

高超声速气动热弹性分析降阶研究

晏筱璇^{1,2}, 韩景龙³, 马瑞群³

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109;
3. 南京航空航天大学航空学院机械结构力学及控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要:高超声速气动热弹性分析涉及流场、结构场和热力场间的相互耦合, 计算复杂且耗时长。根据分层求解策略提出了一种基于降阶模型的高超声速气动热弹性分析框架。分别采用系统辨识法和本征正交分解法对高超声速气动力和气动热建立降阶模型, 并与模态叠加法耦合实现热配平状态下气动热弹性问题的快速计算。以典型高超声速三维机翼为例, 预测热结构的颤振动压, 并与全阶流-固-热耦合计算结果对比吻合较好。所提出的气动热弹性分析框架提高了计算效率, 而且精度高, 可应用于工程分析中。

关键词: 气动热弹性; 颤振; 高超声速; 耦合; 降阶模型

中图分类号: V215.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2022)02-0475-12

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2022.02.023

引言

气动热弹性是一个复杂的涉及到多学科相互耦合的问题, 依据现有的计算条件, 采用高精度方法完全求解该问题是非常困难的。文献[1-2]在忽略气动热、气动力、弹性力与惯性力之间的弱耦合关系后, 进一步简化该问题, 提出了一种分层求解方法。该方法先计算定常气动热, 认为非定常气动力不会对气动热产生影响, 此外也忽略了结构变形对气动热的作用。本文基于分层求解方法进行气动热弹性建模, 由于采用 CFD 求解气动热和气动力仍然耗时较长, 故考虑了通过构造气动热和气动力降阶模型 (ROM) 来进一步缩短计算时间。

对于气动力降阶模型本文采用基于系统辨识技术的降阶方法。目前常用的非定常气动力辨识方法主要为 Volterra 模型^[3]、神经网络模型^[4]以及 NARMAX (Nonlinear Auto Regressive Moving Average with Exogenous Input) 模型。NARMAX 模型是一种统一的非线性系统表达, 例如 Wiener 模型和自回归移动平均 (ARMA) 模型等, 该模型收敛速度快且精度高^[5]。ARMA 模型可准确地辨识出弱非线性系统, 常用于颤振稳定性问题中的非定常气动力辨识。Gupta 等^[6-7]提出一种基于状态空间方程的 ARMA 模型系统识别方法, 可对飞行器的气动弹性现象进行精确而有效的模拟。张伟伟和叶正寅使用

ARMA 模型在辨识气动力方面开展了大量的研究, 并分别将该模型应用于颤振计算^[8], 跨音速颤振的主动抑制研究^[9]以及阵风响应问题的研究^[10]。Zaide 等^[11]使用时域 ARMA 模型对随机阵风激发的 CFD 响应进行辨识, 建立的降阶模型可以准确预测亚音速和跨音速下升力和俯仰力矩的时间历程。

本征正交分解 (POD) 是一种频谱方法, 它通过正交基来近似全阶系统。该技术已被广泛用于描述流体力学中的物理现象^[12-13]。另外, 近年来, POD 技术也已经被用于高超声速气动热降阶研究。Falkiewicz 等^[14]利用 POD 方法为时变热流量边界条件下瞬态热传导问题构造降阶模型。Crowel 等^[15]通过 CFL3D 程序获取高精度的结构表面热流密度, 分别采用 POD 方法和 Kriging 代理模型对数据进行处理, 建立气动热的降阶模型来估算表面热流。结果表明, 基于 Kriging 的 ROM 比基于 POD 的 ROM 更准确, 但 POD 方法的效率更高。Chen 等^[16-17]分别采用了三种方法, 即径向基函数 (RBF)、POD-RBF 和 Kriging 方法来构造 ROM。Yan 等^[18]提出了 POD-Chebyshev 气动热降阶模型, 可用于预测高超声速飞行器的热平衡状态, 计算效率和精度均高于 Kriging 方法。

本文运用 ARMA 模型对高超声速非定常气动力进行辨识, 并与 POD-Chebyshev 气动热降阶模型结合, 基于分层求解思路搭建气动热弹性分析框架。针对三维高超声速机翼, 对其进行气动热弹性分析,

并与CFD/CTSD^[19]计算结果比较,验证了本文提出的气动热弹性分析框架的可靠性。

1 基于 ARMA 模型的气动力降阶方法

1.1 训练信号

ARMA 模型目的是找到输入输出训练数据的一种显示表达,模型对系统预测的准确度不仅取决于结构参数的选择,更受到训练数据精度以及数据包含的系统特性范围的影响。因此 ARMA 模型的训练输入信号设计以及 CFD 求解器的精度尤为重要。“3211”多步输入信号因其易于实现并且具有较大的频带宽度而在飞行测试中被广泛使用,并逐渐应用于系统辨识中^[20]。“3211”多步输入信号^[21]速度和位移分布如图 1 所示。

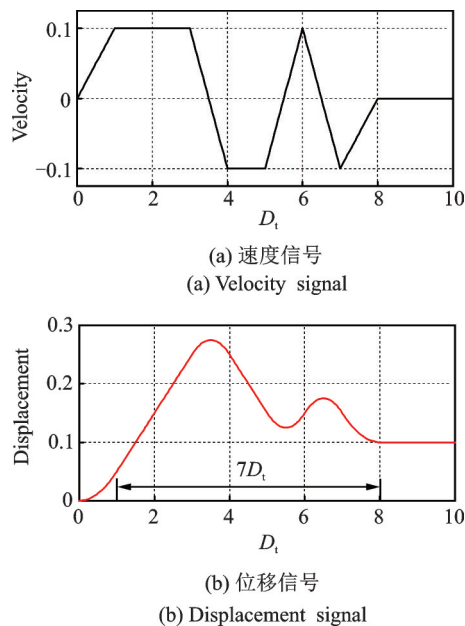


图 1 “3211”多步输入训练信号
Fig. 1 “3211”multi-step input signal

图中横坐 D_t 为广义时间步长,它与实际训练过程中的时间步长 Δt 的关系为 $D_t = isize \times \Delta t$,其中, $isize$ 为缩放因子,可以理解为每个 D_t 内包含 $isize$ 个物理时间步。需要注意,在 CFD 训练中需要采用与激励信号相同的时间步长 Δt 。如图 1(a) 所示,速度信号给定为“3211”形式,为了获得更为平缓训练信号,可对速度函数进行数值积分得到位移函数,并将该位移函数作为模型的训练输入信号。速度信号幅值为 0.1,假设 $\Delta t=1$, $isize=1$,则积分后位移输入信号如图 1(b) 所示,位移最大幅值为 0.275,且变化更加平缓。

1.2 ARMA 模型

ARMA 模型在系统辨识过程中,第 k 个时间步的系统响应可以看作前一时刻系统的输出和输入的线性组合^[22],使得该模型在数学上非常容易实现。对于 MIMO 系统的时间离散化方程如下所示^[23]:

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

式中 k 表示时间离散化后第 k 个时间步, f 和 q 分别表示系统的广义气动力系数和广义位移, na , nb 分别表示模型输入和输出阶数, A_i 和 B_j 是未知参数矩阵。

将式(1)转化为状态空间方程,系统状态向量 x_a 定义如下:

$$x_a(k) = [f(k-1) \cdots f(k-na) \ q(k-1) \ q(k-nb+1)]^T \quad (2)$$

状态空间模型表示为:

$$\begin{aligned} x_a(k+1) &= A_a x_a(k) + B_a q(k), \\ f(k) &= C_a x_a(k) + D_a q(k) + f_0 \end{aligned} \quad (3)$$

式(3)中的输出方程有未知向量 f_0 , 该向量为静态偏差,系数矩阵 C_a 和 D_a 由矩阵 A_i 和 B_j 组成。由于稳态气动力偏差不会对系统动的稳定性产生影响,因此在气动力模型辨识中,可去除输出数据中静态偏差,使得输入输出数据达到零输入零输出状态。ARMA 模型确定未知系数矩阵 A_i 和 B_j 的过程如图 2 所示。

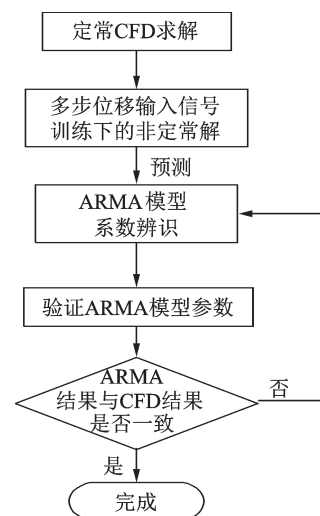


图 2 ARMA 模型构造流程图
Fig. 2 ARMA modeling flow chart

1) 定常 CFD 求解,为后续非定常流场计算提供初值;

2) 选择一个已知的位移时间历程作为输入信号,通过 CFD 方法求解非定常气动力响应,并将其作为训练输出信号;

3)选择式(1)中参数 na 和 nb 的取值范围,并确定一组初值。识别出与步骤2中记录的输入输出数据相匹配的ARMA模型系数,建立状态空间方程;

4)将步骤2中使用的输入信号施加到由步骤3建立的气动力降阶模型上,并将降阶模型输出与实际CFD系统输出进行比较;

5)如果步骤4中的结果显示ARMA模型与实际CFD计算结果不匹配,则选择不同的 na 和 nb 并重复步骤3。

对于使用CFD求解器获得训练数据的过程,需要采用流固耦合计算方法。结构运动已由上述位移输入信号给出,采用CFD求解器FLUENT进行动网格处理以及流动控制方程求解,并使用UDF编写程序完成动网格设置、插值面上的位移传递^[24]。在UDF程序中需要使用DEFINE_ON_DEMAND宏读取结构模态频率以及振型数据,与给定激励信号相同的时间步长进行时间推进,在与动网格相关的宏DEFINE_GRID_MOTION中按照“3211”多步训练输入,指定结构位移,将结构位移插值到气动表面更新气动面节点位置,并在该宏中输出每个时间步下对应的节点气动力,形成训练输出。

2 POD-Chebyshev气动热降阶模型

2.1 本征正交分解

本征正交分解(POD),也称为Karhunen-Loeve分解,是一种数学方法,它通过一系列全阶解辨识出少量最佳正交基,并将全阶模型映射到低阶模型,可以充分还原原始系统的主要特性。该方法基于奇异值分解,为给定矩阵提供最佳正交基向量。

选取不同飞行马赫数、高度、攻角来流条件作为样本点 $\mathbf{X}=[x_1, x_2, \dots, x_n]^T$,采用CFD/CTSD耦合计算方法获得结构热配平后温度作为样本响应矩阵 $\mathbf{Y}=[y_1, y_2, \dots, y_n]^T$ 共有 n_s 个样本点,且 $y_i=[T_i^1, T_i^2, \dots, T_i^n]$, T_i^j 为第 i 个样本点下结构第 j 个节点温度,结构共有 n 个节点。对响应矩阵 \mathbf{Y} 进行内积后获得相关矩阵 C_o :

$$C_o = \frac{1}{m} \mathbf{Y} \mathbf{Y}^T \quad (4)$$

将矩阵 C_o 的特征值按照从大到小的顺序排列, λ_i 和 v_i 分别是第 i 个特征值和特征向量。POD基向量由相关矩阵 C_o 的特征值和特征向量获得:

$$\varphi_i = \frac{1}{\sqrt{m\lambda_i}} \mathbf{Y}^T v_i \quad (5)$$

得到POD基为 $\Phi=[\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_n]$,选取部分POD

基向量做为截断基 $\bar{\Phi}$,将全阶系统缩减为低阶系统:

$$\mathbf{Y} \approx \bar{\Phi} \bar{\eta} \quad (6)$$

利用截断基代替全阶POD基所产生的截断误差可用式 $\epsilon = \frac{\sum_{i=r+1}^{n_s} \lambda_i}{\sum_{i=1}^{n_s} \lambda_i}$ 表示。其中 r 为截断基

$\bar{\Phi}$ 选取的向量个数,为保证 $\bar{\Phi}$ 能精确描述全阶模型, $\bar{\Phi}$ 中选取的基向量所对应特征值应使 $\epsilon \approx 0$ 。根据式(6),计算出与截断基 $\bar{\Phi}$ 相对应的系数有 $\bar{\eta} \approx \bar{\Phi}^T \mathbf{Y}$ 。

2.2 切比雪夫多项式

切比雪夫多项式作为一类重要的基函数,在数值逼近领域有着重要应用。第一类切比雪夫多项式定义如下:

$$T_k(x) = \frac{(-1)^k 2^k k!}{(2k)!} (1-x^2)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{d}{dx} \right)^k (1-x^2)^{\frac{k-1}{2}}, \quad k=0, 1, 2, 3, \dots \quad (7)$$

它在区间 $[-1, 1]$ 上关于权函数 $w(x)=(1-x^2)^{-\frac{1}{2}}$ 正交。简单起见,令 $x^*=(x+1)/2$,上式可在区间 $[0, 1]$ 上展开为第一类移位切比雪夫级数的形式:

$$T_k^*(x) = T_k(2x-1), \quad x \in [0, 1] \quad (8)$$

根据第一类移位切比雪夫级数的性质,在区间 $[0, 1]$ 上,任意连续函数可以采用 $T_k^*(x)$ 展开为:

$$h(x) = \sum_{k=0}^{\infty} a_k T_k^*(x), \quad x \in [0, 1] \quad (9)$$

式(9)可对简单问题做出精确的数值逼近,但对于复杂问题很难做出正确的近似。为了拟合高维空间中的复杂曲面,对上式进行修改。为了建立各数据点之间的联系,令径向距离 $\|x - x_i\|_2$ 作为切比雪夫多项式中的变量 x ,并将式(9)中每一项 $T_k^*(x)$ 视为核函数。曲面 $y(x)$ 的线性表达式如下所示:

$$y(x) = \sum_{i=1}^{n_s} b_i \sum_{k=0}^{m_k} T_k^* \left(\|x - x_i\|_2 \right) \quad (10)$$

式中 b_i 为权重系数, m_k 为上式包含的项数并且 $\|x - x_i\|_2$ 为从样本点 x_i 到 x 的径向距离。由此将一个复杂的非线性问题映射到更高维变成线性问题。由于切比雪夫多项式中要求定义域为 $[0, 1]$,需要对径向基归一化:

$$l_i = \frac{\|x - x_i\|_2}{\|\mathbf{X}_{\max} - \mathbf{X}_{\min}\|_2}, \quad l_i \in [0, 1] \quad (11)$$

式中 \mathbf{X}_{\max} 和 \mathbf{X}_{\min} 分别为输入参数的最大值和最小值。式(10)可以重新写为:

$$y(x) = \sum_{i=1}^{n_s} b_i \sum_{k=0}^{m_k} T_k^*(l_i) \quad (12)$$

建立 POD-Chebyshev 降阶模型可以分为四个步骤。首先,通过 POD 方法获得一组正交模态和模态系数。其次,基于 Chebyshev 方法,建立采样点 X 和截断的 POD 模态系数 $\bar{\eta}$ 之间的映射关系。第三,基于第二步求出的映射关系,计算期望点 x 对应的 POD 模态系数 ξ 。Chebyshev 方法计算模态系数 $\xi(x)$ 的公式(12)给出:

$$\xi(x) = \sum_{i=1}^{n_s} b_i \sum_{k=0}^{m_k} T_k^* \left(\frac{\|x - x_i\|_2}{l_i} \right) \quad (13)$$

第四,将计算出的模态系数 ξ 和截断的 POD 模态结合起来,根据式(6)即可求出期望点 x 的响应输出:

$$y(x) = \bar{\Phi} \xi(x) \quad (14)$$

3 气动热弹性分析

气动热弹性响应涉及流体、结构和热力学三场耦合,计算过程较为复杂,采用时域方法会产生大量时间和资源的消耗。一般在分析中满足两个假设,即可对复杂的气动热弹性问题进行简化^[5]:(1)结构的微小变形对温度场的影响可以忽略不计;(2)热传导的时间尺度远大于结构动力学响应的的时间尺度,因此在给定飞行条件下的气动热弹性分析中可以认为结构温度不发生改变。

根据上述假设,本文研究结构在热配平状态下的气动热弹性响应分析流程如图3所示,具体步骤如下:

(1)构造高超声速气动力降阶模型。使用 FLUENT 获得与输入信号相对应的气动力响应,基于输入输出信号训练出 ARMA 气动力降阶模型;

(2)采用 POD-Chebyshev 气动热降阶模型计算给定飞行条件下,静气动热弹性配平后结构的温度分布;

(3)基于步骤2中求出的结构温度分布,进行结构模态分析,将该模态称为“热模态”;

(4)对经过气动加热后的结构进行气动弹性响应分析。采用步骤(1)中建立的气动力降阶模型求解气动力,结构动力学计算采用模态叠加法,并通过插值方法实现流场和结构场中气动力和位移的插值。

需要注意的是,在上述气动热弹性分析的步骤(4)中采用的结构模态为第3步中求出的“热模态”。而在步骤(1)训练气动力降阶模型过程中,采用的广义位移输入信号是基于“冷模态”获得,也就是说,在使用该气动力降阶模型预测气动力时,输入信号应

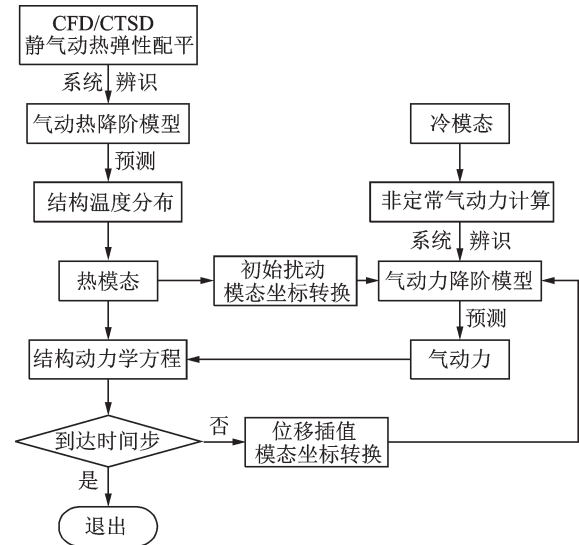


图3 气动热弹性分析流程图

Fig. 3 Aerothermoelastic analysis flow chart

该为以“冷模态”表示的广义位移。在计算热弹性响应时,受热后的结构变形表示为:

$$u_t = \phi_t q_t \quad (15)$$

式中 下标 t 表示气动加热后的状态。此时的广义气动力 q_t 不能作为气动力降阶模型的输入信号,需要进行模态坐标变换,令 $u_t = \phi_c q_c$,其中下标 c 为冷模态结构,结合式(15)可以求出在冷模态下热结构变形的广义位移:

$$q_c = (\phi_c^T \phi_c)^{-1} (\phi_c^T \phi_t) q_t \quad (16)$$

根据上式可获得在冷模态下的热结构的广义位移,以此作为气动力降阶模型的输入信号求解热结构的气动力。

气动弹性计算是气动力与结构求解耦合计算的过程,若气动力与结构均采用高保真方法求解,则计算复杂耗时长。本文采用上述气动力 ARMA 降阶模型替代 CFD 计算,结构采用模态叠加法,两者耦合后即可进行高效率的气动弹性分析。

模态叠加法是将结构位移表示为模态振型的线性组合,代入结构有限元方程以降低方程阶数。采用模态叠加法并将方程关于模态质量归一化后,降阶后的结构有限元方程如下:

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq = f(t) \quad (17)$$

式中 q 为广义位移, f 为广义气动力, M 为广义质量矩阵, C 为广义阻尼矩阵以及 K 为广义刚度矩阵。本文采用变密度的方式改变动压,进行结构颤振特性研究。需要注意的是,广义气动力 $f = c_q \times f_{\text{train}}$, f_{train} 为生成训练数据时的广义气动力系数, c_q 为当前计算的动压与生成训练数据时动压比。调整来流动压,观察结构位移响应趋势,当响应达到等幅振荡时,为临界颤振点,该动压为模型颤振动压。

将方程(17)写为状态空间方程形式:

$$\dot{X} = A \cdot X + F \quad (18)$$

式中 状态向量 X 以及矩阵 A , 向量 F 分别为:

$$X = \begin{bmatrix} q \\ \dot{q} \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{bmatrix},$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}f \end{bmatrix} \quad (19)$$

本文采用 Runge-Kutta 法求解上述方程。

4 算例

4.1 模型结构

图 4 给出了一个典型的高超声速机翼模型。机翼前缘为气动加热最为严重的部位,前缘宽 0.057 m 区域采用 C-C 耐高温复合材料。机翼其他主体结构采用耐高温合金以确保结构的刚度和强度,因此选择耐高温的高强度、高密度的 GH220 镍基合金。材料参数如表 1 所示,其中 C-C 复合材料的材料性能不随温度变化,而 GH220 镍基合金的材料性能随温

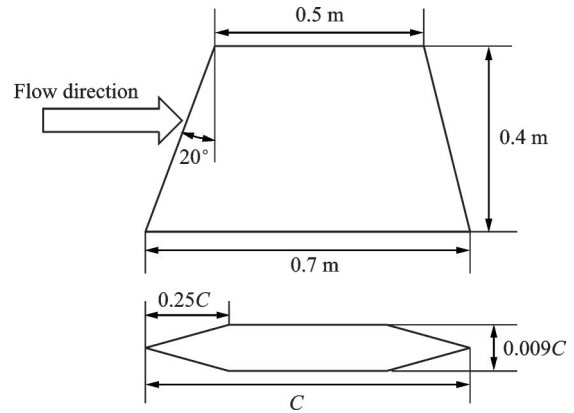


图 4 高超声速机翼结构尺寸

Fig. 4 Structure size of the hypersonic wing

度发生变化。

采用 ANSYS 软件对结构进行有限元建模,结构有限元模型如图 5 所示。为开展热弹性耦合计算,使用 20 节点的 6 面体多场耦合实体单元 SOLID226,并且在结构表面设置 SURF152 表面效应单元实现热辐射。在根部施加位移约束,在 SURF152 表面效应单元的额外节点施加温度约束,大小为来流温度。

表 1 材料热力学参数

Tab. 1 Structural and thermal characteristics

材料	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	温度/K	弹性模量/ GPa	泊松比	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	导热系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)
Haynes 220	8360	293.15	231	0.35	471	9.6
		473.15	285	0.33	473.1	11.3
		673.15	355	0.31	473.9	14.7
		873.15	295	0.32	476.9	18
		1073.15	204	0.32	481.1	21.4
		12173.15	143	0.32	489.9	23.5
C-C	2000	-	95	0.32	2093	42

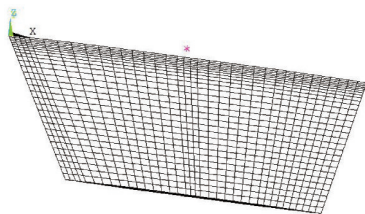


图 5 结构有限元模型

Fig. 5 Finite element model of the structure

计算 293.15 K 室温下结构模态,并导出结构振型用于生成气动训练数据,此时结构定义为“冷模型”(气动加热后模型定义为“热模型”)。表 2 给出前六阶固有频率,并且前四阶模态如图 6 所示。

本文通过 CFD-FLUENT 求解器使用密度基方法求解 EULER 方程,计算机翼的非定常气动力。流场网格节点数为 35.6 万,单元总数为 33.86 万,如

表 2 室温下模型前六阶模态频率

Tab. 2 The first six natural frequencies of the mode under ambient temperature

阶次	频率/Hz
1	25.0998
2	39.3103
3	83.6281
4	104.354
5	170.051
6	181.574

图 7 所示。以来流马赫数 6,飞行高度 20 km 工况为例,FLUENT 计算的定常流场压强分布如图 8 所示,图 8(a)和(b)分别展示上翼面和二分之一展长处流场切面的压力分布。

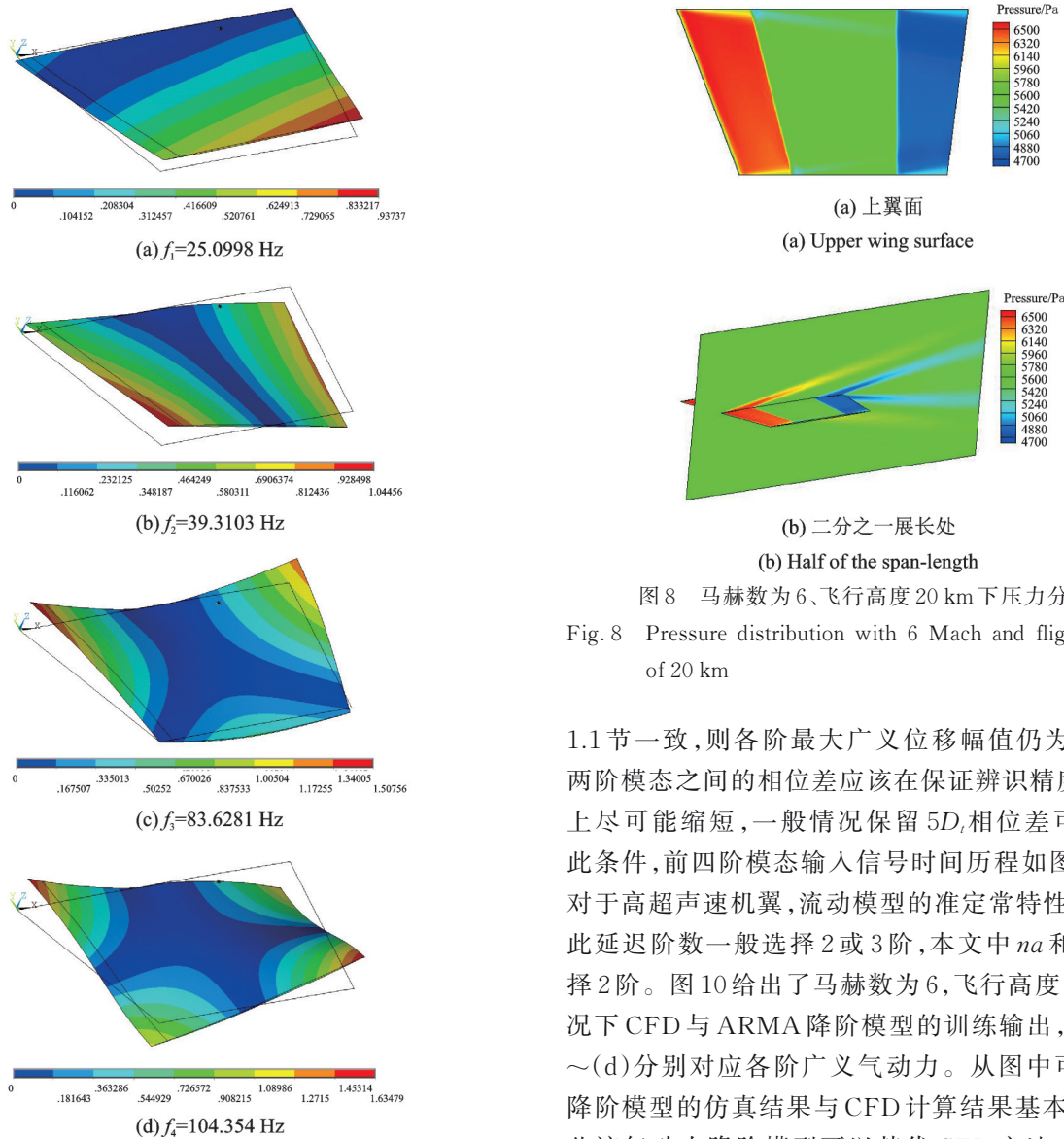


图 6 前四阶模态及未变形的结构外形
Fig. 6 First four mode shapes and undeformed structure shape

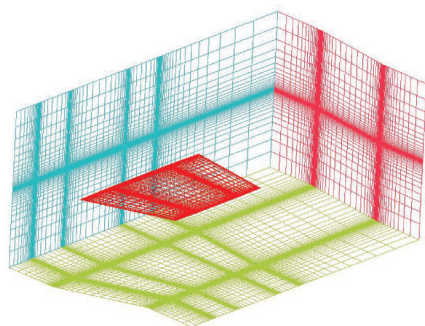


图 7 流场网格
Fig. 7 Flow mesh

4.2 构造气动力降阶模型

采用与 1.1 节中相同的“3211”多步位移信号为输入信号,针对机翼前四阶模态,通过 CFD 求解器获得对应的训练输出信号。输入信号中的参数与

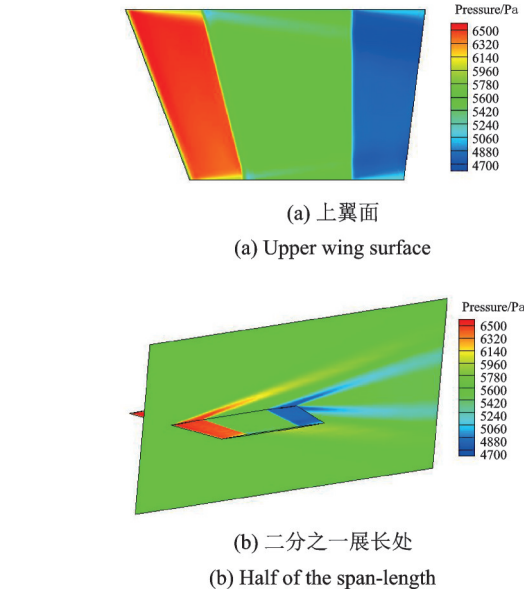


图 8 马赫数为 6、飞行高度 20 km 下压力分布
Fig. 8 Pressure distribution with 6 Mach and flight altitude of 20 km

1.1 节一致,则各阶最大广义位移幅值仍为 0.0014。两阶模态之间的相位差应该在保证辨识精度的基础上尽可能缩短,一般情况保留 $5D$ 相位差可以满足此条件,前四阶模态输入信号时间历程如图 9 所示。对于高超声速机翼,流动模型的准定常特性较强,因此延迟阶数一般选择 2 或 3 阶,本文中 n_a 和 n_b 均选择 2 阶。图 10 给出了马赫数为 6,飞行高度 10 km 工况下 CFD 与 ARMA 降阶模型的训练输出,图 10(a)~(d)分别对应各阶广义气动力。从图中可以看出降阶模型的仿真结果与 CFD 计算结果基本吻合,因此该气动力降阶模型可以替代 CFD 方法高效准确地计算三维机翼的气动力。

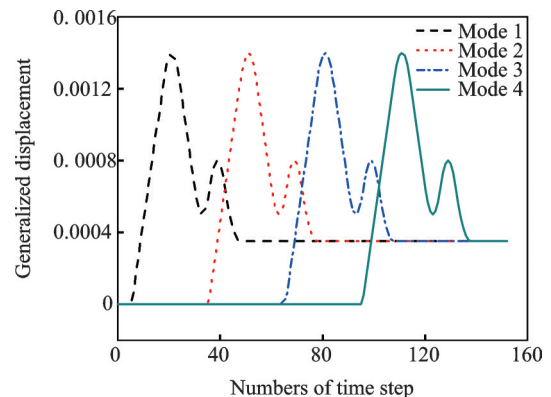


图 9 前四阶模态对应的“3211”多步广义位移输入信号
Fig. 9 “3211” multi-step displacement input signal for the first four modes

分别计算延迟阶数 n_a 和 n_b 在不同取值下的气动力降阶结果,并与 CFD 训练输出对比,采用正则均方根误差(NRMSE)量化不同降阶结果的精确度,误差公式如下:

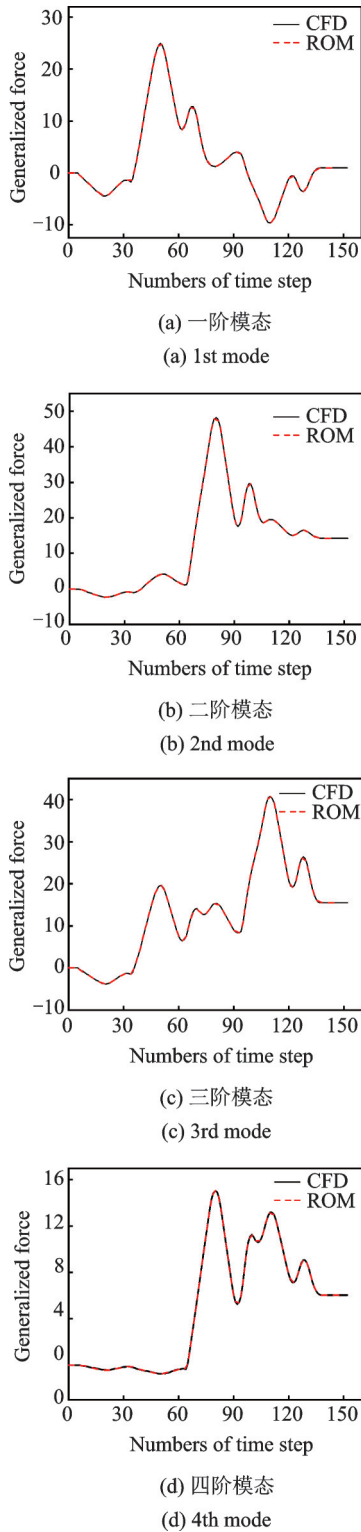


图 10 广义气动力响应对比结果
Fig. 10 Compared responses of generalized aerodynamic

$$NRMSE = \frac{\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (ROM_i - Full_i)^2}}{\frac{\text{Max Full}_i - \text{Min Full}_i}{2}} \quad (20)$$

式中 ROM_i 和 $Full_i$ 分别表示第 i 个时间步下降阶结果和 CFD 训练输出, n 表示总时间步数。

延迟阶数分别选择 2, 4, 6, 8 计算广义气动力, 根据式(20)给出不同延迟阶数下前四阶广义气动力

误差, 如图 11 所示。从图中可以看出当 $na=nb=2$ 时, 各阶广义气动力 NRMSE 误差不超过 0.1%, 且相对于其他 na, nb 取值结果, 各阶模态对应的气动力 NRMSE 误差均最小。延迟阶数取值为 8 时, 虽然 NRMSE 误差相较 $na=nb=6$ 略有降低, 但整体误差仍然高于 $na=nb=2$ 的结果。以第一阶广义气动力为例, 分别计算不同时间步下降阶气动力与 CFD 训练输出的相对误差, 不同延迟阶数下相对误差如图 12 所示。由图可知, $na=nb=2$ 时相对误差最小, 且绝大部分时间步下误差不超过 1%, 此时降阶结果与 CFD 结果最为吻合。

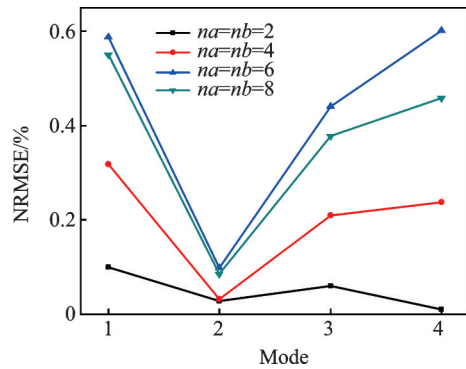


图 11 不同延迟阶数下降阶结果 NRMSE 误差
Fig. 11 NRMSE of different na and nb

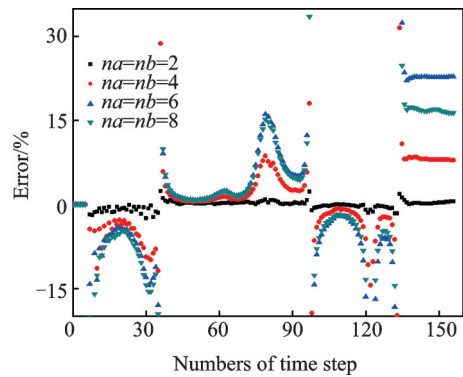


图 12 一阶广义气动力降阶结果与 CFD 训练输出的相对误差
Fig. 12 Relative error between first-order generalized aerodynamic of ROM and CFD training output

4.3 未加热结构模型颤振

基于上述 ARMA 气动力降阶模型, 采用时域计算方法对“冷模型”进行颤振求解。以飞行高度 20 km, 马赫数 6, 来流动压 $q=139.339$ kPa 的工况为例, 分别计算动压为 $1.508q, 1.50895q$ 和 $1.5098q$ 的结构动力学响应, 如图 13 所示。在 $1.50895q$ 动压下结构发生等幅振荡, 因此该模型以 6 马赫飞行时, 颤振动压为 210.255 kPa。对发生颤振时的结构动力学响应曲线进行快速傅里叶变换, FFT 幅频图如图 14 所示, 其中颤振频率为 31 Hz。

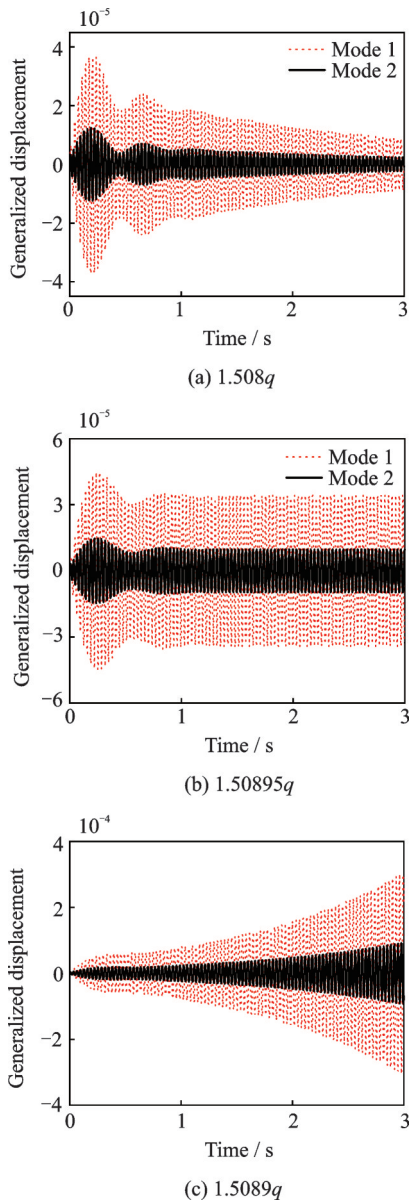


图13 不同动压下结构动力学响应

Fig. 13 Dynamic response under different dynamic pressure

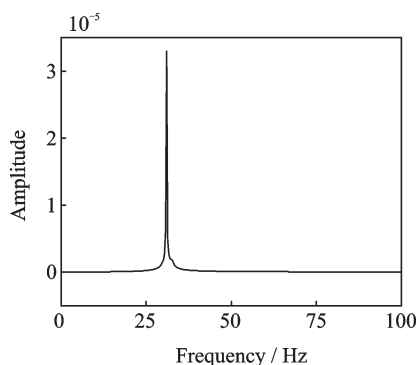


图14 三维机翼颤振FFT幅频图

Fig. 14 Amplitude frequency diagram of 3D wing flutter

为验证上述求得的颤振动压是否准确,分别采用CFD/CSD耦合方法以及MSC.Nastran中的频域方法进行颤振分析,并对比三种方法的结果。对于CFD/CSD耦合方法,气动力部分采用CFD直接求

解EULER方程并与结构动力学方程耦合进行颤振分析^[19],流场网格和结构网格采用与构造气动力降阶模型过程中同样的网格。根据多次试算,找到结构的临界颤振点,颤振动压为211.357 kPa。

在MSC.Nastran中建立结构有限元模型,通过颤振分析模块计算出颤振频率,其中 $V-g$ 图和 $V-f$ 图如图15所示,从图中可以计算出颤振动压为218.49 kPa。表3给出了另外两种方法相对于CFD/CSD方法的误差,可以看出降阶方法和MSC.Nastran的计算结果偏差均在合理范围之内。与CFD/CSD方法计算结果相比,MSC.Nastran误差为3.37%,而基于降阶模型计算误差为0.52%,与CFD/CSD方法更为接近。因此,可以认为基于气动力降阶模型的气动弹性分析是准确的。

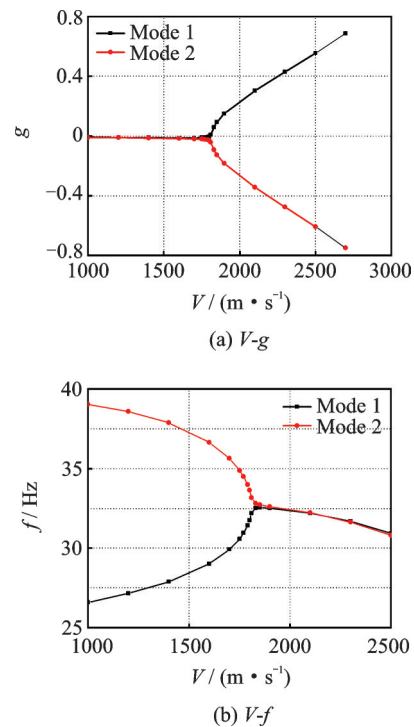
图15 MSC. Nastran计算的 $V-g$ 图和 $V-f$ 图Fig. 15 $V-g$ and $V-f$ of MSC. Nastran

表3 三种方法计算的颤振动压

Tab. 3 Flutter pressure of three methods

方法	颤振动压/kPa	误差/%
CFD/CSD	211.357	-
基于ROM	210.255	0.52
MSC.Nastran	218.49	3.37

4.4 动气动热弹性计算

高超声速飞行器以相同速度在不同高度下飞行时,会产生不同程度的气动加热以及不同的结构温度分布,进而引起了结构模态差异。不考虑气动加热时,结构温度不会发生改变,模态是固定不变的,

因此可以通过改变高度的方式改变来流动压,求出不同动压下的结构气动弹性响应,如 4.3 节所示。在考虑气动加热后,随着高度的变化结构模态也会发生改变,因此在变高度的同时需要重新计算结构模态。

为了快速获得不同高度下的结构模态,采用 POD-Chebyshev 气动热降阶模型,可高效准确地预测三维机翼的温度分布,然后采用有限元软件计算出加热后的结构振型。以 6 马赫,飞行高度 20 km 为例,降阶模型预测的结构温度分布以及相对 CFD/CTSD 耦合计算方法的误差如图 16 所示。预测误差最大值为 1.4%,且对于机翼上大部分节点预测的温度误差均小于 1%,可以看出该方法是准确的,可以替代 CFD/CTSD 方法计算气动加热后结构温度分布。

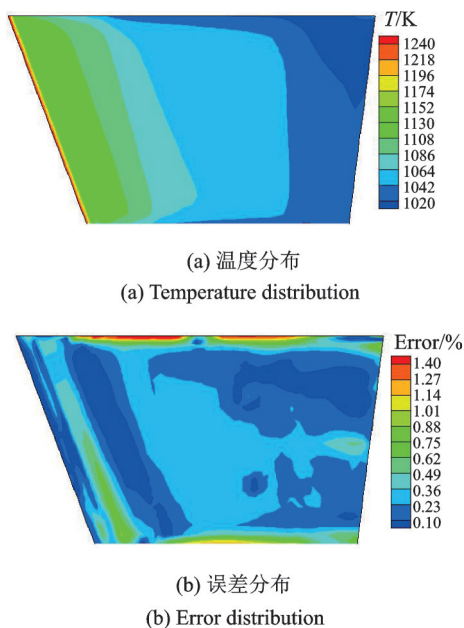


图 16 马赫数为 6、飞行高度 20 km 下气动热降阶模型预测温度及误差分布

Fig. 16 Prediction of temperature and error distribution of aerothermodynamic ROM with 6 Mach and flight altitude of 20 km

将气动热降阶结果作为结构温度场施加在机翼上,采用有限元软件 ANSYS 计算出上述工况下气动加热后的结构模态,前四阶模态振型图如图 17 所示。与图 6 对比,可以看出热模型与冷模型各阶振型在形态基本保持一致,只是热模型各阶振动频率以及幅值略有降低。

采用气动热降阶模型预测 6 马赫数下不同高度结构温度分布,并计算出各个热模型的结构模态,表 4 分别给出了对应不同高度(即不同动压)20, 19, 18.88 以及 18.85 km 气动加热后的前四阶模态频率以及未加热的模态频率。相对于冷模型,热模型的

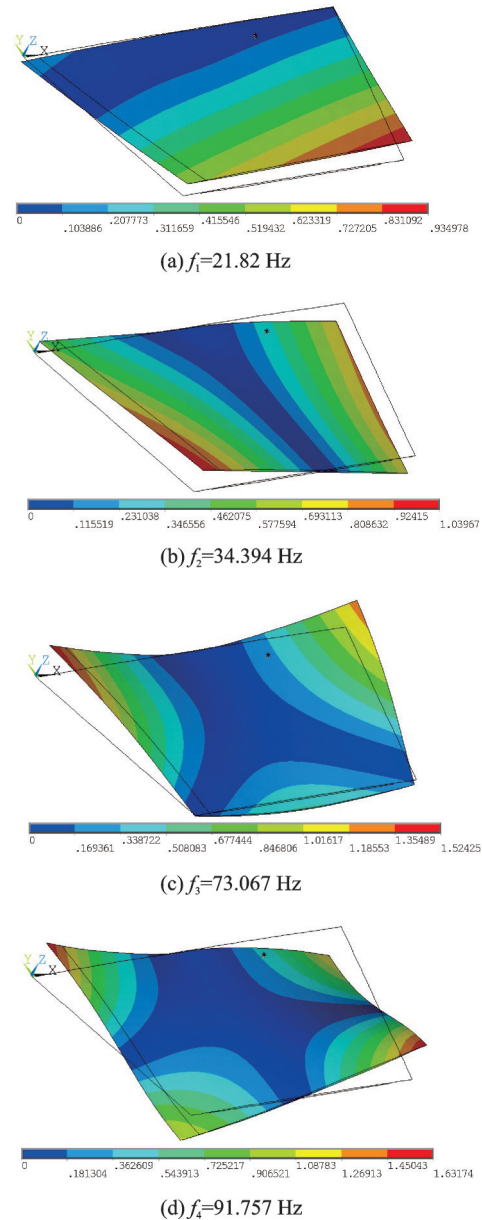


图 17 热结构的前四阶模态振型

Fig. 17 First four mode shapes of thermal structure

温度有大幅升高,材料性能也随着温度升高而下降,导致结构刚度降低,最终使得各阶振动频率减小。此外,随着模态阶数的升高,频率减小的幅度增大。随着飞行高度增加大气压力不断降低,经气动热加热后的结构温度相对低空飞行时略有降低,而结构各阶振动频率则略有增大。采用 CFD/CTSD 方法计算出结构热配平温度分布,相应的热结构模态由表 5 给出。与表 4 中的结果对比,结果非常相近,表明降阶模型结果是准确可靠的。

采用 ARMA 降阶模型计算不同工况下结构加热后的气动弹性响应,结构前四阶的广义位移如图 18 所示。可以看出在马赫数为 6, 18.88 km 下,气动加热后的结构动响应为等幅振荡,此时动压为 166.075 kPa,该动压即为结构热颤振的临界值,与未经气动加热的结构临界颤振动压相比降低了

21%。观察图中各阶响应曲线,对于同一个工况下各阶广义位移的发展趋势一致,且一、二阶位移远大于另外几阶。经过快速傅里叶变换(FFT)计算出颤振频率为 27 Hz,幅频图如图 19 所示,相比冷模型的结构颤振频率 31 Hz 降低了 12.9%。由此证明了高超声速飞行中产生的气动热效应是不容忽视的,且严重影响了飞行器的气动弹性响应。

表 4 气动加热前后不同工况下前四阶模态频率(气动热降阶方法获得的热模型)/Hz

Tab. 4 First four order mode frequency under different flight conditions for thermal and cool model(thermal model obtained by aerothermodynamic ROM)/Hz

阶次	室温下	气动加热后			
		20 km	19 km	18.88 km	18.85 km
1	25.100	21.8836	21.82	21.8111	21.8089
2	39.310	34.5524	34.394	34.3786	34.3749
3	83.628	73.3728	73.0668	73.0354	73.0276
4	104.354	92.2615	91.7573	91.7082	91.6962

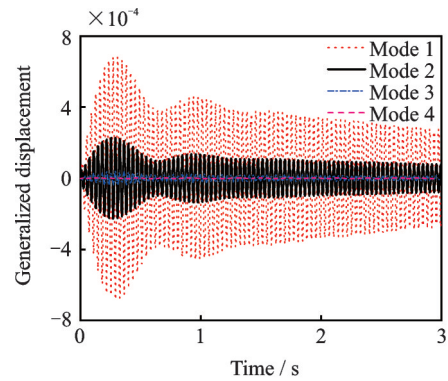
表 5 气动加热后不同工况下前四阶模态频率(CFD/CTSD方法计算出的热模型)/Hz

Tab. 5 First four order mode frequency under different flight conditions for thermal model (thermal model obtained by CFD/CTSD method)/Hz

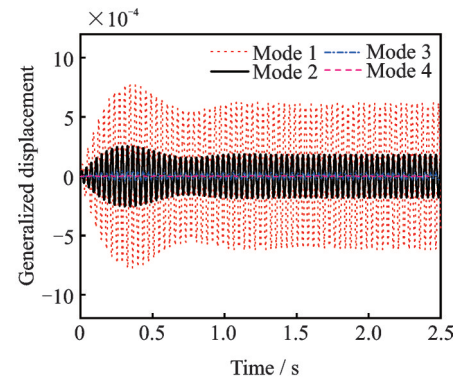
阶次	20 km	19 km	18.88 km	18.85 km
1	21.8833	21.8198	21.8108	21.8083
2	34.5519	34.3934	34.3779	34.3741
3	73.3715	73.0654	73.0342	73.0263
4	92.2597	91.7553	91.7064	91.6942

考虑气动加热影响,采用 CFD/CTSD 直接模拟方法计算出机翼在 6 马赫数下的颤振临界动压为 167.894 kPa,认为该方法计算出的结果为真值,则基于降阶模型计算出的颤振动压相对于真值的误差为 1.1%。以前缘翼尖处为监视点,采用 CFD/CTSD 方法以及降阶模型方法的颤振响应曲线如图 20 所示,两种方法结果也基本重合。对 CFD/CTSD 结果进行快速傅里叶变换后获得颤振频率为 27 Hz,与降阶模型求解的结果一致,再一次证明基于降阶模型的气动热弹性分析准确性。

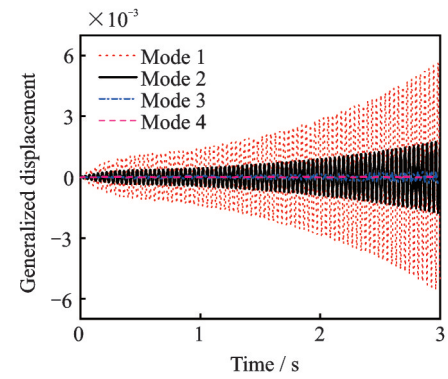
构造降阶模型的主要目的是提高计算效率。以上述三维机翼为例,为了获得 6 马赫数下机翼在气动加热后颤振临界点,需要经过多次试算,先采用 CFD/CTSD 计算出多个动压下热配平状态,再以热模态为基础,与 CFD 方法耦合进行颤振计算。在单次颤振计算中,CFD 计算至少需要模拟 20 个周期,大约是 1600 个时间步,假设通过 3 次试算获得颤振



(a) 19 km (162.982 kPa)



(b) 18.88 km (166.075 kPa)



(c) 18.85 km (166.859 kPa)

图 18 气动加热后不同动压下结构动力学响应
Fig. 18 Dynamic responses of thermal structure under different dynamic pressure

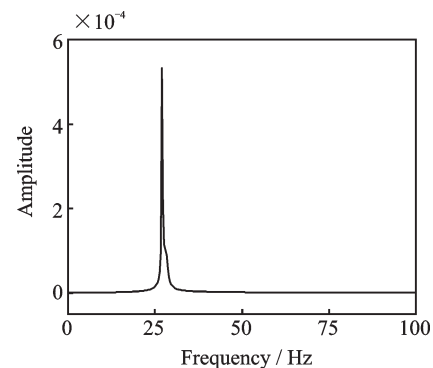


图 19 受热后模型颤振 FFT 幅频图

Fig. 19 Amplitude frequency diagram of thermal structure flutter

临界点,则总计算时间步约为 4800。降阶模型的计算时间分为两部分,一部分为 CFD 训练,另一部分

为降阶模型计算时间。根据给定训练输入信号,计算时间步约为150步,且只用进行一次CFD训练即可获得降阶模型。获得降阶模型后,需要计算多次才能找到颤振临界点,但由于每次计算仅仅几秒,相对于CFD训练可忽略不计。由此可见在计算颤振时,气动力降阶模型效率提高了约30倍。由文献[18]可知,POD-Chebyshev气动热降阶方法比CFD/CTSD的效率提高了6个数量级。总的来说,本文提出的方法极大地提高了计算效率。

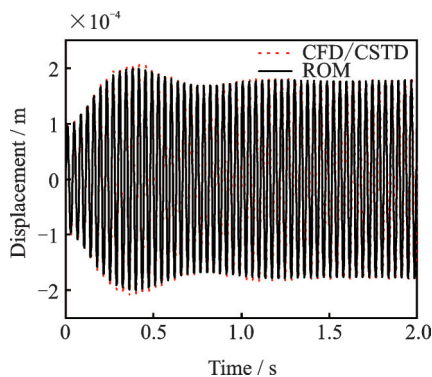


图20 前缘翼尖处结构响应

Fig. 20 Structural response at front wing tip

5 结 论

本文基于气动热弹性分析中分层求解思路,采用降阶模型替代气动力、气动热和结构场的高保真计算,提出了一个基于降阶模型的气动热弹性分析框架,得出以下结论:

(1)基于ARMA模型的气动力辨识方法可用于高超声速气动力降阶,且精度较高;

(2)采用本文提出的气动热弹性分析框架计算出的颤振临界点与CFD/CTSD方法较为接近,因此该方法在进行颤振计算时精度较高;

(3)针对典型高超声速三维机翼,进行了气动加热后结构颤振分析,相比于不考虑气动加热的模型,颤振动压和频率均降低;

(4)相对于全阶模型,气动力和气动热降阶模型计算效率均有较大的提高,因此本文提出的基于降阶模型的气动热弹性分析框架在保证精度的同时大大提升了计算效率,适用于工程问题的求解。

参考文献:

[1] McNamara J J, Friedmann, P P, Powell G, et al. Aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(10): 2591-2610.
[2] Culler A, Mcnamara J. Coupled flow-thermal-structural

analysis for response prediction of hypersonic vehicle skin panels [C]. 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Orlando, FL, USA, 2010.

- [3] Silva W A. Simultaneous excitation of multiple-input/multiple-output CFD-based unsteady aerodynamic systems [C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Honolulu, HI, USA, 2012.
[4] Kou J, Zhang W. Multi-kernel neural networks for nonlinear unsteady aerodynamic reduced-order modeling [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2017, 67: 309-326.
[5] 叶正寅, 张伟伟, 史爱明. 流固耦合力学基础及其应用[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社, 2010.
[6] Gupta K, Voelker L, Bach C. Finite element CFD-based aeroservoelastic analysis [C]. *AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 2013.
[7] Gupta K K, Bach C. Computational fluid dynamics-based aeroservoelastic analysis with Hyper-X applications[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(7): 1459-1471.
[8] 张伟伟, 叶正寅. 基于气动力降阶模型的跨音速气动弹性稳定性分析[J]. *计算力学学报*, 2007, 24(6): 768-772.
Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Transonic aeroelastic analysis basing on reduced order aerodynamic models [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2007, 24(6): 768-772.
[9] 张伟伟, 叶正寅. 跨音速颤振的主动抑制研究[J]. *振动工程学报*, 2007, 20(3): 224-231.
Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Transonic flutter suppression by active control surface [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2007, 20(3): 224-231.
[10] 张伟伟, 叶正寅. 基于ROM技术的阵风响应分析方法[J]. *力学学报*, 2008, 40(5): 593-598.
Zhang Weiwei, Ye Zhengyin. Gust response analysis using CFD-based reduced order models[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2008, 40(5): 593-598.
[11] Zaide A, Raveh D E. Numerical simulation and reduced-order modeling of airfoil gust response[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(8): 1826-1834.
[12] Alonso D, Vega J M, Velazquez A. Reduced-order model for viscous aerodynamic flow past an airfoil[J]. *AIAA Journal*, 2015, 48(9): 1946-1958.
[13] Stabile G, Hijazi S, Mola A, et al. POD-Galerkin reduced order methods for CFD using finite volume discretization: vortex shedding around a circular cylinder [J]. *Communications in Applied and Industrial Mathematics*, 2017, 8(1): 210-236.
[14] Falkiewicz N, Cesnik C E S, Crowell A R, et al. Re-

- duced-order aerothermoelastic framework for hypersonic vehicle control simulation[J]. AIAA Journal, 2011, 49(8): 1625-1646.
- [15] Crowe A R, McNamara J J. Model reduction of computational aerothermodynamics for hypersonic aeroelasticity[J]. AIAA Journal, 2012, 50(1): 74-84.
- [16] Chen X, Li L, Teng L, et al. A reduced order aerothermodynamic modeling framework for hypersonic vehicles based on surrogate and POD [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1328-1342.
- [17] Chen X, Liu L, Zhou S, et al. Adding-point strategy for reduced-order hypersonic aerothermodynamics modeling based on fuzzy clustering [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2016, 29(5): 1-9.
- [18] Yan Xiaoxuan, Han Jinglong, Zhang Bing, et al. Model reduction of aerothermodynamic for hypersonic aeroelasticity based on POD and Chebyshev method [J]. Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(10): 3734-3748.
- [19] 张兵. 高超声速多场耦合及其GPU计算加速技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011.
- [20] 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.
- [21] Gupta K, Voelker L, Bach C, et al. CFD-based aeroelastic analysis of the X-43 hypersonic flight vehicle[C]. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, USA, 2001.
- [22] Hollkamp J J, Batill S M. Automated parameter identification and order reduction for discrete-time series models[J]. AIAA Journal, 1991, 29(1): 96-103.
- [23] Munteanu S, Rajadas J, Nam C, et al. An efficient approach for solving nonlinear aeroelastic phenomena using reduced-order modeling[C]. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, CA, USA, 2004.
- [24] 崔鹏, 韩景龙. 基于CFD/CSD的非线性气动弹性分析方法[J]. 航空学报, 2010(3): 56-62.
Cui Peng, Han Jinglong. Investigation of nonlinear aeroelastic analysis using CFD/CSD[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010(3): 56-62.

Reduced-order modeling research for hypersonic aerothermoelastic analysis

YAN Xiao-xuan^{1,2}, HAN Jing-long³, MA Rui-qun³

(1.Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China; 2.Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China; 3.State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aerothermoelastic analysis of hypersonic vehicle involves the coupling of fluid field, structural field, and thermal field, and as a result is complicated and time-consuming. In this paper, a hypersonic aerothermoelastic analysis method based on reduced-order models is developed according to the hierarchical solution strategy. The system identification method and the proper orthogonal decomposition method are used to establish the reduced-order models of the hypersonic aerodynamic force and aerodynamic heating, respectively. Then, these reduced-order models are combined with the modal superposition method to realize the rapid calculation of aerothermoelastic problems under the static aerothermoelastic trim. Taking a typical hypersonic three-dimensional wing as an example, the flutter speed of the thermal structure is predicted, and is in good agreement with the calculation of the full-order fluid-solid-thermal coupling model. The aerothermoelastic analysis framework proposed in this paper is accurate and greatly improves the calculation efficiency, which can be applied to the engineering analysis.

Key words: aerothermoelastic; flutter; hypersonic; coupling; reduced-order model

作者简介: 晏筱璇(1993—),女,博士研究生。电话: 1515066109; E-mail: yanxiaoxuan@nuaa.edu.cn。

通讯作者: 韩景龙(1952—),男,教授。电话:13584090563; E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn。