

基于混合 FE-SEA 法的高温环境飞行器 宽频声振特性分析

杨雄伟, 李跃明*, 耿谦

西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049

摘要: 针对高超声速飞行器在服役中的高温和高声强环境, 分别从高温引起的结构附加加热应力和材料物性改变出发, 以 X-43A 为研究对象, 使用混合有限元-统计能量分析 (FE-SEA) 法对其在高温环境、165 dB 声压作用下的声振特性进行数值分析。建立由结构 FE 模型和内声场 SEA 模型构成的混合声振系统, 得到 1 800 Hz 宽频范围内结构表面响应, 并对其能量在空间和频域内的分布进行分析。结果表明: 自由状态下, 热应力对结构的模态频率影响较小; 频域内速度响应曲线与室温相比具有相同的变化趋势, 均方根 (RMS) 值以及多数频段内的功率谱密度 (PSD) 值略有下降。材料物性改变明显降低了结构的模态频率, 响应峰值向较低频率处移动; 在结构中部, 物性改变引起结构速度响应 RMS 值的增大及若干频段能量的增加; 在前端, 物性变化引起结构速度响应 RMS 值的减小。

关键词: 声振特性; 混合 FE-SEA; 宽频; 热应力; 材料物性

中图分类号: V215 文献标识码: A

高温和高声强环境是高超声速飞行器在飞行过程中遇到的重要问题之一。飞行器表面由气动加热产生的高温载荷对结构振动特性的影响主要有两个方面^[1]: 一是引起额外的热应力, 导致结构“刚化”; 二是材料特性发生变化, 刚度明显下降。此外由推进系统引起的结构与周围空气的声振耦合, 在结构表面产生强声压 (量级局部可达 180 dB^[2]), 会引起结构破坏、有效载荷失灵等问题, 因此声振特性在飞行器设计和强度校核中都必须予以考虑。

Locke 等^[3]建立了各向同性梁在热载荷和声载荷共同作用下的有限元 (FE) 方程, 考虑了热应力对结构大变形的影响。Jeyaraj 等^[4]研究了各向同性板在高温热应力作用下的声振耦合特性, 针对临界热屈服温度以下的若干种热载状况, 利

用边界元-有限元 (BE-FE) 方法对其声振特性进行了数值研究。文献^[5]和文献^[6]使用了类似的计算方法对复合材料板和功能梯度材料板在不同温度环境下的声振特性进行了分析。Behnke 等^[7]利用有限元方法对高超声速飞行器一体化热防护壳结构在高温、气动和声载作用下的动态响应进行了计算。

高温引起材料物性改变而导致结构振动特性变化的研究大多针对简单功能梯度板^[8-9], 其材料属性与温度的关系多用 Touloukian 提出的多项式表示。文献^[7]考查了不同温度下热防护结构各部分材料的属性, 分析了高温引起的材料属性 (主要是弹性模量) 变化对热防护结构动态响应的影响。

本文以 X-43A 高超声速飞行器为研究对象,

收稿日期: 2010-12-23; 退修日期: 2011-01-18; 录用日期: 2011-04-22; 网络出版时间: 2011-05-11 13:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110511.1351.004.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110511.1351.004

基金项目: 国家自然科学基金 (91016008)

* 通讯作者. Tel.: 029-82668340 E-mail: liyueming@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 杨雄伟, 李跃明, 耿谦. 基于混合 FE-SEA 法的高温环境飞行器宽频声振特性分析 [J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1851-1859. Yang Xiongwei, Li Yueming, Geng Qian. Broadband vibro-acoustic response of aircraft in high temperature environment based on hybrid FE-SEA [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1851-1859.

利用混合有限元-统计能量分析(FE-SEA)法对整体复杂结构在宽频内的声振特性进行数值分析。

目前主要有3种数值方法处理声振耦合问题:有限元法(FEM)、边界元法(BEM)和统计能量分析(SEA)。FEM和BEM作为确定性分析方法,虽然理论上可以在任何频率范围内预示复杂结构的声振环境,但由于高频区结构模态密集度高、高阶模态参数识别难度大,因此多用于低频问题的求解。SEA通过将结构与声场间的相互作用处理成一种弱耦合,求解功率流平衡方程,获得结构与声场在系统级上的响应,适用于高频范围,是一种统计性质的分析方法。

Shorter和Langley^[10-11]提出了基于波动理论的混合FE-SEA方法,可对复杂结构同时进行确定性和统计性建模,提供了一种处理中频问题的途径,可用于宽频声振问题的求解。文献[12]和文献[13]利用该方法对复杂系统在宽频内的声振特性进行了计算,其中FE用来描述系统中模态较少的子系统的振动特性,SEA用来描述不确定子系统的振动特性(通常有较多的模态)。

虽然针对结构热环境下声振特性的数值研究已经有了一些报道,但大多利用FEM或BEM对梁、平板等简单结构在中低频段内的响应进行分析^[3-7],然而对复杂飞行器结构在热环境下宽频段内的声振研究还鲜有报道。

本文使用混合FE-SEA对X-43A整体复杂结构在宽频内声振特性进行分析,并考虑高温环境的影响。按照声振系统的组成,采用FE对声振系统中结构子系统进行描述,采用SEA对内声场子系统进行描述。通过商用软件VA-One建立X-43A飞行器自由状态下结构与内声场的FE-SEA混合模型,得到165 dB混响声场作用下结构在1 800 Hz宽频(该频率范围由FE子系统的网格尺寸决定,满足每波长内最少4个单元的要求)范围内的响应;并分别从高温对结构动态特性影响的两个方面出发,研究高温环境对结构声振特性的影响。

1 高温环境下的结构动力学方程

结构动力学有限元方程可写为

$$Dq = f \quad (1)$$

式中: $D = -\omega^2 M + i\omega C + K$ 为结构的动力刚度矩阵,

M 、 C 和 K 分别为结构的质量、阻尼和刚度矩阵, ω 为激励频率; q 为广义位移向量; f 为广义载荷。

1.1 热应力影响下的结构动力学方程

考虑应力刚化的结构动力刚度矩阵^[14]可写为

$$D_s = -\omega^2 M + i\omega C + (K + K_s) \quad (2)$$

式中: K_s 为由热应力产生的应力刚度矩阵,下标 s 表示热应力。作为热屈曲分析的一种情况,由Lagrangian非线性位移应变公式可知,平板的横向挠曲 $w = w(x, y)$ 薄膜应变为

$$\epsilon_x = \frac{1}{2} w_{,x}^2, \epsilon_y = \frac{1}{2} w_{,y}^2, \gamma_{xy} = w_{,x} w_{,y} \quad (3)$$

式中: $w_{,x}$ 和 $w_{,y}$ 分别为 w 对 x 和 y 的偏导数。

相应薄膜应变能的改变可表示为

$$U_s = \frac{1}{2} \iint \begin{bmatrix} w_{,x} \\ w_{,y} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} N_x & N_{xy} \\ N_{xy} & N_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_{,x} \\ w_{,y} \end{bmatrix} dx dy = \frac{1}{2} d^T K_s d \quad (4)$$

式中: N_x 、 N_y 和 N_{xy} 为单位长度上的薄膜力; $d = [x \ y]^T$ 为面内自由度。由

$$w = Nd \quad (5)$$

得到

$$\begin{bmatrix} w_{,x} \\ w_{,y} \end{bmatrix} = Gd \quad (6)$$

式中: w 为横向挠度; N 为形状函数; G 为 N 对 d 的微分。

由式(4)和式(6)可以得到

$$K_s = \iint G^T \begin{bmatrix} N_x & N_{xy} \\ N_{xy} & N_y \end{bmatrix} G dx dy = \int_{\Omega} G^T \begin{bmatrix} \sigma_x & \sigma_{xy} \\ \sigma_{xy} & \sigma_y \end{bmatrix} G d\Omega \quad (7)$$

1.2 高温引起的材料性能变化

根据文献[15]~文献[17]确定X-43A飞行器典型材料不同温度下的物性参数,考察高温引起的物性改变对结构声振特性的影响。温度升高主要改变了材料的弹性模量,对材料密度和泊松比的影响较小。在数值计算时采用的结构阻尼为0.01,这样结构的动态刚度矩阵可写为

$$D_m = -\omega^2 M + i\omega C + (K + K_m) \quad (8)$$

式中: K_m 为由材料弹性模量改变引起结构刚度矩阵的改变量, 下标 m 指材料物性。

2 混合 FE-SEA 理论与建模

混合 FE-SEA 理论^[10]将复杂系统分为确定性子系统 (FE 子系统) 和统计性子系统 (SEA 子系统)。每个子系统都有边界 (分为确定边界、不确定边界和混合边界)。用自由度 q_1 来描述确定性子系统的位移响应, 用自由度 q_2 表示连接之间的位移场, 则 $q = [q_1^T \quad q_2^T]^T$ 完全定义了系统所有确定性子系统和连接区域的位移场。

根据文献^[11], 边界不确定的统计性子系统可以看做直接场和混响场的叠加, 可以得到统计性子系统的运动方程为

$$D_{dir}^k q = f + f_{rev}^k \quad (9)$$

式中: D_{dir}^k 为第 k 个统计性子系统的直接场动力刚度矩阵; f_{rev}^k 为作用在该子系统边界上的混响力。

将确定性系统和统计性系统的运动方程式 (1) 和式 (9) 组装, 可得到系统的运动方程为

$$D_{tot} q = f + \sum f_{rev}^k \quad (10)$$

式中: D_{tot} 为系统的总体动态刚度矩阵, 且

$$D_{tot} = D + \sum D_{dir}^k \quad (11)$$

结构子系统模态密度由分析频段内的模态数除以频带宽获得。

利用各个 FE 子系统的内损耗因子对机械能分布进行权重计算, 得到全局模态下的内损耗因子, 描述由阻尼引起的不同子系统间的空间变化。

通过模态结果得到不同 FE 子系统间的能量影响系数 (Energy Influence Coefficients, EIC) 矩阵, 其逆矩阵中的非对角元素便是耦合损耗因子。

模态计算得到不同点处的振型响应, 通过振型叠加法得到响应矩阵 R 。输入功率 P_{in} 为

$$\langle P_{in}(\omega) \rangle = \frac{1}{F_{exc}} \sum_{m \in exc} \text{Re} \{ i\omega R_{mm} \} \quad (12)$$

式中: R_{mm} 为作用在自由度 n 上的力 F_{exc} 在自由度 m 上产生的位移响应; $\langle \rangle$ 表示整体平均。

各子系统间传递的能量 E 为

$$E(\omega) = [EIC(\omega)] P_{in}(\omega) \quad (13)$$

由式 (2) 和式 (8)~式 (11) 可得高温环境下混

合系统的运动方程。

由文献^[15]的信息, 建立 X-43A 飞行器的简化有限元模型, 如图 1 所示, 其为中空的壳体结构, 长为 3.65 m, 宽为 1.52 m。

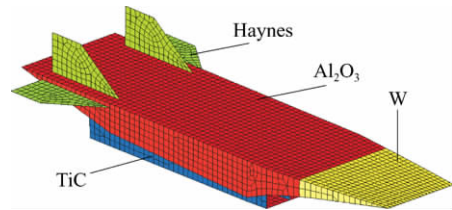


图 1 X-43A 高超声速飞行器的有限元模型及材料分布示意图

Fig 1 Simplified FE model of hypersonic aircraft X-43A and schematic of distribution of materials

舱体采用氧化铝 (Al_2O_3) 防热瓷瓦、前舱段采用钨、发动机段使用碳钛合金材料 (材料属性参见文献^[16]), 垂直翼和水平翼采用海纳钴铬钨镍合金 (Haynes 合金, 材料属性参见文献^[17])。表 1 和表 2 分别为氧化铝高温陶瓷和 Haynes 合金弹性模量在不同温度下的数值。

表 1 不同温度下氧化铝高温陶瓷的弹性模量

Table 1 Elastic modules of Al_2O_3 at different temperatures

$T/^\circ C$	25	100	200	400	500
E/GPa	409.0				395.0
$T/^\circ C$	600	800	1 000	1 200	1 400
E/GPa	353.1	344.8	322.2	225.5	

表 2 不同温度下 Haynes 合金的弹性模量

Table 2 Elastic modules of Haynes at different temperatures

$T/^\circ C$	25	100	200	300	400	500
E/GPa	225	222	214	204	197	188
$T/^\circ C$	600	700	800	900	1 000	
E/GPa	181	174	163	154	146	

建立内声场 SEA 模型 (见图 2), 得到 FE-SEA 混合模型如图 3 所示。

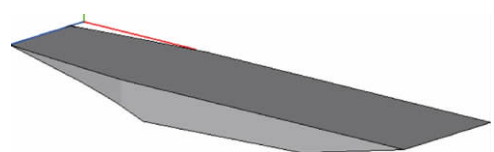


图 2 内声场 SEA 模型

Fig 2 SEA model of internal acoustic field

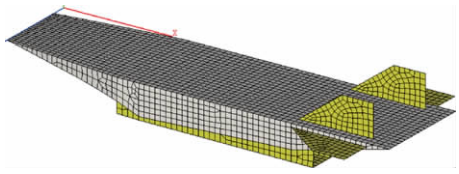


图 3 FE-SEA 混合模型

Fig. 3 Hybrid FE-SEA model of coupled system

3 数值计算与分析

为研究高温对结构声振特性的影响,分别在室温(工况 I, Room Temperature)、高温附加热应力(工况 II, Thermal Stress)和高温物性发生变化(工况 III, Material Property)3 种工况下进行声振响应的计算。

3.1 分析流程及验证

图 4 所示为本文的分析流程。

首先通过气动热计算得到结构表面的温度分布,如图 5 所示。然后对自由状态下的结构进行模态分析。结构子系统的各阶模态频率决定其与

其他子系统间的能量传递,同时为混合模型提供了该 FE 子系统的局部刚度和质量信息^[18]。对于材料物性的影响,在计算中考虑材料随温度的变化即可。对于热应力的影响,利用商用软件 MSC. NASTRAN 由热应力分析(图 6 所示)获得热应力刚度矩阵 K_s ,令 $f=0$ 及 $C=0$,由式(1)和式(2)可得到结构热模态。

最后,对混合模型施加各频段幅值均为 165 dB 的混响声压载荷,对其在 0~1 800 Hz 宽频范围内的响应进行计算,获得响应的功率谱密度(Power Spectral Density, PSD)和均方根值(Root Mean Square, RMS)。PSD 在声振试验中通常用来对声源激励进行反馈调控。

为研究高温环境下热应力或材料物性改变各自对结构声振特性的影响,在分析热应力影响时材料物性不随温度变化,在分析材料物性影响时忽略应力刚化效应。

图 4 流程由两部分组成:模态计算和声振分析。本文将两者联合起来进行结构热环境下的声振耦合响应分析,为此有必要对其结合的正

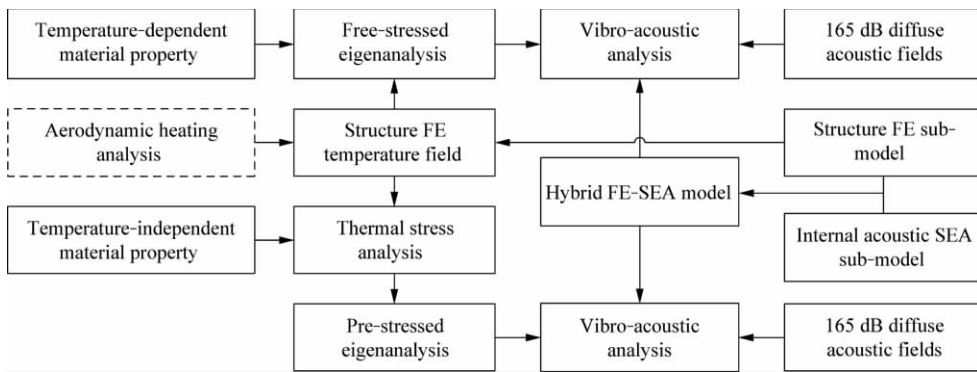


图 4 分析流程图

Fig. 4 Flow chart of analytical approach

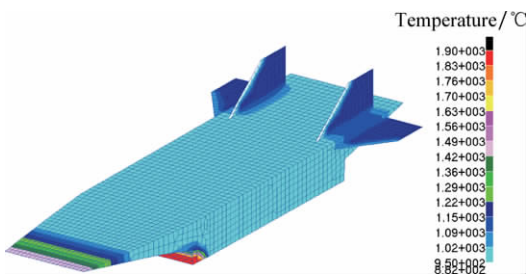


图 5 结构温度场

Fig. 5 Temperature field of structure

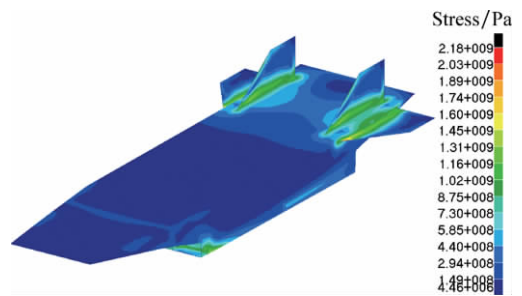


图 6 von Mises 热应力

Fig. 6 von Mises stress due to thermal environment

准确性进行验证,即验证模态计算能否为声振分析中的 FE 子系统提供足够且正确的刚度和质量信息。

以 $10 \times 10 \times 1$ 的矩形铝板(见图 7)为验证对象,结构在 6 个点处承受幅值为 1 N 的平谱载荷,对其中的 2 个点处的振动响应进行计算。对两种情况进行了验算:①提供所有必要的材料信息直接进行计算(Case 1);②不提供结构材料信息,由模态分析结果提供必要的刚度和质量信息进行计算(Case 2)。验证结果如图 8 所示。

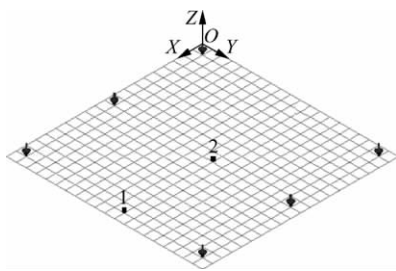


图 7 验证模型

Fig. 7 Model for verification

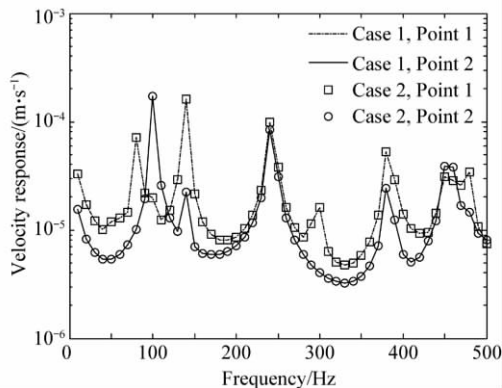


图 8 验证结果

Fig. 8 Results for verification

由图 8 可知,两种情况下计算结果吻合较好,表明模态分析可准确提供声振分析所需要的刚度和质量信息。

3.2 结构热模态分析

以前 10 阶模态为例,分析 3 种工况(工况 I, 室温;工况 II, 高温附加热应力;工况 III, 高温物性发生变化)下,高温对结构固有频率的影响,分析结果如表 3 所示。

表 3 3 种工况下结构的前 10 阶模态频率

Table 3 The first ten mode frequencies of structure in three cases

Case	Frequency/Hz				
	1st mode	2nd mode	3rd mode	4th mode	5th mode
I	149.75	157.58	172.29	174.35	179.29
II	146.64	160.69	173.59	175.71	177.95
III	127.44	135.98	137.73	139.0	149.41

Case	Frequency/Hz				
	6th mode	7th mode	8th mode	9th mode	10th mode
I	181.84	207.74	234.44	244.08	261.34
II	184.77	209.64	233.73	242.53	262.38
III	175.24	195.18	222.34	226.21	244.01

由表 3 可知,工况 II 在不同频率处热应力的影响可能表现为软化或硬化效应。结构热应力的大小与温度梯度相关,温度梯度大的局部热应力较高,如进气道口。由于结构形式复杂且处于无约束自由状态,热应力对模态的影响不像文献[5]和文献[6]中四边固支的矩形板那样,只是单纯的软化效应,而是在不同的频率处可能出现不同效应。高温梯度决定了热应力的影响主要集中在局部模态密集的较高频段,而对结构低频段整体振型的影响较小,这从其声振响应的影响(见 3.3 节)可以看出。

工况 III 中固有频率明显降低,这是由于材料物性改变与温度绝对变化量相关,在高温下材料弹性模量明显降低(见表 1 和表 2),导致固有频率发生显著变化。

3.3 声振响应分析

分别对 3 种工况下混合 FE-SEA 模型在 165 dB 的平谱混响声场激励下进行计算,得到结构上表面 1 800 Hz 宽频范围内的速度响应。对如图 9 所示的考查点进行分析,将其从中线按 Y 向依次编号为第 1~6 行。

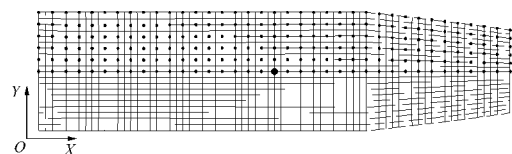


图 9 结构考查点

Fig. 9 Concerned points of structure

图 10 为表面中部考查点(图 9 中用黑点标出)在频域内的速度响应曲线。可见,高温物性改变对结构的动态特性产生明显的影响,显著改变了峰值大小。在较低频率范围(300 Hz 以内)物性改变下的曲线与室温下的曲线相比峰值向低频处移动;在较高频段(1 000 Hz 以上),物性改变下的曲线形式与室温下的曲线相比发生明显变化。

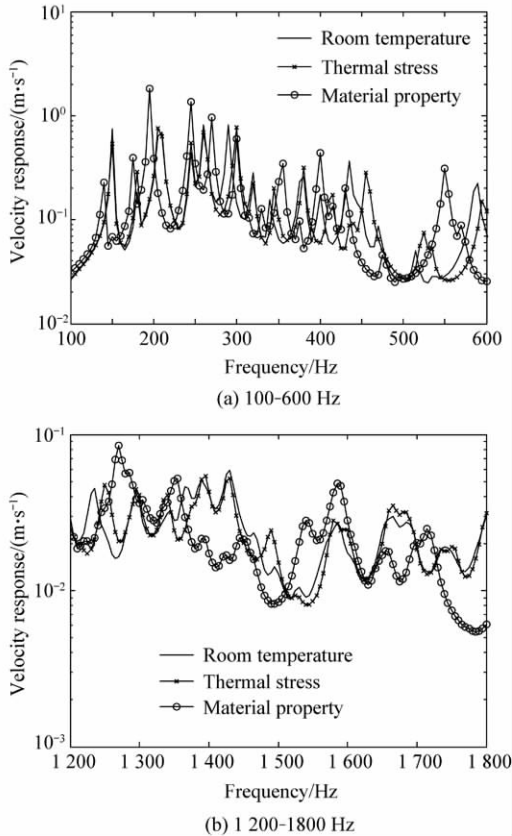


图 10 结构中部考查点处的速度响应曲线
Fig. 10 Velocity response curve at center point of structure

高温附加热应力对声振特性有一定的影响,但影响较小,整体与室温下的曲线具有相同的趋势:在较低频率范围(300 Hz 以内),热应力作用下的曲线与室温下的曲线几乎重合,影响较小;在高于 400 Hz 范围内,热应力的影响明显变大,但响应曲线与室温下的曲线相比仍有相似的变化趋势。

与温度梯度相关决定了热应力对声振响应的的影响主要集中在结构局部模态密集的较高频段,而其对低频段的响应影响较小。与温度绝对变化相关则决定了材料物性改变对声振响应在整个分析频率内都有比热应力更加显著的影响。

对图 9 中各行考查点的响应求 RMS 值,与 X 坐标对应起来,描述声压激励下结构上表面响应的能量分布,如图 11 所示。

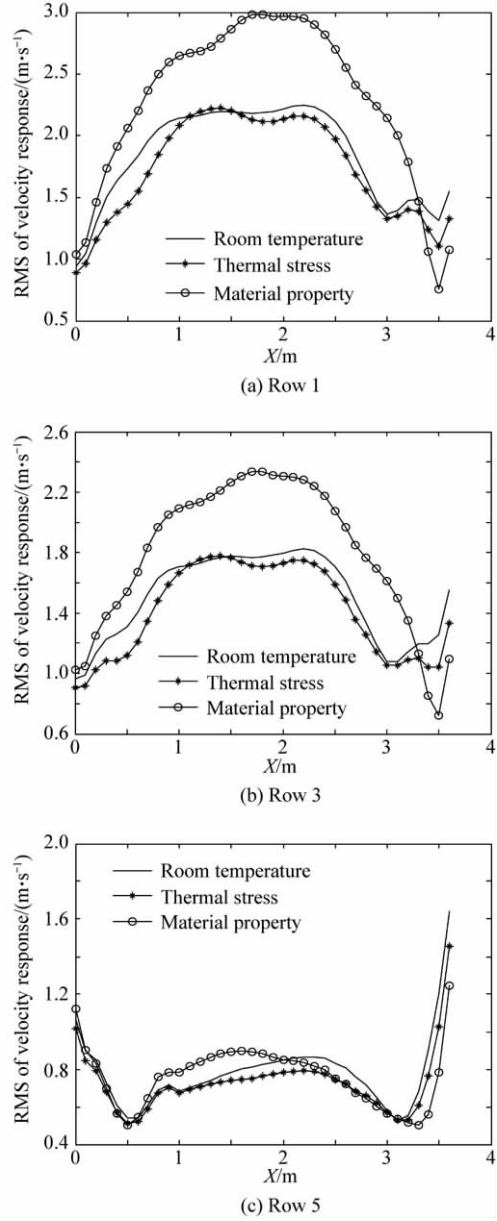


图 11 考查点速度响应的 RMS 值
Fig. 11 RMS values of velocity responses at concerned points

由图 11 可见,在中线(第 1 行)附近,结构响应 RMS 最大值出现在结构的中部(1.5 m ≤ X ≤ 2.5 m),最小值出现在结构的两端。沿 Y 向由中线(第 1 行)向结构的外侧(第 5、6 行),中部速度响应 RMS 值逐渐降低,两端速度响应 RMS 值变化较小,速度响应 RMS 最小值沿 X 方向向结构

内部移动。

图 12 给出了材料物性及高温热应力对结构速度响应 RMS 值的影响曲线。

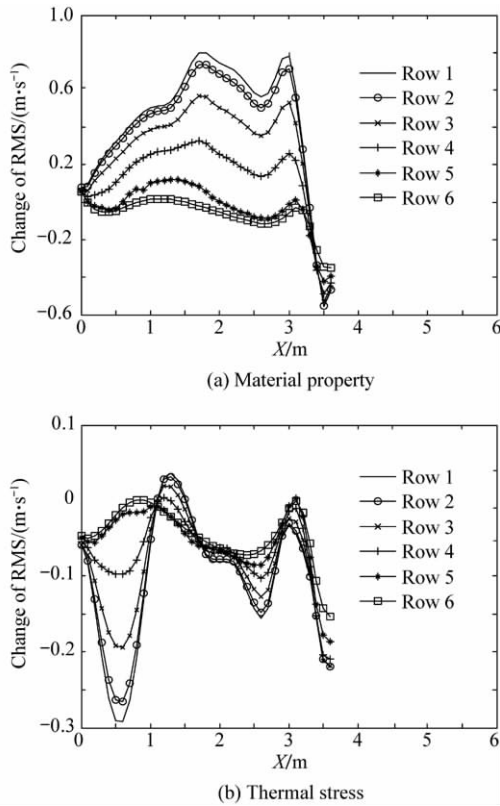


图 12 高温引起的速度响应 RMS 值的变化量

Fig. 12 Change of RMS values of velocity responses induced by high-temperature environment

由图 11 和图 12 可知,材料物性改变显著增加了结构上表面中线附近内部 ($0.3\text{ m} \leq X \leq 3.3\text{ m}$) 的 RMS 值,减小了结构上表面前端 ($X \geq 3.3\text{ m}$) 的响应值,对结构上表面后端 ($0 \text{ m} \leq X \leq 0.3\text{ m}$) 影响较小;物性改变对第 5、6 行考查点处 RMS 值影响明显减弱。可以得出,物性改变引起结构响应增大的区域主要为上表面的中部(图 13 粗线框内所示区域),引起变化的幅度由中线向外

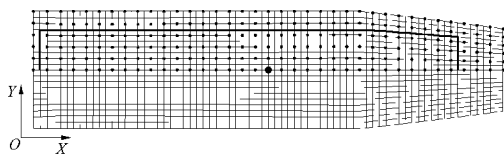


图 13 速度 RMS 值受温度影响较大的区域

Fig. 13 Zone of obvious effect on RMS values of velocity responses

逐渐降低;引起结构响应减小的区域主要为结构的前端。高温热应力对结构上表面响应的影响较小,大部分考查点处 RMS 值有所降低,仅在 $1.0\text{ m} \leq X \leq 1.5\text{ m}$ 处 RMS 值略有升高。在 $X \approx 0.5\text{ m}$ 、 $X \approx 2.5\text{ m}$ 及 $X \approx 3.6\text{ m}$ 处,RMS 值降低最为明显。

为了进一步研究热应力和物性改变引起结构响应在频域内变化的特点,将图 13 所示黑线框内各考查点的 PSD 在各频段上相加,得到局部级别上的能量分布,如图 14 所示。

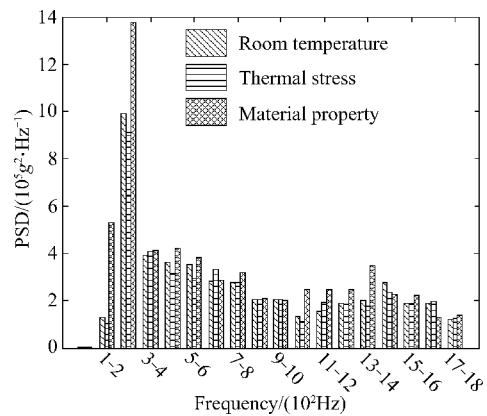


图 14 图 13 中黑线框内区域的功率谱密度

Fig. 14 PSD of zone surrounded by bold line in Fig. 13

由图 14 可知,材料物性改变主要显著增加了 $100 \sim 300\text{ Hz}$ 和 $1\,000 \sim 1\,400\text{ Hz}$ 范围内能量的分布,在 $300 \sim 400\text{ Hz}$ 、 $600 \sim 700\text{ Hz}$ 和 $800 \sim 1\,000\text{ Hz}$ 内影响较小,在 $1\,400 \sim 1\,500\text{ Hz}$ 和 $1\,600 \sim 1\,700\text{ Hz}$ 内降低了能量的分布。

高温热应力总体上降低了各频段的能量分布,如低频的 $100 \sim 300\text{ Hz}$,中频的 $400 \sim 600$ 以及高频的 $1\,300 \sim 1\,500\text{ Hz}$;在高频 $1\,500 \sim 1\,800\text{ Hz}$ 引起的变化较小。

4 结 论

以 X-43A 飞行器简化模型为研究对象,基于混合 FE-SEA 方法对其在高温环境下宽频段内的声振特性进行了数值分析。分别从热应力和材料物性改变两个方面,对高温环境对结构声振特性的影响进行了研究。通过对结构上表面速度响应 RMS 值进行计算及 PSD 分析,得到响应能量在空间和频域内的分布。结果表明:

(1) 自由状态下,由于结构热应力主要与温度梯度相关,结构的频率有小幅降低或升高。频域内速度响应曲线与室温时相比具有相同变化趋势;热应力在较高频段内的影响明显大于其在较低频段内的影响;RMS值以及多数频段内PSD值略有下降。

(2) 材料物性改变与温度的绝对变化量相关,材料物性改变明显降低了结构各阶固有频率并显著改变了声振响应;较低频段内响应峰值向低频率方向移动,较高频段内显著改变了曲线的形式。在结构表面中部,物性改变引起结构速度响应RMS值增大,变化幅度由中线向外逐渐降低;响应变化在频域内主要表现为低频段能量的增加。在结构上表面的前端,物性改变引起结构速度响应RMS值减小。

在实际热环境中,附加热应力和材料物性改变同时存在,但高温环境引起材料物性的变化对飞行器动态特性影响更为明显,这样的计算结果也反映出耐热材料的选择在高超声速飞行器设计过程中显得至关重要。

本文使用混合FE-SEA方法对热环境下飞行器的声振特性进行分析,得到了结构响应在空间和频域内的能量分布,对了解高温环境下宽频范围内结构声振耦合特性有一定意义。

由于所建模型相对简单,计算没有涉及结构热环境下更高频段(1 800 Hz以上)的声振特性;如果建立更加精细的结构模型则可适应更宽的频率分析范围,即可更精确地获得热环境对振动特性的影响。此外,对于高温产生的高热应力采用非线性应力-应变关系处理或许更准确。

参 考 文 献

- [1] 杨超,许赞,谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 1-11.
Yang Chao, Xu Yun, Xie Changchuan. Review of studies on aeroelasticity of hypersonic vehicles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 1-11. (in Chinese)
- [2] 吴振强,任方,张伟,等. 飞行器结构热噪声试验的研究进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2010(2): 24-30.
Wu Zhenqiang, Ren Fang, Zhang Wei, et al. Research advances in thermal-acoustic testing of aircraft structures [J]. Missiles and Space Vehicle, 2010(2): 24-30. (in Chinese)
- [3] Locke J E, Mei C. A finite element formulation for the large deflection random response of thermally buckled beams[J]. AIAA Journal, 1990; 28(12): 2125-2131.
- [4] Jeyaraj P, Padmanabhan C, Ganesan N. Vibration and acoustic response of an isotropic plate in a thermal environment[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2008, 130(5): 1005-1010.
- [5] Jeyaraj P, Ganesan N, Padmanabhan C. Vibration and acoustic response of a composite plate with inherent material damping in a thermal environment [J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 320(1-2): 322-338.
- [6] Kumar B R, Ganesan N, Sethuraman R. Vibro-acoustic analysis of functionally graded elliptic disc under thermal environment[J]. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2009, 16(2): 160-172.
- [7] Behnke M N, Shurma A, Przekop A, et al. Thermo-acoustic analysis of a metallic integrated thermal protection system structure [C]//51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 2010.
- [8] Yang J, Shen H S. Vibration characteristics and transient response of shear-deformable functionally graded in thermal environments[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, 255(3): 579-602.
- [9] Kim Y W. Temperature dependent vibration analysis of functionally graded rectangular plates[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 284(3-5): 531-549.
- [10] Shorter P J, Langley R S. Vibro-acoustic analysis of complex systems[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 288(3): 669-699.
- [11] Shorter P J, Langley R S. On the reciprocity relationship between direct field radiation and diffuse reverberant loading[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2005, 117(1): 85-95.
- [12] Shorter P J, Langley R S. Modeling structure-borne noise with the hybrid FE-SEA method [C]//6th International Conference on Structural Dynamics. 2005.
- [13] Langley R S, Cotoni V. Prediction of the ensemble mean and variance of the response of uncertain structures using the hybrid FESEA method [C]//International Conference on Noise and Vibration Engineering (ISMA2006). 2006.
- [14] Cook R D, Malkus D S, Plesha M E, et al. Concepts and applications of finite element analysis[M]. 4th ed. New York: John Wiley & Sons, 2000.
- [15] Marshall L A, Corpening G P. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test [R]. AIAA-2005-3332, 2005.

- [16] Shackelford J, Alexander W. The CRC materials science and engineering handbook[M]. Boca Raton: CRC Press, 2000.
- [17] MatWeb. Haynes 25 alloy, room temperature sheet after 100 hours of 760°C exposure[OL]. [2010-09-23]. <http://www.MatWeb.com>.
- [18] ESI Group. VA One2008. 5 users' guide[M/OL]. Released. 2008; 5-9.

作者简介:

杨雄伟(1986—) 男,博士研究生。主要研究方向:复杂环境下结构的声振特性。

E-mail: xiongwei@stu.xjtu.edu.cn

李跃明(1961—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:结构动力学。

Tel: 029-82668340

E-mail: liyueming@mail.xjtu.edu.cn

Broadband Vibro-acoustic Response of Aircraft in High Temperature Environment Based on Hybrid FE-SEA

YANG Xiongwei, LI Yueming*, GENG Qian

State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structure, School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China

Abstract: This paper presents a numerical study which investigates the effect of high temperature on the dynamic response of a vibro-acoustic system excited by 165 dB acoustic pressure based on a hybrid finite element-statistical energy analysis (FE-SEA) in 1 800 Hz broadband frequency. The study takes into consideration the thermal stress and temperature-dependent material properties mainly through which the thermal environment influences the dynamic response. The coupled system is composed of an FE model of X-43A and an SEA model of its internal acoustic field. The energy response distribution at the top-surface in the space and frequency domain are obtained, which reveals that the thermal stress has only slight effect on the natural frequencies due to the unconstrained structure condition. The velocity response has a similar trend as that in room-temperature, with a small decrease of root mean square (RMS) and power spectral density (PSD) in most bands. Changes in material property reduce obviously the natural frequencies of the structure, and shift the response peaks to lower frequencies. For the central part of the structure, the material property exerts an increasing effect on the RMS value and energy at several bands, while for the forepart the material property has a decreasing effect on the RMS value.

Key words: vibro-acoustic response; hybrid FE-SEA; broadband; thermal stress; material property