

某火箭发动机系统振动特性测试和仿真分析

¹董寻虎, ²张晓漫

(¹上海宇航系统工程研究所, 上海 201108; ²上海卫星工程研究所, 上海 200240)

摘 要: 从计算和试验两方面分别研究了某火箭一级发动机的振动特性。侧重介绍了模态试验和商业有限元软件在发动机振动特性快速分析中的具体应用, 以及发动机三维有限元模型如何应用于全箭有限元梁模型。计算结果和试验结果吻合较好。

关键词: 发动机; 有限元分析; 模态试验

中图分类号: V430

文献标识码: A

文章编号: (2006)01-0054-05

Dynamics test and simulation of a launch vehicle engine system

¹Dong Xunhu, ²Zhang Xiaoman

(¹Shanghai Aerospace System Engineering Institute, Shanghai 201108, China; ²Shanghai Satellite Engineering Institute, Shanghai 200240, China)

Abstract: The vibration characteristics of a first stage rocket engine were studied by simulation and test. The modal test and application of business FEM software in the fast dynamic analysis was introduced in detail. In the end the 3D Engine FEM mode was reduced to simple beam mode and the total rocket beam model was established. The result of simulation consisted with the modal test result very well.

Key words: engine; FEM analysis; modal test

1 引言

液体火箭发动机结构动力学特性对全箭振动影响较大, 目前该方面公开资料较少。为了解某型号一级发动机系统对全箭振动特性的影响, 要

求在地面进行发动机模态测试和有限元分析, 尽快给出全箭振动特性参数。整个发动机系统由两台发动机、机架和伺服机构组成, 结构较为复杂。为了快速准确地完成有限元分析, 对模态试验的测点布置、激励点选取提供参考, 采用 MSC.GS-MESHER 软件快速自动划分发动机系统

收稿日期: 2005-05-19; 修回日期: 2005-11-09。

作者简介: 董寻虎 (1969—), 男, 高级工程师, 研究领域为结构动力学分析和测试。

三维有限元网格, MSC.NASTRAN 进行模态求解。由于 MSC.GS-MESHER 强大、高质量的网格划分功能及其与 MSC.NASTRAN 的无缝连接, 为短时间内完成较为精确的有限元分析提供了保证, 此后根据试验结果对原有模型进行适当的修改, 为后续火箭全箭动力学有限元分析提供高精度的部件级模型。

另外, 由于试验中采用真实的发动机伺服机构有一定困难, 试验采用的是伺服机构质量模拟件, 其刚度较实际伺服机构大, 因而有必要通过有限元模型对其进行修正。

最后, 配合全箭的弹性振动特性分析, 将三维发动机模型缩聚为梁模型, 组合全箭分支梁模型, 按照现有工程方法, 获得了控制系统要求的全箭振动参数, 提高了计算精度。并根据工程要求, 在三维发动机模型上研究了发动机局部开口

对全箭振动特性影响分析, 有力地配合了型号研制需要。

2 有限元建模与模态测试方案

2.1 有限元模型

由于时间紧, 在没有完整发动机图纸情况下, 参照现存少量部件图纸和一个发动机装配 CAD 模型, 并考虑到计算精度, 将 CAD 图作适当简化直接划分有限元网格, 基于 MSC.GS-MESHER 软件自动生成了大部分部件的四面体 FEM 网格。少量部件如喷管和机架梁管壁较薄, 划分为体单元数量太大, 因而抽取模型中面, 手动划分为壳单元或梁单元。整个模型最后由四面体单元、壳单元和梁单元构成, 单元数约为 74 万。有限元模型参见图 1、2。



图 1 一级发动机有限元模型

Fig.1 FEM model of the first stage engine

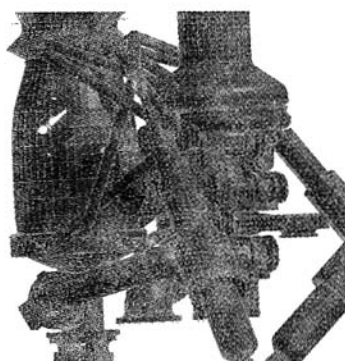


图 2 发动机部件有限元模型

Fig.2 FEM model of engine component

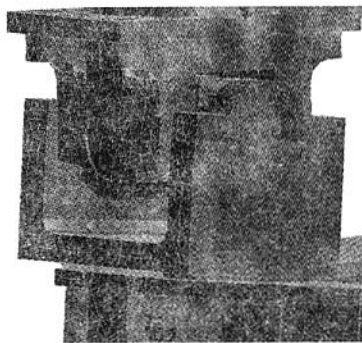
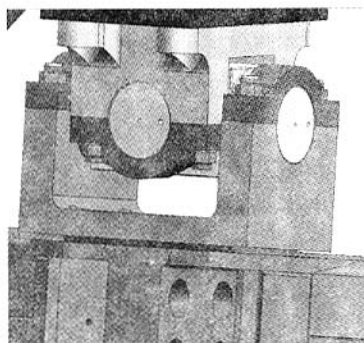


图 3 常平座 CAD 模型及其 FEM 模型

Fig.3 The CAD and FEM model of the gimbal

连接方式为机架下端八个螺钉孔和地面固定连接。常平座的自由度对整体模态影响较大,其模型如图 3 所示。发动机伺服机构和常平座均为机构,对其转动刚度采用少数节点 RBE2 方法连接,连接数目由模态试验结果修正。发动机内部部件采用质点单元模型,对于简化过程中去掉的部件质量在建模中以质点模型补偿。

2.2 模态试验测试方案

发动机机架底部 8 个箭体连接孔通过螺栓和模态试验大厅 6 吨多大圆盘连接。测量目的是获得发动机低阶弯曲和扭转特性。由于发动机刚度较大,激振器单台最大推力只有 50 磅,激励点选在喷管口,一台发动机周向 4 个测点,另一台周向两个测点,共 71 个测点,传感器每测点 2~3 个,共 169 个加速度传感器和两个力传感器,坐标系向上为 z 向,两发动机连线为 y 向,详见图 4。

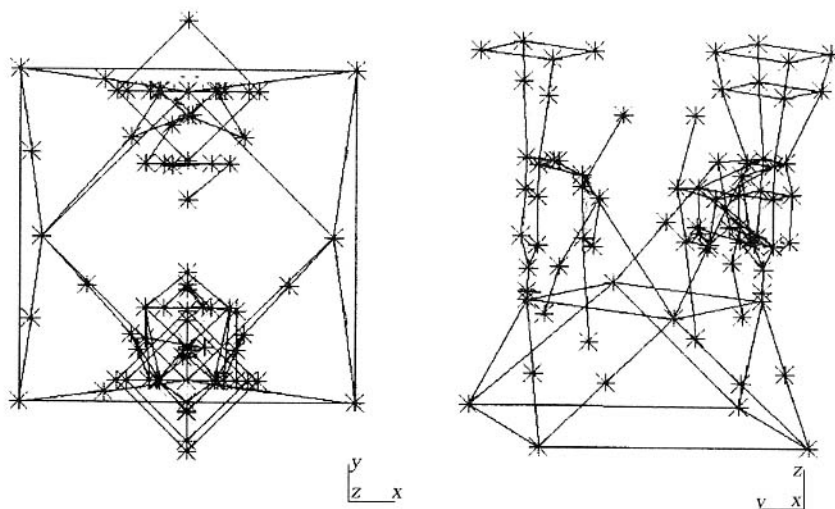


图 4 一级发动机模态试验测点布置图

Fig.4 Setting of the measure points in the engine modal test

模态试验系统由激振系统、测量系统、数据采集与处理系统及模态分析系统组成。传感器为 ICP 型加速度传感器;激振器为 MB 公司两台 50 磅电磁激振器;数采系统为美国 Nicolet 公司的 Horizon 数据采集系统和模态采集软件;模态分析软件采用美国 SDRC 公司的 I-DEAS Test。试验数据采集使用时域加 Hanning 窗,频域多帧线性平均。分析采用传递函数的频域模态分析法。

3 计算与测试结果

采用 I-DEAS Test 模态分析软件处理测量数据,图 5 为模态置信因子,表明各阶模态相互独立,其它相关品质评定参数略。

整个有限元模型的建立及计算工作在 DELL WORKSTATION 650 上完成,建模历时约两周。计算该模型的前 35 阶模态需要约 20 分钟。表 1

列出了试验和计算结果,包括模态频率、振型描述和模态阻尼比。图 6、图 7 给出了前几阶部分典型试验测试与有限元计算模态振型对比图。

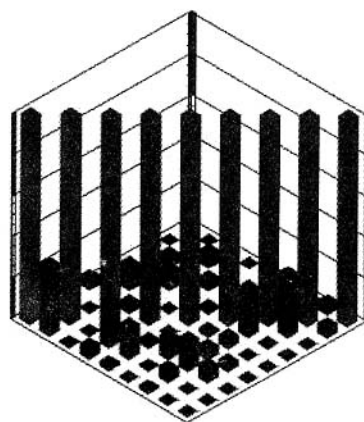


图 5 模态置信因子 (MAC) 图

Fig.5 MAC figure

表 1 模态及振型

Tab.1 Modal frequency and modal shape

模态阶次	计算频率 /Hz	试验频率 /Hz	误差百分比 / (%)	换伺服机构后频率	模态阻尼比 / (%)	振型描述
1	10.000	10.002	0.02	10.017	1.66	反向扭转
2	10.060	10.189	1.27	10.074	2.26	同向扭转
3	14.885	14.338	3.81	14.367	1.29	Y 向整体反向一阶弯曲
4	18.026	16.783	7.40	17.229	1.85	Y 向整体同向一阶弯曲
5	21.176	21.529	1.64	19.314	2.31	x 向同向一阶弯曲
6	22.377			20.163		一阶整体扭转
7	24.872	27.504	9.57	23.952	2	机架、发动机 y 向反向二阶弯曲
8	34.443			33.487		两发动机反向纵向振动

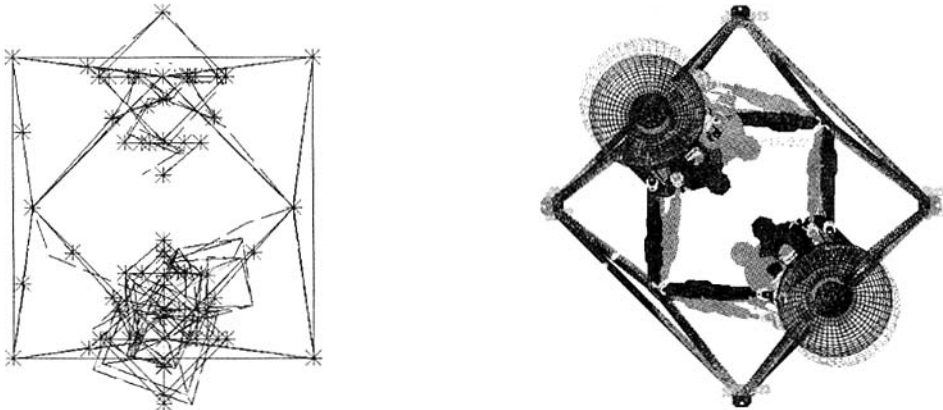


图 6 一阶模态振型（发动机反向扭转）

Fig.6 First order modal shape

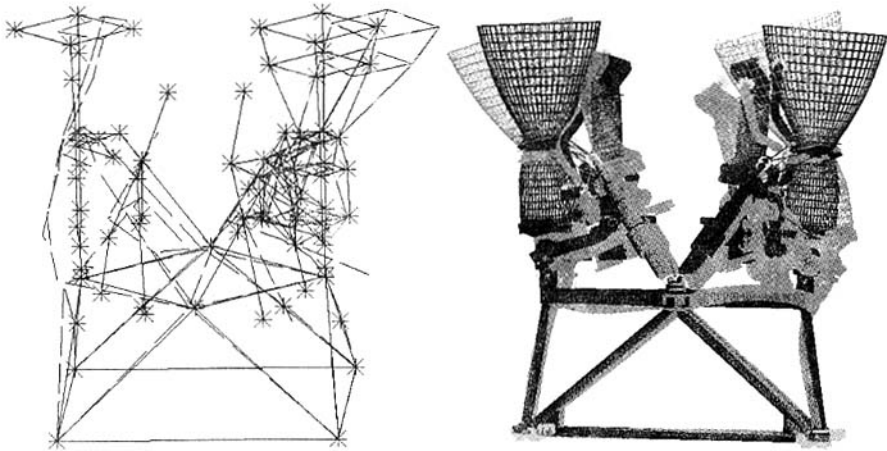


图 7 发动机 y 向二阶弯曲

Fig.7 Second order modal shape of Y direction

试验用伺服机构为模拟件, 采用了研制单位提供的伺服机构刚度测试值, 使用 BUSH 单元来建立伺服机构模型, 计算结果见表 1。该结果和模拟件结果前几阶误差很小, 可能是真实伺服机构等效刚度较大, 实际试验中伺服机构两端有一定的间隙, 尽管用软木块堵塞限位, 但木块刚度较小, 使得总刚度降低, 补偿了伺服机构模拟件刚度过大的缺陷。

由于现有火箭全箭弹性振动控制模型基本上是以梁模型为基础推导出来的, 本文所建三维发动机模型要直接应用于全箭振动参数估计有一定困难, 特别是发动机常平座处的振型与振型斜率是重要的控制参数。为此对经试验修正并更换伺服机构的发动机模型进行缩聚, 将模型进一步缩聚为工程可直接应用的分支梁模型, 保持了原来计算中发动机振型的精度。缩聚后的全箭梁模型见图 8。

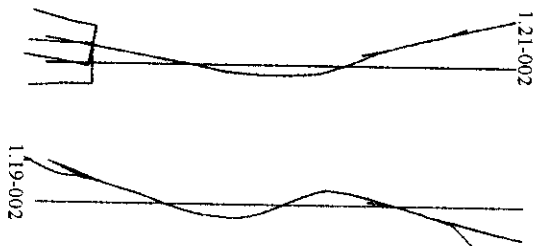


图 8 全箭梁模型一、二阶振型

Fig.8 The first and second modal shape of the rocket beam model

由于发动机分析中采用了三维模型, 因而对于发动机局部开口引起局部刚度减弱的分析相对较为准确。基于原来的三维发动机模型分析了发

动机承力座局部开口后对全箭振动参数影响分析, 较好地解决了该工程问题。

4 结果分析及展望

从上述一级发动机试验数据可以看出, 由于泵的偏心和发动机系统本身结构的复杂性, 使得动态振动多姿多态, 横向振动主要表现为 y 向一、二阶同向及反向弯曲; x 向弯曲; 发动机和泵的扭转。该试验较为完整地测试和记录了一级发动机系统振动前几阶的主要模态参数, 振型清楚, 结果可靠, 达到了本次试验目的。

各阶模态频率和振型描述表明, 模态计算结果比试验结果振型完整, 对于规模较大的一级发动机来说, 激振器能量太小, 有些模态没有激励出来。计算模态和测试模态频率和振型吻合得非常好, 总的误差均在 10%以内, 前几阶模态频率误差在 5%以内。

采用缩聚方法, 将三维发动机有限元模型缩聚为分支梁, 建立全箭梁模型, 给出了精度较高的控制用振动参数。

对于模态试验和计算结果的进一步分析, 如依据 MSC.NASTRAN 或者 SDRC-Test 软件模块进行相关分析, 基于灵敏度等方法进行模型修正是有有限元计算与模态试验结合的有效途径, 这方面工作我们也在初步开展中。

参考文献:

- [1] MSC.NASTRAN quick reference guide[CP/DK]. 2003.
- [2] MSC GS-Mesher 2003 online help[CP/DK]. 2003.

(编辑: 马 杰)