

文章编号: 1000-6893(2004)04-0372-04

GARTEUR 有限元模型修正与确认研究

费庆国, 张令弥, 郭勤涛

(南京航空航天大学 振动工程研究所, 江苏 南京 210016)

Case Study of FE Model Updating and Validation via an Aircraft Model Structure

FEI Qingguo, ZHANG Lingmi, GUO Qintao

(Institute of Vibration Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 待修正参数的选择以及修正后模型的质量评估是有限元模型修正的两个重要问题。以欧洲学术界广泛采用的 GARTEUR 飞机模型为例, 利用基于灵敏度分析的模型修正方法, 通过仿真算例研究参数选择对模型修正质量的影响, 并以试验数据为目标值对有限元模型进行修正与确认。为全面评估模型的修正质量, 引入三级标准对修正后有限元模型进行确认。

关键词: 固体力学; 模型确认; 有限元法; 模型修正; 参数选择

中图分类号: O248.121 文献标识码: A

Abstract: Parameter selection and quality validation are of great importance in finite element model updating. This paper presents some results which demonstrate the relationship between parameter selection and updated model's quality through simulation cases. Three quality levels with corresponding validation criteria are employed with an emphasis on updated model's prediction ability. Results of updating based on experimental modal test data are shown as an application example. An aircraft test structure, GARTEUR, which is generally utilized in Europe, is employed in both the simulation case and the experimental case. Sensitivity-based model updating approach is applied.

Key words: solid mechanics; model validation; finite element method; model updating; parameter selection

在航空工程中, 准确的有限元模型对于动态响应预测以及动态设计至关重要。建模过程中的不确定因素, 如离散化误差、材料物理参数的不确定性、边界条件的近似等, 导致有限元模型必然存在误差。设计规范规定, 有限元模型必须通过振动模态试验或者地面共振试验来检验^[1]。

近 30 年来, 有限元模型修正技术得到了长足的发展^[2~6]。根据修正对象的不同可将修正方法分为矩阵型方法和设计参数型方法。后者物理意义明确, 更具工程应用价值。本文采用基于灵敏度分析的设计参数型修正方法。

基于灵敏度分析的设计参数型修正方法主要包括待修正设计参数选择, 灵敏度分析, 参数修正以及模型确认等环节。

待修正设计参数的选择是模型修正的起始环节。通常, 候选参数是有限元模型存在不确定性因素的参数。近 20 年虽然发展了很多种参数选择或者误差定位的策略与算法, 工程应用中仍然难以准确无遗漏地确定误差参数。因此, 有必要讨论参数选择对模型修正质量的影响。

模型确认是模型修正的检验环节。在当前的研究及工程应用中, 通常只要求修正后模型的计算结果能够复现修正过程中利用的试验数据。事实上, 为全面评估模型的质量, 模型的复现能力与预测能力应予以同等重视^[7]。本研究引入了三级质量标准对修正后的有限元模型进行确认。

本文采用 GARTEUR 飞机模型为研究对象, 通过仿真算例来研究参数选择对模型修正质量的影响, 并给出了利用振动模态测试结果对 GARTEUR 飞机模型的有限元模型进行修正与确认的结果。

1 模型修正方法与模型确认准则

(1) 模型修正方法 模型修正可归结为以下的优化问题^[8]

$$\begin{aligned} \min_p & \|R(p)\|_2, R(p) = f_E - f_A(p) \\ \text{s.t.} & V_L \leq p \leq V_U \end{aligned} \quad (1)$$

其中: p 代表设计参数; f_E, f_A 是结构动态特性试验与分析结果; R 代表残差; V_L, V_U 是设计参数的下、上限。

令设计参数的初始值为 p_0 , 动态特性 f 是设计参数的隐函数, 其泰勒展开式为

收稿日期: 2003-07-07; 修订日期: 2004-03-25

基金项目: 教育部博士学科点专项基金(20010227012)资助项目

$$f(p) = f(p_0) + \sum_{j=1}^N \frac{\partial f}{\partial p_j} \Delta p_j \quad (2)$$

将上式改写为

$$G \Delta p = R \quad (3)$$

其中: G 代表灵敏度矩阵; Δp 为设计参数的修改量, 可以通过求解式(1)的优化问题获得。

模型修正可以采用多种残差^[7], 本文采用模态频率、模态置信因子(MAC)等参数作为残差。模型修正中如果同时采用多种模态参数, 诸如同时采用模态频率和振型, 模态频率和模态置信因子, 将会出现灵敏度矩阵条件数较大, 影响求解精度的问题。采用归一化灵敏度以及灵敏度子矩阵平衡的方法可以解决以上问题^[8]。

(2) 模型确认准则 为了考察有限元模型分析结果与测量结果的吻合程度, 采用平均模态频率相对误差 $\$f$ 和平均模态置信因子 \overline{MAC} 两个指标

$$\$f = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n | \$f_i |, \overline{MAC} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n MAC_i \quad (4)$$

其中: n 为所比较的模态数; $\$f_i$ 是分析频率相对于试验频率的相对误差; MAC_i 是匹配后有限元分析振型与试验振型的相关系数。除以上两个指标外, 还应注意频率误差较大或者匹配较差的模态。

为了较为全面地评估模型质量, 采用三级质量标准^[7]考察模型的复现能力与预测能力, 相应的确认准则如下:

- 1 第 1 级, 修正后模型可以准确复现修正频段内的试验结果;
- ° 第 2 级, 修正后模型可以预测修正频段以外的试验结果;
- » 第 3 级, 修正后模型可以准确预测结构修改引起的结构动态特性的变化。

2 参数选择对模型修正质量的影响

(1) GARTEUR 飞机模型结构 法国航空研究机构 (ONERA) 于 20 世纪 90 年代设计制造了 GARTEUR 飞机模型 (图 1), 该模型被欧洲航空科技组织用作评估试验分析技术与模型修正技术的基准模型^[9]。模型主体为由铝制结构, 机翼上表面为含约束层的粘弹性阻尼材料。

采用结构动力学工具箱^[10]建立 GARTEUR 的有限元模型。有限元模型含 74 个梁单元, 5 个集中质量单元, 共 76 个节点, 420 个自由度。翼/

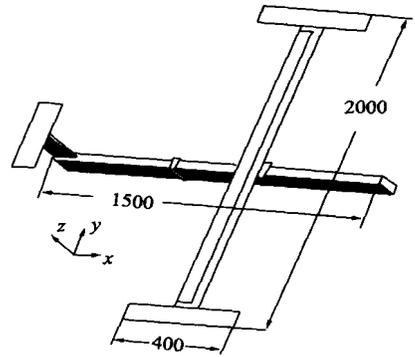


图 1 GARTEUR 飞机模型

Fig11 GARTEUR benchmark

身以及垂尾/平尾连接采用弹簧单元, 垂尾与机身连接采用刚性单元。

对 5 个设计参数进行摄动建立仿真的试验模型: 机翼的扭转刚度, 机翼两方向的弯曲刚度, 垂尾的弯曲刚度, 机身的侧向弯曲刚度。与初始有限元模型相比, 摄动后模态频率变化量平均为 7%, 最大为 12%。为了模拟试验的误差, 对仿真的试验频率和振型分别添加 2% 和 5% 的白噪声。

(2) 误差参数定位准确情况 假设上述 5 个预设的误差参数被准确定位。利用前 10 阶模态频率进行修正。修正前后设计参数的误差对比见图 2(以下各图中, 浅色柱和深色柱对应修正前和修正后的结果)。

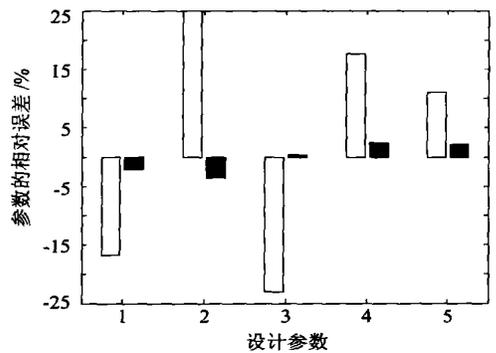


图 2 设计参数误差

Fig2 Design parameter deviation

考察对应于第 1 级标准的复现误差: 在修正频段内(1~10 阶), $\$f$ 由 614% 降为 0158%, 最大误差为 111%, \overline{MAC} 由 0193 提高到 0199。再观察对应于第 2 级标准的预测误差: 在修正频段外, $\$f$ 由 618% 降至 013%, 最大误差为 0158%, \overline{MAC} 由 0183 提高到 0199。设计参数误差明显减小, 最大误差由 25% 降至 -316%。

为了评估模型预测结构修改的能力, 对修正后的有限元模型及试验模型作同样的修改。观察

两者动态特性的差别(即对应于第3级标准的预测误差)。修正频段内, f 为 0155%, 最大误差为 111%, 修正频段以外, f 为 0131%, 最大误差为 0162%。两个频段的 \overline{MAC} 均为 1。

以上结果表明, 修正后的有限元模型不但在修正频段内外都表现出了与试验模型一致的动态特性, 而且可以准确地预示模型修改对结构特征量的影响, 模型达到了第3级标准。

(3) 某灵敏度大的设计参数误选情况 基于灵敏度分析的参数选择方法可能会将无误差但是灵敏度较大的参数作为待修正参数。本例中将机翼的垂直偏移(图3的第6个参数)作为这样的参数研究其对模型修正质量的影响。修正前后设计参数的误差对比见图3。

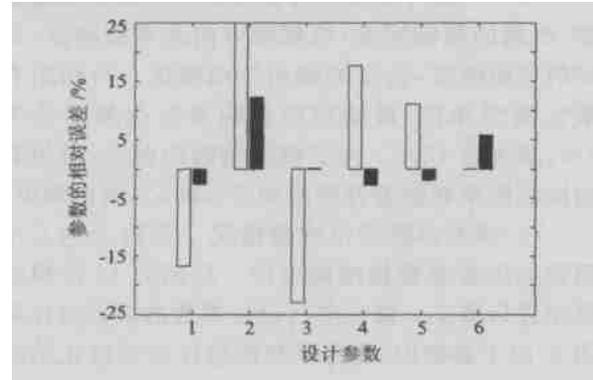


图3 设计参数误差

Fig13 Design parameter deviation

在修正频段内, f 降至 0165%, 最大误差为 113%, \overline{MAC} 提高到 0199; 修正频段外, f 降至 0173%, 最大误差 216%, \overline{MAC} 提高到 0199。

第6个参数的敏感模态阶次是 2, 5, 7, 9, 14, 这些模态同时也是第2个参数的敏感模态。第2个参数的修正精度受到影响, 修正后误差为 12%。以上5阶模态频率误差较小, 而第2个参数的另一阶敏感模态(第12阶)误差较大, 为 216%。

考察修正后的模型对结构修改后动态特性的预测误差: 修正频段内, f 为 0165%, 最大误差 113%; 修正频段外, f 为 0177%, 最大误差为 216%。两个频段的 \overline{MAC} 均为 1。

本例中, 误选的参数与误差参数具有较多相同的敏感模态。虽然模型也达到了第3级标准, 但是与(2)中结果相比, 复现和预测的误差都变大, 其质量较差。

(4) 某误差参数遗漏情况 假设(3)的6个参数中第2个参数遗漏。修正前后设计参数的误差

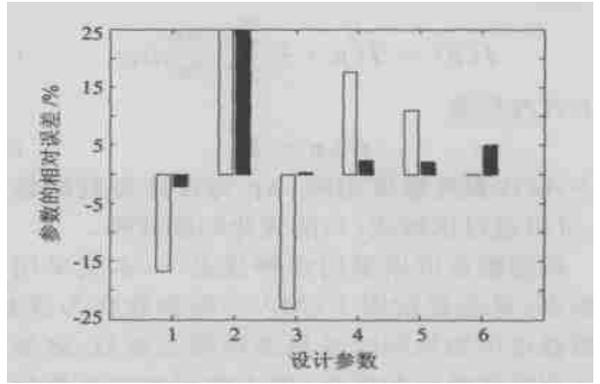


图4 设计参数误差

Fig14 Design parameter deviation

对比见图4。

修正频段内, f 降至 111%, 最大误差为 314%, \overline{MAC} 升至 0198; 修正频段外, f 降至 211%, 最大误差为 512%, \overline{MAC} 升至 0199。修正频段内频率与振型相关有改善, 但是修正频段外频率最大误差达 512%, 不能满足工程要求。第2个参数遗漏, 因而修改量为零, 修正后误差保持 25% 不变, 第6个参数被修改, 修改量 511%。

考察修正后的模型对结构修改后动态特性的预测误差: 修正频段内, f 为 112%, 最大误差为 316% (第5阶模态频率); 修正频段外, f 为 211%, 最大误差 512% (第12阶模态频率)。第5和12阶模态在结构修改前后均是误差最大的模态, 表明这两阶模态的敏感参数存在误差。

本例中, 修正后模型只能达到第1级标准, 其质量尤差于(3)中模型。如果误选的参数与遗漏的误差参数没有相同的敏感模态, 则修正后遗漏参数的敏感模态仍然有较大误差。修正后模型不仅没有预测能力, 复现的精度也很有限。

由以上的算例分析可以得到以下结论: 误差参数定位准确条件下, 修正后模型具有准确复现与预测能力; 在误差参数无遗漏的前提下, 修正后模型具有复现能力和精度有限的预测能力; 如果某灵敏度较大的含误差参数遗漏, 则修正后模型不具备准确预测能力, 但是仍可得到具有一定复现能力的等价模型。

3 利用实测结果的修正与确认结果

根据振动模态试验测试结果对上节(1)中 GARTEUR 的有限元模型进行修正与确认。除(1)所述的5个参数外, 还选择了材料密度、机翼水平及垂直偏移、垂尾与机身连接处刚性单元长度共9个设计参数为待修正参数。

修正结果: 在修正频段内, f_f 由 614% 降至 0139%, 最大误差为 0196%; 修正频段外, f_f 由 517% 降至 119%, 最大误差 413%。

对修正后的有限元模型以及真实测试结构作同样修改并对修改后的结构重新测试^[7], 考察修正后的模型对结构修改后动态特性的预测误差: 修正频段内, f_f 为 1139%, 误差最大值为 414%, 修正频段以外, f_f 为 0165%。

至此, 利用振动模态试验结果对 GARTEUR 飞机模型进行了修正, 并对其复现与预测能力进行了确认, 其复现与预测误差均在工程允许范围内, 修正后模型质量达到第 3 级标准。

4 结 论

(1) 利用基于灵敏度分析的有限元模型修正方法, 以仿真和实测数据为目标值对 GARTEUR 飞机模型的有限元模型进行了修正与确认;

(2) 通过仿真算例的研究总结了参数选择与修正后模型质量等级的对应关系;

(3) 在当前模型修正的研究中, 往往只注重模型的复现能力。工程中有限元模型可能用于非测量工况的响应预测。这就要求模型修正所提供的不是只有复现能力的等效分析模型, 而是尽可能接近真实结构的分析模型, 因此模型的预测能力同等重要。

参 考 文 献

- [1] 张令弥. 动态有限元模型修正技术及其在航空航天结构中的应用[J]. 强度与环境, 1994(2):10- 17.
(Zhang L M. Finite element model updating and its application in aerospace structures [J]. Structure and Environment Engineering, 1994(2): 10- 17.)
- [2] Mottershead J E, Friswell M I. Model updating in structural dynamics: A survey [J]. Journal of Sound and Vibration, 1993, 167:347- 375.
- [3] Berman A, Nagy E J. Improvement of a large analytical mode u

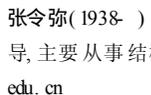
ing test data [J]. AIAA, 1983, 21(8): 1168- 1173.

- [4] Zhang L M, Zeng Q. A structural dynamic re2design method based on orthogonality relationships[A]. Proc of International Conference on Vibration Problems in Engineering[C], China: 1990. 217- 221.
- [5] Link M, Zhang L M. Experience with different procedures for up2 dating structural parameters of analytical models using test data [A]. Proc of 10th IMAC[C], USA:1992. 730- 739.
- [6] Dascotte E. Practical application of finite element tuning using experimental modal data[A]. Proc of 8th MAC[C], USA: 1990: 1032- 1037.
- [7] Link M, Friswell M I. Generation of validated structural dynamic model2results of a benchmark study utilizing the GARTEUR SM2 AG19 tes2bed [J]. MSSP, 2003, 17(1): 9- 20.
- [8] 秦仙蓉. 基于灵敏度分析的结构计算模型修正技术及相关问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.
(Qin X R. Study on sensitivity2based finite element model upda2 ing [D]. Nanjing: Nanjing Univ of Aero & Astro, 2001.)
- [9] Balmes E. GARTEUR group on ground vibration testing. Results from the test of a single structure by 12 laboratories in Europe [A]. Proc of 15th IMAC[C], USA:1997: 1346- 1352.
- [10] Balmes E. Structural dynamics toolbox: User. s Guide 5. 0[Z], 2002.

作者简介:



费庆国(1977-) 男, 江苏淮安人, 南京航空航天大学博士研究生, 主要从事有限元模型修正研究。E2mail: TsingoFei@263. net



张令弥(1938-) 男, 浙江宁波人, 南京航空航天大学, 教授, 博导, 主要从事结构动力学系统识别研究。E2mail: lmze@nuaa. edu. cn



郭勤涛(1970-) 男, 河南商丘人, 南京航空航天大学博士研究生, 主要从事有限元建模与确认研究。E2mail: Guo_qintao@sohu. com

(责任编辑: 李铁柏)