

空间光学遥感器电控箱结构设计与分析

王凤丽^{1,2} 李威¹ 王延风¹ 徐抒岩¹ 董吉洪¹

(¹中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,长春 130033)(²中国科学院 研究生院,北京 100039)

Design and analysis on electronic control box of space optics remote sensor

WANG Feng-li^{1,2} LI Wei¹ WANG Yan-feng¹ XU Shu-yan¹ DONG Ji-hong¹

(¹Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033 China)(²Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

【摘要】分析了电控箱设计时应注意的问题,并结合这些影响因素,在设计过程中兼顾热设计、电磁兼容性设计和结构轻量化设计。运用UG软件建立了三维实体模型,给出了电控箱的总体结构解决方案。采用有限元分析软件MSC.PATRAN对电控箱进行了线性静力学分析和模态分析。根据有限元仿真结果,对相应的部件做了进一步的改进。结果显示结构应力远小于材料的屈服极限。结构的一阶固有频率是217.89Hz,满足总体提出的优于100Hz的要求,且有较大的刚度裕度。理论分析表明该设计方案是可行的。

关键词: 电控箱; 空间光学遥感器; 设计; 有限元

【Abstract】 The key problems general in the process of development of electric control box were stated. The heat design, electromagnetic compatibility design and lightweight were given attention to the design of electric control box based on these problems. The 3D model of this box was established by mechanical design software-UG. At the same time, the scheme was introduced. Finite element analysis was realized by software MSC.PATRAN, including static analysis and modal analysis and some parts were mended based on the analysis results. The analytic results of mended structures show that the stresses were far less than the material of yield limit; besides, one mode of natural frequency is 217.89Hz which meet the requirement of up to 100Hz. The space of stiffness is large. The theoretic analyses show that this project of structure design is feasible.

Key words: Electronic control box; Space optics remote sensor; Design; Finite element method

中图分类号:TH12,V241.03 文献标识码:A

1 引言

随着信息技术的迅速发展,用户需求的提高,以及对资源探测的迫切要求,使得航天遥感技术有了长足地发展。空间光学遥感器作为空间探测和对地观测的一种重要手段越来越受到人们的重视,各国都投入巨大的人力、物力积极对遥感器进行研制,随着空间分辨率要求不断提高,结构也越来越复杂^[1,2]。作为空间光学遥感器重要组成部分的电控箱也随着成像质量要求的不断提高,对其设计的可靠性、轻量化等提出了更高的要求。

遥感器是搭载在宇宙飞船或飞行器上的,在发射升空至预定轨道过程中要经受严峻的力学考验:包括发射瞬间强烈的振动和冲击,发射阶段匀加速度的过载载荷,这种过载可达到几个g甚至更大,在轨工作时处于微重力状态,与地面装调的系统相比发生了根本性变化^[3]。基于以上特殊环境因素,要保证遥感器上各个零部件正常工作,就要从其所要经受的这些力学环境以及工作状态出发进行综合考虑。电控箱承载着遥感器CCD组件工作所需的全部电路板,电控箱设计是否合理,对保证各电路板

正常工作且不影响其他部件,乃至整个空间光学遥感器能否正常工作都起着至关重要的作用。

采用UG三维绘图软件,建立电控箱的三维实体模型,利用有限元软件MSC.PATRAN对电控箱进行仿真分析^[3-6]。通过采用这种手段为电控箱在设计过程中及最终的试验提供可靠的理论依据。

2 电控箱结构设计

2.1 材料的选择

考虑到电控箱所经受的特殊力学环境、用途和在遥感器上的位置,对材料的选择要综合强度、刚度、导热性、线膨胀系数等各种因素。又由于航天仪器对重量要求极其严格,故在满足使用要求的前提下,要尽可能轻量化。铝合金、钛合金以及镁合金等材料是航天器上常用的工程材料,具体参数见表1。从表中可以看出,镁合金具有密度最小,比刚度、比强度高,线膨胀系数相对铝较低,导热性能优良等优点。同时镁合金还具有优良的导电性

* 来稿日期:2007-06-04

和电磁兼容性。也正是由于这诸多优点使镁合金在航空航天上的应用越来越广泛。选用镁合金作为电控箱的材料。

表 1 材料参数表

Tab.1 Parameters of materials

性能参数	密度 (g/cm ³)	弹性模量 E(GPa)	切变模量 G(GPa)	抗拉强度 σ_b (MPa)	屈服强度 σ_s (MPa)	泊松比 μ	线膨胀系数 (10 ⁻⁶ · ⁻¹)	热导率 (W/m · ⁻¹)
镁合金(MB15)	1.8	44	16.5	295	215	0.35	20.9	123
铝合金(7A09)	2.8	71	26.5	490	420	0.33	23.6	134
钛合金(ZTC4)	4.4	114	44	895	825	0.29	8.9	8.8

2.2 结构设计

电控箱位于遥感器的最后部,其质量很大,对它的设计是在考虑实际经受的力学环境情况下,结合其本身所处的位置及特点进行设计。结构的强度要远低于材料的屈服极限,以抵御强烈的冲击和振动。电控箱的固有振动频率要高于整机的固有频率,防止发生共振。整体结构设计轻量化,并对各部件进行改进设计。

电控箱主要由电源组件、电路板组件、导轨、转接盒和盖板等组成。左、右导轨与底板通过螺钉连接在一起构成主框架,电源组件固定在主框架外侧;电路板组件通过推插方式装入到主框架内,最后封上盖板固定。电控箱的三维结构,如图 1 所示。

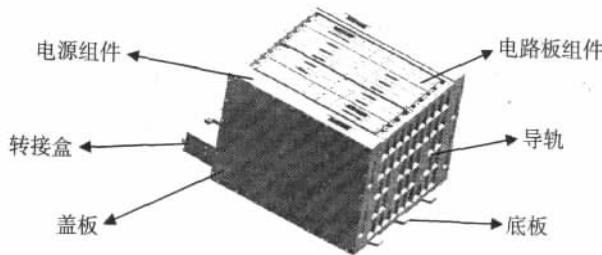


图 1 电控箱三维实体图

Fig.1 3D model

电控箱中各个零部件在设计中重点各有不同。例如框架的设计,合理设置多个连接点以便固定电路板,同时框架上设置散热片,将电子元器件工作时产生的热量及时有效地传导出去,作为电路板组件,电路板框架一侧安装电路板,另一侧安装面板,将电路板封闭起来,防止电路板之间电磁干扰;对于导轨,其内侧设置导向槽,对电路板组件起导向作用同时又起到稳固支撑电路板组件的作用,外侧均匀布筋,增加结构的刚度,将电路板框架传导出的热量有效地散发到外部空间。

3 电控箱有限元分析

3.1 有限元模型的建立

在设计初,运用 UG 软件对电控箱进行精确的三维实体建模,并通过三维实体装配,检验设计合理性,确保各部件之间互不干涉,且装配合理,进而根据三维实体模型建立了相应的有限元模型。建立有限元模型时,在保持实际结构的几何尺寸及拓扑关系的前提下通过以下手段对其进行合理简化:忽略倒角;对各零件之间连接的螺钉用节点联接代替;对连接处等敏感区单元划分的密些,而面板、电路板受力较小的区域单元划分的较疏^[9]。本文主要采用八节点的六面体单元对各零部件进行网格划分,对于极少部分的连接处采用五面体单元。经划分有限元模型中共有 4140 个单元,8018 个节点。

边界条件约束根据实际电控箱的连接方式进行模拟:电控箱是通过底板连接到相机主体的,连接处为六个螺钉,此处暂不考虑螺钉的破坏作用,对螺钉采用全约束形式^[9]。有限元模型,如图 2 所示。

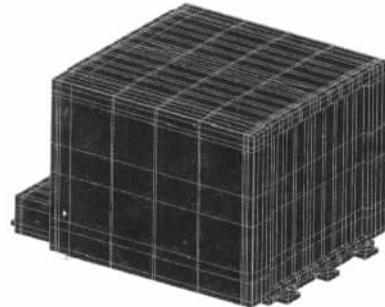


图 2 电控箱有限元模型

Fig.2 Finite element model

3.2 线性静力学分析

线性静力学分析是结构设计和强度估计的基础,主要用来求解结构承受静力载荷作用下的响应,在工程上是使用最为频繁的分析方法。在进行分析时,按照工装的实际情况模拟外载荷:为保证电控箱的安全可靠性,对电控箱承受自重和发射时 5.8g 的过载^[9]这两种情况,进行 x、y、z 三个方向分别加载,一共六种情况,计算应力分布和变形大小。经过多轮计算和局部结构改进,最终的结构线性静力学计算结果如表 2 所示。

表 2 最大应力及最大位移量

Tab.2 Von. mises and max displacements

方向	Von mises (MPa)		位移 (10 ⁻⁶ m)	
	1g	5.8g	1g	5.8g
x 轴	1.21	7.03	3.12	18.10
y 轴	1.49	8.65	6.77	39.27
z 轴	2.30	13.36	5.20	30.16

计算结果显示,当电控箱在三个不同方向分别加载时,应力水平均较低,即使偶然出现大的冲击也不会超过材料的屈服极限。从而说明这种结构是安全可靠的。

在电控箱承受 5.8g 外载荷的情况下,x 方向加载时最大应力值为 7.03MPa,最大位移为 0.01810mm,y 方向时最大应力值为 8.65MPa,最大位移为 0.03927mm,z 方向时最大应力值为 13.36MPa,最大位移的值为 0.03016mm。通过比较可以看出在 x 方向施加载荷时应力最小,并且最大位移也是最小的。因此电控箱与相机连接时要平行于 x 方向安装,即线路板的方向要与飞船飞行的方向一致。这与避免电路板受剪切力,而要使电路板面与飞行方向一致的要求是一致的。电控箱在三个方向上分别加 5.8g 加外载荷时的变形云图,如图 3 所示。

从图 3 中可以看出,电控箱受力最大的区域集中在底板与主机连接的螺钉处。这个最大应力水平虽不至破坏底板,但考虑到螺钉本身对结构的破坏作用,以及主机连接处较薄的实际情况,为防止在发生大的冲击和载荷时电控箱将主机连接处撕裂,要对底板做更加稳妥的设计。在转接盒附近增加连接点,通过计算得出,应力有明显改善。改变底板上连接的六个螺钉的距离,

螺钉之间的距离被扩大时(即增大底板的面积)应力明显增大,而当减小距离时应力同样急剧地增长,只有当底板的宽度与转接盒的长度相近,长度方向恰与电控箱宽度及转接盒宽度之和一致时应力最小。故在设计中采取这种方案。

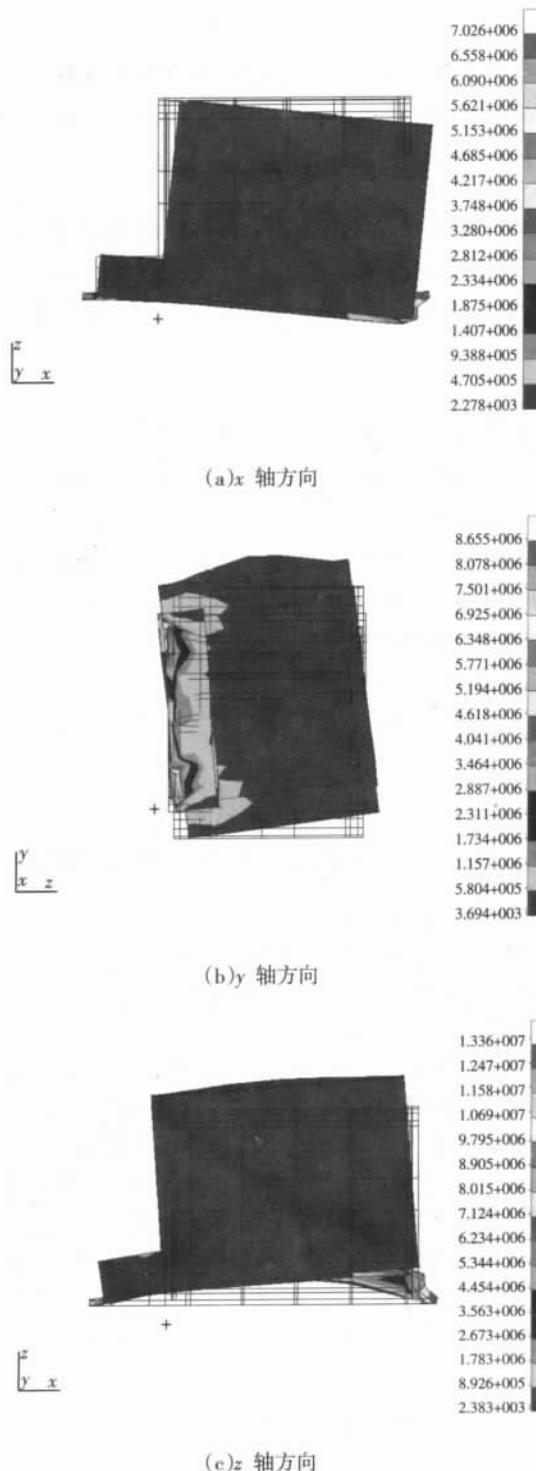


图3 在三个不同方向加载时的应力分布情况

Fig.3 Stresses on three axils

3.3 模态分析

模态分析主要用于求解结构的自然频率和相应的振动模态,是空间遥感器各部件及整机研制工作的重要组成部分。对电控箱进行模态分析是检验其设计是否合理、是否满足设计要求

以及能否正常工作的重要指标,为结构改进和优化打下基础,同时也为后续的力学环境试验提供理论参考数据。

模态分析的方法很多,本文采用的 MSC.PATRAN 软件提供了跟踪法、变换法和 Lanczos 法等几种方法。其中 Lanczos 法是前两种方法的综合,这种方法具有求解精度高、计算速度快等优点,本文选用这种方法。对改进后的结构重新建立有限元模型,其约束方式、位置与静力学分析相同,进行模态分析。

表3中给出了电控箱模态分析结果的前六阶固有频率。从表中可以看出基频为 217.89Hz,完全满足总体提出的固有频率优于 100Hz 的要求,并且有很大的刚度裕度。

表3 电控箱的前六阶固有频率(Hz)

Tab.3 Top six modes of natural frequency

第一阶	217.89	第四阶	341.81
第二阶	236.13	第五阶	517.12
第三阶	239.47	第六阶	571.80

电控箱的各阶模态分别为:一阶模态为绕 x 轴的转动,二阶为绕底板左边沿的转动,三阶是电源组件沿 y 轴的局部振动,四阶为沿 y 轴的摆动,五阶为绕底板右边沿的转动,六阶为导轨的局部振动。六阶以上均为电控箱的局部振动——以盖板的摆动为主,附带电路板组件的小量摆动。在外部强烈的振动中将以绕 x 轴转动的形式为主导,其他振型的运动也将对电控箱性能造成影响,可以通过在沿 x 轴方向的底板两侧增加连接点的方法来改善振型。

4 结论

采用 UG 三维制图软件建立了电控箱三维实体模型,并通过有限元仿真的方法对设计方案进行计算,通过对计算结果的分析,对一些零部件结构进行了改进。对改进后的模型再进行仿真分析:

(1)静力学分析表明,箱体各零部件所受的应力水平远小于材料的屈服极限,在大的冲击和振动时结构仍然是稳定可靠的;

(2)模态分析显示,电控箱基频为 217.89Hz,满足总体提出的优于 100Hz 的要求,并且有很大的刚度裕度。理论分析表明此次设计是合理的,同时也为电控箱进一步改进结构,修改参数提供了依据,为优化设计奠定了基础,也为最终的试验提供了一个理论参考。

参考文献

- 1 王俊,卢铿,王家骥.遥感相机对空间动力学干扰源的响应分析[J].光学精密工程,1999,7(6):42-47
- 2 Paul R. YODER Jr. OPTO-MECHANICAL SYSTEMS DESIGN[M]. New York and Basel: Marcel Dekker Inc, 1986
- 3 张洪武,关振群.有限元分析与 CAE 技术基础.北京:清华大学出版社,2004
- 4 陈荣利,赵信民,解永杰等.高分辨率空间相机的工程分析[J].光子学报,2005,34(2):267-271
- 5 刘梅,胡企千.空间太阳望远镜 1m 主镜支撑结构的研究[J].天文研究与技术-国家天文台台刊,2004,19(2):99-106
- 6 周虎,续强,王延风等.空间光学遥感器次镜支撑组件的设计与优化[J].光电工程,2006,33(增):7-10