0254-6124/2022/42(1)-0144-09 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

LIN Shifeng, LI Kai, LIN Baojun, JIANG Guizhong, MA Errui. Thermal Control Design and Validated for MEO Navigation Satellites (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2022, **42**(1): 144–152. DOI:10.11728/cjss2022.01.200930087

MEO 导航卫星热控系统设计及验证*

林士峰[1,2] 李 锴[1,2] 林宝军[1,2,3,4]
蒋桂忠[1,2] 马二瑞[1,2]

1(中国科学院微小卫星创新研究院 上海 201203)

2(上海微小卫星工程中心 上海 201203)

3(中国科学院大学航空宇航学院 北京 100049)

4(上海科技大学信息学院 上海 201203)

摘 要 为解决 MEO 导航卫星整星热控设计以及有特殊温控指标要求设备的温度控制问题，结合卫星构型、轨道姿态、工作模式等特点，采用被动散热、扩热及局部隔热的热控措施，辅以开关或高精度比例控温算法分级主动热控设计原则。针对载荷大功率设备和相控阵天线，采用热管网络结合扩展散热区的热控措施；针对有温度敏感指标要求的蓄电池组、原子钟等采用隔热措施，辅以主动热控进行独立控温设计；热控软件设计采用在轨自主故障诊断及自动隔离设计方法，显著提升热控系统在轨自主运行能力。经过地面整星级热平衡试验验证及优化设计，在轨多颗卫星的飞行数据表明：整星热控方案设计合理，星上各仪器设备温度满足要求，温度设计余量及变化趋势符合预期。

关键词 MEO 导航卫星，热控系统，方案设计，在轨验证

中图分类号 V524

Thermal Control Design and Validated for MEO Navigation Satellites

LIN Shifeng[1,2] LI Kai[1,2] LIN Baojun[1,2,3,4] JIANG Guizhong[1,2] MA Errui[1,2]

1(*Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences*, *Shanghai* 201203)

2(*Shanghai Engineering Center for Microsatellites*, *Shanghai* 201203)

3(*School of Aeronautics and Astronautics*, *University of Chinese Academy of Sciences*, *Beijing* 100049)

4(*School of Information Science and Technology*, *Shanghai Tech University*, *Shanghai* 201203)

Abstract In consideration of the configuration design, orbital attitude, and operation mode of the MEO navigation satellite, both passive and active thermal designs including conduction, diffusion,

* 中国第二代卫星导航系统重大专项资助（GFZX15 M001）

2020-09-30 收到原稿，2021-05-28 收到修定稿

E-mail：linshifeng@126.com

insulation, switch or proportional control and multistage control strategy are used in the satellite thermal system to satisfy the strict temperature requirements. For high-power payloads and phased array antennas, heat pipe networks along with extended radiators are employed; for temperature-sensitive equipment like battery and atomic clock, thermal insulation along with active control are applied. On-orbit fault diagnosis and automatic isolation designs are utilized in the thermal control software to improve the on-orbit autonomous operation capability. The satellite thermal design is validated by the ground thermal balance test and the performance of satellites in orbit. Validation results illustrate that on-board equipment satisfies temperature requirements, and the design margin and temperature trend lines well with expectation.

Key words MEO Satellite, Thermal system, Thermal design, Validated in orbit

0 引言

由中国科学院微小卫星创新研究院研制的 MEO 卫星采用框架+面板构型方式，整星分为平台和载荷两个舱室，平台舱主要配置服务保证系统仪器设备，载荷舱除配置导航基本载荷之外，还搭载激光通信、全球短报文通信和国际搜索救援等载荷设备。卫星热控系统是重要的服务保障系统，需满足已定轨道、姿态及工作模式下星上所有仪器设备温度指标要求。卫星热控系统设计主要通过合理的热控措施，有效组织舱内外热交换，经仿真分析和试验验证获得高效、可靠的热控方案[1]。热控系统还应保证地面段、上升段、轨道段星上各加电设备处于工作温度范围，不加电设备满足储存温度要求，并具备将储存设备温度提升至启动温度的能力[2]。由于星上各仪器设备重量、尺寸、热耗、安装方位及温度指标要求等均不相同，热控设计是一个复杂的系统迭代过程，需考虑诸多因素，并选择合适的设计工况以及高效、可靠的热控数据[3]。此外，MEO 导航卫星热控系统还需重点考虑满足以相控阵天线为代表的大功率密度设备扩散热需求，以原子钟为代表的时频系统高温度稳定度控制需求，以及以蓄电池组为代表的温度敏感设备的特殊温控需求等。

1 设计要求

MEO 导航卫星采用小型化、轻量化设计理念，可适应“一箭双星”上面级直接入轨发射方式。运行轨道高度约 22000 km，轨道倾角约 55°，属中圆轨道卫星，采用偏航控制策略。卫星质量约 1000 kg，热耗约 1600 W(可扩展满足增量载荷 300 W 散热需求)，其中平台舱热耗约 300 W。为保证星体主散热区面积，卫星整体设计呈扁长方体构型，下部为平台舱段，上部为载荷舱段。平台舱段内主要布置控制系统的推进组件、反作用轮及各种敏感器，电源系统的电源控制器、配电器及蓄电池组，星务系统的星载计算机以及测控系统的扩频应答机，遥控遥测终端等设备。载荷舱段分为基本载荷舱和原子钟舱两部分：基本载荷舱配置有星间链路相控阵天线、载荷固态功放及行波管放大器、时频系统设备以及增量搭载载荷；各原子钟位于具有独立控温设计的原子钟舱内。星上各设备的温度指标要求列于表 1。

2 方案设计

卫星热控方案遵循以被动热控散热设计为主、以主动电加热控温为辅的设计原则，通过隔热与散热相结合的方式，合理组织星内外热交换过程，维持星内相对稳定的适宜温度环境。热控系统还需满足总体对分系统质量、功率、遥控遥测、可靠度等指标要求，保证与结构、能源、测控及星务系统等具有良好的软硬件接口，同时具备一定容错、故障自主诊断及处理能力。

2.1 散热区设计

根据卫星姿态、轨道光照角、涂层性能以及太阳常数等因素，选取卫星外热流分析的高低温工况。在轨运行期间卫星可能出现的高低温外热流分析如下。

(1)高温工况：寿命末期，冬至日，轨道光照角 β=+13.5°。

(2)低温工况：寿命初期，夏至日，轨道光照角 β=+78.5°。

对星体各面高低温工况外热流及所需散热量进行分析，确定各区域所需散热面积。由外热流分析结果可知：卫星+X面高低温工况始终受阳光照射，外热流绝对值较大且变化剧烈，不适宜设置散热区；卫星±Z面高低温工况交替受照，高温工况热流波动剧烈，低温工况热流变化平缓，平均热流适中，具有一定散热能力，适宜设置辅散热面；卫星±Y及–X面高低温工况均不受阳光照射，散热能力最佳，适宜设置主散热面。卫星外热流分析结果如图 1 所示。

根据外热流分析结果将热流均值小且稳定的±Y面及–X面作为主散热区，将热流波动较大但仍具有一定散热能力的–Z面作为辅散热区，+X面不设置散热区。综合考虑增量载荷散热需求（0～300 W）在星体载荷舱±Y面设置扩展散热区，根据不同增量散热需求使用多层组件遮挡方式调整该区域可用散热面积，可支持 300 W 的可扩展散热能力。各散热区贴装铈玻璃镀银二次表面镜（OSR）热控涂层进行热量耗散，根据各区域所需散热量及外热流确定当量散热区面积，对 OSR 实际布片率进行修正（布片率一般保持在 0.85～0.95）。MEO 导航卫星散热区设计如图 2 所示。

卫星平台舱共开设散热面积 1.88 m^2，其中+Y面 0.6 m^2，–Y面 0.59 m^2，+Z面 0.18 m^2，–Z面 0.51 m^2；载荷舱共开设散热面积 4.55 m^2，其中+Y面 1.29 m^2，可扩展散热面积 0.59 m^2，–Y面 1.76 m^2，可扩展散热面积 0.63 m^2，–Z面 0.75 m^2；原子钟舱散热面积 0.70 m^2。整星各舱板热耗及散热面积统计情况见表 2。

表 1　星上设备温度指标要求统计表

Table 1　Temperature requirement of equipments in satellite

序号	设备名称	温度指标/℃		备注
		工作温度	储存温度	
1	推进系统	+5～+60	+5～+60	–
2	平台电子设备	–15～+50	–20～+50	–
3	蓄电池组	+15～+30	0～+15	阳照区0～+15℃，地影季+15～+30℃，单体温差≤3℃
4	帆板驱动机构	–20～+55	–30～+60	–
5	反作用轮	–5～+50	–20～+55	–
6	磁力矩器	–15～+45	–40～+70	–
7	星敏感器	–30～+50	–55～+60	–
8	载荷电子设备	–10～+45	–40～+70	–
9	行放1/2/3	–20～+60	–40～+70	–
10	固放1/2/3	–25～+50	–40～+70	–
11	相控阵天线	–10～+45	–35～+70	–
12	原子钟	–10～+15	–20～+30	温变速率≤±0.5°C/15 h
13	载荷无源设备	–25～+60	–40～+70	–
14	载荷时频设备	–15～+45	–40～+70	温变速率≤ ±5°C/24 h

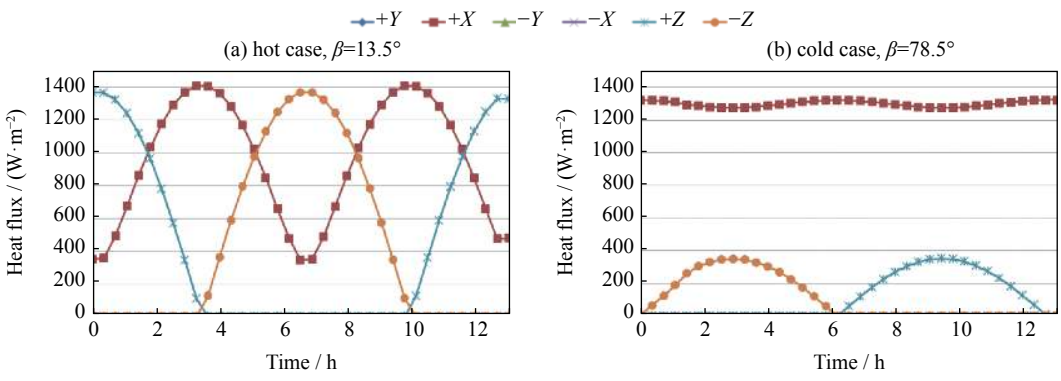


图 1　高低温工况外热流分析结果

Fig. 1　Heat flux of hot and cold case

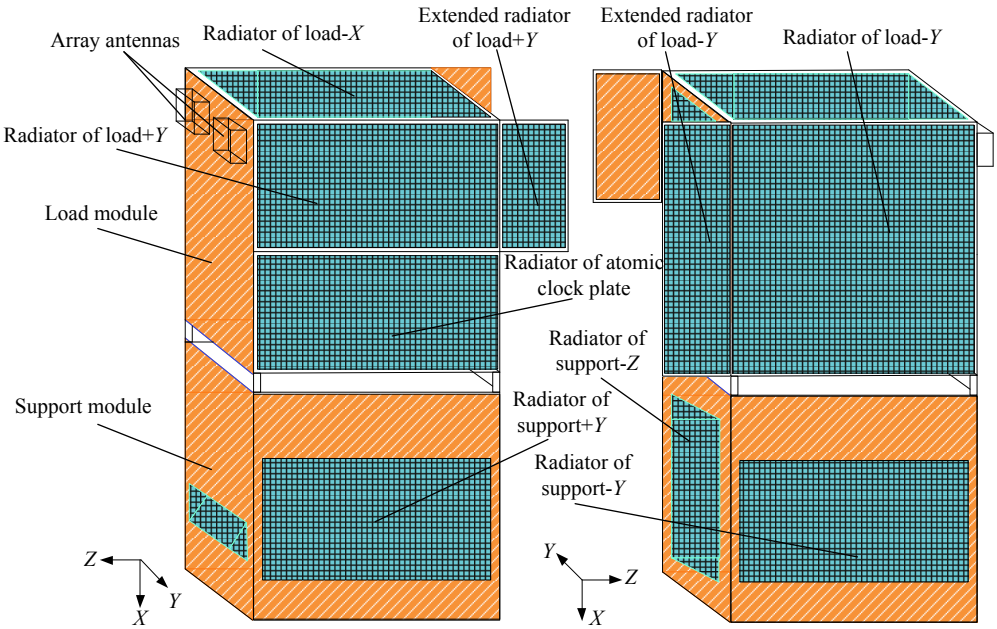


图 2　卫星散热区设计

Fig. 2　Design of radiator for satellite

表 2　卫星各舱板热耗及散热面积统计

Table 2　Statistical data of heat consumption radiational area

散热区方位	热耗统计/W	散热面积/m^2
平台舱+*X*板	38	—
平台舱+*Y*板	阳照48/地影72	0.60
平台舱−*Y*板	阳照101/地影108	0.59
平台舱+*Z*板	24	0.18
平台舱−*Z*板	97	0.51
小计	阳照270/地影301	1.88
载荷舱−*X*板	284	0.95
载荷舱+*Y*板	主份240/备份220(150)	1.29(0.59)
载荷舱−*Y*板	主份458/备份413(150)	1.76(0.63)
载荷舱−*Z*板	156	0.75
小计	主份1138/备份1073(300)	4.55(1.22)
原子钟舱板	65	0.70

2.2　等温化设计

卫星等温化设计除采用加强舱内辐射换热以及加强导热措施外，安装板内预埋多根热管并形成网络。热管网络是实现板级等温化的有效措施，通过在结构板内预埋或外贴热管方式可有效减小设备间温差，降低大功率设备温度的同时提高小功率或无源设备温度水平，实现等温化设计。预埋热管网络设计应尽量通过高功率密度设备安装区，例如固放高功率器件安装区和行波管功率放大器收集极等。卫星载荷舱−*Y*板热管网络等温化设计如图 3 所示。

2.3　主动热控设计

为保证上升段、安全模式、最小模式星上仪器设备温度水平，首先应实现以蓄电池组、推进系统及原子钟等为代表的具有较高温度指标要求的设备控温。卫星热控系统共设计 64 路主动控温加热器，分为 16 个控温区，均采用星上程控与地面控制两种控制方式，并可优先转为地面控制，通过间接指令或注入参数方式对各控制逻辑使能状态及阈值进行调整，每 8 路加热器为一组设置继电器总开关，设计过程将大功率加热器及同一控温区主备加热器分至不同组，提高系统设计可靠性。

2.4　热控自主运行设计

热控自主运行设计主要针对稳定运行及安全模式阶段故障自主诊断及处理进行设计，做到地面不发送或少发送指令实现整星温度自主控制，解决卫星位于境外测控盲区出现异常时的自主温度控制问题。卫星正常工作期间，各程控逻辑处于使能状态，控温阈值按设备工作温度下限进行设置，此时被控温区温度均高于控温目标值，不会触发加热器开启操作，各控温加热器处于关闭状态，无功率输出；当被控温区仪器设备自动待机或功率显著降低时，被控温区温度

进一步降低至低于控温目标值时，触发控温区加热器开启操作，各控温加热器处于闭环控温状态，实现自主控温设计。热控自主控温逻辑如图 4 所示。其中 V_{nt} 表示有效温度数据对应电压值，V_{min} 和 V_{max} 表示设定有效温度区间对应的电压值，V_{t1} 表示主加热器开限对应电压值，V_{t2} 表示备加热器控制开限对应电压值，V_{t3} 表示加热器控制关限对应电压值。

(1)测温有效性判断及自主切换。连续采集 5 次控温点温度数据，取平均值与预设有效区间进行比较，超出范围数据认为是无效值，不参与逻辑运算。当测温点数据异常时，自主切换至该控温区另一有效测温点，当所有测温点均异常时按预设逻辑进行控制，控制逻辑为无源或小功率温区采取主开、备关控温策略，大功率设备温区采取主备全关的控温策略，控温逻辑切换至地面控制状态。

(2)加热器主备自主切换。各控温区程控逻辑采用主备三限设计双控温区设计，备开限阈值略低于主开限。当主加热器功率不足或异常时，通过控温点温度触发备开限自主开启备加热器，进行主加热器功率异常情况下的备加热器功率自动补偿，实现一定程度被控温区自主控温。

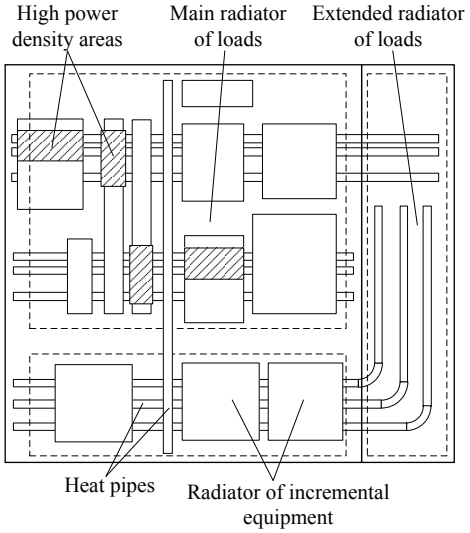


图 3 载荷–Y 板热管网络设计

Fig. 3 Design of heat pipes for –Y plate loads cabin

3 其他设备热控设计

3.1 蓄电池组

蓄电池组属于温度敏感型设备，工作性能及寿命受温度影响较大。根据任务要求，即蓄电池组阴影区工作温度 15～30°C，阳照区储存温度 0～15°C，工作时单体温差≤3°C，放电时热耗约 30 W，给出蓄电池组热控设计，如图 5 所示。

采取热控措施如下。

(1)蓄电池组与安装板采用填充聚酰亚胺薄膜并涂覆导热脂的导热绝缘安装方式，安装区外表设置散热热控涂层。蓄电池组测点按对角线方式布置，为减少单体间温差，在安装区结构板内预埋热管进行等温化设计。蓄电池组安装板起到固定支撑、单体等温化及辐射散热的作用。

(2)由于蓄电池组控温要求与舱内其他设备差别

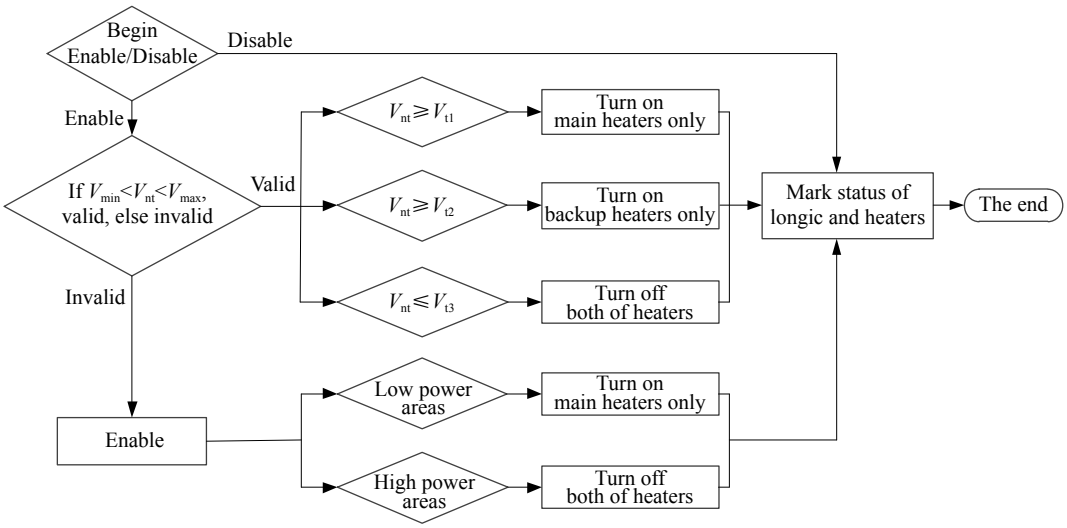


图 4 典型控温逻辑自主控制策略

Fig. 4 Typical thermal control logic and strategy

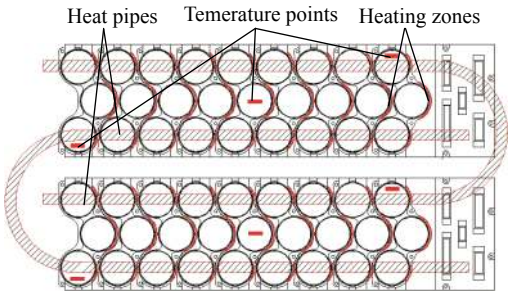


图 5 蓄电池组热控设计

Fig. 5 Thermal design of battery

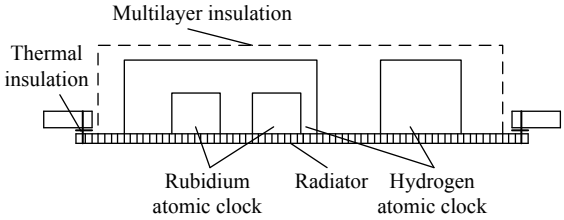


图 6 原子钟舱隔热设计

Fig. 6 Thermal insulation design of cabin for atomic clock

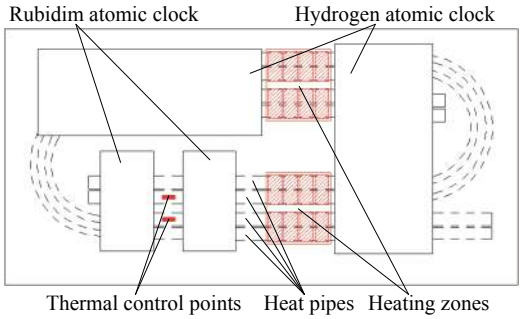


图 7 原子钟舱等温化设计

Fig. 7 Isothermal design of cabin for atomic clock

较大,因此将蓄电池安装板与星体结构进行隔热安装,并在蓄电池组表面包覆多层隔热组件,形成相对独立的蓄电池组控温区。

(3)为保证蓄电池组在轨阳照区储存温度以及阴影区工作前温度提升,在蓄电池组套筒表面设计主备两路加热器,采用星载软件自主控温方式,根据轨道光照角 β 大小自主判断卫星处于阳照区或阴影区:当 $-13.5°\leqslant\beta\leqslant+13.5°$ 时处于阴影区,蓄电池组按工作温度阈值进行设置;当轨道光照角 $\beta<-13.5°$ 或 $>+13.5°$ 则处于阳照区,蓄电池组按储存温度阈值进行设置。

3.2 原子钟舱

原子钟是导航卫星的重要组成部分,其工作性能与环境温度变化密切相关[4],MEO 导航卫星配置 2 台氢钟和 2 台铷钟,采用主备混合钟组设计方案,为保证其在轨连续稳定运行,必须提供良好的温度环境。采取热控措施如下。

(1)隔热设计。原子钟舱隔热设计主要通过两种方式实现。一是减少导热耦合,在原子钟舱与星体结构间设置隔热垫片,并采用钛合金螺钉紧固;二是减少辐射耦合,在原子钟舱内表及原子钟表面包覆多层组件,减小原子钟舱与星体内部的辐射换热。以上两种措施均有助于实现原子钟舱高的温度稳定度控制。隔热设计状态如图 6 所示。

(2)热管网络设计。原子钟板预埋四根热管,在加热区与控温点间形成高效传热通道,将主动热控加热功率快速、均匀传至舱板各处,预埋热管还可等效增加原子钟舱热容量,减小温度波动范围。原子钟舱等温化设计状态如图 7 所示。

(3) 控制算法设计。采用“开关+分段比例”算法进行控温。分段比例算法是在比例算法基础上,根据可用加热器数量和理论占空比,分段随机选择加热器开关状态及时间,在保证控制周期所需加热功率不变的条件下,实现对原子钟舱板的温度控制。该算法在比例控制区间外进行开关控制,可使舱板温度尽快收敛并稳定,具有小占空比时控制平缓而大占空比时控制迅速的优点,使各加热器在控制周期内随机进行轮换工作,显著减少加热器开关控制器件动作次数,提高控制系统设计可靠性[5]。

3.3 相控阵天线

星间链路相控阵天线安装于星体载荷舱 $+Z$ 面(对地面),主要用于星间通信和测距。天线质量约 22 kg,热耗约 175 W,局部热流密度接近 5 $\mathrm{W\cdot cm^{-2}}$,要求温度不高于 45°C,而其安装面积有限且外表面受热流影响不适宜开设散热面。因此,相控阵天线只能通过热交换面进行散热,散热问题成为制约其在轨连续稳定工作的瓶颈。

对相控阵天线热控特点进行分析,其热耗主要来自天线内部数百个 T/R 组件,如何将 T/R 组件热耗收集并高效传输至热交换面,成为解决相控阵天线散热问题的关键。采用热管接力传热的方法,各 T/R 组件先以导热方式安装于结构盒体表面,在壳体内部非电气区域加工圆形槽道并与相应圆热管尺寸匹配,圆热管与槽道之间填充导热界面材料,另一端连接天线热交换面,共使用 16 根圆热管将天线内部

T/R 组件热耗均匀传至热交换面，再通过外贴热管将相控阵天线热耗引至星体散热区进行耗散，利用热管接力传热方式搭建一条从天线内部至星体散热区的高效传热通道，有效解决相控阵天线热控问题，热控设计原理如图 8 所示。

4 仿真分析与数据比较

为验证热设计的合理性和有效性，根据整星构型、材料属性、表面参数进行简化，建立卫星热物理模型，进行不同工况仿真分析，如图 9 所示。整星共划分为 10048 个节点，建模过程中对温度梯度较大处进行网格加密，对温度梯度小且非设备结构进行网格稀疏处理，保证计算精度的同时提高计算效率。

4.1 仿真分析

选定卫星寿命期内不同工作模式下卫星经历的高低温环境作为热分析高低温工况。先根据高温工况星上设备温度水平及分布，设计优化各散热区散热面积及等温化设计方案等，评估设备温度上限设计余量；再根据低温工况星上温度结果设计星上相应区域主动加热器位置及功率，评估主动热控能力及设计余量。选取热分析高低温工况条件如下。

(1)高温工况：寿命末期，冬至日附近，轨道光照角 β=+13.5°，蓄电池组处于工作温度，星上其他设备最大热耗模式。

(2)低温工况：寿命初期，夏至日附近，轨道光照角 β=+78.5°，蓄电池组处于储存温度，星上其他设备最小热耗模式。

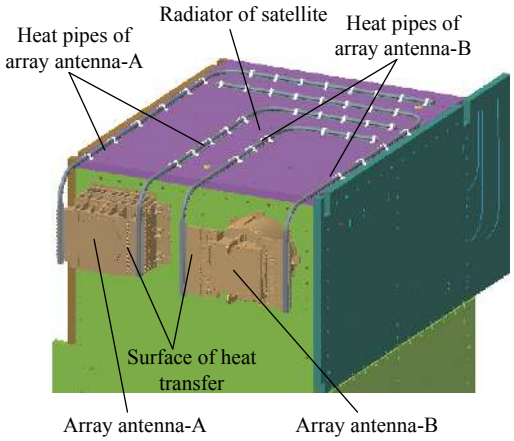


图 8 相控阵天线热控设计

Fig. 8 Thermal design of phased array antenna

卫星部分设备高低温工况稳态温度仿真结果见表 3。星上设备瞬态仿真结果根据安装方位及热容量不同略有差异，安装于星体$\pm Y$板设备在稳态仿真结果基础上每轨温度波动不超过±1.5°C，安装于星体$-Z$板设备每轨温度波动最大不超过±5.5°C。具有较高温度稳定度控制要求的原子钟舱仿真结果见图 10。

高温工况原子钟舱温度变化范围为 4.94～5.05°C，加热器占空比约 0.41，轨道周期内温度变化量不超过 0.11°C；低温工况原子钟舱温度变化范围为 4.96～5.04°C，加热器占空比约 0.72，轨道周期内温度变化量不超过 0.08°C；稳定度指标均满足并优于设计要求。

4.2 数据比较

卫星部分仪器设备在轨期间可能出现的高低温工况温度仿真结果及在轨温度数据见表 3。仿真结果为高低温工况稳态数据，相应节点选取与实际测点位置接近，在轨数据统计取连续三轨温度数据平均值。

对卫星在轨运行近 30 个月的温度数据及变化情况进行分析，如图 11 所示。目前平台舱星载计算机、电源控制器、配电器及扩频应答机等设备温度变化范围为 9.5～26.9°C，扩频应答机受热流影响，温度变化接近 12.1°C，其他设备温度变化均不大于 6.5°C，蓄电池组阳照区温度保持在 1.1～4.8°C，地影季为 16.2～18.6°C，单体间温差最大不超过 2.3°C；载荷舱大功率相控阵天线温度范围为 22.1～26.7°C，波动范围不大于 4.6°C，固放在轨温度范围为 22.3～32.1°C，波动均不大于 3.1°C，其余载荷设备温度范围为 14.7～25.6°C，温度变化区间均不大于 7.6°C，满足温度指标要求；原子钟板在轨温度始终保持在 4.95～5.03°C，温度稳定度不大于±0.05°C，满足并优于设计指标近一个数量级。

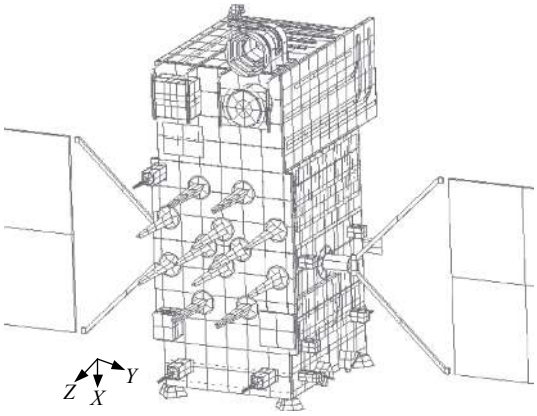


图 9 卫星热物理模型

Fig. 9 Thermophysical model of satellite

表 3　仿真及在轨温度数据分析

Table 3　Temperature data analysis by simulation and in orbit

序号	名称	温度/°C				
		仿真数据		在轨数据		
		高温工况	低温工况	6个月	18个月	30个月
1	贮箱	25.1	19.2	19.0	20.8	21.3
2	反作用轮X	33.3	23.2	25.1	28.3	29.6
3	反作用轮Y	33.9	24.5	26.4	29.2	30.7
4	反作用轮Z	34.4	21.9	27.0	30.2	31.5
5	反作用轮$S1$	36.2	25.0	26.7	29.1	31.2
6	蓄电池组($1^{\#}$～$6^{\#}$)	16.5	2.4*	3.3*	3.0*	3.5*
7	电源控制器($7^{\#}$)	29.8	16.1	20.4	23.8	25.4
8	星载计算机($8^{\#}$)	18.7	10.3	11.8	12.9	13.8
9	主配电器($9^{\#}$)	25.7	10.5	14.6	17.6	19.2
10	测控固放	25.8	13.5	13.1	16.7	18.6
11	扩频应答机($10^{\#}$)	29.1	17.0	21.6	23.4	24.3
12	激光电控箱	28.6	15.4	18.5	22.3	23.9
13	固放1($11^{\#}$)	29.0	5.9*	19.6	21.8	23.4
14	行放1	13.1*	26.3	14.9*	17.1*	18.7*
15	固放2($12^{\#}$)	35.1	15.2*	24.0	26.5	28.0
16	行放2	19.3*	26.7	13.3*	15.8*	17.2*
17	固放3($13^{\#}$)	36.4	14.4*	25.0	27.7	29.9
18	行放3	19.9*	27.9	13.2*	15.8*	16.2*
19	激光终端处理机	17.5	6.6	5.3	7.8	9.0
20	相控阵天线($14^{\#}$)	32.4	17.1	19.6	23.1	25.2
21	完好性监测($15^{\#}$)	31.1	18.4	18.1	20.4	22.5
22	自主运行单元	29.9	16.4	14.9	17.1	18.7
23	上注接收单元	32.3	18.6	19.0	22.5	24.4
24	导航信号生成单元($16^{\#}$)	30.5	18.5	18.6	21.8	22.6
25	基频处理单元($17^{\#}$)	31.0	17.4	20.6	22.6	23.2
26	任务处理级($18^{\#}$)	28.8	15.5	17.8	20.9	22.5
27	原子钟控温点($19^{\#}$)	5.03	5.01	5.03	5.03	5.02

注　*表示该设备处于储存状态,其余设备处于工作状态。

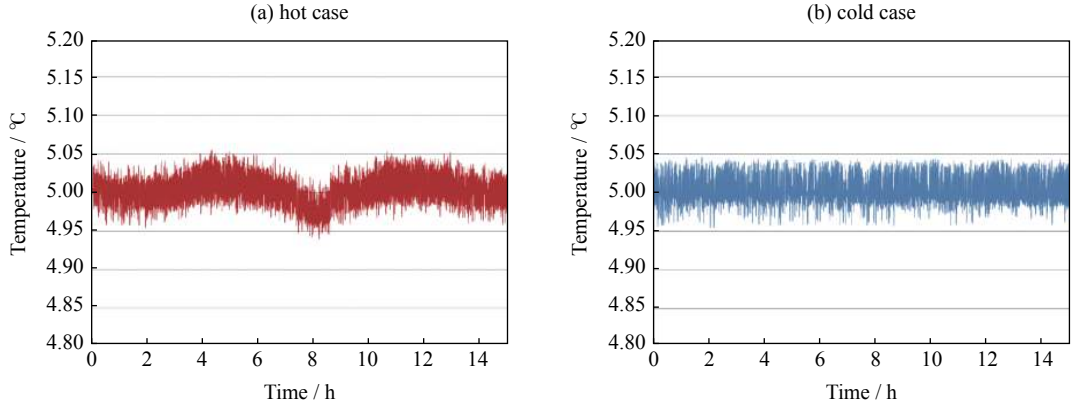


图 10　高低温工况仿真温度曲线

Fig. 10　Temperature simulation curve of hot and cold case

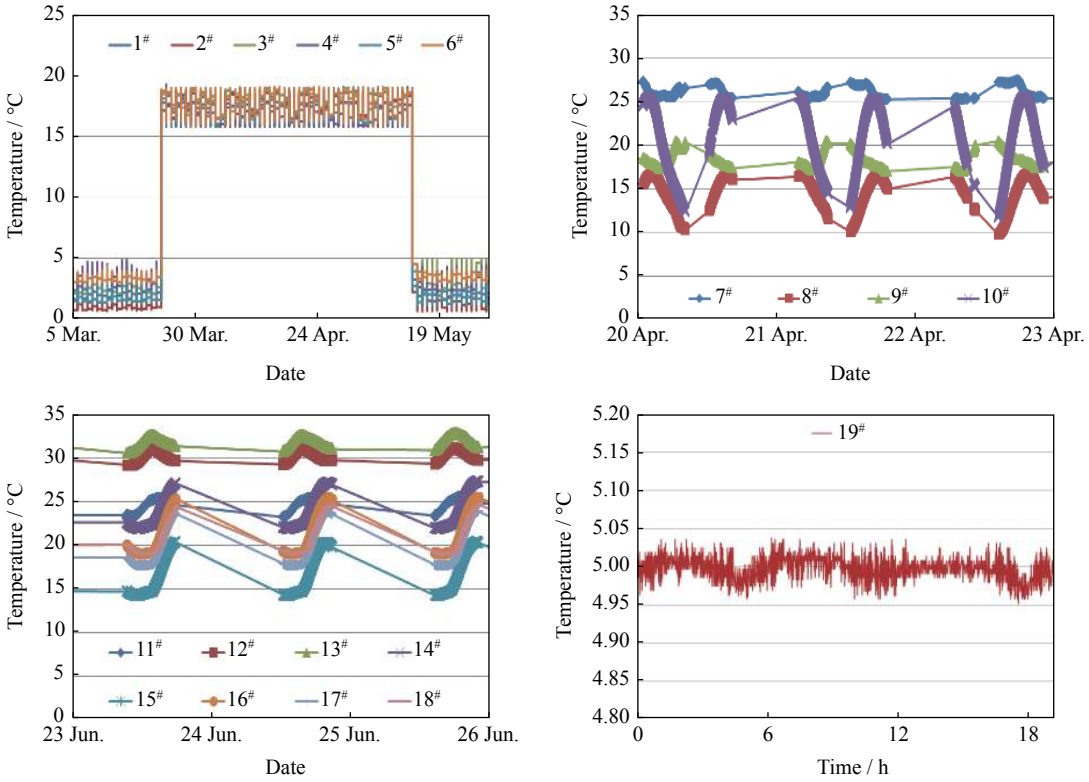


图 11 部分设备在轨温度曲线

Fig. 11 Temperature curves of equipments in orbit

卫星在轨温度始终处于仿真分析高低温工况预示区间内，分析结果可以有效起到对卫星在轨温度的预示作用。发射后 30 个月在轨遥测数据分析表明：发射后 6～18 个月星上设备平均温升约 2.7°C，第 18～30 个月平均温升约 1.5°C，符合寿命初期因热控涂层性能退化引起设备在轨温度缓慢升高的预期，并有收敛趋势。此外，个别设备仿真结果温度数据还存在一定偏差，需重新选取参考点温度并优化热物理模型，部分设备温度预示上限余量偏小，后续采取热控措施进行偏低温设计。

5 结论

MEO 导航卫星在轨运行 30 多个月，目前星上各设备温度均满足设计指标要求，热控性能稳定。对于具有特殊温控指标要求的蓄电池组、原子钟舱，局部控温方案设计合理，大功率相控阵天线采用的热管接力传热一体化散热设计方案可行。整星及局部热控设计措施以及热控自主运行设计策略等对航天器热控系统设计具有一定参考价值。

参考文献

[1] MIN Guirong, GUO Shun. Thermal Control of Spacecraft[M]. Beijing: Science Press, 1998: 376-380 (闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 376-380)

[2] HOU Zengqi, HU Jingang. Spacecraft Thermal Control Technology-Fundaments and Application[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2007: 473-474 (侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术—— 原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 473-474)

[3] MIAO Jianyin, ZHONG Qi, ZHAO Qiwei, *et al.* Spacecraft Thermal Control Technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018: 2-5 (苗建印, 钟奇, 赵啟伟, 等. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018: 2-5)

[4] YANG Jun, LI Shiguang, XU Yueqing, *et al.* Effect of temperature on hydrogen maser performance[J]. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2014, **28**(2): 93-97 (杨军, 李世光, 徐月青, 等. 环境温度对氢原子钟性能的影响[J]. 测试技术学报, 2014, **28**(2): 93-97)

[5] LIN Shifeng, LI Kai, JIANG Guizhong, *et al.* Method of temperature control and its validation for atomic clock cabin on navigation satellite[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2019, **39**(3): 381-387 (林士峰, 李锴, 蒋桂忠, 等. 导航卫星原子钟舱温度控制方法及其验证[J]. 空间科学学报, 2019, **39**(3): 381-387)

(责任编辑: 宋雅娜)