

文章编号 1004-924X(2015)11-3183-09

对地观测微小卫星主承力结构的优化设计与试验

魏磊^{1,2*}, 金光¹, 谢晓光¹, 张雷¹, 杨林¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:为降低对地观测小卫星单机安装点加速度响应均方根值,提出了一种使加速度响应均方根值最小化的微小卫星主承力结构拓扑优化方法。首先对整星方案进行了有限元分析,分析显示整星 Z 向某些单机安装点的随机振动加速度响应均方根值过大。对系统进行了灵敏度分析,确定了卫星主承力结构底板是影响随机振动加速度响应均方根值大小的关键因素。以卫星单机安装点的加速度响应均方根值为目标函数,以体积作为优化的约束条件,应用连续体结构拓扑优化思想对卫星有限元模型进行拓扑优化设计,得到了一种单机安装点加速度响应均方根值满足指标要求的卫星主承力结构。最后,通过有限元分析与振动试验,证明了本文所设计的小卫星主承力结构力学性能参数均满足设计要求,其中整星的星敏感器、蓄电池、电源控制器等关键器件安装点的加速度响应均方根值相比优化前分别降低了 23.3%、10.6%、11.3%,得到的结果验证了本文优化方法的有效性。

关键词:微小卫星;主承力结构;拓扑优化;随机振动;试验验证

中图分类号:V423.4 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152311.3183

Optimized design of primary load-bearing structure for earth observation micro-satellite

WEI Lei^{1,2*}, JIN Guang¹, XIE Xiao-guang¹, ZHANG Lei¹, YANG Lin¹

(1. National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

* Corresponding author, E-mail: weilei0906@163.com

Abstract: To decrease the single installation point acceleration response RMS (Root Mean Square) of a micro-satellite for earth observation, this paper presents a topology optimization method for satellite primary load bearing structure to minimize the acceleration response RMS. Firstly, the design scheme of the entire satellite is analyzed by finite element simulation. The results suggest that the acceleration response RMSs of some component installation points are too large and failed to meet the design requirements. By sensitivity analysis, it points out that the backplane is a key element for the acceleration response RMS of Gaussian random vibration. By adopting the method of topology optimization for a continuous body, the satellite model is optimized and a new model that fully meets

收稿日期:2014-12-30;修订日期:2015-02-07.

基金项目:国家 836 高技术研究发展计划资助项目(No. 2012AA121502)

the design requirements is obtained by taking the acceleration response RMS as an objective function and the volume as a restrict condition. Finally, both the finite element simulation and Gaussian random vibration are performed. It indicates that the parameters of new satellite primary load bearing structure meet design requirements, and among them, the acceleration response RMSs of some key component installation points like star sensors, storage battery and source controllers have reduced at least 23.3%, 10.6%, 11.3%, respectively. These results verify the feasibility and effectiveness of the proposed optimized topology.

Key words: micro satellite; primary load-bearing structure; topology optimization; random vibration; experimental verification;

1 引言

从上世纪 80 年代开始,小卫星技术迅猛发展。小卫星具有质量轻、体积小、成本低、周期短、功能密度高等特点,传统的卫星平台与载荷分开的设计形式^[1]已经不能适应对地观测小卫星的发展趋势。因此,国际上出现了星载一体化的设计理念,典型代表就是法国的 Pleiades 高分辨光学遥感卫星^[2]。

本文研究的对地观测微小卫星是应用星载一体化理念设计的微小卫星。星载一体化对地观测卫星的搭载载荷具有特殊性,而且其本身具有的结构紧凑、结构利用率高^[3]等特点,要求整星主承力结构具有良好的动静态力学性能,因此必须合理优化设计整星主承力结构的拓扑形式。

目前,大部分关于结构拓扑优化的研究都是基于静态力学特性参数或者频率。刘书田^[4]、刘秀敏^[5]对空间相机主反射镜分别进行了基于静力变形与柔度的拓扑优化研究;王伟之^[6]对空间相机的相机支架进行了基于一阶频率的拓扑优化研究;Diaz A R^[7]等人研究了静力变形与频率约束下的拓扑优化问题。目前,对基于结构动态力学特性参数的优化问题的研究还较少。所以,有必要展开对地观测微小卫星基于主承力结构动态力学特性参数结构优化问题的研究^[8]。

本文针对所研究的对地观测微小卫星的主承力结构单机安装点的随机振动加速度响应均方根值过大的问题,提出了一种基于随机振动加速度响应均方根值的拓扑优化方法,以降低主承力结构随机振动响应。相比于其他的优化方法,该方法可以直接寻求结构加速度响应最小的材料分布,得到最佳结构形式。该优化方法以卫星单机

安装点的随机振动加速度响应均方根值为拓扑优化的目标函数,利用 OptiStruct 软件进行拓扑优化设计^[9],得到了一种结构响应小的卫星主承力结构。有限元分析与试验显示,设计的主承力结构力学性能指标均在设计要求范围内,大部分单机安装点的加速度响应均方根值较初始结构有了很大程度的降低。本文的设计方法可以为未来其他微小卫星的设计提供一种新思路。

2 随机激励响应的基本原理

随机振动试验任一瞬时,各种频率的激励会同时作用在卫星上,因此,其瞬时的振动规律无法预测。目前多采用整个加载周期内的均值、均方根值、累计均方值和功率谱密度等统计量来研究卫星的随机振动响应^[10-11]。

单自由度振动系统受迫振动的动力学方程为:

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = x(t), \quad (1)$$

式中: m , c , k 分别表示质量, 阻尼, 刚度, $x(t)$ 为激励。

激励和相应的响应都写成复指数函数的形式, 即:

$$x(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} X(\omega) e^{i\omega t} d\omega, \quad (2)$$

$$y(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} H(\omega) X(\omega) e^{i\omega t} d\omega. \quad (3)$$

将式(2)、式(3)代入式(1), 得到式(4):

$$[-\omega^2 m + i\omega c + k] H(\omega) X(\omega) e^{i\omega t} = X(\omega) e^{i\omega t}, \quad (4)$$

其中 $H(\omega)$ 为系统的传递函数:

$$H(\omega) = \frac{1}{k - m\omega^2 + i\omega c}, \quad (5)$$

$$|H(\omega)| = \frac{1}{k \sqrt{(1-s^2)^2 + (2\zeta s)^2}} \quad (6)$$

输出的功率谱密度函数为:

$$S_y(\omega) = |H(\omega)|^2 S_x(\omega) \quad (7)$$

则输出的均方值为:

$$\psi_y^2 = \int_{-\infty}^{\infty} S_y(\omega) d\omega = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H(\omega)|^2 S_x(\omega) d\omega \quad (8)$$

其中 $s = \frac{\omega}{\omega_n}$, $\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$, $S_x(\omega)$ 为输入的谱密度函数。由式(4)~式(8)可知,只要知道输入的功率谱密度函数 $S_x(\omega)$,就可以计算得到相应的输出功率谱密度函数 $S_y(\omega)$ 与均方值 ψ_y^2 。

对于多输入的情况,同样知道输入的谱密度函数,就可以得到输出的谱密度函数,进而得到响应的均方值。

若多个激励 Q_1, Q_2, Q_3, \dots 互相独立不相关,则系统的总响应功率谱密度 $S_j(\omega)$ 等于各激励引起的系统功率谱密度之和。

$$S_j(\omega) = \sum_a S_{ja}(\omega) = \sum_a |H_{ja}(\omega)|^2 S_a(\omega) \quad (9)$$

若激励与互功率谱 S_{ab} 相关,则总的响应功率谱密度 S_j 为:

$$S_j = \sum_a \sum_b H_{ja} H_{jb}^* S_{ab} \quad (10)$$

式中: H_{jb}^* 是传递函数 H_{jb} 的复共轭, $S_a(\omega)$ 为输入的功率谱密度函数^[12-14]。

本文采用 MSC. NASTRAN 来进行随机响应分析,其把随机响应分析当作频率响应分析的后处理来进行^[15],依此功能获得随机载荷作用下的加速度响应功率谱密度曲线与均方根值。

3 卫星主承力结构优化设计

3.1 优化设计流程

整星的优化设计流程如图 1 所示。由图 1 可知,首先要对整星进行有限元分析,如不能满足动静力学性能指标,就必须进行灵敏度分析,找出影响性能指标的关键因素,对其进行有针对性的优化设计。最后通过有限元分析与试验,验证所设计方法的正确性。

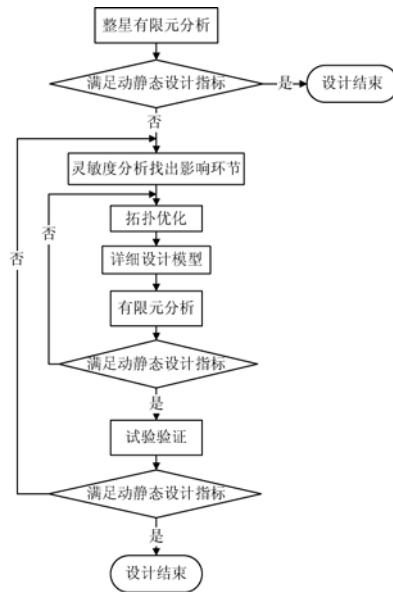


图 1 设计流程图

Fig. 1 Flowchart of optimization design

3.2 整星优化前有限元分析

本文的卫星主承力结构材料选用铝合金 7A09。振动测试条件如表 1 所示,有限元模型如图 2 所示,其中 X、Y 为整星的水平方向, Z 为整星的纵向(发射)方向。

表 1 整星振动试验条件

Tab. 1 Vibration test condition

正弦振动测试条件					
X 方向		Y 方向		Z 方向	
频率范围/Hz	加速度	频率范围/Hz	加速度	频率范围/Hz	加速度
5~8	3.91mm	5~8	3.91mm	5~8	3.91mm
8~30	1 g	8~30	1 g	8~30	1 g
30~75	1.5 g	30~70	1.5 g	30~60	2 g
75~100	0.6 g	70~93	0.6 g	60~100	1.8 g
		93~100	1.5		
随机振动测试输入条件(X、Y、Z)					
频率范围/Hz	20~150	150~830	830	1 000	
			~1 000	~2 000	
功率谱密度(g^2/Hz)	+3dB/oct	0.04	0.02	0.005	
加速度均方根值/Grms			6.21		

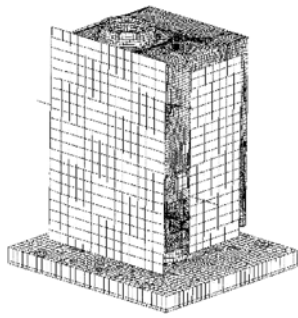


图 2 卫星有限元模型

Fig. 2 Finite element model of satellite structure

应用 Nastran 对整星进行有限元分析,分析结果如下表 2。其中正弦分析与随机响应分析是部分单机的分析结果。

表 2 有限元分析结果

Tab. 2 Results of finite element analysis

模态分析/Hz			
Y 向一阶频率	44.2		
X 向一阶频率	48.5		
Z 向一阶频率	152.16		
正弦响应分析结果			
方向	单机安装点响应/g		
	星传感器	蓄电池	电源控制器
X	12.4	15.1	13.2
Y	14.3	16.2	15.3
Z	3.3	5.4	3.9
随机振动分析结果			
方向	单机安装点加速度响应均方根值/Grms		
	星传感器	蓄电池	电源控制器
X	8.6	9.2	8.7
Y	8.9	9.8	9.4
Z	14.56	10.15	9.53

本文所研究的对地观测微小卫星单机最高可以承受 20g 的加速度响应,要求整星频率高于 35 Hz。由表 2 可以看出,整星基频、正弦响应均满足设计指标。星传感器等单机器件安装点 Z 向加速度响应均方根值的最大值为 14.56 Grms,

超出了设计指标 12 Grms,所以必须减小单机安装点的 Z 向加速度响应均方根值。通过灵敏度分析发现,主承力结构底板对整星结构动态响应的影响最大,所以优化主承力结构底板的拓扑结构形式是解决本文卫星随机振动响应过大的关键。

3.3 卫星主承力结构底板的拓扑优化设计

拓扑优化大多基于柔度理论建立优化响应函数,柔度是结构的应变能,可以认为其是结构刚度的倒数。优化过程中,以加权柔度最小为条件,优化主承力的结构形式,从而提高结构的基频^[5]。对于卫星来说,除了基频还有其他的动态特性要求,其中随机振动加速度响应均方根值就是一个重要的动态性能参数。本文选择以随机振动加速度响应均方根值为目标函数,采用拓扑优化方法优化卫星主承力结构底板的结构形式,从而直接地降低整星单机安装点的加速度响应均方根值。图 3 为拓扑优化的基本流程。

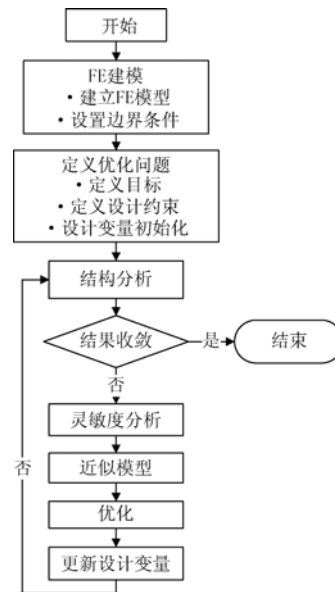


图 3 拓扑优化流程

Fig. 3 Flowchart of topology optimization method

3.3.1 设计变量

如果以整星的有限元模型进行拓扑优化设计,则计算效率低,因此必须简化整星模型。将整星除主承力结构底板、对接环外的所有结构件简化为一个质量点 $M(\text{kg})$,且尽量保持准确的连接方式,得到如图 4 所示的简化的有限元模型。

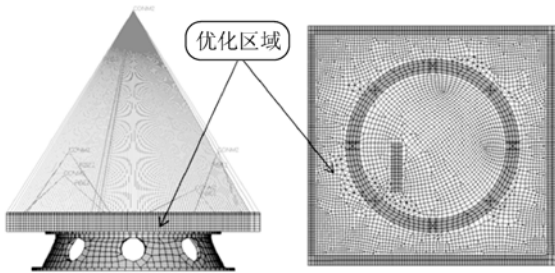


图 4 优化的有限元模型

Fig. 4 Finite element model for optimization

根据连续体拓扑优化思想,拓扑优化方法可分为均匀化法和变密度法(SIMP)。本文采用 SIMP 法^[9,16],即将有限元模型每个空间单元的“单元密度”作为设计变量。该“单元密度”同结构的材料参数优化有关,在 0~1 之间连续取值。优化求解后单元密度若为 1(或靠近 1),则表明此处材料很重要,需要保留;相反,为 0,则可以去除。由此可得,简化模型的设计变量就为设计区域每个单元的“单元密度”,其可表达为:

$$\mathbf{X} = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_e \dots \rho_n)^T, \quad (11)$$

其中: ρ_e 表示第 e 单元的单元密度; \mathbf{X} 表示设计变量。

优化过程中单元的刚度矩阵 \mathbf{K}_e 与体积 V_s^e 可以表示为:

$$\mathbf{K}_e = (\rho_e)^p \mathbf{K}^0, V_s^e = \rho_e V^e, e = 1, 2, 3, \dots, n, \quad (12)$$

其中: n 表示单元总数, p 为惩罚因子, \mathbf{K}^0 、 V^e 表示为给定材料($\rho=1$)的单元刚度矩阵与实心单元材料的体积。惩罚因子取大于 1 的实数,一般为 2~4 间的实数,本文取为 3。

3.3.2 优化的数学模型

本文的优化目的是降低整星的加速度响应均方根值,为此必须设置一个约束条件,考虑到体积约束可以反映质量约束,且体积约束的优化模型后续可以进行尺寸与形状优化,所以,本文以体积分数 α 不大于 50% 作为优化的约束条件。 α 可以表示为:

$$\alpha = \frac{\sum_{e=1}^n V_s^e}{\sum_{e=1}^n V^e} \times 100\%. \quad (13)$$

α 表示优化后总体积与优化前体积的比率,可以反映结构轻量化率,结构件的轻量化率一般

为 40% 到 60%, 本为取为 50%。

本文的目标函数为加速度响应均方根值,对于单自由度系统的均方根值有:

$$X_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H(\omega)|^2 S_x(\omega) d\omega}, \quad (14)$$

由于传递函数 $|H(\omega)|$ 为:

$$|H(\omega)| = \frac{1}{k \sqrt{(1-s^2)^2 + (2\zeta s)^2}}, \quad (15)$$

其中: $s = \frac{\omega}{\omega_0}$, ω_0 为系统的固有频率, $\omega_0 = \sqrt{\frac{K}{m}}$, $\zeta =$

$c/2 \sqrt{km}$ 为系统阻尼比。又由于 $m = \sum_{e=1}^n \rho_e V^e$, $K_e = (\rho_e)^p K^0$, $S_x(\omega)$ 为已知输入的功率谱密度函数。

结合式(9),式(10)与 m 的表达式,可以看出, X_{RMS} 的表达式里只有 ρ_e 这一个变量,由此,可得到以下结论:

X_{RMS} 在这里为一个以设计变量 $\mathbf{X} = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_e \dots \rho_n)^T$ 为自变量的函数,本文设这个函数为 $f(\mathbf{X})$ 。

由上述分析可得出本文拓扑优化的数学模型:

$$\text{Find } \mathbf{X} = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_e \dots \rho_n)^T$$

$$\text{Minimize } f(\mathbf{X}) = X_{\text{RMS}}$$

Subject to

$$\alpha = \frac{\sum_{e=1}^n V_s^e}{\sum_{e=1}^n V^e} \times 100\% \leq 50\%, \quad (16)$$

$$0 < \rho_{\min} \leq \rho_e \leq 1.$$

3.3.3 优化过程与新模型的提取

本文借助 OptiStruct 软件采用序列近似图规划法求解拓扑优化问题^[17]。卫星主承力结构底板的优化区域如图 4 所示。本文的难点是定义优化问题的响应函数与目标函数,根据 3.3.1 中的数学模型,本文的优化函数如下:

(1) 目标函数

第 N 号节点的加速度响应均方根值最小(第 N 号节点为单机在底板上的安装点,可以反映整个底板的响应水平);

(2) 约束响应

卫星底板的体积分数小于等于 50%;

(3) 响应函数

① 第 N 号点的加速度响应均方根值;

② 卫星底板的体积分数。

在满足约束方程的前提下,经过 51 次迭代优化后,优化模型收敛,拓扑结果如图 5 所示,拓扑后的结果符合最初的设计目标,且具有较高的设计参考价值。

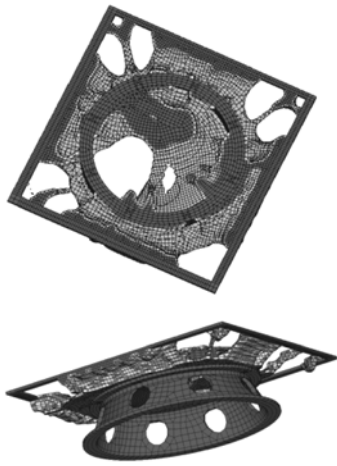
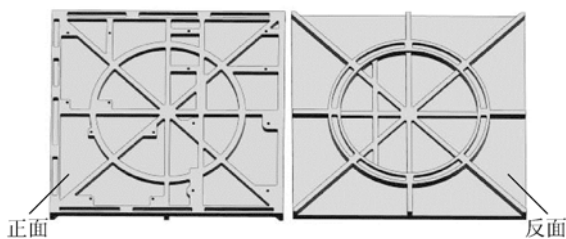


图 5 拓扑优化结果

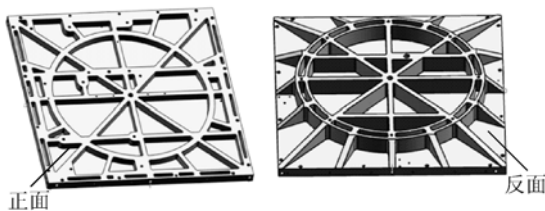
Fig. 5 Results of topology optimization

根据拓扑优化结果,同时兼顾加工工艺与经济性,对卫星主承力底板模型进行优化设计。图 6 为优化前与优化后卫星底板模型的对比结果。



(a) 优化前的卫星底板模型

(b) Satellite soleplate model before optimizing



(b) 优化后的卫星底板模型

(b) Satellite soleplate model after optimizing

图 6 优化前后的卫星底板模型

Fig. 6 Satellite soleplate models before and after optimizing

3.4 优化后有限元分析

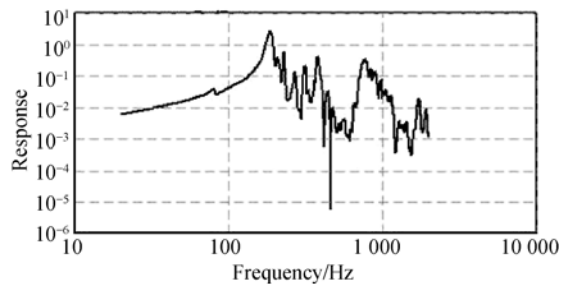
用拓扑后的卫星主承力结构底板模型替换以

前的卫星主承力结构底板模型,采用 Patran 软件对整星进行有限元网格划分,通过 Nastran 软件对整星进行有限元分析。表 3 为有限元分析结果,图 7 为 Z 向部分单机安装点的随机振动加速度响应曲线。

表 3 优化后的有限元分析结果

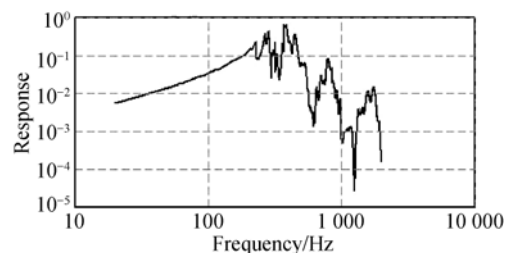
Tab. 3 Results of finite element analysis after optimizing

模态分析/Hz			
Y 向一阶频率	85.3		
X 向一阶频率	89.4		
Z 向一阶频率	238.4z		
正弦响应分析结果			
方向	单机安装点响应(g)		
	星传感器	蓄电池	电源控制器
X	6.6	8.1	12.6
Y	4.8	10.4	7.1
Z	2.16	1.96	1.92
随机振动分析结果			
方向	单机安装点的加速度响应均方根值/Grms		
	星传感器	蓄电池	电源控制器
X	6.48	7.65	5.61
Y	7.98	7.92	8.64
Z	11.14	9.06	8.45



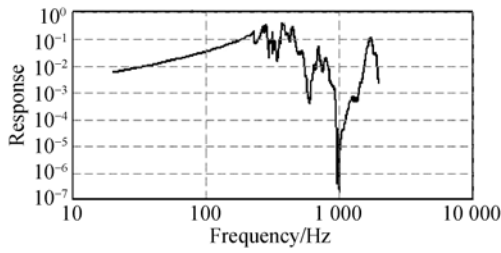
(a) 星传感器安装点 PSD 分析曲线

(a) PSD analysis curve of star sensor mounting point



(b) 蓄电池安装点 PSD 分析曲线

(b) PSD analysis curve of accumulator mounting point



(c)电源控制器安装点 PSD 分析曲线

(c)PSD analysis curve of PUM mounting point

图 7 单机安装点 PSD 分析曲线图

Fig. 7 PSD analysis curves of single mounting point

表 4 反映了卫星主承力结构底板替换后的整星单机安装点相对于替换前单机安装点的加速度响应均方根值的变化情况。

表 4 拓扑优化前后单机安装点加速度响应均方根值

Tab. 4 Acceleration response RMS of single mounting point before and after topology optimization

单机安装点	星传感器	蓄电池	电源控制器
优化前/Grms	14.52	10.15	9.53
优化后/Grms	11.14	9.06	8.45
降低比例/%	23.3	10.6	11.3

综上所述,本文所关注的单机安装点 Z 向加速度响应均方根值相对于优化前有了明显降低,且整星主承力结构单机安装点正弦响应、X、Y 两方向的加速度响应均方根值均在设计指标之内。这也证明了本文优化方法能够保证整星主承力结构力学性能指标均能满足设计要求,且整星的随机振动响应明显降低。

4 试验验证

为了验证整星主承力结构设计的合理性,以进一步分析结果的正确性,本文对整星进行了振动试验。卫星振动试验现场如图 8 所示,图 9 为 Z 向随机振动的试验曲线,表 5 为试验结果与分析数据的对比。

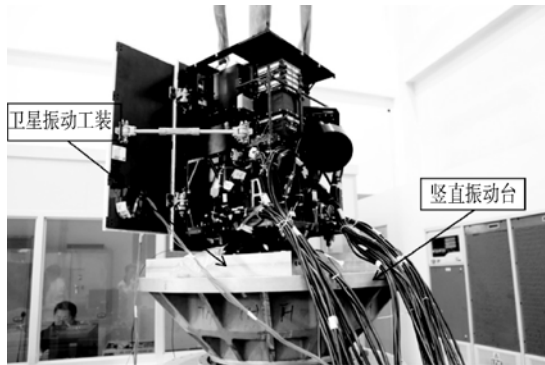
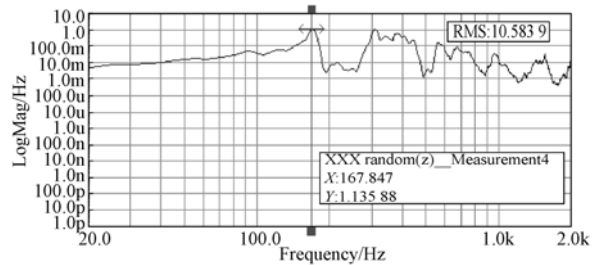


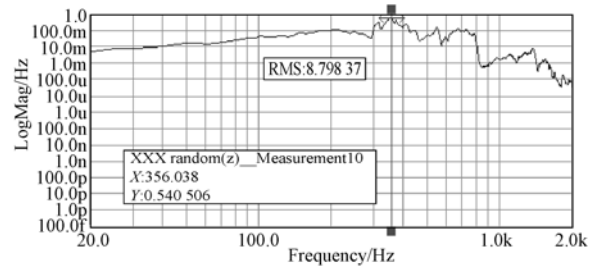
图 8 卫星的振动测试现场

Fig. 8 Placement of random vibration test



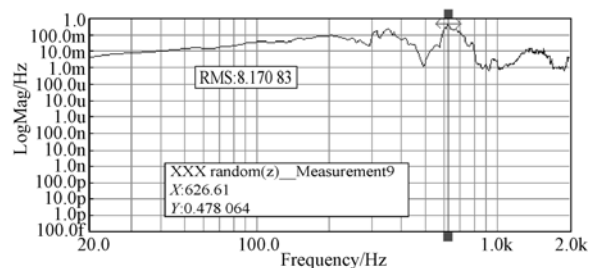
(a)星传感器安装点 PSD 试验响应曲线

(a)PSD test response curve of star sensor mounting point



(b)蓄电池安装点 PSD 试验响应曲线

(b)PSD test response curve of accumulator mounting point



(c)电源控制器安装点 PSD 试验响应曲线

(c)PSD test response curve of PUM mounting point

图 9 加速度响应功率谱密度(PSD)试验结果

Fig. 9 Test results of PSD acceleration response

表 5 试验与分析数据对比

Tab. 5 Data comparison of test and analysis

扫频试验与分析对比									
	分析/Hz			试验/Hz			误差/%		
Y 向一阶频率	85.3			83.53			2.1		
X 向一阶频率	89.4			90.39			1.2		
Z 向一阶频率	248.4			262.4			5.3		
正弦试验与分析结果对比									
单机安装点响应(g)									
方向	星敏感器			蓄电池			电源控制器		
	分析	试验	误差/%	分析	试验	误差/%	分析	试验	误差/%
X	6.6	6.38	3.3	12.6	14	13	8.1	8.9	10
Y	4.8	4.2	14	10.4	9.5	9.5	7.1	6.32	12
Z	2.16	2.35	8.1	1.96	9.5	3.2	1.92	1.81	6.1
随机振动试验与分析结果对比									
单机安装点加速度响应均方根值/Grms									
方向	星敏感器			蓄电池			电源控制器		
	分析	试验	误差/%	分析	试验	误差/%	分析	试验	误差/%
X	6.48	7.3	11	7.65	7.97	4	5.61	5.95	5.7
Y	7.98	8.55	6.7	7.92	7.66	3.3	8.64	8.86	2.5
Z	11.14	10.58	5.3	9.06	8.8	3.1	8.45	8.17	3.4

参考文献:

- [1] 高云国. 现代小卫星及其相关技术[J]. 光学精密工程, 1999, 7(5): 16-21.
GUO Y G.. Modern small satellite and its related technology [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999, 7(5): 16-21. (in Chinese)
- [2] 徐伟, 朴永杰. 从 Pleiades 剖析新一代高性能小卫星技术发展[J]. 中国光学, 2013, 2(6): 9-19.
XU W, PIAO Y J. Analysis of new generation high-performance small satellite technology based on the Pleiades [J]. *Chinese Optics*, 2013, 2(6): 9-19. (in Chinese)
- [3] 谷松, 刘春雨, 贾学志. 光学遥感小卫星平台与载荷结构一体化设计[J]. 光学精密工程, 2013, 21(12): 207-214.
GU S, LIU CH Y, JIA X ZH. Integrated design of bus and payload structure of small optical remote sensing satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(12): 207-214. (in Chinese)
- [4] 刘书田, 胡瑞, 周平, 等. 基于筋板式基结构的大口径空间反射镜构型设计的拓扑优化方法[J]. 光学精密工程, 2013, 21(7): 1803-1810.
LIU SH T, HU R, ZHOU P, *et al.*. Topologic optimization for configuration design of web-skin-type

表 5 显示, 本文有限元分析数据与振动试验数据误差大多在 10% 以内, 个别数据误差在 10% ~ 15% 之间, 满足工程要求。综上所述, 本文的有限元模型较为准确。

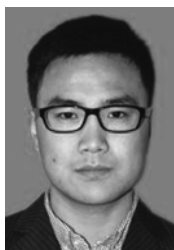
5 结 论

本文利用有限元分析软件对某对地观测小卫星进行了有限元分析, 根据分析结果提出了基于随机振动加速度响应均方根值的拓扑优化方法。根据该方法完成了卫星主承力结构的优化设计, 经过振动试验与有限元分析可知, 卫星主承力结构力学特性参数均在设计指标范围内, 其中整星的星敏感器、蓄电池、电源控制器等单机安装点加速度响应均方根值相比优化前分别降低了 23.3%、10.6%、11.3%。结果表明本文提出的优化方法有效可行。

- ground structure based large-aperture space mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7): 1803-1810. (in Chinese)
- [5] 刘秀敏, 何斌, 沙巍, 等. 空间相机主反射镜的拓扑优化设计[J]. 中国光学, 2010, 6(3): 239-244.
LIU X M, HE B, SHA W, *et al.*. Topological light-weight design of primary mirror in space camera [J]. *Chinese Optics*, 2010, 6(3): 239-244. (in Chinese)
- [6] 王伟之, 高卫军, 郭崇岭, 等. 空间相机结构设计中的拓扑优化及尺寸优化[J]. 航天器返回, 2012, 33(6): 67-73
WANG W ZH, GAO W J, GUO CH L, *et al.*. Topology and size optimization technologies applied in structure design of space camera [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, 33(6): 67-73 (in Chinese)
- [7] DIAZ A R, KIKUCHI N. Solution to shape and topology eigenvalue optimization problems using a homogenization method [J]. *Int. J for Num. Meth. In Eng.*, 1992, 35(7): 1487-1502.
- [8] PAN J, WANG D Y. Topology optimization of truss structure with random response constraints [J]. *Journal of Ship Mechanics*, 2008, 12(6): 973-985.
- [9] 左孔天. 连续体结构拓扑优化原理与应用研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2004.

- ZUO K T. *Research of theory and application about topology optimization of continuum structure* [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2004. (in Chinese)
- [10] 董德义, 辛宏伟, 杨利伟, 等. 大孔径反射镜组件随机振动响应分析与试验[J]. 振动与冲击, 2011, 30(11): 74-78.
DONG D Y, XIN H W, YANG L W, *et al.*. Random vibration analysis and its verification for large aperture mirror component [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(11): 74-78. (in Chinese)
- [11] 邹艳, 吴清文, 董德义, 等. 空间相机支杆组件的随机振动分析与试验研究[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(16): 5009-5017.
ZOU Y, WU Q W, DONG D Y, *et al.*. Research on analysis and test of random vibration on tripod supporting structure of space camera [J]. *Journal of System Simulation*, 2009, 21(16): 5009-5017. (in Chinese)
- [12] RAO S S. 机械振动[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.
RAO S S. *Mechanical Vibrations* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009. (in Chinese)
- [13] 韩增尧, 曲广吉. 航天器宽带随机振动响应分析[J]. 中国空间科学技术, 2002(1): 24-30.
HAN Z Y, QU G J. Wide-band random vibration response prediction study of the spacecraft structure [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2002(1): 24-30. (in Chinese)
- [14] 赵岩, 张亚辉, 林家浩. 车辆随机振动功率谱分析的虚拟激励法概述[J]. 应用数学与应用力学, 2013, 34(2): 107-116.
ZHAO Y, ZHANG Y H, LIN J H. Summary on the pseudo-excitation method for vehicle random vibration PSD analysis [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2013, 34(2): 107-116. (in Chinese)
- [15] 田利思, 李相辉, 马越峰, 等. MSC Nastran 动力学分析指南[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012.
TIAN L S, LI X H, MA Y F, *et al.*. *MSC Nastran Enchiridion of Dynamic Analysis* [M]. Beijing: China Water Conservancy and Hydropower Press, 2012. (in Chinese)
- [16] 郭中泽, 张卫红, 陈欲泽. 结构拓扑优化综述[J]. 机械设计, 2007, 24(8): 1-4.
GUO ZH Z, ZHANG W H, CHEN Y Z. Review of topology optimization design [J]. *Journal of Machine Design*, 2007, 24(8): 1-4. (in Chinese)
- [17] 洪清泉, 赵康, 张攀, 等. OptiStruct & HyperStudy 理论基础与工程应用[M]. 北京: 中国机械出版社, 2013.
HONG Q Q, ZHAO K, ZHANG P, *et al.*. *The Theory Foundation and Applied Engineering for OptiStruct & HyperStudy* [M]. Beijing: China Mechine Press, 2012. (in Chinese)

作者简介:



魏 磊(1988—),男,陕西宝鸡人,博士研究生,2012年于东北大学获得学士学位,主要从事小卫星整体技术的研究。E-mail: weilei0906@163.com



金 光(1958—),男,吉林长春人,博士生导师,研究员,1982年于长春光学精密机械学院获得学士学位,1991年、2001年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,主要从事空间遥感器总体设计方面的研究。E-mail: jing@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)