航空发动机机匣螺栓连接结构简化模型修正

付鹏哲[1],赵迪文[2],刘 玉[2]
(1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳110015;2.沈阳航空航天大学 航空发动机学院,沈阳 110136)

摘要:为了提高航空发动机机匣螺栓连接结构动力学模型修正效率,基于模态置信准则(MAC),提出了一种基于实体振型的动力学参数简化模型修正技术,采用该技术对发动机机匣典型螺栓连接结构有限元参数模型进行了修正。通过模态测试获得实际机匣的模态信息,并与有限元实体模型模态进行比较,利用实体模型模态信息筛选修正参数,采用参数化响应面优化方法对机匣动力学简化模型进行修正。结果表明:基于实体振型的动力学参数简化模型修正技术可以避免对模型进行多次调用,提高了简化模型修正效率;具有较高的修正精度,修正后的典型螺栓连接结构简化模型准确性明显提高约11%。该修正技术进一步完善后可用于航空发动机整机动力学分析、故障分析等。

关键词:螺栓连接结构;有限元建模;模态测试;模型修正;机匣;航空发动机
中图分类号:V232.5 **文献标识码:**A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.03.014

Simplified Model Updating of Bolted Connection Structure of Aeroengine Casing

FU Peng-zhe[1], ZHAO Di-wen[2], LIU Yu[2]
(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;
2. School of Aero-engine Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to improve the efficiency of dynamic model updating of bolted connection structures of aeroengine casing, a simplified model updating technique based on solid mode shape was proposed based on modal assurance criterion (MAC), and the finite element parameter models of typical bolted connection structures of aeroengine casings were updated by this technique. The modal information of the actual casing is obtained through modal testing, and compared with the modes of the finite element solid model. The modal information of the solid model is used to screen the updating parameters, and the simplified casing dynamic model is updated by the parametric response surface optimization method. The results show that the simplified model updating technology of dynamic parameters based on solid model vibration modes can avoid multiple calls to the model and improve the updating efficiency of the simplified model. The accuracy of the updated simplified model of a typical bolted connection structure is significantly improved by about 11%. After further improvement, the updating technology can be used for dynamic analysis and fault analysis of aeroengines.

Key words: bolted connection structure; finite element modeling; modal testing; model updating; casing; aeroengine

0 引言

有限元分析方法广泛应用于工程领域。然而,由于动力学模型在建模过程需要进行简化而导致一定的参数误差[1-2]。基于试验数据,以模型修正参数为对象,通过迭代优化计算提高仿真模型的计算精度,从而提高计算模型可靠性的技术方法,就是有限元模型修正技术[3-5]。

在过去的30年里,有限元模型修正技术发展迅速,各种新理论在该领域得到广泛应用。根据修正目标的不同,可以分为直接修正技术[6-7]和参数修正技术[8-9]。与传统的直接修正技术相比,参数修正技术由于修正后物理意义明确,在工程实践中普遍采用。1976年,Stentson等[10]确定了模态参数以及变体积结构参数,计算出修正后的有限元模型的刚度矩阵和质量矩阵;1985年,Kabe等[11]做了进一步研究,保留了修正后的计算模型刚度矩阵,但这种方法只适用于自由度较少的系统;后期,Friswell、Mottershead等[12-13]对

收稿日期:2022-09-14 **基金项目:**国家级研究项目、辽宁省教育厅面上项目(JYT2020053)、沈阳航空航天大学博士启动基金(19YB39)资助
作者简介:付鹏哲(1986),女,硕士,高级工程师。

引用格式:*付鹏哲,赵迪文,刘玉.航空发动机机匣螺栓连接结构简化模型修正[J].航空发动机,2024,50(3):98-102.FU Pengzhe,ZHAO Diwen,LIU Yu. Simplified model updating of bolted connection structure of aeroengine casing[J].Aeroengine,2024,50(3):98-102.*

参数模型修正技术进行了更加细致地研究，极大地推动了设计参数修正技术的发展；任伟新等[14]研究了基于2阶响应法的结构静力学有限元模型修正方法；邓苗毅、马双超[15-16]以2跨连续梁结构为研究背景，验证了模型修正的计算效率，获得了高精度的仿真计算模型。总之，基于响应法的有限元模型修正是在修正理论的基础上结合统计理论发展起来的，具有较高的修正精度，并且提高了计算效率。但是在修正优化迭代的过程中，需要不断地调用仿真模型，每进行一次优化，就要调用一次仿真模型，当涉及多参数目标进行动力学优化时，所需时间长、计算量大、动力学特征不明显等问题凸显。为此，提高动力学模型修正的效率受到极大关注。

本文以航空发动机机匣为对象，基于动力学模型修正的基本原理，对模型根据刚度矩阵以及模态信息的动力学关键因素进行动力学特征简化，提出了一种适用于动力学模型的修正方法。

1　基于实测数据的参数型响应面修正方法

1.1　试验模态信息的有效提取

在对模型进行修正之前，首先要提取并分析各阶模型的实测模态信息。模态信息的提取一直是动态试验的关键，科学合理的提取方法是决定修正结果的关键。在以往的模态测试过程中，悬挂位置的选择对测试结果有重要影响。可以采用有效独立性方法来考虑测点的响应幅度[17]

$$E^{a}_{n\times n} = E_{n\times n}\mathrm{diag}(\overline{A}) \tag{1}$$

$$\overline{A}(j) = \sum_{r=1}^{m}\varphi_{jr}^{2} \tag{2}$$

式中：E为候选测点对结构模态矩阵线性无关性的有效独立分配矩阵；$\overline{A}$为前m阶模态平均加速度响应；φ_{jr}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。

试验模型与分析模型的近似程度采用模态置信准则MAC（modal assurance criterion，记为M_{ac}）

$$M_{\mathrm{ac}}(\varphi_{\mathrm{e}},\varphi_{\mathrm{a}}) = \frac{\left|\varphi_{\mathrm{e}}^{T}\varphi_{\mathrm{a}}\right|^{2}}{(\varphi_{\mathrm{e}}^{T}\varphi_{\mathrm{e}})(\varphi_{\mathrm{a}}^{T}\varphi_{\mathrm{a}})} \tag{3}$$

式中：φ_{e}、φ_{a}分别为试验和计算振型向量。

M_{ac}值介于0和1之间，M_{ac}值越大，表示二者相关性越好。

1.2　模型修正方法

本文中的模型修正方法基于模态置信准则（MAC）进行研究，提取试验模态实测数据和有限元模型（力学简化模型）的模态信息，通过调整力学简化模型的结构参数（弹簧单元弹性系数K以及质量单元质量系数M），以2类参数（K、M）为修正对象，通过商用软件ANSYS提取典型螺栓连接结构简化力学模型的模态信息，通过商用软件构造目标函数，使M_{ac}的值在残差较小的前提下达到最大，即

$$g = \min_{x_1\leqslant x\leqslant x_u}\left\|W_i R(x)\right\|_2^2 \tag{4}$$

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

式中：g为目标函数；x为结构参数；W_i为加权矩阵；f_e和f_a分别为结构试验模态和有限元分析模态振型向量；R为残差；x_l和x_u分别为结构参数的上限和下限。

模态振型相似度可由模态置信度M_{AC}值表示，根据试验测试和有限元模型计算识别出的模态振型构造目标函数

$$g(x) = \sum_{i=1}^{m}Y_i\left(\frac{1-\sqrt{M_{ac_i}}}{M_{\mathrm{AC}\,i}}\right)^{2} \tag{6}$$

式中：M_{ac_i}为第i阶模态分析模型与实测模型的相关程度；Y_i为第i阶模态分析对应权重系数。

2　典型螺栓连接结构有限元分析

2.1　有限元实体模型建立

基于ANSYS建立有限元实体参数化模型，如图1所示。设置实际的螺栓连接接触特性，设置一端约束，一端对端面设置钢化平面并对钢化平面中心点施加集中载荷为边界条件，提取出刚度曲线，为后续简化模型提供数据支持。

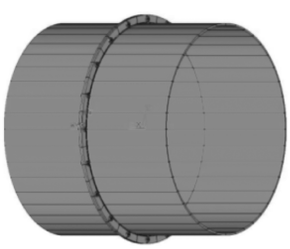
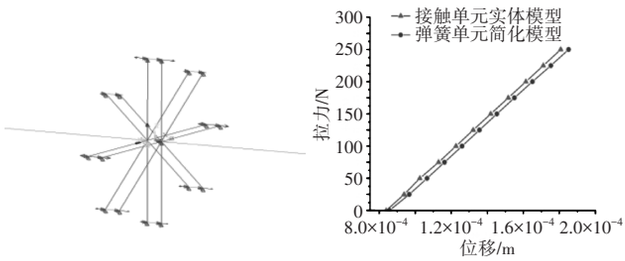


图1　实体参数化模型

2.2　有限元等效简化模型建立

根据实体模型中提取出的止口部分刚度特征参数建立了等效的简化模型，如图2所示。用2个钢化平面模拟法兰安装边，每个螺栓分别用2个弹簧14单元和1个弹簧39单元来等效模拟螺栓连接结构，进行相同的边界条件设置，施加相同的轴向载荷，模拟螺栓线性刚度，以加载点轴向位移作为横坐标，简谐载荷为纵坐标，得到的简化模型（图2）及其施加轴向载荷条件下的位移曲线，存在明显的线性刚度特征，实体模型刚度系数为1433.3 N/m，2条曲线基本重合，这



(a) 简化模型 (b) 位移曲线

图2 简化模型及其位移曲线

与实体模型与分析简化模型的刚度特征相一致。

2.3 简化模型模态分析

根据上文中的模型简化方法对有限元模型进行结构简化，然后通过模型修正缩小分析模型与实测模型之间的误差。简化模型在“自由—自由”状态下机匣的前5阶分析模态振型见表1。

表1 简化模型前5阶分析模态振型

位置	第1阶振型	第2阶振型	第3阶振型	第4阶振型	第5阶振型
1	1.956	0.1506	−1.628	−0.1697	3.257
2	3.595	0.277	−2.971	−0.3184	6.043
3	3.597	0.2772	−2.973	−0.3186	6.047
4	4.679	0.3613	−3.83	−0.4239	7.938
5	5.101	0.3993	−4.107	−0.471	8.65

3 机匣典型螺栓连接结构模态试验

3.1 试验件和试验系统

3.1.1 圆筒试验件设计

圆筒总长度400 mm，直径为210.5 mm。螺栓数为20个，螺栓使用MJ6螺栓，螺栓间距、螺栓在安装边上的径向位置等与安装边真实结构相近。圆筒试验件如图3所示。

图3 圆筒试验件

3.1.2 圆筒试验模型建立

试验系统采用LMS SCADAS振动测量和分析系统及其配套的商用软件，为了更好地模拟圆筒试验模型的自由边界条件，采用2根柔性绳子将圆筒模型悬挂起来，在测点61处粘贴1个加速度传感器，圆筒试验件边界条件如图4所示。

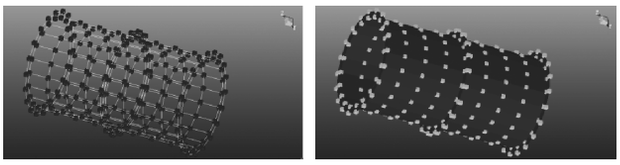
图4 圆筒试验件边界条件

使用锤击法进行模态试验，获得圆筒螺栓连接结构的自由振动频率和振型。根据圆筒划分280个测点，基于柱坐标系建立试验的测试模型，280个测点的位置坐标数据见表2。

表2 圆筒试验件位置坐标数据

测点编号	XYZ坐标值		
	径向X/m	周向Y/(°)	轴向Z/m
1	0.1232	0	0
2	0.1232	18	0
3	0.1232	36	0
4	0.1232	54	0
5	0.1232	72	0
6	0.1232	90	0
7	0.1232	108	0
8	0.1232	126	0
9	0.1232	144	0
10	0.1232	162	0
…	…	…	…
271	0.1232	180	0.4
272	0.1232	198	0.4
273	0.1232	216	0.4
274	0.1232	234	0.4
275	0.1232	252	0.4
276	0.1232	270	0.4
277	0.1232	288	0.4
278	0.1232	306	0.4
279	0.1232	324	0.4
280	0.1232	342	0.4

将280个测点坐标输入到模型，建立模块的柱坐标系中，再将各测点连成线、线连成面，最终完成试验模型的建立，如图5所示。



(a) 点线模型 (b) 线面模型

图5 圆筒试验件点线、线面模型

3.1.3 试验参数设置

为了减少噪声信号的干扰，提高测试精度，可以在LMS测试的采集和分析过程中采用加窗的方法。在试验敲击测点前，需要在系统中设定的参数如下：带宽频率为4096 Hz；谱线数量为8192条；采样时间为2 s；频率分辨率为0.5 Hz；每个测点的敲击次数为3。

3.2 模态试验

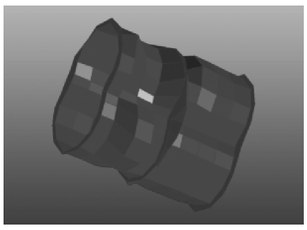
在试验过程采用商用软件的Impact Testing模块进行圆筒试验件的数据采集，提取出带宽范围内所关心的模态主振型。

圆筒试验件在100%预紧力下前5阶模态固有频率见表3。

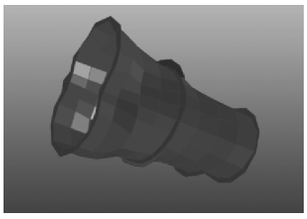
表3　圆筒试验件在100%预紧力下前5阶模态固有频率

试验件阶次	1	2	3	4	5
固有频率/Hz	408	450	999	1055	1407

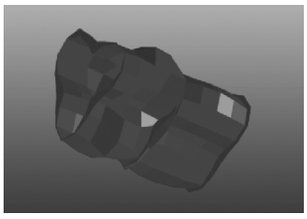
圆筒试验件在100%预紧力矩下结构的前5阶模态主振型如图6所示。



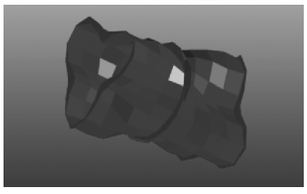
(a) 第1阶模态主振型



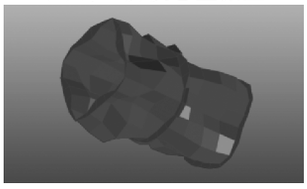
(b) 第2阶模态主振型



(c) 第3阶模态主振型



(d) 第4阶模态主振型



(e) 第5阶模态主振型

图6　圆筒试验件在100%预紧力矩下结构的前5阶模态主振型

3.3　模态结果相关分析

对试验、实体模型和简化模型模态分别进行振型提取，得出试验振型与修正前的有限元简化振型、以及有限元实体模型振型见表4，计算得出简化模型与试验振型和实体模型的相关程度M_{AC}值见表5。

表4　试验振型、简化模型、实体模型的相关程度

阶次	试验数据轴向不同测点振型				
1	−0.86	−1	−0.99	−0.65	−0.43
2	4.642	8.664	8.67	11.42	12.42
3	14.82	23.25	23.26	25.83	25.43
4	1.358	1.146	1.145	0.004	−0.83
5	1.013	1.874	1.875	2.453	2.657
阶次	简化模型轴向不同测点振型				
1	1.956	3.595	3.597	4.679	5.101
2	0.15	0.277	0.277	0.361	0.399
3	−1.62	−2.97	−2.97	−3.83	−4.10
4	−0.16	−0.31	−0.31	−0.42	−0.47
5	3.257	6.043	6.047	7.938	8.65
阶次	实体模型轴向不同测点振型				
1	−0.60	−0.695	−0.688	−0.45	−0.296
2	3.254	6.069	6.074	7.999	8.699
3	10.37	16.28	16.28	18.08	17.80
4	0.96	0.81	0.806	0.007	−0.57
5	0.71	1.316	1.317	1.722	1.864

表5　修正前振型相关程度阶次简化模型与试验数据M_{ac}/%

阶次	简化模型与试验数据 M_{ac}/%	简化模型与实体模型 M_{ac}/%
1	78.47	87.52
2	71.87	83.66
3	80.30	79.55
4	74.58	71.84
5	60.34	89.88

分析可知，简化模型与试验模型和实体模型之间均存在较大的差别，这可能是由于在动力学模型简化的过程中，改变了结构参数导致的误差，也说明试验数据因为采样点布置密度及振型提取等原因也存在较大误差，因此为了提高简化模型精度，尝试采用实体模型模态结果代替试验模态结果进行简化模型修正的方法，依据实体模型振型对简化模型进行修正。

4　机匣螺栓连接结构模型修正

4.1　修正参数的选择和修正过程

由上文的分析结果可知，模型的简化对于模态的准确性造成了较大的影响。模态影响因素的研究表明，影响模态的主要因素包括材料属性、结构特征、约束条件以及连接刚度。对模态的主要影响则体现在对振动方程中质量矩阵[$\boldsymbol{M}$]和刚度矩阵[$\boldsymbol{K}$]的影响，因此把力学简化模型的结构参数（弹簧单元弹性系数K以及质量单元质量系数M），以2类变量参数为修正对象，以实体模型振型为基准，以式(4)为准则，构建目标函数，对目标函数响应面拟合结果如图7所示。得出当目标函数在区间内取得最值时对应的变量参数，即为修正后的结构参数。

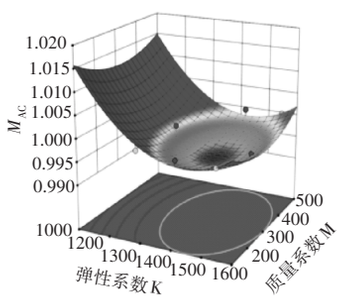


图7　响应面拟合结果

分析响应面结果可知，单阶模态置信度M_{ac}随着弹簧单元系数K和质量单元质量M在最低点周围呈现等高特性，单阶模态置信度在0.993～1之间进行预测，能够成功预测弹簧单元系数K和质量单元质量M在变化过程中对应的单阶模态置信度有良好的预测性能。

4.2　修正结果分析

简化模型修正前后与实体模型模态的相关性见

表6。经分析可知,修正简化模型计算振型与实体模型振型的相关性较修正前有了较大的提高。

表6 简化模型修正前后与实体模型模态的相关性 %

阶次	修正前M_{ac}	修正后M_{ac}
1	87.52	94.67
2	83.66	95.23
3	79.55	97.12
4	77.84	94.77
5	89.88	96.44

修正后的简化模型与实体模型在前5阶的模态的振型仍然有一定的差别,误差在6%之内,因此如何更有效地简化动力学模型以及更科学地提取模态信息仍需要进一步深入研究。

5 结论

(1)基于参数响应面优化方法,利用航空发动机机匣振动模态实体振型数据,对机匣螺栓连接结构的有限元简化模型进行了修正。修正后各阶计算振型与实体模型的相关性较修正前有了较大提高。

(2)本文动力学简化模型结构简单,计算方便,具有良好的动力学特征,并且参数型修正方法可以避免对模型进行多次调用,提高了简化模型修正的效率。但修正后的有限元简化模型计算结果与前5阶模态的实体模型振型结果仍有约6%差异。

在试验过程以及模态信息的提取过程中仍存在一定的误差,如何更有效地简化动力学模型以及更科学地提取模态信息仍需进一步研究。

参考文献:

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

[2] Imregun M, Sanliturk K Y, Ewins D J.Finite element model updating using frequency response function data: II case study on a medium-size finite element model[J].Mechanical Systems , Signal and Processing,1995,9(2):187-202.

[3] Mares C, Friswell M I, Mottershead J E.Model updating using robust estimation[J]. Mechanical Systems , Signal and Processing, 2002, 16(1):169-183.

[4] Wang W Z, John E M, Christopher M S, et al. Patterson, shape features and finite element model updating from full-field strain data[J]. International Journal of Solids , Structures and Processing, 2011, 11(12):1644-1657.

[5] Levin R I, Lieven N A J.Dynamic finite element model updating using neural networks[J].Journal of Sound , Vibration and Processing, 2011, 210(5):593-607.

[6] Berman A,Nagy E J.Improvement of a large analytical model using test data [J].AIAA Journal,1979,21(8):1168-1173.

[7] Baruch Y B , Itzhack M. Optimal weighted orthogonalization of measured modes[J]. AIAA Journal, 1978, 4(16): 346-351

[8] Mares C,Mottershead J E,Friswell M L.Result obtained by minimizing natural-frequency errors and using physical reasoning[J]. Mechanical Systems and Signal Processing,2003,17(1):39-46.

[9] 武威. 螺栓联接薄壁机匣结构刚度计算方法研究[D]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2014.
WU Wei. Study on structural stiffness calculation method of thin - walled casing connected with bolts[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University.2014.(in Chinese)

[10] Stentson P. Inversion of first perturbation theory and its application to structural design[J]. AIAA Journal, 1976, 4(14): 1126-1131

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

[12] Mottershead J E, Mares C, Friswell M I. Selection and updating of parameters for an aluminum space-frame model[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2000, 14(6): 923-944.

[13] Mottershead J E, Michael L, Friswell M I. The sensitivity method in finite element model updating: a tutorial[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25(7): 2275-2296.

[14] Ren W X, Fang S E, Deng M Y. Response Surface -based finite-element-model updating using structural static responses[J]. Journal of Engineering Mechanics,2011,137(4): 248-257.

[15] 邓苗毅,任伟新,王复明. 基于静力响应面的结构有限元模型修正方法[J]. 实验力学, 2008, 23(2): 103-109
DENG Miaoyi, REN Weixin, WANG Fuming. Method of structural finite element model modification based on static response surface[J]. Experimental mechanics,2008, 23(2): 103-109.(in Chinese)

[16] 邓苗毅,任伟新. 基于响应面方法的结构有限元模型修正研究进展[J]. 铁道科学与工程学报, 2008(3): 42-45.
DENG Miaoyi,REN Weixin.Research progress of structural finite element model modification based on response surface method[J].Journal of Railway Science and Engineering,2008(3): 42-45.(in Chinese)

[17] 马双超, 臧朝平. 某航空发动机机匣的动力学模型修正. 航空动力学报, 2013, 28(4): 878-884.
MA Shuangchao,ZANG Chaoping.Dynamic model modification of an aviation engine casing[J].Journal of Aerospace Power,2013, 28(4): 884-878.(in Chinese)

(编辑: 程 海)