

文章编号:1674-8190(2022)02-051-06

基于面外刚度修正的全尺寸飞机动特性 精确高效计算

李鹏^{1,2}, 王雅荟³

(1. 中国飞机强度研究所 振动技术研究室, 西安 710065)

(2. 大连理工大学 机械工程学院, 大连 116081)

(3. 航空工业西安航空计算技术研究所 第十八研究室, 西安 710076)

摘要: 全尺寸飞机结构的动特性计算时,经常遇到网格数量多、计算成本高、内存占比大以及计算效率慢等问题。为了抑制冗余局部模态,将其排除到所关心的频率范围之外,提出增加壳单元面外刚度的方法,进行局部模态缩减,仅显现主要整体模态;并分别利用典型盒段模型和全尺寸飞机模型对整体模态的计算精度和效率进行验证。结果表明:面外刚度修正方法可以用于全机结构动特性的准确高效计算,全机模型的计算效率提高了100多倍,存储文件空间减小了近10倍,前六阶整机模态频率的最大误差为4%左右。

关键词: 全机结构;动特性;模态计算;快速高效;面外刚度

中图分类号: V214.1

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2022.02.08

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Accurate and Efficient Calculation for Full-scale Aircraft Dynamic Characteristics Based on Out-of-plane Stiffness Correction

LI Peng^{1,2}, WANG Yahui³

(1. Vibration Research Department, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116081, China)

(3. The 18th Research Department, AVIC Aeronautics Computing Technology Research Institute, Xi'an 710076, China)

Abstract: Some problems such as large number of grids, high calculation cost, large proportion of memory and slow calculation efficiency may be encountered when calculating the dynamic characteristics of full-scale aircraft structures. In order to exclude the redundant local modal from the frequency range of interest, the method of increasing the out-of-plane stiffness of the shell element is proposed, and the local modal is reduced for showing the entire modal. The accuracy and efficiency of the entire modal are verified by using a box model and a full-scale aircraft model. The results show that the out-of-plane stiffness correction method can be applied to the accurate and efficient calculation of the full-scale aircraft structure characteristics, the calculation efficiency of full-scale aircraft model is increased by more than 100 times, the file storage space is reduced by nearly 10 times, and the maximum error of the first 6-order modal frequency of full-scale aircraft is only around 4%.

Key words: full-scale aircraft structure; dynamic characteristics; modal calculation; accurate and efficient; out-of-plane stiffness

收稿日期: 2021-07-20; 修回日期: 2022-03-20

基金项目: 国家自然科学基金(52075068)

通信作者: 李鹏, 55131668@qq.com

引用格式: 李鹏, 王雅荟. 基于面外刚度修正的全尺寸飞机动特性精确高效计算[J]. 航空工程进展, 2022, 13(2): 51-56.

LI Peng, WANG Yahui. Accurate and efficient calculation for full-scale aircraft dynamic characteristics based on out-of-plane stiffness correction[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(2): 51-56. (in Chinese)

0 引言

在航空航天工程设计领域,随着各学科数值模拟技术的快速发展和计算机运算能力的不断提升,基于高可信度数值模拟的设计方法发挥越来越重要的作用。然而对于很多工程设计问题,通常需要反复调用精度高但非常耗时的数值模拟分析工具,这将导致计算量大、设计周期长。即便采用目前的高性能计算机,也可能无法在有限时间内完成设计。以全尺寸飞机结构动力学分析为例,为了获得详细准确的模态和振动传递信息,通常将全机结构划分成细密的有限元网格,导致结构的有限元模型自由度数量达到上千万,使模型的仿真分析计算付出巨大的时间成本,占用大量的计算机内存^[1]。

半个多世纪以来,各国研究者为了减少大型复杂结构模型的计算规模,提出了很多具有实际工程应用价值的快速高效计算方法,包括模态缩减法^[2-6]、子结构法^[7-13]以及代理模型^[14-16]等方法。但是无论哪种方法,都还不够方便快捷。子结构法需要重新划分若干子结构并且进行主模态截断和界面模态缩减;而代理模型需要设计抽样方案并构建代理模型算法等,在构建过程中不可避免地会引入近似误差,并且代理模型精度受制因素众多,建模过程对于研究人员的经验依赖较高,至今没有统一的高精度建模规范可供参考。例如,李智劳等^[17]采用无外挂飞机的地面共振试验结果和外挂的地面共振试验结果,运用混合界面模态综合法,对整个全机结构的固有振动特性进行分析,获得了全机固有振动特性,但此方法本质上是基于试验结果的子结构法;闫伟等^[18]、王陶等^[19]利用自由界面子结构模态综合法,对某机翼结构有限元模型的固有频率进行了计算,提高了计算效率,但此方法仍需对综合方程进行修正。

本文提出面外刚度修正方法,首先通过典型盒段结构模型计算,验证该方法的可行性;然后通过全尺寸飞机结构模型计算,验证该方法的精确性和高效性。

1 面外刚度修正方法的基本原理

对于全机动力学有限元模型,通常采用壳单

元对薄板类结构进行网格划分,导致在模型计算时产生大量的冗余局部模态,消耗了大量的计算资源。为了快速获得全机整体模态,需要对杂乱冗余的局部模态进行消除,从而提高计算效率,本文提出增加壳单元面外刚度的方法来消除冗余局部模态。

在薄壳单元的有限元计算中,单元的面内刚度矩阵 L_m 和面外刚度矩阵 L_o 分别如式(1)~式(2)所示。

$$L_m = \begin{bmatrix} \frac{Et}{1-\nu^2} & \frac{-\nu Et}{1-\nu^2} & 0 \\ \frac{-\nu Et}{1-\nu^2} & \frac{Et}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Et}{1+\nu} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$L_o = \begin{bmatrix} \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} & \frac{-\nu Et^3}{12(1-\nu^2)} & 0 \\ \frac{-\nu Et^3}{12(1-\nu^2)} & \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{Et^3}{12(1+\nu)} \end{bmatrix} \quad (2)$$

薄板类壳单元的局部模态通常表现为单个单元的弯曲或鼓包,如果增加壳单元的面外刚度,相当于提高了壳单元的弯曲或鼓包刚度,这样就可以提高局部模态频率,从而将其排除到所关心的频率范围之外。增加面外刚度的方法在有限元模型中比较容易实现,只需将壳单元的截面属性进行相应修改,在 SHELL GENETAL SECTION 参数设置中定义 21 个刚度矩阵常量,并进行相应放大,按 C11-C66 依次排列。

初始壳单元的参数定义如图 1 所示,设置材料的弹性模量和厚度等参数,材料设置为“MAT1_4000”,厚度为 1.0 mm。

```
*SHELL SECTION, ELSET=PSHELL_400101, MATERIAL=MAT1_4000
1.0
```

图 1 初始壳单元的参数定义

Fig. 1 Parameter definition of initial shell element

增加面外刚度之后的壳单元参数,定义 21 个刚度矩阵常量(6×6 对称矩阵的下对角阵),而非简单地定义为各向同性材料 MAT1_4000,用户可以自行定义刚度放大倍数,如图 2 所示。

```
*SHELL GENERAL SECTION, ELSET=PSHELL 400101, DENSITY=2.85E-9
68206.6,22508.1,68206.6,0.,0.,22849.2,0.,0.
0.,6603.1,0.,0.,0.,2179.0,6603.1,0.
0.,0.,0.,0.,2212.0
```

图 2 增加面外刚度之后的壳单元参数定义

Fig. 2 Definition of shell element parameters after adding out-of-plane stiffness

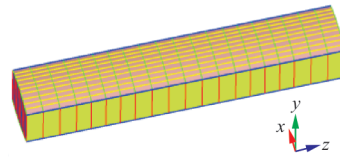


图 3 典型盒段结构模型

Fig. 3 Typical box-section structure model

2 典型盒段结构模型验证

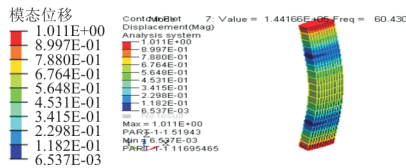
利用典型盒段结构对面外刚度修正方法进行验证,结构模型如图 3 所示,内部有加强肋,并沿着 z 方向均匀分布,用于模拟真实的机翼盒段结构。

对典型盒段结构 400 Hz 以内模态进行仿真分析,包括初始模型、面外刚度放大 10 倍模型、面外刚度放大 100 倍模型、面外刚度放大 1 000 倍模型,计算结果统计如表 1、图 4~图 6 所示。

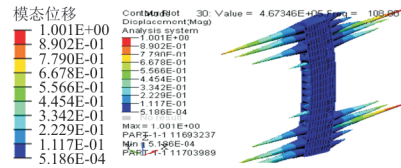
表 1 典型盒段结构 400 Hz 以内模态计算结果对比

Table 1 Comparison of modal calculation results of typical box section structure within 400 Hz

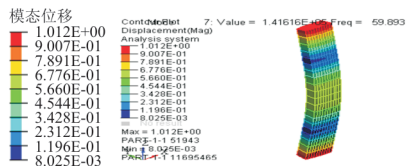
模型	400 Hz 内的模态总阶数	计算时间/s	第 1 阶模态频率/Hz	第 2 阶模态频率/Hz	第 3 阶模态频率/Hz
初始模型	898	883.0	60.430	108.80	122.80
面外刚度放大 10 倍	339	382.9	59.893	106.74	121.18
面外刚度放大 100 倍	110	136.8	60.097	107.70	122.37
面外刚度放大 1 000 倍	19	59.9	60.071	107.72	122.83



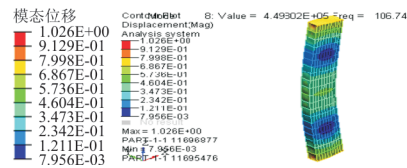
(a) 初始模型



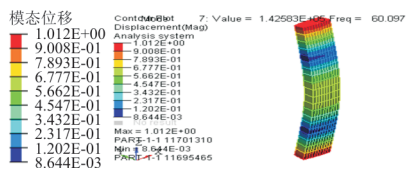
(a) 初始模型



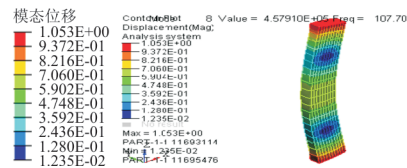
(b) 面外刚度放大 10 倍



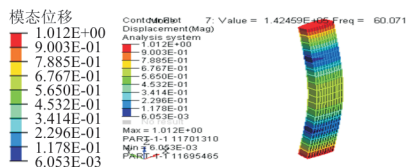
(b) 面外刚度放大 10 倍



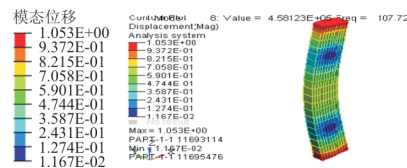
(c) 面外刚度放大 100 倍



(c) 面外刚度放大 100 倍



(d) 面外刚度放大 1 000 倍



(d) 面外刚度放大 1 000 倍

图 4 第 1 阶模态的计算结果对比

Fig. 4 Comparison of the first mode results

图 5 第 2 阶模态的计算结果对比

Fig. 5 Comparison of the second mode results

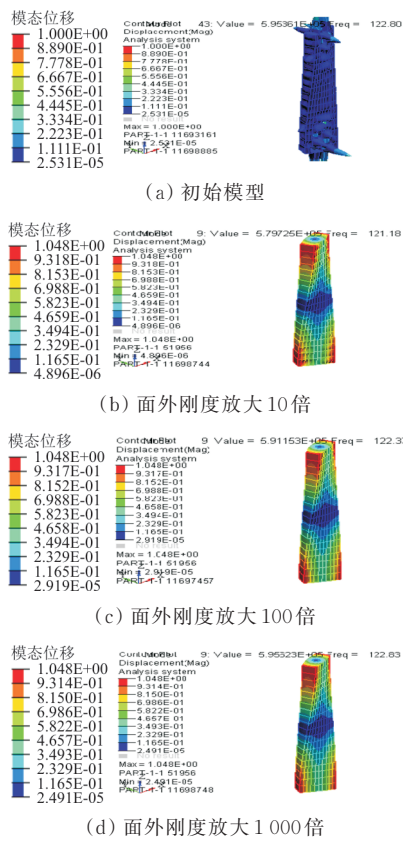


图 6 第 3 阶模态的计算结果对比

Fig. 6 Comparison of the third mode results

通过表 1、图 4~图 6 可以看出:增加壳单元的面外刚度后,模型的前几阶整体模态变化不大,全部显现出来,但是局部模态得以大幅缩减,冗余局部模态被排除到 400 Hz 以外,计算效率提高了十几倍。计算结果说明,该方法整体可行,可以用于全尺寸飞机结构有限元模型的动特性计算。

3 全尺寸飞机结构模型验证

某型全尺寸飞机结构共分为四个重要部段,

分别为机身部段、机翼部段、平尾部段和垂尾部段,模型如图 7 所示。

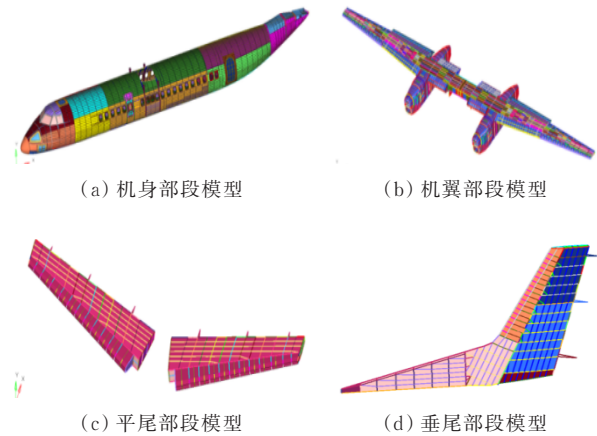


图 7 某型全尺寸飞机结构的重要部段

Fig. 7 Important parts of a full-size aircraft

按照部段之间的实际连接形式,将四个部段模型组装为全机结构有限元模型,如图 8 所示。

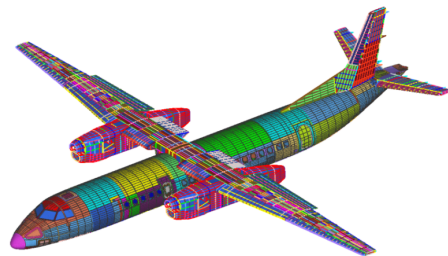


图 8 某型全尺寸飞机结构有限元模型

Fig. 8 Finite element model of a full-size aircraft structure

首先,计算初始模型的模态特性;然后,将初始模型中的所有壳单元的面外刚度增加 1 000 倍,并计算 200 Hz 以内的模态特性。初始模型和增加面外刚度之后的模态计算结果如表 2、图 9~图 14 所示。

表 2 全尺寸飞机 200 Hz 以内模态计算结果对比

Table 2 Comparison of modal calculation results of full-size aircraft within 200 Hz

模型	计算时间/ h	存储空间/ GB	模态总 阶数	第 1 阶模态 频率/Hz	第 2 阶模态 频率/Hz	第 3 阶模态 频率/Hz	第 4 阶模态 频率/Hz	第 5 阶模态 频率/Hz	第 6 阶模态 频率/Hz
初始模型	56.7	20.90	2 182	7.34	7.43	10.87	10.98	23.89	30.73
面外刚度增加 1 000 倍	0.5	2.11	217	7.04	7.63	10.96	11.09	24.11	31.57

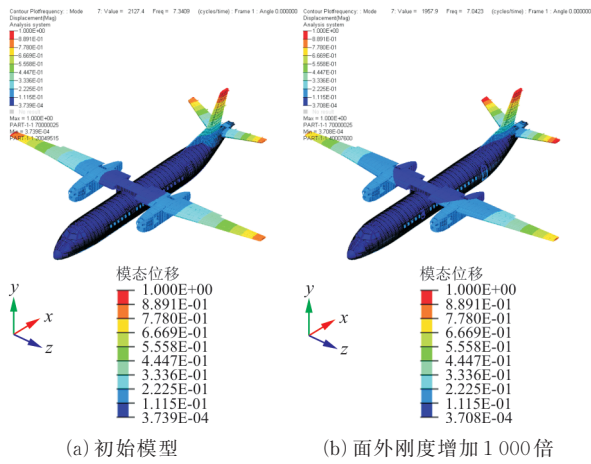


图 9 改进后第 1 阶模态的计算结果对比
Fig. 9 Comparison of the improved first mode results

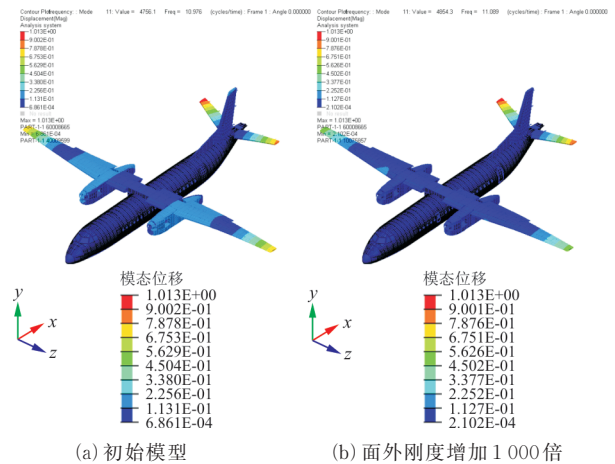


图 12 改进后第 4 阶模态的计算结果对比
Fig. 12 Comparison of the improved fourth mode results

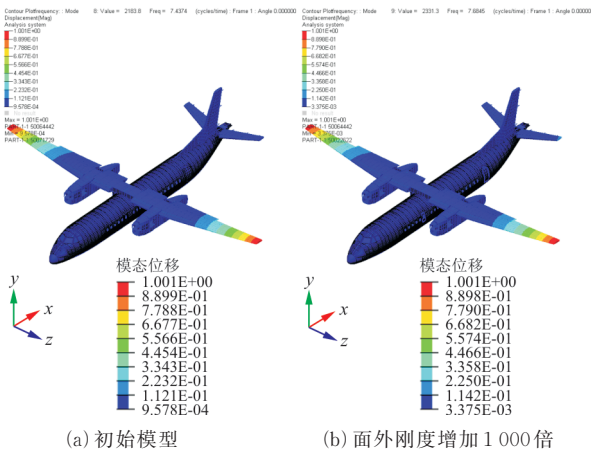


图 10 改进后第 2 阶模态的计算结果对比
Fig. 10 Comparison of the improved second mode results

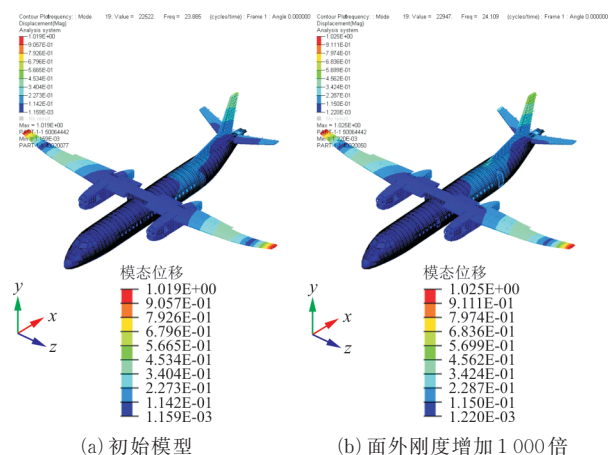


图 13 改进后第 5 阶模态的计算结果对比
Fig. 13 Comparison of the improved fifth mode results

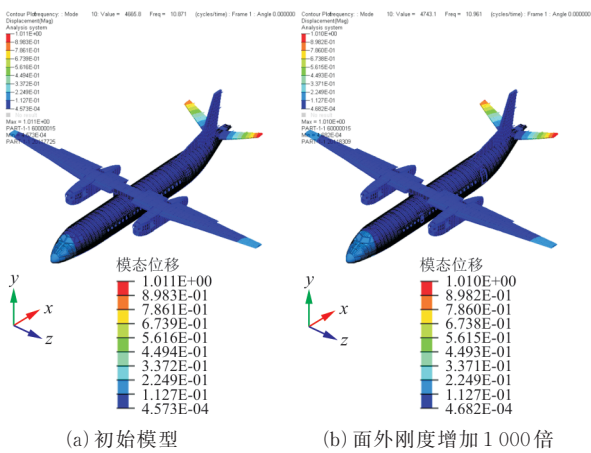


图 11 改进后第 3 阶模态的计算结果对比
Fig. 11 Comparison of the improved third mode results

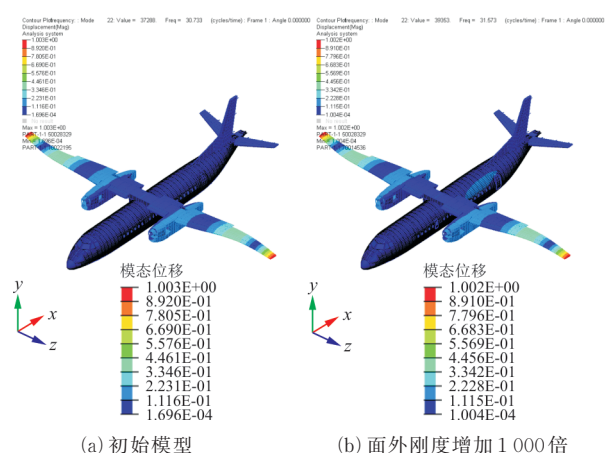


图 14 改进后第 6 阶模态的计算结果对比
Fig. 14 Comparison of the improved sixth mode results

从表 2、图 9~图 14 可以看出:增加面外刚度之后,前六阶全机模态全部显现,振型与初始模型完全一致,模态频率计算结果的最大误差仅为 4% 左右;增加面外刚度之后,计算效率提高了 100 多倍,结果文件存储空间减小了近 10 倍。

4 结 论

(1) 针对计算精度,增加面外刚度之后,前六阶全机模态全部显现,模态频率计算结果的最大误差在 4% 左右。

(2) 针对计算效率,增加面外刚度之后,全机模型的计算效率提高了 100 多倍,结果文件存储空间减小了近 10 倍。

(3) 鉴于面外刚度修正方法的准确性和高效性,面外刚度修正方法可以用于全尺寸飞机结构的整机低频模态计算。

参 考 文 献

- [1] 巩子臣. 基于机电耦合的机床动态特性仿真与性能优化[D]. 天津: 天津大学, 2016.
GONG Zichen. Dynamic characteristic simulation and performance optimization of machine tool based on electromechanical coupling[D]. Tianjin: Tianjin University, 2016. (in Chinese)
- [2] 朱亚亚. 基于 AVL-EXCITE 的连杆及其轴承对柴油机机体振动的影响研究[D]. 天津: 天津大学, 2015.
ZHU Yaya. Study on the influence of connecting rod and bearing on diesel engine block vibration based on AVL-EXCITE[D]. Tianjin: Tianjin University, 2015. (in Chinese)
- [3] GUYAN R J. Reduction of stiffness and mass matrices[J]. AIAA Journal, 1965, 3(2): 380.
- [4] O'CALLAHAN J. A procedure for an improved reduced system (IRS) model[C]// Proceedings of the 7th International Modal Analysis Conference. Schenectady: Union College Press, 1989: 17-21.
- [5] FRISWELL M I, GARVEY S D, PENNY J E T. Model reduction using dynamic and iterated IRS techniques [J]. Journal of Sound and Vibration, 1995, 186(2): 311-323.
- [6] 汪彬. 卫星结构的模态与频率传递特性分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
WANG Bin. Analysis of modal and frequency transfer characteristics of satellite structure[D]. Changsha: National Defense University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)
- [7] BAMPTON M, CRAIG R. Coupling of substructures for dynamic analysis[J]. AIAA Journal, 1968, 6(7): 1313-1319.
- [8] 殷学纲, 陈淮, 蹇开林. 结构振动分析的子结构方法[M]. 北京: 中国铁道出版社, 1991.
YIN Xuegang, CHEN Huai, JIAN Kailin. Substructure method for structural vibration analysis[M]. Beijing: China Railway Press, 1991. (in Chinese)
- [9] ADAM B, AVTABILE P. A reduced order, test verified component mode synthesis approach for system modeling applications [J]. Mechanical System and Signal Processing, 2010, 24: 904-921.
- [10] 宋攀, 董兴建, 孟光. 实验模态综合法若干问题的研究[J]. 振动与冲击, 2011, 30(9): 174-177.
SONG Pan, DONG Xingjian, MENG Guang. Research on some problems of experimental modal synthesis method [J]. Vibration and Shock, 2011, 30(9): 174-177. (in Chinese)
- [11] 应祖光, 叶淑琴, 金林. 基于固定界面子结构模态的频响函数精确综合法[J]. 振动与冲击, 2010, 29(3): 132-133.
YING Zuguang, YE Shuqin, JIN Lin. Accurate synthesis method of frequency response function based on fixed interface substructure mode [J]. Vibration and Shock, 2010, 29(3): 132-133. (in Chinese)
- [12] 邹经湘. 结构动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1996.
ZOU Jingxiang. Structural dynamics [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1996. (in Chinese)
- [13] 姚一龙, 李暹, 薛涛明. 汽车结构的动力响应计算[J]. 应用力学学报, 2001, 18(s1): 24-30.
YAO Yilong, LI Xian, XUE Taoming. Dynamic response calculation of automobile structure [J]. Journal of Applied Mechanics, 2001, 18(s1): 24-30. (in Chinese)
- [14] FORRESTER A, SOBESTER A, KEANE A J. Engineering design via surrogate modelling: a practical guide [M]. New York: John Wiley & Sons, 2008.
- [15] 郭明慧. 基于代理模型的结构声辐射预测及水下目标识别[D]. 大连: 大连理工大学, 2014.
GUO Minghui. Structural acoustic radiation prediction and underwater target recognition based on agent model [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014. (in Chinese)
- [16] LIU Yang, TANG Xu, ZHANG Shaoyi. Finite element model modification of complex structures based on Kriging model [EB/OL]. [2021-07-20]. <https://www.doc88.com/p-0397194819652.html? r=1>.
- [17] 李智劳, 李晓东, 刘凡. 基于混合界面法的多外挂飞机固有振动特性研究[J]. 化工管理, 2017(17): 1-2.
LI Zhilao, LI Xiaodong, LIU Fan. Study on natural vibration characteristics of multi external aircraft based on hybrid interface method [J]. Chemical Management, 2017(17): 1-2. (in Chinese)
- [18] 闫伟, 唐维, 陈勇, 等. 一种改进的模型修正方法[J]. 四川理工学院学报(自然科学版), 2016, 29(5): 62-72.
YAN Wei, TANG Wei, CHEN Yong, et al. An improved model correction method [J]. Journal of Sichuan Institute of Technology (Natural Science Edition), 2016, 29(5): 62-72. (in Chinese)
- [19] 王陶, 何欢, 闫伟, 等. 一种利用子结构综合技术的模型修正方法[J]. 振动与冲击, 2017, 36(2): 24-30.
WANG Tao, HE Huan, YAN Wei, et al. A model correction method using substructure synthesis technology [J]. Vibration and Shock, 2017, 36(2): 24-30. (in Chinese)

作者简介:

李 鹏(1989—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞机结构动力学。

王雅荟(1990—),女,硕士,工程师。主要研究方向:机载计算机。

(编辑:丛艳娟)