

空载固体发动机计算与试验模态相关性分析^{*}

任 萍¹, 刘勇琼¹, 仝 猛²

(1. 航天科技集团公司第四研究院, 陕西 西安 710025; 2. 西北工业大学 自动控制系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了预测空载状态固体火箭发动机动态特性, 对其进行了模态试验, 并应用 MSC. Marc 进行了模态计算, 然后对比两者的结果, 进行了相关性分析和评估。计算得到了发动机 250Hz 以内的一阶弯曲模态和五阶呼吸模态。试验测得了发动机的三阶呼吸模态和一阶弯曲模态。比较试验测试模态和与之对应的计算模态: 固有频率相对误差均在 5% 以内; 振型相关图上的点大都分布在斜率为 1 (或-1) 的直线周围; MAC (模态置信判据) 值在 0.9 左右。说明计算与试验模态有较好的相关性, 有限元计算模型比较准确的反映了实际情况。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 有限元法; 模态分析; 试验; 相关特性

中图分类号: V435.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 05-0392-05

Correlation between the finite element and testing modal analysis of solid rocket motor

REN Ping¹, LIU Yong-qiong¹, TONG Meng²

(1. The Fourth Academy of CASC, Xi'an 710025, China;

2. Control Engineering Dept. Northwestern Polytechnical Univ. Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to get the modal parameters of an unloaded solid rocket motor, FEM modal analysis with MSC Marc was compared with test modal analysis. Then, correlation between calculated values and measured values were studied. Below 250Hz, one bending mode and five breathing modes are found with FEM. The first bending mode and three breathing modes of computation show excellent agreement with the test results, except that the 3rd and 4th breathing mode were not found with test. The difference of between the test and FEM for all nature frequencies within 5%. Correlation of all mode shapes from test and their correspondent from FEM are evaluated and MAC values are about 0.9. It shows the calculated model can simulate the dynamic characters of actual motor well.

Key words: Solid propellant rocket engine; Finite element method; modal analysis; Test; Correlation property

1 引 言

现代战术导弹采用发动机工作的主动段及发动机工作结束后的被动段工作模式, 即发动机经历发射、飞行, 药柱燃烧完后, 还要跟着导弹继续飞行一段时间, 这段时间内, 发动机为空载状态。因此, 有必要建立一个经试验验证的分析模型, 以预示发动机空载状态的动态特性。

运载火箭、航天飞机等的动态特性的研究, 可以采用理论计算与动态试验相结合的方法, 通过计算与试验的相关性分析, 验证或进一步修正计算模

型^[1~6]。文献[5]中 Taleghani B K 等用 MSC. Nastran 软件分别对四种环氧树脂石墨导弹壳体进行模态分析, 内嵌弹性体层的壳体计算与试验结果相关性很好, 但内嵌了橡胶层的壳体计算与试验结果相关性不理想, 说明其有限元模型还需进一步研究。文献[6]中对火箭仪器舱进行了试验/分析相关性研究, 其计算模型通过相关性分析得到了验证。目前, 在固体火箭发动机方面, 动态特性的研究不够。本文根据固体火箭发动机设计的需要, 对工作结束后的空载状态发动机, 进行了有限元模态计算和模态试验, 并通过计算与试验的相关性研究, 探讨空载状态发动机的动态

* 收稿日期: 2003-08-18; 修订日期: 2004-02-15。

作者简介: 任 萍 (1977—), 女, 硕士, 研究领域为固体火箭发动机设计。E-mail: renpingting@hotmail.com

特性。

2 有限元模态计算

2.1 有限元计算的材料参数与模型

壳体、前裙、封头和喷管的金属件材料采用合金结构钢,为各向同性。喷管上的非金属部件多为复合材料,从整体看是各向同性的,其材料密度相对较小,对整体模态的影响不大。材料特性见表 1。

Table 1 Material property

No.	Material	Elastic modulus/ MPa	Poisson ratio	Density/ (g/ cm ³)
1	Graphite	8700	0. 053	1. 88
2	Steel	196000	0. 3	7. 75
3	Composite	11900	0. 2	1. 5
4	Composite	20000	0. 12	1. 5
5	Composite	10787. 3	0. 26	1. 825

在有限元软件 MSC. Marc 中建立整个发动机的 3D 有限元计算模型,如图 1 所示。



Fig. 1 Meshing of the FEA model

2.2 模态计算结果

计算发动机 250Hz 以内的模态,计算结果均成对出现,与结构的轴对称特征相吻合。相同频率的模态,由于其振型的对称性,按一阶处理,其前 6 阶固有频率和形状描述如表 2。

计算的前 6 阶模态见图 2,一般来说,实际的变形是很小的,为了便于清楚看出其变形规律,图中所示的变形是按照一定比例放大的。另外采用等值线图来表示变形的相对大小。对各阶呼吸模态,从图 2 所示的轴侧视图和从喷管一端看的视图主要可看出壳体母线方向变形半波数和壳体环向的变形波数。

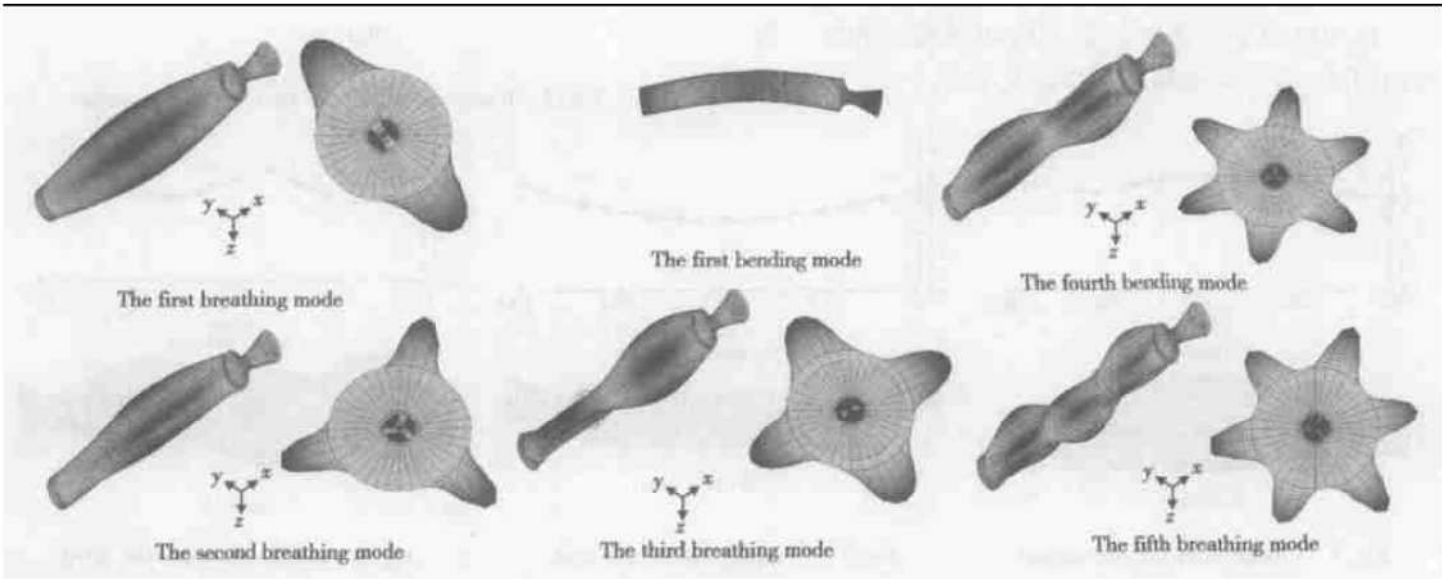


Fig. 2 Calculated mode of solid rocket motor

2.3 计算结果的分析与讨论

空载发动机首先表现为呼吸模态。一、二阶呼吸模态都表现为发动机壳体整体径向变形。空载状态发动机呼吸模态的特性是由于壁薄,结构容易径向变形造成的。空载发动机在 250Hz 以内也出现弯曲模态。弯曲模态表现为典型的一阶弯曲特征,在计算的频率范围内,尚未出现高阶弯曲模态。这是由于发动机长径比大,具有典型的梁的特征。另外,发动机壳体壁厚很薄,弯曲刚度较小,容易在较低频率出现梁

的弯曲。

3 试验模态分析

发动机试件安装示意图如图 3。两根包带捆绑发动机的前后部分,包带与橡皮绳连接,橡皮绳挂在吊钩上。将发动机悬挂起来,大致调水平,模拟自由-自由边界。

试验采用固定激励点采集各点响应的方法。激励点分别选在发动机前部和中部。试验使用 5 吨激

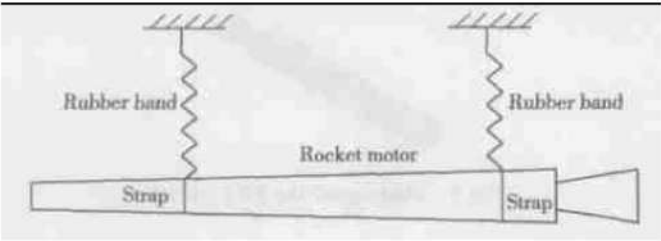


Fig. 3 Installation of solid rocket motor testing apparatus

励力力锤产生激励, 传感器采用北戴河电子研究所产 9101 振动传感器。发动机测点布置沿发动机头部至尾部过轴线的方向, 如图 4 所示。测试系统使用 702 所 DSPS 数据处理系统。传感器输出送入 DSPS-2000 模态采集与分析系统, 经电荷放大、低通滤波及程控放大, 得到传递函数后, 通过正交多项式曲线拟合法识别模态参数。

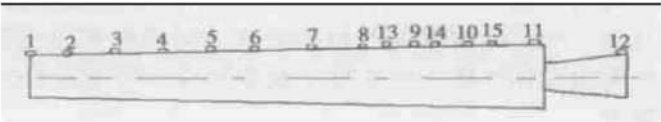


Fig. 4 Measuring points arrangement on solid rocket motor

试验得到了发动机的前三阶呼吸模态和第一阶弯曲模态, 固有频率和形状描述见表 2。

4 发动机模态计算与实验的相关性分析

4.1 振型比较

对计算振型和实验振型进行比较, 试验测得的四阶振型和与之对应的计算模态如图 5~ 图 8 所示。各图中 (a) 为试验振型, 横轴表示发动机从前裙开始的轴向坐标(单位 cm), 纵轴表示各个测试点在某自然频率下振动位移的相对值; (b) 是计算所得振型, 颜色灰度的变化表示相对变形的大小。

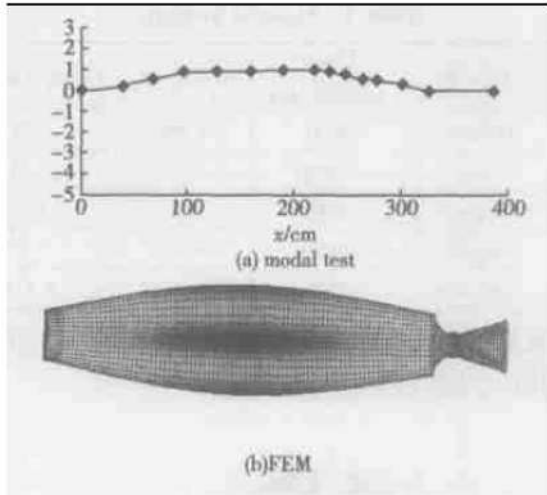


Fig. 5 Comparison for the first breathing mode

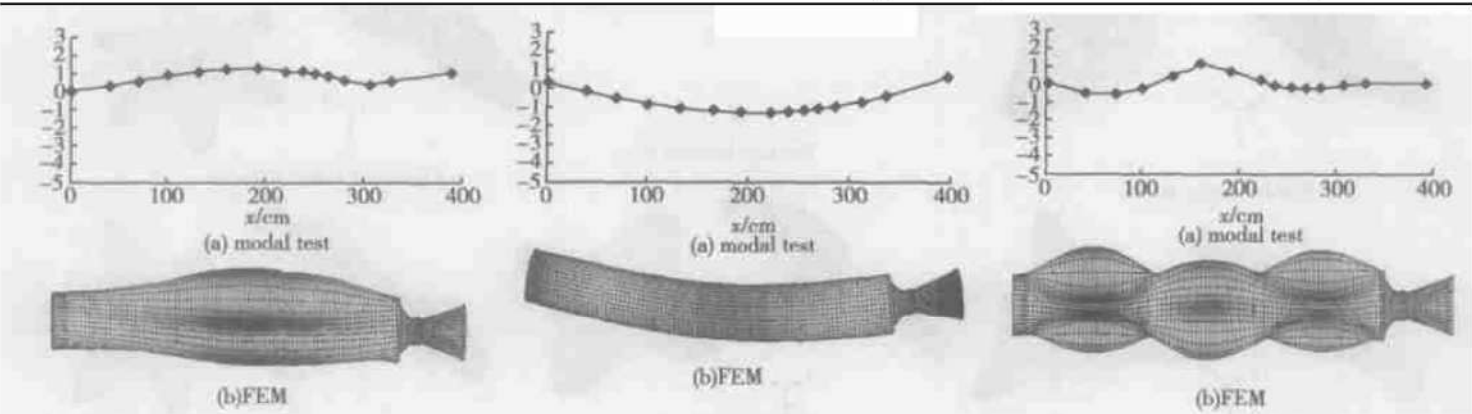


Fig. 6 Comparison for the second breathing mode

Fig. 7 Comparison for the first bending mode

Fig. 8 Comparison for the third breathing mode

4.2 固有频率比较

比较模态计算频率与试验频率见表 2, 表中 m 表示环向变形波数, n 表示母线方向变形半波数。试验测出的各阶固有频率与计算值都吻合较好, 相对误差均在 5% 以内。由表 2 还发现, 在一定频率范围内, 有限元计算模态要多于试验测得的模态。这主要是由于模态试验为了识别发动机主要模态, 仅以轴向分布的 15 个点建模, 因此, 当母线选取不当会漏掉壳体模态, 且无法反映壳体或喷管的周向振型, 有些计算模态在试验中由于测点的数量和位置的限制未反应出来。而

Table 2 Comparison for the calculated values and measured values of natural frequencies

No.	Calculated values /Hz	Measured values/Hz	Relative error/%	Mode shape
1	58. 8478	57. 14	2. 9888	$m = 2, n = 1$
2	124. 763	119. 7	4. 2297	$m = 3, n = 1$
3	141. 675	139. 7	1. 4137	First bending mode
4	146. 226			$m = 2, n = 2$
5	149. 841			$m = 3, n = 2$
6	199. 047	191. 2	4. 1041	$m = 3, n = 3$

有限元模态分析, 是对特征值求解, 是解出对应于分析频段内的全部固有频率, 包括主要和次要频率。另外, 由于理论模型的简化及边界条件模拟误差, 也造成计算结果与试验结果的偏差。

4.3 计算模态和试验模态的相关性分析

对于复杂系统和模态分布密集的情况, 仅对比其固有频率的分布是不够的, 必须进一步比较它们所对应的模态振型, 以确认各阶振型的一致性。在上两节共振频率比较和振型视觉比较的基础上, 进一步进行模态相关性分析。首先以试验模态振型向量的各个

元素为横坐标, 以计算模态振型向量的对应元素为纵坐标, 绘若干点于坐标平面, 得到试验和计算模态的相关图(Graphical correlation), 给出模态相关性定性的描述。然后用试验和计算模态相关系数(模态置信判据 MAC) 来判断其相关性。

4.3.1 计算和试验模态的相关图

根据试验时布置的 15 个测点坐标, 选取有限元模型中相近的点, 进行模型匹配。分别以这 15 个点的计算和试验振型为纵横坐标, 绘制试验和计算前几阶模态的相关图如下:

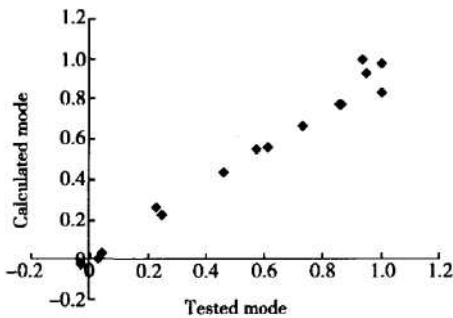


Fig.9 Correlation for the first breathing mode

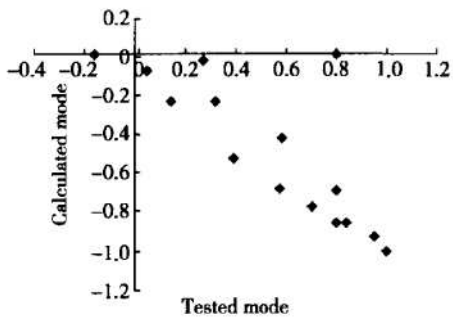


Fig.10 Correlation for the second breathing mode

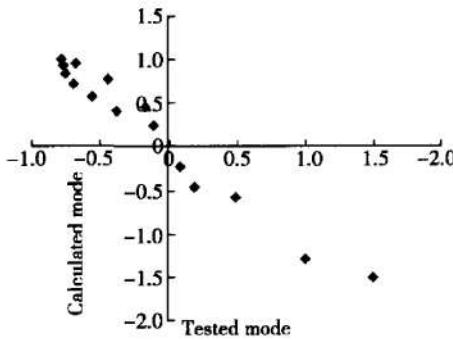


Fig.11 Correlation for the first bending mode

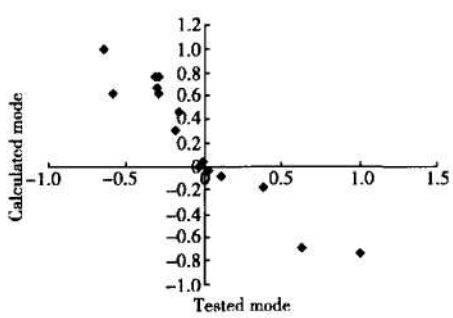


Fig.12 Correlation for the third breathing mode

相关图上的点密集并均匀的分布在斜率为 1 或 - 1 的直线周围, 可以定性的认为试验和计算结果有较好的相关性。

但二阶呼吸模态相关图中也有个别点远离斜率为- 1 的直线, 结合图 6(a), (b), 可以发现该点主要表现在喷管口一点的试验值与计算值有较大区别。试验时在喷管口布设了一个测点, 测得该点有较大的呼吸变形, 而计算得出喷管变形较小, 变形主要在壳体上。实际上喷管相对于壳体刚度较大, 呼吸振型主要表现在壳体上, 从第一阶呼吸模态也可看出, 喷管变形很小。试验测得的喷管口有较大变形可能是由于试验设备、噪声等综合作用引起的误差。

4.3.2 计算和试验模态的相关系数

试验和计算模态相关系数(模态置信判据 MAC,

modal assurance criteria) 的定义为

MAC = \frac{|\{\phi_n\}^T \{\phi_r\}|^2}{|\{\phi_n\}|^2 |\{\phi_r\}|^2} \tag{1}

式中 ϕ_n, ϕ_r 分别为第 n 和 r 阶振型向量。

前几阶模态的相关性系数 MAC 值在 Mathematica 中进行计算, 计算结果列于表 3。

Table 3 MAC value of calculated and tested mode of solid rocket motor

Test FEM	57. 14Hz	119. 7 Hz	139. 7 Hz	191. 2 Hz
58. 8478 Hz	0. 994265	0. 861797	0. 381789	0. 023914
124. 763 Hz	0. 943714	0. 967178 (0. 866096)	0. 461321	0. 0424088
141. 675 Hz	0. 446813	0. 271135	0. 964055	0. 101427
199. 047 Hz	0. 0546839	0. 0149512	3. 14928 × 10 ⁻⁶	0. 804462

对相关系数计算误差的分析:

(1) 考虑到二阶呼吸模态中, 喷管口一点值的误差较大, 分两种情况计算。除去该点, 二阶呼吸模态的计算与试验的相关系数为 0.967178; 包含该点时, 其相关系数为 0.866096。

(2) 表 3 非对角线上的表项中, 一阶模态试验值和二阶模态计算值, 一阶模态计算值和二阶模态试验值的相关系数也在 0.9 左右。从平面视角看图 5 一阶呼吸模态和图 6 二阶呼吸模态是有一定的相关性的, 但从图 2 计算模态的三维视图能清楚看到它们之间是没有相关性可言的。很明显, 这是试验仅仅沿轴线布设测点, 不能反映三维变形的结果。

(3) 第三阶呼吸模态计算与试验的相关性只有 0.804462, 主要是振型比较复杂, 在模型匹配过程中, 有限元模型上节点的选取与试验测点误差较大。

表 3 中, 对角线上的相关系数全部在 0.9 左右, 说明发动机模态计算与试验取得较好的相关性, 从而验证了计算模型, 说明理论计算结果比较准确的反映了实际情况, 所建模型比较合理, 基本上能够反映结构在一定频率范围内的动态特性。因此, 该发动机模型可以用于结构动力响应分析及结构参数修改。

5 结 论

在计算与试验模态分析的基础上, 通过固有频率、振型直观比较、振型相关图、MAC 值(模态置信判据)四方面对试验和计算结果进行了相关性分析, 得出如下结论:

(1) 计算与试验对应固有频率的相对误差在 5% 以内, 相关图上的点密集并均匀的分布在斜率为 1 或 -1 的直线周围, 计算与试验对应模态的 MAC 值在

0.9 左右, 说明计算与试验模态有较好的相关性。

(2) 相关性研究为该发动机结构改进和优化设计以及全弹控制提供了可靠的模态参数, 空载状态发动机以呼吸模态为主, 首先表现为发动机壳体整体径向变形, 在 250Hz 频率范围内也出现了一阶弯曲模态, 未发现高阶弯曲模态。

(3) 相关性研究证明了该发动机动态特性计算的分析模型是较精确的, 为进一步进行动力学研究提供了模型基础。

参考文献:

- [1] Relph Brilcharl. 航天飞机固体火箭发动机的模态判定和试验分析相关[J]. 马 丽译. 国外导弹与航天运载器, 1989, (10): 61~69.
- [2] Brillhart Ralph D. 商用大力神双有效载荷舱模态试验及模态相关[J]. 谢建玲译. 国外导弹与航天运载器, 1992, 189(1): 42~51.
- [3] Carneiro SHS. 巴西卫星发射运载火箭的模态评定[J]. 谢建玲译. 国外导弹与航天运载器, 1992, 198(10).
- [4] Mast Jeffrey R. Modal test and correlation of the castor IVA Solid Rocket Motor[C]. AIAA/ASME/ASCE/ASC Structures, Structure Dynamics, and Materials Conference, Long Beach, CA, 1998.
- [5] Taleghani B K, Pappa R S. Finite element vibration analysis and modal testing of graphite epoxy tubes and correlation between the data[R]. NASA Technical memorandum 110298, 1996.
- [6] 牟全臣, 王 聪. 火箭仪器舱试验与计算模态相关性分析[J]. 机械强度, 2001, 23(1): 85~87.

(编辑: 梅 瑛)

本刊加入台湾华艺 CEPS 中文电子期刊启事

《推进技术》期刊自 2004 年 8 月起, 加入台湾中文电子期刊——思博网 www.ceps.com.tw。思博网(CEPS)是目前台湾地区最大的期刊全文数据库, 收录台湾地区 300 余种核心期刊及部分大陆核心期刊的全文, 自此, 读者可以通过这一网址检索《推进技术》从 2004 年起各期的全文, 在一段时期后, 还可以回溯检索 5 年前历年的全文。

此外, 由于《推进技术》被 CEPS 收录, 故凡向本刊投稿者, 均视为其文稿刊登后可供思博网(CEPS)收录、转载并上网发行; 其作者文章著作权使用费与稿酬本刊一次付清, 不再另付其它报酬。

请各位继续支持本刊, 谢谢!