

专题——空间环境技术

虚拟振动试验与真实试验相关性分析

刘闯, 冯咬齐, 岳志勇

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 卫星虚拟振动试验是当今应用研究的前沿课题。以某中心承力筒为对象, 由设计单位提供了承力筒的分析模型和承力筒试件, 在相同的试验条件下分别独立地进行虚拟试验和真实试验, 对比两者的试验数据, 分析虚拟试验与真实试验结果的异同及其产生的原因, 对建立的振动台分析模型和虚拟试验研究方法作出评价。

关键词: 振动试验; 虚拟振动试验; 承力筒; 相关性分析

中图分类号: V417.4 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2009)04-0001-04

Correlation Analysis between Virtual and Real Vibration Test

LIU Chuang, FENGYao-qi, YUE Zhi-yong

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering Beijing 100094 China)

Abstract: Virtual vibration test is the frontier topic in satellite development. A satellite center tube was studied as an example. Finite element model (FEM) and the center tube are provided by the design department. The virtual vibration test and the real vibration test were carried out independently under the same test condition. The test results were compared and the reasons were analyzed. The FEM of the shaker and the method of the virtual vibration test were appraised.

Key words: vibration test; virtual vibration test; center tube; satellite; correlation analysis

动力学振动环境试验是考核卫星结构设计的一个重要手段, 但受到试验条件、试验对象、试验时间等的影响, 振动台试验并不能达到预期的目标。随着结构设计技术的发展, 振动台虚拟试验技术是弥补这些问题的一种有效措施, 该技术已逐渐成为新的应用研究的前沿课题^[1]。

振动试验计算机虚拟仿真分析的3个要素是: 系统、模型和计算机。振动试验仿真最关键的技术是建立正确的系统分析模型^[1]。在振动台系统分析模型中进行的虚拟试验与实际试验间究竟有多大的

差距是我们关注的问题。了解了它们之间的差距, 才能够正确评价振动台系统分析。

1 虚拟试验

1.1 振动台系统分析模型

振动台系统分析模型是以北京卫星环境研究所常用的振动台实物作为对象, 建立其有限元的模型, 如图1所示。应用空台的试验数据对模型进行了修

收稿日期: 2009-05-15

作者简介: 刘闯(1975-), 男, 黑龙江泰来人, 博士, 高级工程师, 主要从事动力学环境试验及虚拟试验研究。

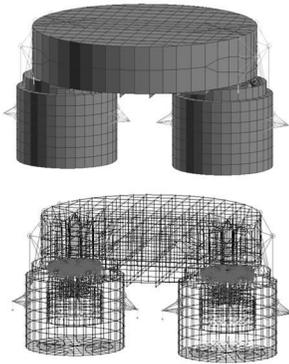


图1 振动台系统分析模型

Fig.1 Finite element model of the shaker

正,空台虚拟试验结果与试验数据符合较好。

1.2 中心承力筒有限元模型

中心承力筒有限元模型由设计部门提供,如图2所示。该模型为一个简化的模型。

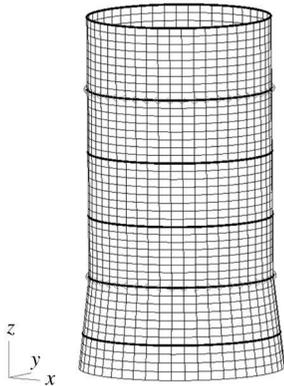


图2 某型号中心承力筒有限元模型

Fig.2 Finite element model of the center tube

- 1) 模拟东板配重、模拟中板配重、模拟西板配重均用了承力筒上的梁单元模拟;
- 2) 上下贮箱用集中质量模拟,用 MPC 与承力筒连接。

1.3 振动试验夹具有限元模型

振动试验夹具按照该中心承力筒试验设计的夹具图纸建立有限元模型,如图3所示。固支边界条件下夹具的一阶模态是 430.57 Hz。

1.4 虚拟试验分析模型

将振动台、夹具、承力筒的模型组合为虚拟试验分析模型,如图4所示,振动台与夹具、夹具与承力



图3 振动试验夹具有限元模型

Fig.3 Finite element model of the test fixture

筒间采用一组短梁单元连接。

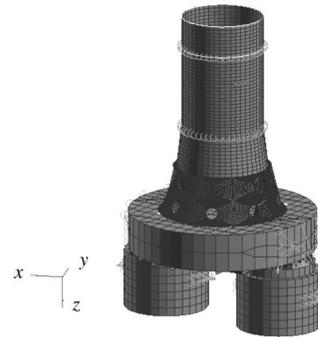


图4 振动台、试验夹具、承力筒有限元模型

Fig.4 Finite element model of the shaker, the test fixture, and the center tube

1.5 虚拟试验过程

在 MSC. Patran/MSC. Nastran 中对分析模型进行虚拟正弦扫频分析,由于采用设计部门提供的模型,所以并未考虑承力筒在高量级试验条件下的非线性情况。

正弦扫频分析的条件与真实试验的条件完全一致,图5所示的是 0.5 g 量级的试验条件。

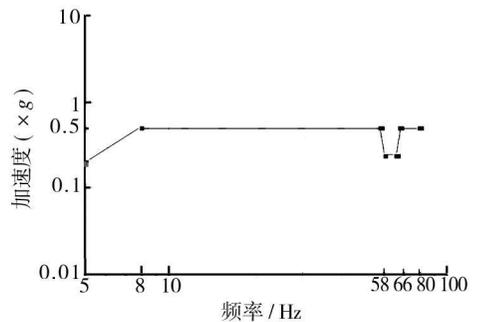


图5 0.5 g 正弦扫频分析条件

Fig.5 0.5 g sine frequency sweep vibration test condition

选取节点 63943、64231、64519、64807 为控制

点, 对模型进行分析计算, 选取分析模型与真实试验测点对应的节点计算结果与试验数据对比分析。

2 承力筒试验

2.1 试验对象

以研究中心承力筒为对象。用于正弦振动试验的试验件由中心承力筒和配重组成。

2.2 振动传感器的分布

振动传感器安装在承力筒上, 测点的位置与模型计算点的对应见表 1。

表 1 测点与计算点对应关系

Tab. 1 The test points vs. the computational points

位置	承力筒测点				外配重		贮箱配重	
测点	FA5	FA6	FA17	FA18	FA13	FA14	FA7	FA8
计算点	114198	114210	64807	64519	116011	116023	116051	116050

2.3 试验过程

承力筒试验测试的试验条件同 1.5 节的试验条件, 试验前后各做了 0.2 g 的特征级试验。记录各次试验测点的响应数值, 经过比较, 前后的 0.2 g 特征级试验数据一致, 试验测得的数据有效。

3 虚拟试验与真实试验数据对比

在分别独立地进行了试验条件相同的试验后, 统计对比试验数据, 测点的加速度响应均方根误差 δ

$$\delta = \left| \frac{\sigma_T - \sigma_A}{\sigma_T} \right| \quad (1)$$

式中: σ_T 为试验测得的加速度响应均方根; σ_A 为计算的加速度响应均方根。

由于承力筒有限元模型中用梁单元模拟东西中板的配重, 所以贴在配重外沿的测点 FA13/FA14 采用承力筒上的点代替。

3.1 承力筒 0.5 g 虚拟振动试验

根据 0.5 g 状态的控制加速度谱计算出振动台南北台激励力谱计算曲线 $I_A(f)$, 如图 6 所示。试验的南北台电流驱动曲线如图 7 所示。两者在形状

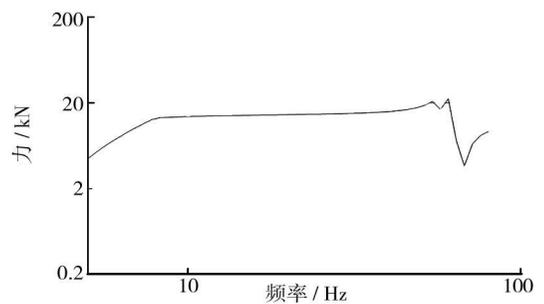


图 6 0.5 g 计算力谱曲线

Fig. 6 0.5 g computational force curve

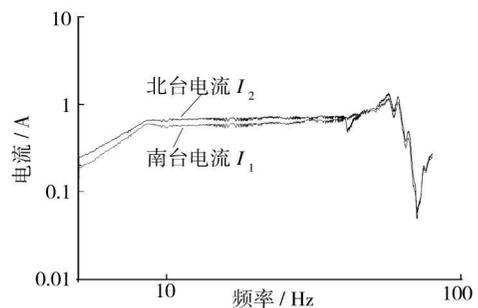


图 7 0.5 g 南北台电流驱动曲线

Fig. 7 0.5 g $I_A(f)$ curves of south and north tables

趋势上基本相同。将激励力谱加在模型上用 MSC. Nastran 进行分析计算, 得到的结果就是振动台振动试验的计算机仿真结果。

图 8 为承力筒上测点的加速度响应曲线对比。

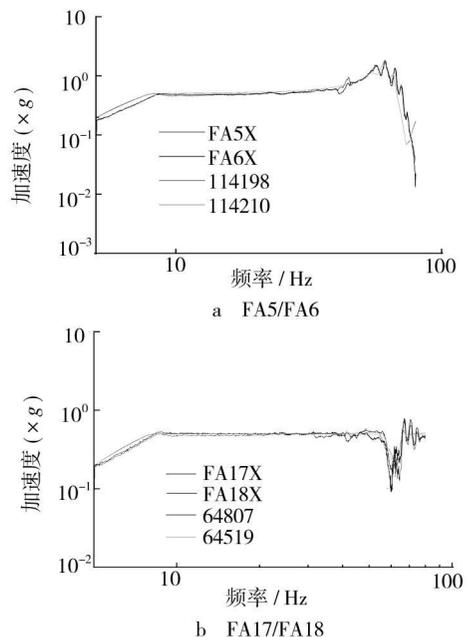


图 8 加速度响应曲线比较(0.5 g)

Fig. 8 Comparison of 0.5 g acceleration curves

图9a为外配重上测点加速度响应曲线对比。图9b、图9c是贮箱配重测点加速度响应曲线对比。

从图中可以看到,在低频段试验曲线与计算曲线比较一致,在高频段试验曲线与计算曲线误差较大。响应峰值出现的频率位置基本相同,响应峰值

大小略有不同。

3.2 承力筒振动试验误差分析

根据公式(1)计算各测点的响应均方根误差,详细数据见表2。其中误差大于20%的用加框标识。

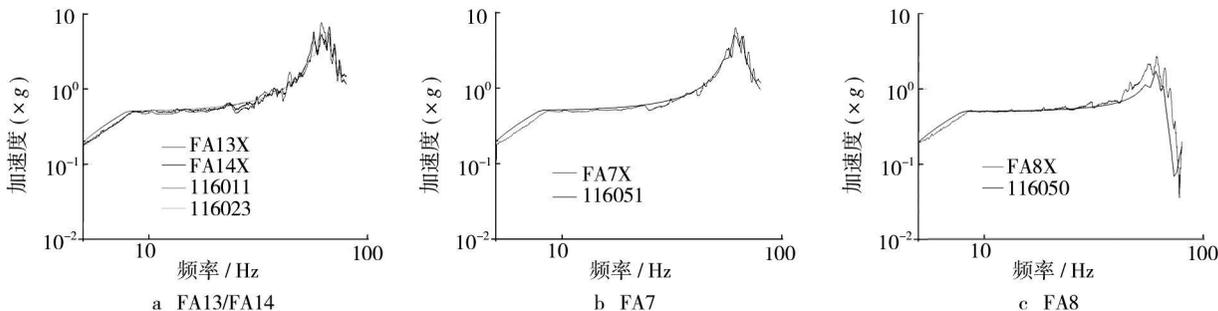


图9 加速度响应曲线比较(0.5 g)

Fig. 9 Comparison of 0.5 g acceleration curves

表2 承力筒虚拟试验误差汇总表(0.5 g)

Table 2 Error of the center tube virtual vibration test (0.5 g)

位置	测点	计算点	5 ~ 50 Hz			5 ~ 80 Hz		
			试验 σ_T / grms	计算 σ_A / grms	误差 δ / %	试验 σ_T / grms	计算 σ_A / grms	误差 δ / %
承力筒 测点	FA 5	114198	3.81810	3.95927	3.70	6.52227	6.36160	2.46
	FA 6	114210	3.71298	3.95677	6.57	6.32984	6.36401	0.54
	FA 17	64807	3.21576	3.32096	3.27	4.01172	4.14878	3.42
	FA 18	64519	3.26604	3.27084	0.15	4.06887	4.06485	0.10
外配重	FA 13	116011	5.44677	5.52721	1.48	20.50893	18.95877	7.56
	FA 14	116023	5.38062	5.52562	2.69	19.58315	18.96406	3.16
贮箱配重	FA 7	116051	4.97351	5.25617	5.68	17.19875	16.61423	3.40
	FA 8	116050	4.46409	3.95927	11.31	8.87991	6.36186	28.36

响应误差整体上在低频段(5 ~ 50 Hz)比较小,大部分响应误差在20%以内,符合预期的目标,在整个试验频段(5 ~ 80 Hz)有些偏大。

承力筒上的测点 FA5/FA6/FA17/FA18,计算的结果普遍较试验测试结果偏大,响应峰值出现的频率与试验基本一致,但峰值数值偏大,原因是分析模型所取的阻尼偏小。

外配重测点,由于试验测点为贴在配重的外侧,而分析模型因为用梁单元模拟配重,所以只能选取配重的根部节点来比较。由于外侧测点的运动加速度要大于根部测点,分析计算结果也表明试验的数据多数比计算结果偏大。

利用 MPC 将集中质量与承力筒上的节点连接在一起,从而集中质量不能按照真实的状态进行运动,其加速度要小于实际的加速度值。计算结果也表明,贮箱的试验结果大于计算结果。由于上贮箱的质量小于下贮箱,所以上贮箱的计算误差小于下贮箱的计算误差。

4 结语

通过上述分析可以看出,在由设计部门提供了比较准确的模型,并未施加任何人工的修正后,虚拟试验与真实试验的结果是比较接近的。尤其是响应

(下转第15页)

表2 两种热控涂层在质子辐照后面电阻的变化

Table 2 The change of surface resistance of two types of thermal control coatings after proton exposure

样品	辐照前 $R_{\square}/(k\Omega \cdot \square^{-1})$	辐照后 $R_{\square}/(k\Omega \cdot \square^{-1})$
1号膜	12.1	2.5
2号膜-1	70.1	19.2
2号膜-2	76.7	6.4

对比 510 所与文中的试验结果可以看出,在质子辐照下,热控材料的表面电阻率都有一定程度的下降,但 510 所使用 140 keV 质子辐照,表面电阻率下降幅度要大于文中的试验结果。

3 结语

低能质子由于射程短,能量主要沉积在材料表面,而且还能对材料原子产生位移损伤效应,因此对材料的表面性能有较大的损伤。对几种防静电热控材料样品进行了低能质子辐照试验,原位测量其太阳吸收率和表面电阻率的变化。通过对试验数据的分析,可以看出:

1) 注量为 $3.0 \times 10^{15} \text{ p/cm}^2$ 的低能质子辐照对这 3 种热控材料的太阳吸收率造成了比较大的退化,退化程度要高于高能质子的辐照结果;

2) 3 种材料质子辐照后暴露大气,ITO/Kapton/Al 和 ITO/F46/Ag 的太阳吸收率存在回复效

应,而 ITO/OSR/Ag 基本没有变化;

3) 低能质子辐照后,3 种材料的光谱反射率的变化集中在两个波段,其中一个峰值出现在可见光部分,另外一个吸收带出现在近红外波段,特别是大于 2000 nm 的波长范围;

4) 低能质子辐照后,防静电热控材料的表面电阻率都有一定程度的下降,ITO/Kapton/Al 和 ITO/OSR/Ag 两种材料的下降幅度较大。

参考文献:

- [1] 华诚生. 提高卫星热控系统的可靠性对策[J]. 中国空间科学技术, 1996, 16(4): 34—42.
- [2] MELL R J, WERTZ G E. Testing and Optimization of Electrically Conductive Spacecraft Coatings, NASA/CR-2001-211411[R].
- [3] Q/W 770-97. 卫星常用材料热物理性质手册: 热控涂层[S].
- [4] 赵春晴, 冯伟泉, 丁义刚. 热控涂层表面电阻率原位测量方法研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(2), 189—191.
- [5] 卢榆孙, 范本尧. 卫星柔性热控材料性能及其稳定性研究[J]. 中国空间科学技术, 2002, 22(6): 43—48.
- [6] 卢榆孙, 冯煜东. 柔性热控材料性能的实验方法研究[J]. 真空与低温, 2000, 6(1): 8—14.

(上接第 4 页)

峰值出现的频率点,虽然响应峰值的大小不同,但也比较接近。由此可以得出现有的振动台分析模型是比较准确的结论,该模型可以应用于以后进一步的研究工作中。目前的开环虚拟试验方法是可行的,虚拟试验的结果也具有实际应用的价值,能够准确地预测试验走势,为试验的开展提供指导和帮助。

同时也要看到试验件的分析模型的重要性。这次分析的模型虽然在模态结果上比较准确,但在一些细节的分析上还存在不足。如结果阻尼的选取,配重的模拟、贮箱的模拟等方面。即便如此已经有了比较令人满意的分析结果,相信在改进了以上的

问题后,虚拟试验的结果将会更加真实准确。

下一步将在振动台的基础上发展完成闭环的振动台试验、分析模型的修正技术以及深入研究结构非线性等问题,搭建更加完备完善的振动台虚拟试验系统,更好地为振动台试验服务。

参考文献:

- [1] 向树红, 晏廷飞, 邱吉宝, 等. 40 吨振动台虚拟试验仿真技术研究[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 375—381.
- [2] 向树红, 于丹, 晏廷飞. 卫星动力学虚拟试验的几个关键技术[J]. 航天器环境工程, 2002, 19(4): 13—22.