

文章编号:1000-8055(2013)04-0878-07

某航空发动机机匣的动力学模型修正

马双超, 臧朝平, 兰海波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用动力学模型修正技术对某航空发动机机匣的有限元模型进行了修正. 通过振动模态测试得到了实际机匣的模态数据用以作为有限元模型修正的基准. 利用频率对单元刚度的灵敏度分析选定了修正区域. 在此基础上, 应用 1 阶优化方法对机匣的有限元模型进行修正. 研究表明: 修正后机匣有限元模型的前 10 阶模态的计算值与实际测试的误差都在 29% 以内, 可以应用在后续的发动机整机动力学分析等方面.

关 键 词: 航空发动机机匣; 模型修正; 有限元建模; 模态测试; 灵敏度分析

中图分类号: V232.5

文献标志码: A

Dynamic model updating of an aero-engine casing

MA Shuang-chao, ZANG Chao-ping, LAN Hai-bo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Dynamic model updating technique was applied to update a finite element (FE) model of an aero-engine casing. The modal data obtained from conducting vibration modal test to the casing were used as a reference to update the FE model. Based on the sensitivity of frequencies with respect to the element stiffness, some regions to be adjusted were selected. Then, model updating of the aero-engine casing was conducted using a first-order optimization method. The result shows that prediction of the first 10 modes from the updated FE model of the aero-engine casing and that from the measured ones were within 2%, therefore, it is feasible to apply the model to the whole engine dynamic analysis.

Key words: aero-engine casing; model updating; finite element modelling; modal test; sensitivity analysis

现代航空发动机的显著特点是高转速、高推质比、转子更加柔性化、结构日趋复杂, 导致发动机整机振动的因素逐步增多, 发动机整机振动问题也十分突出. 机匣作为发动机的主要承力部件, 其动力学特性对发动机转子的临界转速以及发动机的整机动力学特性等有十分重要的影响. 然而, 机匣的有限元设计模型作为实际结构的离散和简化, 在建模过程中由于一些不确定性因素, 如单元类型、材料属性、几何形状以及边界条件的不确定

性等, 往往存在一定的误差, 影响分析结果的准确性. 一种有效的方法是通过结构的振动模态测试, 并利用振动测试数据对所建立的模型进行修正, 以获得精确的动力学有限元模型^[1].

近 30 多年来, 有限元模型修正技术得到了迅速发展, 许多新的理论在这一领域得到了广泛地应用^[2-6]. 根据修正对象不同, 模型修正方法大致可以分为直接修正法^[7-9]和参数型修正方法^[10-12]两大类. 与直接修正法相比, 参数型修正法具有修

收稿日期: 2012-04-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.878_023.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金; 南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfjj20110204);

江苏省高校优势学科建设工程(PAPD); 国家自然科学基金(51175244); 教育部博士点基金(20093218110008)

作者简介: 马双超(1987—), 男, 陕西大荔人, 硕士生, 主要从事航空发动机结构、强度、振动方面的研究.

正后物理意义明确的优点,因此在工程中得到了广泛应用.例如,Mares等^[10]研究了GARTEUR飞机模型的模型修正问题,修正后的模型不仅能够准确得到修正所采用的试验数据,而且能够准确预测结构修改后的动力学特性.Zapico等^[11]研究了模型修正在桥梁建模中的应用.ZANG和Ewins^[12]讨论了模型确认在航空发动机设计阶段的应用问题.本文以某航空发动机机匣为对象,利用机匣的实测模态数据,采用基于1阶优化的参数型修正方法对机匣有限元模型进行修正,以探索模型修正在航空发动机机匣有限元建模方面的应用.

1 基于1阶优化的模型修正方法

1.1 有效模态测试数据的提取及相关分析

振动模态测试是模型修正中的重要环节,其测试精度直接影响到修正结果的可靠性.有效模态测试数据的提取需要对模态测试方案进行优化,包括悬挂位置的选择、传感器的布置、激振位置的选择等^[13-15].

模态测试中,通常采用橡皮绳悬挂被测结构的方法模拟“自由-自由”边界条件.为了减小悬挂带来的附加作用,可以用各个自由度各阶模态平均位移响应值作为选择悬挂位置的参考^[13].

$$\bar{D}(j) = \sum_{r=1}^m \frac{\phi_{jr}^2}{\omega_r^2} \quad (1)$$

其中 ϕ_{jr}^2 为第 j 个自由度的第 r 阶模态的振型系数, ω_r 为第 r 阶模态的频率, m 为考虑的模态阶数.平均位移响应值 $\bar{D}(j)$ 越低,表示该自由度离各阶模态的节线越近,越适用于作为悬挂位置.

传感器的布置,通常采用有效独立算法^[15],其基本思想是从所有可能的测点中逐步删除对结构的目标模态向量独立性贡献最小的点,以使感兴趣的目标模态向量在测点最少的情况下保持线性无关,从而可以用有限传感器得到尽可能多的模态信息.然而,单独基于有效独立法选择的测量点仅仅考虑了测点对结构的目标模态向量独立性的影响,所选的测点振幅有时会很很小,测量信号的信噪比往往比较低.为了改善上述情况,在使用有效独立法时兼顾测点响应幅值的大小^[13],其可以表示为

$$E_{n \times n}^a = E_{n \times n} \text{diag}(\bar{A}) \quad (2)$$

其中 E 为候选测点对结构的模态矩阵线性无关性的有效独立分配矩阵, $\bar{A}$ 是各阶模态平均加速度响应,可以由式(3)求得

$$\bar{A}(j) = \sum_{r=1}^m \phi_{jr}^2 \quad (3)$$

式中 ϕ_{jr}^2 为第 j 个自由度的第 r 阶模态的振型系数, m 为考虑的模态阶数.

与有效独立法相似,上述过程可以通过迭代完成.在迭代过程中,每次去除矩阵 E^a 对角线上贡献最小的自由度直到得到最后所需的测量点数.

计算模型与试验模型的匹配,通常采用模态置信准则MAC(modal assurance criterion,量符号记 M_{ac}),通过相关分析实现,其计算可以由下式表示:

$$M_{ac}(\phi_e, \phi_a) = \frac{|\phi_e^T \phi_a|^2}{(\phi_e^T \phi_e)(\phi_a^T \phi_a)} \quad (4)$$

其中 ϕ_e, ϕ_a 分别为试验和计算振型向量.MAC值介于0和1之间, $M_{ac}=1$,表示试验振型与分析振型完全相关, $M_{ac}=0$,表示不相关,MAC的值越接近与1,两者的相关性越好.

1.2 修正方法

模型修正方法通常以结构有限元整体矩阵中的部分元素或结构的设计参数为修正对象,通过调整所选择参数使有限元分析模态与试验模态的残差在给定的范围内达到最小,即

$$g = \min_{x_1 \leq x \leq x_u} \|W_i R(x)\|_2^2$$

$$R(x) = \{f_e\} - \{f_a(x)\} \quad (5)$$

式中 g 为目标函数, x 为结构参数,可以是材料参数、几何参数以及边界条件等. W_i 为加权矩阵, f_e 和 f_a 分别为结构试验模态和分析模态的向量,可以为频率、振型、频响函数等. R 为残差, x_1 和 x_u 分别为结构参数的上限和下限.

通过1阶优化方法^[16],式(5)中带约束的模型修正问题,可化为以下无约束的结构优化问题:

$$Q(x, q) = \frac{g}{g_0} + \sum_{i=1}^n p_x(x_i) + q \left[\sum_{i=1}^{m_1} p_f(f_i) + \sum_{i=1}^{m_2} p_h(h_i) + \sum_{i=1}^{m_3} p_w(w_i) \right] \quad (6)$$

式中 Q 为无约束的目标函数; q 为控制约束条件的响应面参数; g_0 为当前参考目标函数的值; p_x 为作用于设计变量即结构参数的罚函数; p_f, p_h, p_w 为作用于状态变量即结构动力学特性等分析结果的罚函数.

在目标函数的优化求解过程中,设计变量迭代计算由以下过程完成:

$$x^{(j+1)} = x^{(j)} + s_j d^{(j)} \quad (7)$$

线性搜索参数 s_j 通过黄金分割算法和局部平方拟合技术求得, 搜索方向 $d^{(j)}$ 由式(8)确定

$$d^{(j)} = -\nabla Q(x^{(j)}, q_k) + r_{j-1} d^{(j-1)}$$

$$r_{j-1} = \frac{[\nabla Q(x^{(j)}, q) - \nabla Q(x^{(j-1)}, q)]^T \nabla Q(x^{(j)}, q)}{|\nabla Q(x^{(j-1)}, q)|^2} \quad (8)$$

其中 $\nabla Q(x^{(j)}, q)$ 为第 j 步的梯度向量。

1 阶优化算法有较高的计算精度, 但有时会出现局部最优的情况^[16], 这时可以改变设计变量的起始位置重新进行优化以判断结果是否陷入局部最优。

2 某机匣有限元分析与模态测试

2.1 有限元建模分析

航空发动机机匣主体结构大多是一个圆柱形或者圆锥形的薄壁圆筒, 各个分机匣与前后机匣通过连接件装配为整体。本文中研究的发动机机匣如图 1(a) 所示, 它是由前后两部分焊接而成。机匣的局部有一些小突台结构用于安装其他附件; 机匣两端的安装边上各布有 36 个螺栓孔用于连接其他机匣。在建模时, 原则上可以采用精细的网格来处理这些局部结构, 但这样处理, 会极大增加模型的规模和自由度, 对计算机的资源要求

高, 求解的成本和时间大为增加, 难以快速准确地建模, 因此, 有限元建模时, 进行了结构简化, 去除了这些局部结构, 而通过后续模型修正来减小模型简化带来的误差。另外, 机匣中间的焊接部位, 在建模时简化成了刚性连接的方式。简化后的有限元模型如图 1(b) 所示, 建模选取 10 节点四面体 Solid 187 单元, 共计 32 827 个单元, 66 247 节点, 以保证较高的计算精度。图 2 中给出了“自由-自由”状态下机匣的前 10 阶有限元分析频率与振型。由于机匣是近似轴对称结构, 机匣中沿径向方向的振动都是以频率相近、振型相同(旋转了一定角度)的重模态形式出现, 如图 2 中的 1 阶、3 阶、5 阶、7 阶、9 阶模态分别与 2 阶、4 阶、6 阶、8 阶、10 阶模态相对应。

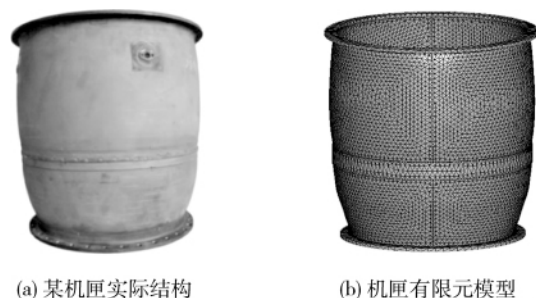


图 1 某机匣实际结构和有限元模型

Fig. 1 Structure and finite element model of casing

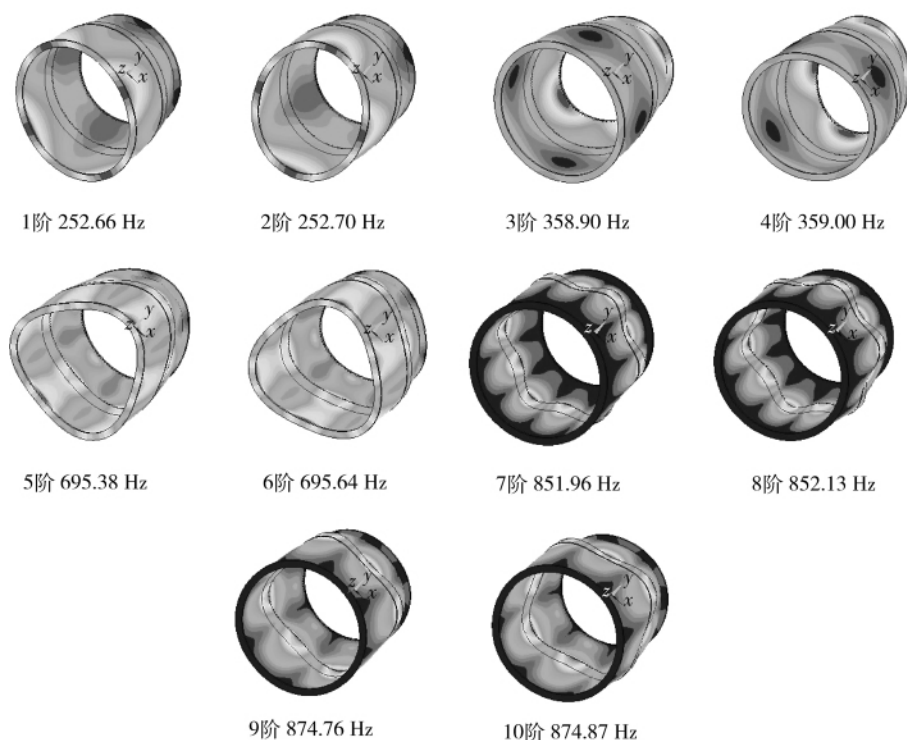


图 2 机匣有限元分析结果

Fig. 2 Finite element analysis results of casing

2.2 机匣模态测试计划的确定

机匣的模态测试,本文采用了多点激励单点测量的方法.机匣通过橡皮绳悬挂的方式来模拟“自由-自由”边界条件,采用力锤激励、加速度传感器响应的测量方式,选用的加速度传感器的频响范围是 0.5~10000 Hz,质量为 2 g.测试分析频率的范围选为 0~1000 Hz,谱线数为 3 200.机匣的各阶模态平均位移响应值如图 3 所示,结合机匣的实际结构特征,可以看出应将机匣的小端作为悬挂位置以减小悬挂位置的影响.

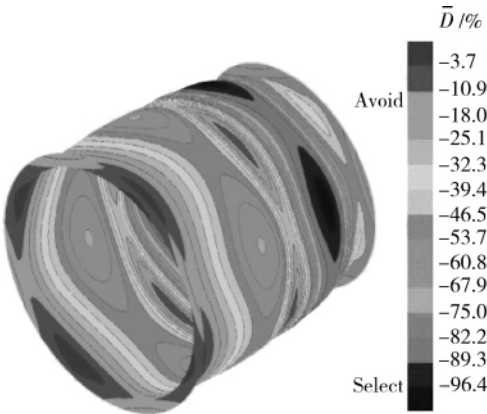


图 3 机匣的各阶模态平均位移响应值
Fig. 3 Average driving displacement of casing

图 4 中给出了有效独立法与平均加速度响应结合得到的机匣的最佳响应位置分布,从图中可以看出适合布置传感器的区域集中在机匣中间位置处.为了获取足够的振型数据与有限元分析结果进行相关分析,本文在机匣上选取了 128 个激励点,建立的测试模型如图 5 所示.测试时,采用两个传感器布置在相互正交的位置上,一方面可以用来相互校验,另一方面也可以有效识别出机匣中的重模态.

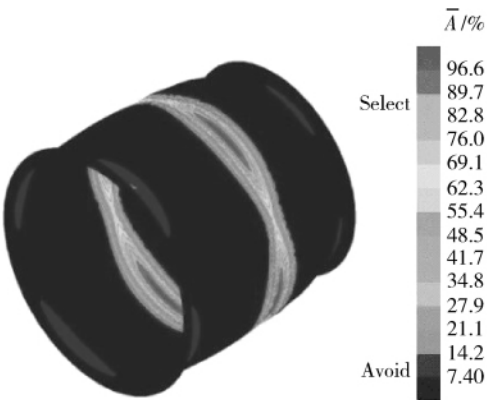


图 4 机匣的最佳响应位置分布图
Fig. 4 Optimum measurement positions of casing

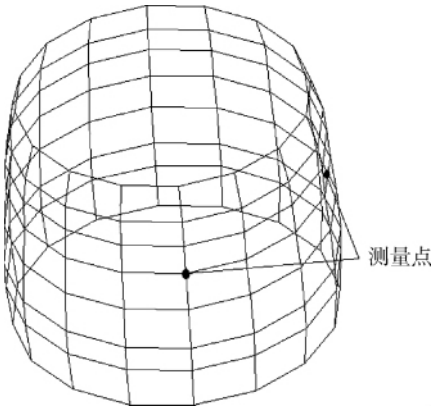


图 5 机匣测试模型
Fig. 5 Test model of casing

2.3 模态测试结果和相关分析

对测试得到的频响函数,通过单输入多输出(SIMO)方法识别得到机匣的模态参数.试验振型与修正前的有限元分析振型的 MAC 值如图 6 所示,图中 SET 1 对应试验结果,SET 2 对应分

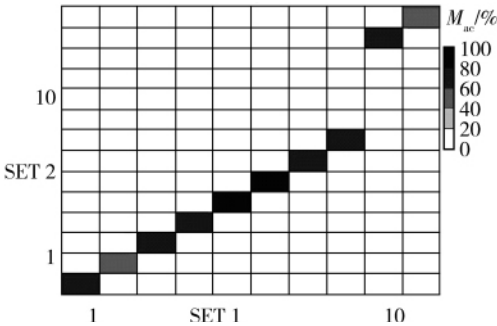


图 6 机匣修正前的 MAC 值
Fig. 6 MAC matrix of casing before updating

表 1 试验模型与分析模型的相关性
Table 1 Correlation between test and analysis model

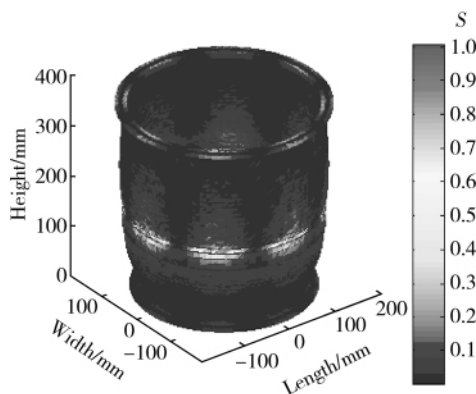
试验阶次	分析阶次	试验频率/Hz	分析频率/Hz	修正前 $M_{ac}/\%$
1	1	247.20	252.66	73.2
2	2	248.26	252.70	52.9
3	3	361.27	358.90	69.0
4	4	362.85	359.00	68.2
5	5	684.11	695.38	84.8
6	6	686.02	695.64	84.3
7	7	731.93	851.96	70.3
8	8	733.84	852.13	76.5
9	13	771.46	956.28	66.1
10	14	773.79	956.57	59.0

析结果. 表1中给出了机匣的前10阶试验频率与对应的有限元分析频率以及MAC值的具体值. 可以看出机匣的试验模态与有限元计算模态有较大的差别, 不仅频率相差较大, 而且模态的前后顺序也不一致. 由于有限元分析模型中的参数都是取自于设计参数, 其与实际结构的参数会有一定的误差, 且在有限元建模时对于局部的一些结构进行了近似和简化处理也会带来误差, 因此为了提高模型的可靠性, 需要基于试验数据对有限元模型进行修正.

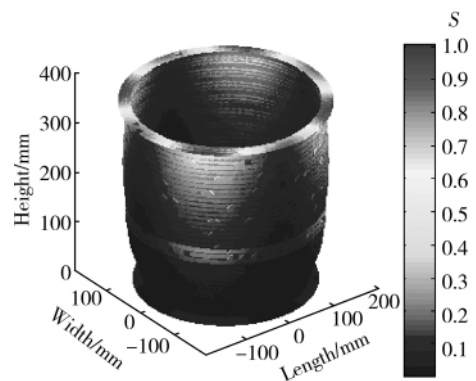
3 机匣模型修正

3.1 机匣修正参数的选择和修正过程

由前面分析可以看出机匣的有限元分析模态与试验模态相差较大的阶数主要集中在7~10阶. 利用频率对单元刚度的灵敏度^[17]分析可以看到, 对这几阶模态影响较大的区域主要集中在机匣的焊接部位, 如图7(a)所示, 此处建模时将焊



(a) 7阶频率



(b) 1阶频率

图7 前机匣频率对单元弹性模量的灵敏度

Fig. 7 Sensitivity of frequencies with respect to element stiffness of casing

接部位处理成刚性连接形式, 因此会带来一定的误差. 同样, 通过频率对刚度的灵敏度分析可知, 对机匣的前6阶模态影响较大的区域主要集中在机匣的两端, 如图7(b)所示, 此处简化了螺栓孔, 因此也会带来一定的误差. 综上所述, 修正区域主要选定在机匣的两端和焊接部位, 如图8所示. 在选择修正参数方面, 由于建模时所做的局部几何结构的简化造成的有限元模型的质量差异可以直接得到, 通过调整简化区域密度的大小来消除, 因此迭代求解时主要选择机匣两端和焊接部位的弹性模量为修正参数.

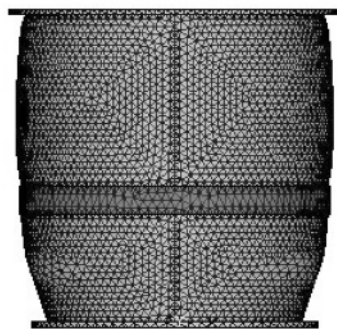


图8 机匣修正区域

Fig. 8 Updating regions of casing

在目标函数的构造中, 由于振型受测量噪声的影响较大, 因此振型主要用来匹配模态对. 目标函数由机匣的前10阶频率构造为

$$\min \sum_{i=1}^n W_i (1 - \omega_i^e / \omega_i^a)^2 \quad (12)$$

式中 W_i 为加权系数; $i = 1, 2, \dots, 10$.

3.2 修正结果分析

修正后的MAC值如图9所示, 表2给出了机匣测试模型与模型修正前后的结果比较. 从中

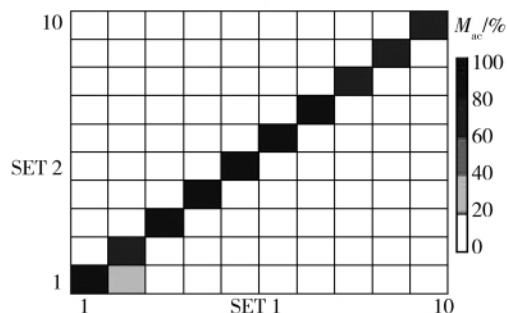


图9 机匣修正后的MAC值

Fig. 9 MAC matrix of casing after updating

可以看出经过模型修正,机匣有限元模型各阶分析频率与试验频率的相对误差都有了显著的减小,修正后的各阶频率误差都在 2% 以内,最大相对误差由 23.96% 降到了 1.26%。另外,修正后的 MAC 值相较于修正前也有了较大的提高,除了第 10 阶振型外,修正后的 MAC 值都在 70% 以上。结合频率和振型可以看出,相较于修正前的有限元模型,修正后的模型有了很大的改善,分析模态与测试模态已经趋于一致。

表 2 机匣测试结果与模型修正前后的分析结果比较
Table 2 Comparison between test and analysis results

试验 频率/ Hz	修正后 频率/ Hz	修正前 频率误 差/%	修正后 频率误 差/%	修正后 MAC/ %
247.20	248.66	2.21	0.59	94.8
248.26	248.71	1.79	0.18	72.5
361.27	360.53	-0.66	-0.20	94.2
362.85	360.66	-1.06	-0.60	92.3
684.11	684.30	1.65	0.03	96.6
686.02	684.67	1.40	-0.20	96.4
731.93	738.65	16.40	0.92	79.2
733.84	738.88	16.12	0.69	80.6
771.46	761.73	23.96	-1.26	71.9
773.79	765.14	23.62	-1.12	66.3

图 10 给出了材料参数随迭代次数的变化情况,可以看出机匣的两端修正后弹性模量并没有太大的变化,而中间焊接部位的弹性模量有了较大的减小,说明焊接处带来了较大的刚度损失。修正过程中目标函数收敛曲线如图 11 所示,可以看

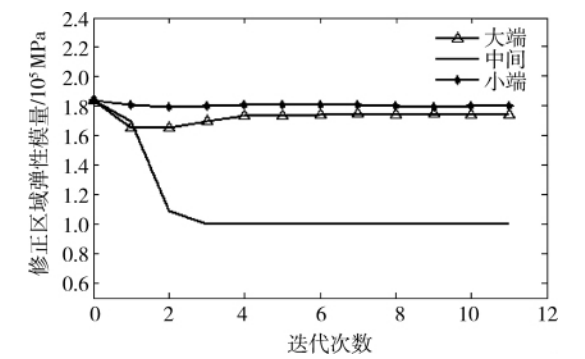


图 10 修正区域材料参数收敛曲线

Fig. 10 Convergence of material properties in updating regions

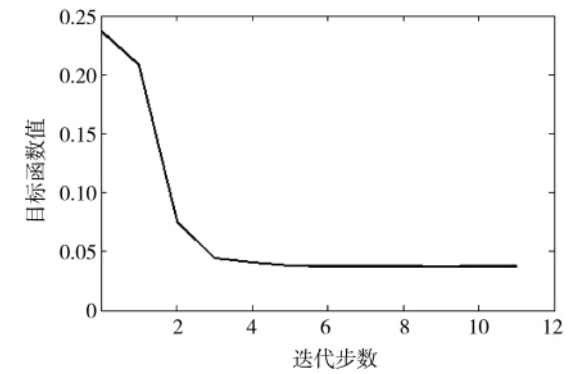


图 11 目标函数收敛曲线

Fig. 11 Convergence of the objective function

出前 3 次迭代效果最佳,后面几步迭代过程中,目标函数的变化已经接近于直线,经过 11 次迭代过程目标函数达到了收敛的精度要求。

进一步迭代修正并不能使有限元分析结果与试验结果的相对误差完全消除,导致这些误差的原因主要包括以下两方面:①对结构几何和焊接情况的简化误差,通过修正材料参数不能完全消除;②修正时,主要选择了对所分析模态影响较高的区域作为修正区域,模型的其他区域可能存在误差。

4 结 论

本文利用某航空发动机机匣振动模态测试数据,基于 1 阶优化方法对机匣的有限元模型进行了修正。修正后的模型得到了很好的改善,其分析结果与试验结果趋于一致,可以看出基于 1 阶优化的模型修正方法具有较高的计算精度,使修正后的机匣模型可以较可靠地应用在后续的发动机整机动力学分析、结构的改型、优化以及健康监测等方面,从而有效提高发动机的设计效率,降低设计成本。

修正后的有限元模型分析结果与试验测试,在前 10 阶的模态比较中最大误差仍有 -1.26%。一方面是因为几何模型、焊接部位等的简化造成的误差通过参数修正不能完全消除,另一方面是由于结构中的一些潜在的误差源区域没有修正。因此在后续的工作中对于如何合理地得到可修正的简化模型以及修正中的误差源定位需要进一步研究。

参考文献:

[1] Mottershead J E, Friswell M L. Model updating in structure dynamics; a survey[J]. Journal of Sound and Vibration, 1993, 167(2): 347-375.

- [2] Imregun M, Visser W J, Ewins D J. Finite element model updating using frequency response function data: I theory and initial investigation[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 1995, 9(2): 187-202.
- [3] Mares C, Mottershead J E, Friswell M L. Model updating using robust estimation[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2002, 16(1): 169-183.
- [4] Mares C, Mottershead J E, Friswell M L. Stochastic model updating: Part 1 theory and simulated example[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2006, 20(7): 1674-1695.
- [5] Wang W, Mottershead J E, Alexander I, et al. Finite element model updating from full-field vibration measurement using digital image correlation[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, 330(8): 1599-1620.
- [6] Levin R I, Lieven N J. Dynamic finite element model updating using neural networks[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1998, 210(5): 593-607.
- [7] Berman A, Nagy E J. Improvement of a large analytical model using test data[J]. *AIAA Journal*, 1979, 21(8): 1168-1173.
- [8] Berman A. Mass matrix correction using an incomplete set of measured modes[J]. *AIAA Journal*, 1979, 17(10): 1147-1148.
- [9] Kabe A M. Stiffness matrix adjustment using mode data[J]. *AIAA Journal*, 1985, 23(9): 1431-1436.
- [10] Mares C, Mottershead J E, Friswell M L. Results obtained by minimizing natural-frequency errors and using physical reasoning[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2003, 17(1): 39-46.
- [11] Zapico J L, González M P, Friswell M L, et al. Finite element model updating of a small scale bridge[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2003, 268(5): 993-1012.
- [12] ZANG Chaoping, Ewins D J. Model validation of structural dynamics in the aero-engine design process, front[J]. *Energy Power Eng China*, 2009, 3(4): 480-488.
- [13] 刘渊. 结构振动模态测试优化技术的研究及其应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- LIU Yuan. Research and application on structural vibration modal test optimization technique[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [14] Imamovic Z. Validation of large structural dynamics models using modal test data[D]. London: Department of Mechanical Engineering, Imperial College of Science Technology & Medicine, 1998.
- [15] Kammer D C. Sensor placement for on-orbit modal identification and correlation of large space structures[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1991, 14(9): 251-259.
- [16] 郭彤, 李爱群, 费庆国, 等. 零阶与一阶优化算法在悬索桥模型修正中的应用对比分析[J]. *振动与冲击*, 2007, 26(4): 35-38.
- GUO Tong, LI Aiqun, FEI Qingguo, et al. Application comparison between zero-order and first-order optimization methods in model updating of suspension bridges[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(4): 35-38. (in Chinese)
- [17] 孙晓丹, 欧进萍. 基于动力检测的损伤指标评价方法[J]. *振动与冲击*, 2009, 28(1): 9-13.
- SUN Xiaodan, OU Jinping. Assessment of vibration-based damage indexes in structural health monitoring[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2009, 28(1): 9-13. (in Chinese)