

多姿态空间相机的热控系统设计仿真

Design and simulation for Thermal control system of attitude-varied space camera

(1.中国科学院长春光学精密机械与

物理研究所 2.中国科学院研究生院) 韩冬^{1,2} 吴清文¹ 陈立恒¹ 訾克明^{1,2} 黎明^{1,2} 李泽学^{1,2}

HAN Dong WU Qing-wen CHEN Li-heng ZI Ke-ming LI Ming LI Ze-xue

摘要: 由于所拍摄目标方位的不确定性,某空间相机在工作过程中存在短时间内大角度的姿态变化,给热控制带来了难度。采用热隔离、热疏导及温度补偿等方法针对该空间相机进行了热控系统的设计。建立了相机结构和热控措施的有限元模型,并利用 I-DEAS 软件进行了稳态和瞬态仿真分析。仿真结果验证了热设计满足热控需求,且热控方案可行。

关键词: 空间相机; 热设计; 热控系统; 仿真

中图分类号: V——航空航天 **文献标识码:** A

Abstract: The characteristic of the space camera is great attitude movement in little time when it working, it makes thermal control of the space camera more difficult. A thermal control system of the space camera was designed by means of thermal isolation, thermal transmission and temperature compensation. The finite element model was built based upon the structure and thermal control system of the space camera. Temperature distribution of steady state solution and transient solution were computed with I-DEAS software, the results of simulation show that the thermal control system can meet the requirement of missions, and the thermal design is feasible.

Key words: space camera; thermal design; thermal control system; simulation

引言

某空间相机位于卫星平台的顶部,放置在二轴转台上,直接裸露在太空中,且前端为开口结构,镜头的通光孔径较大,次镜位于遮光筒前部,背对冷黑空间,CCD 焦面组件和成像电路以及整个相机的电控箱位于相机后部,即前端向冷黑开放,后端有热源加热。在自身轨道平面运行时,随着所拍摄目标方位的不确定性,存在短时间内大角度的姿态变化。所带来的问题是外热流的变化显著,既有交替历经日照和阴影所引起的周期交变外热流作用,还有由于相机工作时姿态在短时间内发生大角度变化所受到的非周期变化的外热流作用。更为复杂的是,此时相机开始进入工作模式,除了恒定的内热源外,瞬变的内部功耗骤然加大,此外,其他有效载荷和卫星平台也会对空间相机产生热耦合作用。空间相机在这些变化的轨道外热流和内、外热源作用下,会产生温度水平和温度梯度改变的趋势。由于自身的任务需求,空间相机对温度的要求非常高,如若热控系统不能适应该相机短时间内多姿态变化的特点,就会影响空间相机的成像质量,因此空间相机的热控系统是其设计的重要环节。

基于以上原因,在空间相机的热设计过程中,合理简化热模型进行仿真分析,结合仿真分析得到的温度变化规律,来进行热设计、热控措施的效果检验和优化以及轨道寿命期内的相机温度变化预示等工作是行之有效的。本文根据某空间相机短时间内多姿态变化的特点,利用 I-DEAS 软件的 TMG 模块,针对空间相机及热控措施建立了相关的有限元模型和数学模型,并进行了稳态和瞬态模拟仿真计算和分析,完成了合乎要求的热设计,达到了较好的热控效果。

1 热控系统设计

由于相机前端为开口结构,后端有 CCD 组件及发热的电子元器件,故相机整体温度呈现前高后低的趋势,为防止产生较大的轴向温差,热设计贯彻前部以温度补偿为主,后部以散热为主的指导思想。据此,依据主动热控为主,被动热控为辅的原则,充分借鉴成熟的经验和技能,利用仿真分析及优化的迭代过程,确定该相机的热控措施如下。

(1)在相机的主体表面包覆多层隔热组件,可以有效地和瞬变的外热流及冷黑空间隔离,减小了热量散失和太阳直接辐射等对其产生的影响。为了减少热耦合的影响,与卫星平台用聚酰亚胺垫隔热安装。

(2)在相机的前端,次镜前方设置一较长的遮光筒,沿遮光筒轴向上开设功率不同的温度补偿区,次镜座为对称结构,对称开设温度补偿区,光学镜体安装处的结构或与之相连的部件均设置温度监控和温度补偿措施,以保证温度水平和温度梯度在要求的范围内。

(3)电控箱内电路板上的电子元器件的热控策略为,功率大的电子元器件尽量设置在边缘散热较好的位置处,尤其是功率大的元件,根据具体的情况可采用针对电子元器件个体的单独散热途径将热量导到电控箱内总散热通道上,最后统一由总散热通道将热量排散的电控箱的辐射冷板处。另外电控箱体内部喷涂黑漆,使其发射率 $\varepsilon \geq 0.90$,利于温度均匀化。

(4)相机本体内表面、光阑、CCD 焦平面基板等部位均喷涂黑漆,以保证其发射率 $\varepsilon \geq 0.90$ 。

(5)对于一些接触表面较小且有导热要求的接触表面填充导热硅胶或导热脂,以减小热阻。而对于接触面积较大或导热性能要求不是很高的接触表面,不必作此处理,例如支撑筒与

主镜筒之间的接触表面较大即属于此种情况。

(6) CCD 器件是相机的关键部件,其对温度敏感,其散热途径上热阻有接触热阻、传导热阻和辐射热阻。具体的散热途径如图 1 所示,CCD 器件与其安装面用导热硅胶填充,并在 CCD 器件的背部用铝导热块将热量导到与之相连的热管上,再由热管将热量进一步导到处于箱体上的辐射冷板,辐射冷板表面喷涂白漆,面对冷黑空间,背部与箱体热隔离,以保证辐射冷板的温度不受箱体及其他部件温度的影响。

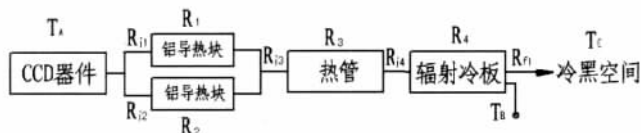


图 1 CCD 组件散热逻辑示意图

2 热控系统仿真分析

针对相机实体模型,建立了相机的热模型,利用 I-DEAS/TMG 软件进行了稳态和三个卫星运行周期的瞬态仿真分析,以对相机的热设计进行检验。

2.1 热模型的建立

根据几何等效和热等效的原则进行了一定的简化和假设并建立如下仿真模型。

(1)对于光学组件,多个镜体中只有主镜结构尺寸较大,但采用了轻量化的结构设计,故所有镜体均采用 shell 单元划分,热导率为 189 W/(m.K)。

(2)作为光学元件的定位、支撑、安装等零部件都采用比刚度比较大的材料所制成的薄壁或轻量化的结构,因此,这些零部件都按 shell 单元划分。其物性参数按照实际材料赋值。

(3)对于两个遮光筒,也采用 shell 单元划分,热导率均为 35 W/(m.K)。

(4)对于 CCD 焦面组件,按 shell 单元划分,与其相邻的结构建立热耦合关系,其主要的热传递路径为铝导热块连接热管到达散热冷板。铝导热块采用 solid 单元,外面包覆壳单元,壳单元与体单元之间共用结点。对于 CCD 焦面组件散热途径中的热管,以热耦合的方式结合到相机的有限元模型中,热管的热阻为 0.33 K/W。

(5)对于电控箱内的电路板采用 shell 单元,但其上的功率较大的电子元器件采用 solid 单元,并外覆 shell 单元,shell 与 solid 单元之间共用结点。

(6)接触热阻的确定,可根据式(1)来计算。根据接触表面间是否填充导热脂和接触情况和表面的性能状态选用不同的传热系数 h 。例如按此过程确定次镜座与次镜之间的接触热阻值为 0.28℃/W;支撑筒与主镜筒之间的接触热阻值为 3.94 K/W。

$$R = \Delta t / Q = 1 / Ah \quad (1)$$

式中, A 为垂直于热量流动方向上参与热量交换的面积; h 为传热系数;

2.2 热载荷与边界条件的设定

2.2.1 稳态分析

(1)对于卫星平台与相机之间的导热问题规定为第一类边界条件,根据高温、低温工况不同,设定温度分别为 -5℃、30℃。(2)设定相机所处的空间环境温度为 4K。(3)对于周期交变的外热流,采用轨道周期积分平均的外热流代替瞬时外热流作为边界条件。(4)对于瞬变的内部功耗按照轨道周期积分平均方

式设定。

2.2.2 瞬态分析

(1)对于卫星平台与相机之间的导热问题规定为第一类边界条件,根据高温、低温工况不同,设定卫星平台温度分别为 -5℃、30℃。(2)设定相机所处的空间环境温度为 4K。(3)对于瞬态变化的外热流,按照实际情况设定边界条件。(4)对于瞬变的内部功耗,为了保证相机在最为严苛的情况下能正常工作,选择极端工况,加入瞬变的内部功耗和相机姿态的变化。

2.3 计算结果与分析

部分稳态分析结果见表 1,相机的温度水平在温度指标所要求的 0℃~40℃范围之内。次镜与主镜的瞬态分析结果如图 3、4 所示。剔除初始阶段的温度数据可见,光学元件的温度均匀性很好,次镜、主镜的周向温差分别为 1.17℃、0.19℃(由 3、4 图中最高温度、最低温度两曲线的差值可得);次镜处由于热量补偿的作用,温度维持在 12.92~19.55℃;主镜温度稳态时基本恒定在 15.74℃,光学组件间的最大轴向温差为 3.81℃,满足温度指标。

表 1 稳态分析部分计算结果

部件	温度水平 (℃)
CCD	12.63
CCD 基板	12.91
次镜	18.63
主镜	15.91
电路板	25.32

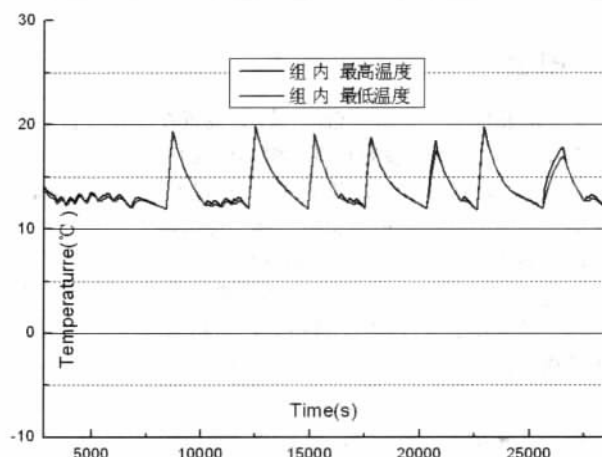


图 3 次镜的温度时变曲线

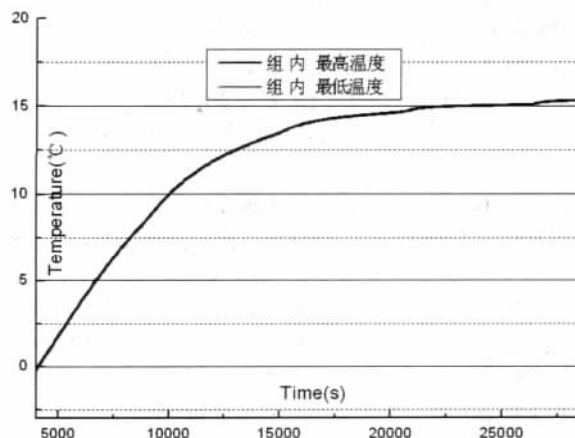


图 4 主镜的温度时变曲线

(下转第 164 页)

4 结论

本文所述动力系统训练模拟器中的虚拟训练设备和半实物训练设备可以各自独立成套运行,同时进行两种模式的训练。但是两类设备又可以相互替代,形成一套系统中既有虚拟训练设备又有半实物训练设备的混合型训练模拟器,满足实际训练需求。

该模拟器2007年通过了验收、鉴定。在动力系统管理人员及在校学员的学习与训练过程中发挥了重要作用,获得了良好的军事和经济效益。该仿真训练模拟器的成功研制实践说明,将虚拟仿真训练和半实物仿真训练相结合的新型模拟器不但更好地满足了培训需求,而且采用这种技术开发训练模拟器不仅开发周期短、仿真精度高、训练效果好,而且可扩展性强,可以方便地与其他系统模拟器连接组成更大规模的模拟器进行训练,是模拟器研制的一种新思路。

创新点 现有训练模拟器有半实物仿真训练模拟器和虚拟仿真训练模拟器两类,在本模拟器中将两类模拟器有机结合。半实物仿真设备可以组成完整动力系统进行训练,虚拟仿真设备亦可。同时,半实物仿真设备与虚拟仿真设备可以相互替代,使得一套训练系统中既有半实物设备又有虚拟设备,因为组合方式极其灵活,因此可以方便地设计出多种训练模式,满足了训练人员多、训练层次多、训练进度差异大的实际训练需求。

参考文献

- [1]张卫华,李兴玮,黄柯棣.通用计算机半实物仿真系统设计与实现[J].微计算机信息,2006,12-1:226-228.
- [2]李志学,朱纪洪,朱家强,等.大闭环半物理飞行实时仿真系统研究[J].微计算机信息,2007,10-1:194-195.
- [3]董秀臣,李四光,刘春林.舰船动力装置模拟器改进设计[J].计算机仿真,2005,22(10):261-264.
- [4]安卫,梁述海,安玉昌.舰船动力装置训练模拟器的研制[J].海军工程大学学报,2000(4):60-62.
- [5]杨宣访,夏立,卜乐平.一种通用仿真支撑系统在模拟器研制中的应用[J].海军工程大学学报,2000(2):19-23.
- [6]陆铭华,赵琳,等.舰载综合训练仿真器原型方案设计及控制技术[J].系统仿真学报,2004,16(11):2438-2441.

作者简介:杨占录(1976-),男(汉族),河北保定人,硕士,讲师,研究方向为舰艇动力系统;张国庆(1975-),男(汉族),黑龙江黑河人,硕士,讲师,研究方向为舰艇动力系统;徐杭田(1964-),男(汉族),山东临沂人,本科,副教授,研究方向为舰艇动力系统。

Biography: YANG Zhan-lu:(1976-), Male (Han nationality), Baoding of Hebei, Navy Submarine Academy, Master of Military Equipment, instructor, Main research direction: propel system of naval vessel.

(266042 山东青岛 海军潜艇学院) 杨占录 张国庆 徐杭田
(Navy Submarine Academy, Qingdao of Shandong 266042, China) YANG Zhan-lu ZHANG Guo-qing XU Hang-tian
通讯地址:(266042 青岛 山东青岛大沙路9号甲海军潜艇学院培训系船电室) 杨占录

(收稿日期:2009.06.25)(修稿日期:2009.7.25)

(上接第144页)

3 结束语

本文针对具有多姿态变化的空间相机进行了热控制系统的设计,根据几何等效和热等效的原则进行了合理的简化和假

设并建立了热模型,利用 I-DEAS/TMG 软件进行了稳态和瞬态仿真分析。仿真结果显示,相机的温度水平在 10℃~30℃范围内,满足温度指标所要求的 0℃~40℃,光学组件间的最大轴向温差为 3.81℃,满足相机的热控指标,热设计有效。此过程对其他类型的光学遥感器具有通用性,CCD 焦面组件的热设计方法同样适用于其他空间相机。

本文的创新点 本文针对大角度姿态变化的空间相机所带来的热控制难度,提出了适应特点的热设计,并对热设计进行了仿真分析。

参考文献

- [1]闵桂荣,郭舜.航天器热控制[M].第二版.北京:科学出版社,1998.
- [2]吴清文,卢泽生,等.空间光学遥感器热分析[J].光学精密工程,2002,10(2):205-208.
- [3]丁延卫,付俊明,等.纳型卫星热控系统设计仿真[J].系统仿真学报,2006,18(1):169-172.
- [4]陈恩涛,卢鐸.空间遥感器 CCD 组件热设计[J].光学精密工程,2000,8(6):522-525.
- [5]钱俊锋,章云峰,等.基于热分析的电子元器件可靠性探讨[J].微计算机信息(嵌入式与 SOC),2005,21(11-2):161-163.

作者简介:韩冬(1974-),女(汉),吉林省吉林市人,中国科学院长春光学精密机械与物理研究所博士研究生,研究方向为 CAD/CAE/CAM 技术及空间遥感器热控制技术;吴清文(1968-),男(汉族),四川简阳人,博士,研究员,主要研究方向是光学精密仪器的 CAD/CAM/CAE 和空间光学热控技术研究。

Biography: HAN Dong(birth1974-),female (Han),JiLin Province, the postgraduate doctor of Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, the main direction of research are CAD/CAE/CAM and thermal research in space-optics sciences.

(130033 吉林长春 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所空间光学部) 韩冬 吴清文 陈立恒 訾克明 黎明 李泽学
(100039 北京 中国科学院研究生院) 韩冬 訾克明 黎明 李泽学

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences Changchun 130033, China)

HAN Dong WU Qing-wen CHEN Li-heng ZI Ke-ming LI Ming LI Ze-xue

(Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China) HAN Dong ZI Ke-ming LI Ming LI Ze-xue
通讯地址:(130033 长春 吉林省长春市东南湖大路 16 号光机所研发大厦 920 室) 韩冬

(收稿日期:2009.06.25)(修稿日期:2009.7.25)

书 讯

《现场总线技术应用 200 例》
55 元 / 本 (免邮资) 汇至

《PLC 应用 200 例》
110 元 / 本 (免邮资) 汇至

地址:北京海淀区皂君庙 14 号院鑫雅苑 6 号楼 601 室
微计算机信息 邮编:100081
电话:010-62132436 010-62192616 (T/F)