

星敏感器支撑结构多目标拓扑优化设计与试验

程 龙^{1,2}, 王 栋^{1,3*}, 谷 松^{1,3}, 高 飞^{1,3}, 杨 林^{1,3}, 李 林^{1,2}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130033)

摘 要: 针对微小卫星对星敏感器的特殊要求, 结合星敏感器特殊的工作性能和环境, 采用拓扑方法对星敏感器支撑结构进行多目标优化设计并进行有限元分析和试验。首先, 对模态分析和随机振动响应的基本理论进行介绍, 推导出多目标拓扑优化的表达公式; 其次, 以支撑结构的体积最小和星敏感器在支撑结构上的四个安装点 RMS 值最小为目标, 以最低自振频率为约束, 建立支撑结构的拓扑优化模型, 利用 OptiStruct 软件对其进行拓扑优化设计; 然后利用 MSC.Patran&Nastran 有限元分析软件对优化后的支撑结构进行模态分析和随机振动响应分析, 得到基频为 327 Hz, 安装点 RMS 值的放大率最大为 1.55; 最后, 对支撑结构进行振动试验, 试验结果和有限元分析结果的相对误差最大为 6.68%, 二者吻合较好, 该星敏感器支撑结构满足微小卫星对其性能指标的要求。

关键词: 多目标拓扑优化; SIMP 材料插值模型; 星敏感器; 支撑结构; 随机振动响应

中图分类号: V432.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.0520001

Multi-objective topology optimization design and test for support structure of star sensor

Cheng Long^{1,2}, Wang Dong^{1,3*}, Gu Song^{1,3}, Gao Fei^{1,3}, Yang Lin^{1,3}, Li Lin^{1,2}

(1. 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;

3. Chang Guang Satellite Technology Ltd, Changchun 130033, China)

Abstract: According to the special requirements of star sensor for micro satellite, combined with special working performance and environment of star sensor, multi-objective optimization design was carried out on the support structure of star sensor by using topological method, and finite element analysis and test were also done. First, the basic theory of modal analysis and random vibration response were introduced in this paper. The expression formula of multi-objective topology optimization was derived. Second, the goal of optimization contains volume minimization of the support structure, and RMS value minimization of 4 installation point in the support structure where star sensor was installed. The topology optimization

收稿日期: 2016-09-10; 修订日期: 2016-10-20

基金项目: 国家自然科学基金(41501383)

作者简介: 程龙(1989-), 男, 硕士生, 主要从事小卫星结构设计方面的研究。Email: chenglongrock@163.com

导师简介: 王栋(1982-), 男, 副研究员, 硕士生导师, 博士, 主要从事航天器热控制、小卫星总体结构设计等方面的研究。

Email: simest@163.com

model of the support structure was established under the restriction of the lowest natural frequency. The topology optimization design was carried out by using OptiStruct software. Then, the modal analysis and random vibration response analysis of the optimized support structure were made by using finite element analysis software MSC.Patran&Nastran. The natural frequency was 327 Hz, the maximum amplification rate of the RMS value of the installation point was 0.55. Finally, the support structure was tested with the random vibration test. The test results are in good agreement with the finite element analysis results, and the maximum error is 0.07. The support structure of star sensor meets the requirements of the performance index for micro satellite.

Key words: multi-objective topology optimization; SIMP material interpolation model; star sensor; support structure; random vibration response

0 引言

星敏传感器作为航天器姿态测量的高精度器件,其空间适应性好、性能稳定、可靠性高,在许多领域得到了广泛的应用^[1]。星敏传感器可为卫星提供准确的空间方位和姿态角度,保证星敏传感器在星体上的安装精度,是保证卫星姿控系统稳定的基本要求。

星敏传感器通过支撑结构安装在星体上,其安装精度的测量在地进行。卫星在发射过程中,经历火箭的振动、冲击、噪音等恶劣环境,支撑结构作为星敏传感器的支撑部件,会受到较大的外部扰动,使星敏传感器的安装精度发生变化。其中共振效应对星敏传感器安装精度的破坏非常大,因此需要避免星敏传感器支撑结构与星体发生共振效应,可通过提高支撑结构的基本频率来达到这一要求。星体对星敏传感器支撑结构的激励属于随机振动,振动通过支撑结构传递到星敏传感器上,在传力过程中,支撑结构会产生应力和变形,对星敏传感器的安装精度产生影响,影响卫星姿控系统的精度。因此支撑结构需要对外界激励具有良好的响应特性,以降低外界激励对星敏传感器安装精度的影响。此外,微小卫星体积小、质量轻、集成度高,对支撑结构的体积和质量有严格要求。综上所述,要求星敏传感器支撑结构具有较高的基本频率,较小的随机振动响应和质量。

拓扑优化^[2-3]一般用于结构的概念设计阶段,结合形状优化和尺寸优化,可以完成结构的全局设计。在实际工程应用中,结构的设计通常存在多项

指标,多目标拓扑优化就是通过协调各个设计指标的比重,权衡多个目标进行优化设计。目前,国内外对多目标拓扑优化有了一定的研究,范文杰等^[4]提出一种适用于连续体结构的多目标拓扑优化设计方法,采用折衷规划法和平均频率法定义了振动固有频率和多刚度拓扑优化的目标函数,对客车车架结构进行多目标拓扑优化设计,提高了振动固有频率和刚度;倪响等^[5]针对柔顺机构的多目标拓扑优化设计,采用混合元胞自动机方法,建立应变能最小化和互应变能最大化的目标函数,结果证明该方法用于柔顺机构可行有效,迭代次数较少;张璟鑫等^[6]将平均距离的基本原理和多目标拓扑优化相结合,提出一种广义的平均距离法,用于构建多目标拓扑优化的目标函数,对汽车悬架控制臂进行多目标拓扑优化仿真研究,结果表明平均距离理念可以灵活地构建多目标拓扑优化的目标函数;Ali, Arjumand 等^[7]提出一种利用拓扑理论对主控机构进行多目标优化的方法,在结构的拓扑优化中引入 Stackelberg 博弈理论公式,结构的最优拓扑形式以应变能最小进行建立,多目标拓扑优化设计问题可以像 Stackelberg 博弈一样得到解决,并且利用两个例子说明了这种方法可应用于主控机构的多目标优化设计。

文中以某微小卫星上的纳型星敏传感器为例,对其支撑结构进行多目标拓扑优化设计,利用有限元方法对其进行力学分析,并进行了振动试验。将分析数据和振动试验数据进行分析对比,结果表明该结构能够满足安装需求和力学性能条件,达到设计要求。

1 基本原理

1.1 多自由度系统的模态分析

模态分析就是了解系统的自由振动规律,反映系统自身的结构特点和动力特性^[8-9],这与系统在振动载荷作用下的响应有密切的关系,系统的模态特性主要通过固有频率和模态振型两个指标反映。对支撑结构来说,通过其模态特性可以直观地认识支撑结构的振动形式,是对外部随机激励下响应分析的基础。

用刚度法建立系统的运动方程,将动力问题转化为静力问题,可得系统动力学模型:

$$M\ddot{y}(t)+C\dot{y}(t)+Ky(t)=F(t) \quad (1)$$

式中: M 、 C 和 K 分别为系统的质量、阻尼和刚度矩阵; $y(t)$ 、 $\dot{y}(t)$ 、 $\ddot{y}(t)$ 分别为节点位移、速度和加速度向量; $F(t)$ 为载荷向量。

系统做无阻尼自由振动时的动力学模型为:

$$M\ddot{y}(t)+Ky(t)=0 \quad (2)$$

用于求解结构固有频率和模态振型的齐次方程组如下:

$$(K-\omega^2M)\Phi=0 \quad (3)$$

求解可得系统的 n 个自振频率 ω_i ($i=1,2,\dots,n$),以及对应的自由振动振型 Φ_i ($i=1,2,\dots,n$),称 $\Phi=[\Phi_1,\Phi_2,\dots,\Phi_n]$ 为系统固有模态矩阵。自振频率从小到大排序, $\omega_1<\omega_2<\dots<\omega_n$ 就是系统的频率谱,其中 ω_1 称最低自振频率或基本频率。

星敏传感器支撑结构是一个多自由度振动系统,固有振型多,局部模态多,在受到外界激励时必然产生振动。当支撑结构的固有频率接近卫星整体的振动频率时会发生共振效应,影响其工作稳定性。通过对星敏传感器支撑结构的优化设计,提高其固有频率,避免与星体产生共振效应。

1.2 随机振动响应的基本原理

由于卫星在发射过程中受到振动的不确定性,星体对星敏传感器支撑结构的激励是随机性的,导致支撑结构的动力特性发生较大变化,影响星敏传感器的工作稳定性,因此有必要对星敏传感器支撑结构进行随机振动响应分析。随机振动响应^[10]的分析方法

主要有 Monte Carlo 数值模拟法、摄动法和虚拟激励法。其中虚拟激励法是近年来比较流行的一种分析方法,其基本思路是把随机激励近似转化为简谐激励来进行求解,这样就把随机问题转化成确定性问题,可以提高计算效率。

星敏传感器支撑结构受到星体的激励属于加速度载荷,为多自由度问题,支撑结构的动力学方程为:

$$M\ddot{y}(t)+C\dot{y}(t)+Ky(t)=-ME\ddot{x}(t) \quad (4)$$

利用虚拟激励法^[11]对该随机振动问题进行求解,用 Φ^T 左乘公式(4)各项,得:

$$M^*\ddot{q}(t)+C^*\dot{q}(t)+K^*q(t)=-\gamma\sqrt{S_{xx}(\omega)}e^{j\omega t} \quad (5)$$

$$\gamma=\Phi^TME$$

式中: M^* 、 C^* 、 K^* 分别为系统的广义质量矩阵、广义阻尼矩阵、广义刚度矩阵。

对公式(5)求解可得:

$$\tilde{y}(t)=\sum_{j=1}^n q_j \Phi_j = -\gamma_j H_j \Phi_j \sqrt{S_{xx}(\omega)} e^{j\omega t} \quad (6)$$

实际响应的自功率谱密度为:

$$S_{yy}(\omega)=\tilde{y}(t)\cdot\tilde{y}(t)^T = \sum_{j=1}^n \sum_{k=1}^n \gamma_j \gamma_k \Phi_j \Phi_k^T H_j(\omega) H_k(\omega) S_{xx}(\omega) \approx \sum_{j=1}^n \gamma_j^2 \Phi_j \Phi_j^T |H_j(\omega)|^2 S_{xx}(\omega) \quad (7)$$

对上式积分得加速度响应的方差,开方可得加速度响应的均方值 RMS:

$$\Lambda_y = \left[\int_{-\infty}^{+\infty} S_{yy}(\omega) d\omega \right]^{1/2} = \left[\sum_{j=1}^n \gamma_j^2 \Phi_j \Phi_j^T \int_{-\infty}^{+\infty} S_{xx}(\omega) |H_j(\omega)|^2 d(\omega) \right]^{1/2} \quad (8)$$

2 多目标拓扑优化的数学模型

通过引入数学规划对多个目标进行权衡,建立合理的目标函数,将多目标优化模型转化为单目标优化模型。随机振动响应最小化拓扑优化是研究在设计域内得到使结构的随机振动响应最小的材料分布形式的问题。支撑结构在卫星发射过程中承受多种载荷工况的作用,需要在多工况下对支撑结构

进行随机振动响应拓扑优化,支撑结构在每一个工况下对应着一个随机振动响应的最优拓扑结构,所以不同的载荷工况将得到不同的拓扑结构。因此,这一优化问题属于多目标拓扑优化问题,需要对各个子工况的随机振动响应 RMS 值进行加权和。SIMP 变密度法^[12]引入的中间单元的材料属性随单元相对密度的变化而变化,利用该方法对随机振动响应进行拓扑优化的数学模型是单元相对密度的函数,采用折衷规划法^[14] (Compromise programming approach),多工况下随机振动响应的目标函数为:

$$\min \Lambda(x) = \left\{ \sum_{k=1}^t w_k^q \left[\frac{\Lambda_k(x) - \Lambda_k^{\min}}{\Lambda_k^{\max} - \Lambda_k^{\min}} \right]^q \right\}^{1/q}$$

$$\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n) \quad (9)$$

式中: \mathbf{x} 为单元相对密度矢量; t 为载荷工况总数; w_k 为第 k 个工况的权值; q 为惩罚因子, $q \geq 2$; $\Lambda_k(x)$ 为第 k 个工况的随机振动响应目标函数; Λ_k^{\max} 、 Λ_k^{\min} 分别为第 k 个工况的随机振动响应目标函数的最大值和最小值。

考虑质量参数的拓扑优化问题可转化为对体积参数进行拓扑优化,目标函数为:

$$\min V(x) = f \cdot V_0 = \sum_{i=1}^m x_i v_i \quad (10)$$

式中: f 为优化体积比 (体积分数); m 为单元总数; v_i 为优化后的单元体积。

同时考虑随机振动响应特性和体积参数来进行多目标拓扑优化,以最低自振频率作为约束,可得多目标拓扑优化数学模型^[13]:

$$\min \Gamma(x) = \omega^2 \min \Lambda(x) + (1 - \omega)^2 \min V(x) =$$

$$\omega^2 \left\{ \sum_{k=1}^t w_k^q \left[\frac{\Lambda_k(x) - \Lambda_k^{\min}}{\Lambda_k^{\max} - \Lambda_k^{\min}} \right]^q \right\}^{1/q} + (1 - \omega^2) \left\{ \left[\frac{V(x) - V_{\min}}{V_{\max} - V_{\min}} \right]^q \right\}^{1/q}$$

$$(11)$$

式中: $\Gamma(x)$ 为综合目标函数; ω 为随机振动响应 RMS 目标函数的权重; V_{\max} 、 V_{\min} 分别为体积目标函数的最大值和最小值。

3 星敏感器支撑结构的优化设计

3.1 星敏感器支撑结构拓扑优化模型建立

以某微小卫星为例,该微小卫星基于星载一体

化理念设计,整星集成度高、质量小、各部件位置空间紧凑,因此采用体积小、重量轻的纳型星敏感器,其支撑结构的外包络尺寸和质量受到严格限制。此外,卫星在发射过程受到来自火箭的随机激励产生振动,星体的振动通过支撑结构传递到星敏感器,导致星敏感器安装精度发生变化。作为高精度的卫星姿控部件,该星敏感器要求安装精度达到 6" 之内,因此要求星敏感器支撑结构对外部的随机激励具有良好的响应特性。

根据该支撑结构在卫星上的安装方位,需要考虑 X、Y、Z 三个方向的随机振动响应,因此目标函数取三个方向的随机振动响应工况,并且认为三个工况同等重要, $w_1 = w_2 = w_3 = 1/3$ 。取随机振动响应目标的权值为,体积目标的权值为 0.4,取 $q = 2$,目标函数为:

$$\min \Gamma(x) = 0.36 \left\{ \sum_{k=1}^3 w_k^2 \left[\frac{\Lambda_k(x) - \Lambda_k^{\min}}{\Lambda_k^{\max} - \Lambda_k^{\min}} \right]^2 \right\}^{1/2} +$$

$$0.16 \left\{ \left[\frac{V(x) - V_{\min}}{V_{\max} - V_{\min}} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (12)$$

支撑结构的最低自振频率是结构设计的硬指标之一,在基本频率达到一定要求的条件下,寻找具有某种度量的最小体积和最小随机振动响应的结构材料最佳分布形式,这属于多目标拓扑优化问题。以支撑结构的最小体积和最小随机振动响应组成的函数作为目标,以支撑结构的最低自振频率作为约束,要求支撑结构最小基频达到 200 Hz,该拓扑优化的数学模型表述如下:

$$\text{Find } \mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n)$$

$$\text{Minimize } \Gamma(x)$$

$$\text{Subject to } f_1 \geq 200$$

$$0 \leq x^i \leq 1$$

式中: \mathbf{x} 为设计变量 (单元相对密度矢量); $\Gamma(x)$ 为目标函数; f_1 为基本频率。

3.2 支撑结构有限元模型的建立和优化

该纳型星敏感器质量为 0.65 kg,支撑结构的材料选择型号为 2A12 的铝合金,其密度为 2800 kg/m³,弹性模量为 68 000 MPa,泊松比为 0.33。支撑结构受到的外部激励为随机加速度振动,总均方根加速度为 14.33 g,功率谱密度曲线如图 1 所示。

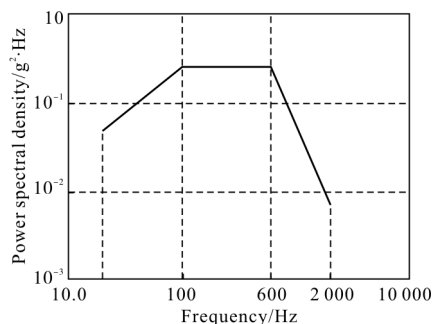


图 1 加速度功率谱密度

Fig.1 Acceleration power spectrum density

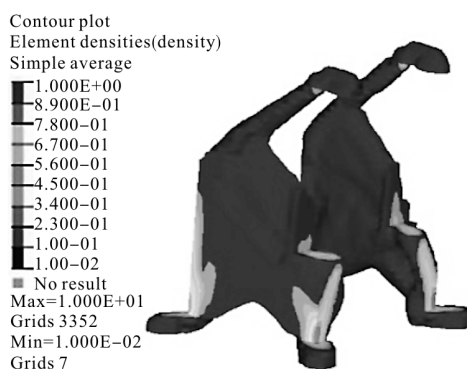


图 4 拓扑优化模型

Fig.4 Topology optimization model

星传感器在支撑结构上的安装点包括 A、B、C、D 四个,其中 C、D 两点的响应大于 A、B 两点,因此优化目标选择点 C 的加速度响应均方值,支撑结构的分析阻尼系数取结构阻尼 0.03,采用 OptiStruct 软件对支撑结构模型的材料分布进行拓扑优化,其有限元模型如图 2 所示。

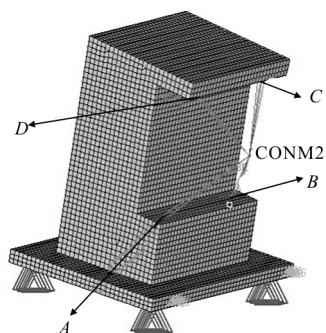


图 2 优化前的有限元模型

Fig.2 Finite element model before optimization

支撑结构的体积分数和三个方向的加速度响应均方值的优化过程如图 3 所示,可以看出体积和三个方向的随机响应值均呈现下降趋势。经过 30 步迭代后,体积分数降到 56%,X、Y、Z 方向的随机加速度响应均方值分别为 17.2 g,20.1 g,17.9 g,所得模型拓扑优化形状如图 4 所示。

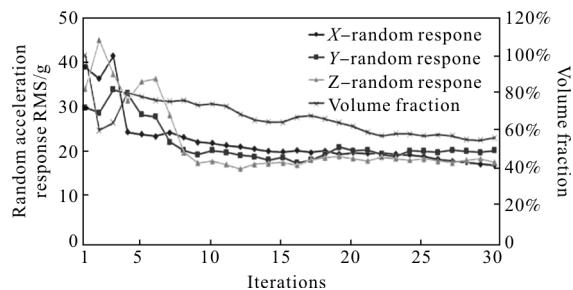
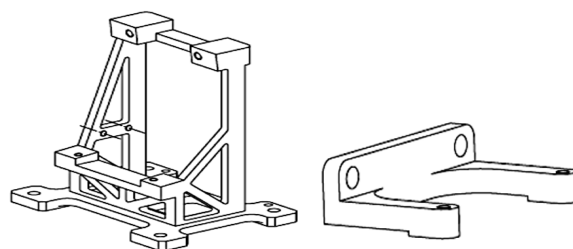


图 3 优化过程

Fig.3 Optimization process

星传感器光轴在整星坐标系中的角度有严格要求,综合考虑星传感器的安装方位和安装空间,星传感器光学系统的光路和视场角,以及安装在星传感器上的立方镜的光路,避免与其他部件发生干涉。结合加工工艺,对星传感器支撑结构模型进行详细设计。该星传感器具有两个安装表面,从装配角度考虑,无法利用单个部件达到安装精度要求,因此该支撑结构的形式为两部件的组合体,两部件之间采用 M4 螺钉连接。综合以上几点要求,对该星传感器支撑结构的设计方案如图 5 所示。图 5(a)、(b)为支撑结构的两个部件,图 5(c)为支撑结构的装配体,该支撑结构的质量为 0.1032kg,体积为 $0.3823 \times 10^{-4} \text{m}^3$ 。

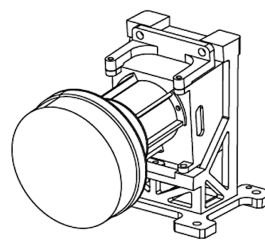


(a) 主部件

(b) 辅助支撑部件

(a) Main component

(b) Auxiliary support component



(c) 装配结构

(c) Assemble structure

图 5 完成优化设计的支撑结构

Fig.5 Support structure after optimization design

3.3 对优化后的支撑结构进行有限元分析

利用 MSC.Patran&Nastran 软件对该支撑结构进行模态分析和随机振动响应分析。首先建立该支撑结构的有限元模型，主部件与辅助支撑部件之间的两处螺钉连接分别采用多个 MPC 单元模拟，星敏感器选择位于质心位置的集中质量点代替，星敏感器与支撑结构的四处螺钉连接(A、B、C、D 四点处)分别采用多个 MPC 单元模拟，支撑结构在星体上的四处安装点采用 SPC 单元模拟，建立整个结构的有限元模型。采样点选择星敏感器在支撑结构上的四个安装点 A、B、C、D，图 6 为该支撑结构的有限元模型和分析采样点，并且规定了结构模型的坐标方向，其中 X 向和 Y 向为水平面相互垂直的两个方向，Z 向为纵向。表 1 和图 7 分别给出该支撑结构的前四阶固有频率和振型，其中最低自振频率达到 327 Hz，满足结构基频的设计要求。

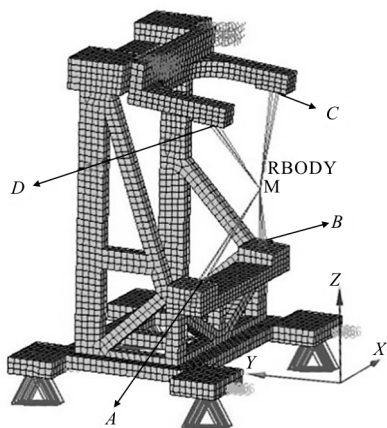


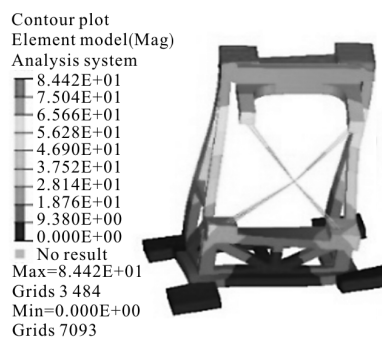
图 6 支撑结构的有限元模型

Fig.6 Finite element model of support structure

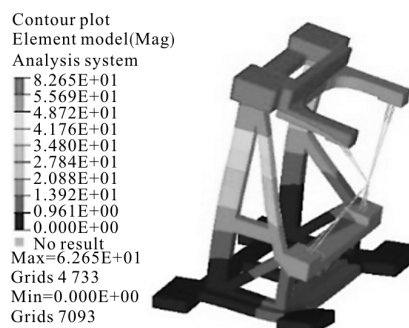
表 1 支撑结构的前四阶固有频率

Tab.1 First 4 order natural frequency of the support structure

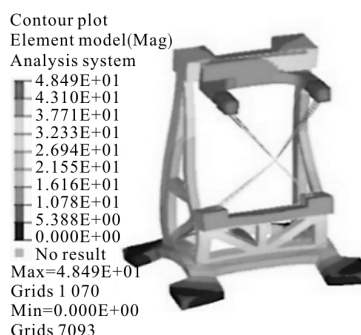
Modal order	Frequency/Hz	Vibration type
1	327	X swing
2	573	Y swing
3	1 047	Z swing
4	1 516	Z rotation



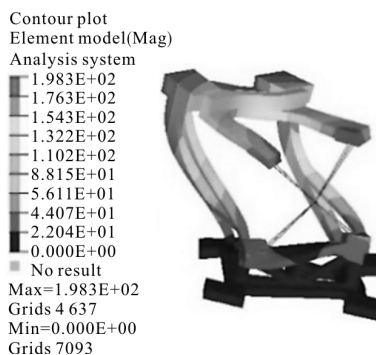
(a) 一阶振型
(a) 1st order



(b) 二阶振型
(b) 2nd order



(c) 三阶振型
(c) 3rd order



(d) 四阶振型
(d) 4th order

图 7 支撑结构的主要振型

Fig.7 Main vibration type of the support structure

图 8 表示支撑结构上选取的四个安装点以及试验采样点分别在三个方向的随机加速度功率谱密度响应曲线和加速度响应均方根 RMS 值, 其中安装点 C 的 Y 向随机振动响应最大, RMS 值为 22.21 g, 满足设计要求。

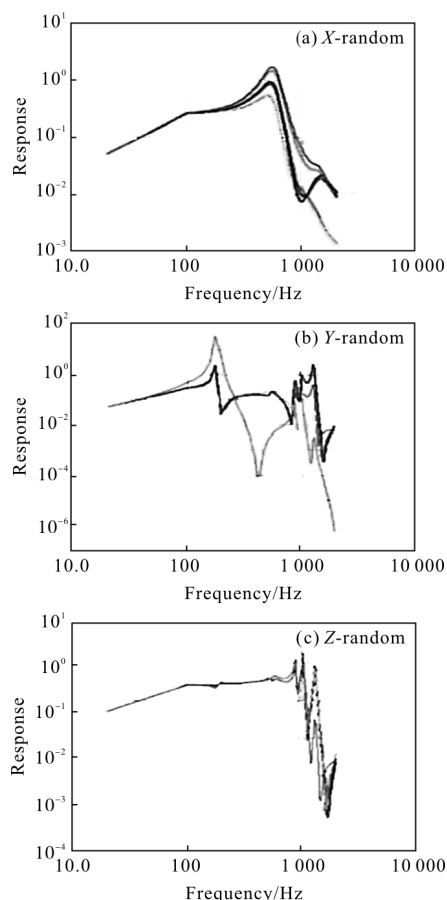


图 8 加速度功率谱密度响应曲线

Fig.8 Acceleration power spectrum density response curve

表 2 列出了安装点的加速度响应均方根 RMS 值及其放大率, 最大放大率为 1.55, 表明安装点 RMS 值放大率较小。

表 2 安装点 RMS 值和放大率

Tab.2 RMS value and amplification rate of the installation point

	X		Y		Z	
	RMS	Amplification rate	RMS	Amplification rate	RMS	Amplification rate
A	15.09	1.05	15.11	1.05	18.76	1.31
B	15.17	1.06	14.49	1.01	18.34	1.28
C	17.93	1.25	22.21	1.55	20.11	1.40
D	18.35	1.28	21.67	1.51	20.43	1.43

4 试验验证

为验证有限元分析结果的合理性以及该支撑结构的力学性能, 利用型号为 DC-6500-65 的振动台对该支撑结构进行随机振动试验。鉴于该支撑结构的尺寸较小, 星敏感器在支撑结构上的四个安装位置无法固定测量传感器, 因此根据该支撑结构的具体轮廓尺寸, 对 X、Y、Z 三个方向的随机振动试验分别选取不同的采样点。每个方向选取两个采样点, 分别测量支撑结构在 X、Y、Z 三个方向的随机振动响应 RMS 值, 采样点及振动试验的现场照片如图 9 所示。

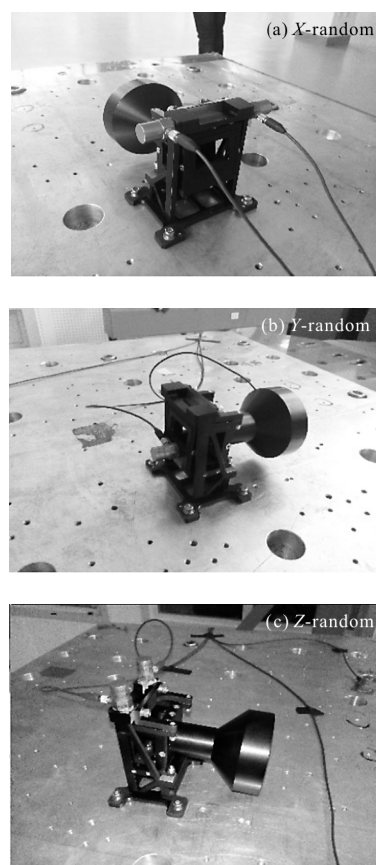


图 9 随机振动试验现场及采样点

Fig.9 Random vibration test spot and sampling point

图 10 为试验采样点在三个方向的加速度功率谱密度响应曲线和 RMS 值, 响应最大点为星敏感器前端在 Y 向的采样点, RMS 值为 25.48 g, 可以满足星敏感器的工作要求, 表明该支撑结构的动力学性能满足设计需要。

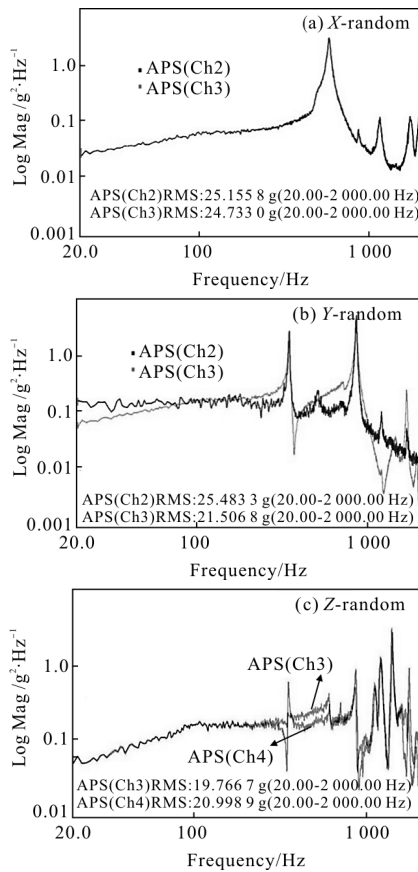


图 10 采样点加速度功率谱密度响应曲线
Fig.10 Acceleration power spectrum density response curve of sampling point

对试验采样点位置进行有限元分析,分析采样点如图 11 所示,分析采样点的随机振动响应曲线及加速度响应均方值可见图 8。

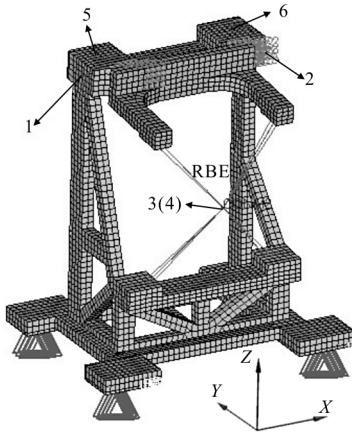


图 11 分析采样点位置
Fig.11 Analysis position of sampling point

表 3 对采样点的有限元分析结果和振动试验得到的结果进行对比,发现二者存在一定误差,除

Y 向采样点 3(4)的误差较大外,其他采样点的误差都控制在 7%以内。其中 Y 向随机振动响应的采样点为星传感器前后两 endpoint,有限元分析取点为质心点,二者所得结果不是相同点的响应值,因此产生较大误差是合理的,此项误差不具有参考性,可以忽略不计。根据对比结果,随机振动响应分析的有限元分析结果和试验结果吻合较好。

表 3 有限元分析结果和随机振动试验结果对比

Tab.3 Contrast of the finite element analysis results and random vibration test results

	X (RMS)		Y (RMS)		Z (RMS)	
Sampling points	1	2	3	4	5	6
Test results	25.16	24.73	25.48	21.51	19.77	21.00
Analysis results	23.48	23.89	26.45	26.45	20.71	21.28
Relative error	-6.68%	-3.52%	+3.81%	+23.06%	+4.75%	+1.33%

5 结论

文中对某纳型星传感器支撑结构进行了多目标拓扑优化设计,推导体积参数和随机振动响应 RMS 值最小的拓扑优化函数,建立多目标拓扑优化的数学模型。结合形状优化和尺寸优化,得到该支撑结构的最终设计方案,其中形状优化和尺寸优化未在文中进行讨论。对支撑结构进行有限元分析和振动试验,对比分析两种结果,最大相对误差为 6.68%,二者吻合较好,有限元仿真结果比较准确。安装点在 X、Y、Z 三个方向随机振动响应的最大放大率分别为 1.28、1.55、1.43,其中最大 RMS 值为 22.21 g,该支撑结构的力学性能和外包络尺寸都可满足设计要求,证明该优化设计方法有效可行,对复杂工况下精密结构的优化设计具有良好的借鉴作用。

参考文献:

[1] Liang Bin, Zhu Hailong, Zhang Tao, et al. Research status and development tendency of star tracker technique [J]. *Chinese Optics*, 2016, 9(1): 16-29. (in Chinese)
梁斌, 朱海龙, 张涛, 等. 星传感器技术研究现状及发展趋

- 势[J]. 中国光学, 2016, 9(1): 16–29.
- [2] Fu Shixin, Zhou Chao, Cao Yuyan, et al. Structural of 4 m telescope mount base on topology optimization method [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(8): 2441–2447. (in Chinese)
付世欣, 周超, 曹玉岩, 等. 基于拓扑优化的 4 m 望远镜底座结构设计[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(8): 2441–2447.
- [3] Liu Shutian, Hu Rui, Zhou Ping, et al. Topologic optimization for configuration design of web –skin –type ground structure based large –aperture space mirror [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(7): 1803–1810. (in Chinese)
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.
- [4] Fan Wenjie, Fan Zijie, Su Ruiyi. Research on multi – objective topology optimization on bus chassis frame [J]. *China Mechinal Engineering*, 2008, 19(12): 1505–1508. (in Chinese)
范文杰, 范子杰, 苏瑞意. 汽车车架结构多目标拓扑优化方法研究[J]. 中国机械工程, 2008, 19(12): 1505–1508.
- [5] Ni Yun, Zhan Jinqing, Zhu Dachang. Multi –objective optimization design of compliant mechanisms using hybrid cellular automata method [J]. *China Mechinal Engineering*, 2012, 23(7): 860–864. (in Chinese)
倪昀, 占金青, 朱大昌. 基于混合元胞自动机的柔顺机构多目标拓扑优化方法 [J]. 中国机械工程, 2012, 23(7): 860–864.
- [6] Zhang Jingxin, Liang Wei, Xia Yang. Research on construction method of objective function for multi – objective Topology Optimization in structure [J]. *China Mechinal Engineering*, 2016, 27(7): 899–903. (in Chinese)
张璟鑫, 梁伟, 夏阳. 结构多目标拓扑优化目标函数构建方法的研究[J]. 中国机械工程, 2016, 27(7): 899–903.
- [7] Ali A, Dhingra A K. Multi –objective optimization of actively controlled structures with topological considerations [J]. *Journal of Vibration And Control*, 2016, 22(5): 1306–1319.
- [8] Chu Changbo, Chai Wenyi, Zhang Haosu, et al. CFRC outer baffle structure & modal analysis and test of space camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42 (4): 1033–1037. (in Chinese)
初昶波, 柴文义, 张昊苏, 等. 航天相机碳纤维外罩结构及模态分析和试验[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(4): 1033–1037.
- [9] Xue Zhipeng, Li Ming, Jia Hongguang, et al. Modal method based dynamic analysis of cantilever type elastic structures [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23 (8): 2250–2257. (in Chinese)
薛志鹏, 厉明, 贾宏光, 等. 模态方法下的悬臂梁/类悬臂梁弹性构件的动力学建模 [J]. 光学 精密工程, 2015, 23 (8): 2250–2257.
- [10] Li Zongxuan. Analysis and test on the response of primary mirror flexure under random vibratio [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 101–107. (in Chinese)
李宗轩. 主反射镜组件柔性环节随机振动响应分析与试验 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43(1): 101–107.
- [11] Cheng Xi, Yao Linqun, Sha Feng. Random vibration analysis of vehicle –track –bridge coupling system based on pseudo –excitation method [J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2015, 36(2): 261–269. (in Chinese)
程曦, 姚林泉, 沙峰. 基于虚拟激励法的车—轨—桥耦合系统的随机振动响应分析 [J]. 力学季刊, 2015, 36(2): 261–269.
- [12] Liu Xiumin, He Bin, Sha Wei, et al. Topological lightweight design of primary mirror in space camera [J]. *Chinese Optics*, 2010, 3(3): 239 –244. (in Chinese)
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, 3(3): 239 –244.
- [13] Liang Biao, Liu Wei, Chen Cheng. Multi –objective optimization design of lens barrel for the carbon dioxide detector [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(7): 1858–1866. (in Chinese)
梁彪, 刘伟, 陈程. 二氧化碳碳探测仪镜筒结构的多目标优化设计[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(7): 1858–1866.