第29卷第1期 计算力学学报 Vol. 29, No. 1
2012年2月 Chinese Journal of Computational Mechanics February 2012

文章编号:1007-4708(2012)01-0099-06

热应力作用下结构声-振耦合响应数值分析

耿 谦, 李跃明*, 杨雄伟

(西安交通大学 航天航空学院 强度与振动教育部重点实验室,西安 710049)

摘 要:考察飞行器结构热应力对结构及其内声腔声-振耦合特性的影响,建立考虑热应力因素的声-振耦合动力学有限元方程,对一个典型飞行器结构考虑热应力时的声-振耦合动力学响应进行分析。计算结果表明,热应力的存在对耦合模型的固有频率影响较小,受热应力影响较大的区域主要集中在机头及机身等部位,其固有振动特性有较明显的变化。通过对比结构加速度与内声腔声压级的响应结果发现,热应力的影响主要表现为系统响应幅值及峰值位置的改变。

关键词:热环境;声-振耦合;预应力模态分析;频响分析
中图分类号:V414.1;O32 文献标志码:A

1 引 言

飞行器承受气动加热时,结构温度升高[1],所产生的热载荷改变了结构应力分布状态。同时,温度变化也使结构材料性能发生变化,这些都有可能导致飞行器性能下降甚至破坏。因此,在设计时须考虑结构温度变化产生的影响。

飞行器在噪声作用时的声-振耦合动力学特性是影响飞行器性能及工作稳定性的重要因素之一,结构的声-振耦合特性已受到很多研究者的关注。试验方面,在1996年NASA已经针对飞行器在工作时的声-振有效载荷测定开展了一系列研究[2]。美国Air Force Research Laboratory,Space Vehicle Directorate,Space Test Program,Boeing SVS,CSA Engineering和Delta Velocity等[3]机构,共同研究了如何降低运载火箭在发射时,产生的作用在有效载荷上的噪声及振动载荷,并进行了试验验证。

受限于试验技术及测试手段等条件的约束,数值模拟方法在声-振耦合分析中成为重要的研究手段,为试验提供了必要的补充与参考。丁渭平等[4]建立了弹性薄壁腔体的声-振耦合对称化有限元模型并进行研究,Nickolas Vlahopoulos等[5]通过联合使用有限元方法和边界元法(FEA/BEA)对火箭发射时的声-振环境开展了数值模拟分析,Anders M. Wilson等[6]联合使用有限元法和统计能量法(FEA/SEA),在结构刚度不同的部位使用不同的建模方法,分析了卡车的谐响应;Z. S. Liu等[7]采用有限元法和边界元法(FEA/BEA)对装甲车内部噪声进行了数值预测分析。

以上对声-振耦合问题的数值研究,均未考虑结构热环境的影响。P. Jeyaraj等[8,9]考虑结构温度变化对声-振耦合特性的影响,将温度变化作为热载荷施加在结构上开展了一系列研究。其采用有限元法分析得到结构临界屈曲温度,并以此作为参考设计了若干种均布温度载荷,考察热作用下矩形板的振动及声辐射特性。

本文主要研究热环境产生的结构热应力对飞行器整体结构声-振耦合特性的影响。考虑飞行器在服役时由气动加热作用产生的稳态温度分布,将该温度分布作为结构热载荷进行热弹性静力分析,在得到相应热应力的基础上,进行声-振耦合动力学特性分析。本文数值模拟采用软件ABAQUS实现。

根据数值计算结果,比较结构上相同点处在受热载荷与无热载荷时的响应特征,分析结构热应力对声-振耦合模型动力学特性的影响。

2 理论分析

2.1 热应力影响

索、梁及板等结构在受到薄膜力作用时,其弯曲刚度将发生变化。结构受力使其刚度发生改变的作用称为应力刚化[10],该效应主要体现在薄膜力

收稿日期:2010-08-20;修改稿收到日期:2011-02-16.
基金项目:国家自然科学基金(91016008)资助项目.
作者简介:李跃明*(1961-),男,教授,博士生导师
(E-mail: liyueming@mail.xjtu.edu.cn).

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

对弯曲刚度的影响。在有限元分析中，薄膜力的作用实际上就是对结构的刚度 K 附加应力刚度 K_σ。

飞行器主要由板壳结构组成，下面基于能量概念给出板单元的应力刚度矩阵。在板单元中，与平板横向挠曲函数 $w=w(x,y)$ 相关的薄膜应变为

$$\varepsilon_x=\frac{1}{2}w_{,x}^2,\ \varepsilon_y=\frac{1}{2}w_{,y}^2,\ \gamma_{xy}=w_{,x}w_{,y} \tag{1}$$

式中 x 和 y 分别为平板面内的两个方向。

当薄膜力不随平板挠度的变化而变化时，与该薄膜力和薄膜应变相关的薄膜应变能为

$$U_m=\iint\left(\frac{1}{2}w_{,x}^2N_x+\frac{1}{2}w_{,y}^2N_y+w_{,x}w_{,y}N_{xy}\right)\mathrm{d}x\,\mathrm{d}y=\frac{1}{2}\iint\begin{Bmatrix}w_{,x}\\w_{,y}\end{Bmatrix}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}N_x & N_{xy}\\N_{xy} & N_y\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}w_{,x}\\w_{,y}\end{Bmatrix}\mathrm{d}x\,\mathrm{d}y=\frac{1}{2}\{d\}^{\mathrm{T}}K_\sigma\{d\} \tag{2}$$

式中 N_x，N_y 和 N_{xy} 分别为各方向上由热载荷引起的薄膜力，且

$$N_x=\int_{-t/2}^{t/2}\sigma_x\mathrm{d}z,\ N_y=\int_{-t/2}^{t/2}\sigma_y\mathrm{d}z,\ N_{xy}=\int_{-t/2}^{t/2}\tau_{xy}\mathrm{d}z \tag{3}$$

式中 $\{d\}$ 为结点位移，由于 $w=N\{d\}$，则有

$$\begin{Bmatrix}w_{,x}\\w_{,y}\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}N_{,x}\\N_{,y}\end{bmatrix}\{d\}=G\{d\} \tag{4}$$

由式(2,4)可知，单元应力刚度矩阵 K_σ^e 为

$$K_\sigma^e=\iint G^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}N_x & N_{xy}\\N_{xy} & N_y\end{bmatrix}G\,\mathrm{d}x\,\mathrm{d}y \tag{5}$$

由各单元的应力刚度矩阵可组装得到系统的总体应力刚度矩阵为

$$K_\sigma=\sum K_\sigma^e \tag{6}$$

在热环境作用下，由温度变化导致的结构热应力产生附加的应力刚度矩阵 K_σ，将此应力刚度矩阵与结构刚度矩阵相叠加，可以得到在热应力作用下的结构动力学有限元方程为

$$M\ddot{u}+C\dot{u}+(K+K_\sigma)u=f \tag{7}$$

2.2 声-振耦合系统有限元方程

声音是振动状态在弹性介质中的传播[11]，以空间位置的声压 p 为基本未知量，理想介质中小振幅声波的波动方程可表示为[12]

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2}=c^2\nabla^2 p \tag{8}$$

式中 c 为介质中的声速。

对于内腔声-振耦合系统，腔体结构包括刚性壁面、吸声壁面以及弹性壁面。由波动方程和壁面边界条件可得内腔声场等效积分弱形式为

$$\int_V\delta p\left(\nabla^2 p-\frac{1}{c^2}\ddot{p}\right)\mathrm{d}V-\int_{A_r}\delta p\frac{\partial p}{\partial n}\mathrm{d}S-\int_{A_a}\delta p\left(\frac{\partial p}{\partial n}+\frac{\rho_a}{Z_a}\dot{p}\right)\mathrm{d}S-\int_{A_f}\delta p\left(\frac{\partial p}{\partial n}+\rho_a\ddot{u}\right)\mathrm{d}S=0 \tag{9}$$

式中 n 为腔体壁面外法线方向，Z_a 为腔体吸声壁面声阻抗率，$\ddot{u}$ 为腔体壁面质点振动加速度沿壁面法向的分量，V 为声腔体域，A_r 为刚性壁面面域，A_a 为吸声壁面面域，A_f 为弹性壁面面域，δp 为声压的变分。

构造式(9)中声场空间位置声压 p 和结构质点位移 u 的插值函数为

$$p(x,y,z,t)\approx\sum N_{ai}(x,y,z)p_i(t)=N_a p^e \tag{10}$$

$$u(x,y,z,t)\approx\sum N_{si}(x,y,z)u_i(t)=N_s u^e \tag{11}$$

则式(9)可写为

$$\int_{V^e}\{\delta p^e\}^{\mathrm{T}}B_a^{\mathrm{T}}B_a p^e\mathrm{d}V+\int_{V^e}\frac{1}{c^2}\{\delta p^e\}^{\mathrm{T}}N_aN_a^{\mathrm{T}}\ddot{p}^e\mathrm{d}V+\int_{A_a^e}\frac{\rho_a}{Z_a}\{\delta p^e\}^{\mathrm{T}}N_aN_a^{\mathrm{T}}\dot{p}^e\mathrm{d}S+\int_{A_f^e}\{\delta p^e\}^{\mathrm{T}}\rho_aN_aN_s^{\mathrm{T}}\ddot{u}^e\mathrm{d}S=0 \tag{12}$$

式中 $B_a=\nabla N_a$，考虑权系数 δp^e 的任意性，由式(12)矩阵形式可得内声场单元的动力学有限元方程为

$$M_a^e\ddot{p}^e+C_a^e\dot{p}^e+K_a^e p^e=-\rho_aR_a^e\ddot{u}^e \tag{13}$$

将单元矩阵组装成总体矩阵后，可得耦合模型中内声场的动力学有限元方程为

$$M_a\ddot{p}+C_a\dot{p}+K_a p=-\rho_aR_a\ddot{u} \tag{14}$$

将声压及其他载荷作为结构的动力载荷，可得耦合模型中结构的动力学有限元方程：

$$M_s\ddot{u}+C_s\dot{u}+K_s u=f_s+R_s p \tag{15}$$

由节2.1分析可知，结构热应力产生附加刚度 K_σ。本文忽略结构及声介质物理性能的热效应，仅考虑热应力对耦合系统结构部分刚度的影响。

同时，考察内声场的声波传播和结构的振动特性，以声场空间位置的声压 p 和结构质点的位移 u 为未知量，并引入结构应力刚度矩阵的作用，可得考虑结构热应力的声-振耦合系统有限元方程为

$$\begin{bmatrix}M_a & \rho_aR_a\\0 & M_s\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\ddot{p}\\\ddot{u}\end{Bmatrix}+\begin{bmatrix}C_a & 0\\0 & C_s\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\dot{p}\\\dot{u}\end{Bmatrix}+\begin{bmatrix}K_a & 0\\-R_s & K_s+K_\sigma\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}p\\u\end{Bmatrix}=\begin{Bmatrix}0\\f_s\end{Bmatrix} \tag{16}$$

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

在特征值分析中，求解考虑附加刚度影响的特征方程 $(K-\omega^2 M)\phi=0$，可得飞行器结构有热应力时的固有振动特性，进而对系统动力学响应进行分析。

3　有限元分析

3.1　有限元模型描述

以文献[13]中 X-43A 飞行器为研究对象，讨论结构热-声-振特性。建立飞行器结构及其内声腔声场的有限元网格，并对结构各部位设置材料特性，如图 1 所示。将结构单元和与其接触的声场单元间设置耦合关系，建立声-振耦合有限元模型。

所使用材料包括氧化铝（机身及进气道底板，图 1(c) 中 Ⅱ 区及 Ⅳ 区），碳化钛（进气道壁板，图 1(c) 中 Ⅴ 区），钨（机头部分，图 1(c) 中 Ⅰ 区）以及哈氏合金（水平尾翼及垂直尾翼，图 1(c) 中 Ⅲ 区）等四种材料，其物理常数列入表 1。

内声腔声场设置为声学介质空气，其密度为 1.21 kg/m³，体积模量取 1.424×10^5 Pa。

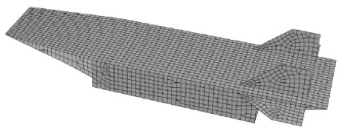
3.2　结构热载荷及热弹性分析

由气动热计算获得飞行器稳态温度分布，如图 2 所示。飞行器最高温度出现在进气道入口的底板处，约为 1900℃，且局部温度梯度较大；机头约为 1600℃；机身大部分区域约为 880℃。以 25℃ 为初始温度计算结构热应力。计算结果表明，在进气道入口及尾翼处，温度变化剧烈且局部温度梯度高，产生的热应力值较高。

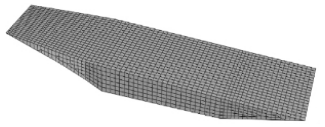
3.3　热载荷作用下的声-振耦合计算

考察结构热应力对飞行器声-振耦合特性的影响。将温度变化引起的热应力视为预应力施加给结构，分析在热应力刚化作用下飞行器的固有振动特性，以及白噪声激励响应。

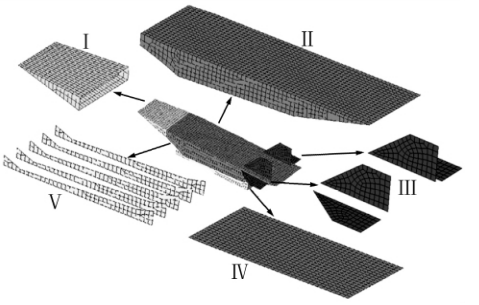
以无热应力作用的声-振耦合计算作为参考，比较两者的差异，分析流程如图 3 所示。



(a) 飞行器结构有限元网格
(a) FEM model of the aircraft structure

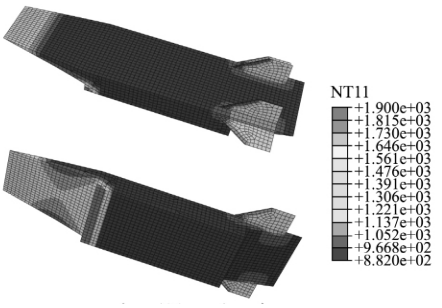


(b) 内声腔声场有限元网格
(b) FEM model of the acoustic field

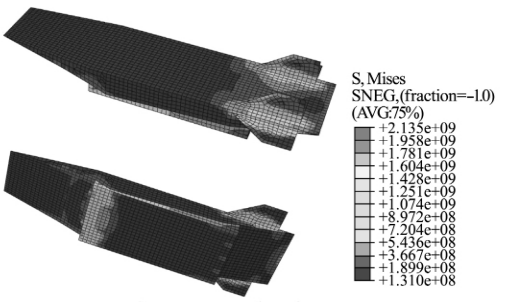


(c) 飞行器结构材料分布示意
(c) Material distribution of the aircraft structure

图 1　有限元分析模型
Fig. 1　FEM analysis model



(a) 飞行器结构温度分布
(a) Temperature distribution on the aircraft structure



(b) 飞行器结构热应力分布
(b) Stress field on the aircraft structure

图 2　飞行器结构热分析
Fig. 2　Structural thermal analysis

表 1　材料物理常数
Tab. 1　Material property

结构材料	杨氏模量 GPa	泊松比 υ	密度 kg/m³	热膨胀系数 10^{-6}/℃
氧化铝	408.9	0.27	3970	5.6
碳化钛	439.4	0.188	4920	7.08
钨	410	0.28	19250	6.5
哈氏合金	225	0.115	9130	12.3

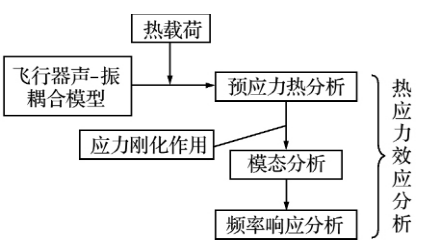


图 3　有限元分析流程
Fig. 3　Flow chart of the FEM analysis approach

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

4 结果分析

4.1 固有振动分析

分析模型 1000 Hz 以下的固有频率值可以发现，热应力的存在使耦合系统频率略有升高，但变化量不大。如在频率段 300 Hz 附近，400 Hz～550 Hz，600 Hz 附近和 850 Hz 附近，系统各阶频率值的相对变化量在 3% 以内。

对比系统的前 10 阶模态振型可以看出，热应力对结构整体振型影响并不明显，仅在机身及尾翼处的振动分布略有变化。对于更高阶模态振型，在热应力作用下的变化相对更为明显。如第 11 阶模态，在热应力的作用下，机身的振动特性发生了明显的改变，机身上表面的结线走向出现了明显的偏转，两水平尾翼的振动方向也产生变化。在第 35 阶模态中，热应力的存在使得飞行器机身及头部的振动更加明显。

观察系统固有振动特性可以发现，结构热应力对各阶固有频率值的影响并不明显，对飞行器机身处的振动特性作用较大，振幅及结线的走向都有一定程度的改变。在模态密集度较高的频率域内，飞行器的各固有频率值间相差很小，在热应力的作用下，结构刚度发生变化，虽各振型的改变不甚明显，但其对应的频率值有所变化，导致了耦合系统振型互换现象的出现。由于本文未考虑热效应对声场物理特性的影响，声场各阶模态的固有频率及振型变化不大。

4.2 动态响应分析

将幅值为 1N 的白噪声激励沿竖直方向施加在飞行器进气道底板作为动力载荷，考察声-振耦合系统在 800 Hz 以下的频率响应特性。

分别对考虑结构热应力和无热应力的飞行器声-振耦合模型进行频响分析。在模型横向对称面上选取 8 个考察点，如图 4 所示，比较这些点在频域范围内的响应，其中点 1～点 4 是结构上的点，点 5～点 8 是声场内的点。

4.2.1 结构加速度响应

对结构上 4 个考察点的加速度响应进行比较，如图 5 所示。

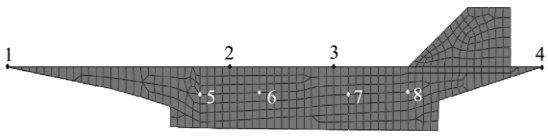
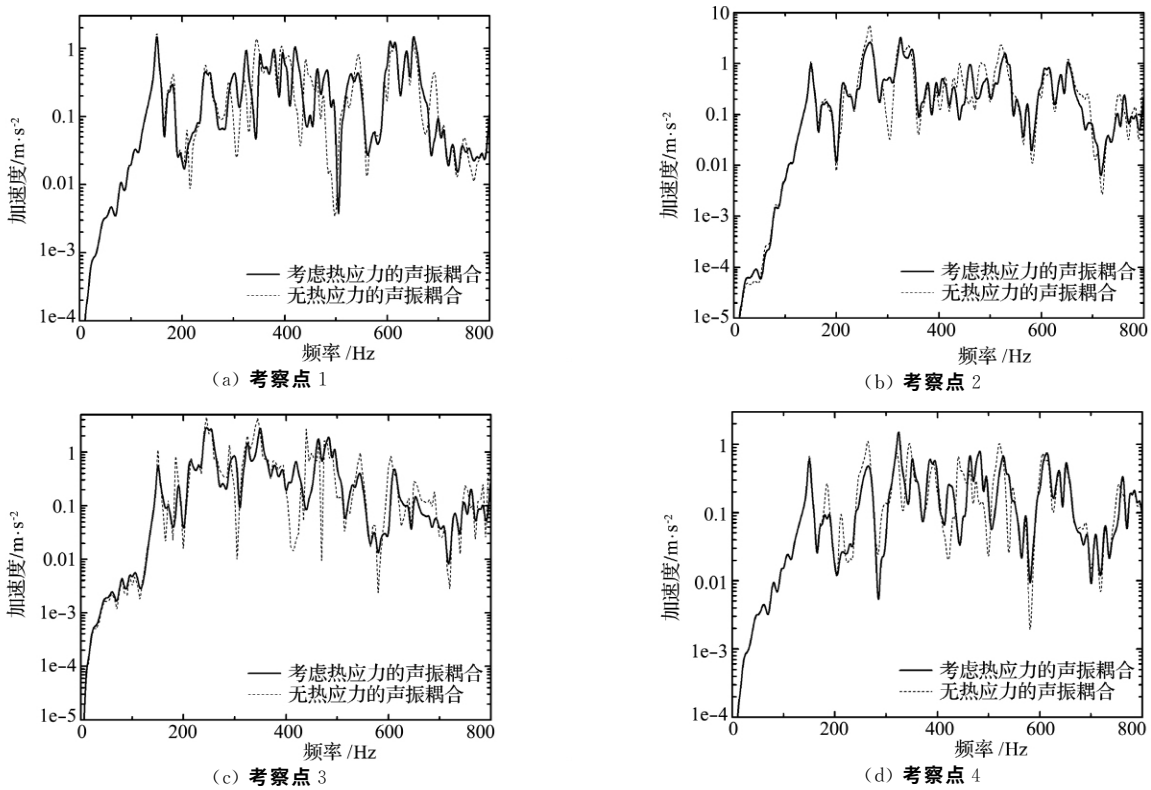


图 4 考察点示意

Fig. 4 Sketch map of the key points

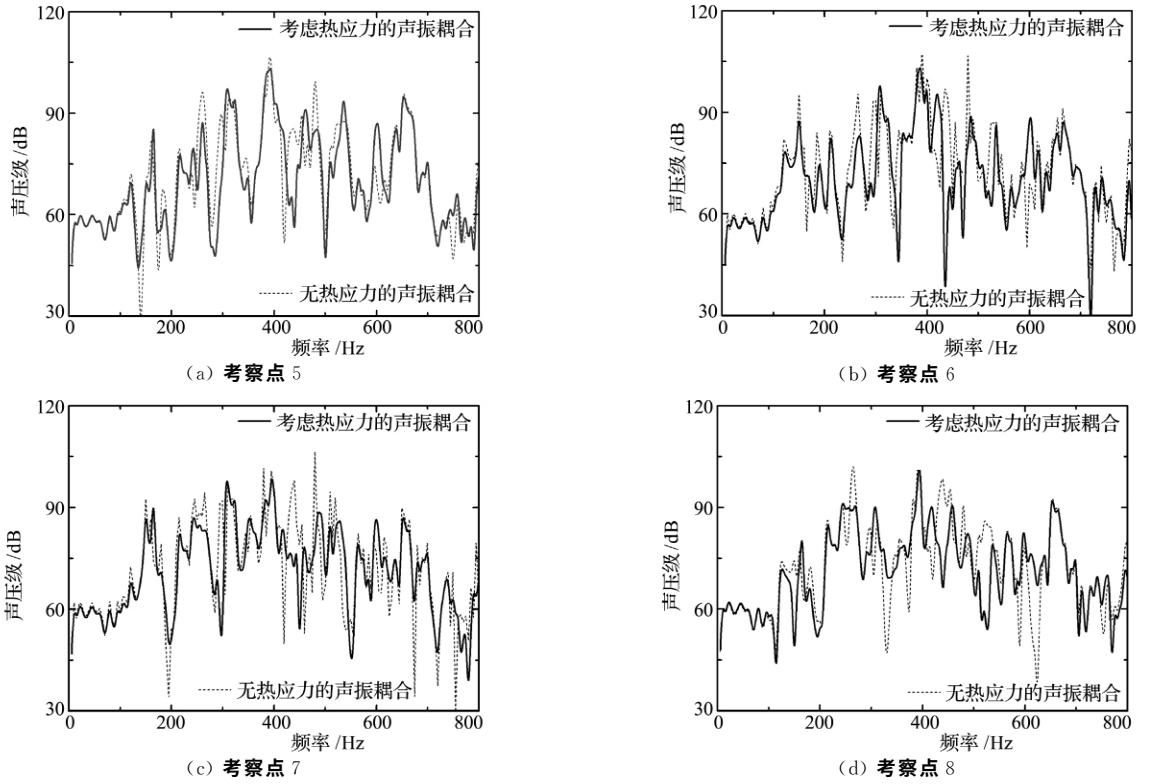


(a) 考察点 1 (b) 考察点 2 (c) 考察点 3 (d) 考察点 4

图 5 各考察点的加速度响应曲线

Fig. 5 Output acceleration of key points on structure

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net



(a) 考察点 5　(b) 考察点 6　(c) 考察点 7　(d) 考察点 8

图 6　各考察点的声压级响应曲线

Fig. 6　Output sound pressure level of key points

经对比发现，由于热应力的存在改变了结构刚度，使得结构加速度响应产生较明显的变化，其主要表现为响应峰值幅值及其位置的改变。点 1 和点 2 在 300 Hz 附近的响应增大，点 3 在 400 Hz 处的加速度也有近 2 个数量级的变化。在各观察点上，响应峰值均表现出向高频方向移动的趋势。这是结构模态在热应力作用下发生变化及振型换位的结果。

观察 150 Hz 以下的频率区域，可以看到，点 2 和点 3 的加速度响应存在较明显的改变，说明飞行器结构中部区域在低频时，对刚度变化较敏感。

4.2.2　内腔声场声压级响应

图 6 为声场内 4 个考察点的声压级响应曲线。

本文在研究飞行器的热环境效应时，热应力直接作用于结构，并通过结构与声场耦合的关系，将热应力的效应传递至内声场，因此，声场响应特性主要受结构性能变化的影响。与结构加速度响应变化类似，热应力的存在也改变了声场响应幅值及峰值位置，内声场各点在 400 Hz～450 Hz 的频域内响应有所减弱，在 600 Hz 和 750 Hz 附近响应明显增大。在飞行器声腔中段的点 6 和点 7 处，100 Hz 以下的响应在热应力的作用下产生一定变化，这是由飞行器结构中部区域动力学响应特性改变所引起的。

5　结　语

本文把结构热应力作为初始应力，给出了在考虑结构热应力作用下的声-振耦合有限元方程，并对飞行器结构及其内声腔的声-振耦合特性进行分析。

通过对比考虑热应力作用及无热应力的飞行器声-振耦合系统固有振动特性，发现结构热应力的存在对耦合系统固有频率产生的影响较小，各阶频率值的相对改变量在 3% 以内。对于耦合系统模态振型的影响，主要表现为机头及机身等部位振动特性的变化，以及高阶模态振型顺序交换。

通过对比结构加速度及内声腔声压级的响应结果发现，在所考察的 800 Hz 频响范围内，热应力的影响主要表现为对原响应幅值的改变，以及使得响应峰值向高频方向移动。飞行器中部结构在 150 Hz 以下的频响区域内，对热应力引起的刚度变化较敏感。

最后，本文仅单纯研究结构的热应力效应，未考虑材料的热效应；用 ABAQUS 实现有预应力作用下的动力学分析时，其是否隐含着结构热变形影响且影响有多大还不清楚；由气动计算获得的结构温度分布，在机身前缘及进气口等部位温度梯度很大，而本文所采用的结构有限元网格较粗，实际上

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

平均化了热应力的效应。以上这些问题都有待于进一步研究。

参考文献(References):

[1] 范绪箕. 气动加热与热防护系统[M]. 北京:科学出版社,2004. (FAN Xu-ji. *Aerodynamic Heating and Thermal Protect System*[M]. Beijing: Science Press, 2004. (in Chinese))

[2] NASA. NASA-STD-7001. Payload vibroacoustic test criteria[S]. National Aeronautics and Space Administration, 1996.

[3] Emil Ardelean, Charlotte Gerhart, et al. Experiment overview and flight results summary from the vibro acoustic launch protection experiment (VALPE)[C]. Space 2004 Conference and Exhibit. 28-30 September 2004, San Diego, California.

[4] 丁渭平,陈花玲. 腔体声振耦合的对称化有限元模型及其特性研究[J]. 西安交通大学学报,2000,**34**(7):58-62. (DING Wei-ping, CHEN Hua-ling. Symmetrical finite element method for structure acoustic coupling analysis of a cavity [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2000, **34**(7): 58-62. (in Chinese))

[5] Vlahopoulos N, Vallance C, Richard D S. Numerical approach for computing noise-induced vibration from launch environments[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, **35**(3): 55-360.

[6] Anders M. Wilson, Lennart B. Josefson. Combined finite element analysis and statistical energy analysis in mechanical intensity calculations[J]. *AIAA Journal*, 2000, **38**(1): 123-130.

[7] Liu Z S, Lu C, Wang Y Y, Lee H P, Koh Y K, Lee K S. Prediction noise inside tracked vehicles[J]. *Applied Acoustics*, 2006, **67**(1): 74-91.

[8] P Jeyaraj, Chandamouli Padmanabhan, N Ganesan. Vibration and acoustic response of an isotropic plate in a thermal environment[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2008, **130**(5): 051005.

[9] P Jeyaraj, N Ganesan, Chandamouli Padmanabhan. 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.

[10] R D Cook, D S Malkus, M E Plesha. *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*[M]. New York: Wiley, 1989.

[11] 盛美萍,王敏庆,孙进才. 噪声与振动控制技术基础[M]. 北京:科学出版社,2007. (SHENG Mei-ping, WANG Min-qing, SUN Jin-cai. *Foundation of Acoustic and Vibration Control Technology*[M]. Beijing: Science Press, 2007. (in Chinese))

[12] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京:清华大学出版社,2003. (WANG Xu-cheng. *Finite Element Method*[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003. (in Chinese))

[13] Laurie A Marshall, Griffin P Corpening, Robert Sherrill. A chief engineer's view of the NASA X-43A scramjet flight test [A]. AIAA 2005-3332, AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference[C]. Capua, Italy, May 16-20, 2005.

Vibro-acoustic numerical analysis of thermally stressed aircraft structure

GENG Qian, LI Yue-ming*, YANG Xiong-wei

(MOE Key Laboratory for Strength and Vibration, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: When flying at high speed, material properties, stress state and structure configuration of the aircraft will be changed under high temperature environment caused by serious aerodynamic heating. In this condition, the performance of aircraft during working period may be quite different from design performance. This paper presents a numerical research on the vibro-acoustic response of aircraft under thermal environment. The influence of thermal stress on dynamic characteristics is studied. The finite element equations which consider stress-stiffness effects are formed for vibro-acoustic dynamic analysis. Numerical results show that thermal stress has greater effect on higher order modes and influences the response peak.

Key words: thermal environment; vibro-acoustic coupling; pre-stressed mode analysis; frequency response analysis

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net