

文章编号 1004-924X(2016)02-0372-09

基于蜂窝加肋板结构参数匹配抑制 光学卫星随机响应

谭陆洋^{1,2}, 王 栋^{1*}, 孔 林¹, 闫 勇¹, 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 100039)

摘要:以结构参数的最优匹配为设计目标,提出了一种改善光学卫星振动环境的新思路。针对某光学卫星振动试验中出现的蜂窝顶板随机振动响应过大的问题,研究了加强肋在降低简支蜂窝板随机振动响应中的作用。分析了该光学卫星蜂窝板结构的特点,探讨了它的随机载荷以及在其激励下蜂窝板式结构的动力学响应。结合卫星自身结构上的需要,提出了一种通过添加特定截面 H 型加强肋的方法来降低蜂窝板的响应。利用有限元法对外形尺寸为 1 000 mm×1 000 mm×30 mm 的蜂窝板模型进行随机振动分析验证,结果显示:H 型加强肋能显著降低蜂窝板的振动响应,有明显减振效果。最后,根据整星振动试验结果对卫星力学模型进行了修正,并利用该方法对修正后的模型进行动力学分析和优化,分析结果表明顶板响应降幅达到了 40%,为系统可接受范围,证明了提出的方法很好地抑制了结构的随机振动响应。

关键词:光学卫星;蜂窝板;随机振动;振动试验;H 型加强肋

中图分类号:V474.1;V416.21 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20162402.0372

Suppression of random vibration response of optical satellite by matching honeycomb stiffened plates' structural parameters

TAN Lu-yang^{1,2}, WANG Dong^{1*}, KONG Lin¹, YAN Yong¹, 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)*

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

Abstract: To implement the optimal matching of structure parameters, a new idea was proposed to improve the vibration environments of optical satellites. As the random response of a honeycomb panel was far beyond the normal range in a satellite vibration test, adding several enforced ribs on this panel was proposed to reduce the response. The function of the enforced rib in reducing the response of simply supported honeycomb panel was researched. The characteristics of honeycomb panel structure in the optical satellite were introduced, and the random excitation load of the optical satellite and dynamic response of the honeycomb panel under this load were also discussed. According to the entire satel-

收稿日期:2015-05-21;修订日期:2015-06-05.

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

lite structure, a method to reduce the honeycomb response by adding H enforced ribs on the panel was proposed. In order to study the function of the enforced rib, the finite element method was used to verify the random vibration of the honeycomb panel model with a size of 1 000 mm×1 000 mm×30 mm. The analysis results show that the H enforced ribs reduce the response of the honeycomb panel obviously. Finally, the satellite finite element model was improved by the vibration test results and its dynamical analysis and optimization was performed. The analysis results show that the response has reduced to 40%, being an acceptable level, which verifies that the H enforced rib is a good choice to reduce the response of simply supported honeycomb panels on optical satellites.

Key words: optical satellite; honeycomb panel; random vibration; vibration test; H enforced rib

1 引言

在火箭推进过程中,脉冲推力、喷气噪声等都会产生随机振动激励,这些激励将通过星箭适配器直接传递到卫星主承力结构上,并逐级作用于各次级结构,进而影响设备的性能和可靠性^[1-3]。美国 NASA 的一项研究结果表明,在首次发射卫星产生的破坏或失效现象中,45%是由于火箭推进过程中恶劣的振动环境引起的^[4]。为了确保发射过程中的振动不会破坏卫星结构,必须针对结构的随机振动响应进行减振设计。结构的振动特性与其自身参数(如质量分布、刚度特性、结构阻尼等)的匹配程度密切相关,然而现有卫星振动抑制的研究大多都集中于采用各种隔振手段,很少关注卫星结构设计本身。对多数卫星来说,这是一种便捷且有效的措施,但对于高精度光学卫星,现有隔振措施存在一些不足,主要表现在:根据作用位置的不同,卫星隔振可以分为系统级隔振和部件级隔振。系统级隔振是指整星隔振。对于采用标准适配器的卫星,整星隔振的方法是在标准适配器与星箭界面之间加入一套隔振装置,隔离卫星的轴向和横向载荷。目前整星隔振器主要采用铝合金等金属材料,使得卫星附加质量大增,加大了对运载火箭运载能力的要求,减少了有效载荷的重量。卫星的部件级隔振主要是为了解决局部响应过大的问题,常用的减振措施有采用新型金属橡胶制成的隔振垫^[5]以及采用约束阻尼层^[6-9]。目前国内对金属橡胶的基本性能以及减振特性,特别是其迟滞非线性特性的研究还不完善,可能会对卫星定位精度产生影响,限制了其在

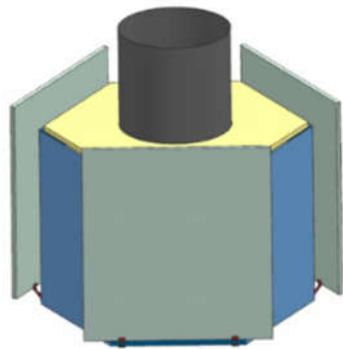
高精度光学相机上的使用。约束阻尼层虽然能够有效降低振动响应共振峰的幅度,然而阻尼层材料一般采用以聚合物为基体的高分子材料,在真空中存在挥发性风险,将对光学元件造成污染,因此利用附加阻尼层来降低结构振动的方法不适合光学卫星。

本文以结构参数的最优匹配为设计目标,提出了一种改善光学卫星振动环境的新思路,并以蜂窝加肋结构为例进行了应用。蜂窝夹层板结构在现代卫星上被广泛采用,在对其进行动力学分析时可等效为板单元^[11]。根据加肋板动力学理论和工程实践发现,采用加强肋的方法能显著降低板的振动响应^[12-14]。利用这一特性,采用在简支蜂窝板上添加 H 型截面加强肋来降低蜂窝板随机振动响应的方法,分析了 H 型肋的减振机理及其主要参数的敏感性,并在某光学卫星顶板结构上进行了应用。根据卫星初始结构的振动试验数据,获取了其顶板的结构动力学参数,建立了准确的数学分析模型,利用该模型进行了基于 H 型加强肋的动力学优化设计,解决了该卫星初始结构顶板随机响应偏大的问题。

2 卫星初始结构及振动试验结果分析

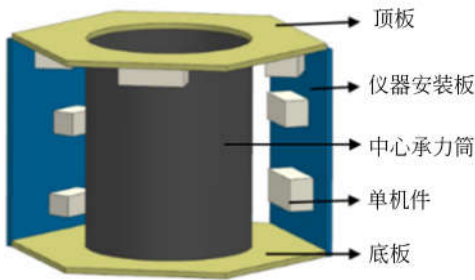
光学卫星结构如图 1 所示,整星重量为 430 kg,采用中心承力筒加蜂窝夹层板的主承力结构。该卫星采用成熟的光学相机产品,相机直接安装在卫星顶板上,卫星采用 $\Phi 660$ mm 标准对接环与运载火箭进行连接。

运载火箭提供的卫星力学环境如图 2、3 所示,其纵向(Z向)输入的随机振动加速度均方根值为 5.65 g,横向(X向和 Y向)输入的均方根值



(a) 整星结构形式

(a) Entire satellite structure



(b) 主承力结构示意图

(b) Schematic diagram of main load-carrying structure

图 1 某光学卫星结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of an optical satellite structure

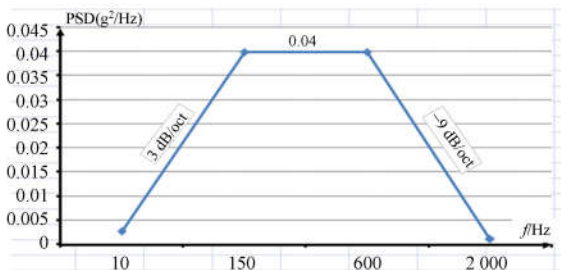
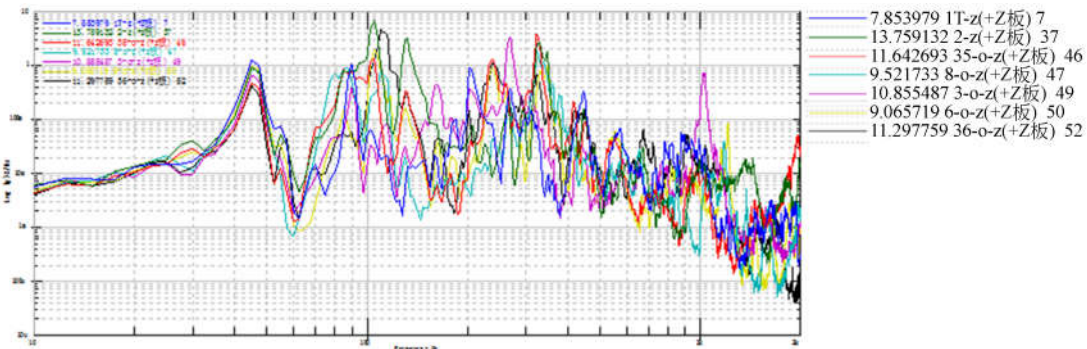


图 2 纵向随机激励载荷的功率谱密度曲线

Fig. 2 Power spectral density of Z direction random excitation load



(a) Z 向

(a) Z axis direction

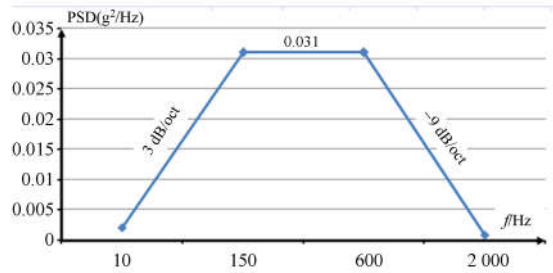


图 3 横向随机激励载荷的功率谱密度曲线

Fig. 3 Power spectral density of Y direction random excitation load

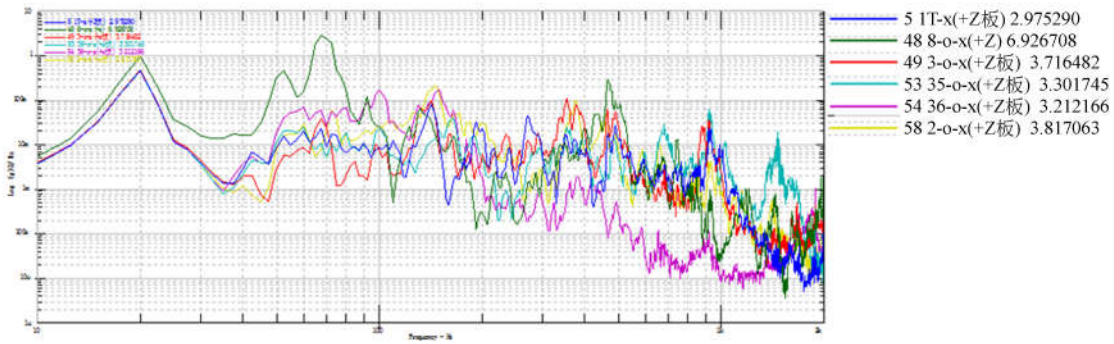
为 4.96 g, 加载位置为对接环下表面。

该卫星在 DC-40000 振动台上分别进行了 3 个方向的随机振动试验(3 个方向与卫星坐标系相同, 如图 1 所示), 其顶板各方向振动曲线如图 4 所示。

由图 4 可以看出:

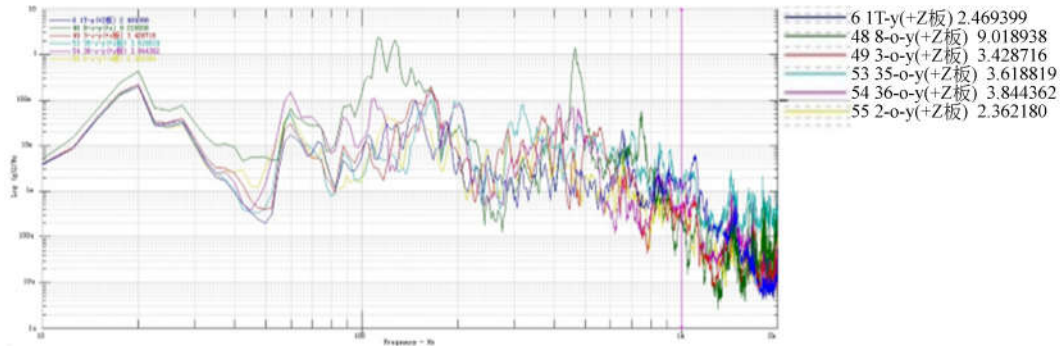
卫星蜂窝顶板 Z 向随机振动响应 RMS 值过大, 局部超过了 13.75 g, 而相机的最大许用加速度 RMS 值为 8.5 g, 超出了光学相机的承受范围; 顶板横向随机振动响应 RMS 值较小, 远低于相机的最大许用加速度。

由于相机直接采用经过飞行验证的成熟产品, 不可能通过加强相机结构的方式解决纵向响应过大的问题, 另外考虑到减振器可能存在的风险, 通过结构上的优化设计将顶板的随机加速度响应控制在相机承受范围之内成为解决该问题的首选途径。



(b) Y 向

(b) Y axis direction



(c) X 向

(c) X axis direction

图 4 整星随机振动试验顶板 Z 向加速度峰值响应

Fig. 4 Z direction acceleration response values of satellite random vibration tes

3 H 型加强肋的减振机理与抑制效能分析

3.1 加肋板动力学方程求解^[13]

动力学通用的动力方程为:

$$[\mathbf{M}]\{\ddot{\mathbf{q}}\} + [\mathbf{C}]\{\dot{\mathbf{q}}\} + [\mathbf{K}]\{\mathbf{q}\} + \mathbf{F}(t) = 0, \quad (1)$$

式中: $[\mathbf{K}]$ 为刚度矩阵; $[\mathbf{C}]$ 为阻尼矩阵; $[\mathbf{M}]$ 为有元素 m_{ij} 构成的质量矩阵; $\{\mathbf{q}\}$ 为节点位移向量; $\mathbf{F}(t)$ 为随时间变化的载荷函数。

质量矩阵 $[\mathbf{M}]$ 中的元素为:

$$m_{ij} = \frac{1}{2} \int_i \frac{\gamma}{g} I_p(x) \phi_i(x) \phi_j(x) dx, \quad (2)$$

式中: γ 为板密度; $I_p(x)$ 为加肋板各断面转动惯量; $\phi_i(x)$ 、 $\phi_j(x)$ 为相互独立的基函数。

考虑到肋板对母板作用, 加肋板的微分方程

为:

$$D \nabla^4 \omega + k(x, y) \omega = q^0, \quad (3)$$

式中“ D 为板的抗弯刚度; ω 为板位移; $k(x, y)$ 为文克勒系数; q^0 为板所受的分布外载, 考虑到纵横加肋板可能同时出现, 则 k 应取为:

$$k(x, y) = k_x H_x + k_y H_y, \quad (4)$$

式中: H_x 、 H_y 为阶梯函数, H_x 、 $H_y = \begin{cases} 1 & (\text{加肋板有效工作区域内}) \\ 0 & (\text{非有效作用区域}) \end{cases}$ 。

将式(4)带入式(3), 可将加肋板的微分方程化为:

$$\left(1 + \frac{EI_x}{DC_x}\right) H_x \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^4} + \left(1 + \frac{EI_y}{DC_y}\right) H_y \frac{\partial^4 \omega}{\partial y^4} + 2 \frac{\partial^4 \omega}{\partial x^2 \partial y^2} = \frac{q^0}{D}, \quad (5)$$

式中: I_x 、 I_y 为惯性矩; C_x 、 C_y 为有效宽度。

由式(5)建立相应的能量泛函为:

$$I(\omega) = \iint \frac{D}{2} \left[\left(1 + \frac{EI_x}{DC_x}\right) \left(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2}\right)^2 + \right.$$

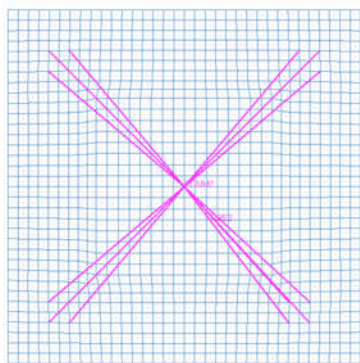
$$(1 + \frac{EI_y}{DC_y})(\frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2})^2 + 2\nu \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + 2(1 - \nu)(\frac{\partial^2 \omega}{\partial x \partial y})^2 - q^0 \omega) dx dy, \quad (6)$$

式中： $I(\omega)$ 为形变势能； ν 为泊松比。

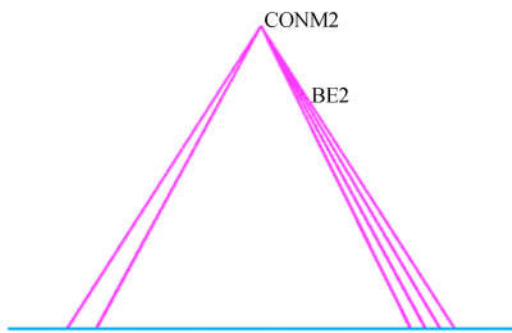
根据能量极值原理，由(6)可以求解出刚度矩阵 $[K]$ 。分别将以上求解出的质量矩阵 $[M]$ 和刚度矩阵 $[K]$ 以及阻尼矩阵带入式(1)，选择合适的方法即可求解出加肋板的动力特性参数，如自振频率、周期、阵型和动力响应。

3.2 四边简支板及其加肋后的有限元模型

以尺寸为 1 000 mm×1 000 mm×30 mm 的



(a)俯视图
(a) Vertical view



(b)主视图
(b) Main view

图 5 简支板有限元模型

Fig. 5 Finite element model of the simply supported plate

铝蜂窝板结构为例进行分析，其中表板厚度为 0.3 mm。该板四边简支，并在正上方 600 mm 处作用 150 kg 的集中质量载荷，其有限元模型如图 5 所示。为抑制该蜂窝板的随机振动响应，在蜂窝板上附加 H 型肋，改加强肋选用铝合金材料(牌号:2A12)，其截面尺寸如图 6 所示。加肋蜂窝板的有限元模型如图 7 所示。铝蜂窝板采用不等厚度拉压加弯曲等效法进行等效，计算中只考虑其面内拉弯及夹芯的横向抗剪受力状态，忽略表层的横向抗剪和夹芯的面内刚度，忽略表层的抗扭作用。有限元分析计算所用参数如表 1 所示。

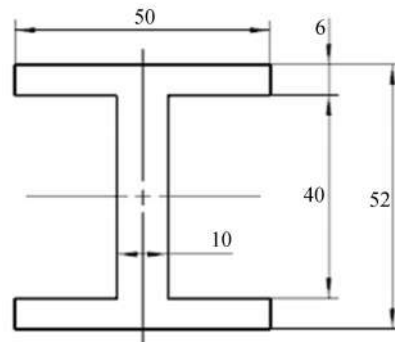


图 6 H 型加强肋截面
Fig. 6 H enforced rib section

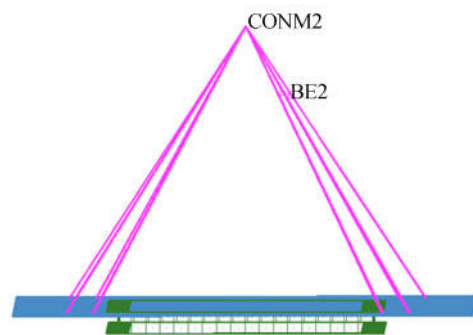


图 7 带 H 型加强肋的简支板模型

Fig. 7 Simply supported plate model with the H enforced rib

表 1 分析计算所用参数

	弹性模量/MPa		剪切模量/MPa		泊松比	密度 (kg/m ³)	结构阻尼
	横向 E ₁	纵向 E ₂	面内剪切模量	1-Z面剪切模量			
铝蜂窝芯子	100	100	10	64.2	43	0.3	27
2A12		70 000		21 000		0.3	2 700

3.3 抑制效能分析

采用 Nastran 进行随机响应分析,振动输入曲线如图 2、3 所示,计算步长为 10 Hz。在板上均匀地取 10 个样本点进行分析,如图 8 所示,其中节点 1 为约束点。所有样本点的纵向加速度响应均方根值(RMS)如图 9 所示。其中实线 WH 代表板上无加强肋时的计算结果,虚线 H 代表板上附加 H 型肋后的计算结果。

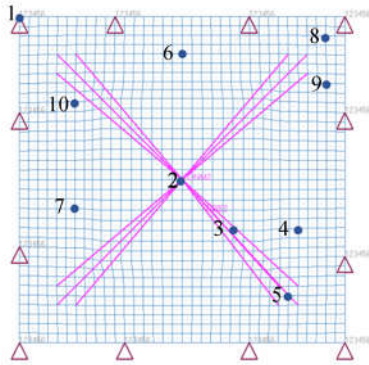
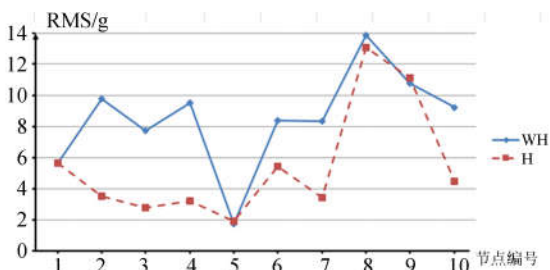


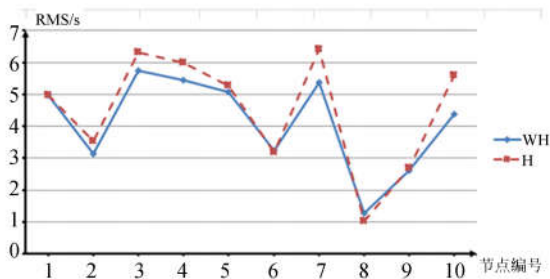
图 8 分析采样点分布

Fig. 8 Sample nodes in the finite element model



(a)纵向

(a)Longitudinal direction



(b)横向

(b)Lateral direction

图 9 加速度响应均方根值对比

Fig. 9 Comparison of RMS values of the nodes on two samples

由图 9 可以看出:加强肋对蜂窝板纵向加速度响应具有较好的抑制作用,平均降幅达 50%;而横向加速度响应有轻微的增加,但平均增幅不超过 5%,又因为横向加速度响应数值较小,不会对结构产生重要影响。

4 卫星结构的动力学优化

4.1 动力学模型的试验修正

为提高整星优化设计的可靠度,利用初始结构的随机振动试验数据,首先对卫星动力学模型参数进行了修正。由式(1)可知,影响加肋板动力特性参数的主要有刚度矩阵 $[K]$ 和阻尼矩阵 $[C]$,对于本文研究分析的模型主要对以下参数进行修正从而达到模型修正的目的:

(1) 碳纤维弹性模量的修正。在结构形式确定的情况下,系统的刚度主要取决于结构材料的弹性模量。由碳纤维复合材料的非线性特性和可设计性可知,不同的铺层顺序、铺层角度以及铺层工艺对其最终成型结构件的弹性模量将产生重要的影响,这也决定了碳纤维弹性模量的不确定性。通过对模型中碳纤维弹性模量数值的调节从而达到修正加肋板刚度矩阵的目的。对于该光学卫星结构采用的型号为 T-700 的碳纤维复合材料,根据不同的铺层顺序和铺层角度,其弹性模量变化在 50~70 GPa^[7]。因此根据振动试验结果对力学模型中碳纤维复合材料弹性模量在合理范围内修正模型修正当中一个重要的部分。根据试验数据,将力学模型中碳纤维复合材料的弹性模量由 68 GPa 修改为 60 GPa。

(2) 材料阻尼的修正。对于结构的机械振动,系统的阻尼起到耗散振动能量从而降低振动响应的作用。对于系统的阻尼矩阵 $[C]$,材料阻尼是重要组成部分,通过对相关材料材料阻尼进行修正从而能影响系统的阻尼矩阵。碳纤维复合材料的铺层顺序和铺层角度除了对弹性模量产生重要影响外,同样也会对碳纤维的材料阻尼产生不可忽视的影响。型号为 T-700 的碳纤维复合材料在纤维体积分数确定的情况下,不同的铺层工艺,材料阻尼变化在 0.1%~0.8%之间。根据本次试验数据,将力学模型中碳纤维复合材料的材料阻尼由 0.2%修改为 0.6%。

(3) 整星结构阻尼的修正。整星的阻尼矩阵

[C]除了包含结构材料的材料阻尼外,还包含各结构件之间由于连接关系而对传递能量进行耗散产生的等效阻尼。不同的整星结构形式由于其中间环节的数量,连接的形式等的不同,结构阻尼将会千差万别。一般来说,整星传力路径上,中间环节越多对传递的能量耗散也会越多,等效阻尼也就越大,从而具有较大的结构阻尼。根据本次试验数据,将整星力学模型的结构阻尼由原先的 3% 修改为 2.5%。

模型修正后顶板的随机振动有限元分析结果与试验结果对比如图 10 所示。对比结果显示:两组数据变化趋势相同,数值接近,修正后模型的分析结果的相对误差低于 0.8%,置信度在 0.95 以上。修正后的有限元模型具有很高的精度,能够较准确的反映实际结构的动力学特性,因此可以通过对该有限元模型研究抑制顶板响应的方法。

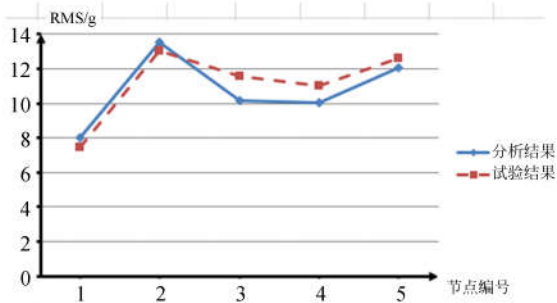


图 10 +Z 板随机振动试验结果与随机响应有限元分析结果

Fig. 10 Comparison of values between random vibration test and the finite element analysis of +Z plate

4.2 基于 H 肋的动力学优化

根据对降低简支蜂窝薄板结构随机振动响应方法的研究,采用相同的方法在卫星顶板上附加 H 型肋。首先,对肋的形式进行优化,主要包括两方面的内容:(1)对不同的形状布局进行分析。具体过程就是在简支蜂窝板模型上分别添加常见的形状布局比如圆形布局、方形布局、矩形布局、正六边形布局以及均布发散性布局等,然后分别进行动力学分析及敏感性分析,再分别与无加强肋蜂窝板进行振动响应值之间的比较,求解出每种布局形式的振动衰减系数以及敏感性因子,选取振动衰减和敏感因子最大的布局形式用于该模

型中肋的布局,最终确定为正六边形布局,如图 11 所示。(2)对肋的位置进行优化。利用成熟的有限元优化分析软件 Hypermesh/Optistruct,以正六边形加强肋的外接圆直径为优化变量,以随机振动响应的 RMS 值为优化目标,对加强肋不同位置的优化,优化结果显示对于该模型外接圆直径为 $\phi 1230$ 时,随机振动响应的 RMS 值最小。

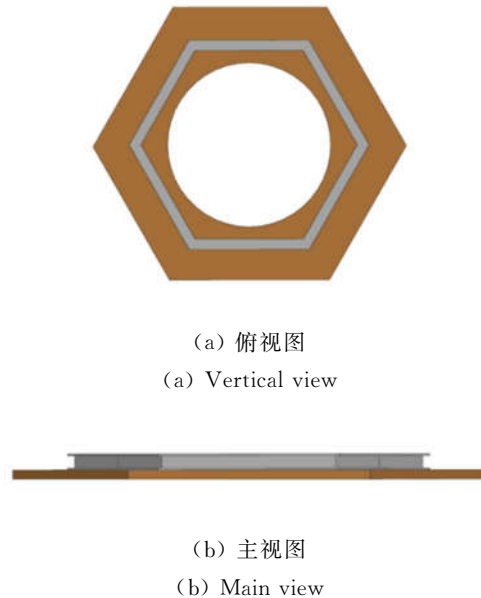


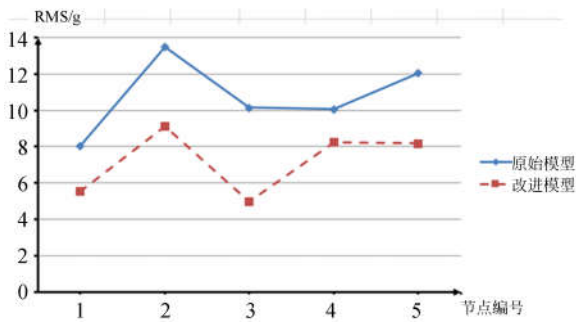
图 11 顶板(+Z)上加 H 型加强肋模型示意图

Fig. 11 Schematic diagram of +Z plate with the H enforced rib

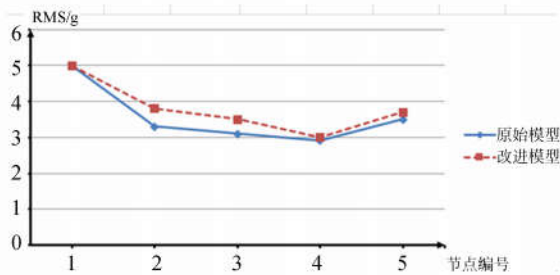
通过对修正后力学模型进行修改,保持修正后有限元模型其它结构及参数不变,按照图 11 所示的几何模型对顶板进行修改。进行随机响应分析,得到顶板 Z 向随机响应 RMS 值,与原始模型进行对比如图 12 所示,其中虚线表示的是添加 H 型加强肋改进后模型顶板的随机响应 RMS 值,实线表示的是没有加强肋模型的随机振动响应 RMS 值。对两个模型中顶板的随机振动响应的 RMS 在 3 个方向进行对比,得到以下结论:

(1) 改进模型顶板的 Z 向随机振动响应 RMS 值明显降低,大部分位置的加速度峰值控制在了 8 g 以内,降幅达到了 40%;另外,个别响应较大位置的加速度峰值也控制在了 8.5 g。

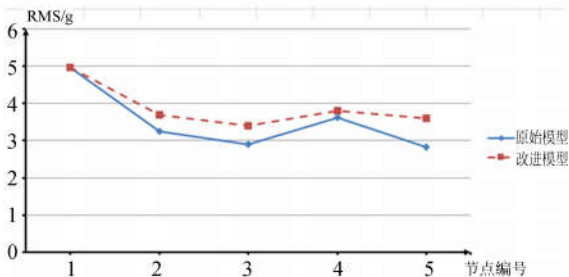
改进模型顶板的 X 向和 Y 向随机振动响应 RMS 值有了小幅的增加,增加数值在 0.5 g 左右,增幅在 10% 以内。但是由于原始模型顶板的横向 RMS 值分布在 2~4 g,远小于要求的上限



(a) Z 向
(a) Z axis direction



(b) Y 向
(b) Y axis direction



(c) X 向
(c) X axis direction

图 12 原始模型与改进模型中 + Z 板随机振动响应分析结果对比

Fig. 12 Comparison of random response analysis values of + Z plate between the original model and the improved model

参考文献:

[1] JAAP W. Random vibrations in spacecraft structures design[J]. Springer, 2009. 162-163.
 [2] QIN Z Y, YAN S Z, CHU F L. Finite element analysis of the clamp band joint [J]. Applied Mathematical Modelling, 2012, 36(1): 463-477.
 [3] 杨新峰, 赵志明, 邓卫华, 等. 小卫星随机振动特性分析与试验验证方法探讨[J]. 航天器环境与工程,

8.5 g。因此横向 RMS 小幅增加不会对结构产生重要影响,在可接受范围之内。由以上验证可知,在卫星结构设计中采用板式结构上加 H 型肋的方式可以明显降低板的随机响应。

5 结 论

本文通过加肋板动力学理论以及在其他机械结构构件上应用的成功经验,将加肋板的应用引入到光学卫星的蜂窝板结构上,研究其在蜂窝板结构随机振动响应中的作用,提出了一种通过在蜂窝薄板上加 H 型加强肋来降低薄板的随机振动响应的方法,为光学卫星结构减震问题提供了一种新的解决思路,成功解决了某光学卫星板式结构响应过大的问题。以加肋板动力学方程为基础,采用有限元分析与振动试验相结合的方法对蜂窝薄板模型及卫星整星结构进行研究,并得到以下结论:在简支矩形薄板上添加 H 型加强肋并进行随机响应分析,分析结果显示 H 型加强肋能够使简支蜂窝薄板 Z 向的振动响应得到明显降低,降幅达到 50% 以上,而对横向上的振动影响作用极其有限,因此该方法能够在不增大横向振动响应的前提下明显的降低薄板结构纵向的随机振动响应。在卫星顶板上添加 H 型加强肋,通过在修正后的力学模型中进行分析,与卫星初样结构振动试验数据进行比较,对比结果显示添加 H 型加强肋的蜂窝薄板结构 Z 向的随机振动响应 RMS 值降幅达到了 40%,结构的随机振动响应得到了较好的抑制。

2014, 31(4): 357-362.

YANG X F, ZHAO ZH M, DENG W H, et al.. Random vibrations of small satellites and the testing method [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(4): 357-362. (in Chinese)

[4] 梁鲁, 申智春, 齐晓军. 整星阻尼减振方案及试验结果分析[J]. 上海航天, 2008, 4: 39-45.

LIANG L, SHEN ZH CH, QI X J. Whole satellite vibration attenuation with damping investigation in-

- to experiment phenomenon [J]. *Aerospace Shanghai*, 2008, 4:39-45. (in Chinese)
- [5] 付密果, 刘源, 崔敏亮, 等. 空间飞行器用金属橡胶减震器[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(5):1174-1182. FU M G, LIU Y, CUI M L, *et al.*. Metal-rubber vibration absorber for aircraft [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(5):1174-1182.
- [6] 虞自飞, 周徐斌, 申军烽, 等. 卫星飞轮隔振与吸振联合减振系统设计[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(4): 897-903. YU Z F, ZHOU X B, SHEN J F, *et al.*. Design joint vibration reduction system combined isolation and absorption for flywheel [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(4):897-903. (in Chinese)
- [7] BOUDJEMAI B, AMRI R, MANKOUR A. Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design [J]. *Materials and Design*, 2012, 35(1):266-275.
- [8] 李宇航. 复合材料整星隔振器隔振性能分析[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018. LI Y H. *Analysis of isolation performance for composite material whole-spacecraft isolators* [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [9] CHUNG Y T, FOIST B L. Prediction of payload random vibration loads[C]. *13th International Modal Analysis Conference*, 2004. 56-78.
- [10] 董斌, 丁亚林, 田海英, 等. 新型航空光学传感器减振结构设计[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(12): 2454-2459. DONG B, DING Y L, YIAN H Y, *et al.*. Design of vibration absorbing structure for aerial remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(12): 2454-2459. (in Chinese)
- [11] 王萍萍, 罗文波, 邹经湘, 等. 碳纤维蜂窝夹层结构动特性分析[J]. *复合材料学报*, 2002, 19(16): 133-137. WANG P P, LUO W B, ZOU J X, *et al.*. Dynamic analysis of the carbon fiber honeycomb sandwich structure [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2002, 19(16): 133-137. (in Chinese)
- [12] 杨义, 李志远. 弯矩作用下肋的分布对肋板的振动影响[J]. *机械设计*, 2012, 29(10):73-75. YANG Y, LI ZH Y. Effect upon vibration of plate structure by distribution of rib under action of bending moment [J]. *Journal of Machine Design*, 2012, 29(10): 73-75. (in Chinese)
- [13] 张系斌, 刘泰凤, 王哲平. 钢结构加肋板动力分析的梁板混合法[J]. *长江大学学报(自然科学版)*, 2008, 5(3): 84-87. ZHANG X B, LI T F, WANG ZH P. The beam-plate mixing method of dynamic analysis on ribbed steel structures [J]. *Journal of Yangtze University*, 2008, 5(3):84-87. (in Chinese)
- [14] CIESLIK J, BOCHAIK W. Vibration energy flow in ribbed plates[J]. *Mechanics*, 2006, 25(3): 119-123.

作者简介:



谭陆洋(1988—),男,河南周口人,博士研究生,2012年于华中科技大学获得学士学位,主要研究方向为星载一体化卫星的主承力结构与优化。E-mail:tanluyang66@163.com



闫勇(1981—),男,山西吕梁人,副研究员,博士,硕士生导师,2004年于吉林大学获得学士学位,2009年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间光学传感器光机系统设计、空间可展机构分析与设计等方面的研究。E-mail:ccllyy911@163.com

(版权所有 未经许可 不得转载)