

一种遥控异常情况下的卫星安全管理方法

吕晓锋, 梁贵平, 田萨萨, 王 举, 姚 远, 王梦颖
(航天器在轨故障诊断与维修重点实验室 西安 710043)

摘要: 针对卫星在轨管理过程中出现的数管直接指令和地面直接指令无法正常执行的遥控异常, 从卫星遥控信息的传输流程、遥控译码的工作原理入手, 对导致直接指令执行异常的因素进行了排查, 定位了异常原因为遥控译码故障。提出了对于单一频段遥控通道的卫星, 通过调整部件的指令控制策略和将直接指令转换为数据指令的方法来实现卫星管理; 对于多个频段遥控通道的卫星, 除以上两种方式外还可以通过拓展遥控上行通道的方法, 增加遥控上行冗余度来降低遥控译码通道异常的风险。所提出的安全管理方法经故障卫星在轨管理阶段的试验验证, 在一定程度上有效控制了因一路译码故障给卫星安全带来的风险, 可为卫星其它重大故障的及时发现、定位和有效规避提供参考。

关键词: 卫星遥控异常; 卫星安全; 译码故障

中图分类号: V556.1 文献标识码: A 文章编号: CN11-1780(2022)01-0091-07

DOI: 10.12347/j.ycyk.20210527002

引用格式: 吕晓锋, 梁贵平, 田萨萨, 等. 一种遥控异常情况下的卫星安全管理方法[J]. 遥测遥控, 2022, 43(1): 91-97.

A method of satellite safety management under telecommand abnormality

LYU Xiaofeng, LIANG Guiping, TIAN Sasa, WANG Ju, YAO Yuan, WANG Mengying
(Key Laboratory of Spacecraft on-Orbit Fault Diagnosis and Maintenance, Xi'an 710043, China)

Abstract: In order to solve the telecommand abnormality due to abnormal execution of direct data management instructions and direct ground instructions in satellite in-orbit management, factors leading to abnormal execution were examined by analyzing the transmission process of satellite telecommand information and working principles of telecommand decoding. At last, the decoding fault was identified as the cause of the abnormality. The thesis consequently proposed a strategy of satellite safety management. Namely safety management was realized by adjusting components' command control strategies and converting direct commands into data commands for satellites with a single band channel, and the risk of telecommand decoding channel abnormality was reduced by expanding the telecommand uplink channel and increasing the uplink redundancy besides the two methods mentioned above for satellites with multi-frequency telecommand channels. The safety management method has been verified by in-orbit management of failed satellites, which effectively controls the satellite safety risk caused by one channel-decoding fault to a certain extent, and provides reference for the work of timely detection, location and effective avoidance of other major satellite faults.

Key words: Satellite telecommand abnormality; Satellite safety; Decoding fault

DOI: 10.12347/j.ycyk.20210527002

Citation: LYU Xiaofeng, LIANG Guiping, TIAN Sasa, et al. A method of satellite safety management under telecommand abnormality[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2022, 43(1): 91-97.

引 言

卫星测控系统是卫星的生命线。卫星遥控系统作为卫星测控系统的一个子系统, 它担负着对卫星各部件实施控制的重任^[1]。地面遥控指令通过遥控链路到达卫星单机, 遥控链路作为地面实施星上设备状态控制的唯一通道, 主要完成遥控指令的接收、解调和译码^[2]。遥控译码器是卫星遥控子系统的核心组件, 译码器既能将地面发送的直接指令帧进行译码输出, 也能将数管发出的指令帧进行译码^[3], 并还原出遥控指令数据, 输出可用于星上各系统单机执行的指令。由于遥控指令执行的动作多为关系卫星安全

的关键动作，因此遥控译码器的重要性非同一般^[4]。

为了确保卫星遥控指令执行的绝对安全，一般设计两个以上的遥控译码通道进行互备^[5]。因此，在发现卫星一路遥控译码通道出现故障后，采取一定有效的安全管理方法进行卫星遥控上行的风险规避，可有效防止卫星失去地面控制的能力。历史上曾发生过因遥控译码出现故障后没有采取有效风险规避措施而使卫星失效的重大事件：某卫星因遥控通道 A 译码电路异常后没有采取风险规避措施，不久后遥控通道 B 译码电路出现同样故障，导致卫星平台管理和地面操控功能丧失。

1 遥控异常现象

1.1 卫星数管直接指令执行异常

数管计算机通过指令对卫星分系统部件的加热器进行通断操作，是实现热控系统精密温度控制的重要手段^[6]。如：太阳敏感器（简称太敏）是卫星重要的姿态测量部件^[7]，数管计算机通过遥控指令对太敏的温度进行严格的调控，防止温度过高或过低而影响其性能。如果温度超过正常值门限，数管就会发出直接指令进行太敏部件加热器加、断电。

甲卫星在轨期间太敏探头壳温持续异常上升，超过 50 °C 仍然上升，远远超出数管所控制的温度范围（大于 -15 °C 小于 30 °C），如图 1 所示。太敏探头壳温超出上限且持续上升，反映出在温度超限后太敏加热器不能断开。

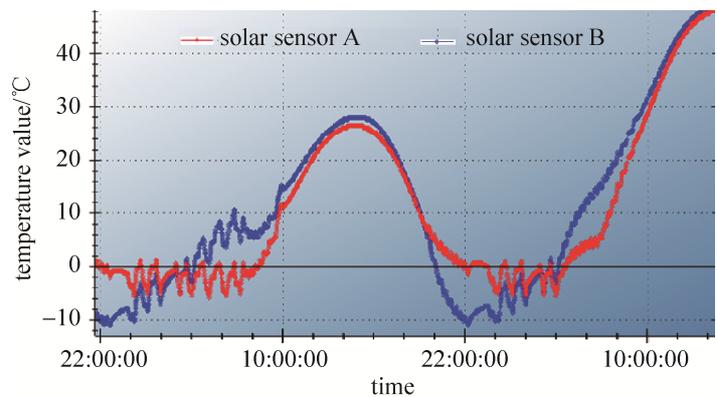


图 1 太敏探头壳温异常变化情况

Fig. 1 Abnormal variation of temperature in probe shell of solar sensor

1.2 卫星地面直接指令不执行

地面对乙卫星进行例行的直接指令发送工作时，星上指令不能执行。通过卫星遥测数据，发现应答机接收指令码正常，应答机对上行信号能进行解调，解出的遥控信息正常，但指令译码 A、B 机遥测状态不一致。

2 异常原因分析

2.1 遥控信息传输流程及译码电路

卫星遥控功能一般由天线子系统、跟踪子系统、遥测遥控子系统共同完成。以甲卫星为例，遥控信息的传输流程如图 2 所示。

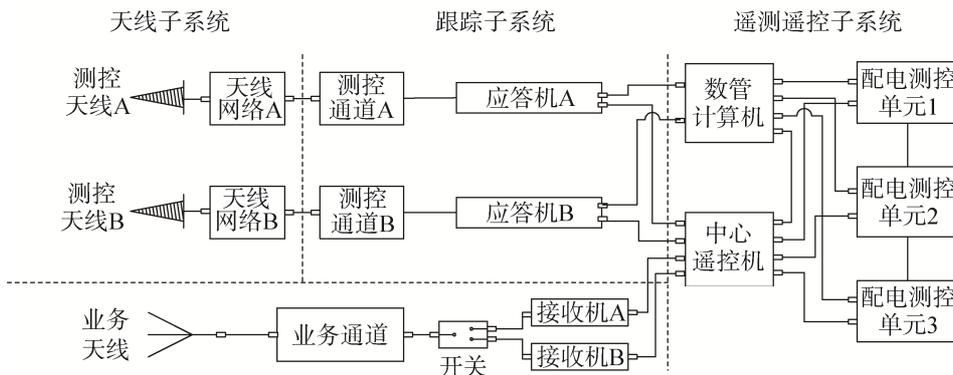


图 2 遥控信息传输流程示意图

Fig. 2 Schematic diagram of remote control information transmission process

卫星天线子系统由测控天线、天线网络组成，跟踪子系统由测控通道双工器、应答机组成，遥测遥控子系统由中心遥控机、配电测控单元、数管计算机组成。

遥控指令码按格式分为：直接指令、间接指令、数据指令。直接指令和间接指令的译码输出均为脉

冲信号，而数据指令一般是需要星载计算机软件处理和解析的功能指令。直接指令是不经过星载计算机软件处理而直接从上行遥控通道接收、识别和译码输出的高优先权指令；数据指令是经过星载计算机向配电测控单元或载荷单机发出的指令。遥控指令码信息通过地面测控网传给测控站，测控站地面设备发出上行遥控载波信号，被星上对地测控天线接收，如图2所示，经过天线网络，输入双工器，到达应答机，应答机对上行信号进行解调，解出遥控信号并送至中心遥控机^[8]。直接指令经副载波解调后由中心遥控机完成合法性验证、指令译码，根据指令地址送至相应的测控单元（甲卫星有三个测控单元：配电测控单元1、配电测控单元2、配电测控单元3），测控单元输出指令执行脉冲，再传输到对应的指令用户设备进行指令执行动作。数据指令经副载波解调后按数据功能送至数管计算机或姿轨控计算机，数管计算机完成遥控帧校验，并识别出遥控数据的指令用户，姿轨控计算机具有直接接收中心遥控机注数的接收通道，可直接处理遥控帧，实时或延时地通过1553B总线送给相应的设备进行执行或处理^[9]。

直接指令信息由遥控应答机A、B解调，应答机A、B通道分别与中心遥控机中的指令译码电路A、B连接，示意图如图3所示。译码电路A、B译出指令地址，将指令码送给相应的配电测控单元，由配电测控单元输出指令执行脉冲。

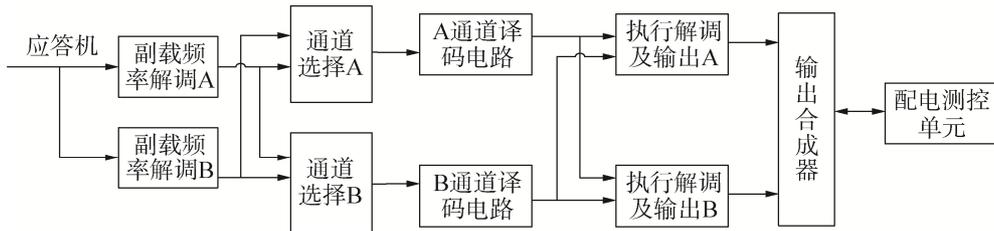


图3 直接指令传输流程示意图

Fig. 3 Schematic diagram of direct instruction information transmission process

遥控指令译码电路由移位寄存器电路、信息处理电路及逻辑控制电路组成，示意图如图4所示。移位寄存器电路包括4级数据移位电路，第1级为最上级数据移位电路，第4级为最后级数据移位电路，各级数据移位电路逐级输出到下级数据移位电路。数据段信息在第4级即移至最后一级数据移位电路。信息处理电路包括数据信息处理电路、卫星代号信息处理电路、分类信息处理电路、地址信息处理电路等。逻辑控制电路由逻辑与、逻辑或电路组成。

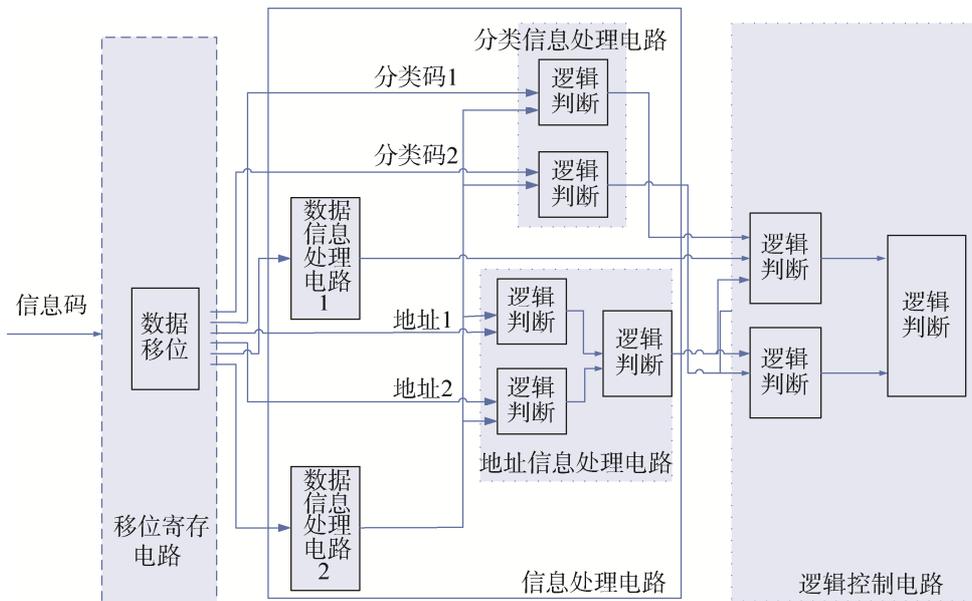


图4 遥控指令译码电路示意图

Fig. 4 Schematic diagram of remote command decoding circuit

2.2 甲卫星数管直接指令执行异常分析

中心遥控机译码工作状态遥测, 反映了 A 通道、B 通道的译码电路健康状态: 假如用“1111”表示“AB 译出”, 即 A、B 通道均正常译码; “1100”表示“A 译出”, 即 A 通道译码、B 通道不译码; “0011”表示“B 译出”, 即 A 通道不译码、B 通道译码; “0000”表示“静止状态”, 即 A、B 通道均不译码或无指令。

通过对太敏加热器指令信息产生和输送流程分析, 可梳理出异常可能的原因有三个: 一是数管计算机程控软件程序出现问题, 不能正常发出控制温控的程控直接指令; 二是数管程控用于断开加热器的指令正常发出, 但中心遥控机不能正确译出指令信息; 三是加热器部件开关短路, 指令不能使加热器开关断开, 加热器始终处于接通状态。

针对第一个原因, 通过对星上数管软件运行状况进行了遥测下传分析, 判断出软件运行健康、状态正常, 因此, 可排除数管计算机程控软件异常^[6]。

针对第二个原因, 对指令译码流程进行分析和梳理: 对于温控加热器关机指令, 正常情况下三个测控单元同时接收译码矩阵 A、B 信息, 测控单元接收到来自两路遥控译码输出的信息一致后产生的指令执行码才会执行。通过检索译码矩阵 B 发生故障前后时段各测控单元收到的 A、B 译码状态遥测数据(如图 5 所示), 发现译码矩阵 B 故障前测控单元接收到的译码矩阵 A、B 状态处于高电平(3.6 V), 译码矩阵 B 故障后测控单元接收到的译码矩阵 A 状态处于高电平(3.6 V), 而译码矩阵 B 状态一直处于低电平(0 V), 译码矩阵 B 已无法进行译码。故障后, 当太敏加热器温度升高到门限值(30 ℃)时, 数管程控向中心遥控发出了“太敏加热器关”指令, 译码矩阵 A 正常, 有译码输出, 译码矩阵 B 异常, 无译码输出, 由于译码矩阵 A 输出与译码矩阵 B 输出信息不一致, 造成加热器关机指令不能执行, 太敏加热器仍然为开机状态。

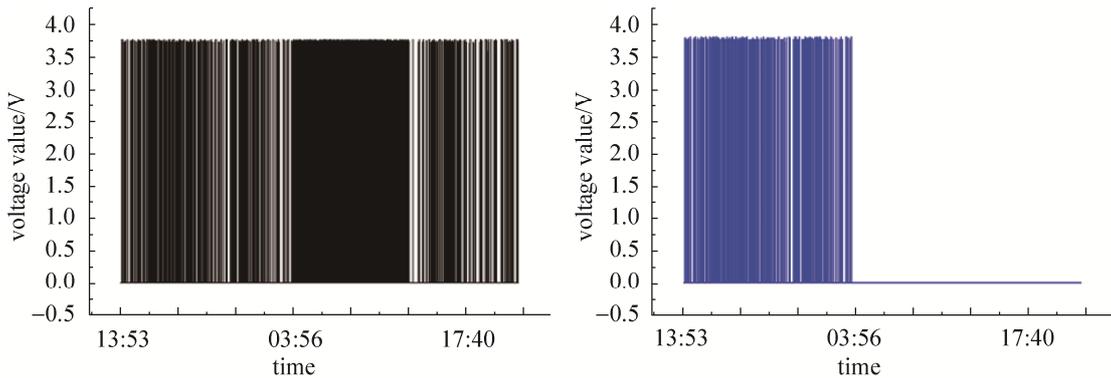


图 5 遥控译码 A/B 状态参数图

Fig. 5 Command decoding unit A/B status parameter diagram

针对第三个原因, 通过分析太敏加热器部件电路, 假如加热器开关出现短路, 太敏加热器就会始终处于接通状态, 指令不能使加热器开关断开。因此, 可排除太敏加热器部件电路自身故障。

2.3 乙卫星地面直接指令执行异常分析

地面对乙卫星发送直接指令, 星上指令不能执行, 通过遥测数据分析, 发现发令过程中遥控单元 PSK 副载波幅度遥测参数值均为 2.8 V~2.9 V, 满足 2~4 V 工作条件, 遥控单元 A 通道、B 通道副载波解调电路能同时解调, 即出现异常现象时, S 频段应答机送给遥控单元遥控副载波信号的幅度正常。在发令过程中, A 通道、B 通道的副载波解调锁相状态、码同步锁相状态值均为“1”, 表明 A 通道、B 通道译码电路前端的副载波解调电路、同步电路、锁相电路工作正常。以上分析结果可排除 S 频段通道电路异常。发送执行码时, 遥控单元串行数字量遥测反映出 A、B 机执行码解调状态均译出, 即 A 通道、B 通道的执行解调电路均正常。另外, 根据下一帧遥测数据, 串行数字量遥测中的指令执行验证状态均正常, 表明 A 通道、B 通道均有执行输出, 即 A 通道、B 通道的执行输出电路均正常。因此, 遥控单元译

码电路后端的执行解调、执行输出电路均工作正常。通过以上分析，译码电路前端、后端电路均正常。

乙卫星遥控单元遥测参数的高 4 位为译码矩阵工作状态，出现指令无法执行故障时该遥测值为“0011”，表明 A 不能译出，B 译出（正常应为“1111”，A、B 译出）。为定位故障原因，单独使用遥控单元 A 通道发送直接指令，指令不能执行，译码矩阵工作状态遥测值仍为“0011”。根据遥测数据和发令情况，可定位故障原因为译码电路 A 异常^[10]。

3 遥控异常后卫星安全管理的方法

卫星在遥控设计时，一般根据上行频点的多少配置遥控译码通道的数量^[11]。通常对于单频段（如只有 S 频段）卫星，一般配置两个遥控上行通道、两个遥控译码通道互为备份；对于多频段（如两个 S 频点、一个 L 频点）卫星，通常会配置三个以上遥控上行通道，来实现不同频段遥控通道的备份^[12]。当卫星在轨管理期间出现遥控译码故障后，通过分析遥控通道设计方式，根据出现故障的遥控译码通道位置，通过强制切断故障部位的方式来剥离故障通道，同时通过梳理卫星遥控的工作机理，评估故障带来的风险、隐患，制定卫星遥控异常后的安全管理方法。

3.1 单频段卫星管理方法

对于单频段卫星，如甲卫星只有 S 频段上行通道，无法通过其它频段遥控通道进行上行指令发送，指令译码只有 A、B 两个通道，直接指令通过 A、B 译码矩阵进行指令译码、向卫星各工作单机发送。译码矩阵 B 故障后，指令译码只剩下 A 单通道，如果遥控 A、B 译码同时出现故障前没有采取有效的风险规避措施，将对卫星安全带来极大风险。

基于以上原因，在一路译码出现故障后，通过以下途径进行了规避：

1、对涉及译码指令控制的卫星部件进行控制方案调整。如能源管理、温控管理等。

① 调整程控能源管理策略：

为了防止遥控 A、B 机译码异常后，在蓄电池出现过放情况时无法通过指令断开放电开关，将蓄电池过放保护由指令控制设置为电源控制器电路自主控制，当某组蓄电池电压低于电压报警值时由蓄电池继电器自主对放电开关进行断开，防止蓄电池组过放而损坏，保护了蓄电池安全。

② 调整程控控制管理策略：

将数管计算机判断的程控状态设置为禁止，降低数管计算机管理权限，防止数管计算机程控设置的条件满足时关闭载荷及平台单机。

③ 调整程控温控管理策略：

为防止指令译码 A、B 单机同时故障而无法断开加热器造成卫星部件损坏，对卫星采取了以下措施：

对于整星低温耐受部件适当关闭相关加热器；修改程控温度的阈值，将阈值设置到部件温度的最大承受范围，防止数管计算机在较窄的温度阈值范围内对部件加热器进行开机后译码出现故障而无法关加热器。根据以上措施，调整电池、驱动机构、舱体单机、姿态测量和控制部件、推进、载荷单机、氧箱、燃箱等加热器阈值，以保证中心遥控 A、B 机译码故障后部件正常工作。如图 6 所示，将数管计算机对陀螺组件加热器的阈值进行了放宽设置（第一天 10 时），从图中可明显观察到设置前陀螺组件温度由数管计算机

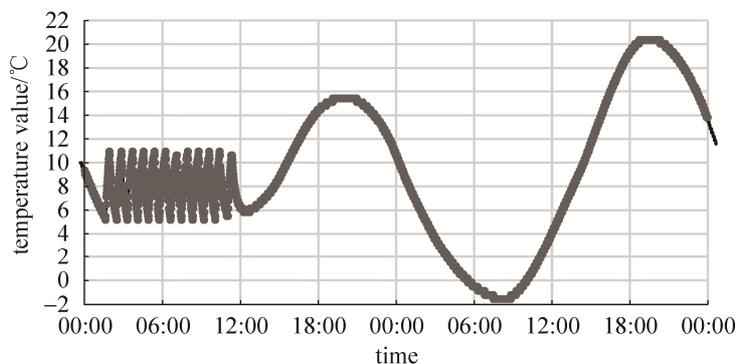


图 6 陀螺温度在策略实施前后的变化情况
Fig. 6 The temperature change of the gyro before and after implementation of the strategy

通过发送陀螺组件加热器通、断指令，采取主动温控方式使陀螺组件温度保持在 4℃~12℃之间，放宽阈值设置后数管计算机对陀螺组件停止发送加热器通、断指令，主动温控被屏蔽，陀螺组件温度采用被动温控方式，保持在-2℃~21℃之间。可防止数管程控发送开加热器指令后陀螺温度持续上升。此时若译码出现故障（数管程控发送的加热器断开指令无法执行），导致陀螺部件温度过高而被损坏。

2、将直接指令转换为数据指令。由于数据指令无需经过遥控译码电路就可执行，为了不影响程控直接指令和地面直接指令的执行，地面将直接指令加工成数据指令格式，通过数据指令的方式实现对部件的开关控制。例如：将卫星轨道控制时推力器开、关机直接指令转换为数据注入指令。

3.2 多频段卫星管理方法

对于设计有多频段的卫星，在考虑采用以上方法之外，还可通过拓展其它上行通道的方式增加上行冗余度，降低上行风险。

遥控译码通道具备测控通道和业务运控通道等多频段、多通道的卫星，在出现一路测控通道的遥控译码故障后，为防止其它测控通道遥控译码出现故障，在轨实践中通过修改数管计算机软件，利用运控系统的注入通道完成部分工程遥控指令的上行功能。

如乙卫星，遥控通道设计为：测控系统上行通道有 S 频段 A、B 点频两个通道，用于地面测控系统注入的整星工程遥控指令；运控系统有一路 L 频点上行通道，用于接收地面运控系统注入的载荷上注信息，但 L 频点上行遥控通道不具备解析工程遥控指令的能力。在乙卫星出现译码故障后，将运控 L 频段通道进行了改造，使其具备了上注工程遥控指令的能力。为此，通过 S 频段遥控通道向卫星注入数管计算机软件数据，修改星上数管计算机软件，增加数管软件新的通讯协议，由数管计算机解析工程直接指令、间接指令，使卫星具备由运控通道上注工程遥控指令的基本条件。改造后的 L 通道工程指令信息流程如图 7 所示。如果出现 S 频段测控上行双通道遥控译码故障，由地面将遥控指令进行数据处理，将遥控指令格式转换为运控 L 遥控上行通道可解析的指令信息格式，由运控系统将该遥控指令信息上注至卫星。

该方法通过对乙卫星在轨管理期间的实践检验表明，利用运控通道来拓展遥控指令上行通道，上注工程遥控指令是可行的。

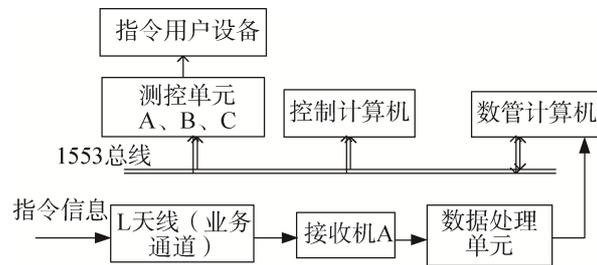


图 7 利用运控通道发送测控遥控指令信息流程示意图

Fig. 7 Schematic diagram of the process of sending measurement and control remote control instruction information through the operation control channel

4 结束语

遥控译码电路是卫星非常重要的测控部件，其健康状况直接影响着卫星寿命。通过分析译码故障现象，排查故障产生原因，定位故障部件，按遥控通道的备份机制，制定了卫星在轨安全管理方法。该方法的研究可应用到后续卫星管理过程中，可为类似故障提供解决思路。该方法在故障卫星在轨管理期间进行了实际验证，在一定程度上有效规避了遥控译码故障带来的卫星安全风险。另外，如果卫星遥控译码通道故障不断增加，需要不断调整规避策略。但该方法只能对遥控译码故障带来的风险进行一定程度的规避，当所有遥控通道出现不可修复的故障，平台管理的重要指令将无法正常译出，就会导致卫星失去地面操控能力。

参考文献

[1] 石元君, 郑林华. 卫星遥控系统的安全性研究[J]. 飞行器测控学报, 2002, 21(4): 40-43.
SHI Yuanjun, ZHENG Linhua. Research on the security of satellite remote control system[J]. Journal of Aircraft

- Measurement and Control, 2002, 21(4): 40–43.
- [2] 王柏岩, 刘治军, 王睿, 等. 基于 CCSDS 标准的卫星遥控 LDPC 编码方案探讨[J]. 航天器工程, 2019, 28(3): 70–78.
WANG Baiyan, LIU Zhijun, WANG Rui, et al. Discussion of LDPC coding scheme for satellite telecommand based on CCSDS standards[J]. Spacecraft Engineering, 2019, 28(3): 70–78.
- [3] 陶涛, 汪路元, 于敏芳, 等. 一种卫星通用遥控指令译码器设计[J]. 航天器工程, 2017, 26(4): 85–90.
TAO Tao, WANG Luyuan, YU Minfang, et al. Design of universal telecommand decoder for satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(4): 85–90.
- [4] 杨立明, 吉欣, 秦玉峰, 等. 一种基于 PROM 寻址的星载高可靠遥控译码器设计方法[J]. 空间电子技术, 2016, 13(3): 68–71.
YANG Liming, JI Xin, QIN Yufeng, et al. A structure of satellite borne high reliable remote control decoder based on PROM addressing[J]. Space Electronic Technology, 2016, 13(3): 68–71.
- [5] 陈宜元, 刘郑凯, 徐佩霞, 等. 遥测遥控信息传输原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980: 13–21.
CHEN Yiyuan, LIU-ZHENG Kai, XU Peixia, et al. Telemetry and remote control information transmission principle[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1980: 13–21.
- [6] 童叶龙, 李国强, 耿利寅. 航天器精密控温技术研究现状[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(2): 1–8.
TONG Yelong, LI Guoqiang, GENG Liyin. A review on precise temperature control technology for Tspacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(2): 1–8.
- [7] 冯佳佳, 王佐伟, 崔振. 基于等价可靠性模型的姿态敏感器配置优化及分析[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(6): 20–26.
FENG Jiajia, WANG Zuowei, CUI Zhen. Optimization and analysis of attitude sensor configuration based on equivalent reliability model [J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(6): 20–26.
- [8] 范迪, 萧枫, 唐珮. 基于矩阵译码算法的改进研究[J]. 计算机应用及软件, 2018, 35(8): 295–302.
FAN Di, XIAO Feng, TANG Dan. Improvement research based on matrix decoding algorithm[J]. Computer Applications and Software, 2018, 35(8): 295–302.
- [9] 康国华, 夏青, 成婧. 基于 SoPC 的微小卫星姿轨控计算机设计与实现[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 763–768.
KANG Guohua, XIA Qing, CHENG Jing. Design of attitude and orbit control computer of micro satellite based on SoPC [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 763–768.
- [10] 沈伊慧, 张明栋, 王杰, 等. 多通道遥控自动化测试技术[J]. 现代工业经济和信息化, 2018, 8(13): 92–93.
SHEN Yihui, ZHANG Mingdong, WANG Jie, et al. Multi channel remote control automation test technology[J]. Modern Industrial Economy and Informationization, 2018, 8(13): 92–93.
- [11] 赵洪利, 杨海涛, 穆道生. 卫星通信导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014: 32–37.
ZHAO Hongli, YANG Haitao, MU Daosheng. Introduction to satellite communications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014: 32–37.
- [12] 李瑞军, 李林, 范延芳, 等. 一种航天器运控通道备份测控通道实现方法: CN202010098870. 2[P]. 2020-07-03.
LI Ruijun; LI Lin, FAN Yanfang, et al. A method for realizing a backup measurement and control channel of a spacecraft operation and control channel: CN202010098870. 2[P]. 2020-07-03.

[作者简介]

吕晓锋 1973 年生, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为航天器管理。

梁贵平 1982 年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天器管理。

田萨萨 1982 年生, 本科, 工程师, 主要研究方向为航天器管理。

王 举 1982 年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天器管理。

姚 远 1974 年生, 本科, 工程师, 主要研究方向为航天器测控。

王梦颖 1988 年生, 本科, 助理工程师, 主要研究方向为航天器管理。