

# 星载机箱结构设计及力学分析

高志巧

(中国电子科技集团公司 第 27 研究所, 河南 郑州 450047)

**摘要:** 为提高星载设备可靠性, 根据航天产品特点, 采用拼接箱体, 内装 9 个屏蔽盒, 其上内装 1 个印制板, 对某星载机箱进行结构设计. 对设备进行冲击响应谱和随机振动的力学分析, 结果表明箱体强度满足要求, 设备未出现裂纹、继裂问题. 力学试验验证了其结构合理, 强度可靠.

**关键词:** 星载机箱结构设计; 箱体力学强度; 冲击响应谱; 随机振动

**中图分类号:** TN03    **文献标志码:** A    **DOI:** 10. 3969/j. issn. 2095 - 476X. 2013. 06. 015

## Structural design and mechanical analysis for spaceborne cabinet

GAO Zhi-qiao

(The 27th Research Institute of CETC Zhengzhou 450047, China)

**Abstract:** In order to enhance the reliability of spaceborne equipment, structural design was made for the spaceborne cabinet based on the characters of spacecraft products. Adopting splicing enclosure, built-in 9 shielding box, it's built-in one print. Mechanical analysis of shock response spectrum and random vibration at the design phase were carried out. The results showed that the strength of the equipment was sufficient, without crack and fracture, the structural form was validated reasonable and the structural strength was validated reliable through mechanical experiments.

**Key words:** spaceborne cabinet structural design; cabinet mechanical strength; shock response spectrum; random vibration

## 0 引言

随着卫星的应用和发展, 对星载设备的可靠性、精确性以及使用寿命的要求越来越高<sup>[1]</sup>. 对星载设备来说, 振动常常会导致电子元器件的失效或损坏、电子线路的短路或断路、接插件松动等环境效应. 在振动所引起的机械力作用下, 当设备的固有频率与振动频率一致时, 会引起共振<sup>[2]</sup>. 由于机箱应用环境极为恶劣, 在其结构上必须采取一系列的加固措施, 尽量避免或减小由于高低温、振动冲击、电磁干扰等不利因素对电气性能造成的影响. 机箱结构的力学分析对于提高产品的环境适应

性起着举足轻重的作用, 它不仅有助于在产品研发阶段寻找最优化的解决方案, 而且能明显缩短产品研制周期、降低生产成本、确保产品质量, 同时可产生显著的经济效益<sup>[3]</sup>.

近年来, 星载机箱的结构形式已基本确定. 本文拟设计一个结构合理、满足质量、体积尽量小的星载机箱, 并进行力学分析, 以确保设备的高可靠性.

## 1 星载机箱结构设计

### 1.1 机箱主结构及结构布局

星载机箱的主结构为一拼接的箱体, 内装 9 个

收稿日期: 2013 - 09 - 16

作者简介: 高志巧(1981—), 女, 河南省许昌市人, 中国电子科技集团公司第 27 研究所助理工程师, 主要研究方向为电子(电气)设备结构.

屏蔽盒,每个屏蔽盒内装1个印制板,9个屏蔽盒的印制板固定于底部母板的插座上.母板固定于箱体底板上,箱体底板上部设计加强筋,母板与底板之间采用11个M3螺钉连接,以提高母板强度.机箱的一个侧面安装电连接器.该星载机箱的结构外形如图1所示.9个屏蔽盒包括2个电源模块,2个信息处理模块,5个光电接收模块,其内部结构布局如图2所示.质量较大的电源模块、信息处理模块布于箱体两侧,对称分布的结构形式振动时受力均匀,且质量大的模块靠近两侧,这个结构形式可提高箱体的整体结构强度<sup>[4]</sup>.

机箱主结构件材料根据需要选用2A12铝合金.铝合金2A12具有较高的硬度和强度,且密度在金属材料中偏小,可保证结构件不变形,并且质量较轻<sup>[5]</sup>.

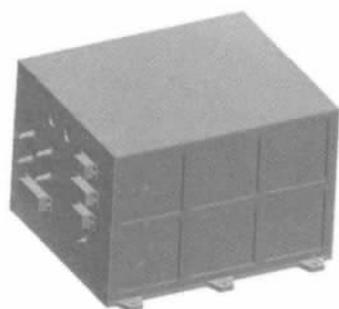


图1 机箱结构外形图

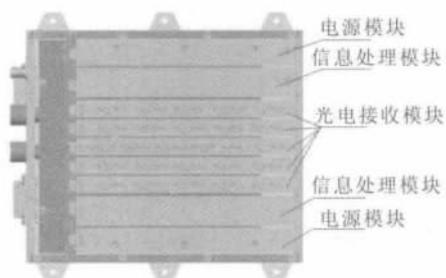


图2 机箱内部布局图

### 1.2 箱体结构设计

机箱的箱体采用拼接的方式组成.拼接处由螺钉螺装连接.星载螺钉选用航天局指定厂家生产的钛合金螺钉,并涂胶连接以增强其连接可靠性.机箱箱体的各个零件之间相互咬合:底板和盖板的基板厚度为3mm,与机箱侧板贴合面内侧均设计有5mm高的凸台,形成一周;机箱侧板之间,如图2所示,形成咬和结构.这种设计方法既确保箱体足够的强度,又保证机箱各个板块之间的缝隙非直通箱体内部,可滤去大部分波段的电磁波,增强其电磁

屏蔽性能.箱体底面平坦,对粗糙度、平面度均有较高的要求,应保证箱体底面与舱内安装面接触良好.这有利于机箱整体散热.箱体底板面积较大,为保证箱体底面平面度和粗糙度,在底板加工时厚度保留正差,进行研磨保证零件平面度、粗糙度,并在箱体完成装备并胶粘固封完成后,对整个箱体的底面进行二次研磨,消除底板与其他侧板连接的螺钉产生的应力对底面平面度的影响.

箱体除安装电连接的侧面和安装屏蔽盒导轨的侧面外,另2块侧面为提高其力学强度,设计加强筋,如图1所示.这2个侧面的加强筋保留在箱体外部,既提高力学强度,又增大箱体外部散热面积,且增强设备的美观性.

### 1.3 屏蔽盒结构设计

机箱屏蔽盒与箱体的导轨之间的固定方式为楔形锁紧机构.这种锁紧机构固定的方式常用于屏蔽盒或印制板的固定,其优点是可提高所固定件的强度,提高其抗振性能,且固定件拆卸方便.

屏蔽盒内装印制板,电源模块和信息处理模块.内印制板尺寸为200mm×130mm×2mm,印制板尺寸较大,只边缘固定时印制板中部振动时位移偏大,存在振动风险,故在屏蔽盒中间增加2个凸台固定印制板中部.屏蔽盒的底部和侧面为同一零件加工形成,非拼接盒体.屏蔽盒盖板与盒体螺装连接.这种结构形式力学性能强,且相对于拼接盒体,侧面与底面之间不存在缝隙,屏蔽盒的电磁屏蔽性能好.屏蔽盒盒体结构如图3所示.为提高印制板刚性,在元器件较少的电源板上安装一块铝板作为冷板,元器件通过导热绝缘垫与冷板接触并穿过印制板,在印制板背部焊接固定元器件管腿.这种形式既增加印制板强度,又有利于印制板上热耗较大的元器件散热.调试完成后,印制板元器件使用硅橡胶进行灌封.



图3 屏蔽盒盒体结构图

### 1.4 其他设计

屏蔽盒通过6个凸耳与卫星安装面固定连接,安装孔径大小为5.5mm,采用6个M5螺钉连接,

凸耳形式如图 1 机箱机构外形图所示。

机箱表面作黑色阳极氧化处理,提高其辐射和热交换率;底面与卫星载荷舱的安装面良好接触,提高导热效率;在机壳侧面开减轻槽,增加其侧面表面积,加强辐射散热<sup>[6]</sup>。

## 2 星载机箱力学分析

对星载机箱进行力学分析,其力学试验包括模态分析、静力加速度、冲击响应谱、正弦振动、随机振动。模态分析是其他分析的先决条件,且可以通过模态分析确定结构的固有频率和固有振型,在 6 个安装孔上添加固定约束后,对机箱进行模态分析。其各阶模态见表 1。动力分析中,冲击响应谱和随机振动产生的应力较大,其振动风险也较大,故对该星载机箱进行 3 个轴向的冲击响应谱和随机振动应力分析,其振动条件见表 2(其中,每个轴向 3 次,试验持续时间 ≤ 20 ms)和表 3(均方根加速度为 12.81 Grms,持续时间为 2 min)。

表 1 机箱模态分析结果

第 N 阶模态	1	2	3	4	5	6
频率/Hz	431.1	431.6	605.8	677.5	677.8	847.2

表 2 冲击响应谱试验条件

频率范围/Hz	100 ~ 500	500 ~ 3 000
响应谱值/g	301	600

表 3 随机振动试验条件

频率范围/Hz	10 ~ 100	100 ~ 600	600 ~ 2 000
功率谱密度/(g <sup>2</sup> · Hz <sup>-1</sup> )	0.020 2	0.200 0	0.005 5

对星载机箱的模型进行简化,导入力学分析软件 ANSYS,对 6 个安装孔添加固定约束,依次在 X, Y, Z 这 3 个轴向施加表 2 中载荷,进行冲击响应谱分析。计算结果见图 4—图 6。X 向冲击作用下最大变形量为 1.62 mm,最大应力为 54.8 MPa;Y 向冲击作用下最大变形量为 0.67 mm,最大应力为 180.1 MPa;Z 向冲击作用下最大变形量为 0.79 mm,最大应力为 40.3 MPa,它们均小于铝合金的许用应力 420 MPa,印制板的许用应力 340 MPa,满足强度要求。

对 6 个安装孔添加固定约束,依次在 X, Y, Z 这 3 个轴向施加表 3 中载荷,进行随机振动分析,计算结果见图 7—图 9。X 向振动作用下最大变形量为 0.67 mm,最大应力为 23.5 MPa;Y 向振动作用下最大变形量为 0.23 mm,最大应力为 61.9 MPa;Z 向振动作用下最大变形量为 0.37 mm,最大应力为

18.7 MPa。它们均小于铝合金的许用应力 420 MPa,印制板的许用应力 340 MPa,满足强度要求。

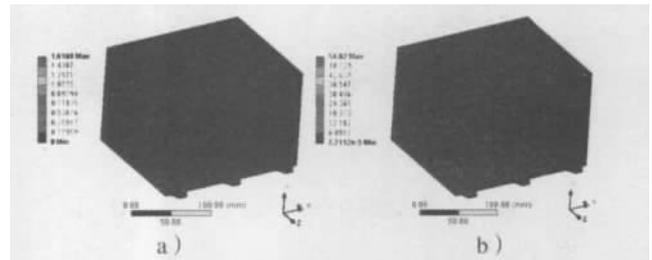


图 4 X 向冲击变形及应力图

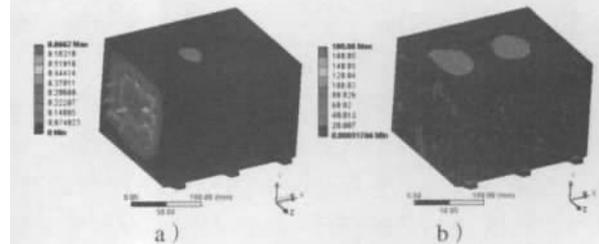


图 5 Y 向冲击变形及应力图

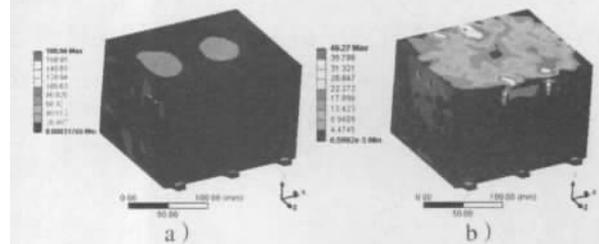


图 6 Z 向冲击变形及应力图

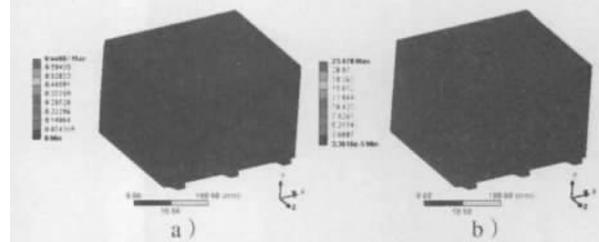


图 7 X 向随机振动变形及应力图

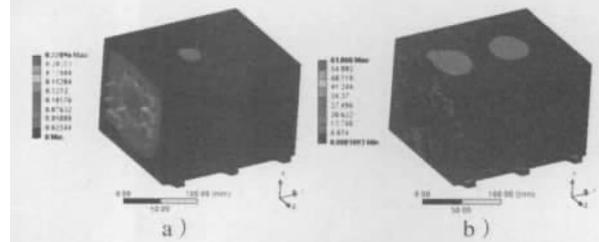


图 8 Y 向随机振动变形及应力图

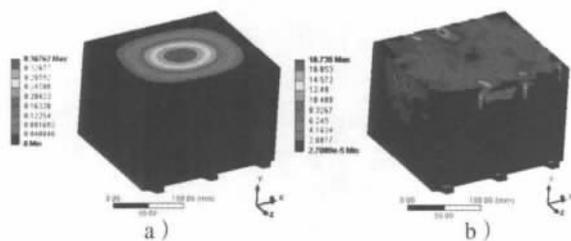


图9 Z向随机振动变形及应力图

### 3 试验验证

对星载机箱做力学试验,设计其振动架.机箱通过6个安装孔固定于振动架上,振动架与振动台螺栓连接.振动架为25 mm厚铝板,上下2面加工平整,此种振动架用于正弦振动、随机振动.振动台分为水平振动台和竖直振动台,水平振动台用于X向、Y向振动试验,竖直振动台用于Z向振动试验.静力加速度、冲击响应谱所需振动架分为水平和竖直2种,水平振动架同为25 mm铝板,竖直振动架为常用的倒T型振动架,由铝板焊接成形,机箱悬挂安装.将振动架和设备固定于振动台面上,加载力学试验条件,进行力学试验.目前该星载机箱已通过所有力学试验,未出现裂纹、断裂等问题,设备工作正常,指标测试正常,这验证了其足够的力学可靠性.

### 4 结论

本文根据航天产品的特殊性,对星载机箱进行

了结构设计和力学分析,所作的工作及结论如下:

1) 对星载机箱的主结构、箱体、屏蔽盒等进行了结构设计,并论述了所采用的结构形式的优点.

2) 对星载机箱进行了力学分析,分析类型包括冲击响应谱和随机振动各3个轴向方向,分析证明所设计的结构合理,满足强度要求.

3) 星载设备顺利通过了力学振动试验,验证了结构的可靠性.

航天产品的不可维修性和恶劣的环境,对航天产品的可靠性提出了较高的要求.在航天产品的结构设计阶段,需进行全方面的设计研究,且进行力学分析,将力学分析结果与试验结果进行比较,从而为设计优化提供依据,今后要加强这方面的研究.

参考文献:

- [1] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2008.
- [2] 范文杰. 星载电子设备宽频随机振动响应分析[J]. 电子机械工程, 2010, 26(4): 5.
- [3] 杨宇军. ANSYS动力学仿真技术在航天计算机机箱结构设计中的应用[J]. 电子机械工程, 2003, 19(5): 42.
- [4] 李勇. 星载信息处理机的热设计与分析[J]. 郑州轻工业学院学报: 自然科学版, 2007, 22(4): 75.
- [5] 曾斌. 航天电子设备的结构设计[J]. 电子机械工程, 2008, 24(5): 5.
- [6] 何菊. 某星载电子设备结构设计简述[J]. 中国科技信息, 2010(5): 45.