

## 微小卫星天线与飞轮共支撑结构优化设计与试验

李 林<sup>1,2</sup>, 王 栋<sup>2,3</sup>, 谭陆洋<sup>1,2</sup>, 孔 林<sup>2</sup>, 杨洪波<sup>2</sup>

- (1. 中国科学院大学, 北京 100049;
2. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
3. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130033)

**摘要:** 针对基于星载一体化理念设计的某微小卫星星载天线与 S 飞轮支撑结构随机振动响应不满足总体设计指标的问题, 将星载天线与飞轮进行共支撑结构设计, 提出以随机振动加速度响应为目标的优化设计方法。以支撑结构敏感点随机响应 RMS 值为优化目标, 体积分数和基频为约束条件, 建立数学模型, 对结构进行优化设计; 对优化后的支撑结构工程分析, 基频达到 200 Hz 以上, 质量由 1.9 kg 减少到 0.65 kg, 降低 65.6%; 开展了力学环境试验对支撑结构性能进行验证, 支撑结构基频 210 Hz, 加速度响应 RMS 值最大相对放大率为 0.54, 满足总体基频大于 185 Hz 和相对放大率小于等于 0.6 的要求。结果表明, 该优化方法有效可行, 支撑结构动力学参数较好地满足了微小卫星总体设计要求。

**关键词:** 星载一体化; 微小卫星; 支撑结构; 优化设计; 加速度响应; 随机振动

**中图分类号:** V423.4    **文献标志码:** A    **DOI:** 10.3788/IRLA201645.1018008

## Optimization design and test of a co-support structure of borne antenna and flywheel of a micro-satellite

Li Lin<sup>1,2</sup>, Wang Dong<sup>2,3</sup>, Tan Luyang<sup>1,2</sup>, Kong Lin<sup>2</sup>, Yang Hongbo<sup>2</sup>

- (1. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
3. Chang Guang Satellite Technology LTD., Changchun 130033, China)

**Abstract:** For the random vibration response of a micro satellite loaded antenna and S-flywheel supporting structure does not meet the criteria for system design of the micro-satellite based on integrated design concept, a co-supporting structure design of the satellite borne antenna and the flywheel was presented. The support structure sensitive point of random response RMS value as the optimization objective, the volume integral number and frequency constraints, the optimization mathematical model was established, the structure was optimized by using OptiStruct software, the support structure optimization treated by finite element analysis, the fundamental frequency reach 200 Hz, the quality is reduced by 65.6%; the vibration test of support structure performance was verified, the maximum relative amplification rate of  $x$ ,  $y$ ,  $z$  three direction acceleration response RMS value is 0.54. Results show that the optimization

收稿日期: 2016-02-07; 修订日期: 2016-03-11

基金项目: 国家 863 计划(2012AA121502)

作者简介: 李林(1989-), 男, 博士生, 主要从事航天器结构动力学、微振动技术方面的研究。Email:ucas\_lilin@163.com

导师简介: 杨洪波(1963-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事光机电一体化技术方面的研究。Email:yanghb@vip.163.com

王栋(1982-), 男, 研究员, 博士, 主要从事航天器热控制、小卫星总体技术等方面的研究。Email:simest@163.com

method is effective and feasible, and the supporting structure dynamic performance meets the requirements of a micro satellite design index optimization design well.

**Key words:** satellite borne integration; micro-satellite; supporting structure; optimal design; acceleration response; random vibration

## 0 引言

自 1957 年人造航天器第一次进入太空以来,航天器的研制得到长足发展。20 世纪 80 年代后期出现的小卫星,因具有质量轻、体积小、成本低、研制周期短、功能密度高等特点而受到人们的青睐,其中采用星载一体化的设计思想从系统方案设计的角度达到微型化的目的,是减轻微小卫星质量、体积、功耗及成本的有效途径之一<sup>[1-2]</sup>。被称为下一代性能极限小的 Pleiades 卫星是国际上典型的采用星载一体化理念设计的小卫星<sup>[3]</sup>。

文中研究的基于星载一体化理念设计的某微小卫星具有星体结构紧凑、利用率高等特点,要求整星结构具有良好的动静态力学性能。结合某天线和 S 飞轮在星上布局及安装要求,为使二者的支撑结构能够保证天线和设备的性能满足整星设计要求且进一步节省安装空间和降低支撑结构质量,必须对其进行合理优化设计。

自 1988 年 Bendsoe 等<sup>[4]</sup>开展连续体拓扑优化研究以来,拓扑优化理论得到长足发展。目前常见的拓扑优化方法有:均匀化方法、变密度法(SIMP)、水平集方法(level set method)、进化结构法(ESO)、拓扑函数描述法、基于非协调元和杂交元的方法、独立连续映射变量法(ICM)等<sup>[5]</sup>。国内外许多研究者已将拓扑优化技术应用于实际工程项目中。Niu 等<sup>[6]</sup>利用均匀化方法对多孔材料进行了基频最大化的优化设计,提出了最大化频率设计的双尺度设计优化模型与数值处理方法;杜华坤等<sup>[7]</sup>将 Laplacian 光滑、固定边界限制、拓扑变换优化技术应用于网格剖分中,通过间隔函数网格渐变控制法和局部粗化或细化技术实现自适应 FEM 网格剖分;李嘉等<sup>[8]</sup>通过采用多块拓扑结构和八叉树结构的形式分别划分一体式叶轮和蜗壳网格,提高了该型离心泵数值计算的速度。

上述结构拓扑优化研究多为基于静态力学特性参数或者频率特性,不能解决以动力学参数为设计目标的优化问题。

文中提出以星载天线和飞轮共支撑结构敏感点动力学参数——随机振动响应 RMS 值最小为优化目标,体积分数和基频为约束条件,建立了数学模型,对支撑结构进行优化设计和工程分析,利用力学环境试验对优化后的支撑结构性能进行验证,得到了一种满足要求的支撑结构,同时验证了以动力学参数作为优化目标的优化方法的可行性。

## 1 星载天线与飞轮支撑结构设计优化

某星载天线要求天线指向与星体坐标  $z$  向重合,S 飞轮安装面法向与星体坐标三个平面夹角互等,外形尺寸不大于  $180\text{ mm}\times 175\text{ mm}\times 160\text{ mm}$ ,支撑结构基频不小于  $185\text{ Hz}$ ,随机振动响应相对放大率不大于  $0.6$ ,质量不超过  $0.8\text{ kg}$ 。

初步设计的天线支撑结构和 S 飞轮支撑结构在星上布局如图 1 所示,天线与飞轮安装布局占用了较大空间,不利于卫星的微型化设计。因此,文中对星载天线与 S 飞轮进行共支撑结构设计。

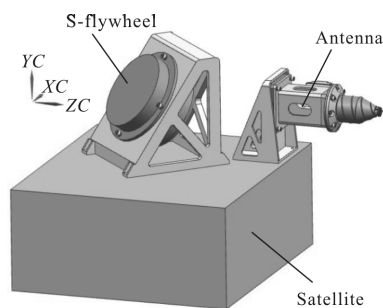


图 1 天线与 S 飞轮在星上布局

Fig.1 Antenna and S-flywheel layout

### 1.1 支撑结构优化设计流程

星载天线与 S 飞轮共支撑结构设计优化流程如图 2 所示。首先建立共支撑结构的有限元模型,施加边界条件,定义优化函数;然后对共支撑结构进行拓扑优化分析,若结构不满足设定目标函数,则进行灵敏度分析,得到近似模型,更新设计变量继续迭代优化;最后通过有限元分析和试验验证优化所得共支撑

结构动态力学性能,同时检验所用优化方法的有效性。

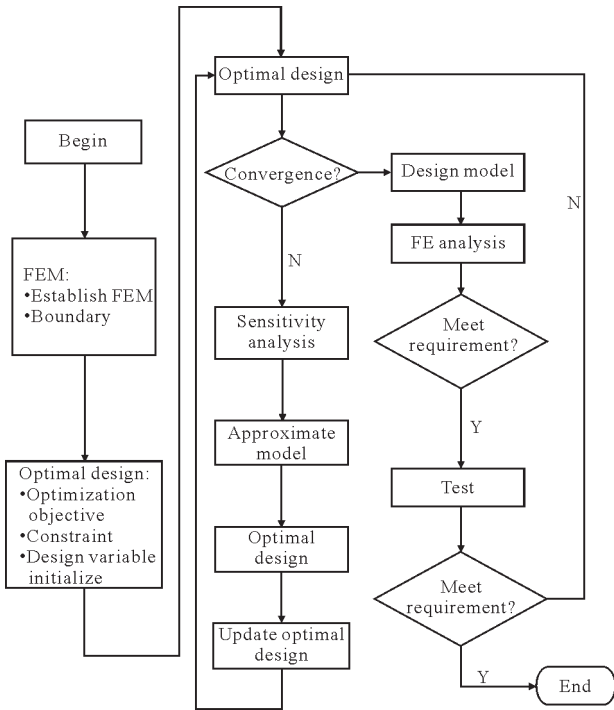


图 2 优化设计流程

Fig.2 Flowchart of optimization design

1.2 优化数学模型

随机振动试验时,一般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<sup>[9-10]</sup>。单自由度振动系统受迫振动的动力学方程为:

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

式中:  $m$ 、 $c$ 、 $k$  分别表示质量、阻尼、刚度;激励为  $x(t)$ 。

激励和相应的响应用复指数函数形式表达,即:

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

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

将公式(2)、(3)代入公式(1),得到:

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

其中:  $H(\omega)$  为系统的传递函数。

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

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

输出的功率谱密度函数为:

$$S_y(\omega) = |H(\omega)|^2 S_x(\omega) \tag{7}$$

则输出的均方值为:

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

式中:  $s = \frac{\omega}{\omega_n}$ ;  $\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$ ;  $m = \sum_{e=1}^n \rho_e V^e$ ;  $S_x(\omega)$  为输入的谱密度函数。

由公式(4)~(8)可知,知道输入的功率谱谱密度函数  $S_x(\omega)$ ,就可以计算相应的输出功率谱密度函数与均方值  $\psi_y^2$ ,且  $\psi_y^2$  只与  $\rho_e$  相关。同样,对于多输入的情况,根据输入的谱密度函数可求得输出的谱密度函数,进而得到响应的均方值。

文中采用 Altair·OptiStruct 中基于变密度法(SIMP)的拓扑优化模块对支撑结构模型进行优化设计,在给定的设计空间中找到最佳的材料分布与传力路径,即将设计空间有限元模型每个单元的“Density”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为 1(或靠近 1),表明该处材料很重要,需要保留;相反则为 0,可以去除,由此可得,简化模型的设计变量即为设计区域每个单元的“单元密度”,可表示为:

$$X = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_i, \rho_n)^T \tag{9}$$

式中:  $\rho_i$  表示第  $i$  单元的单元密度;  $X$  表示设计变量。

体积分约束可以反映质量约束,文中设定体积分  $\alpha$  不大于 40% 为约束条件,  $\alpha$  用公式(10)表示。星载天线和 S 飞轮共支撑结构基频须避开卫星主结构基频 70 Hz,文中取约束基频不小于 185 Hz。

$$\alpha = \frac{\sum_{e=1}^n V_s^e}{\sum_{e=1}^n V^e} \times 100\% \tag{10}$$

式中:  $\alpha$  表示优化后总体积与优化前体积的比率。

至此,得出文中优化的数学模型:

$$\text{Find: } X = (\rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_i, \rho_n)^T \in R^n, i = 1, \dots, N$$

$$\text{Minimize: } f(x) = \psi_y^2(\rho_i)$$

$$\text{Subject to: } \alpha \leq 40\%$$

$$F = KU$$

$$f_1 \geq 185$$

$$0 < \rho_{\min} \leq \rho_i \leq \rho_{\max} \leq 1 \tag{11}$$

式中： $\rho_i$  为单元的相对密度； $N$  为结构离散单元总数； $\alpha$  为优化体积比； $K$  为优化前结构总体刚度矩阵； $U$  和  $F$  分别为位移列阵、力矢量； $\rho_{\min}$ 、 $\rho_{\max}$  分别为单元相对密度的最小极限值和最大极限值； $f_1$  为结构基频。

### 1.3 结构模型提取

设计的天线与 S 飞轮共支撑结构选用牌号为 2A12 的铝合金材料，密度 2 800 kg/m<sup>3</sup>，弹性模量 68 000 MPa，泊松比 0.33，坐标系采用星体坐标系：z 向为星体纵向，即发射方向；x、y 为星体横向。为提高优化过程中的计算效率，将天线与 S 飞轮各简化为一个质量点，并通过 MPC 连接方式与支撑结构进行连接约束，结构阻尼暂取整星结构阻尼 0.02。结构有限元模型如图 3 所示，对支撑结构进行了有限元分析，基频 356 Hz，满足整星要求，但质量较大，利用上述方法对其进行优化分析。

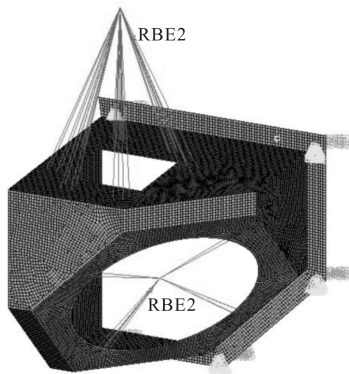


图 3 有限元模型

Fig.3 Finite element model

经 46 步迭代之后模型收敛，拓扑优化结果如图 4 所示，图中深色区域“单元密度”为 0，即为可去



图 4 拓扑优化结果

Fig.4 Result of topology optimization

除部分，浅色区域“单元密度”为 1，即为保留部分。结合天线与飞轮安装要求和机加工工艺，对优化结果进行处理，处理后的支撑结构模型如图 5 所示。

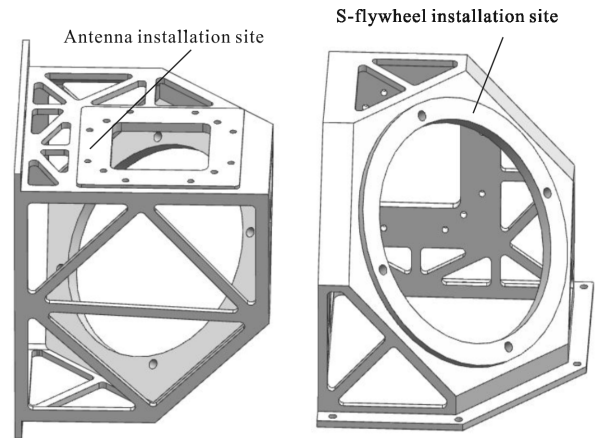


图 5 优化处理后的支撑结构模型

Fig.5 New model after optimizing

## 2 有限元分析

### 2.1 频率特性

对优化处理后的星载天线与 S 飞轮共支撑结构建立有限元模型，进行模态分析，支撑结构基频为 211.8 Hz，表 1 列出了支撑结构的前四阶固有频率和振型，支撑结构前四阶阵型如图 6 所示。结果表明，支撑结构的基频满足整星设计要求，优化后质量为 0.65 kg，降低了 65.6%。

表 1 支撑结构前四阶模态分析结果

Tab.1 Results of the analysis structure of the first four order modal

Order	Frequency/Hz	Formation
1	211.8	Vertical swing
2	271.4	Vertical swing
3	358.9	Horizontal swing
4	539.6	Horizontal swing

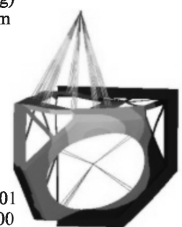
Contour plot  
Eigen mod(mag)  
Analysis system  
3.127E+01  
2.432E+01  
1.737E+01  
1.042E+01  
3.474E+00  
■ No result  
Max=2339  
Min=0.000E+00  
Grids 2158



(a) 一阶振型

(a) 1st order

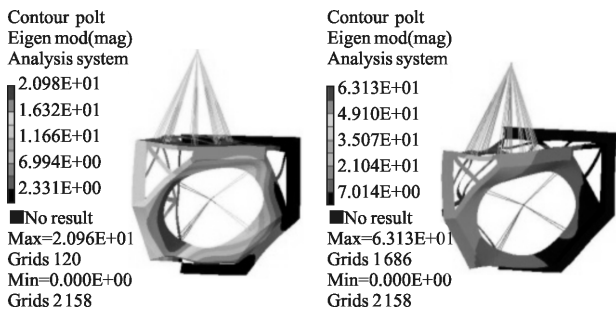
Contour plot  
Eigen mod(mag)  
Analysis system  
2.957E+01  
2.300E+01  
1.643E+01  
9.858E+00  
3.206E+00  
■ No result  
Max=2.957E+01  
Min=0.000E+00  
Grids 2158



(b) 二阶振型

(b) 2nd order





(c) 三阶振型 (d) 四阶振型  
(c) 3rd order (d) 4th order

图 6 支撑结构前四阶振型

Fig.6 First four order vibration mode of the support structure

### 2.2 随机振动响应分析

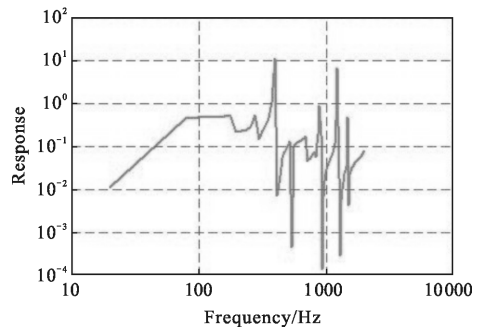
卫星在发射过程中受到运载火箭产生的随机振动激励,环境激励通过卫星结构经支撑结构作用在天线和飞轮结构上,将影响设备的性能和可靠性。而卫星结构要求在一定的频带范围内保证其对外激励具有良好的动响应特性,需对支撑结构进行随机振动加速度响应分析。某微小卫星随机振动强迫加速度功率谱密度(PSD)试验条件 RMS 值为 7.19 g,经对接环、卫星主结构等传递后作用于单机,由于随机振动条件经卫星结构后会产生放大,文中的分析采用卫星单机试验条件,如表 2 所示,其 RMS 值为 14.53 g。

表 2 激励加速度功率谱密度(PSD)

Tab.2 Acceleration power spectral density (PSD)

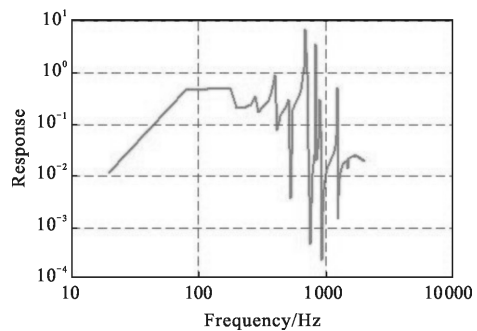
Frequency/Hz	PSD
20-80	+8 dB/oct
80-180	0.45 g <sup>2</sup> /Hz
180-700	0.18 g <sup>2</sup> /Hz
700-1 700	0.05 g <sup>2</sup> /Hz
1 700-2 000	-6 dB/oct

利用 MSC.Patran & Nastran 对优化处理后的星载天线和 S 飞轮共支撑结构分别进行 x、y、z 三个方向的随机振动分析,采样点加速度响应曲线如图 7 所示,表 3 列出了采样点三个方向加速度响应的 RMS 值。



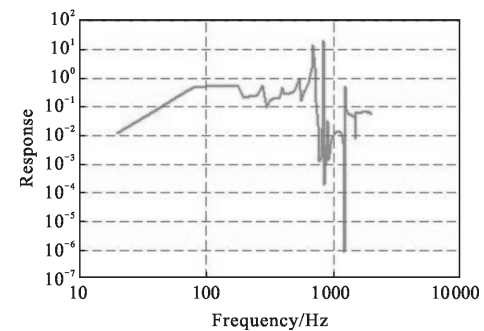
(a) x 向 PSD 响应曲线

(a) x-response curve to the PSD



(b) y 向 PSD 响应曲线

(b) y-response curve to the PSD



(c) z 向 PSD 响应曲线

(c) z-response curve to the PSD

图 7 采样点(node 42908)加速度 PSD 响应曲线

Fig.7 Sampling points (node 42908) acceleration PSD

表 3 随机振动响应分析结果

Tab.3 Analysis results of random vibration response

Direction	x	y	z
Analysis result /grms	20.63	20.56	23.29

至此,文中支撑结构敏感采样点 x、y、z 三个方向随机振动加速度响应均方根值均在设计指标之内。

### 3 试验验证

为验证文中支撑结构优化设计方法的可行性和有限元分析结果的正确性,对星载天线和飞轮支撑结构单机组件进行了力学环境试验,试验现场如图 8 所示。图 9 为扫频试验曲线,图 10 为随机振动采样点响应曲线,表 4 列出了试验结果与分析数据的对比。



图 8 振动测试现场

Fig.8 Placement of random vibration test

由图 9 可知,支撑结构基频为 210 Hz,与有限元分析值 211.8 Hz 基本一致。根据表 4,支撑结构随机振动试验响应结果与有限元分析结果相对误差在 5% 以内,试验结果与控制输入相对放大率最大为 0.54。

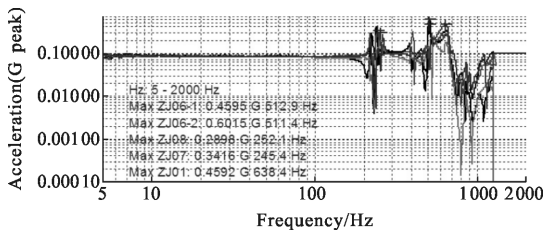


图 9 扫频曲线

Fig.9 Curve of sweep frequency

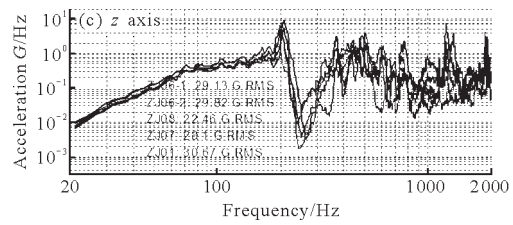
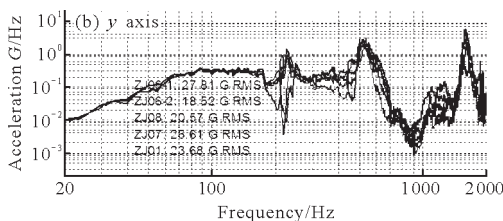
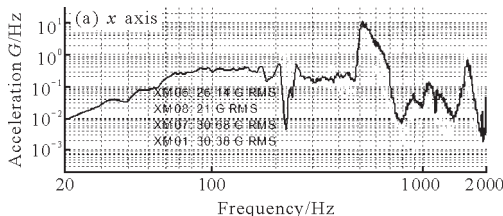


图 10 加速度响应 PSD 试验结果

Fig.10 Test result of PSD acceleration response

表 4 试验与分析数据对比

Tab.4 Comparison data of tests and analysis

Direction	Control /grms	Analysis result /grms	Test result /grms	Relative error	Relative magnification
x	14.53	20.63	21.00	1.79%	0.44
y	14.53	20.56	20.57	0.04%	0.42
z	14.53	23.29	22.46	3.56%	0.54

### 4 结论

传统拓扑优化方法大多基于静态力学特性参数或者频率特性,无法直接优化结构的动态力学参数。文中对某微小卫星中星载天线与 S 飞轮进行共支撑结构优化设计,建立以随机振动加速度响应 RMS 值最小为目标的优化模型,并利用该模型对结构进行优化设计,对优化后的模型进行有限元分析与试验验证,单机安装点随机响应 RMS 值最大相对放大率为 0.54,支撑结构基频达到 200 Hz 以上,结构力学特性参数满足设计指标,质量 0.65 kg,降低 65.6%,满足总体不大于 0.8 kg 的要求,表明随机振动响应明显降低。文中所采用的结构动力学优化方法合理可行,优化结果准确可靠,能够大大缩短产品的研制周期和研制成本,对于微小卫星部件一体化结构设计具有一定的指导意义。

### 参考文献:

[1] Gao Yunguo. Modern small satellite and its related technology [J]. *Optics and Precision Engineering*, 1999, 7 (5): 16-21. (in Chinese)  
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.

[2] Li Lin, Wang Dong, Tan Luyang, et al. Optimization design and test for bracket of star sensor in micro-satellite [J].

- Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(6): 1352–1358.  
(in Chinese)  
李林, 王栋, 谭陆洋, 等. 微小卫星敏感器支架的优化设计与试验[J]. *光学精密工程*, 2016, 24(6): 1352–1358.
- [3] Xu Wei, Piao Yongjie. Analysis of new generation high-performance small satellite technology based on the Pleiades [J]. *Chinese Optics*, 2013, 2(6): 9–19. (in Chinese)  
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.
- [4] Bendsoe M P, Kikuchi N. Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method [J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1988, 71(2): 197–224.
- [5] Zhou Xiangyang, Chen Liping, Huang Zhengdong. Topology optimization design of compliant mechanism with the SIMP-SRV method [J]. *China Mechanical Engineering*, 2008, 19(6): 631–635. (in Chinese)  
周向阳, 陈立平, 黄正东. 用 SIMP\_SRV 方法进行柔性机构拓扑优化设计 [J]. *中国机械工程*, 2008, 19(6): 631–635.
- [6] Niu Bin, Yan Jun, Cheng Gengdong. Optimum structure with homogeneous optimum cellular material for maximum fundamental frequency [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009, 39(2): 115–132.
- [7] Du Huakun, Feng Deshan, Tang Jingtian. GPR simulation by finite element method of unstructured grid based on Delaunay triangulation [J]. *Journal of Central South University (Science and Technology)*, 2015, 46(4): 1326–1334. (in Chinese)  
杜华坤, 冯德山, 汤井田. 基于 Delaunay 三角形的非结构化有限元 GPR 正演 [J]. *中南大学学报 (自然科学版)*, 2015, 46(4): 1326–1334.
- [8] Li Jia, Li Huacong, Fu Jiangfeng, et al. Numerical simulation for the inner flow field of aero fuel centrifugal pump [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2015, 33(2): 278–283. (in Chinese)  
李嘉, 李华聪, 符江锋, 等. 一体式航空燃油离心泵内流场数值模拟[J]. *西北工业大学学报*, 2015, 33(2): 278–283.
- [9] Dong Deyi, Xin Hongwei, Yang Liwei, 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)  
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.
- [10] Zou Yan, Wu Qingwei, Dong Deyi, 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)  
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.