

整星隔振器性能及阻尼可靠性实验分析

陈阳, 方勃, 张业伟, 黄文虎

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001, cn_chenyang@163.com)

摘要: 为保证卫星成功发射,应用整星隔振方法改善卫星在升空过程中其所处恶劣的动力学环境,降低卫星由于运载火箭激励而引起振动的幅值.通过隔振器传递率特性实验,可以证明添加隔振器后卫星顶端的响应幅值比未隔振前大幅降低.添加隔振器后的随机实验表明,在随机激励下,隔振器的隔振效果可以满足发射要求.此外,通过对隔振器阻尼可靠性问题的讨论,证明在隔振器少量阻尼元件失效条件下,隔振器性能变化不大,可以满足卫星发射对隔振器的冗余性能要求.

关键词: 整星隔振; 阻尼比; 固有频率; 实验; 可靠性

中图分类号: V416.2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)01-0013-03

Experimental analysis on performance and damping reliability of whole-spacecraft vibration isolators

CHEN Yang, FANG Bo, ZHANG Ye-wei, HUANG Wen-hu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin, 150001, China, cn_chenyang@163.com)

Abstract: For the successful launching of spacecraft, whole-spacecraft vibration isolation is applied to the improvement of severe dynamic environment during launch, and the decrease of amplitude of vibration input from the launch vehicle. Experimental results of the transmissibility of vibration isolators show that the response amplitude of spacecraft with vibration isolators is much lower than that without vibration isolators. The result of random experiment shows that the requirement of launch can be satisfied. Besides, the discussion of damping reliability indicates that the performance of isolators is little changed with the failure of some dampers. The redundant property can satisfy the launch requirement.

Key words: whole-spacecraft vibration isolation; damping ratio; natural frequency; experiment; reliability

卫星在发射升空阶段,过大的振动载荷以及气动噪声等环境载荷会引起卫星失效.整星隔振对增加卫星发射成功率及提高可靠性来说,是一种直接而有效的方法.很多学者针对整星隔振进行了已经进行了大量的研究^[1-2]. Stewart 平台^[3], multi-axis 整星隔振器^[4]以及其他类型隔振器^[5]均已应用到整星隔振领域.文献[6]提出的整星隔振器在不改变火箭接口的条件下,对卫星进行隔振.

本文针对这种结构进行了研究、讨论与实验.分析了隔振器设计师最关心的刚度与固有频率的关系以及阻尼与响应的关系.并且给出了隔振器在部分元件失效下隔振器的可靠性.通过计算及实验可以看出,这种隔振器的隔振性能和可靠性可以满足实际发射的需要.

1 隔振器结构

整星隔振器与锥壳适配器连接.隔振器上板与锥壳适配器连接,下板与运载火箭连接.阻尼器与上、下板连接,通过上、下板的相对位移对阻尼器之间的粘弹性材料进行剪切.由于隔振器上下板面积均可以调节,所以可以在不修改火箭接口的条件下直接进行安装.

收稿日期: 2008-11-09.

基金项目: 国防科技工业民用专项科研技术研究项目(C4120062301).

作者简介: 陈阳(1982—),男,博士研究生;

方勃(1963—),男,教授,博士生导师;

黄文虎(1926—),男,教授,中国工程院院士.

2 动力学模型及可靠性

以卫星-隔振器耦合模型为基础建立动力学方程为

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = F. \quad (1)$$

其中： M, C, K 分别为系统质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵。 F 为激励向量。

对式(1)进行 Laplace 变换,可以得到

$$(Ms^2 + Cs + K)X(s) = F(s).$$

系统响应为

$$X(s) = H(s)F(s). \quad (2)$$

一般来说,卫星-隔振器耦合系统固有频率在发射前已经确定,而且在发射过程中不希望其发生漂移,以免造成共振.如果有元件失效,固有频率最大不应该超过一个允许范围,即固有频率界限.

$$\omega^2 \in (\omega_a^2, \omega_b^2).$$

其中： ω_a^2 为固有频率失效下限, ω_b^2 为固有频率失效上限.

此外,在共振处响应降低的幅值也是隔振器设计的一个重要问题.根据式(2),得到系统响应表达式

$$T = x_i(s) = H_i(s)F(s).$$

其中： $x_i(s)$ 为坐标 i 处的响应, $H_i(s)$ 为传递矩阵 $H(s)$ 的第 i 行.

根据文献[7]提出的可靠性计算方法,定义状态函数 $g(X)$ 为

$$\begin{cases} g(X) \leq 0, & \text{失效状态;} \\ g(X) > 0, & \text{安全状态.} \end{cases}$$

其中： X 为初始随机向量.

以固有频率为目标的状态函数为

$$g_1(X) = ((\omega_b^2 - \omega_a^2)/2)^2 - (\omega^2 - (\omega_a^2 + \omega_b^2)/2)^2.$$

以共振处响应降低幅值为目标的状态函数为

$$g_2(X) = r - T.$$

其中： r 为幅值降低指标.

根据四阶矩方法^[8]可以得到状态函数的可靠度及灵敏度.

由于耦合系统固有频率和降低振动幅值需要同时满足,所以需要同时考虑二者之间关系.将固有频率和降低幅值组成系统,系统可靠性及灵敏度计算表达式如下:

$$R = \prod_{i=1}^l \left[1 - \prod_{j=1}^n (1 - R_{ij}) \right],$$

$$\frac{DR}{DX} = \sum_{i=1}^l \left\{ \sum_{j=1}^n \left[\frac{DR_{ij}}{DX} \prod_{m=1}^n \frac{(1 - R_{im})}{(1 - R_{ij})} \right] \right\}.$$

$$\left. \frac{\prod_{k=1}^l \left[1 - \prod_{j=1}^n (1 - R_{kj}) \right] \right\}}{1 - \prod_{j=1}^n (1 - R_{ij})}$$

其中,可靠度 R 的下标对应状态函数 $g(x)$ 的下标.

3 隔振性能实验分析

一般来说,航天器出厂之前都需要进行很多次实验,以证明其性能.以图1所示模型为基础,建立实验模型来验证隔振器是否满足实际发射需要.通过对整星隔振器底端施加激励来验证隔振器的隔振效果,图1所示为实验模型所测隔振器底端及卫星的响应曲线.隔振器底端到卫星的传递率,应用 LEVY 法^[9]对采集的频域数据进行分析,并得到结果,如图2所示.

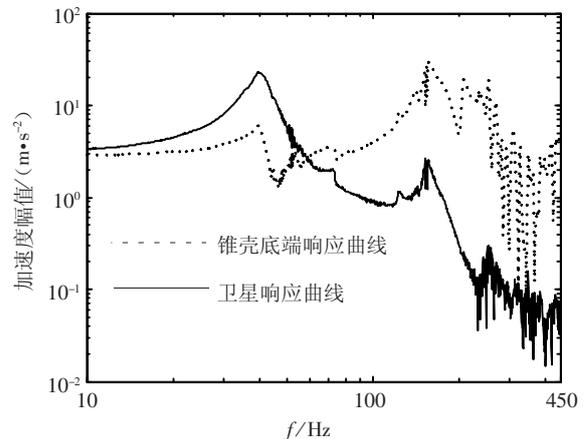


图1 响应曲线

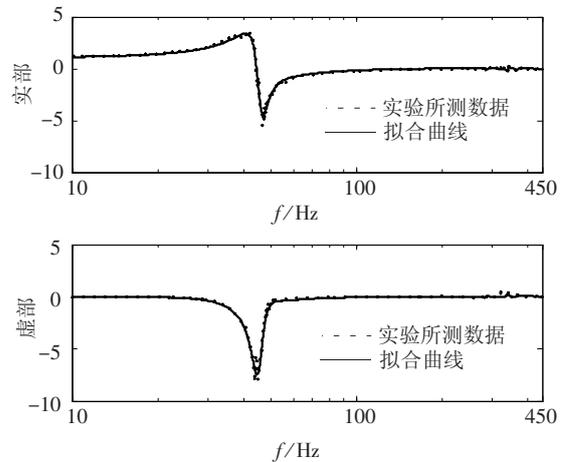


图2 频响函数曲线拟合结果

经过数据拟合,可以得到,一阶固有频率时,模态阻尼比可以达到 6.390 1%.隔振后与未隔振的传递率可以通过图3进行对比.图3中,坐标采用对数坐标,可以看出,在不过大改变系统固有频率的同时,隔振率可以达到 58% 以上.

除传递率外,隔振器在随机激励下的隔振性

能也需要进行讨论.在隔振器底端施加随机激励,测量卫星的功率谱密度.

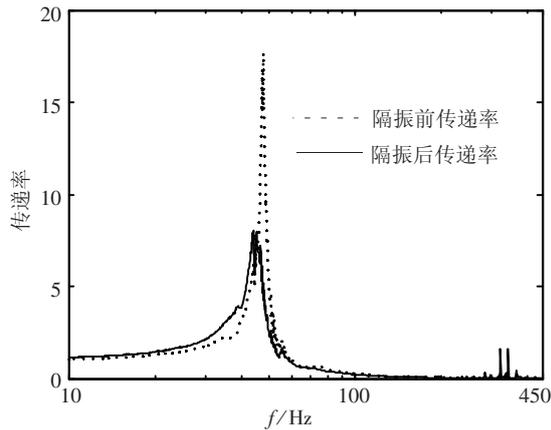


图3 隔振后与未隔振传递率对比

图4为随机实验结果.从实验结果可以看出,在低频区,振动没有得到抑制,反而放大,这与被动隔振特性有关.低频区的隔振,一般来说需要通过主动控制进行隔振.在中高频区,隔振效果非常明显,充分体现了被动隔振对中高频隔振效果好的特点.

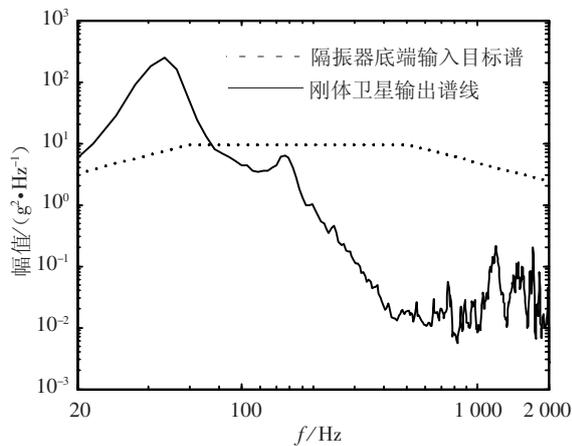


图4 功率谱密度

4 可靠性数值计算与实验分析

在讨论隔振器隔振性能后,还对隔振器的可靠性进行预估.建立两自由度动力学方程,下标1表示卫星参数,下标2表示隔振器参数,如表1所示.以表1中数据计算隔振器可靠性.阻尼器失效后的刚度、阻尼特性由 k_1, c_1 表征.当有阻尼器失效时,其失效后刚度变化范围由 k_1, c_1 公差表示.经过计算得到固有频率及隔振效果在隔振器刚度及阻尼部分失效情况下的可靠度,以及二者组成系统的可靠度.

$$R_1 = 0.999\ 42, R_2 = 0.993\ 68,$$

$$R = R_1 \times R_2 = 0.999\ 42 \times 0.993\ 68 = 0.993\ 1.$$

表1 可靠性计算所需数据

参数	$E(x)$	$C_2(x)$	$C_3(x)$	$C_4(x)$
m_1	20 000	300		
m_2	300	20		
c_1	1 000	2		
c_2	10 000	1		
k_1	6.32×10^8	417		
k_2	2.15×10^8	164		
ω_a	169.6	0.942 4	-7.35×10^{-4}	0.152
ω_b	182.2	0.942 4	-7.35×10^{-4}	0.152
r	5	2	-3.07×10^{-2}	48.140

通过可靠度计算结果可以看出,在刚度及阻尼部分失效的情况下,隔振器仍能保持高可靠度.表2为隔振器参数对可靠度的灵敏度,通过表2可以找到对隔振器可靠度影响最大的参数.如果灵敏度为正,那么可靠度会随其增大而增大,反之减小.灵敏度的绝对值表示该参数对可靠度影响的程度.绝对值越大,其对可靠度影响越大,反之越小.

表2 灵敏度计算结果

灵敏度	$DR_1/D\bar{X}$	$DR_2/D\bar{X}$	$DR/D\bar{X}$
$\partial R/\partial m_1$	4.264×10^{-6}	-1.826×10^{-17}	4.237×10^{-6}
$\partial R/\partial m_2$	4.659×10^{-6}	-7.056×10^{-17}	4.630×10^{-6}
$\partial R/\partial c_1$		2.965×10^{-23}	
$\partial R/\partial c_2$		5.304×10^{-24}	
$\partial R/\partial k_1$	-1.371×10^{-10}	2.329×10^{-20}	-1.362×10^{-10}
$\partial R/\partial k_2$	-2.811×10^{-13}	7.282×10^{-23}	-2.793×10^{-13}
$\partial R/\partial \omega_a$	-5.578×10^{-2}		
$\partial R/\partial \omega_b$	6.630×10^{-2}		
$\partial R/\partial r$		8.824×10^{-3}	

除此之外,通过实验,也可以验证理论计算的结果.图5是一个和两个阻尼器失效时的传递率曲线.当卫星升空过程中,由于温度变化和纵向过

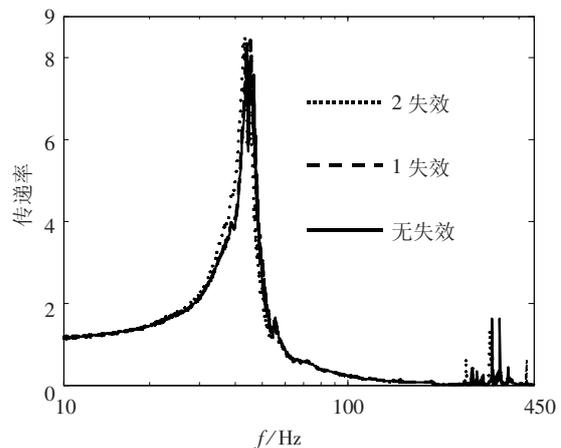


图5 阻尼器失效传递率

(下转第19页)