



卫星不同姿控模式引起复杂外热流的载荷热控技术验证

刘晓静^{1,2}, 杨娅³, 杨生¹, 郑超¹, 李新乔^{1*}, 张晓峰³, 文向阳¹, 安正华¹, 徐岩冰¹, 熊少林¹, 王建平³, 徐玉朋^{1,4}, 王波^{2*}

1. 中国科学院高能物理研究所, 北京 100049

2. 哈尔滨工业大学机电工程学院精密工程研究所, 哈尔滨 150006

3. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 200120

4. 中国科学院大学物理科学学院, 北京 100049

* E-mail: lixq@ihep.ac.cn; bradywang@hit.edu.cn

收稿日期: 2025-06-04; 接受日期: 2026-04-03; 网络版发表日期: 2026-08-05

国家自然科学基金(批准号: 12173038, 42474222, 1177525)和中国科学院战略性先导科技专项(编号: XDA15360000, XDA15360102)资助项目

摘要 空间新技术试验卫星SATech-01运行在500 km太阳同步轨道, 该卫星的科学载荷高能爆发探索者(high energy burst explorer, HEBS)包括两种探测器: 伽马射线探测器和荷电粒子探测器, 均配置了闪烁晶体、SiPM等温度敏感部组件, 在轨温度要求 $-30^{\circ}\text{C}\sim-10^{\circ}\text{C}$, 并且温变速率不能超过 $7^{\circ}\text{C}/\text{h}$. 由于SATech-01卫星载荷种类较多, 姿态复杂多样, 造成HEBS载荷空间热环境非常复杂, 极大限制了热控设计的可选方案. 本文介绍HEBS载荷的热控相关工作: 外热流分析、热控方案设计、仿真分析(热平衡试验校正后)、在轨热控状态和技术验证、温度比对分析等. 结合HEBS在轨运行情况, 对覆盖复杂外热流工况的热控实现情况进行了研究, 梳理并分析了载荷在轨热控保障的影响因素, 为后续DRO, eXTP等航天型号载荷任务热控设计提供参考.

关键词 HEBS, 热控设计, 在轨热控状态, 热控保障

1 引言

卫星热设计是通过调整卫星内部、卫星与空间环境的热量传递、保持星上仪器设备处于使用要求温度范围的技术设计过程. 热设计的本质是通过热控手段使得热源(太阳辐射、地球红外、星上设备工作发热等)和冷端(通过散热面将热量散到冷黑环境中)达到理想的平衡状态.

热控系统通常可分为两大类: 被动温控系统和主动温控系统. 被动温控系统包括多层隔热(multi-layer insulation, MLI)材料、表面涂层、辐射器、热管以及相变储能材料等, 主动温控系统则指需要外部能源驱动的装置, 例如电加热器、可调散热百叶窗、辐射式散热器、泵驱流体回路、热泵、制冷机以及热电制冷器等^[1,2]. 前期, 大批学者^[1~5]针对卫星热控系统作了细致研究, Li等人^[6]、Sugawara等人^[7]、Ali等人^[8]、刘自

引用格式: 刘晓静, 杨娅, 杨生, 等. 卫星不同姿控模式引起复杂外热流的载荷热控技术验证. 中国科学: 技术科学, 2026, 56: 1886–1900
Liu X J, Yang Y, Yang S, et al. Verification of thermal control technology for satellite payloads under complex external heat flux caused by satellite attitude control modes (in Chinese). Sci Sin Tech, 2026, 56: 1886–1900, doi: [10.1360/SST-2025-0130](https://doi.org/10.1360/SST-2025-0130)

军等人^[9]、乔心全等人^[10]、宁献文等人^[11]、向艳超等人^[12]针对具体型号卫星/载荷的热控系统进行了系统性介绍,给出了热控设计思路,为后人提供了宝贵经验.

空间新技术试验卫星(SATech-01)是一颗集科学探测、新技术试验和光学成像三类载荷于一身的卫星,于2022年7月27日在酒泉卫星发射中心搭载中国科学院自主研制的“力箭一号”固体运载火箭成功发射. SATech-01卫星运行在高度500 km,倾角97.4°的太阳同步轨道.高能爆发探索者(high energy burst explorer, HEBS, 即“极目”系列卫星的第三颗,编号GECAM-C)是SATech-01卫星上的科学探测载荷.

HEBS共有两种探测器:伽马射线探测器(gamma-ray detector, GRD)和荷电粒子探测器(charged particle detector, CPD).针对小型化、轻量化设计的考虑,GRD采用了闪烁晶体(溴化镧、碘化钠)匹配硅光电倍增(silicon photomultiplier, SiPM)管技术,而CPD则采用了塑料闪烁体(BC-408)匹配硅光电倍增管技术.作为半导体器件, SiPM对温度非常敏感,温度不但会影响SiPM的增益,而且会影响其噪声水平,因此, SiPM需要工作在低温环境,以获得更好的性能.本项目中GRD和CPD热控设计温度 $-30^{\circ}\text{C}\sim-10^{\circ}\text{C}$,在轨期间利用温度偏压调节实现自动增益控制,即通过温度传感器采集SiPM温度,转换为数字信号反馈给供电电路调节SiPM偏压,实现实时增益温度修正,保持SiPM增益的稳定性.

SATech-01卫星载荷种类较多,热辐射场复杂;卫星姿态较为多样,外热流多变造成HEBS载荷空间热环境也非常复杂,这些对热控设计均带来了挑战.为了满足HEBS载荷热控要求,同时考虑重量限制,HEBS载

荷采用了结构热控一体化设计,同时采用以被动散热为主,主动控温为辅的热控设计.本文针对HEBS载荷热控设计、热仿真和测试验证、在轨运行等方面进行介绍,旨在为后续DRO, eXTP等项目热控设计提供指导.

2 载荷结构热控一体化设计

HEBS有效载荷的结构与热控一体化设计旨在通过合理的结构布局和热控措施,实现两者之间的有机结合,以提高单机的机械性能和热控效果,为科学探测任务的高效产出提供保障.

HEBS舱外载荷包括一台顶部穹顶舱和一台底部穹顶舱,两台穹顶舱的整体设计形式类似,均包括半球组件、对接柱段和辐冷板等.两台穹顶舱均通过对接柱段和整星舱板实现隔热安装.

2.1 半球组件设计

两台穹顶舱的半球组件为全同设计,包括半球结构、6套GRD探测器和1套CPD探测器.半球结构为类半球形带安装法兰结构,上部为类圆锥体,下部为圆柱体.类圆锥体段腔体内部为标准圆锥体,外部为多面体,每个面均用于安装探测器.半球结构安装法兰上设计有用于将半球组件安装在对接柱段的安装孔,同时兼顾辐冷板的导热安装,如图1所示.

为了提高半球结构与各探测器的温度均匀性,半球结构内表面进行黑色阳极氧化处理,用以增强与GRD和CPD结构黑色阳极氧化处理的辐射换热.此外半球结构内表面相应位置布置主动电加热器和热敏电

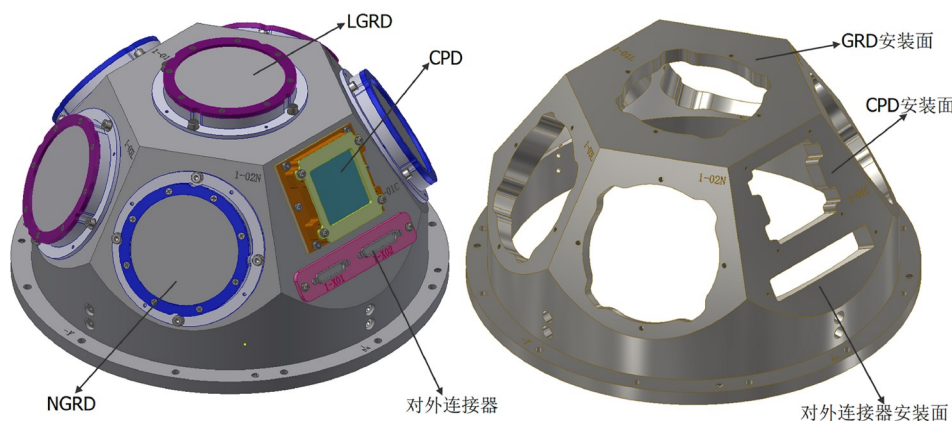


图1 (网络版彩图)穹顶舱结构示意图

Figure 1 (Color online) Schematic diagram of the dome cabin structure.

阻, 通过自主开/关控制为主、地面发送遥控指令控制开/关为辅的闭环温控方式提高热控系统的调节能力, 如图2所示。

根据轨道设计和在轨观测模式的需求, 两个穹顶舱为了降低在轨外热流的影响而在裸露的外表面包覆多层隔热组件, 其中半球组件包覆10单元多层隔热组件, 最外层采用25 μm 厚聚酰亚胺镀铝二次表面镜。该照片中多层为热试验多层, 多层表面为聚酰亚胺镀银二次表面镜(金属银色), 试验过后总体反馈镀银面膜对载荷性能有干扰, 因此后续在轨多层更换为聚酰亚胺镀铝二次表面镜(黄色), 如图3所示。

2.2 辐冷板设计

顶部穹顶舱的辐冷板为异型帽檐结构, 底部穹顶舱的辐冷板为圆形结构, 两者面对冷空的外露表面均喷涂热控白漆用于增强其辐射散热能力; 与半球结构黑色表面相对区域喷涂热控黑漆以增强辐冷板与半球

结构的辐射换热进而将探测器的热耗排散至冷空间。两块辐冷板与半球结构内腔形成了封闭腔体, 进一步增强半球组件内部各探测器模块尾端电子学的屏蔽效果, 如图4所示。

顶部穹顶舱辐冷板与半球结构法兰、对接柱段和支撑杆件均导热安装, 以便增加零部件之间的导热能力进而实现半球组件的低温控制。

底部穹顶舱辐冷板与半球结构法兰导热安装以便增加二者之间的导热能力进而实现半球组件的低温控制。为了降低辐冷板向所连接结构漏热, 底部穹顶舱辐冷板与对接柱体之间加垫8 mm厚玻璃钢隔热垫, 且只在螺钉连接的位置接触, 其余位置进行镂空处理; 辐冷板与支撑杆之间的连接同样为隔热连接, 连接接触面加垫非金属隔热柱, 如图5所示。

同半球组件类似, 为了防止外热流的影响, 辐冷板非白漆面、辐冷板安装杆件、对接柱段同样包覆了15单元多层隔热组件, 最外层采用25 μm 厚F46膜, 如图6所示。

2.3 GRD探测单元

GRD为晶体封装加SIPM读出的耦合方案, 结构设计上将上部晶体盒组件和下部电子学盒分体设计, 形成独立的组件, 两者通过螺接的方式实现结构连接。晶体盒部分使用气密封装工艺将晶体及光导封装到铝合金外壳内部, 入射窗使用铍片, 能够保证低能段的透过率; 电子学盒用于耦合和安装前放板, 其上均布



图2 (网络版彩图)穹顶舱内部热控实施
Figure 2 (Color online) Implementation of internal thermal control in the dome cabin.



图3 (网络版彩图)穹顶舱外部热控实施
Figure 3 (Color online) Implementation of external thermal control in the dome cabin.

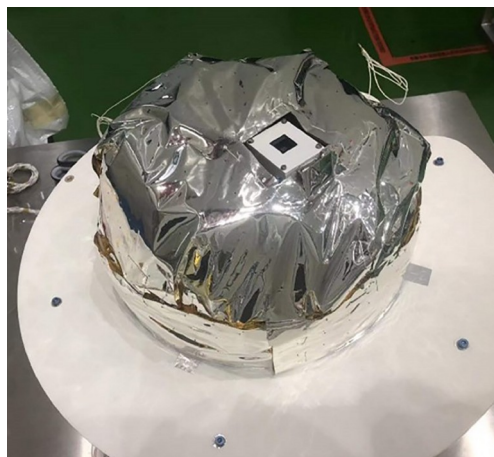


图4 (网络版彩图)辐冷板设计(试验状态)
Figure 4 (Color online) Radiative cooling plate design (test configuration).

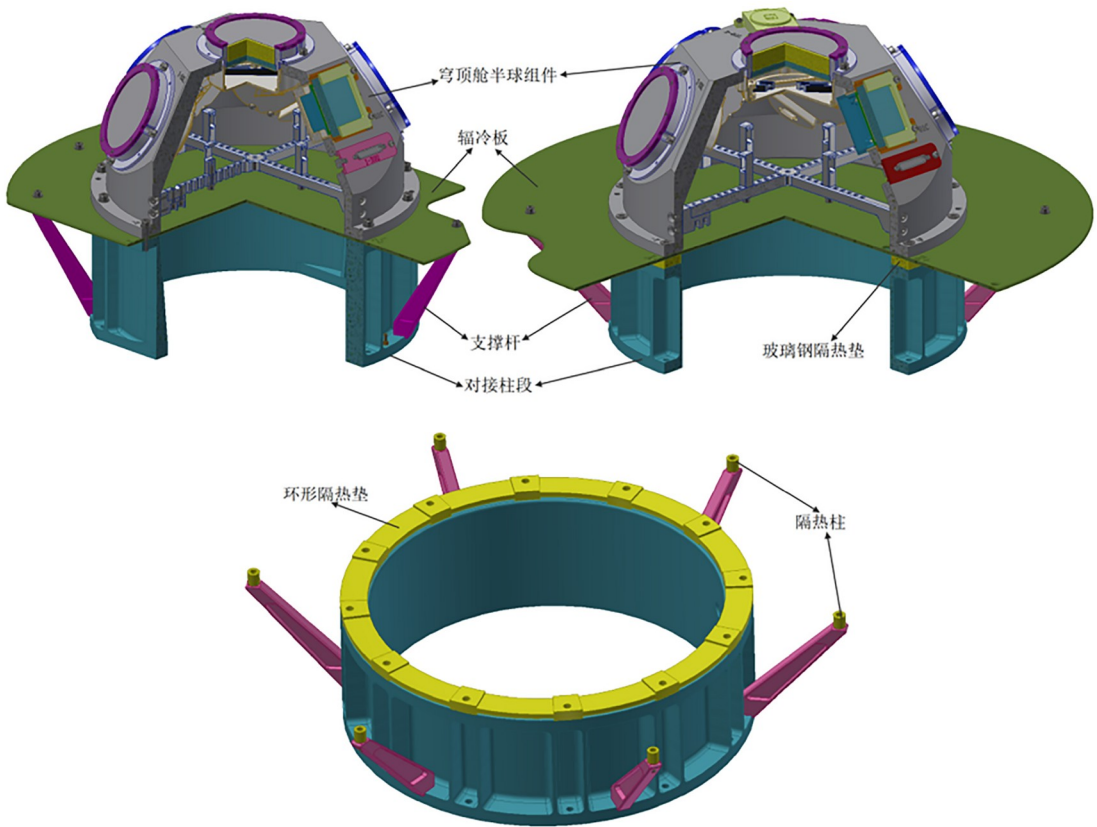


图 5 (网络版彩图)辐冷板与结构一体化设计
Figure 5 (Color online) Integrated design of radiative cooling plate and structure.

0.2 W热耗, 外部安装电连接器实现与载荷处理器的电连接, 如图7所示.

2.4 CPD探测单元

CPD为反符合探测器, 采用SiPM耦合读出方式,

结构方案和GRD探测器类似. 同样设计为上部塑闪盒和下部电子学盒, 两部分使用螺栓的方式实现结构连接. 塑闪盒用于安装固定塑闪, 电子学盒用于耦合和安装前放板, 其上均布0.1 W热耗, 外部安装电连接器实现与载荷处理器的电连接, 如图8所示.

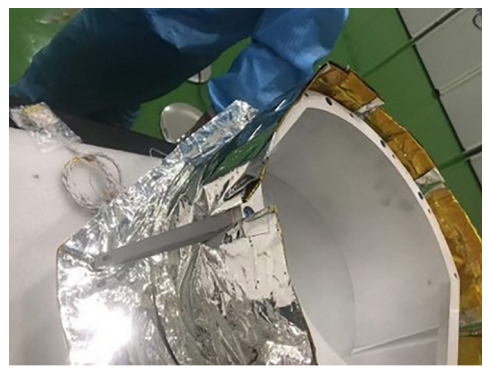


图 6 (网络版彩图)辐冷板多层热实施
Figure 6 (Color online) Multi-layer thermal implementation of radiative cooling plate.

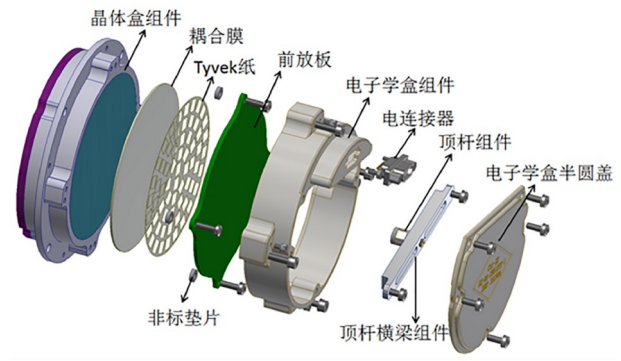


图 7 (网络版彩图) GRD结构示意图
Figure 7 (Color online) Schematic diagram of the GRD structure.

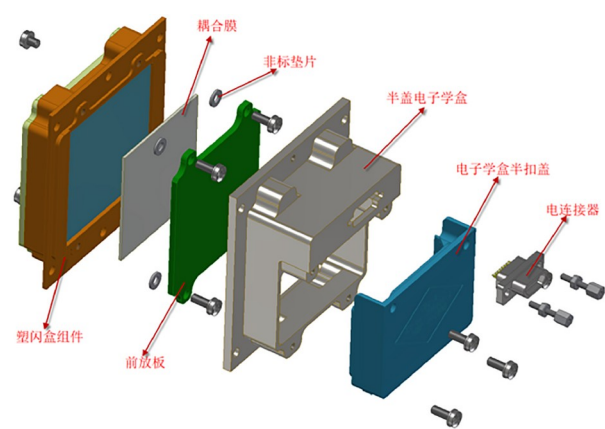


图 8 (网络版彩图) CPD结构示意图
Figure 8 (Color online) Schematic diagram of the CPD structure.

通过上述各结构部组件及探测器单元的结构设计,使得HEBS同时满足载荷科学观测视场、探测器配置的要求及卫星平台机械接口和频率特性等的要求,如表1所示。

3 不同卫星姿态下载荷温度仿真分析

SY-01卫星任务轨道参数如下。

- (1) 轨道类型: 太阳同步圆轨道。
- (2) 轨道高度: 500 km。
- (3) 轨道周期: 5680 s。
- (4) 降交点地方时: 10:30。

卫星工作模式主要包括安全模式(粗对日指向)、定标观测模式(对日偏置指向)、对地观测模式(准对地指向或偏置准对地指向)、对日观测模式(高精度对日指向)和惯性观测模式(惯性指向)。其中对日指向和对地指向是观测的主要姿态,本文重点围绕这两种姿态进行热设计分析和验证。

3.1 外热流分析

在卫星的寿命期内,轨道光照角(β 角)随太阳相对

表 1 HEBS载荷结构主要指标和参数

Table 1 Key specifications and parameters of the HEBS payload structure

HEBS载荷结构	视场	重量 (kg)	本体尺寸 (mm)	一阶基频 (Hz)	安装接口
顶部穹顶舱	180°	10.7	450×318×290	262	12-M5隔热安装
底部穹顶舱	180°	11.7	520×520×265	174	12-M5隔热安装

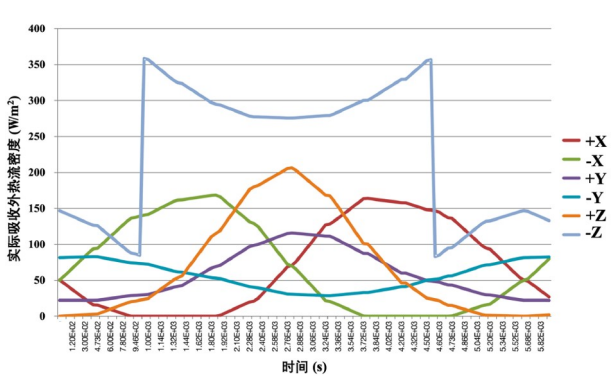


图 9 (网络版彩图)单轨吸收外热流变化曲线(高精度对日指向)
Figure 9 (Color online) Variation curve of external heat flux absorption by a single rail (high-precision solar pointing).

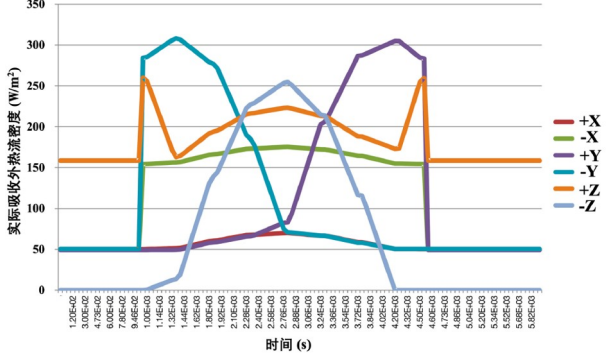


图 10 (网络版彩图)单轨外热流变化曲线(对地指向)
Figure 10 (Color online) Variation curve of external heat flux on a single rail (Earth pointing).

轨道位置不同而周期性变化。轨道光照角直接影响着卫星表面的空间外热流大小及分布。

SY-01卫星轨道为太阳同步轨道,轨道 β 角在17°~27°之间,波动较小。卫星在轨期间为适应不同的任务场景会采用不同的姿态,以下为典型工作场景对应姿态下卫星各面吸收外热流的变化曲线,如图9和10所示。

从上述分析得出,高精度对日指向时, $\pm X$ 侧主要

受太阳直接照射的影响, 吸收太阳热流对温度变化的影响较大. 对地指向时, 太阳热流对 $\pm X$ 侧影响较小, 但此时地球红外和地球反照的热流对 $-X$ 侧载荷影响较大.

3.2 工况选择

工况选择主要考虑以下因素:

- (1) 卫星姿态变化引起各面吸收外热流的变化(主要是散热面受外热流影响);
- (2) 载荷自身工作模式, 不同工作模式下, 载荷总热耗变化以及热耗分布变化;
- (3) 季节变化对卫星吸收轨道外热流的影响, 主要为太阳常数的变化, 以及轨道光照角变化引起阴影时间的变化等;
- (4) 卫星寿命初期和末期, 热控涂层性能退化, 部分单机功耗指标变化等.

由外热流分析可知, 冬至日附近时, 散热面吸收的热流最大, 作为载荷的高温工况, 涂层吸收率KS-Z取0.25、F46取0.4; 夏至日附近时, 散热面吸收的热流最小, 作为低温工况, 涂层吸收率KS-Z取0.14、F46取0.25, 如表2所示.

表 2 工况选择
Table 2 Selection of working conditions

序号	工况	太阳常数 (W/m^2)	地球反照系数	地球红外辐射 (W/m^2)	工作模式	涂层寿命
1	对日低温	1310	0.2	237	对日定向	初期
2	对地低温	1310	0.2	237	对地定向	初期
3	对日高温	1414	0.4	260	对日定向	末期
4	对地高温	1414	0.4	260	对地定向	末期

表 3 材料的热物性参数取值表
Table 3 Thermophysical property parameters of materials

材料	密度 (g/cm^3)	热导率 ($\text{W}/(\text{m K})$)	比热 ($\text{J}/(\text{kg K})$)	重量 (kg)	热容 ($\text{J}/(\text{kg K})$)
铝2A12	2.71	121	920	3.2	2944
PCB	1.38	10	930	2.5	2325
铍	1.84	201	1825	0.007	12.78
Si	2.33	163.3	703	0.06	42.18
石英	2.65	10.7	710	0.5	355
塑料闪烁体	1.02	1.1	1340	0.08	107.2
LaBr ₃ 晶体	5.06	5.1	506	11.52	5829.1
铜(电缆)	8.9	401	385	1.5	577.5
不锈钢	7.87	16.3	499	1.64	818.4

3.3 载荷温度仿真分析

HEBS载荷在研制初期进行了充分的热设计和仿真分析, 之后通过整星热试验结果修正结构模型和参数设置, 最终给出了载荷在轨仿真分析结果.

3.3.1 模型简化处理

由于卫星及载荷的热物理问题比较复杂, 在计算建模时不可能也没有必要将所有的影响因素都考虑进去. 因此, 在热分析计算建模时, 将一些热影响较小而建模又很复杂的问题进行简化:

- (1) 选取 $\pm X$ 侧穹顶中心GRD探头及CPD探头结构细化;
 - (2) 忽略电连接器、电缆对星体内部的辐射换热的影响;
 - (3) 忽略星体内部和星体外部局部小孔的影响;
 - (4) 不考虑多层隔热材料的边缘漏热的影响;
 - (5) 穹顶与辐冷板之间的接触导热取 $800 \text{ W}/\text{m}^2\text{K}$;
 - (6) 穹顶外包覆10层多层; 辐冷板背面包覆15层多层, 15层多层当量面接触导热率为 $0.01 \text{ W}/\text{m}^2\text{K}$.
- 模型参数选择如表3~6所示.

表 4 表面材料光学参数

Table 4 Optical parameters of surface materials

材料	太阳吸收率		红外发射率
	BOL	EOL	
铍、铝本色阳极氧化	0.25	—	0.15
黑色阳极化	0.92	0.92	0.82
KS-Z白漆	0.14	0.35	0.92
F46	0.25	0.35	0.68

表 5 GRD探头各部件接触状态对应换热率

Table 5 Heat transfer rates corresponding to contact states of GRD probe components

编号	对应零部件		接触状态	面接触换热率 (W/(m ² K))
1	铍片	晶体	未接触	0
2	晶体盒	晶体外壳	压紧干接触	100
3	晶体盒	晶体外壳	可能填充胶黏剂	100
4	晶体	晶体外壳	未接触	0
5	石英玻璃	晶体外壳	胶接	100
6	电子学盒	晶体盒	未接触	0
7	电子学盒	晶体盒	4个M3螺钉压紧干接触	100
8	晶体	石英玻璃	胶接	100
9	石英玻璃	硅油或硅胶垫	接触	100
10	硅油或硅胶垫	SiPM	接触	100
11	SiPM	PCB	电装焊接	500
12	硅油或硅胶垫/SiPM/PCB	电子学盒	未接触	0
13	晶体外壳	电子学盒	压紧干接触	100
14	铍片	晶体外壳	胶接	100

表 6 CPD探头各部件接触状态对应换热率

Table 6 Heat transfer rates corresponding to contact states of CPD probe components

编号	对应零部件		接触状态	面接触换热率 (W/(m ² K))
1	塑闪	塑闪外壳	胶接	100
2	塑闪	塑闪外壳	胶接	100
3	塑闪外壳	电子学盒	4个M2.5螺钉压紧干接触	100
4	塑闪	硅油或硅胶垫	接触	100
5	硅油或硅胶垫	SiPM	接触	100
6	SiPM	PCB	电装焊接	500
7	电子学盒	硅油或硅胶垫/SiPM/PCB	未接触	0

3.3.2 模型建立

通过模型简化后, 用NX TMG热分析软件建立了卫星热分析模型, 模型图如图11所示.

3.3.3 高温工况分析结果

涂层吸收率KS-Z取0.25、F46取0.4, 每个探头的功率为0.2 W, 穹顶舱与卫星平台舱隔热安装, 卫星平

台舱为高温边界, 结果如表7和图12~15所示.

高温对日工况下, +X侧穹顶舱探头的温度在 $-23.5^{\circ}\text{C}\sim-21.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差为 2.0°C ; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-28.6^{\circ}\text{C}\sim-23.8^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差为 4.6°C .

高温对地工况下, +X侧穹顶舱探头的温度在 $-25.8^{\circ}\text{C}\sim-24.4^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差为 0.8°C ;

-X侧穹顶舱探头的温度在 $-22.2^{\circ}\text{C}\sim-16.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差为 4.6°C .

3.3.4 低温工况分析结果

夏至日附近时, 散热面吸收的热流最小, 作为低温工况, 涂层吸收率KS-Z取0.14、F46取0.25, 每个探头的功率为0.2 W, 结果如表8和图16~19所示.

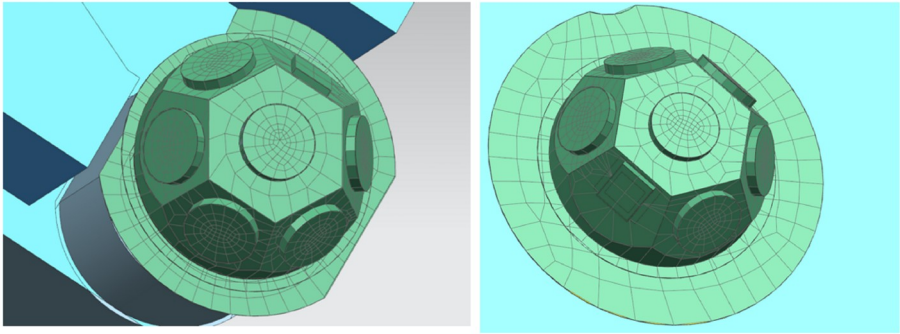


图 11 (网络版彩图)仿真模型
Figure 11 (Color online) Simulation model.

表 7 高温工况稳态计算结果
Table 7 Steady-state calculation results under high-temperature conditions

位置	最高温度 ($^{\circ}\text{C}$)		最低温度 ($^{\circ}\text{C}$)		最大温差 ($^{\circ}\text{C}$)	
	对日	对地	对日	对地	对日	对地
+X CPD	-22.6	-25.6	-23.5	-25.8	0.9	0.2
+XGRD01	-21.3	-24.4	-22.2	-24.7	0.9	0.3
+XGRD02	-21.5	-24.6	-23.2	-25.4	1.7	0.8
+XGRD03	-21.5	-25.1	-23.5	-25.8	2	0.7
+XGRD04	-21.5	-24.7	-23.4	-25.5	1.9	0.8
+XGRD05	-21.5	-24.6	-23.3	-25.3	1.8	0.7
+XGRD06	-21.5	-24.9	-23.4	-25.6	1.9	0.7
+X穹顶舱	-21.6	-24.8	-23.3	-25.5	1.7	0.7
+X辐冷板	-21.7	-24.8	-24.2	-25.9	2.5	1.1
-X CPD	-25.5	-16.3	-26.5	-17.1	1	0.8
-XGRD01	-24.9	-18.3	-26.1	-19.3	1.2	1
-XGRD02	-23.8	-17.4	-28.3	-22	4.5	4.6
-XGRD03	-24	-17.9	-28.3	-21.8	4.3	3.9
-XGRD04	-23.8	-16.8	-28.4	-22.2	4.6	5.4
-XGRD05	-24	-21	-28.6	-22	4.6	1
-XGRD06	-24.2	-17.8	-28.5	-21.7	4.3	3.9
-X穹顶舱	-24.3	-17.5	-28.5	-21.7	4.2	4.2
-X辐冷板	-23.5	-15.6	-30.4	-23.9	6.9	8.3

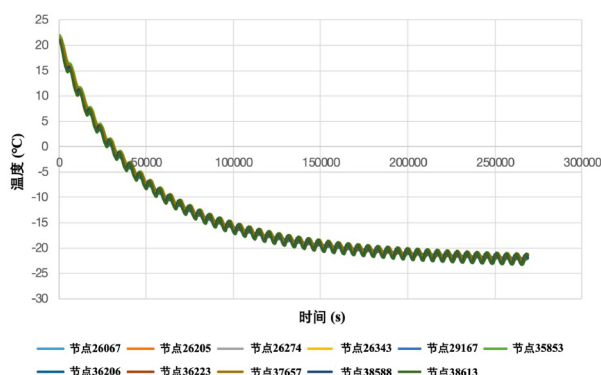


图 12 (网络版彩图)高温对日+X侧穹顶舱载荷温度曲线
Figure 12 (Color online) Temperature curve of the dome cabin payload under high-temperature solar pointing (+X side).

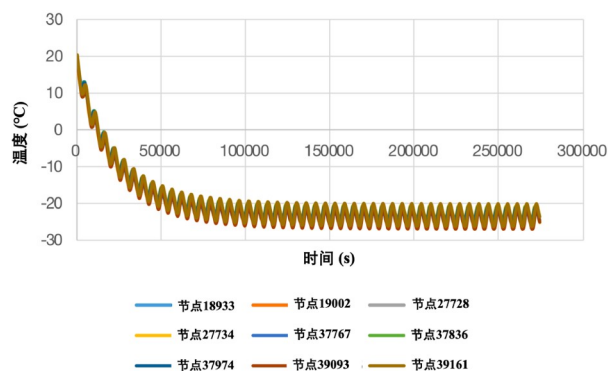


图 13 (网络版彩图)高温对日-X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 13 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under high-temperature solar pointing (-X side).

低温对日工况下, +X侧穹顶舱探头的温度在 $-33.7^{\circ}\text{C}\sim-30.9^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差 2.8°C ; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-35.9^{\circ}\text{C}\sim-32.6^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差 4.5°C , 如图16和17所示。

低温对地工况下, +X侧穹顶舱探头的温度在 $-34.9^{\circ}\text{C}\sim-32.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差 2.4°C ; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-33.0^{\circ}\text{C}\sim-29.2^{\circ}\text{C}$ 之间, 单个探头最大温差 3.3°C 。

3.4 温度满足度分析

为了提高热控系统的调节能力, 同时考虑载荷关机情况下的贮存温度要求, 在载荷相应位置布置主动电加热器, 所有回路都采用闭环/开环控制结合方式进行温控。

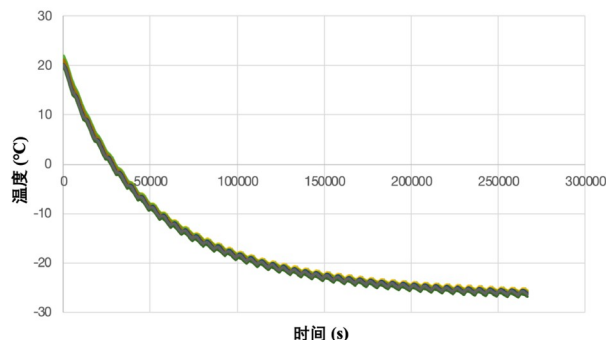


图 14 (网络版彩图)高温对地+X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 14 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under high-temperature Earth pointing (+X side).

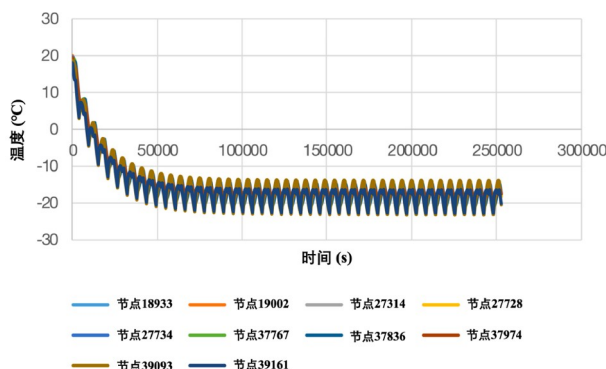


图 15 (网络版彩图)高温对地-X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 15 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under high-temperature Earth pointing (-X side).

电加热器采用双面绝缘聚酰亚胺薄膜康铜铂电加热片, 这种加热器具有良好的耐热性能, 能在 200°C 下长期工作。采用GD414C单组分室温硫化硅橡胶粘贴固定, 为增强穹顶舱与散热板间的辐射换热, 粘贴在穹顶舱表面上的电加热器均喷涂ERB-2型黑漆热控涂层。

为满足卫星设计理念, 在轨载荷主动加热器温度控制采用闭环控制为主、地面发送遥控指令进行控温为辅的控温方式。

经过热控设计和分析, 极端工况条件下探头的设计仿真温度均低于 -10°C , 在轨通过加热补偿电路, 可以将探头温度控制在 $-30^{\circ}\text{C}\sim-10^{\circ}\text{C}$, 保证探头全时正

表 8 低温工况稳态计算结果

Table 8 Steady-state calculation results under low-temperature conditions

位置	最高温 (°C)		最低温 (°C)		最大温差 (°C)	
	对日	对地	对日	对地	对日	对地
+X CPD	-31.5	-32.9	-33.2	-34.4	1.7	1.5
+XGRD01	-32.9	-33	-34.7	-34.8	1.8	1.9
+XGRD02	-31	-32.4	-33.3	-34.3	2.3	1.9
+XGRD03	-30.9	-32.8	-33.7	-34.9	2.8	2.1
+XGRD04	-31	-32.6	-33.6	-34.4	2.6	1.8
+XGRD05	-31.1	-32.3	-33.4	-34.2	2.3	1.9
+XGRD06	-30.9	-32.7	-33.4	-34.5	2.5	1.8
+X穹顶舱	-30.9	-32.6	-33.5	-34.4	2.6	1.8
+X辐冷板	-31.1	-32.8	-34.2	-34.8	3.1	2
-X CPD	-33.8	-27.3	-35.3	-27.7	0.9	1.5
-XGRD01	-32.6	-30	-33.7	-30.6	1.1	0.6
-XGRD02	-32.6	-30	-35.6	-32.5	3	2.5
-XGRD03	-32.8	-30.4	-35.7	-32.4	2.9	2
-XGRD04	-32.6	-29.4	-35.9	-32.7	3.3	3.3
-XGRD05	-32.7	-29.2	-36.2	-32.4	3.5	3.2
-XGRD06	-33	-30.1	-37	-32.1	4	2
-X穹顶舱	-33	-29.9	-36.9	-32.2	3.9	2.3
-X辐冷板	-32.4	-29	-38.7	-33.5	6.3	4.5

常工作.

4 卫星全生命周期载荷温度分析

GRD载荷于2022年7月发射入轨, 至2025年3月, 在轨时长总计2年8个月. 卫星整个生存周期内, HEBS

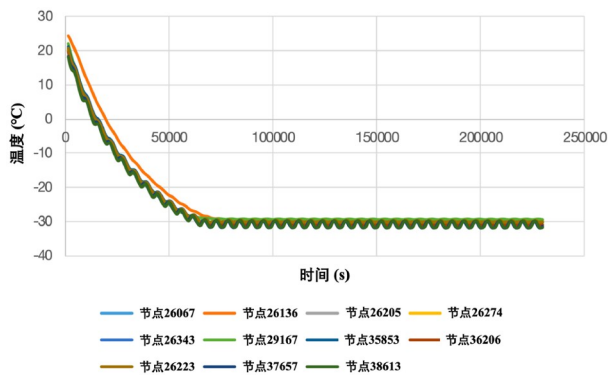


图 16 (网络版彩图)低温对日+X侧穹顶舱载荷温度曲线
Figure 16 (Color online) Temperature curve of the dome cabin payload under low-temperature solar pointing (+X side).

载荷温度比较稳定, +X侧穹顶舱载荷温度在 $-28^{\circ}\text{C}\sim -21^{\circ}\text{C}$ 之间, -X侧穹顶舱载荷温度在 $-27^{\circ}\text{C}\sim -18^{\circ}\text{C}$, 如图20所示.

卫星对地指向的穹顶舱探头平均温度曲线如图21所示, 对日指向的穹顶舱探头平均温度曲线如图22

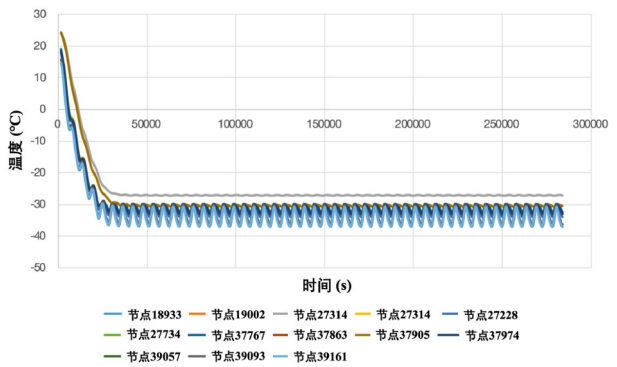


图 17 (网络版彩图)低温对日-X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 17 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under low-temperature solar pointing (-X side).

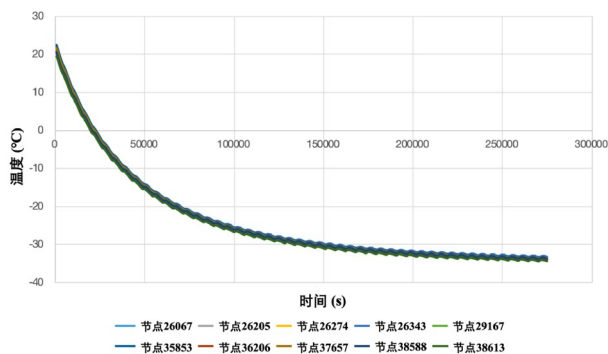


图 18 (网络版彩图)低温对地+X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 18 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under low-temperature Earth pointing (+X side).

所示。

针对两种常见姿态的极端工况,将在轨实测温度与热设计仿真分析结果进行了对比分析。(1) 低温对日工况下(寿命初期夏至日附近, 2022年8月10日前), +X侧穹顶舱探头设计温度在 $-33.7^{\circ}\text{C}\sim-30.9^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-26.0^{\circ}\text{C}\sim-20.3^{\circ}\text{C}$ 之间。-X侧穹顶舱探头设计温度在 $-35.9^{\circ}\text{C}\sim-32.6^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-30.9^{\circ}\text{C}\sim-26.1^{\circ}\text{C}$ 之间。(2) 低温对地工况下(寿命初期夏至日附近, 2022年8月10日前), +X侧穹顶舱探头的温度在 $-34.9^{\circ}\text{C}\sim-32.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-23.7^{\circ}\text{C}\sim-20.1^{\circ}\text{C}$

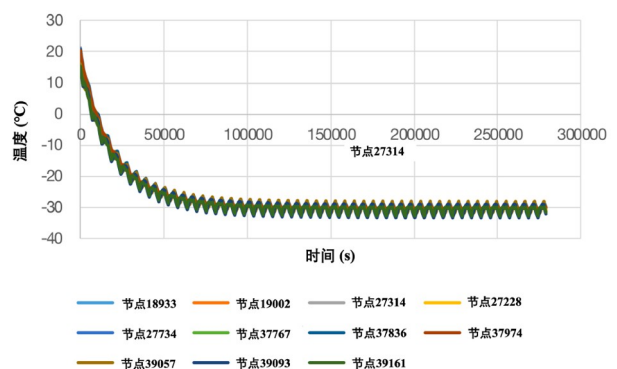


图 19 (网络版彩图)低温对地-X侧穹顶舱载荷温度变化曲线
Figure 19 (Color online) Temperature variation curve of the dome cabin payload under low-temperature Earth pointing (-X side).

之间; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-33.0^{\circ}\text{C}\sim-29.2^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-30.8^{\circ}\text{C}\sim-25.9^{\circ}\text{C}$ 之间。(3) 高温对日工况下(寿命末期冬至日附近, 2025年1月1~10日), +X侧穹顶舱探头的温度在 $-23.5^{\circ}\text{C}\sim-21.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-18.7^{\circ}\text{C}\sim-16.1^{\circ}\text{C}$ 之间; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-28.6^{\circ}\text{C}\sim-23.8^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-25.3^{\circ}\text{C}\sim-20.5^{\circ}\text{C}$ 之间。(4) 高温对地工况下(寿命末期冬至日附近, 2025年1月1~10日), +X侧穹顶舱探头的温度在 $-25.8^{\circ}\text{C}\sim-24.4^{\circ}\text{C}$ 之间, 在轨温度在 $-18.4^{\circ}\text{C}\sim-16.5^{\circ}\text{C}$ 之间; -X侧穹顶舱探头的温度在 $-22.2^{\circ}\text{C}\sim-16.3^{\circ}\text{C}$ 之间, 在

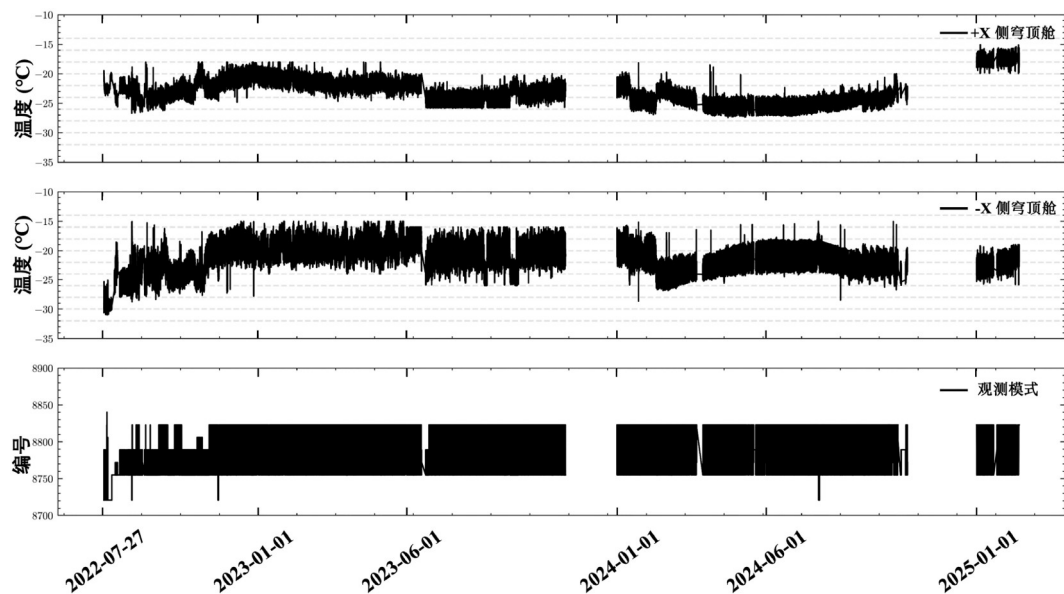


图 20 卫星在轨运行期间穹顶舱探头平均温度曲线
Figure 20 Average temperature curve of dome cabin probes during satellite in-orbit operation.

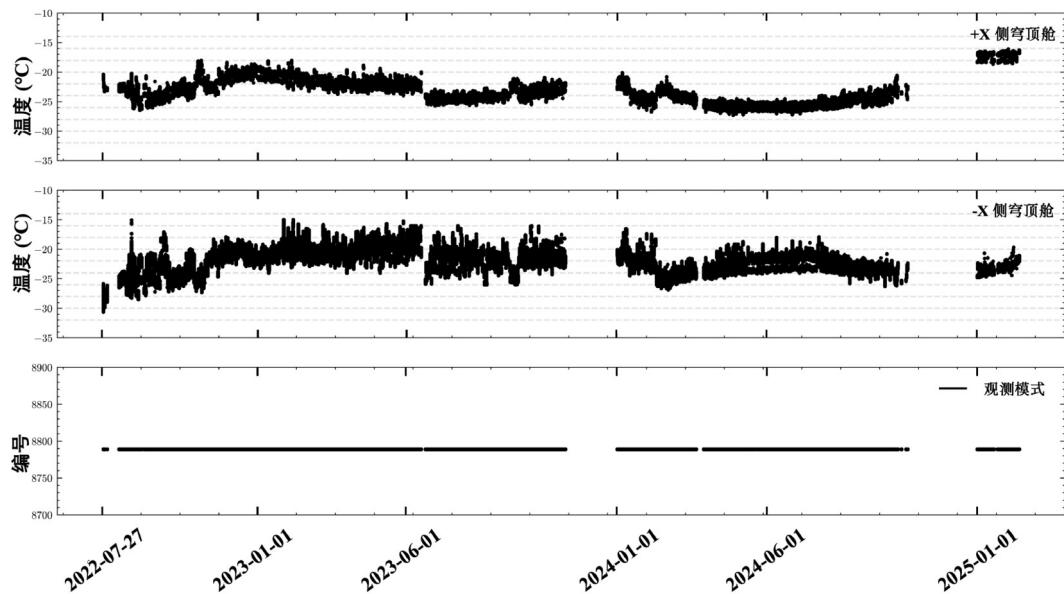


图 21 +X和-X侧穹顶舱探头平均温度曲线(卫星对地指向)

Figure 21 Average temperature curve of dome cabin probes on the +X and -X sides (satellite Earth pointing).

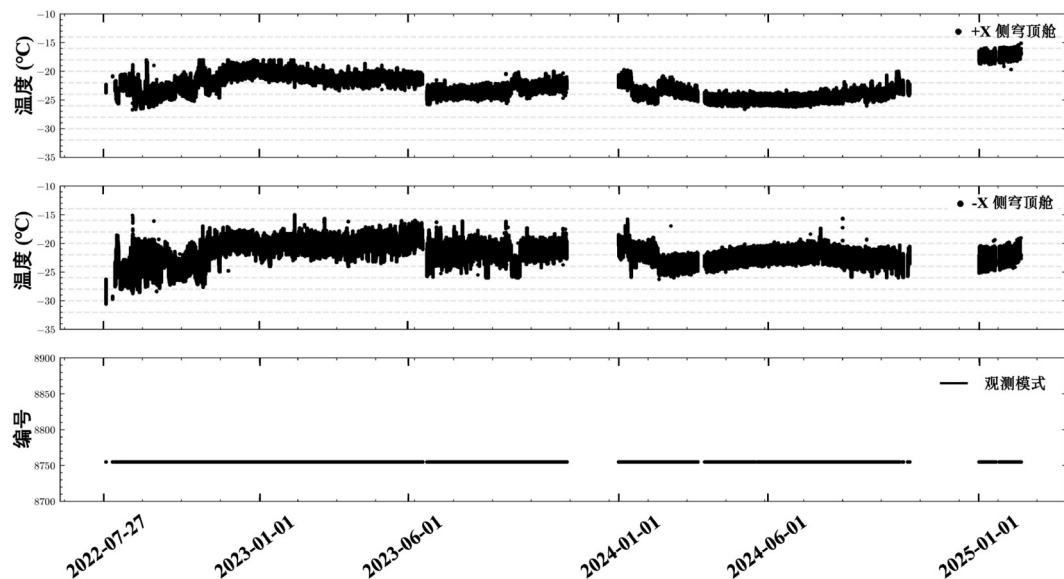


图 22 +X和-X侧穹顶舱探头平均温度曲线(卫星对日指向)

Figure 22 Average temperature curve of dome cabin probes on the +X and -X sides (satellite solar pointing).

轨温度在 -25.2°C ~ -22.1°C 之间, 满足探头 -30°C ~ -10°C 温度范围要求, 与设计一致。

入轨初期, 取2022年8月16日探头四轨温度变化数据(T_0 : 14:48), 探头每轨变化 3°C , 满足温变速率 $\leq 7^{\circ}\text{C}$ 要求, 与设计一致, 如图23所示。

通过对比分析, 载荷实际在轨温度比设计温度偏高, 主要是由于空间环境复杂、卫星舱体的太阳反射、多层漏热等原因引起。另外, +X侧穹顶舱探头在轨温度偏高尤其明显, 主要是受周围载荷的影响, +X侧载荷周围分布有多家载荷设备单机, 设备单机之间

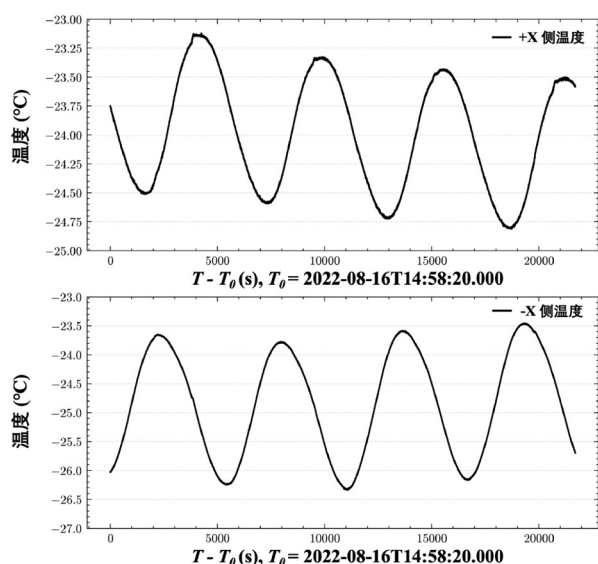


图 23 入轨初期探头瞬态温度变化

Figure 23 Transient temperature variation of probes during the initial orbital phase.

间距较小, 且部分载荷为抑制杂散光在设备单机外部多层采用了黑膜, 黑膜受照时其表面温度较高, 对 HEBS 载荷热辐射较大。

5 载荷在轨热控保障影响因素及建议

载荷在轨热控能力主要是通过前期热控设计进行保障。卫星在轨时暴露于太阳直接辐射、地球反照辐射、深空冷背景($\sim 3\text{ K}$)等, 空间热环境复杂, 在前期热控设计时, 由于热控结构模型简化、参数近似化(材料物性参数、材料表面吸收率和发射率等取近似固定值)、空间环境简化(在轨时卫星可能暴露于太阳直接辐射、地球反照辐射、深空冷背景($\sim 3\text{ K}$), 而地面仿真通常只能近似模拟太阳辐射和地球反照, 深空冷背景的模拟精度有限)、卫星在轨姿态动态变化等原因, 会造成载荷在轨温度与仿真设计存在偏差。为确保安全, 热控设计时一般会留出足够的安全余量, 保证载荷在轨温度满足要求。

针对具有复杂外热流温控要求较高载荷设备的在

轨热控保障, 有以下建议:

- (1) 采用结构热控一体化设计, 节省资源;
- (2) 采用被动散热为主、主动控温为辅的热控设计方案, 该方案安全可靠, 温度在轨可调节的范围比较大;
- (3) 对于温控要求较高的载荷, 应该避开卫星舱体上的其他载荷, 尤其大功率或者表面经过特殊处理的载荷设备及部组件;
- (4) 卫星载荷热控设计要留出安全余量。

6 结论与讨论

热控设计的成效直接决定了星上科学载荷是否能在安全合适的温度条件下在轨工作, 进而决定了仪器的安全性、性能、稳定性乃至运行寿命。半导体探测器自问世以来, 以其优越的物理特性备受高能天体物理、空间探测等领域青睐。然而, 由于半导体探测器的温度特性, 使其往往需要工作在低温条件下, 这就愈发凸显了热控在星载空间探测的重要性。

直到 GECAM 卫星才开始大规模使用 SiPM 匹配溴化镧晶体技术, 作为其继承载荷, HEBS 的 GRD 和 CPD 所采用的 SiPM 属于温度敏感部组件。为了抑制因位移损伤引起的其噪声水平增加及其引起的能量下阈抬高和能量分辨率变差, 在轨温度要求 $-30^{\circ}\text{C} \sim -10^{\circ}\text{C}$ 。由于 SATech-01 卫星载荷种类较多、热辐射场复杂、卫星姿态较为多样、外热流多变造成 HEBS 载荷空间热环境也非常复杂, 这些对热控设计带来了挑战。

为了解决上述难题, 我们在开展载荷热设计时采用了外热流分析、热控方案仿真分析、热平衡试验校正、在轨温度比对分析等多重方法, 通过地面试验进一步明确边界条件和约束状态, 从而给出了具有复杂外热流温控要求较高载荷设备的热控设计全流程方案。尽管如此, 在轨运行过程中还发现一些在热设计和研制过程期间未被充分认识的因素, 本文结合 HEBS 在轨运行情况对其进行了在轨热控保障的关键影响因素分析, 以期能为后续 DRO, eXTP 等航天型号载荷产品热控设计提供参考。

致谢 感谢卢方军研究员、张双南研究员、姬战强高工及 SATech-01 卫星工程两总的领导和同事们对本项目的支持和帮助。感谢山东航天电子技术研究所 HEBS 载荷工程化、集成测试、试验等方面给予的支持。

参考文献

- 1 Peterson G P. Thermal control systems for spacecraft instrumentation. *J Spacecraft Rockets*, 1987, 24: 7–13
- 2 Elshaer A M, Soliman A M A, Kassab M, et al. Thermal control of a small satellite in low earth orbit using phase change materials-based thermal energy storage panel. *Egyptian J Remote Sens Space Sci*, 2023, 26: 954–965
- 3 Liu T, Sun Q, Meng J, et al. Degradation modeling of satellite thermal control coatings in a low earth orbit environment. *Sol Energy*, 2016, 139: 467–474
- 4 Escobar E, Diaz M, Zagal J C. Evolutionary design of a satellite thermal control system: Real experiments for a CubeSat mission. *Appl Therm Eng*, 2016, 105: 490–500
- 5 Wang C H, Huang J D, Chen C R. Numerical study on the thermal control of the TriG receiver for FORMOSAT-7 satellite. *Procedia Eng*, 2014, 79: 279–288
- 6 Li S, Wu S, Xie T, et al. Design, analysis and verification of thermal control system for satellite laser communication terminal. *Therm Sci Eng Prog*, 2025, 58: 103239
- 7 Sugawara Y, Nakasuka S, Higashi K, et al. Structure and thermal control of panel extension satellite (PETSAT). *Acta Astronaut*, 2009, 65: 958–966
- 8 Ali A, Mughal M R, Khan S A, et al. Thermal modeling and empirical verification of multi unit small satellites. *Results Eng*, 2025, 25: 104217
- 9 Liu Z J, Xiang Y C, Si D B, et al. Design and verification of thermal control system for Chang’e-3 probe (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2014, 4: 353–360 [刘自军, 向艳超, 斯东波, 等. 嫦娥三号探测器热控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2014, 4: 353–360]
- 10 Qiao X Q, Lv L C, An X Z, et al. Integrated thermal control design and verification of platform and payload devices for APSTAR-6E satellite (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2025, 34: 105–111 [乔心全, 吕鲁仓, 安秀枝, 等. 亚太6E卫星平台与载荷一体化热控设计与验证. 航天器工程, 2025, 34: 105–111]
- 11 Ning X W, Su S, Chen Y, et al. Design and implementation of circumlunar return and reentry spacecraft thermal control system (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2015, 2: 145–150 [宁献文, 苏生, 陈阳, 等. 月地高速再入返回器热控设计及实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 2: 145–150]
- 12 Xiang Y C, Zhang B Q, Xue S Y, et al. Design and verification of the thermal control system for the Zhurong rover (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2022, 2: 245–252 [向艳超, 张冰强, 薛淑艳, 等. 祝融号火星车热控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2022, 2: 245–252]

Verification of thermal control technology for satellite payloads under complex external heat flux caused by satellite attitude control modes

LIU XiaoJing^{1,2}, YANG Ya³, YANG Sheng¹, ZHENG Chao¹, LI XinQiao¹, ZHANG XiaoFeng³, WEN XiangYang¹, AN ZhengHua¹, XU YanBing¹, XIONG ShaoLin¹, WANG JianPing³, XU YuPeng^{1,4} & WANG Bo²

¹ Institute of High Energy Physics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

² Center for Precision Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China

³ Innovation Academy for Microsatellites, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200120, China

⁴ School of Physical Sciences, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

The space technology experimental satellite SATech-01 operates in a 500 km Sun-synchronous orbit. Its scientific payload, the high energy burst explorer (HEBS), contains two kinds of detectors: gamma-ray detector and charged particle detector. Both detectors are equipped with temperature-sensitive components such as scintillation crystals and silicon photomultipliers, requiring an on-orbit temperature range of -30°C — -10°C and a temperature variation rate not exceeding 7°C/h . Due to the diverse payload configurations and complex attitude modes of SATech-01, the thermal environment of HEBS faces significant challenges, severely limiting feasible thermal control design options. This paper presents thermal control-related work for the HEBS payload, including external heat flux analysis, thermal control design, simulation analysis (calibrated via thermal balance tests), on-orbit thermal control status verification, and temperature comparison analysis. By evaluating HEBS's in-orbit performance, this study investigates the implementation of thermal control under complex external heat flux conditions, identifies key factors influencing payload thermal management, and provides references for thermal control design in subsequent space missions such as distant retrograde orbit and enhanced X-ray timing and polarimetry missions.

HEBS, thermal control design, on-orbit thermal control status, thermal control assurance

doi: [10.1360/SST-2025-0130](https://doi.org/10.1360/SST-2025-0130)