

光学小卫星主载荷承力结构的多工况优化设计

谭陆洋^{1,2}, 王 栋^{1,3}, 李 林^{1,2}, 谷 松^{1,3}, 孔 林^{1,3}

- (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: 为了降低光学小卫星相机次镜上的随机响应, 提出了一种蜂窝夹层板结构的优化设计方法, 对小卫星光学载荷的蜂窝安装板进行结构参数的优化设计。首先, 以整星一阶频率不低于 40 Hz 为优化目标, 对蜂窝芯子密度进行优化, 根据三明治夹心理论, 推导计算了蜂窝芯子等效力学参数。然后, 以次镜的随机响应为优化目标, 对蜂窝夹层板的碳纤维面板进行铺层优化设计, 得到最优铺层顺序为 [0/45/90/-45]_s, 总厚度为 0.8 mm。根据以上计算得出蜂窝芯子及碳纤维面板等效参数, 对整星进行分析。最后, 开展了整星振动试验, 测量了整星模态和响应, 对试验数据进行采集。结果表明: 整星模态为 42.2 Hz, 次镜最大随机响应为 11.1g, 均在合理范围之内, 满足了组件力学要求。

关键词: 光学载荷; 蜂窝夹层板; 三明治夹心理论; 碳纤维面板; 铺层优化; 随机响应
中图分类号: V432.3 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201746.1218004

Multi-condition optimization design of main load bearing structure of optical small satellite

Tan Luyang^{1,2}, Wang Dong^{1,3}, Li Lin^{1,2}, Gu Song^{1,3}, Kong Lin^{1,3}

- (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 Co. LTD, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to reduce the random vibration response of the secondary mirror of the optical camera, a new method was presented to optimize the honeycomb sandwich plate. With this method, the structure parameters on the honeycomb core and the panels of bearing honeycomb plate of the optical payload of the satellite were optimized. Firstly, the satellite's fundamental frequency was greater than 40 Hz as the optimization goal, optimization design of the honeycomb core density was carried out. Besides, the equivalent mechanical parameters of the honeycomb core were calculated based on the sandwich plate theory. Secondly, taking the random response of the secondary mirror as the goal, the design of laminate of carbon fiber panel honeycomb sandwich plate was optimized, optimum laminate sequence was [0/45/90/-45]_s with the total thickness of 0.8 mm. Based on the equivalent mechanical parameters of the honeycomb core and panel, the finite element model of the entire satellite was analyzed. Finally, the vibration test was carried out, in which the fundamental frequency and random response were collected. The test results shows that the fundamental frequency is 42.2 Hz and the RMS of the secondary mirror is 11.1g, which are both

收稿日期: 2017-04-10; 修订日期: 2017-05-20

基金项目: 国家自然科学基金(41501383)

作者简介: 谭陆洋(1988-), 男, 博士生, 主要从事星载一体化小卫星结构设计方面的研究。Email: tanluyang66@163.com

导师简介: 王栋(1982-), 男, 副研究员, 研究生导师, 博士, 主要从事航天器热控制、小卫星总体结构设计方面的研究。Email: simest@163.com

within a reasonable range and can meet the design requirements.

Key words: optical payload; honeycomb sandwich plate; sandwich theory; carbon fiber panel; optimum design of laminate; random response

0 引言

蜂窝夹层板结构因具有质量轻、强度高、刚度大、减振^[1-3]等特点,在卫星结构设计当中得到广泛的应用。蜂窝夹层复合材料在结构上由蜂窝芯子、面板、胶粘剂三种基本材料组成^[4]。在进行有限元分析时,由于这些通用程序中没有蜂窝结构的单元,致使蜂窝结构的有限元分析不能直接进行,而只能采用等效的方式。等效方法^[5]是首先在理论上找出蜂窝夹层结构的等效力学模型来代替原来的结构,近似地求出所需的等效参数,从而为有限元分析提供必要的参数输入。三明治夹心理论^[6-7]作为最常用的等效理论,已经得到广泛的研究。徐胜今^[8]等采用三明治夹心理论对蜂窝板进行了模态分析。夏利娟^[9]等对蜂窝夹层板在多工况下的优化设计方法进行了研究。

蜂窝芯子提供了夹层板的横向剪切刚度,同时还起到稳定面板,防止局部屈曲的作用。芯子的性能主要通过铝箔的厚度和孔格大小来控制,目前航天领域常用的蜂窝芯子多为铝蜂窝芯材。面板提供了夹层板的全部弯曲刚度及平面内的拉伸度,常用的主要是铝面板^[9]。然而铝作为金属材料,各力学参数无可设计性,因此目前对蜂窝夹层板的研究多集中在蜂窝芯子的等效及优化问题上,而对蜂窝夹层板面板的优化设计研究较少。随着碳纤维材料在航天领域中的广泛应用,碳纤维面板也越来越多地得到应用。碳纤维除具有密度小、比强度高、比模量高、抗振性能好等优点以外,还具有性能可设计性的特点^[10-12]。充分利用碳纤维结构的这一特点,对面板进行优化设计,将对蜂窝板的力学性能产生重要影响。

吉林一号灵巧视频卫星(以下简称视频卫星)是一颗能够对地视频成像的小卫星,高分辨光学相机作为卫星的主载荷,对动力学环境要求极其严格。在整个光机结构当中次镜是响应最大的地方,因此在卫星结构优化设计当中次镜的响应大小往往是设计相机承力结构的重要指标。文中的光学相机的承力结构采用碳纤维面板的蜂窝夹层板结构。为了使蜂

窝夹层板结构力学性能达到最优,在模态和随机振动两种工况下对碳纤维面板进行了碳纤维结构的铺层优化设计,并对蜂窝芯子进行了优化选型。优化进行整星有限元分析及振动试验,结果表明,次镜上的响应得到了显著的抑制,达到了安全范围。文中蜂窝板的优化方法也为以后卫星结构中蜂窝夹层板结构的设计提供了一种新的优化思路,具有很强的工程应用价值。

1 蜂窝板等效理论

三明治夹心理论首先将蜂窝夹芯等效成一厚度不变的各向异性层并进行等效计算,得到等效参数,在有限元软件当中建立蜂窝板的层板(laminate)模型就可以很方便地进行有限元分析。由于这种等效处理的对象为蜂窝夹芯,因此其等效模型可以灵活地用于处理多夹芯层蜂窝板。

在早期的蜂窝夹层结构分析模型中,为了简化分析,蜂窝芯层的面内刚度和弯曲刚度通常被忽略。事实上,虽然蜂窝芯层很软,但由于它相对蒙皮而言具有较大的厚度,因此忽略其面内刚度和弯曲刚度必然会导致不可忽视的误差。三明治夹心理论假定芯层能抵抗横向剪切变形并且具有一定的面内刚度,上、下面板服从 Kirchhoff 假设,忽略其抵抗横向剪应力的能力,则蜂窝芯层可以等效为一均质的厚度不变的正交异性层。

正六边形蜂窝胞元和蜂窝板整体结构示意图分别如图 1 和图 2 所示。

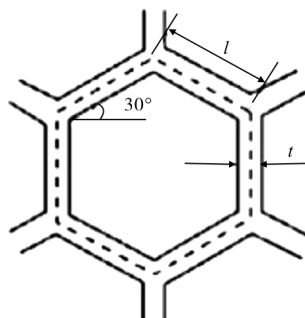


图 1 正六边形蜂窝胞元

Fig.1 Schematic of the hexagon honeycomb base cell

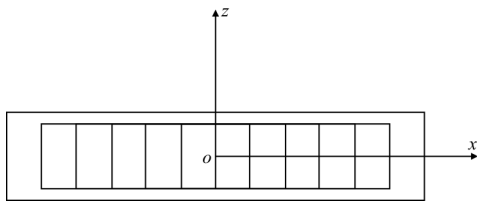


图 2 蜂窝板结构

Fig.2 Honeycomb sandwich plates

正六边形蜂窝夹芯等效弹性参数为:

$$E_x = E_y = \frac{\sqrt{3}}{4} E_s \frac{t^3}{l^3} \quad (1)$$

$$G_{xy} = \frac{\sqrt{3}}{2} \gamma \frac{t^3}{l^3} E_s \quad (2)$$

$$G_{yz} = \frac{\sqrt{3}}{2} \gamma E_s \frac{t}{l} G_s \quad (3)$$

$$\rho = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} \rho_s \quad (4)$$

$$\mu = \frac{1}{3} \quad (5)$$

式中: E_x, G_s, μ 为夹芯层材料参数; γ 为修正系数, 由工艺决定, 一般取 0.4~0.6, 理论值取 1, 文中根据厂家建议取 0.6。

2 载荷安装板优化设计及动力学分析

视频卫星的主载荷为卡塞格林同轴三反光学相机, 次镜为微晶玻璃反射镜, 载荷安装板是整星主承力结构的一部分, 如图 3 所示。一般情况下, 为了保证结构的安全性和可靠性, 主承力结构都有一定的刚度要求。另外, 为了保证光学部件的精度及可靠性, 要求次镜的随机响应要满足一定的安全范围。

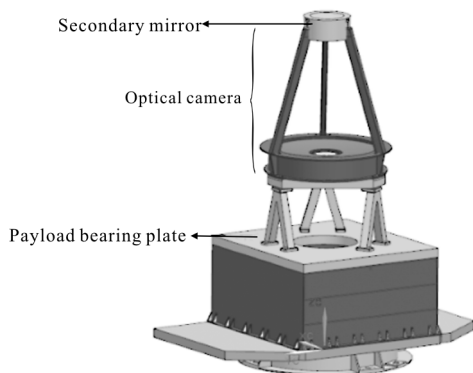


图 3 相机与载荷板安装示意图

Fig.3 Schematic diagram of the camera and the payload bearing plate

2.1 蜂窝芯子的优化选型

蜂窝夹层板的高度以及蜂窝芯子的密度都是影响整星模态的重要因素。目前航天蜂窝芯子密度已经形成标准(常表示为 $l \times t$), 常用的主要有 $3 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$, $5 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$, $5 \text{ mm} \times 0.03 \text{ mm}$ 几种规格。根据运载对整星一阶频率不小于 40 Hz 和整星对载荷板限定在 30 mm 厚度的要求, 对不同密度蜂窝芯子的整星有限元模型进行模态分析(暂定上下面板各 1 mm 厚), 结果如表 1 所示。

表1 不同密度蜂窝芯子的整星基频

Tab.1 Satellite fundamental frequency with different density honeycomb core

| Honeycomb types/mm ² | Fundamental frequency/Hz |
|---------------------------------|--------------------------|
| 3×0.05 | 45.4 |
| 5×0.05 | 42.8 |
| 5×0.03 | 39.1 |

根据以上分析结果可知, 整星模态随着蜂窝芯子密度增大而提高, 规格为 $5 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$ 和 $3 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$ 的蜂窝芯子均使整星的刚度满足了高于 40 Hz 的要求。然而, 小卫星对结构的轻量化设计往往要求更加严格, 因此在满足力学性能的情况下, 为了降低结构质量, 提升载荷比, 文中选取 $5 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$ 密度的蜂窝芯子, 芯子材料为铝合金, 其材料参数如表 2 所示。利用以上三明治夹心理论计算其各力学参数如表 3 所示。

表2 铝合金材料力学参数

Tab.2 Mechanical parameters of aluminum alloy

| E/MPa | $\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ | μ |
|----------------|--------------------------------------|-------|
| 70 000 | 2 700 | 0.3 |

表 3 $5 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$ 规格蜂窝芯子等效力学参数

Tab.3 Equivalent mechanical parameters of $5 \text{ mm} \times 0.05 \text{ mm}$ honeycomb core

| E_x/MPa | E_y/MPa | G_{xy}/MPa | G_x/MPa | G_{yz}/MPa | $\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ | μ |
|------------------|------------------|---------------------|------------------|---------------------|--------------------------------------|-------|
| 0.16 | 0.16 | 0.036 | 90.1 | 135.2 | 31.2 | 0.33 |

2.2 面板的铺层优化

2.2.1 铺层顺序优化的数学模型

目前, 有限元软件对复合材料层压板铺层顺序

的优化问题只能对目标函数进行最大值或最小值的寻优,关于复合材料层压板第一阶固有频率最大(或最小)的优化方法的数学模型已经被提出。对于给定的铺层厚度和铺设角的层压板,以铺层顺序作为设计变量,使其一阶固有频率 f_1 达到最大的问题,可以描述成一个非线性规划问题求解:

$$\text{寻找一组变量 } X=[X_1, X_2, \dots, X_n] \\ \text{使得 } f(x_i) \rightarrow \max \quad (6)$$

式中: x_i 为给定层数和铺层角度的铺层; f 为固有频率。

2.2.2 铺层优化设计的基本原则

在实际的复合材料层合板设计中,单层板厚度往往是确定值(文中为 0.2 mm),同时由于工艺条件的限制,工程结构各层的铺设角度一般由 $0^\circ, \pm 45^\circ$ 和 90° 四种标准层角度组成,因此复合材料结构设计主要优化的是铺层顺序。优化后铺层应当满足以下基本原则:

- (1) 采用 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 的标准铺层;
- (2) 取向相同铺层叠置不能超过两层以上;
- (3) $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$ 的四种铺层中每一种至少要占 10%, 其中 0° 铺层在 20%~40% 之间, $\pm 45^\circ$ 铺层在 40%~60% 之间, 90° 铺层在 10%~30% 之间;
- (4) 避免采用 90° 的层组(载荷方向为 0° 时),用 0° 或 $\pm 45^\circ$ 层隔开;
- (5) 尽量采用对称均衡铺层,以消除热变形翘曲和减小内应力;
- (6) 相邻的铺层夹角一般不大于 60° 。

2.2.3 层合板结构的铺层优化

文中采用 Hypermesh/Optistruct 进行复合材料建模和结构优化,Hypermesh 中 HyperLaminate 模块能够对复合材料模型进行创建、检查和编辑,Optistruct 具有强大而全面的复合材料优化能力,支持从最初的零件结构样式,到铺层裁剪形状和厚度分布,到铺层角度和层数(铺层比),到最终铺层层叠次序的各个阶段的优化设计方法。文中在整星模型中对面板进行铺层优化,关键技术如下:

(1) 在 Hypermesh 中将层合板定义为 Ply + Stack 的复合材料铺层方式,即定义出各种复合材料物理铺层的范围(用单元集表示),一个物理铺层对

应一个 Ply 卡片,然后通过 Stack 卡片把各个 Ply 按次序层叠起来,形成完成的层合板;

(2) 以各 Ply 对应的 ID 为优化变量;

(3) 以铺层厚度最小为优化目标,以整星刚度不小于 40 Hz 为约束条件;

(4) 在 Optimization/discret dvs 中设置铺层角度仅为 $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$;

通过以上设置,最终优化结果为 $[0/45/90/-45]_s$ 。

2.2.4 层合板有限元建模

传统的碳纤维等效力学参数的计算往往伴随着复杂的数学模型和极大的计算量。目前随着有限元软件的完善,已经能够对复合材料层合板进行直接建模并进行分析。

文中采用碳纤维型号为 T-700, 单层厚度为 0.2 mm 的预浸料。利用 Hypermesh/RADIOSS 进行建模如下:

(1) 在 HyperLaminate 模块 PCOMP 卡片中建立层合板 mianban, 根据优化结果为 $[0/45/90/-45]_s$ 进行铺层,如图 4 所示。

(2) 在 Materials 卡片中建立单层 T-700 材料参数,命名为 T700-single,其材料参数如表 4 所示;

| Ply | Material | Thickness T1 | Orientation degrees |
|-----|-------------|--------------|---------------------|
| 1 | T700-single | 0.2 | 0 |
| 2 | T700-single | 0.2 | 45 |
| 3 | T700-single | 0.2 | 90 |
| 4 | T700-single | 0.2 | -45 |
| 5 | T700-single | 0.2 | -45 |
| 6 | T700-single | 0.2 | -90 |
| 7 | T700-single | 0.2 | 45 |
| 8 | T700-single | 0.2 | 0 |

图 4 碳纤维面板铺层结果

Fig.4 Order of laminate of carbon fiber plate

表 4 T-700 单层板力学参数

Tab.4 Mechanical parameters of T-700 single plate

| E_x /GPa | E_y /GPa | G_{xy} /GPa | G_{xz} /GPa | G_{yz} /GPa | ρ /kg·m ⁻³ | μ |
|------------|------------|---------------|---------------|---------------|----------------------------|-------|
| 110 | 9.2 | 4.6 | 4.6 | 4.6 | 1 800 | 0.27 |

2.2.4 优化后动力学分析

根据以上对蜂窝芯子和面板的力学参数对整星有限元模型进行模态分析及随机振动分析。分析结果分布如图 5、6 所示。

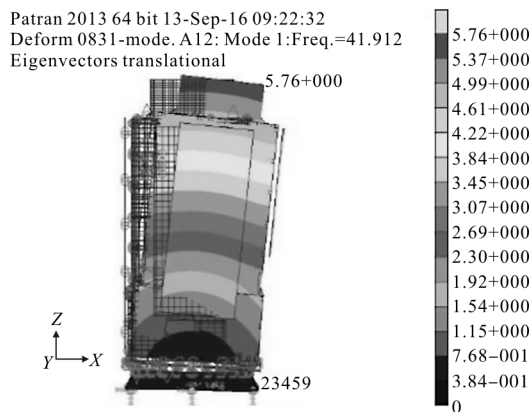
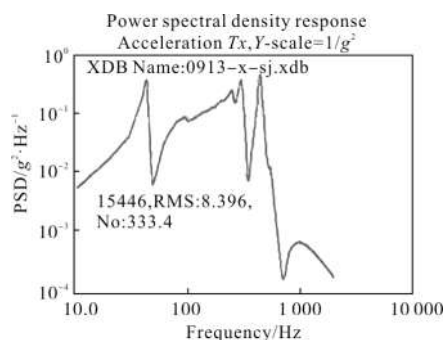


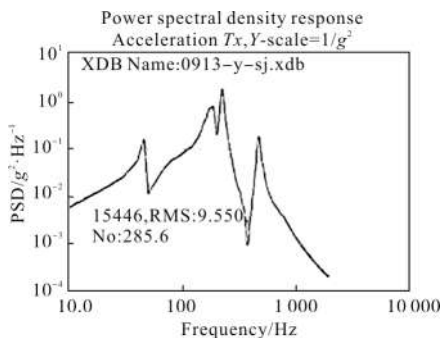
图 5 整星一阶阵型

Fig.5 First order vibration mode of satellite



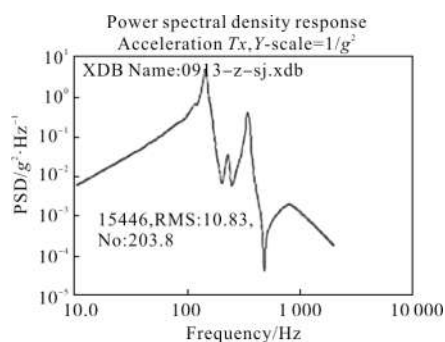
(a) X 向

(a) X direction



(b) Y 向

(b) Y direction



(c) Z 向

(c) Z direction

图 6 次镜随机响应加速度功率谱密度曲线

Fig.6 Acceleration power spectrum density (PSD) response curve of the secondary mirror

优化后整星的有限元分析结果与优化目标相符合,整星的基频达到了 42 Hz,次镜的随机振动响应最大不超过 11 g。次镜材料采用微晶玻璃,一般要求其最大响应不超过 15 g,因此文中优化结果满足次镜对随机环境的要求。

3 试验验证及结果分析

按照优化结果加工初样产品,对整星进行初样振动试验,如图 7 所示。在卫星主承力结构及次镜上粘贴加速度传感器,对试验数据进行采集。根据扫频曲线得到整星模态,如图 8 所示。根据随机振动结果得到次镜功率谱密度曲线,如图 9 所示。整星各方向一阶基频及随机响应 RMS 值如表 5 所示。

由试验数据可知,有限元分析结果与试验结果相符合,随机响应分析最大误差为 5.6%,在合理范围之内,说明以上优化分析结果真实有效。



图 7 视频星整星振动试验

Fig.7 Vibration test of the ShiPin Satellite

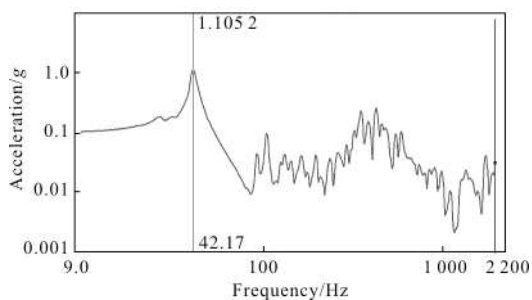
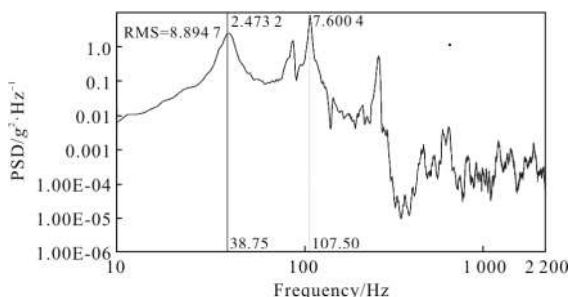


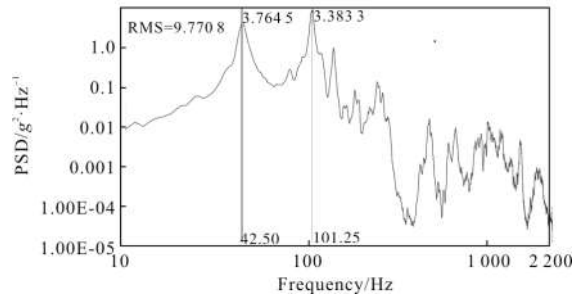
图 8 X 向扫频曲线

Fig.8 Frequency sweep curve of X-direction



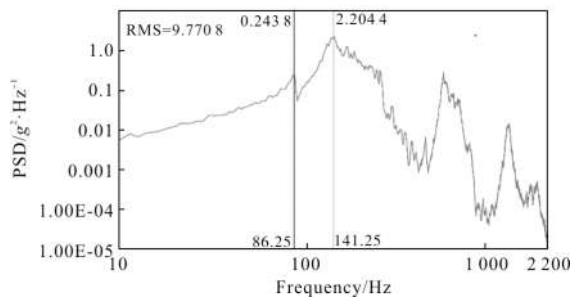
(a) X 向

(a) X direction



(b) Y 向

(b) Y direction



(c) Z 向

(c) Z direction

图 9 次镜随机振动加速度功率谱密度曲线

Fig.9 Acceleration power spectrum density (PSD) response curve of the secondary mirror

表 5 整星基频及次镜随机响应

Tab.5 Fundamental frequency of the satellite and random response of the secondary mirror

| Satellite direction | Frequency /Hz | RMS by vibration test/g | RMS by TME analysis/g | Analysis error |
|---------------------|---------------|-------------------------|-----------------------|----------------|
| X direction | 42.2 | 8.9 | 8.4 | 5.6% |
| Y direction | 46.4 | 9.8 | 9.6 | 2.0% |
| Z direction | 150.3 | 11.1 | 10.8 | 2.7% |

由试验数据可知,有限元分析结果与试验结果相符合,随机响应分析最大误差为 5.6%,在合理范围之内,说明以上优化分析结果真实有效。

4 结论

蜂窝夹层结构复合材料已经成为国内外航天器一种重要结构材料,碳纤维面板的蜂窝板在卫星结构上也逐渐得到了应用。文中充分利用碳纤维结构的可设计性的特点对蜂窝板面板进行了铺层优化设计。得到如下结论:

(1) 整星基频为 42.2 Hz,达到了运载的要求;次镜随机振动响应最大为 11.1g,完全满足了使用要求。

(2) 有限元分析结果能够与整星振动试验结果吻合,说明文中采用的蜂窝板三明治夹心理论对力学参数的等效比较精确。

(3) 文中为碳纤维蒙皮蜂窝板结构的设计提供了一种优化方法,有很强的工程应用价值。

参考文献:

[1] Qin Yuling, Kong Xiangren, Luo Wenbo. RSM-based FEM model updating for a carbon fiber honeycomb sandwich panel [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(7): 71-86. (in Chinese)
秦玉灵, 孔宪仁, 罗文波. 基于响应面方法的碳纤维蜂窝板有限元模型修正[J]. *振动与冲击*, 2011, 30(7): 71-86.

[2] Wang Pingping, Luo Wenbo, Zou Jingxiang, et al. Dynamic analysis of the carbon fiber honeycomb sandwich structure [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2002, 19(6): 134-136. (in Chinese)
王萍萍, 罗文波, 邹经湘, 等. 碳纤维蜂窝夹层板结构动特性分析[J]. *复合材料学报*, 2002, 19(6): 134-136.

- [3] Wo Xiyuan, Xia Yingwei, Tu Bin. The property of honeycomb sandwich structure and the destroy mode analyzing [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2005, 26(4): 45-49. (in Chinese)
沃西源, 夏英伟, 涂彬. 蜂窝夹层结构复合材料特性及破坏模式分析[J]. *航天返回与遥感*, 2005, 26(4): 45-49.
- [4] Wei Lei, Jin Guang, Xie Xiaoguang, et al. Optimized design of primary load-bearing structure for earth observation micro-satellite [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(11): 3183-3191. (in Chinese)
魏磊, 金光, 谢晓光, 等. 对地观测小卫星主承力结构的优化设计与试验[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(11): 3183-3191.
- [5] Zhai Guang, Yang Xiaoping, Liang Bin, et al. Model analysis of multi-interlayer honeycomb plate-based on equivalent theory [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2007, 29(3): 517-520. (in Chinese)
翟光, 杨小平, 梁斌, 等. 基于等效理论的多夹心层蜂窝板模态分析[J]. *机械强度*, 2007, 29(3): 517-520.
- [6] Wang Jiawei, Chen Minsun, Jiang Houman. Experimental study on the temperature effect on the flexural properties of Nomex honeycomb sandwich structure [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(1): 0120004. (in Chinese)
王家伟, 陈敏孙, 江厚满. Nomex 蜂窝夹层板弯曲性能温度相关性的实验研究 [J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(1): 0120004.
- [7] Soliman H E, Makhecha D P, Vasudeva S, et al. On the static analysis of sandwich panels with square honeycomb core [J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(3): 627-634.
- [8] Xu Shengjin, Kong Xianren, Wang Benli, et al. Method of equivalent analysis for statics and dynamics behavior of orthotropic honeycomb sandwich plates [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2000, 17 (3): 92-95. (in Chinese)
徐胜今, 孔宪仁, 王本利, 等. 正交异性蜂窝夹层板动、静力学问题的等效分析方法 [J]. *复合材料学报*, 2000, 17 (3): 92-95.
- [9] Xia Lijuan, Yu Yin, Jin Xianding. Optimum design of composite honeycomb sandwich panels subjected to multiple case of load [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2005, 24(3): 117-120. (in Chinese)
夏利娟, 余音, 金咸定. 复合材料蜂窝夹层板结构的多工况优化设计研究[J]. *振动与冲击*, 2005, 24(3): 117-120.
- [10] Xiu Yingshu, Cui Degang. Ply optimization design for stability of composite laminates [J]. *Engineering Mechanics*, 2005, 22(6): 212-216. (in Chinese)
修英姝, 崔德刚. 复合材料层合板稳定性的铺层优化设计 [J]. *工程力学*, 2005, 22(6): 212-216.
- [11] Tan Luyang, Wang Dong, Kong Lin. Suppression of random vibration response of optical satellite by matching honeycomb stiffened plates' structure parameters [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(2): 372-380. (in Chinese)
谭陆洋, 王栋, 孔林. 基于蜂窝加肋板结构参数匹配抑制光学卫星随机响应[J]. *光学精密工程*, 2016, 24(2): 372-380.
- [12] Xia Yu, Zeng Chunmei, Guo Peiji. Lay-up design of quasi-isotropic CFRP mirror for active forming [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(7): 1885-1892. (in Chinese)
夏瑜, 曾春梅, 郭培基. 主动成形准各项同性 CFRP 复合材料反射镜的铺层设计 [J]. *红外与激光工程*, 2012, 41 (7): 1885-1892.