

文章编号: 1006-1355(2013)06-0011-04

# 适用瞬态响应计算的火箭结构动力学模型修正方法

吕海波, 李明, 郭百森, 赵振军, 赵颖颖

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:**大型火箭结构十分复杂,其连接型式多,存在多分支结构。分析火箭结构中存在弱刚度的内—外翻边连接、螺栓点连接等典型连接型式,基于元素型法,以这些部位刚度为修正参数,开展动力学模型修正方法研究。结果表明,采用的方法能保证修正后模型的物理意义和真实性,能够适用于瞬态外激励作用下的结构响应计算,特别是内力响应计算。修正后模型的各阶模态结果和试验吻合较好,且与实际试验中瞬态响应的实测结果相比,计算具有较高精度,能够满足工程需求。

**关键词:**振动与波; 模型修正; 元素型修正方法; 动力学响应

**中图分类号:** O241.82; V414.1

**文献标识码:** A

**DOI编码:** 10.3969/j.issn.1006-1355.2013.06.003

## An Updating Method for Structural Dynamic Model Applicable for Transient Rocket Response Computation

LU Hai-bo, LI Ming, GUO Bai-sen,  
ZHAO Zhen-jun, ZHAO Ying-ying

(Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The structure of large-scale rocket is very complicated due to its different types of connections and multi-branch structures. In this paper, some typical connections, such as weak stiffness connection, flanging connection and bolt point connection, were analyzed. Based on the element method, the stiffness of these connections was selected as the updating parameters and a dynamic model updating method was presented. The results showed that the physical meanings and truthfulness of the model after the updating are reserved, and the presented method is suitable for the structural response analysis, especially for the internal force response calculation under transient excitation. The modal results of the updated model can check well with the experimental results. Compared with the measured transient response in real flight, the computation results were found to have quite high accuracy, which shows that the method is applicable for engineering design.

**Key words:** vibration and wave; model updating; element updating method; dynamic response

随着技术的进步,大型复杂结构的动力学分析计算在航空航天、建筑、汽车等各个行业得到了越来越广泛的应用。为获得准确的动力学分析结果,必须建立起高精度的结构动力学模型。但由于模型、边界的简化和结构参数的不确定性,根据图纸建立的有限元模型与实际结构存在差异,因此在工程中需通过模态试验结果对模型进行修正。

大型火箭结构十分复杂,其连接结构包括内—

外翻边连接、爆炸螺栓点连接等多种方式,且存在整流罩、喷管等多个分支结构,其模态较为复杂。在飞行过程中,在瞬态外力作用下,箭体产生剧烈的动态响应(包括内力响应),是结构设计的主要工况之一,这对动力学模型提出了较高的要求。

目前,许多学者发展了各种结构动力学模型修正方法<sup>[1-3]</sup>,大致可分为两类,即矩阵型修正方法和元素型修正方法。矩阵型修正方法以系统或子结构的总体矩阵为修正对象,一般先将质量矩阵和刚度矩阵进行摄动,再根据正交性条件或运动方程得到摄动量<sup>[4-6]</sup>。由于矩阵型修正方法改变了原矩阵的带状和稀疏性,物理意义不明确,有时会出现虚元和负刚度值,因此以矩阵元素或结构的设计参数为修

收稿日期: 2012-01-04; 修改日期: 2012-05-06

**作者简介:** 吕海波(1974-),男,北京人,高级工程师,目前从事振动工程、结构动力学研究。

E-mail: haibolu74@yahoo.com.

正对象的元素型修正方法得到了越来越多的研究<sup>[7-10]</sup>。Roy<sup>[11]</sup>认为,从修正后有限元模型的物理意义、修正后元素与矩阵以及质量阵与刚度阵之间的关联性、修正的真实性这三方面而言,元素型修正方法更具优越性。

本文基于元素型修正方法,从火箭实际结构连接特点为出发点,以弱连接处的刚度为修正参数,采用迭代法,根据模态试验的结果,对动力学模型加以修正,并对瞬态外力作用下的结构内力响应开展了分析,和测量结果进行了对比验证。

## 1 瞬态响应动力学模型修正

火箭在飞行过程中会受到突风等瞬态冲击外力作用,并产生剧烈的动态响应,在设计中需求解该工况下的各部段内力(一般以轴力、弯矩、剪力的形式给出),供结构强度计算分析使用。因此,为使所建立的有限元模型能够正确反映实际结构的动力学特性,不但要求模型的频率、振型和实际结构一致,还要求模型的质量阵和刚度阵和实际一致。

在模态试验中,由于测试技术和实际结构的限制,试验所得到的模态参数集一般是一个不完整模态集,这就会导致以实际对象的完整模态集为修正基准时,所得到的修正结果往往不是唯一的。Janter<sup>[12]</sup>的研究结果表明,对质量阵的修正也可以通过对刚度阵的修正实现。这意味着,采用不同的修正模型,虽然其位移、速度、加速度响应求解正确,但却不能保证其内力响应求解的正确性。从这个角度而言,采用元素型修正方法,从实际结构特点出发,选择恰当的修正参数,这样修正后的动力学模型才能保证其物理意义和真实性。

对于大型火箭而言,其结构部段多,连接复杂,存在诸如整流罩、发动机喷管等分支结构,其模态也较为复杂。一般对有限元模型模态影响较大的部位主要集中在部件的连接以及边界处,特别是火箭结构连接设计中经常采用的内—外翻边连接、爆炸螺栓点连接等型式以及柔性喷管接头等,对结构动态特性影响显著。此外,为安装方便或减重等目的,某些部段存在大开口,这就削弱了结构刚度,对模态有较大影响。由于在建立有限元模型时对这些边界和连接条件进行了简化,对几何模型和本构关系进行了近似,给计算带来了误差,因此在进行模型修正时,需要从实际结构出发,根据连接和边界特点,确定弱刚度的部位,以这些部位的刚度为调整参数,根据模态试验结果修正模型。在修正中一般遵循以下原则:

1) 仅修正确定的弱刚度部位的刚度阵;

2) 修正时采用从小到大,从局部到整体的顺序;  
3) 在建模时应包括所有可能的分支结构。

## 2 迭代法

在确定模型调整参数后,可采用迭代法进行模型修正。迭代法修正的核心是得到设计参数的迭代计算式,进而确定设计参数的修正量。Smith和Hutton<sup>[13]</sup>提出,先建立特征值误差与设计参数修正因子之间的关系式,通过求解使其误差最小的设计参数修正因子建立设计参数的迭代计算式。第 $i$ 阶特征值 $\lambda_i$ 的误差 $\Delta\lambda_i$ 对 $(1 \leq i \leq m, m$ 为修正的模态数)设计参数 $p_j$ 的修改量 $\Delta p_j$ 的1阶泰勒展开式可以表示为

$$\Delta\lambda = \sum_{j=1}^n \frac{\partial \lambda_i}{\partial p_j} \Delta p_j \quad (1)$$

式中 $n$ 为需要修正的设计参量数。

令 $\Delta p_j = \alpha_j p_j$ ,为满足修正参数的物理意义的要求, $\alpha_j > -1$ 。同时定义单元刚度矩阵 $K_e$ 的1阶灵敏度为 $k_{ej} = \frac{\partial K_e}{\partial p_j} p_j$ ,单元质量矩阵 $M_e$ 的1阶灵敏度为 $m_{ej} = \frac{\partial M_e}{\partial p_j} p_j$ ,由正交性条件和特征方程,上式可写为

$$\Delta\lambda_i = \sum_{j=1}^n \sum_e \frac{1}{M_i} [\phi_i^T k_{ej} \phi_i - \lambda_i \phi_i^T m_{ej} \phi_i] \alpha_j \quad (2)$$

式中下标 $e$ 表示单元矩阵, $M_i$ 为第 $i$ 阶模态质量, $\phi_i$ 为第 $i$ 阶特征向量。在工程中,一般认为火箭的质量分布是确定的,一般不进行修正,即在上式中不考虑第二项。

令 $b_i = \Delta\lambda_i$ ,  $A_{ij} = \sum_e \frac{1}{M_i} [\phi_i^T k_{ej} \phi_i - \lambda_i \phi_i^T m_{ej} \phi_i]$ ,则式(2)可写为以下矩阵形式

$$A\alpha = b \quad (3)$$

定义 $\delta = A\alpha - b$ 为式(3)的误差,当 $n > m$ 时,满足 $\delta = 0$ 的最小变化解可以通过使下述函数最小化得到

$$g(\alpha) = \sum_{j=1}^k \alpha_j^2 + \mu \delta^T \delta \quad (4)$$

式中 $\mu$ 为罚参数,Smith推荐采用下式确定

$$\mu = \frac{n}{\sum_{j=1}^n A_{jj}} \quad (5)$$

采用牛顿法可获得式(4)的最小值解,为提高计算效率,还可采用准牛顿法进行求解。在此基础上,可得到设计参数的迭代方程

$$p_j' = (1 + \alpha_j) p_j \quad (6)$$

这样即可获得修正后的设计参数。当存在非线性因素时,在每一步迭代中 $\frac{\partial K_e}{\partial p_j}$ 需进行重新计算。

### 3 算例与分析

采用上述方法对某型火箭动力学模型进行了修正,该火箭存在整流罩的分支模态。通过结构三维仿真和模态试验发现,在各部段连接面中,共有五个连接面为内—外翻边连接和点连接形式,其刚度较弱。其中内—外翻边连接结构在受到外力作用下,由于传力路线存在转折,削弱了其刚度,在承受弯曲载荷时连接面两端转角不连续,其典型结构如图1所示。而螺栓数量较少的连接面在受力过程中,连接面不能完全贴合,使得连接面刚度较弱,见图2。在按照部段真实质量分布、材料特性以及结构尺寸建立结构初步动力学模型后,以连接面刚度作为修正元素,以地面模态试验获得的频率、振型等参数作为修正目标,开展迭代计算直至动力学模型计算频率、振型与地面试验频率、振型偏差达到要求范围内。

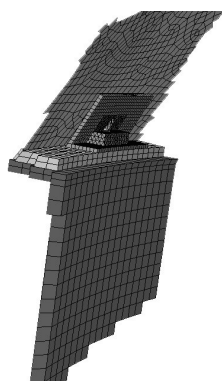


图1 外翻边连接结构

Fig. 1 Flanging connection structure

计算振型与试验振型比较如图3所示(图中 $L_0$ 为全箭长度),其MAC值见表1,可以看出动力学模型前3阶频率与地面试验频率在3%以内,振型MAC值在0.95以上,表明修正后的动力学模型具有较高的精度。同时在模态试验前,利用标定试验,在

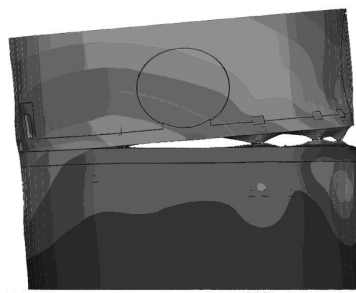


图2 点连接结构型式

Fig 2 Bolt point connection

最终获得的动力学模型计算频率与试验频率偏差见表1,振型的比较可采用振型相关性系数(MAC)来衡量,按下式计算

$$(\text{MAC})_{\text{TA}} = \frac{|\{\phi_T\}^T \{\phi_A\}|}{\sqrt{\{\phi_T\}^T \{\phi_T\} \{\phi_A\}^T \{\phi_A\}}} \quad (7)$$

式中 $\{\phi_T\}$ 为试验振型, $\{\phi_A\}$ 为计算振型。

修正后动力学模型与试验模态比较

Tab. 1 Comparison between the updated model and the experimental modals

	1 阶	2 阶	3 阶
试验频率(Hz)	6.15	9.10	12.74
修正后模型频率(Hz)	5.96	9.22	12.73
频率偏差	-3.0 %	1.4 %	-0.1 %
MAC	0.99	0.99	0.95

重要部段粘贴四向正交的应变片,通过施加弯矩载荷,测量获取应变与弯矩之间的转换矩阵,在此基础上,结合模态试验测量得到的应变值,可获得相应的弯矩结果,再通过头部归一即可得到该部位的模态弯矩。模态弯矩试验值和计算值比较见图4,二者吻合好,表明修正后模型可用于内力响应计算。

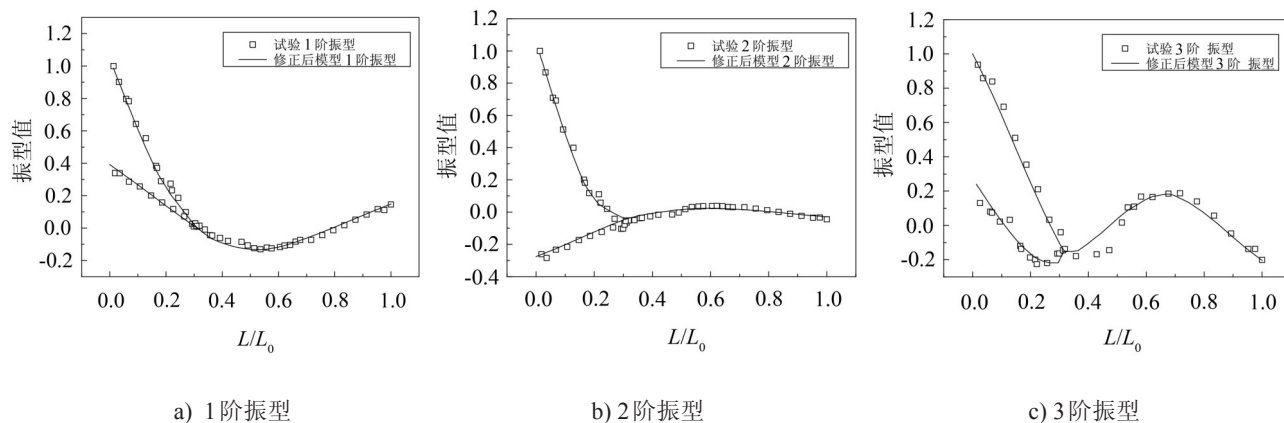


图3 修正后模型与试验振型比较

Fig. 3 Comparison between the updated model and the experimental modals



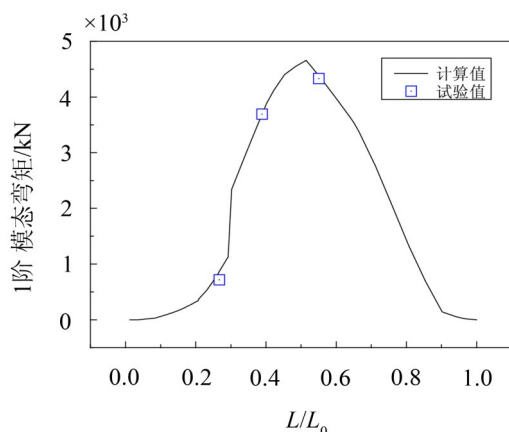


图4 1阶模态弯矩试验值与计算值比较

Fig. 4 Comparison between the first measured modal bending moment and the calculated result

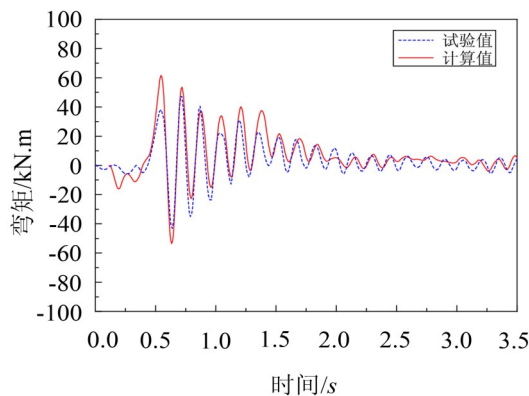
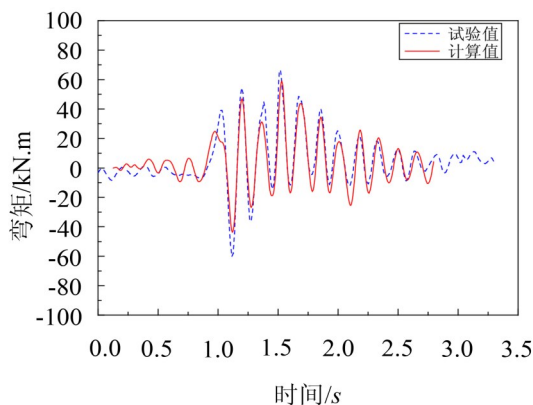


图5 弯矩响应时间历程

Fig. 5 Time evolution of bending moment

些部位刚度为修正参数的动力学模型修正方法。该方法能保证修正后模型的物理意义和真实性,能够适用于瞬态外激励作用下的结构响应,特别是内力响应计算。修正后模型各阶模态结果和试验吻合较好,且与实际试验中瞬态响应实测结果相比,计算具有较高精度,能够满足工程设计的要求。后续可在提高算法效率方面开展进一步研究,使其满足工程需要。

#### 参考文献:

- [1] 郭勤涛, 张令弥, 费庆国. 结构动力学有限元模型修正的发展—模型确认[J]. 力学进展, 2006, 36(1): 36-42.
- [2] 朱安文, 曲广吉, 高耀南, 魏震松. 结构动力学模型修正技术的发展[J]. 力学进展, 2002, 32(3): 337-348.
- [3] 魏来生. 结构有限元动态模型修正方法综述[J]. 振动与冲击, 1998, 17(3): 43-46.
- [4] Zhang Dewen, Zhang Lingmi. Matrix transformation method for updating dynamic model[J]. AIAA Journal, 1992, 30(5): 1440-1443.
- [5] Berman A, Nagy E J. Improvement of a large analytical dynamic models[J]. AIAA Journal, 1983, 21(8): 1168-1173.
- [6] Baruch M. Optimization procedure to correct stiffness and flexibility matrices using vibration tests[J]. AIAA Journal, 1978, 16: 1208-121.
- [7] 郭杏林, 高海洋. 一种基于振型正交化的元素型模型修正方法[J]. 振动与冲击, 2011, 30(6): 5-9.
- [8] 李佰灵, 荣克林. 基于响应面方法的多目标有限元模型修正技术研究[J]. 强度与环境, 2010, 37(4): 13-21.
- [9] 丁继锋, 马兴瑞, 韩增尧, 庞世伟. 结构动力学模型修正的三步策略及其实践[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 546-552.
- [10] 徐张明, 高天明, 沈荣瀛, 华宏星. 一种改进的利用频响函数进行有限元模型修正的方法[J]. 振动与冲击, 2002, 21(3): 43-45.
- [11] Roy N A, Girard A, et al. A survey of finite element model updating methods[J]. AIAA Journal, 1992, 30(7): 333-349.
- [12] Janter T, Sas P. Uniqueness aspects of model updating-procedures[J]. AIAA Journal, 1990, 28(3): 538-543.
- [13] Smith M J, Hutton S G. Frequency modification using Newton's method and inverse iteration eigenvector updating[J]. AIAA Journal, 1992, 30(7): 1886-1891.