

# 低轨卫星空间操控中的一种载荷休眠方法

李强<sup>1</sup>, 韩冰<sup>2</sup>, 杨辉文<sup>1</sup>, 韩海涛<sup>1</sup>, 张朋<sup>1</sup>, 王司晨<sup>1</sup>, 郭静<sup>1</sup>

(1. 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室, 西安 710043;

2. 西安卫星测控中心, 西安 710043)

**摘要:** 针对某低轨卫星应用中应答机老化下的载荷延寿问题, 在关联应答机 AGC、载波锁定、温度等遥测参数基础上, 详细讨论空间环境效应下的应答机温度变化规律及其对载波锁定的影响, 提出一种应答机高温时期的应急操控方法, 即通过发送单指令对电源下位机进行复位, 使其进入最小模式工作, 从而使载荷进入休眠状态, 同时实现星内器件快速降温, 可拓宽上行遥控信道的窗口, 便于卫星操控; 在轨检验结果表明, 电源下位机复位后, 应答机可在 24 h 内降温超过 5.3℃; 72 h 后, 应答机温度可稳定在 21.0℃ 以下; 电源最小模式下的载波锁定时长优于 400 s, 满足操控需求; 在冬季应答机最低温度超过 26.2℃ 时, 可利用应急操控启动载荷进入冬眠模式, 在度过高温期后再恢复载荷工作, 实现卫星在轨延寿。

**关键词:** 低轨卫星; 空间操控; 载荷休眠; 延寿; SEE

## Space Operation for LEO Satellite Payload Hibernation

Li Qiang<sup>1</sup>, Han Bing<sup>2</sup>, Yang Huiwen<sup>1</sup>, Han Haitao<sup>1</sup>, Zhang Peng<sup>1</sup>, Wang Sichen<sup>1</sup>, Guo Jing<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of Spacecraft In-Orbit Fault Diagnosis and Maintenance, Xi'an 710043, China;

2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

**Abstract:** With respect to payload life extension to LEO (Low Earth Orbit) satellite, transponder ageing is a key point. Based on the correlation to the transponder telemetry parameters containing AGC (Auto Gain Control), carrier locking and temperature, details on thermally sensitized transponder characteristics are discussed accompanied by space environment effects on carrier locking. An emergent operation is presented to rapidly lower the satellite device temperature and to hibernate the payloads by resetting the power computer to run into the minimum mode in which the uplink telecommand window is broadened to easily recover the satellite status from the anomaly and load business data. The on-orbit validated results have shown that after the power computer reset, the temperature drop is more than 5.3℃ in 24 hours and the temperature is stabilized below 21.0℃ in 72 hours, and the carrier locking time is beyond 400 s to satisfy the operation demands for the degraded application of transponder. For the purpose of life extension to the satellite on-orbit, the minimum mode is candidate for winter operation to hibernate the payloads and keep the uplink when the temperature is above 26.2℃, and the power computer can come back into the normal mode to run the payloads when that is below 26.2℃.

**Keywords:** LEO satellite; space operation; payload hibernation; life extension; SEE

## 0 引言

卫星测控应答机主要用于接收上行遥控信号、发送下行遥测信号以及转发测距信号<sup>[1-2]</sup>, 是星地通信链路的关键设备之一。目前, 随着对空间环境效应<sup>[3-5]</sup>认识加深, 测控应答机相关研发工作日益重视空间环境的影响特别是辐射影响, 例如文献 [6] 将氮化镓型高电子迁移率晶体管应用于应答机硬件电路设计, 文献 [7-8] 提出利用 FPGA (field programmable gate array, 现场可编程门阵列) 重构、周期性加电、设计冗余与器件备份等技术进行应答机设计, 均可减缓空间辐射影响。大数量卫星集中监控下的操控统计表明, 在大规模集成电路广泛应用背景下, 近年来的卫星应答机异常甚至故障呈多发态势。在这些异常中, 发生比例最高的是形形色色的单粒子事件<sup>[9-10]</sup>, 尤以单粒子闩锁

(single event latchup, SEL) 事件影响最为严重。目前, 国内商业航天热潮活动正在兴起、发展<sup>[11-12]</sup>之中, 主力军之一的微纳型的卫星在系统集成基础上正进入模块化设计与生产的阶段<sup>[13-15]</sup>, 商业器件在航天中的应用不断涌现、增多, 则卫星应答机异常多发态势很可能会持续较长时间。

实际上, 单粒子事件是由单粒子在材料中产生的离子唤醒或者刺激电路薄弱环节而引发的一系列反应, 处置方法则多针对材料、薄弱环节或者反应结果来进行, 但单粒子本身目前还难以避免。类似地, 对于非大规模集成电路设计的卫星应答机而言, 空间环境的复杂、持续作用同样可能诱发薄弱环节而产生一系列问题; 而在卫星超期服役、降级应用等场合, 这种问题发生的可能性更大, 相应的后果可能更严重。

本文以某低轨卫星延寿为例, 讨论空间环境对卫星应答机的多重影响, 给出一种应答机应急降温的操控方法, 便于降低应答机工作温度, 延长载波锁定时间, 拓展遥控注入窗口, 保障卫星工作, 已应用于在轨航天器长期测控

收稿日期: 2019-09-26; 修回日期: 2019-10-17。

作者简介: 李强(1976-), 男, 湖北荆州人, 硕士, 高级工程师, 主要从事卫星操控与在轨管理工作方向的研究。

与管理。

### 1 空间环境对应答机温度的影响

某低轨卫星在 2008 年发射入轨, 降交点地方时为 10:30AM, 近圆轨道, 高度约为 640 km, 截止 2019 年 4 月已运行超过 10 年。卫星应答机为双机备份设计 (其中发射机为冷备份, 接收机为热备份), 2011 年 A 接收机失效后, 一直使用 B 接收机, 发射机也同步切换为 B 发射机 (为叙述方便, 以下将 B 接收机与 B 发射机的组合简称应答机)。

2014 年, 应答机出现载波锁定<sup>[16]</sup>方面的问题, 通过地面测试与遥测分析发现: 卫星接收机倍频器前的功率放大器极可能出现 SEB (single event burnout, 单粒子烧毁) 事件, 导致倍频二极管输入、输出信号极大减弱, 进而使得载波捕获较为困难。在测试基础上, 重新设置上行接口参数, 应答机进入降级应用模式: 地面发射机功率 800 W、天线直径不小于 10 m、测控窗口内的最大仰角不低于 70°。

应答机降级应用前后的载波锁定时长与应答机 AGC (auto gain control, 自动增益控制) 电压遥测变化如图 1 所示 (横轴为积秒, 即一日之内的秒计数, 起点为某日零点, 终点为次日零点, 单位 s, 最大值 86 400 s): 在地面发射功率增强的前提下, AGC 出现较大幅度的下降 (由 3.0 V 以上衰落至不足 1.0 V), 表明应答机灵敏度下降较为严重; 载波锁定时间也大大缩短, 但基本能够满足 150 s 的遥控窗口的降级应用需求。另外, 锁定时间基本起始于卫星过顶<sup>[17]</sup>时刻附近, 并伴随有一定时延, 这表明只有在过顶点前后、目标距离近、上行信号功率较强时, 才可能实现载波捕获与锁定; 时延则表明载波锁定、跟踪性能依然较优, 并未出现明显下降。

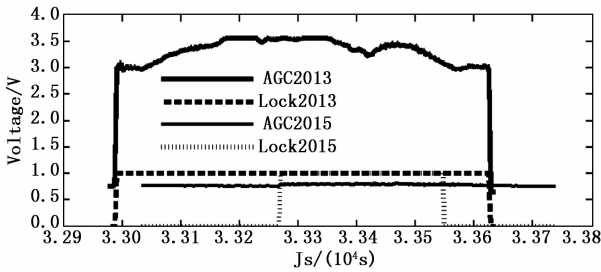


图 1 应答机 AGC 与锁定变化

载波锁定状态下, 应答机 AGC 可以反映上行信号功率变化; 未锁定状态下, AGC 还可反映噪声功率变化, 从而间接反映出应答机温度变化, 如图 2 所示, 在境外无上行信号时, AGC 基本上与温度呈同步变化。

测控中的数据表明, 应答机在降级应用条件下, 载波捕获时的 AGC 电压不能高于 0.82 V, 其对应的应答机温度约为 26.2℃。因此, 应答机的降级应用只有在应答机温度低于 26.2℃以下时才有可能实现载波捕获与跟踪, 保障上行测控。

温度越接近 26.2℃, 载波捕获、锁定越困难, 极端条件下, 载波锁定时长仅仅超过 10 s, 如图 3 所示 (应答机温

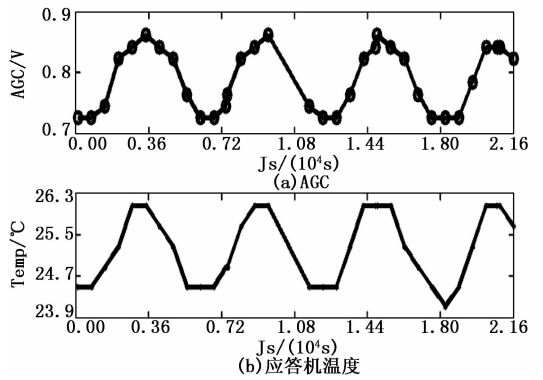


图 2 AGC 与温度同步变化

度约 26.0℃)。如此短暂的锁定时长, 难以满足大数量卫星集中监控下的遥控作业自动化<sup>[18]</sup>运行需求: 一般作业中仅仅载波锁定判决模块运行时间少则数秒, 多则数十秒 (应答机老化、降级等特殊场合下的判决时间可能更长); 再考虑其它模块运行的时间消耗, 则作业运行所需时间更长。一般而言, 低轨卫星的遥控时长需求为 300 s 左右, 降级应用下可减至 150 s, 特殊情形 (延寿、异常处置等工作) 下则可降至 100 s。

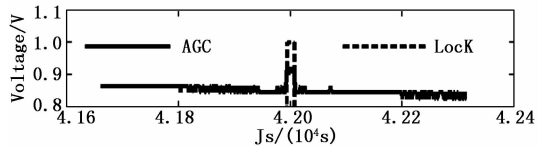


图 3 高温下的 AGC 与载波锁定时长

因此, 急需延长载波锁定时间, 拓展上行遥控窗口时长。但应答机的工作温度对这一需求形成严重制约: 在空间环境因素的复杂影响下, 应答机逐渐老化, 温度逐年升高, 影响载波锁定。

应答机温度变化主要呈现短周期、长周期和长期规律, 如图 4 所示 (图中 W 表示冬至日, S 为夏至日)。应答机温度变化的短周期为轨道周期, 当卫星运行至地影区中间位置附近时, 应答机温度最高; 而在阳照区的太阳星下点所在纬度附近时, 温度最低 (2018 年冬至期在 25.2℃左右)。这是因为: 卫星进地影后, 太阳电池阵输入功率基本为 0 (阳光消失) 从而无法为整星供电, 因此蓄电池开始放电工作并散发较大热量, 星上热控系统随之进行降温控制; 在散热升温与热控降温的综合作用影响之下, 卫星运行至地影区中间位置附近时, 应答机温度达到极大值; 经历大约半个轨道周期后 (卫星进入阳照区), 热控降温基本完成 (此时蓄电池在多数情况下已经停止放电), 应答机温度达到最低, 此时卫星与太阳的星下点的地理纬度基本相同。

应答机温度的长周期为年周期, 大致上冬至前后温度为全年最高水平, 夏至前后为最低, 这与卫星距离太阳远近变化以及光照角变化有关: 冬至时距离近, 且阳光近乎直射太阳帆板, 卫星轨道热流<sup>[19]</sup>较大, 整星温度处于高位。

应答机温度的长期变化变化为温度均值逐年上升, 每

年约 0.3℃，这极可能是空间环境辐照（特别是紫外辐照）下的热控涂层性能退化<sup>[20]</sup>以及轨道运行下的热流变化影响所致。

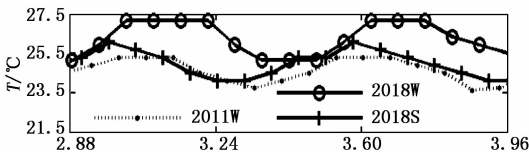


图 4 应答机温度变化

另外，应答机温度还受到 GPS 接收机（仅通道板保持工作）、遥控下位机、电源下位机和配电器下位机等 SEL 事件<sup>[21-22]</sup>的次生性影响：器件在出现 SEL 效应后，一般会呈现出电流增大与温度升高这两个特征；器件升温后会向外辐射热量，从而给周边其它器件带来升温影响。

图 5 为配电器下位机的 SEL 事件的升温影响示意：配电器初始温度均值约为 17℃，振幅约为 0.5℃，由于下位机发生 SEL 效应，其温度迅速上升，最高温度超过 22℃，平均抬升约 5℃，与之对应的是应答机的温度也出现了上升，最大升幅约为 0.8℃（最高温接近 26.9℃）。巧合的是，由于载荷在此 SEL 事件期间正好开机工作了一段时间（热控系统对载荷的降温控制对应答机亦有一定影响），使得应答机温度没有继续上升；在其后的测控窗口中，地面发现 SEL 事件并发送断电、加电指令进行处置获得成功；随后，应答机与配电器下位机温度逐渐下降至正常水平。可以设想，如果没有载荷的开机工作，则地面发现 SEL 事件时的应答机温度可能会更高（甚至接近 26.0℃），若测控窗口内的最高仰角刚过 70°，则当圈不一定能够进行 SEL 事件的处理，后续温度则还可能继续升高，处理难度更大。极端情形下可能出现：应答机高温，则载波无法锁定，则遥控无法发送指令，则 SEL 事件无法消除，则高温持续，由此成为死循环。

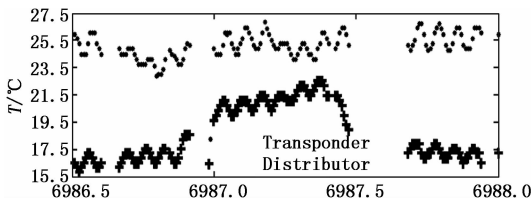


图 5 SEL 事件的升温影响

遥测数据表明，GPS 接收机、遥控下位机、电源下位机等出现 SEL 事件时给应答机带来的温升均在 0.3℃左右；而且，不同器件 SEL 事件如果在一两天的短时间内相继出现（操控中难以及时进行相应处理），其造成的温升具有叠加性。

冬至前后，太阳偏南，境内多数设备在测控时，卫星应答机温度距离其极小值较远，载波捕获、锁定几率较低；另外，冬至前后应答机温度水平也处在全年最高位，载波捕获较为困难；再有，冬至期间卫星运行在近日点附近，电子器件发生 SEL 事件的概率也明显增加<sup>[3,5]</sup>，对应的次生

性温度影响也加剧；还有，冬季往往还是地面航天发射任务高峰期，测控资源调度<sup>[23-24]</sup>压力较大，一旦 SEL 事件不能及时、快速处理，则事态可能会恶化，甚至不可逆转。可以看出，冬至前后是应答机工作最为困难的时期，在操控中有效保障卫星在轨运行显得尤为重要。

## 2 应答机应急降温操控

根据图 2 中的 AGC 与温度同步变化特征，采集载波未锁定状态时的不同温度下的 AGC 值，可以拟合得到两者之间的数学关系，拟合式为：

$$U_i = a \ln(T_i + b) + c \quad (1)$$

式中， $U_i$  为第  $i$  次采集到的 AGC 电压 (V)； $T_i$  为采集时对应的温度数值； $a$  为系数 (V)； $b$  为偏置温度的数值； $c$  为截距 (V)； $i$  为采集序号， $i=1, 2, 3, \dots$ 。

采集到的数据如表 1 所示。

表 1 不同温度下的 AGC

| 序号 | 温度/℃  | AGC/V   |
|----|-------|---------|
| 1  | 24.38 | 0.705 2 |
| 2  | 24.89 | 0.744 4 |
| 3  | 25.27 | 0.783 2 |
| 4  | 25.94 | 0.802 8 |
| 5  | 26.20 | 0.823 2 |
| 6  | 27.15 | 0.882 0 |

将表 1 中数据代入式 (1)，采用 LM 算法<sup>[25-26]</sup>求解，得到结果为： $a = 0.440 187 \text{ V}$ ， $b = -18.504 256$ ， $c = -0.071 253 \text{ V}$ 。采集值与拟合值关系如图 6 所示。

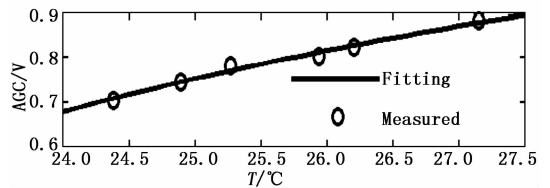


图 6 AGC 与温度关系

从图 6 可以看出，随着温度降低，AGC 电压下降较快。若假定载波捕获时的信号载噪比为常数，则低温下的载波捕获所需的信号功率明显要低。因此，在地面发射功率与天线口径、最高跟踪仰角等约束条件相同的前提下，测控时的应答机温度越低，则载波捕获、跟踪可能会更早，对应载波锁定时间更长，遥控时间窗口更宽。需要说明的是，图 6 中的温度有其适用范围，这里将其设定为 24.0~26.2℃：低于 24.0℃则模型误差可能较大甚至失效，高于 26.2℃则载波不能锁定（在现有的应答机降级应用模式下）。图 6 的结果表明，降低应答机温度可有效缓解载波捕获与跟踪困难。但应答机并无主动控温设计，因此还需寻找其它方法。

图 3 中的短暂载波锁定情形目前在冬至附近出现的概率最大（往往伴随 SEL 事件同时出现）；再考虑卫星继续老化导致整星温度持续升高，则短锁定情形可能会在冬至前

更早的时间里出现;而且,一旦冬至期间的最低温度超过 $26.2^{\circ}\text{C}$ ,则载波将完全不能锁定,上行信道基础上的遥控能力极可能彻底丧失。

针对图3中的短锁定,再结合图6的结果,这里给出一种应答机高温情形下的应急处置方法:先是利用短锁定窗口发送单指令对电源下位机进行复位,使其进入最小模式运行(同时,载荷会相应地停止工作),24 h后星内温度会大幅下降,应答机温度也降低且完全可以满足载波锁定需求,进而得到较长时间的载波锁定窗口;然后再发送指令恢复电源下位机的正常模式,最后注入载荷数据以及其它在轨维护数据。

本方法的弊端在于24 h的降温会使载荷丧失1 d的工作时间,工作效率会降低,但可以通过延长载荷数据注入周期的方法进行有限弥补:一般载荷数据注入周期为7 d,实行本方法后的对应损失率为 $1/7$ ;将载荷数据注入周期延长为14 d(两周一次),则损失率会降低至 $1/14$ 。另外,还可以适当动态调整载荷的日工作次数或时间进行弥补,或者利用更加科学有效的载荷工作规划进行弥补,后者可能更有效:既可提高载荷工作产品质量,又可降低载荷工作强度。

当冬至期间的应答机最低温度超过 $26.2^{\circ}\text{C}$ 后,应答机将不再可能实现载波锁定,但利用本方法,可以提前进行电源下位机复位,然后较长时间内(数天至数十天不等)不进行处理,则载荷自然停止工作,进入冬眠状态。待应答机温度不再处于全年最高水平时,在某一时段(例如1月底或者2月初)择机恢复电源下位机的正常模式,解除载荷冬眠状态,则载荷可以继续延寿工作。

### 3 操控检验与讨论

由于应答机高温状态下的载波锁定时间极短,人工根据遥测数据进行载波锁定判断以及发送指令显得不合时宜,需要利用遥控作业<sup>[18]</sup>自动进行电源下位机复位的单指令发送。遥控作业仅含两个模块:其一为载波锁定判决模块;另一为指令发送模块,作业运行时间在10 s以内。考虑到冬季温度水平在全年最高,应答机的载波锁定最为困难,这里主要在冬季进行了2次检验,时间为2018年12月和2019年1月,对应的电源下位机温度与应答机温度变化结果如图7所示。

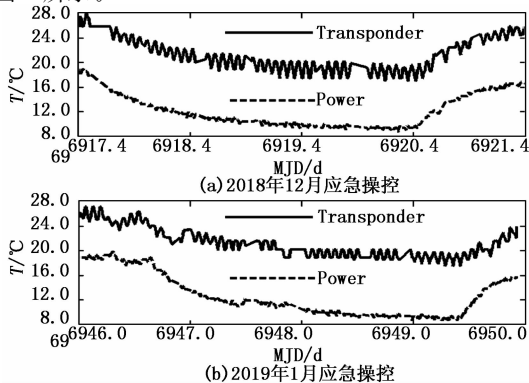


图7 应急操控下的温度下降

从12月份操控来看,电源下位机复位后:24 h内,应答机温度均值由初始的 $26.7^{\circ}\text{C}$ 下降到 $20.3^{\circ}\text{C}$ 附近,同期的电源下位机温度均值则由 $18.5^{\circ}\text{C}$ 降到 $11.4^{\circ}\text{C}$ ,前者降幅 $6.4^{\circ}\text{C}$ ,后者降幅为 $7.1^{\circ}\text{C}$ ;72 h后,应答机温度中心值温度在 $18.9^{\circ}\text{C}$ 附近,电源下位机温度稳定在 $9.4^{\circ}\text{C}$ 左右。

由1月份的数据可知,在最小模式下,应答机温度在24 h内由初始的 $26.1^{\circ}\text{C}$ 下降到 $20.8^{\circ}\text{C}$ ,同期的电源下位机温度则由 $18.4^{\circ}\text{C}$ 降到 $11.3^{\circ}\text{C}$ ,两者降幅对应为 $5.3^{\circ}\text{C}$ 与 $7.1^{\circ}\text{C}$ ;72 h后,应答机与电源下位机的温度仍然稳定在 $18.9^{\circ}\text{C}$ 与 $9.4^{\circ}\text{C}$ 附近。

这里针对应答机温度变化进行讨论:12月份的温度明显要高,这与前面图4的情形符合;从24 h内的降温过程来看,12月份的降温幅度要大一些,说明初始温度越高则降温速度可能越快,这对应急操控与异常处置相对有利;从72 h后的降温终值来看,1月份的稳定温度反而要高,这可能与热控状态改变、轨道变化等因素有关,具体情况还有待于后续积累数据并进一步分析。

降温后,卫星测控中的应答机AGC与载波锁定情况如图8所示。考虑到应答机稳定温度在 $20^{\circ}\text{C}$ 附近,测控时并未按照应答机降级应用模式来进行设置,具体参数为地面发射机功率为400 W、天线口径为6 m、最高仰角为 $44^{\circ}$ 。即便如此,得到的载波锁定时长为391 s,接近400 s。另外,从横轴数值可知,这里的检验在夜间进行(卫星处于地影中),这相对于以前的降级应用仅能在白天进行(卫星处于阳照区),例如图1与图3,具有明显改善。事实上,应急操控模式下,白天测控时的应答机温度更低,载波捕获与跟踪更容易,地面发射机功率、天线口径以及最高仰角等约束都得到极大缓解(在电源下位机最小模式下,应答机降级应用下的载波锁定时长则优于400 s),可用的测控资源也更多,调度压力也明显减小;特别是在冬季SEL事件相对频发下的操控应对方面,地面跟踪、发令、处置基本上不再有应答机工作困难。

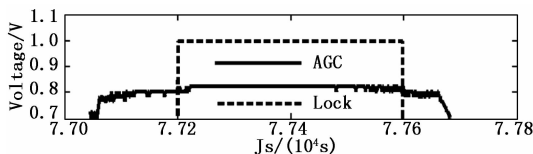


图8 应急操控下的AGC与Lock

文献[27]从在轨维修角度出发,对载人航天器的配电系统进行了设计与探讨,其电源系统在最小工作模式下主要为测控、星务、姿控、热控等系统提供能源保障。这里采用电源下位机复位方式进行应答机高温状态下的应急操控,电源下位机复位后的最小模式与文献[27]中的最小工作模式较为相似,且复位后的热控系统主要保障蓄电池、推进及管路、载荷等部位,其它控温均停止,因此应答机温度得以降低,为载波捕获与跟踪提供便利,空间操控得以连续。

但是载荷在这种应急操控下必须进入冬眠状态,其工

作无法连续。冬眠模式在深空探测任务中较为常见<sup>[28]</sup>，这里的载荷冬眠是载荷间歇性工作的状态之一，目的在于延寿。文献 [29-30] 认为卫星延寿是燃料或推进剂、能源、热控、空间环境等因素下的作用结果，多约束下的优化是关键。文献 [31] 在总结 Dellinger 卫星在轨工作时指出，尽管卫星先后遭受了陀螺、太阳敏感器、GPS 接收机、星载计算机等数起重大异常，但正是得益于电源、通信、指令与数据处理这三个系统的稳定、可靠、无故障运行，困难才最终得以克服。可见，能源与通信保障仍是航天器异常处置成功的前提和基础，其重要性不言而喻。因此，载荷冬眠实际上是测控与热控约束下的优化输出结果，最终实现载荷工作延寿。追根溯源，问题还是在于卫星长期在轨运行后，应答机对高温环境过于敏感。文献 [32] 通过调整热控系统在阴影期间的工作模式，可减少能源消耗，从而降低蓄电池供电负荷，实现蓄电池延寿。这种热控工作模式调整可与本例中的电源下位机工作模式调整互为参照。

后续，需要根据应答机温度的长期变化趋势及时调整载荷冬眠策略。实际上，2018 年冬末已经进行了两次载荷冬眠测试与检验；2019 年末，可能需要实施两周左右；再往后，在有限的数年以内，按照现有温度长期变化规律预测，可能需要逐年增加一至两周的时间。载荷冬眠实施过程中，需要严密监视卫星遥测参数状态，根据情况动态调整载荷冬眠时机与时长；在不发生其它重大异常的前提下，以冬至期间的测控通信保障为主；若有其它新情况出现，则继续进行多约束下的优化延寿。

#### 4 结论

卫星运行超 10 年后，应答机载波捕获与跟踪对于温度十分敏感，提出冬至期间电源下位机工作模式调整、促使载荷进入冬眠模式的方案，保障上行遥控，用于卫星延寿，得到以下结果：

1) 空间环境综合作用下的应答机在轨工作时呈现温度敏感特征，即应答机温度超过  $26.2^{\circ}\text{C}$  时，载波无法完成捕获与跟踪；温度在  $26.0^{\circ}\text{C}$  时，在地面发射功率  $800\text{ W}$ 、天线口径  $10\text{ m}$ 、最高跟踪仰角不低于  $70^{\circ}$  的降级应用模式下，载波锁定时长不足  $20\text{ s}$ ；温度越低于  $26.2^{\circ}\text{C}$ ，则载波锁定时间越长。

2) 在应答机温度接近  $26.2^{\circ}\text{C}$  时，可进行应急操控，即发送指令控制电源下位机进入最小模式，从而降低星内温度： $24\text{ h}$  内，应答机温度可降低  $5.3^{\circ}\text{C}$  以上； $72\text{ h}$  后，应答机温度可稳定至  $21.0^{\circ}\text{C}$  以下；降温后，载波捕获与跟踪易于实现，载波锁定时长优于  $400\text{ s}$ ，完全满足降级应用下的操控需求。

3) 当冬季应答机温度极小值接近  $26.2^{\circ}\text{C}$  时，利用应急操控可实现载荷间歇性工作，载荷工作天数的损失率为  $1/7$ ；当冬季应答机温度极小值超过  $26.2^{\circ}\text{C}$  时，可提前启动应急操控，载荷停止工作并进入冬眠状态，全力保障测控上

行信道畅通，在冬季高温期度过之后，可择机再恢复载荷工作，实现卫星在轨延寿。

4) 应急操控后，上行测控约束得到明显缓解，可用测控资源增多，遥控窗口宽度增加，测控几乎可以全天进行。

后期，还需持续关注载荷冬眠期间的应答机温度变化，若该值逐年升高甚至逼近  $26.2^{\circ}\text{C}$ ，则延寿工作应再次调整、优化。

#### 参考文献：

- [1] Cabo J, Lopez E, Mayor J I. MSBT Transponder: Flexible multi-mode in-orbit reconfigurable transponder [A]. 2018 48th European Microwave Conference (EuMC) [C]. Madrid, Spain, 2018; 263-266.
- [2] Martins V, Guex J P, Montali L S, et al. The functional verification of a satellite transponder [A]. 2018 IEEE 9th Latin American Symposium on Circuits & Systems (LASCAS) [C]. Puerto Vallarta, Mexico, 2018; 122-125.
- [3] Xapsos M. A brief history of space climatology: from the big bang to the present [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66 (1): 17-37.
- [4] Berger T, Matthia D, Burmeister S, et al. The solar particle Event on 10 September 2017 as observed onboard the International Space Station (ISS) [J]. Space Weather, 2018, 16 (9): 1173-1189.
- [5] Koontz K, Suggs R, Alred J, et al. The international space station space radiation environment: avionics systems performance in low-Earth orbit single event effects (SEE) environments [A]. 48th International Conference on Environmental Systems [C]. Albuquerque, New Mexico, 2018, ICES-2018-69: 1-18.
- [6] Bhavsar M L, Sharma R, Bhattacharya A. Monolithic Ka to Ku-band all balanced sub-harmonic resistive MHEMT mixer for satellite transponder [J]. IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 2015, 25 (5): 316-318.
- [7] Sauer C D, Alvarez J L, Dickinson J R, et al. Reconfigurable, Radiation Tolerant S-Band Transponder for Small Satellite Applications [A]. 25th AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, Utah, 2011, SSC11-XI-5: 1-7.
- [8] Keshk M E M, Kenichi A. Dynamic Partial Reconfigurable Demodulators In Automatic Modulation Recognition Systems for Satellite Receivers [A]. AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition [C]. Orlando, FL, 2017, AIAA 2017-5186: 1-13.
- [9] Hands A D P, Ryden K A, Meredith N P, et al. Radiation Effects on Satellites During Extreme Space Weather Events [J]. Space Weather, 2018, 16 (9): 1216-1226.
- [10] Wang P X, Kohler P, Herrmann M, et al. SEL/SEU/SEFI/TID Results of the Radiation Hardened DDR3 SDRAM Memory Solution [A]. 2018 IEEE Radiation Effects Data Workshop (REDW) [C]. Waikoloa, HI, 2018: 159-163.
- [11] Yang B H. Exploration of CASC's Commercial Space [J].

- Aerospace China, 2018, 19 (1): 27-30.
- [12] Wang S, Jin R, Zhu J D. SuperView-1 — China's first commercial remote sensing satellite constellation with a high resolution of 0.5 m [J]. Aerospace China, 2018, 19 (1): 31-38.
- [13] 闫晓娟, 张锐, 谢祥华, 等. 微纳卫星产业发展讨论 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (4): 117-121.
- [14] 张伟, 彭攀, 沈朱泉, 等. 精致微纳卫星设计与实践 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (6): 19-26.
- [15] 尤政, 师帅, 赵开春, 等. 纳型卫星研制关键技术 [J]. 航天器工程, 2019, 28 (1): 1-9.
- [16] 王翠莲, 李寅, 禹霁阳, 等. 深空通信载波同步高精度 FFT 频偏估计算法 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (6): 63-68.
- [17] 晁宁, 罗晓英, 杨新龙. 卫星天线过顶盲区时机分析 [J]. 现代电子技术, 2018, 41 (1): 13-16.
- [18] 李景超, 张国云, 洪涛, 等. 基于 SCL 的低轨卫星自动化上行遥控方法 [J]. 飞行器测控学报, 2014, 33 (5): 469-474.
- [19] Hernandez C M G, Hildre R, Carlqvist M, et al. Implementing ground station tracking in the thermal analysis of a mechanically-steerable antenna for LEO data downlink applications [A]. 48th International Conference on Environmental Systems [C]. Albuquerque, New Mexico, ICES-2018-46: 1-19.
- [20] Samaniego J I, Wang X, Andersson L, et al. Investigation of coatings for langmuir probes in an oxygen-rich space environment [J]. JGR Space Physics, 2018, 13 (7): 6054-6064.
- [21] Yao R, Du J J, Zhu P, et al. Structure and online self-repair mechanisms for digital systems based on system-on-programmable-chip [J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2018, 15 (10): 604-610.
- [22] Witulski A, Sierawski B, Austin R, et al. Model-based assurance for satellites with commercial parts in radiation environments [A]. 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, UT, 2018, SSC18-WKV-04: 1-10.
- [23] Zucchelli E M, Battista R D, Giovanni Pandolfi Bortoletto, et al. Automatic Scheduling for a Ground Segment as a Service Platform Dedicated to Small Satellites [A]. 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, UT, 2018, SSC-18-PI-40: 1-8.
- [24] 陶孙杰, 宋竹. 一种测控数传一体化站网资源调度算法 [J]. 电讯技术, 2018, 58 (7): 760-767.
- [25] Levenburg K. A method for the solution of certain non-linear problems in least square [J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1944, 2: 164-168.
- [26] Marquardt D. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters [J]. Journal of Society for Industrial and Applied Mathematics, 1963, 11 (2): 431-441.
- [27] 杜占超, 陈丹, 任亮, 等. 基于在轨可维修性的载人航天器配电系统设计 [J]. 航天器工程, 2018, 27 (6): 56-62.
- [28] West J L, Accomazzo A, Chmielewski A B, et al. Space mission hibernation mode design: lessons learned from Rosetta and other pathfinding missions using hibernation [A]. 2018 IEEE Aerospace Conference [C]. Big Sky, MT, 2018: 1-14.
- [29] Bitetti L, Ratti B B, Destefanis R, et al. Reliability model supporting satellite life extension and safe disposal [A]. 2018 Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS) [C]. Reno, NV, 2018: 1-6.
- [30] Bitetti L, Demarquilly D, Ratti B B, et al. Reliability model supporting satellite life extension and disposal operations initiation [A]. 2018 SpaceOps Conference [C]. Marseille, France, 2018, AIAA 2018-2440: 1-7.
- [31] Kepko L, Santos L, Clagett C, et al. Dellinger: reliability lessons learned from on-orbit [A]. 32nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites [C]. Logan, UT, 2018, SSC18-I-01: 1-13.
- [32] Dressler T, Lucas L, Godfrey J. Power through eclipses - thermal strategies to prolong battery life [A]. 2018 SpaceOps Conference [C]. Marseille, France, 2018, AIAA 2018-2698: 1-12.
- ~~~~~
- (上接第 31 页)
- [11] 汪振双, 赵一健, 周新健, 等. 基于“BIM&云”环境下建筑材料全生命周期碳排放协同管理研究 [J]. 项目管理技术, 2015, 13 (11): 56-60.
- [12] 李云秀, 李明, 史成广, 等. 基于国际视角的智能电网大数据综合能源服务运营模式适应性研究 [J]. 企业改革与管理, 2017 (7): 95-97.
- [13] 王汝英, 陈文康, 闫松, 等. 综合能源互联网云平台的应用 [J]. 供用电, 2019, 36 (3): 2-7, 26.
- [14] 卢世祥, 林佳, 齐爽. 多元用户综合能源监测跟踪分析与数据服务平台开发与应用 [J]. 供用电, 2018, 35 (4): 46-51.
- [15] 陈希阳. 互联网+智慧用能综合能源服务平台的构建 [J]. 科技资讯, 2018, 16 (14): 31-33.
- [16] 牛远方, 李磊, 杨朋朋, 等. 智慧型综合能源系统架构研究 [J]. 山东电力技术, 2017, 44 (12): 6-11.
- [17] 孙可, 吴臻, 尚楠, 等. 以省为实体的区域能源互联网内涵框架及发展方向分析 [J]. 电力系统保护与控制, 2017, 45 (5): 1-9.
- [18] 戚艳, 刘敦楠, 徐尔丰, 等. 面向园区能源互联网的综合能源服务关键问题及展望 [J]. 电力建设, 2019, 40 (1): 123-132.
- [19] 赵辉, 潘鸿, 邢璐. 智慧用能互联云平台设计与研究 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (12): 249-254.