综合述评

基于频率响应函数的动力学模型修正方法研究

朱凼凼[1]，冯咬齐[2]，向树红[2]

（1. 中国空间技术研究院研究发展部，北京 100094；
2. 中国空间技术研究院总装与环境工程部，北京 100029）

［摘要］ 概述了国内外动力学模型修正技术的研究状况，研究了近些年发展起来的基于频响函数的动力学模型修正方法；利用航天器振动试验测量所得的频响函数，从理论上介绍了频响函数残差法、设计参数型频响函数法和摄动型频响函数法三种基于频响函数的动力学模型修正方法，为动力学模型修正技术的发展提供参考。

［关键词］ 航天器；动力学；频响函数；模型修正

［中图分类号］ V411 ［文献标识码］ A ［文章编号］ 1009－1742（2005）08－0089－06

1 前言

随着航天器型号任务的增多，为了降低成本，缩短研制周期，要求对航天器的动力学特性进行预示，有限元模型修正技术因此变得非常重要。

近年来有限元法已发展成为结构分析的重要手段，已经开发了行之有效的大型结构分析软件，如 ANSYS，NASTRAN 等。有限元分析速度快，设计周期短，与结构动力学试验相比，费用较低；使用有限元模型进行结构设计，可以计算各种载荷、各种边界条件下的动力响应。但是，经验表明，拥有好的分析软件并不能保证算出正确的结果；在有好的分析软件前提下，分析的正确性主要取决于有限元模型的好坏。而有限元建模与实际对象比较往往存在误差，如边界条件和连接条件的简化、几何模型和本构关系的不准确，系统阻尼必须人为引入等[1]。对于复杂的实际结构，特别是航天器结构，有限元模型预示与试验结果之间往往存在明显误差，为了消除这种误差，有必要进行有限元模型修正。其次，现代航天器设计要求平台化、结构化、模块化，尽量缩短研制周期，以适应空间市场的快速发展。在进一步进行适当试验的基础上，在利用现有平台进行改进设计的情况下，采用模型修正技术有可能省掉一些大型结构试验，根据需要做适当数量的零部件级试验进行验证和修正，以使修正后的有限元模型代表真实的结构模型。因此，结构动力学模型修正技术在现代航天器结构设计中具有重要意义。

对航天器进行振动试验得到的数据往往是航天器不同测点的响应数据，为了使航天器动力学模型修正技术具有更实际的意义，必须研究基于振动响应或频响函数的动力学模型修正技术，即利用测量的振动响应数据来调整有限元模型的参数，使调整后的有限元模型的频响特性更为精确。据此，笔者利用航天器力学振动试验和有限元计算得到的频响函数，详细介绍了频响函数残差法、设计参数型频响函数法和摄动型频响函数法三种基于频响函数的动力学模型修正方法，为航天器动力学模型修正技术的发展提供有益的参考。

2 动力学模型修正方法研究状况

20 世纪 70 年代以来，国内外研究人员一直在对试验/分析相关性和有限元模型修正技术进行研究，并提出了许多相关性分析方法和模型修正方

［收稿日期］ 2004－10－17；修回日期 2004－12－03
［基金项目］ “十一五”预研课题资助项目
［作者简介］ 朱凼凼（1979－），男，浙江浦江县人，中国空间技术研究院助理工程师，研究方向：虚拟试验与有限元分析技术

法。早期，人们将系统响应的试验/分析相关性当作结构系统辨识方法来研究[2,3]，这些方法通过调整数学模型的参数来改进分析模型，如 Collins 等首先提出了一种使用测量频率和振型对分析模型进行刚度和质量特性修正的统计参数估计方法[2]，这种方法通过修正物理结构参数和设计变量，间接地改进分析模型的刚度和质量矩阵。后来，Hasselman 和 Chrostowski 在大量试验的基础上使用一种统计参数估计方法来修正物理结构的参数[4]，并编制了计算机程序代码 SSID。其他模型修正统计参数估计方法的程序代码还有 Dascotte 的 SYSTUNE[5]。Chen 和 Garba 提出了一种利用模态试验得到的模态数据矩阵和特征值矩阵来修改结构的物理参数的矩阵摄动法，并对某大型空间结构进行了在轨损伤评价[6~8]。Muralidhar 和 Thomas 等采用试验测量和分析所得的模态数据对有限元模型进行修正[9]。Berman 和 Flannelly 提出了一种使用不完全测量模态对一个线性的、离散的结构模型进行参数识别的模型修正分析方法[10]。随后，Baruch 和 Bar Itzhack 提出了一种用于获得测量振型的正交性模态的方法[11]，用于改进分析模型的刚度矩阵。Berman 和 Nagy 应用约束最小化理论，采用测量振型和频率来改进结构分析模型的质量和刚度矩阵[12]，该方法假定测量振型是准确的，并应用标准拉格朗日乘子方法解决优化问题。Kabe 应用结构相关性信息来调整不正确的分析刚度矩阵[13]。Wei 导出一种元素修正方法来修改动力学模型[14,15]，应用结构相关性原理同时修正结构刚度和质量矩阵。Chou，O' Callahan 和 Wu 应用在模型空间中结构单元的相关性原理编制了一个用于确定单元质量和刚度矩阵误差位置的程序[16]。Srinivas 与 Kao 等采用动力参数灵敏度对某一行星际飞船进行分析/试验相关性分析[17]，用自编的误差定位程序和参数估计方法程序与 NASTRAN 软件相结合，对飞船有限元模型进行误差定位和参数估计。

国内研究人员在对动力学模型修正技术研究的初期，质量矩阵和刚度矩阵的修正都是基于正交性条件求解的。考虑到质量矩阵和刚度矩阵的相关性，张德文发展的方法是质量矩阵用正交性条件修正和刚度矩阵用特征方程修正[18]，从算法上，张德文还定义了一种广义逆，用正交性条件和特征方程进行模型修正[19]。此外，还有向锦武等提出了基于矩阵型模型修正的两步法[20]：先通过误差矩阵判断模型误差的范围，然后在该范围内确定修正量。李书等提出了一种带约束条件的广义特征值模型修正方法[21]，仅需少量的试验数据，其有效性通过一个简单结构的数值计算得到验证。张令弥等提出了一种设计灵敏度分析的迭代模态法[22]，可以提高特征向量对设计参数导数的计算效率，从理论上证明了经典模态法和修改模态法只是迭代模态法的特殊情况。张景绘系统地介绍了一些动力学模型修正的方法[23]。

模型修正方法可以划分为模态法和频响函数法。从试验特征值和特征向量来修正有限元模型参数的方法称模态法，其关键在于试验模态参数识别的精度；基于频响函数的模型修正是近些年发展起来的，如徐张明等利用试验测试和有限元模型计算得到的频响函数[24,25]，推导出了一种基于频响函数的灵敏度分析模型修正方法。秦仙蓉等详细、深入地研究了基于灵敏度分析的模型修正方法[26]，并从理论上讨论了一种频响函数残差法。Hemez 等分析了应用频响函数进行动力学模型修正的难点[27]。Ting 提出了一种改进的计算频响函数灵敏度的方法[28]，用于研究频响函数模型修正技术等。频响函数法回避了试验模态参数识别这个步骤，直接利用有限元计算和测量得到的频响函数进行模型修正，其优点是：克服了模态法需要振型一一对应的缺点，并且修正计算的频率范围很宽，采用适当数目频率点上的频响函数，便可求解问题[24]。

3 基于频响函数的模型修正方法

3.1 频响函数残差法[26]

n 个自由度线性时不变系统的运动可以由以下微分方程描述：

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{f} \tag{1}$$

式中 $\boldsymbol{K}$，$\boldsymbol{M}$，$\boldsymbol{C}$，依次为系统的刚度矩阵、质量矩阵和阻尼矩阵；$\boldsymbol{x}$，$\boldsymbol{f}$ 是位移响应向量与输入力激励向量。方程式（1）两边同时进行傅里叶变换可得：

$$\begin{gathered}\boldsymbol{Z}(\omega)\boldsymbol{X}(\omega) = \boldsymbol{F}(\omega),\\ \boldsymbol{Z}(\omega) = -\omega^2\boldsymbol{M} + \mathrm{j}\omega\boldsymbol{C} + \boldsymbol{K}\end{gathered} \tag{2}$$

式中 j，ω 分别代表复数单位和频率，$\boldsymbol{X}(\omega)$，$\boldsymbol{F}(\omega)$是位移响应与输入力激励的傅里叶变换，$\boldsymbol{Z}(\omega)$为结构位移阻抗矩阵（动刚度矩阵），其逆矩阵即结构的频响函数矩阵 $\boldsymbol{H}(\omega)$：

$$\boldsymbol{H}(\omega)\boldsymbol{Z}(\omega) = \boldsymbol{I},$$
$$\boldsymbol{H}(\omega) = (-\omega^2\boldsymbol{M} + \mathrm{j}\omega\boldsymbol{C} + \boldsymbol{K})^{-1} \tag{3}$$

则结构位移响应可以根据式（2）表述为

$$\boldsymbol{X}(\omega) = \boldsymbol{H}(\omega)\boldsymbol{F}(\omega) \tag{4}$$

若输入力激励为一个作用于结构第 j 个自由度的单位力，则上式可以简化为

$$\boldsymbol{X} = \{\boldsymbol{H}\}_j \tag{5}$$

这里 $\{\boldsymbol{H}\}_j$ 代表频响矩阵的第 j 列。

定义残差项为结构位移响应的实验测试值与理论预测值的差值，有：

$$\boldsymbol{R}(p) = \boldsymbol{X}_{\mathrm{t}} - \boldsymbol{X}_{\mathrm{A}}(p) \tag{6}$$

这里 p 代表设计参数，$\boldsymbol{X}_{\mathrm{t}}$，$\boldsymbol{X}_{\mathrm{A}}$ 表示位移响应的试验值和理论值。将式（4）、式（5）代入式（6）可得

$$\boldsymbol{R}(p) = \{\boldsymbol{H}_{\mathrm{t}}\}_j - \boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}(p)\{\boldsymbol{I}\}_j = \{\boldsymbol{H}_{\mathrm{t}}\}_j - \boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}(p); \tag{7}$$

实测频响函数一般为复数，所以在这种残差定义下，修正问题的目标函数也是一个复数。在一系列选定的频率点，如果结构位移响应的理论预测值与试验测试值具有良好的相关性，则残差项 $\boldsymbol{R}(p)$ 的各个分量应该小于用户给定的数值，或者残差项的模 $\|\boldsymbol{R}(p)\|$ 在这一系列频率点位置得到最小化。这就是基于结构频率响应函数的模型修正技术的基本思路。

以上定义的残差是结构位移响应残差。这种表达虽然很直观，但由于频响函数矩阵的预测值 $\boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}(\omega)$ 在给定频率点相对于设计参数 p 的变化不光滑，并且对低阻尼系统 $\boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}(\omega)$ 在共振点附近也不连续，实际过程一般不直接利用位移响应残差。

为此，Link 提出给位移响应形式的残差左乘阻抗矩阵[29]，利用结构的力响应信息来修正模型。定义残差项为输入力激励的试验测试值与理论预测值之间的差异：

$$\boldsymbol{R}(p) = \boldsymbol{F}_{\mathrm{E}} - \boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}(\omega, p) \tag{8}$$

由于 $\boldsymbol{F}_{\mathrm{A}}(p) = \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}(\omega,p)\boldsymbol{X}_{\mathrm{A}}(p)$，式(8)可以改写为

$$\boldsymbol{R}(p) = \boldsymbol{F}_{\mathrm{E}} - \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}(\omega,p)\boldsymbol{X}_{\mathrm{A}}(p) \tag{9}$$

与上面类似，在结构第 j 个自由度施加一个单位力，根据式（5）有

$$\boldsymbol{R}(p) = \{\boldsymbol{I}\}_j - \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}(\omega,p)\boldsymbol{H}_{\mathrm{E}_j} \tag{10}$$

式中 $\{I\}_j$ 代表第 j 个分量为 1，其余分量为 0 的列向量。式（10）代表一系列非线性方程，可以利用一阶泰勒公式线性化。

设结构动刚度矩阵在 p_0 的一阶泰勒展开式为

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}(\omega,p) = \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}^0 + \sum_i \frac{\partial \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}}{\partial p_i}\Delta \boldsymbol{p}_i \tag{11}$$

式中 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}^0 = \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}(\omega,p_0)$，$\Delta\boldsymbol{p} = [\Delta p_1 \quad \Delta p_2 \cdots \ \Delta p_{N_{\mathrm{p}}}]^{\mathrm{T}}$ 是设计参数变化量，N_{p} 为设计参数个数。这样式（10）可以最终表示为

$$\boldsymbol{R}(p) = \{\boldsymbol{I}\}_j - \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}^0\{\boldsymbol{H}_{\mathrm{E}}\}_j - \left(\sum_i \frac{\partial \boldsymbol{Z}_{\mathrm{A}}}{\partial p_i}\Delta \boldsymbol{p}_i\right)\{\boldsymbol{H}_{\mathrm{E}}\}_j \tag{12}$$

则模型修正问题可以通过求解下面的最小化问题得到解决：

$$\min_p \|\boldsymbol{R}(p)\|_2^2 \tag{13}$$
$$\mathrm{s.t} \quad \mathrm{VLB} \leqslant p \leqslant \mathrm{VUB}$$

式中 VLB，VUB 是设计参数 p 变化的上下限。

3.2 设计参数型频响函数法

该法将实际系统的参数矩阵表示为计算模型的参数矩阵与摄动量之和，而摄动量为参数的一阶摄动，在频率域内利用试验测量加速度响应来求设计参数的修正量[23]。方法如下：

考虑 n 自由度粘性阻尼系统，在简谐激励下，频域内输入和输出的关系为

$$\boldsymbol{X}(\mathrm{j}\omega) = \boldsymbol{H}(\mathrm{j}\omega)\boldsymbol{F}(\mathrm{j}\omega) \tag{14}$$

式中 $\boldsymbol{X}(\mathrm{j}\omega)$ 为稳态加速度响应；$\boldsymbol{H}(\mathrm{j}\omega)$ 为加速度频响函数；$\boldsymbol{F}(\mathrm{j}\omega)$ 为简谐激励。

设有限元计算模型和试验模型的加速度频率响应函数矩阵为

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{A}}(\mathrm{j}\omega) = -\frac{\omega^2}{(-\omega^2\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}} + \mathrm{j}\omega\boldsymbol{C}_{\mathrm{A}} + \boldsymbol{K}_{\mathrm{A}})} = -(-\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}} + \mathrm{j}\boldsymbol{C}_{\mathrm{A}}/\omega + \boldsymbol{K}_{\mathrm{A}}/\omega^2)^{-1} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{t}}(\mathrm{j}\omega) = -\frac{\omega^2}{(-\omega^2\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} + \mathrm{j}\omega\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}} + \boldsymbol{K}_{\mathrm{t}})} = -(-\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} + \mathrm{j}\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}/\omega + \boldsymbol{K}_{\mathrm{t}}/\omega^2)^{-1} \tag{16}$$

令计算模型的初始矩阵为 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{A}}$，$\boldsymbol{K}_{\mathrm{A}}$，试验模型的初始矩阵为 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}}$，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}$，$\boldsymbol{K}_{\mathrm{t}}$，对计算模型的 $\boldsymbol{M}_{\mathrm{A}}$，$\boldsymbol{C}_{\mathrm{A}}$，$\boldsymbol{K}_{\mathrm{A}}$ 进行修正，引入一个小摄动量，有

$$\boldsymbol{M}_{\mathrm{t}} = \boldsymbol{M}_{\mathrm{A}} + \Delta\boldsymbol{M},$$
$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{A}} + \Delta\boldsymbol{C},$$
$$\boldsymbol{K}_{\mathrm{t}} = \boldsymbol{K}_{\mathrm{A}} + \Delta\boldsymbol{K} \tag{17}$$

假设 a_i 为某个设计参数，Δa_i 为修正量，即变化量 $\Delta\boldsymbol{M}$，$\Delta\boldsymbol{C}$，$\Delta\boldsymbol{K}$ 近似地表示为修正参数的一阶摄动，有

$$M_{t} = M_{A} + \sum_{i} \frac{\partial M_{A}}{\partial a_{i}} \Delta a_{i},$$

$$C_{t} = C_{A} + \sum_{i} \frac{\partial C_{A}}{\partial a_{i}} \Delta a_{i},$$

$$K_{t} = K_{A} + \sum_{i} \frac{\partial K_{A}}{\partial a_{i}} \Delta a_{i} \quad (18)$$

设 $X_{A}(j\omega)$为计算模型在力 $F_{A}(j\omega)$作用下的响应，将式（15）代入式（14）得

$$-(-M_{A} + jC_{A}/\omega + K_{A}/\omega^{2})X_{A}(j\omega) = F_{A}(j\omega) \quad (19)$$

试验测量响应$X_{t}(j\omega)$在力 $F_{t}(j\omega)$作用下的响应为

$$-(-M_{t} + jC_{t}/\omega + K_{t}/\omega^{2})X_{t}(j\omega) = F_{t}(j\omega) \quad (20)$$

由于计算模型的作用力与试验测量的作用力相同，即

$$F_{A}(j\omega) = F_{t}(j\omega) \quad (21)$$

将式（17）、式（19）、式（20）代入式（21）可得

$$(-M_{A} + jC_{A}/\omega + K_{A}/\omega^{2})(X_{A} - X_{t}) = (-\Delta M + j\Delta C/\omega + \Delta K/\omega^{2})X_{t} \quad (22)$$

由于

$$H_{A}(j\omega) = -(-M_{A} + jC_{A}/\omega + K_{A}/\omega^{2})^{-1}$$

有

$$H_{A}(j\omega)(-\Delta M + j\Delta C/\omega + \Delta K/\omega^{2})X_{t} = (X_{t} - X_{A}) \quad (23)$$

再将式（18）代入式（23）中，得

$$\sum_{i}\left[H_{A}(j\omega)\left(-\frac{\partial M}{\partial a_{i}} + j\frac{\partial C}{\partial a_{i}}\frac{1}{\omega_{A}} + \frac{\partial K}{\partial a_{i}}\frac{1}{\omega_{A}^{2}}\right)\cdot X_{t}(j\omega)\right]\Delta a_{i} = X_{t}(j\omega) - X_{A}(j\omega) \quad (24)$$

由此得到一个复数形式的关于未知修正参数Δa_{i}的线性方程。

3.3 摄动型频响函数法

该法通过引入一个摄动量，将质量、阻尼、刚度的修正量局部化，并利用位置矩阵进行一系列的矩阵运算，建立被修正参数的估计表达式，由曲线拟合得出质量、阻尼、刚度的局部修正量[23]。

将式（17）代入式（16）可得

$$H_{t}(j\omega) = -(-M_{A} + jC_{A}/\omega + K_{A}/\omega^{2} - \Delta M + j\Delta C/\omega + \Delta K/\omega^{2})^{-1} = (Z_{A} + D)^{-1} \quad (25)$$

式中 $Z_{A} = -(-M_{A} + jC_{A}/\omega + K_{A}/\omega^{2}) = H_{A}^{-1}(j\omega) \quad (26)$

$$D = -(-\Delta M + j\Delta C/\omega + \Delta K/\omega^{2}) \quad (27)$$

当结构比较复杂时，只能测量得到部分信息。在这种不完备信息的情况下，ΔM，ΔC，ΔK 也没有唯一解。这里将质量、阻尼、刚度的修正量局部化，利用位置矩阵将修正量集中体现在测量自由度上。将式（17）表示为

$$\Delta M = PmP^{\mathrm{T}},$$

$$\Delta C = PcP^{\mathrm{T}},$$

$$\Delta K = PkP^{\mathrm{T}} \quad (28)$$

式中 m，c，k 均为$r\times r$ 阶的实对称矩阵，$P\in R^{n\times r}$称之为位置矩阵（r 为测量自由度数目），它是由 n 阶单位阵划去非测量自由度对应列形成的矩阵。

将式（28）代入式（27）得

$$D = -(-PmP^{\mathrm{T}} + jPcP^{\mathrm{T}}/\omega + PkP^{\mathrm{T}}/\omega^{2}) = P\tilde{D}P^{\mathrm{T}} \quad (29)$$

式中 $\tilde{D} = -(-m + jc/\omega + k/\omega^{2}) \quad (30)$

将式（29）代入式（25）得

$$Z_{A}H_{t} + P\tilde{D}P^{\mathrm{T}}H_{t} = I \quad (31)$$

将式（31）左乘以 $P^{\mathrm{T}}H_{A}$，右乘以 P，得

$$P^{\mathrm{T}}H_{A}Z_{A}H_{t}P + P^{\mathrm{T}}H_{A}P\tilde{D}P^{\mathrm{T}}H_{t}P = P^{\mathrm{T}}H_{A}P \quad (32)$$

将式（26）代入式（32），有

$$P^{\mathrm{T}}H_{t}P + P^{\mathrm{T}}H_{A}P\tilde{D}P^{\mathrm{T}}H_{t}P = P^{\mathrm{T}}H_{A}P \quad (33)$$

令

$$H_{f} = P^{\mathrm{T}}H_{A}P \quad (34)$$

$$H_{m} = P^{\mathrm{T}}H_{t}P \quad (35)$$

代入式（33）得

$$H_{m} + H_{f}\tilde{D}H_{m} = H_{f} \quad (36)$$

所以

$$\tilde{D} = \frac{1}{H_{m}} - \frac{1}{H_{f}} \quad (37)$$

由式（30）有

$$-(-m_{ij} + jc_{ij}/\omega + k_{ij}/\omega^{2}) = \tilde{D}_{ij} \quad (i = 1,2,\cdots,r; j = 1,2,\cdots,i) \quad (38)$$

式中 m_{ij}，c_{ij}，k_{ij}分别为m，c，k 的元素，$\tilde{D}_{ij}$为$\tilde{D}$ 的元素。根据结构振动系统要求的频率范围，利用曲线拟合法，由式（38）可以估计得到每个 m_{ij}，c_{ij}，k_{ij}的值，然后由式（28）和式（17）

得到修正后的系统矩阵。

4　结论

尽管动力学模型修正技术还在发展，并有许多理论方法问题尚需研究，但是工程实践表明，模型修正技术在航天器结构设计中具有重要意义。它不但可以提高航天器的动力学特性预示精度，利用先验试验数据有时可以省略结构星的研制和试验，大量节约研制经费，缩短研制周期和提高设计质量。

动力学模型修正技术是一门有着广阔前景的新技术，基于频响函数的模型修正方法能够直接利用力学振动试验测量所得的频响函数矩阵，具有较大的工程实用价值而备受人们的青睐。目前频响函数修正方法还处在探索和研究阶段，问题较多，如振动测试数据与程序接口、修正频段的选择、参加修正的频率点数的确定。在对振动试验测量所得的频响函数的预处理中，很难判断哪些是正常的，哪些是异常的。实现模型修正软件开发和解决编程语言如C++与有限元分析软件如NASTRAN软件的接口难度较大。所以目前的频响函数修正方法在大型复杂结构上应用，尤其是航天器结构设计上应用，尚有一定的距离，许多问题有待研究解决。

参考文献

[1] 朱安文，曲广吉，高耀南，魏震松. 结构动力模型修正技术的发展[J]. 力学进展，2002，(8)：337～348

[2] Collins J D, Hart G C, Hasselman T K, Kennedy B. Statistical identification of structures [J]. AIAA Journal, 1974, 12(2): 185～190

[3] Pilkey W D, Cohen R. System Identification of Vibrating Structures, Mathematical Models from Test Data [M]. American Society of Mechanical Engineers, New York, 1972

[4] Hasselman T K, Chrostowski J D. A recent case study in system identification [A]. AIAA 91 1190 CP, Proc of 32nd AIAA Structures [C]. Structural Dynamics and Materials Conference, April 1991. 2154～2168

[5] Dascotte E. Applications of finite element modal tuning using experimental modal data [J]. Sound and Vibration, 1991, 25(6): 22～26

[6] Chen J C, Garba J A. Analytical model improvement using modal test results [J]. AIAA Journal, 1980, 18(6): 684～690

[7] Chen J C, Wada B K. Matrix perturbation for structural dynamic analysis [J]. AIAA Journal, 1977, 15(8): 1095～1100

[8] Chen J C, Garba J A. On - orbit damage assessment for large space structures [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1119～1126

[9] Muralidhar K V, Thomas K J, Badari N, et al. Finite element model improvements using test data [J]. Journal of Spacecraft Technology, 2002, 12(2): 14～24

[10] Berman A, Flannelly W G. Theory of incomplete models of dynamic structures [J]. AIAA Journal, 1971, 9(8): 1481～1487

[11] Baruch M, Bar Itzhack I Y. Optimal weighted orthogonalization of measured modes [J]. AIAA Journal, 1978, 16(4): 346～351

[12] Berman A, Nagy E J. Improvement of a large analytical modal using test data [J]. AIAA Journal, 1983, 21(8): 1168～1173

[13] Kabe A M. Stiffness matrix adjustment using mode data [J]. AIAA Journal, 1985, 23(9): 1431～1436

[14] Wei F S. Mass and stiffness interaction effects in analytical model modification [J]. AIAA Journal, 1990, 28(9): 1686～1688

[15] Wei F S. Analytical dynamic midel improvement using vibration test data [J]. AIAA Journal, 1990, 28(1): 175～177

[16] Chou C M, O'Callahan J C, Wu C H. Localization of test/analysis structural model errors [A]. AIAA - 89 - 1244 - CP, 30th AIAA Structures [C]. Structural Dynamics and Materials Conference, April 1989. 748～752

[17] Srinivas K, Kao P J, George W. Analysis and test correlation of spacecraft structures using dynamic parameter sensitivities [A]. AIAA - 94 - 1502 - CP, 35th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures [C]. Structural Dynamics and Materials Conference, April 1994. 1475～1487

[18] Zhang D W, Zhang L M. Matrix transformation method for updating dynamic model [J]. AIAA Journal, 1992, 30(5): 1440～1443

[19] 张德文. 利用广义逆变换修正动力模型[A]. 第四届全国振动理论及应用学术会议论文集[C]. 郑州，1990. 7～12

[20] 向锦武，周传荣，张阿舟. 基于建模误差位置识别的有限元模型修正方法[J]. 振动工程学报，1997，10(1)：1～6

[21] 李 书，卓家寿，任青文. 动力模型总体修正的近似解析解[J]. 力学与实践，1998，20(1):37～39
[22] 张令弥，何伯庆，袁向荣. 涉及灵敏度分析的迭代模态法[J]. 南京航空航天大学学报，1994，26(3)：319～327
[23] 张景绘. 动力学系统建模[M]. 北京:国防工业出版社，2000
[24] 徐张明，高天明，沈荣瀛，华宏星. 一种改进的利用频响函数进行有限元模型修正的方法[J]. 振动与冲击，2002，21(3)：43～46
[25] 徐张明，沈荣瀛，华宏星. 基于频响函数相关性的灵敏度分析的有限元模型修正[J]. 机械强度，2003，25(1)：5～8
[26] 秦仙蓉. 基于灵敏度分析的结构计算模型修正及相关问题研究[D]. 南京航天航空大学，2001
[27] Hemez F M，Brown G W. Improving structural dynamics models by correlating simulated to measured frequency response functions [A]. AIAA-98-1789，39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures [C]. Structural Dynamics and Materials Conference，April 1998. 772～782
[28] Ting T. Design sensitivity analysis of structural frequency response [A]. AIAA-92-4799-CP，4th AIAA/USAF/NASA/OAI Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization [C]. Sept 1992. 878～881
[29] Link M. Experience with different procedures for updating structural parameters of analytical models using test data [A]. Proceedings of the 10th International Modal Analysis Conference [C]. Sandiego，California，1992. 730～738

Research of Refinement Methods of Dynamic Model Based on Frequency Response Functions

Zhu Dangdang[1]，Feng Yaoqi[2]，Xiang Shuhong[2]
(1. *Department of Research and Development of CAST*，*Beijing* 100094，*China*；
2. *Department of Assembly and Environment Engineering of CAST*，*Beijing* 100029，*China*)

[**Abstract**] This paper summarized the development of dynamic model improvement methods，and researched the refinement methods based on frequency and response functions，which had been developed in recent years. In order to make the full use of the frequency and response functions obtained in the vibration test，the paper introduced three dynamic model improvement methods with frequency and response functions such as residual method，design parameter method，method of perturbation and so on. The paper may supply useful reference to the development of the spacecraft model's updating technology.

[**Key words**] spacecraft；dynamics；frequency and response functions；model refinement