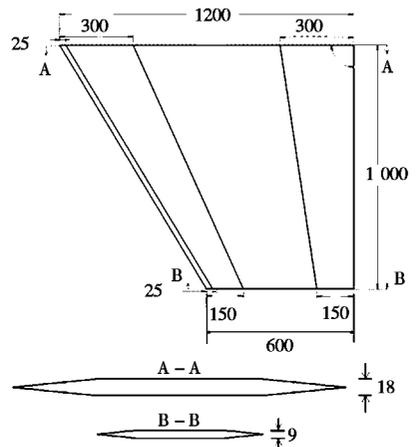
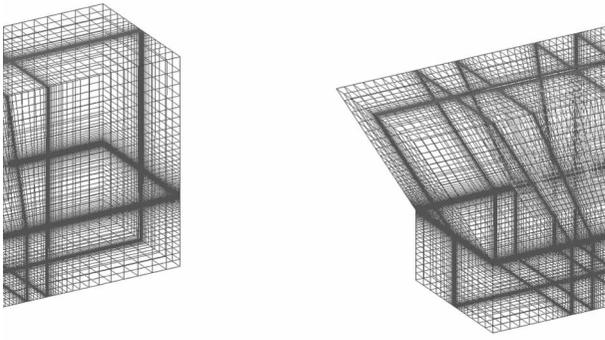
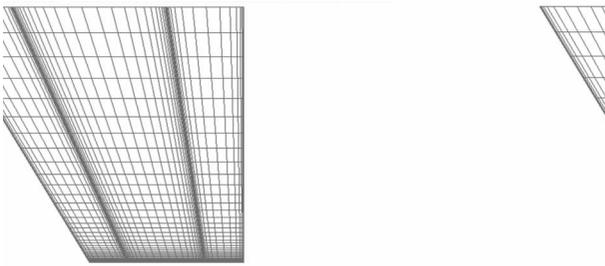


图 3 舵面几何尺寸示意图

Fig. 3 Geometry size of airfoil



a CFD 网格空间拓扑



b 表面气动网格

图 4 机翼的气动网格

Fig. 4 Aerodynamic grid of airfoil

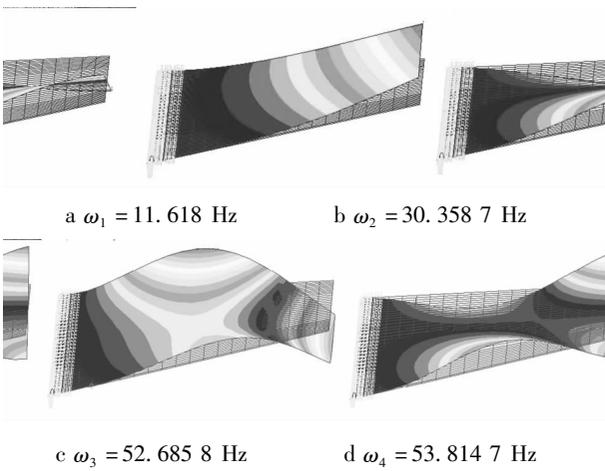


图 5 舵面前四阶模态

Fig. 5 The first four modals of airfoil

面:基于 CFD 求解器的耦合运算和设计训练输入。常用的输入信号中,“3211”输入具有较好的性能,故在该算例中,针对各阶振型,应用“3211”多步位移输入对 CFD 求解器进行激励。

四阶广义位移的最大值均为 0.001 5,时间步长为 0.001 s。10 km 高空 5 Ma 工况下的训练输入如图 6 所示。

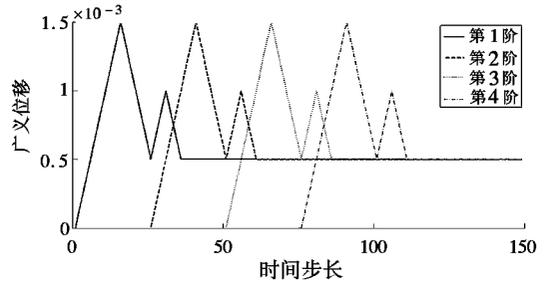
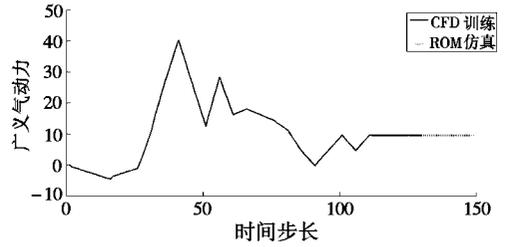
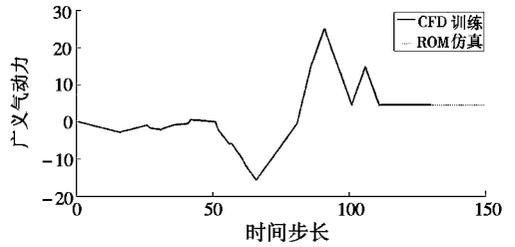


图 6 机翼的多步位移输入

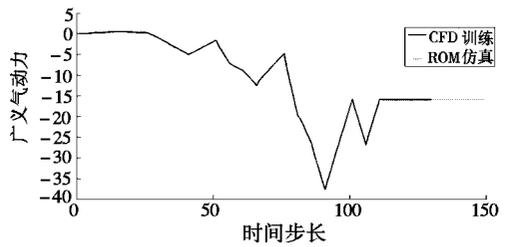
Fig. 6 Multiple input of displacement



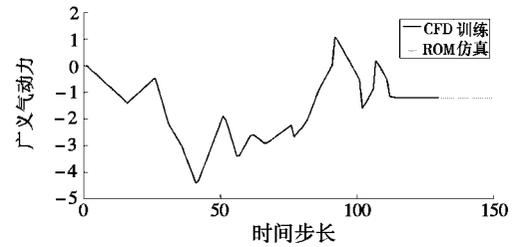
a 一弯模态



b 一扭模态



c 二弯模态



d 二扭模态

图 7 机翼 CFD 训练和 ROM 仿真的输出对比

Fig. 7 The comparison of CFD training output and ROM simulation

耦合模态叠加法计算机翼发生的变形,插值生成的机翼表面网格和上述结构变形相匹配,并具有理想的光顺度,进而完成 ROM 的训练过程。

获得训练数据之后,基于 MATLAB 系统辨识工具箱进行 ARMA 模型的参数估计。参数估计中用到的 MATLAB 内置函数有:iddata, arx 和 arx-data。按照公式(1)即可建立 ARMA/ROM 的显示表达。

图 7 为机翼 CFD 训练和 ROM 仿真的输出比较。通过图 7 可以看出本文所用的降阶模型方法能够很好地计算结构变形时的气动力。对于相同的输入信号,ARMA/ROM 的仿真输出与 CFD 直接训练结果基本一致,初步表明该气动力降阶模型的正确性。

在此基础上,分别采用 CFD 和 ARMA/ROM 方法,对该高超机翼的颤振特性进行分析。为方便比较,取对应工况下的标准大气数据定义为训练来流条件,其对应动压以下均称训练动压  $q_e$ ,并定义实际来流动压  $q$  与训练动压  $q_e$  的比值为动压比。

以 10 km 高空 5 Ma 工况的颤振计算为例,两种方法的结果如图 8 ~ 图 9 所示。比较图 8、图 9 可以发现利用 ARMA/ROM 方法所得到的机翼颤振特性和 CFD 直接模拟差别较小。图 8 中,当  $q/q_e = 3.28$  时,各阶广义位移等幅震荡,机翼处于颤振临界状态,此时对应的计算动压即为颤振临界动压,相应的颤振频率为 27.12 Hz;在图 9 中,通过变密度方式改变颤振动压,从而获得颤振边界条件,此时的颤振频率为 27.27 Hz,  $q/q_e = 3.25$ 。

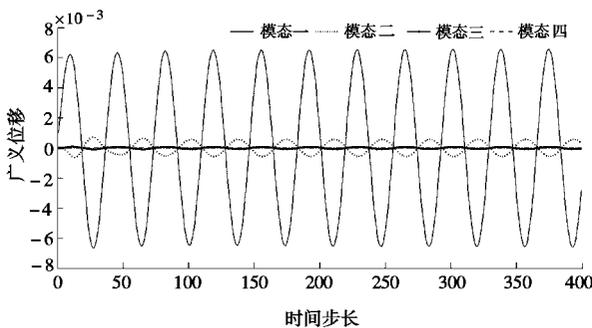


图 8 动压比  $q/q_e = 3.28$  时,CFD 方法的广义位移时间历程

Fig.8 When  $q/q_e = 3.28$ , the generalized displacement based on CFD method

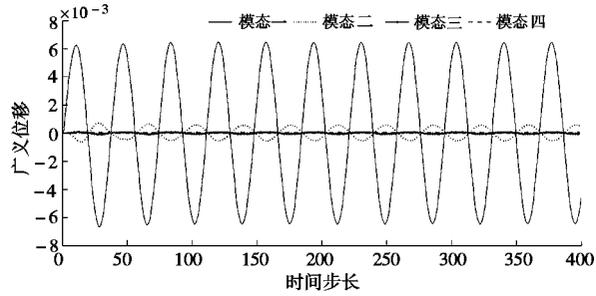


图 9 动压比  $q/q_e = 3.25$  时,ARMA/ROM 的广义位移时间历程

Fig.9 When  $q/q_e = 3.25$ , the generalized displacement based on ARMA/ROM method

对于 10 km 高空处其他工况,两种方法所得机翼颤振特性差别均较小,计算结果比较如表 1 和表 2 所示。两种方法精度相当,体现了 ARMA/ROM 方法在解决复杂气动弹性问题中的能力。

表 1 不同马赫数下两种方法获得颤振临界点时的动压比

Table 1  $q/q_e$  on critical flutter state based on the two methods in each mach number

马赫数	CFD 计算	ROM 仿真
5	3.28	3.25
6	2.51	2.53
7	1.91	1.96

表 2 不同马赫数下两种方法获得颤振频率

Table 2 The flutter frequency based on the two methods in each mach number Hz

马赫数	CFD 计算	ROM 仿真
5	27.12	27.27
6	26.51	26.67
7	25.05	25.35

### 3 结论

本文研究了高超声速环境下气动力降阶模型,建立了高超声速舵面模型,并按照用户自定义的方式耦合模态叠加法获得训练数据。在此基础上验证了 ARMA/ROM 方法的正确性。验证结果表明,CFD 与 ROM 方法对颤振特性分析、所得结果精度相当,而基于气动力 ARMA/ROM 气动弹性模拟方法计算效率较高。对于本文算例,在定马赫数工况下进行颤振特性分析,CFD 方法通常需要 4 ~ 5 次试算才能获得颤振边界,且每次试算

至少需要5个周期(即200个时间步长)才能判断是否发生颤振;而ROM方法只需要进行1次训练,获得训练数据约100个时间步。除此之外,

ROM的颤振特性计算时间可以忽略不计,故基于气动力ARMA/ROM方法的颤振计算效率提高约8~10倍,较CFD方法具有明显的时间收益。

#### 参考文献:

- [1] SPAIN C, SOISTMANN D L, PARKER E C, et al. An overview of selected NASP aeroelastic studies at the NASA Langley research center[J]. AIAA, 1990.
- [2] KEHOE M W, SUYDER H T. Thermoelastic vibration test techniques[C]. 9th Conference International Modal Analysis Conference (IMAC). 1991.
- [3] 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.
- [4] COWAN T J. Efficient aeroelastic CFD prediction using system identification[D]. Oklahoma: Oklahoma State University, 1998.
- [5] 蔡金狮, 王青, 王文正. 飞行器系统辨识学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.

## Flutter Analysis of Hypersonic Airfoil Based on Rudder Reduced Order Model

JI Yu, HAN Jinglong

(College of Aerospace Engineering of NUAU Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,  
Nanjing Jiangsu 210016, China)

**Abstract:** The study on aerodynamic reduced order problem in hypersonic environment is based on Autoregressive Moving Average (ARMA) method. Time-domain flutter analysis is carried out by establishing the state space form of aerodynamic ARMA/ROM and coupled with the structural modal superposition method. Firstly, generalized type 3211 displacement input is used as training input whose band width is better. The key training process is completed, and the general aerodynamic coefficient as the training output is obtained. On this basis the parameter estimation of ARMA models is carried out by using MATLAB system identification toolbox. Finally, the verification of aerodynamic reduced order model is completed. The results show that the establishment process of aerodynamic ROM is simple and reliable, and to some extent, it reflects the characteristics of engineering application. In the working condition of limiting Mach number, the flutter calculation efficiency which is based on the aerodynamic ROM is significantly increased than the traditional CFD method.

**Keywords:** hypersonic; reduced order model; flutter analysis; state space; modal superposition

(责任编辑:李华云)