

光学小卫星蜂窝主承力板的设计与测试

蒋 权^{1,2,3}, 杨洪波^{1,2}, 李宗轩², 张 雷²

(1. 中国科学院苏州生物医学工程技术研究所, 江苏 苏州 215163 ;

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. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 为了满足星载一体化光学小卫星对主承力板的刚度和重量要求, 降低主承力板上各单机的动力学响应, 对工程常用的蜂窝夹层板等效理论和动力学分析方法进行研究。首先, 介绍了六边形蜂窝芯子的等效理论和考虑胶层的面板等效理论。建立了某星载一体化光学小卫星-Y 向主承力板的有限元模型, 以重量和动态刚度为目标, 对蜂窝芯子参数进行优化分析。通过分析比较不同芯子蜂窝板的重量和刚度, 最终选择壁厚为 0.03 mm, 边长为 5 mm 的蜂窝芯子。然后, 在模态分析的基础上, 对蜂窝主承力板进行正弦振动和随机振动分析。最后, 进行相应的正弦振动和随机振动试验。分析与试验结果表明: 一阶自然频率误差为 1.9%; 正弦加速度响应误差为 4.5%; 随机均方根加速度响应误差为 3.7%。表明分析模型建立准确, 参数等效合理, 动力学响应分析准确, 并且能满足卫星结构总体和各个星上单机对主承力板的动力学响应要求。

关键词: 卫星; 蜂窝板; 等效; 动力学响应

中图分类号: TP394.1; TH691.9 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.1235001

Design and experiment of honeycomb sandwich plate of optical small satellite

Jiang Quan^{1,2,3}, Yang Hongbo^{1,2}, Li Zongxuan², Zhang Lei²

(1. Suzhou Institute of Biomedical Engineering and Technology, Chinese Academy of Sciences, Suzhou 215163, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

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

Abstract: In order to meet the requirements of honeycomb sandwich plate of an optical small satellite on the weight and stiffness, and to reduce the dynamic response of components on honeycomb sandwich plate, the equivalent theory and dynamic analysis of honeycomb sandwich plate were studied. First of all, the equivalent theory of the hexagon honeycomb core and the face sheet with adhesive layer were introduced. Then, the finite element model of -Y honeycomb sandwich plate of an optical small satellite were established, and the optimization analysis of the honeycomb core parameter with the weight and dynamic stiffness as the goal was performed. Analyzing and comparing the weight and stiffness of

收稿日期: 2016-04-05; 修订日期: 2016-05-03

基金项目: 国家 863 计划(2012AA121502)

作者简介: 蒋权(1989-), 男, 博士生, 主要从事空间光学遥感器动力学分析方面的研究。Email: 944125508@qq.com

导师简介: 杨洪波(1963-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事机电一体化、系统动力学仿真方面的研究。Email: yanghb@vip.163.com

different core, finally, the honeycomb core of 0.03 mm in thickness and 5 mm in length was chosen. And then, on the basis of modal analysis, sine vibration and random vibration analysis are performed on the honeycomb sandwich plate. Finally, the sine and random vibration test are carried out. The experimental results and analytic solution showed that the first natural frequency error is 1.9%; the sine acceleration response error is 4.5% and the random acceleration response RMS error is 3.7%. These indicated that the analysis model is established accurately, the equivalence of parameters is reasonable and the dynamic analysis is accurate, and thus could meet the dynamic response requirements of satellite integration and each single component on the honeycomb sandwich plate.

Key words: satellite; honeycomb sandwich plate; equivalent; dynamic response

0 引言

卫星在发射过程中,会受到运载火箭升空时火箭发动机的脉动推力、喷气噪声以及紊流边界层噪声等综合产生的随机振动激励。环境激励将通过运载火箭与卫星连接的适配器,直接从星箭界面传递到卫星,逐级作用于各个次级系统和组件的结构上,影响设备的性能和可靠性。星载一体化光学小卫星由于采用卫星平台与载荷一体化结构设计^[1-2],主承力板围绕载荷布局的同时,也作为星上单机的安装板。使得卫星主承力板在卫星发射阶段承受着更为恶劣的动力学条件。主承力板上密集的单机分布也使得在进行主承力板动力学优化分析时需要同时考虑各个单机安装点的动力学响应。整星的动力学优化是建立在各个承力板动力学优化的基础之上的,承力板动力学响应计算的准确性直接关系到整星动力学响应的计算精度。主承力板的动力学响应同时还关系到放置在承力板上的单机位置是否合理、响应是否过大等卫星设计过程中至关重要的问题。承力板上各个单机位置的响应在设计完成阶段应作为整星对单机的动力学指标下达到各单机分系统,因此,卫星复合主承力板的设计与分析成为整个卫星研制过程中至关重要的步骤。蜂窝复合材料由于其独特的结构形式,具有许多单质材料和常规复合材料所不具备的优异性能,现已成为航空航天结构中不可或缺的材料之一^[3]。常见的蜂窝芯子类型有三角形、四边形、六边形,其中六边形蜂窝材料以其较高的比刚度和比强度,稳定的制造工艺,被广泛应用于航空航天结构中^[4],文中所涉及的星载一体化光

学小卫星蜂窝主承力板均是采用六边形蜂窝芯子。在进行蜂窝主承力板的动力学分析时,3 维实体建模能够较好模拟蜂窝材料的性能,但是建模过程复杂,计算成本高。因此,通常的分析方法是将蜂窝主承力板等效为正交各向异性均质材料板,该方法在保证一定工程计算精度的同时显著地减小了模型的规模,提高了计算效率。

目前常用的等效理论有三种:三明治夹芯板理论、蜂窝板理论和等效板理论。张铁亮等^[5]通过对三种不同等效方法的静、动力计算结果比较,指出三明治夹芯板理论为蜂窝夹层材料等效的优选方法。蜂窝芯子等效参数估算一直是蜂窝夹层板动力学特性研究的难点,文中首先以蜂窝芯子等效理论计算的蜂窝芯子参数为基础;将面板与胶层等效为层合材料^[6],计算出其等效弹性参数,并运用三明治夹芯理论计算蜂窝夹层板的等效动力学参数。最终建立蜂窝夹层板动力学分析模型并进行模态分析。在模态分析的基础上,进而进行蜂窝板组件的正弦振动和随机振动响应分析。最后,进行相应的正弦振动和随机振动试验。试验结果表明,一阶自然频率误差为 1.9%;正弦加速度响应误差为 4.5%;随机均方根加速度响应误差为 3.7%。

1 蜂窝夹层板的数学模型

1.1 蜂窝芯子的建模

图 1 为典型的蜂窝夹芯板结构示意图,蜂窝板理论以动力学方程为基础,将整个蜂窝夹层板等效成等刚度、同尺寸的正交各向异性板,同时考虑面板和夹芯层的面内和面外力学特性,推导出等效板的

等效力学公式。

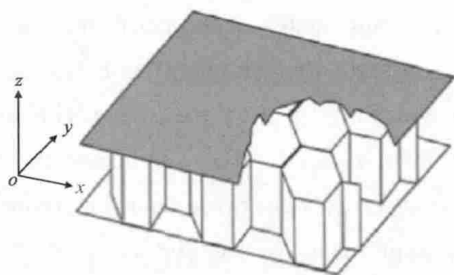


图 1 典型的蜂窝夹心板

Fig.1 Typical honeycomb sandwich panel

图 2 为单个蜂窝芯子结构示意图, 对于等壁厚的正六边形蜂窝芯子^[7], $h=l$, $\theta=30^\circ$, 蜂窝芯子等效动力学参数可通过如下公式计算:

$$\begin{aligned} E_x=E_y &= \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l} \right)^3 E_s, E_z = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E_s \\ u_x &= 1 - 4 \left(\frac{t}{l} \right)^2, u_y = 1 - \frac{8}{3} \left(\frac{t}{l} \right)^2 \\ G_{xy} &= \frac{\sqrt{3}}{2} \left(\frac{t}{l} \right)^3 E_s, G_{xz} = \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} G_s \\ G_{yz} &= \frac{\gamma\sqrt{3}}{2} \frac{t}{l} G_s, \rho = \frac{8}{3\sqrt{3}} \frac{t}{l} \rho_s \end{aligned} \quad (1)$$

式中: ρ_s 、 E_s 、 G_s 表示蜂窝材料的密度、弹性模量、剪切模量; E_x 、 E_y 、 E_z 表示等效弹性模量; G_{xy} 、 G_{xz} 、 G_{yz} 表示等效剪切模量; u_x 、 u_y 表示等效泊松比; ρ 表示等效密度; t 、 l 表示蜂窝芯子的壁厚和边长; γ 为修正因子, 由工艺决定, 一般取 0.4~0.6。

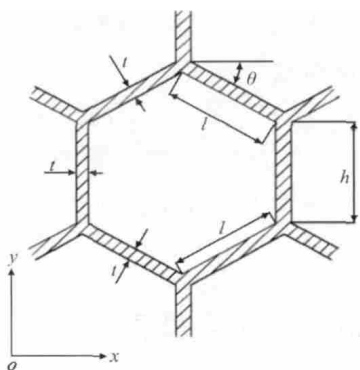


图 2 蜂窝芯子结构示意图

Fig.2 Structure of honeycomb core

1.2 层合板的建模

常用的蜂窝夹层结构通常是由上下两块面板之

间夹一层蜂窝芯层组成, 是复合材料的常用结构^[8], 如图 3 所示。蜂窝芯层与面板之间通常采用胶连接, 因此在进行蜂窝板的等效分析时, 胶层的影响不容忽视^[9]。在进行蜂窝板建模分析时, 张佳佳等^[10]采用实体有限元建模的方法, 分析了胶黏剂在蜂窝夹层结构变形中的作用; Tanimoto 等^[11]采用梁单元等效胶层与芯层; 姜东等提出将面板与胶层等效为层合材料, 并推导了其等效弹性参数。文中结合蜂窝芯子等效理论、三明治夹芯板理论及胶层与面板的等效方法建立了蜂窝板的有限元模型, 通过动力学分析和试验, 验证了模型的准确性和等效的合理性。

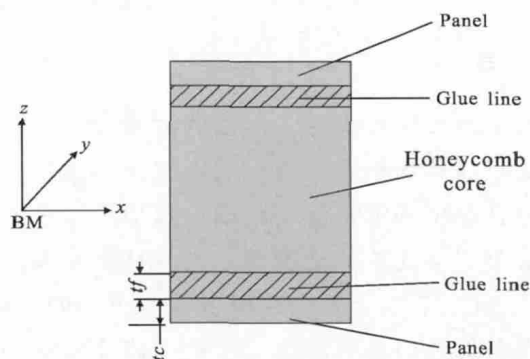


图 3 蜂窝夹心板结构

Fig.3 Structure of honeycomb sandwich plate

图 3 为蜂窝板结构示意图, t_c 、 t_f 分别为面板和胶层厚度。通常情况下面板和胶层的厚度远小于板的面内尺寸, 假定面板和胶层粘接良好, 没有相对滑动, 可以考虑为理想的弹性板。通过对材料主方向的单向拉伸来计算三个等效弹性模量, 考虑 x - y 、 x - z 、 y - z 三个平面内的等效剪切模量。

分别沿 x 、 y 向对层合板进行单轴拉伸, 面板与胶层的变形相同, 则

$$\frac{\sigma_s}{E_s} = \frac{\sigma_c}{E_c} = \frac{\sigma_f}{E_f} \quad (2)$$

由于层合板在垂直于拉伸方向的截面受力等于面板与胶层受力之和, 即

$$(A_c + A_f) \sigma_s = A_c \sigma_c + A_f \sigma_f \quad (3)$$

$$(t_c + t_f) \sigma_s = t_c \sigma_c + t_f \sigma_f \quad (4)$$

式中: σ 为应力; E 为弹性模量; A 为截面积; 下标 s 、 c 、 f 分别表示层合材料、面板和胶层。将公式(2)代入公式(4), 得到层合材料 x 、 y 向的弹性模量为:

$$E_{xx} = E_{yy} = \frac{t_c E_c + t_f E_f}{t_c + t_f} \quad (5)$$

当沿 z 向进行单轴拉伸时, 由于层合材料、面板、胶层沿垂直于 z 轴的应力相等, 因此层合材料的位移等于面板位移与胶层位移之和, 由此求得层合材料 z 向的弹性模量为:

$$E_{sz} = \frac{1 + \frac{t_f}{t_c}}{1 + \frac{t_f}{t_c} \frac{E_c}{E_f}} E_c \quad (6)$$

同理, 对于 $x-y, x-z, y-z$ 平面的纯剪切, 可得到三个剪切模量为:

$$G_{xy} = \frac{t_s G_s + t_g G_g}{t_s + t_g} \quad (7)$$

$$G_{sz} = G_{yz} = \frac{1 + \frac{t_c}{t_f}}{1 + \frac{t_f}{t_c} \frac{G_c}{G_f}} G_c \quad (8)$$

层合材料的等效密度可通过如下公式计算:

$$\rho = \frac{\rho_c t_c + \rho_f t_f}{t_c + t_f} \quad (9)$$

2 蜂窝夹层板的动力学分析

2.1 模态分析、参数设计

某光学小卫星-Y 向主承力板采用单层夹心蜂窝复合板, 主要由三层组成, 上下两层为铝质面板, 厚度为 0.3 mm, 中间层为正六边形铝蜂窝夹心, 夹心高度 29.4 mm, 整个蜂窝板厚度为 30 mm。其中, 蜂窝板面板和胶层相关参数如表 1 所示。考虑到实际情况下蜂窝板上安装了具有相应功能的卫星机构单机, 因此在建模分析时, 将蜂窝板上的单机采用 0 质量点模拟, 单机与面板之间采用 MPC 刚性连接。

表 1 面板、胶层的材料参数

Tab.1 Material parameter of face sheet and adhesive layer

	Panel	Glue
Material	Aluminium	Epoxy resin
E/GPa	68	5
Density/ $\text{Kg} \cdot \text{m}^{-3}$	2 700	1 500
Thickness/mm	0.3	0.15

蜂窝板制造厂家提供的可供选择的蜂窝芯子参数如表 2 所示。其中, t 为六边形蜂窝芯子壁厚, l 为六边形芯子的边长, $c=t/l$, 即芯子厚度与长度的比值。

表 2 可选的蜂窝芯子壁厚和边长值

Tab.2 Optional thickness and length of honeycomb core

$c=t/l$	$t=0.03 \text{ mm}$	$t=0.04 \text{ mm}$	$t=0.05 \text{ mm}$
$l=3 \text{ mm}$	0.01	0.013	0.017
$l=4 \text{ mm}$	0.007 5	—	0.012 5
$l=5 \text{ mm}$	0.006	0.008	0.01

根据三明治夹芯板理论, 面板建模时考虑胶的影响, 芯子采用六边形蜂窝芯子等效理论进行等效, 建立某光学小卫星-Y 向主承力板的有限元模型。根据公式(5)~(9)等效后的面板参数如表 3 所示。

表 3 考虑胶层的面板等效参数计算值

Tab.3 Equivalent parameter of face sheet with adhesive layer

Equivalent parameter	Calculated value
E_{cx}/MPa	42 800
E_{cy}/MPa	42 800
E_{cz}/MPa	11 400
G_{cxy}/MPa	16 500
G_{cyz}/MPa	4 400
G_{cxz}/MPa	4 400
$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	2 200
μ/eq	0.33

在蜂窝板长度、宽度、厚度等参数确定的情况下, 比值 c 成为蜂窝复合板的主要设计参数。不同的芯子规格参数可以等效出不同的蜂窝板动力学参数, 表 4 为壁厚分别取 0.03、0.04、0.05 mm、边长分别取 3、4、5 mm 时, 根据公式(1)等效得到的蜂窝芯子参数。

表 4 不同蜂窝芯子参数的等效值

Tab.4 Equivalent parameter of different honeycomb core

$C=t/l$	$E_x=E_y$ /MPa	E_z /MPa	ρ /kg·m ⁻³	G12 /MPa	G23 /MPa	G31 /MPa
0.03/5	0.033 9	471	24.9	0.012 72	81	54
0.04/5	0.080 3	628	33.2	0.030 15	108	72
0.05/5	0.156 9	785	41.5	0.058 89	135	90
0.03/4	0.066 2	588	31.1	0.024 85	101	67.5
0.05/4	0.306	981	51.8	0.114 83	169	112.5
0.03/3	0.156 9	785	41.5	0.058 89	135	90
0.04/3	0.371 8	1044	55.3	0.139 57	180	120
0.05/3	0.721 7	1311	69.1	0.270 89	225	150

利用有限元软件 MSC.patran 建立蜂窝板组件的有限元模型,蜂窝板采用 2 维面单元模拟;为进行振动试验,设计相应的振动工装,工装采用 3 维体单元模拟。载荷板上的单机采用 0 维质量点模拟,单机与面板之间采用 MPC 连接。利用 MSC.Nastran 进行蜂窝板组件的模态分析,得到蜂窝板组件的一阶模态。图 4 所示为以 $c=0.006$ 为算例时蜂窝板组件的第一阶振型云图,自然频率为 36.0 Hz。从振型云图可知,蜂窝板一阶模态主要是沿垂直于蜂窝板平面方向上的振动。因此,文中主要对蜂窝板组件沿垂直于蜂窝板平面方向的分析 and 试验进行研究,其他两个方向上的研究方法与之类似,下文也只对这一个方向上的分析和试验结果进行讨论。

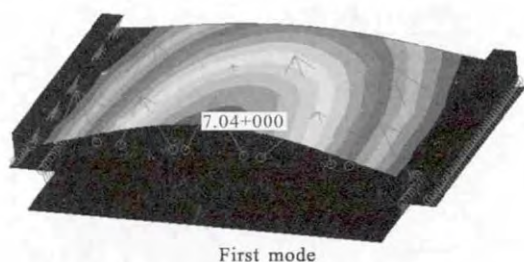


图 4 蜂窝板第一阶模态

Fig.4 First three modes of honeycomb plate

同理,对于不同蜂窝芯子设计参数 c ,计算等效后对应的蜂窝板参数,等效密度和一阶自然频率,计算结果如表 5 所示。在其他条件不变的情况下。等效密度代表蜂窝板的重量,而一阶频率代表蜂窝载荷板的整体刚度,将蜂窝板重量和整体刚度与设计参数 c 的关系绘制成曲线如图 5 所示。

表 5 不同蜂窝芯子规格下蜂窝板的一阶频率

Tab.5 First natural frequency of different honeycomb core

t/l	$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	First natural frequency/Hz
0.006	24.9	36.1
0.007 5	33.1	36.5
0.008	33.2	36.6
0.01	41.5	37.0
0.012 5	51.8	37.5
0.013 3	55.3	37.6
0.016 7	69.1	38.0

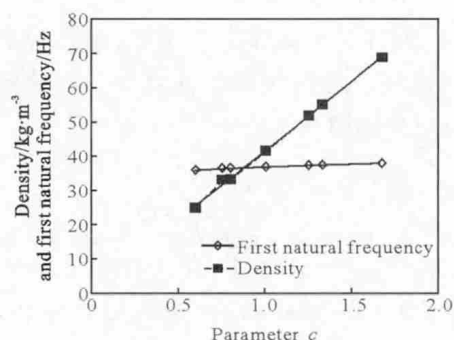


图 5 不同参数 c 对应的蜂窝板组件刚度和重量

Fig.5 Variation of stiffness and weight with c

根据卫星结构总体给出的蜂窝主承力板动力学设计要求,蜂窝板组件一阶自然频率不能低于 30 Hz。从表 5 可看出,所有芯子规格下的蜂窝板组件均满足一阶自然频率要求。

由图 5 可知,芯子设计变量 c 从 0.006~0.016 7 变化,芯层重量由 1.29 kg 变到 3.25 kg,蜂窝板组件刚度由 36 Hz 变到 38 Hz。 c 增大能提高蜂窝板刚度,但是提高量不显著;然而 c 的增大同时也会导致蜂窝芯层重量增大。使用蜂窝板的目的是在保证结构强度和刚度的同时,尽可能降低结构重量,提高卫星有效载荷比。综合考虑卫星结构的刚度和重量,最终选择 c 为 0.006。壁厚取 0.03mm、边长取 5 mm 时等效得到的蜂窝芯子参数计算值及蜂窝板组件一阶自然频率如表 6 所示。

表 6 蜂窝芯子等效参数计算值

Tab.6 Equivalent parameter of honeycomb core calculated value

Equivalent parameter	Calculated value
E_{11}/MPa	0.033 9
E_{22}/MPa	0.033 9
E_{33}/MPa	471
G_{12}/MPa	0.012 72
G_{23}/MPa	81
G_{31}/MPa	54
$\rho/\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	24.9
μ	0.33
Natural frequency/Hz	36.0

2.2 正弦和随机响应分析

在选定蜂窝芯子参数后,在模态分析的基础上

进一步进行正弦和随机响应分析。卫星随机振动环境以基础随机激励的加速度功率谱密度形式给出,对于卫星主承力板,随机振动载荷由整星结构提供,作用于载荷板两端。正弦和随机振动输入由整星振动试验结果确定。根据整星振动试验中测得的与载荷板接口处的正弦和随机振动响应,制定相应的单板正弦和随机振动试验量级。正弦振动试验条件和随机振动试验条件分别如表 7、8 所示,正弦振动频率范围为 5~100 Hz,随机振动频率范围为 10~2 000 Hz。

表 7 正弦振动试验条件

Tab.7 Amplitude for sine vibration

Frequency/Hz	Magnitude(o-p)
5-8	2.73 mm
8-100	0.35 g
Scan rate	4 oct/min

表 8 随机振动试验条件加速度功率谱(ASD)

Tab.8 ASD description of random vibration

Frequency/Hz	ASD
10-150	+3 dB/oct
150-60	0.010 g ² /Hz
600-2 000	-9 dB/oct
G _{RMS}	2.74
Time	30 s

进行频响分析时,需要输入结构的阻尼比。结构的阻尼比 ζ 一般可通过模态测试试验获得,此外还能通过幅频特性曲线,采用半功率法计算获取。半功率法计算阻尼的原理^[12]如图 6 所示,通过公式(10)可计算结构的阻尼比。

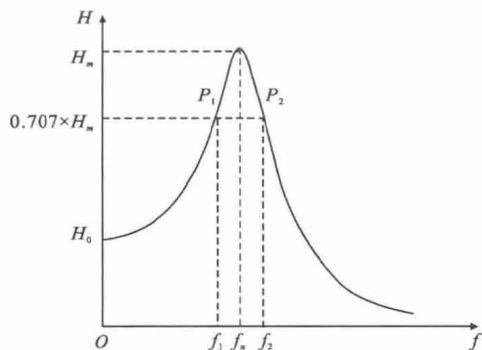


图 6 半功率法计算阻尼原理图

Fig.6 Half-power method for damping estimation

$$\zeta = \frac{1}{2} \times \frac{f_2 - f_1}{f_n} \quad (10)$$

在 MSC.NASTRAN 中,用直接法进行频率响应分析时,需要输入一个结构阻尼因子。结构阻尼系数、结构动力放大因子、结构阻尼比有如下的关系^[13]:

$$Q = \frac{1}{2\zeta} = \frac{1}{G} \quad (11)$$

蜂窝板组件沿垂直于蜂窝板平面方向的 0.1 g 扫频特征曲线如图 7 所示。一阶模态为 36.7 Hz。

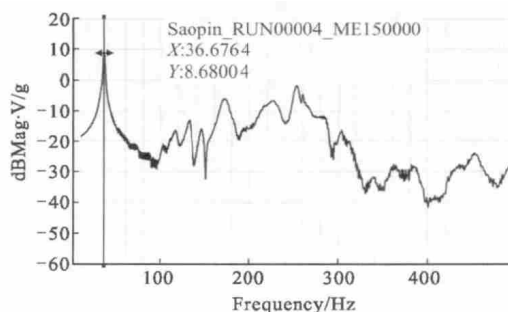


图 7 0.1 g 扫频加速度响应曲线

Fig.7 Acceleration response curve of 0.1 g input

通过半功率法计算得到,蜂窝板组件在 0.1 g 载荷条件下,沿垂直于蜂窝板平面方向的结构阻尼为 0.019。

对蜂窝板进行正弦振动分析,根据分析结果,斜向飞轮安装位置附近响应相对较大,因此,选取 Node18670 点作为正弦振动的考察点。当沿垂直于蜂窝板平面方向施加如表 7 所示正弦振动试验量级的激励时,蜂窝板上参考点的加速度响应曲线如图 8 所示,共振处的加速度响应为 10.5 g,放大 30 倍。

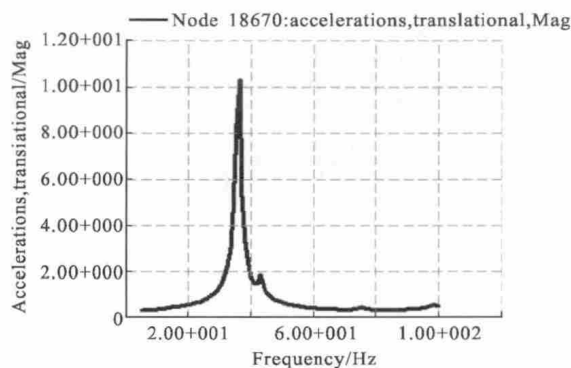


图 8 加速度响应曲线

Fig.8 Curve of the acceleration response

对蜂窝板进行随机振动分析,根据分析结果,磁

力矩器安装位置附近响应相对较大,因此,选取 Node 18967 点作为考察点。当沿垂直于蜂窝板平面方向施加如表 8 所示随机振动试验量级的激励时,蜂窝板上参考点的加速度功率谱密度响应如图 9 所示,均方根加速度响应为 11.1 Grms,放大倍数为 3.9 倍。

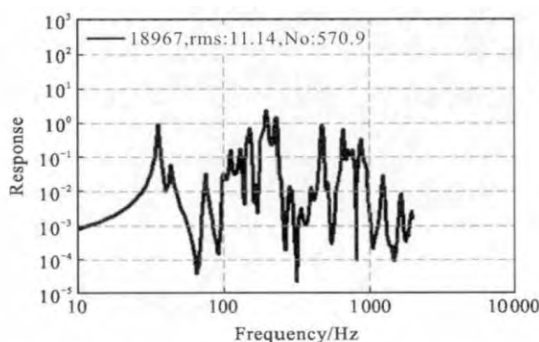


图 9 随机振动加速度响应功率谱密度(PSD)

Fig.9 Power spectrum density(PSD) of the acceleration response under random vibration

3 试验验证

根据文中分析结果,设计并加工出了某星载一体化光学小卫星-Y向主承力板。为了验证蜂窝主承力板设计的合理性和分析结果的准确性,对蜂窝板进行了正弦振动和随机振动试验,试验现场如图 10 所示。为验证正弦和随机振动分析的准确性,分别在斜向飞轮附近和磁力矩器附近粘贴加速度传感器,对应传感器编号分别为 M15、M11。

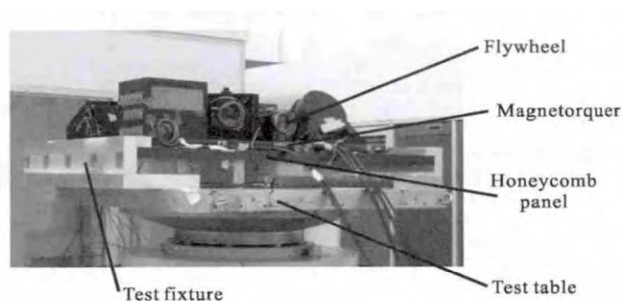


图 10 试验现场图

Fig.10 Placement of vibration test

图 11 所示为正弦振动试验过程中传感器 M15 采集到的数据,共振处的加速度响应为 11.0 g。一阶自然频率为 36.5 Hz,与分析结果相差 0.5 Hz,误差小于 2%,说明了模型建立准确,参数等效合理。

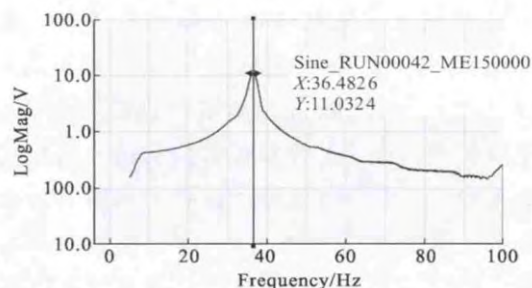


图 11 加速度响应试验结果

Fig.11 Test result of the acceleration response

如图 12 所示为随机振动试验过程中传感器 M11 采集到的数据,均方根加速度响应为 10.7 Grms。

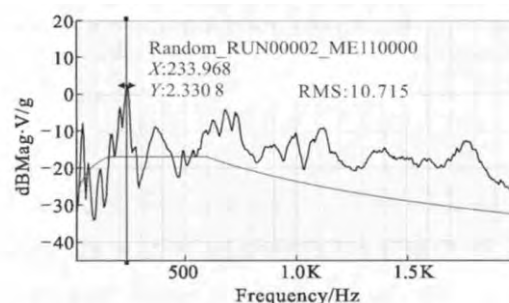


图 12 加速度响应功率谱密度(PSD)试验结果

Fig.12 Test result of power spectrum density(PSD) of the acceleration response

如表 9 所示,将试验结果与分析结果进行对比分析,结果表明,蜂窝板组件正弦振动加速度响应分析误差为 4.5%,随机振动均方根加速度响应分析误差为 3.7%,满足工程要求。

表 9 试验结果与分析结果对比

Tab.9 Comparison of experimental result and anaiytic solution

	Frequency/Hz	Response of sine/g	Response of random/g ² ·Hz ⁻¹
Analysis result	36.0	10.5	11.1 g ² /Hz
Test result	36.7	11.0	10.7 g ² /Hz
Absolute error	0.6	0.5	0.4 g ² /Hz
Relative error	1.9%	4.5%	3.7%

根据以往相同量级卫星的成功经验和同类型卫星单机的振动试验数据,结构总体给出蜂窝主承力板动力学设计要求如下:文中给出正弦振动量级下,共振频率处加速度响应不超过 20 g;文中给出的随机振动量级下,加速度均方根响应不超过 17 Grms。

因此,蜂窝板组件的动力学分析结果和振动实验结果均满足设计要求。

4 结 论

文中设计的蜂窝主承力板满足卫星总体和星上各个单机的动力学响应要求。基于文中设计的蜂窝主承力板现已加工完成,并成功应用于某星载一体化光学小卫星结构中,顺利完成所有整星动力学试验。该卫星已于 2015 年 10 月成功发射。结合各阶段内容,对文中工作进行如下总结:

(1) 在蜂窝板长度、宽度、厚度确定的情况下,引进六边形蜂窝芯子壁厚与边长的比值 c ,作为蜂窝芯子的主要设计参数。综合考虑蜂窝板的刚度和重量,最终选择 c 为 0.006。从而选择壁厚为 0.03 mm、边长为 5 mm 的蜂窝芯子。

(2) 利用有限元分析软件对某星载一体化小卫星-Y 向主承力板进行了动力学特性分析,得到了蜂窝主承力板的一阶自然频率、正弦加速度响应和随机均方根加速度响应。并进行了相应的动力学试验,比较试验数据与分析结果表明,蜂窝板模型建立准确,参数等效合理,一阶自然频率分析误差小于 2%,正弦加速度响应和随机均方根加速度响应误差均小于 5%,分析精度满足工程要求。

(3) 动力学响应分析结果与建模精度、阻尼选取、计算步长等有关。文中使用的半功率法估计阻尼,用第一阶主峰的能量替代所有峰值的能量,得出的阻尼值比实际偏大。另外采用 0 维质量点模拟单机以及采用 MPC 刚性连接也会对载荷板刚度带来影响,使结构刚度偏大,进行动力学响应分析时,由于峰值后移带来一定的误差。

(4) 同时,实验结果也存在着一定的误差,如进行振动试验时,由于工装固定不稳带来的影响,以及传感器粘接不稳带来的影响。

(5) 进一步的设计与分析应该围绕更多的蜂窝板设计参数和更具体的边界条件进行,将如何降低蜂窝板重量和提高刚度进一步转化为蜂窝板设计时的约束条件。并采用更准确的建模方法模拟单机特性,以及采用更合适的方法估计阻尼,如模态阻尼等。

参考文献:

[1] Gu Song, Liu Chunyu, Jia Xuezhi. Integrated design of bus and payload structure of small optical remote sensing satellite

[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(12): 207-214. (in Chinese)

[2] An Yuan, Jia Xuezhi, Zhang Lei, et al. Optimizing design of CFRP based main backbone with high stiffness ratio for space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(2): 416-422. (in Chinese)

[3] Gibson L J, Ashby M F. Cellular Solids Structure and Properties [M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1997.

[4] Zhang Weihong, Duan Wengdong, Xu Yingjie, et al. Forecast of equivalent outplane shear modulus and size effect for honeycomb sandwich panels [J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2013, 45(2): 288-292. (in Chinese)

[5] Zhang Tieliang, Ding Yunliang, Jin Haibo, et al. Comparative analysis of equivalent models for honeycomb sandwich plate [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2011, 28(3): 275-282. (in Chinese)

[6] Jiang Dong, Jiang Zhiyuan, Fei Qingguo, et al. Dynamic characteristics of honeycomb sandwich composite considering effect of adhesive layer [J]. *Journal OF Southeast University*, 2013, 43(5): 1068-1073. (in Chinese)

[7] Jiang D, Zhang D H, Fei Q G, et al. An approach on identification of equivalent properties of honeycomb core using experimental modal data[J]. *Finte Elements in Analysis and Design*, 2014, 90: 84-92.

[8] Ding Ling, Sun Hui, Jia Hongguang, et al. Optimization design of composite wing skin with honeycomb sandwich by genetic algorithm [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(12): 3272-3279. (in Chinese)

[9] Wang Dongfang, Yang Jialing. Analysis of the performance of a beam made of composite materials with a glue layer [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(9): 1655-1663. (in Chinese)

[10] Zhang Jiajia, He Jingwu. Simulation and investigation for effect of adhesive in honeycomb sandwich panels[J]. *Aircraft Design*, 2008, 28 (6): 27-30. (in Chinese)

[11] Tanimoto Y, Nishiwaki T, Shiomi T, et al. A numerical modeling for eigenvibration analysis of honeycomb sandwich panels [J]. *Composite Interfaces*, 2001, 8(6): 393-402.

[12] Liu Jingbo, Du Xiuli. Structural Dynamic [M]. Beijing: China Machine Press, 2005: 60-61. (in Chinese)

[13] 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)