

# 一种改进的模型修正方法

闫伟,唐维,陈勇,武蕊

(成都飞机工业(集团)有限责任公司技术中心,成都 610092)

**摘要:**提出了一种改进的自由界面子结构模态综合法,有效地解决了含有刚体模态时系统剩余柔度矩阵不可逆的求解问题。在改进的自由界面模态综合法中引入摄动法,求解出用摄动量表示的子结构综合系统方程和灵敏度方程,结合优化算法对机翼模型进行模型修正,极大地减缩了待修正问题的计算规模,提高了修正效率。

**关键词:**自由界面模态综合;摄动法;灵敏度分析;模型修正

**中图分类号:**TB123

**文献标志码:**A

## 引言

有限元模型修正技术是利用试验数据来修改有限元模型从而达到与实际结构预测相逼近的方法,主要可以分为矩阵型修正和参数型修正两大类。由于参数型修正后的修正量物理意义明确、修正后的模型与实际结构关联程度大,因此是应用最广泛的修正方法。

参数型模型修正的问题可以转化为物理参数的优化问题<sup>[1-2]</sup>,通过在优化过程中不断迭代更新设计参数来完成有限元模型修正的过程。然而,随着当今工业技术的发展,机械结构日渐趋于大型化、复杂化,有限元模型单元的规模也越发庞大。采用矩阵型或参数型修正方法进行修正,需要在灵敏度分析过程中付出高昂的计算代价。

基于有限元模型规模庞大的原因,部分研究人员将关注目光重新落在了子结构模态综合法<sup>[3-5]</sup>这类模型降阶方法上,通过将子结构模态综合法与模型修正问题相结合来提高大型复杂结构模型的修正效率。王毅<sup>[6]</sup>等人将子结构模态综合法与模型修正方法结合对星箭模型进行了修正研究。侯吉林<sup>[7]</sup>等人提出了一种以局部子结构为修正对象的约束子结构修正法。通过构造出的约束子结构柔度矩阵,运用迭代优化的方法修正约束

子结构模型。Shun Weng<sup>[8]</sup>等人提出了一种子结构模型修正方法,对采用子结构模态综合得到的模型进行了灵敏度分析。Papadimitriou<sup>[9]</sup>等人基于子结构模态综合法推导出了减缩修正方程,用减缩模型进行每个修正迭代步的计算,大大提高了模型修正问题的计算效率。文献[10-11]针对结构的动力学响应分析及常规的数值迭代算法运算效率较低的问题,提出了在自由界面模态综合法基础上的模型修正方法。

文献[12]提出了在复模态下的一种自由界面模态综合法,进而提高了模型的计算效率。本文在此基础上提出了实模态下一种考虑剩余柔度的摄动自由界面子结构模态综合法,引入摄动法对子结构进行摄动,然后根据子结构之间的协调条件推导出了含有模态参数摄动量的综合方程,再结合优化算法对机翼结构有限元模型进行修正。

## 1 改进自由界面模态综合法理论

$n$  自由度无阻尼离散振动系统的运动方程可以表示为:

$$M\ddot{u} + Ku = f \quad (1)$$

式中:  $M$  和  $K \in \mathbb{R}^{n \times n}$  分别为系统质量矩阵和刚度矩阵,  $u$  和  $f \in \mathbb{R}^n$  分别为广义位移向量和载荷向量。通过特

收稿日期:2016-04-10

作者简介:闫伟(1989-),男,宁夏中卫人,助理工程师,硕士,主要从事飞机结构设计方面的研究,(E-mail)yanweichd@163.com

征值分析可得到系统前  $l$  阶模态向量  $\Phi^l \in \mathbb{R}^{n \times l}$ 。

假设,若存在定义矩阵  $w \in \mathbb{R}^{l \times (n-l)}$ ,  $\tilde{\varphi} \in \mathbb{R}^{n \times (n-l)}$  使得:

$$\varphi = \Phi_l w + \tilde{\varphi} \quad (2)$$

满足

$$\Phi_l^T M \varphi = 0 \quad (3)$$

以此可构造一组与系统低阶模态加权正交的向量集:

给定任意一组线性无关的  $n-l$  个向量  $\tilde{\varphi}_1, \tilde{\varphi}_2, \dots, \tilde{\varphi}_{(n-l)}$ , 使得:

$$\tilde{\varphi} = [\tilde{\varphi}_1 \quad \tilde{\varphi}_2 \quad \dots \quad \tilde{\varphi}_{(n-l)}] \quad (4)$$

将式(2)和式(4)代入式(3),可以简化得到:

$$w = -(\Phi_l^T M \Phi_l)^{-1} \Phi_l^T M \tilde{\varphi} \quad (5)$$

将式(5)代入到式(2),按模态质量矩阵  $M$  和  $\Phi^l$  正交归一化后,得到:

$$\varphi = (I - \Phi_l \Phi_l^T M) \tilde{\varphi} \quad (6)$$

即为所要构造的加权正交向量集。

定义  $\Phi = [\Phi_l \quad \varphi]$ , 则子结构的物理坐标位移向量转化到模态坐标下,可以表示为:

$$u = \Phi \beta \quad (7)$$

将结构模态向量代入到结构振动运动方程(1)中,前乘以  $\Phi^T$  可以将方程化简为:

$$\begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & \varphi^T M \varphi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta_l \\ \beta_h \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \Lambda_l & 0 \\ 0 & \varphi^T K \varphi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta_l \\ \beta_h \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \Phi_l^T f \\ \varphi^T f \end{Bmatrix} \quad (8)$$

式中:

$$\bar{M}_h = \varphi^T M \varphi \quad (9)$$

$$\bar{K}_h = \varphi^T K \varphi \quad (10)$$

式中:  $\beta_l$  表示结构系统保留的低阶模态坐标;  $\beta_h$  表示结构系统缩减的高阶模态坐标;  $\Lambda_l$  表示  $\Phi_l$  所对应于的低阶特征值构成的矩阵。

式(8)中的第二式可以表示为:

$$\bar{M}_h \ddot{\beta}_h + \bar{K}_h \beta_h = \varphi^T f \quad (11)$$

将其经过 Laplace 变换后可以得到:

$$\bar{\beta}_h = (s^2 \bar{M}_h + \bar{K}_h)^{-1} \varphi^T F \quad (12)$$

取一阶近似,然后再进行 Laplace 反变换后可以得到:

$$\beta_h = \bar{K}_h^{-1} \varphi^T f \quad (13)$$

将式(13)代入式(7),化简可以得到:

$$u = \Phi_l \beta_l + G f \quad (14)$$

式中  $G \in \mathbb{R}^{n \times n}$  为剩余柔度矩阵,表达式如下式:

$$G = \varphi \bar{K}_h^{-1} \varphi^T \quad (15)$$

式(15)中求解剩余柔度矩阵  $G$  时,直接避免了对刚度矩阵  $K$  求逆的过程,解决了结构在自由-自由状态下刚度矩阵  $K$  不可逆而不能计算剩余柔度矩阵的问题。

假设子结构的交界面上有  $m$  个自由度,且不考虑外力载荷的作用,将广义物理坐标按照内部坐标与界面坐标进行分块处理,写为如下形式:

$$\begin{Bmatrix} u_i \\ u_j \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \Phi_i^i \\ \Phi_i^j \end{Bmatrix} \beta_i + \begin{bmatrix} G_{ii} & G_{ij} \\ G_{ji} & G_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 0 \\ f_j \end{Bmatrix} \quad (16)$$

式中:  $u_j$  是子结构界面自由度位移向量;  $u_i$  是子结构内部自由度位移向量;  $\Phi_i^j$  是子结构界面自由度所对应的界面模态向量集;  $\Phi_i^i$  是子结构内部自由度所对应的内部模态向量集;  $f_j \in \mathbb{R}^m$  是子结构的界面力载荷。

将式(16)中的第二式展开进行化简,可以将界面坐标表示为:

$$u_j = \Phi_i^j \beta_i + G_{jj} f_j \quad (17)$$

式中:  $G_{jj} \in \mathbb{R}^{m \times m}$  是结构剩余柔度矩阵与界面自由度  $u_j$  对应的部分。

假设划分为两个子结构  $a$  与  $b$ , 根据以上理论推导,由式(17)可以得到两个子结构的界面坐标表达式:

$$u_j^a = \Phi_i^j \beta_l^a + G_{jj}^a f_j^a \quad (18)$$

$$u_j^b = \Phi_i^j \beta_l^b + G_{jj}^b f_j^b \quad (19)$$

由于结构的位移连续性的协调条件和界面力平衡方程可以求解出界面力:

$$f_j^a = K_j (\Phi_i^j \beta_l^b - \Phi_i^j \beta_l^a) = -f_j^b \quad (20)$$

式中:

$$K_j = (G_{jj}^a + G_{jj}^b)^{-1} \quad (21)$$

结合式(8)及式(21),得到系统的综合方程为:

$$\bar{M} \ddot{\beta}_l + \bar{K} \beta_l = 0 \quad (22)$$

式中:

$$\bar{K} = \begin{bmatrix} K_{aa} & K_{ab} \\ K_{ba} & K_{bb} \end{bmatrix} \bar{M} = \begin{bmatrix} M_{aa} & M_{ab} \\ M_{ba} & M_{bb} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$M_{aa} = I_a M_{bb} = I_b$$

$$M_{ab} = M_{ba} = 0 \quad (24)$$

$$K_{aa} = \Lambda_{la} + \Phi_{la}^j K_j \Phi_{la}^j$$

$$K_{ab} = -\Phi_{la}^j K_j \Phi_{lb}^j$$

$$K_{ba} = -\Phi_{lb}^j K_j \Phi_{la}^j$$

$$K_{bb} = \Lambda_{lb} + \Phi_{lb}^j K_j \Phi_{lb}^j \quad (25)$$

根据以上的系统综合方程就可以求解出有限元规模复杂的模型的结构动力学特性,极大地降低了自由度数目,进一步提高了计算分析效率。

## 2 子结构综合模型修正

### 2.1 子结构的摄动方程综合模型

利用摄动法的理论,当结构设计变量参数发生小范

围的变化后,结构系统的刚度、质量矩阵也会随之相应的改变。假设结构设计变量摄动后的刚度矩阵、质量矩阵表示为:

$$K = K_0 + \Delta K \quad (26)$$

$$M = M_0 + \Delta M \quad (27)$$

式中:  $K_0$  和  $M_0$  是初始系统结构刚度矩阵和质量矩阵,  $\Delta K$  和  $\Delta M$  为是初始系统结构刚度矩阵和质量矩阵的摄动量。同样,结构的模态向量也相应改变,即:

$$\Phi_l = \Phi_{0l} + \Delta \Phi_l \quad (28)$$

基于子结构的摄动综合模型的理论推导是在上节的内容的基础上,将摄动法引入改进的自由界面模态综合法。将式(26)~式(28)代入改进的自由界面模态综合法理论中,按照其推导方法可以得到在模态解耦下的基于单元矩阵摄动的子结构综合模型方程,表达式为:

$$\widetilde{M}\ddot{\beta}_l + \widetilde{K}\beta_l = 0 \quad (29)$$

式中

$$\widetilde{K} = \begin{bmatrix} K_{aa} & K_{ab} \\ K_{ba} & K_{bb} \end{bmatrix}, \widetilde{M} = \begin{bmatrix} M_{aa} & M_{ab} \\ M_{ba} & M_{bb} \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$M_{aa} = (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a^T (M_0 + \Delta M)_a (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a$$

$$M_{ab} = M_{ba} = 0$$

$$M_{bb} = (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b^T (M_0 + \Delta M)_b (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b \quad (31)$$

$$K_{aa} = (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a^T (K_0 + \Delta K)_a (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a + (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a^T K_j (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_a$$

$$K_{ab} = -(\Phi_{0l}^j + \Delta \Phi_l^j)_a^T K_j (\Phi_{0l}^j + \Delta \Phi_l^j)_b$$

$$K_{ba} = -(\Phi_{0l}^j + \Delta \Phi_l^j)_b^T K_j (\Phi_{0l}^j + \Delta \Phi_l^j)_a$$

$$K_{bb} = (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b^T (K_0 + \Delta K)_b (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b + (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b^T K_j (\Phi_{0l} + \Delta \Phi_l)_b \quad (32)$$

## 2.2 子结构的综合模型灵敏度

求解子结构综合模型特征值灵敏度之前,必须先得到刚度矩阵和质量矩阵对修正变量参数的导数,表达式为:

$$\frac{\partial \widetilde{K}}{\partial x_j} = \begin{bmatrix} \frac{\partial K_{aa}}{\partial x_j} & \frac{\partial K_{ab}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial K_{ba}}{\partial x_j} & \frac{\partial K_{bb}}{\partial x_j} \end{bmatrix} \frac{\partial \widetilde{M}}{\partial x_j} = \begin{bmatrix} \frac{\partial M_{aa}}{\partial x_j} & \frac{\partial M_{ab}}{\partial x_j} \\ \frac{\partial M_{ba}}{\partial x_j} & \frac{\partial M_{bb}}{\partial x_j} \end{bmatrix} \quad (33)$$

式中,  $x_j$  表示结构系统中第  $j$  个修正变量参数。

由式(30)和式(23)的残差可以近似地得到结构系统动力学特征模态参数的变化量。利用变化量可以计算子结构综合模型特征值的灵敏度:

$$\frac{\partial \lambda_r}{\partial x_j} = \frac{\widetilde{\Phi}_r^T \left( \frac{\partial \widetilde{K}}{\partial x_j} - \lambda_r \frac{\partial \widetilde{M}}{\partial x_j} \right) \widetilde{\Phi}_r}{\widetilde{\Phi}_r^T \widetilde{M} \widetilde{\Phi}_r} \quad (34)$$

当求解子结构综合模型的灵敏度时,每个子结构的修正变量参数是相互独立的,所以在求解灵敏度的时候,与修正变量参数  $x_j$  没有关系的灵敏度都为零。只需计算与修正变量参数有关系的模态参数灵敏度。

## 2.3 子结构综合模型修正

模型修正可以转化为式(34)所表示的求解修正变量最优解的问题。利用梯度法算法对目标函数进行寻优分析,通过灵敏度分析求解出目标函数的梯度向量,确定优化迭代的搜索方向,找到在搜索区间的最优步长。根据收敛条件判断是否满足修正指标要求。寻优问题可以表示为:

$$\begin{cases} \text{find } x \\ \min E(x) \\ \text{s. t. } x^l \leq x \leq x^u \end{cases} \quad (35)$$

式中:  $x$  表示修正变量所组成的向量,通常可表示为  $x = \{x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n \}^T$ ;  $E(x)$  为修正目标函数;  $x^u$  与  $x^l$  分别表示修正变量的上下界。

目标函数  $E(x)$  体现了待修正模型仿真计算值与实验测量值之间的差异:

$$E(x) = \sum_{i=1}^N w_i \left( \frac{f_{ai} - f_{si}}{f_{si}} \right)^2 \quad (36)$$

式中:  $f_{ai}$  和  $f_{si}$  分别为待修正模型与实验模型的结构特征量;  $w_i$  是各特征量的权系数;  $N$  是特征量数目。

## 3 数值算例分析

### 3.1 某机翼有限元模型及子结构划分

建立如图1所示的某机翼结构有限元模型。本文中整个机翼结构划分为两个子结构,其中子结构  $a$  (图2)包含548个壳单元,501个节点,总计3006个自由度;子结构  $b$  (图3)包含450个单元,424个节点,总计2544个自由度。其材料属性见表1。

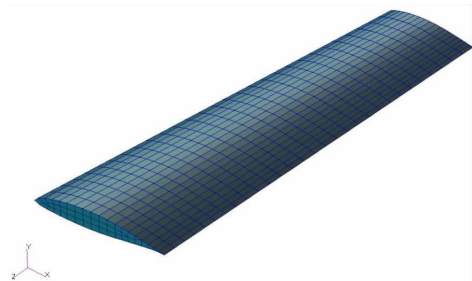


图1 机翼整体结构模型

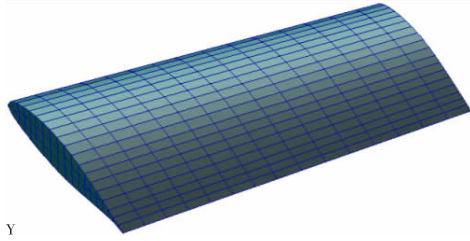


图2 机翼子结构 a 有限元模型

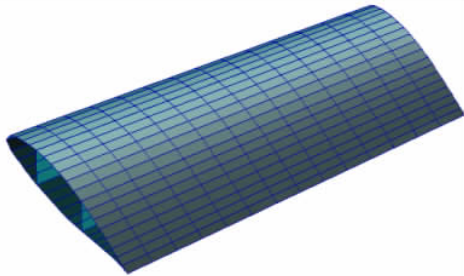


图3 机翼子结构 b 有限元模型

表1 机翼结构有限元模型材料属性

$E/\text{GPa}$	$\nu$	$\rho/(\text{kg/m}^3)$
70	0.3	2800

采用子结构模态综合法对机翼模型进行动特性分析,分别提取子结构前10、20和30阶低阶模态进行子结构综合。然后与完全有限元模型(FEM)的计算结果进行对比(表2)。从表2可以看出,随着保留子结构低阶模态数目的增加,本文方法对于机翼结构模型的计算精度也相应的提高。后文采用提取子结构前30阶低阶模态的综合模型进行模型修正。

表2 本文方法与完全有限元模型计算结果比较(单位:Hz)

模态	阶数 $L$			完全有限元模型
	10	20	30	
1	24.452	24.451	24.450	24.450
2	119.004	118.391	118.313	118.241
3	150.892	150.102	149.916	149.742
4	162.801	156.535	156.484	156.343
5	250.497	247.048	246.369	246.041

表3数据显示利用完全有限元方法求解机翼结构模型的固有频率所需时间大约为40 min左右,而本文方法计算机翼结构模型固有频率所需要的时间大约为59 s左右,占其比例约为2.2%,故本文方法对机翼结构有限元模型固有频率的计算效率相对较高。对于机翼模型的修正效率有了很大的提升空间。

表3 本文方法与完全有限元模型计算效率比较(单位:Hz)

阶数	自由界面模态综合方法			FEM方法
	$L=10$	$L=20$	$L=30$	
Time/s	58.950	59.189	59.530	2363

### 3.2 机翼有限元模型修正

#### 3.2.1 构造目标函数

采用 MSC. Patran & Nastran 建模,将假设一组结构设计参数的计算结果模拟为试验测试结果来对减缩后的模型进行模型修正。

通过前五阶固有频率来构造优化分析的目标函数,记机翼试验模型的固有频率表示为  $\omega_i$ , 机翼减缩模型计算得到的固有频率为  $\omega_{ai}$ , 则目标函数为:

$$E(x) = \sum_{i=1}^5 \left( \frac{\omega_{ai} - \omega_{si}}{\omega_{si}} \right)^2 \quad i = 1, 2, 3, 4, 5 \quad (37)$$

式中:  $\omega_{ai}$  是机翼有限元模型的第  $i$  阶固有频率;  $\omega_{si}$  是试验模型的第  $i$  阶固有频率。

#### 3.2.2 选择修正变量

结构修正变量在优化迭代的过程中随着迭代次数变化,结构的固有特性也会随着结构修正变量参数发生改变。为了提高迭代优化的计算效率,可以选择对结构特征值灵敏度影响较大的参数作为修正变量。通过计算各个参数改变后对结构模态频率的影响,如图4所示,选择  $x_1$  翼肋厚度、 $x_2$  蒙皮厚度和  $x_3$  纵墙厚度作为机翼结构的修正变量。

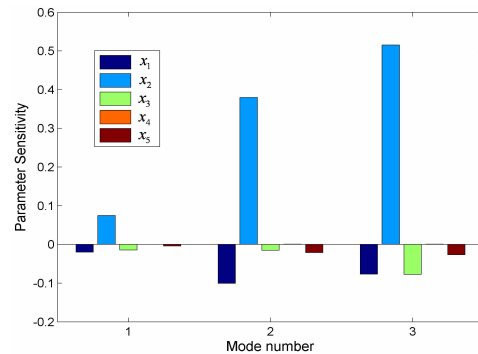


图4 各阶模态频率对修正变量的灵敏度

不同修正变量参数的变化范围(单位:mm)为:

$$\begin{aligned} 2.0 &\leq x_1 \leq 5.5 \\ 1.5 &\leq x_2 \leq 3.0 \\ 2.0 &\leq x_3 \leq 5.5 \end{aligned} \quad (38)$$

#### 3.2.3 收敛条件准则

以目标函数的前后相对误差满足收敛条件:

$$\frac{|E(x_{k+1}) - E(x_k)|}{|E(x_k)|} \leq 0.01 \quad (39)$$

#### 3.2.4 机翼模型修正结果分析

图5给出了无量纲固有频率归一化处理的前五阶固有频率及目标函数值迭代次数的变化曲线。

由图5可知,随着迭代次数的增加目标函数逐渐收敛且各阶固有频率值逐渐趋向于修正值。

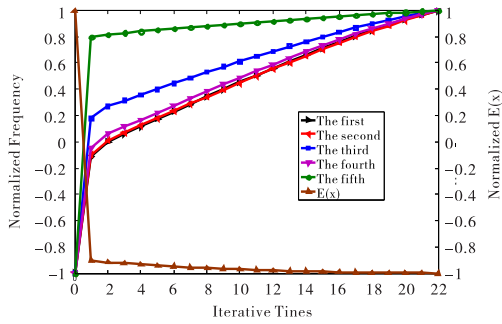


图5 固有频率与目标函数值的归一化迭代曲线

表4列举了所选修正变量在修正前后数值的对比得到翼肋厚度的变化最大。表5列举的数据显示机翼结构模型修正后的固有频率与试验模型的固有频率误差很小,说明了本文方法的有效性。

表4 机翼结构模型修正前后修正变量值对比(单位:mm)

修正变量	$x_1$	$x_2$	$x_3$
修正前	5.0	2.5	5.0
修正后	2.8	3.0	4.8

表5 机翼结构模型修正前后固有频率对比

模态阶数	1	2	3	4	5	
有限元模型/Hz	修正前	24.45	118.24	149.74	156.34	246.04
	修正后	25.18	121.81	153.41	160.93	264.38
试验模型/Hz	25.19	121.56	154.15	161.23	265.05	
误差/%	修正前	2.94	2.73	2.86	3.03	7.17
	修正后	3.97E-5	0.21	0.48	0.19	0.25

注:表中试验数据是通过假设一组结构设计参数的分析结果模拟机翼试验的测试数据来验证所提出方法的有效性。

如图6所示,通过优化算法进行迭代计算,机翼模型的前五阶固有频率与实验模型间的误差都明显减小。另外,本文方法对机翼结构模型进行修正的计算时间见表6,约为直接对整体机翼结构进行修正时间的45%,说明采用本文的方法可以有效提高模型修正的计算效率。

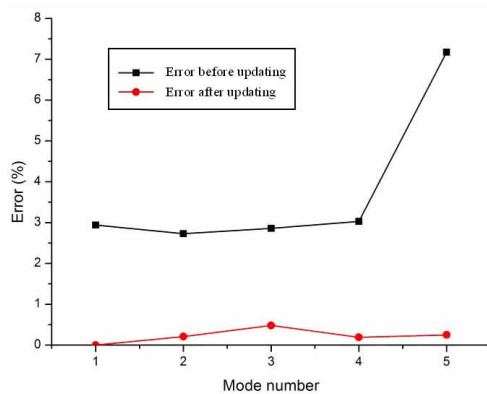


图6 机翼结构模型修正前后的固有频率误差对比

表6 不同方法机翼结构模型修正效率对比

	本文方法	整体结构
Time/s	402.3	902.8

### 4 结束语

本文提出了一种改进的自由界面模态综合法的理论很好地解决了含有刚体模态时剩余柔度矩阵的求解问题。在此基础上引入摄动法的思想推导了考虑摄动量的模态综合方程,构造了用于模型修正的灵敏度矩阵。通过梯度法优化算法进行多次迭代优化分析对机翼模型进行修正,对本文提出的方法进行了验证。从计算结果可以看出,采用本文提出的方法进行模型修正是有效的。由于采用了子结构模态综合法对模型进行了减缩,使得采用优化算法进行迭代计算时的效率有了较大提升。

### 参考文献:

- [1] CHANG C, CHANG T Y P, ZHANG Q W. Iterative constrained optimization scheme for model updating of long-span bridges [C]//Proceedings of SPIE, Newport Beach, CA, March 6-8, 2000:334-345.
- [2] TEUGHEL A, ROECK G D, SUYKENS J A K. Global optimization by coupled minimizers and its application to finite element model updating [J]. Computer & Structures, 2003, 81(24):2337-2351.
- [3] HURTY W C. Dynamic analysis of structural systems using component modes [J]. AIAA Journal, 2012, 3(4): 678-685.
- [4] GOLDMAN R L. Vibration analysis by dynamic partitioning [J]. AIAA Journal, 1969, 7(6):1152-1154.
- [5] MACNEAL R H. A hybrid method of component mode synthesis [J]. Computers & Structures, 1971, 1(4):581-601.
- [6] 王毅, 朱礼文, 王明宇. 大型运载火箭动力学关键技术及其进展综述 [J]. 导弹与航天运载技术, 2000, 243(1):1-9.
- [7] 候吉林, 欧进萍. 基于局部模态的约束子结构模型修正法 [J]. 力学学报, 2009, 41(5):748-756.
- [8] WENG S, XIA Y, XU Y L, et al. Substructure based approach to finite element model updating [J]. Computers & Structures, 2011, 89(9-10):772-782.

- [9] PAPANIMITRIOU C, PAPANIDIOTI D C. Component mode synthesis techniques for finite element model updating[J]. Computers & Structures, 2013, 126 (1): 15-28.
- [10] 刘洋, 段忠东, 周道成. 基于模态综合技术的结构有限元模型修正[J]. 振动、测试与诊断, 2009, 29 (3): 287-291.
- [11] LIU Y, LI Y, WANG D J, et al. Model updating of complex structures using the combination of component mode synthesis and kriging predictor[J]. The Scientific World Journal, 2014, 2014 (1): 1-13.
- [12] HE H, WANG T, CHEN G P, et al. A real decoupled method and free interface component mode synthesis methods for generally damped systems[J]. Journal of Sound and Vibration, 2014, 333 (2): 584-603.
- [11] LIU Y, LI Y, WANG D J, et al. Model updating of

## An Improved Model Updating Method

YAN Wei, TANG Wei, CHEN Yong, WU Rui

(AVIC Chengdu Aircraft Industrial(Group) Co., Ltd. R & D Center, Chengdu 610092, China)

**Abstract:** An improved free-interface component mode synthesis is proposed, which is to solve the problem of rigid body modal contains the residual flexibility matrix effectively. Perturbation method is introduced free-interface component mode synthesis. The modal equation and the sensitivity equation of the whole system were derived with perturbation items component mode synthesis method. Then the model with optimization algorithm for the wing model updating and greatly reduced the calculation scale and improved the computational efficiency.

**Key words:** free-interface component mode synthesis; perturbation method; sensitivity analysis; model updating