

运载火箭的电磁兼容性分析与设计

徐梓菲¹, 顾寒烈¹, 徐 玮², 徐 昕^{3,4}, 汪 澈¹

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109;

2. 上海航天电子技术研究所, 上海 201100;

3. 中国航天科技集团商业火箭有限公司, 上海 201100;

4. 南京航空航天大学 航天学院, 南京 210016)

摘要: 运载火箭随着技术发展各频段射频单机种类越来越多, 单机逐步向小型化、集成化方向发展, 带来的电磁兼容性问题越来越复杂, 而电磁兼容性问题会对运载火箭飞行安全产生危害, 甚至造成飞行失利; 针对运载火箭电磁兼容性问题, 从单机设计、系统方案、雷电防护、静电释放和接地设计等方面提出运载火箭电磁兼容性设计要求, 对电磁兼容性试验过程中遇到的静电放电、数据误码、参数配置误码和接地设计不足等电磁兼容问题进行原因分析, 并提出具体的改进措施, 经过飞行试验验证可以有效地提高运载火箭抗电磁干扰能力, 为后续运载火箭的电磁兼容设计提供参考借鉴。

关键词: 运载火箭; 电磁兼容; 设计; 分析; 改进措施; 接地

Analysis and Design of Electromagnetic Compatibility for Launch Vehicles

XU Zifei¹, GU Hanlie¹, XU Wei², XU Xin^{3,4}, WANG Hao¹

(1. Shanghai Aerospace Systems Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Aerospace Computer Technology, Shanghai 201109, China;

3. China Aerospace Science and Technology Corporation Commercial Rocket Co., Ltd., Shanghai 201100, China;

4. School of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: With the development of technology, the types of radio frequency single-machine equipment with various frequency bands for launch vehicles have been increasing. Meanwhile, these single-machine devices are gradually evolving towards miniaturization and integration, leading to an increasingly complex electromagnetic compatibility (EMC) issue, which can endanger flight safety and even cause flight failures of launch vehicles. To address the above issue, an EMC design for launch vehicles is proposed from aspects including single-machine design, system scheme, lightning protection, electrostatic discharge and grounding design, which also analyzes these causes and presents the specifically improved measures for issues such as electrostatic discharge, data bit errors, parameter configuration bit errors and insufficient grounding designs in the EMC testing. Flight tests verify that these measures can effectively enhance the anti-electromagnetic interference capability of launch vehicles, providing a reference for the EMC design of subsequent launch vehicles.

Keywords: launch vehicles; EMC; design; analysis; improved measures; grounding

0 引言

运载火箭的电磁兼容性是指运载火箭各分系统和单机在其所处的电磁环境中能够正常工作, 不对其他单机产生不可接受的电磁干扰^[1]。运载火箭包含遥测发射机和相控阵天线等电磁发射类的单机, 箭上计算机和惯组

等以电磁敏感为主的设备, 无线应答机等既有电磁发射又有敏感度双重特性的设备, 产品种类繁多, 电磁环境复杂^[2], 同时箭上配套单机向着集成化、小型化、智能化发展, 将传统多个功能单机集成化设计成一台综合电子单机, 单机内部需要着重考虑各个板卡之间电磁兼容^[3]。运载火箭在传统无线遥测和外测基础上发展无线

收稿日期:2025-12-06; 修回日期:2026-01-19。

作者简介:徐梓菲(1992-),男,硕士,工程师。

引用格式:徐梓菲,顾寒烈,徐 玮,等. 运载火箭的电磁兼容性分析与设计[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(6):174-180.

传感器以及 Ka 波段中继天线等^[4-5],电磁环境更加复杂,电磁兼容性技术需要深入研究^[6]。

运载火箭飞行过程中表面产生累计静电,可能出现脉冲放电现象,静电放电的电磁辐射可能会影响产品的正常工作^[7-8]。电磁兼容问题会对运载火箭飞行安全产生危害,甚至造成飞行失败。电磁干扰轻则导致产品非基本功能受到损害,产品性能下降,严重则导致产品损伤或寿命缩短、功能丧失,产生重大的飞行故障或飞行任务失败。电磁兼容性设计工作必须遵循预防为主和早期介入的原则,在方案阶段就将电磁兼容性设计纳入研制工作统一规划,电磁兼容性设计应与功能设计同步进行。

本文介绍运载火箭研制过程中电磁兼容性设计要求,列举部分设计、测试和飞行过程中遇到的电磁兼容性问题并提出解决措施,提高运载火箭的抗电磁干扰能力。

1 运载火箭电磁兼容性设计要求

1.1 电磁兼容性分析与预测

电磁兼容性分析与预测是及早发现和解决系统与系统间干扰的重要手段,应在运载火箭全寿命期进行电磁兼容性分析与预测工作,为完成此工作需配套电磁兼容性预测分析软件并建立数据库^[9]。首先进行各系统内电磁兼容性预测分析,包括系统内无线设备间电磁兼容性预测分析、系统内干扰源和敏感设备及相互间耦合预测分析、电爆电路干扰和安全性预测分析、天线间隔离度预测分析。再进行各系统间的电磁兼容性分析与预测,包括运载火箭与有效载荷和发射场间电磁辐射界面场强预测分析、无线设备与相关系统间电磁兼容性预测分析。

可以使用 CST 软件进行 EMC 仿真分析建模火箭上各个单机、天线的安装位置和电缆布局走向,使用软件的 MWS 时域求解器进行仿真,得到天线隔离度,给出火箭受到 1 V/m 平面波照射时各个电缆上的感应电流,并进行全箭辐照敏感度仿真和静电放电仿真。使用短偶极子来模拟设备工作时的辐射状态,仿真全部单机和天线同时工作时火箭内部和外部的电磁场分布。

1.2 单机和系统电磁兼容性

单机元件在印刷线路板上排列的位置要充分考虑抗电磁干扰问题,电源线和地线尽量加粗,各部件之间的引线要尽量短,避免任何信号形成环路^[10]。单机和系统产生的电磁能量应控制在一定范围内,使其与其他单机和系统兼容工作^[11]。单机优先选用低噪声、低谐波、低辐射的射频芯片和元器件,高频射频电路与低频控制电路分区布局,单机壳体采用高导电率金

属材料,设计为全封闭屏蔽结构。无线设备的基频、内部工作频率(本振、中频、信频、混频、频偏、带宽)的设置以及它们的谐波、杂波及交调、互调不产生相互干扰^[12]。射频类单机能量满足通信链路使用要求即可,对旁瓣和带外有一定抑制。单机和系统的发射、接收频率和接收敏感度等特征应遵守国家和军用频率管理规定的有关标准,保证和其他用户互不干扰,通常各个信号频点间隔 10 MHz 以上。运载火箭和卫星间也要考虑电磁兼容问题,通常相同频点的射频单机不同时加开发射。

1.3 雷电防护

运载火箭在发射场的射前准备阶段会暴露在环境中,阴雨天有遭受雷击的风险。在发射场通常会配置防雷塔或其他雷电保护装置,但运载火箭仍要求能承受近距离的雷击,对火箭系统无影响^[13]。防雷塔通常包含接闪器、引下线和接地装置三级防雷体系设计,各部件均需满足高机械强度、抗恶劣环境及高导电率的要求。运载火箭箭体结构及各系统、各单机之间电气连续,须具备良好的搭接,形成低阻抗的导电通路。箭上单机和地面仪器设备及电缆应具有良好屏蔽,并与火箭箭体和大地形成通路。保证雷电流通过火箭箭体结构时,不致损坏箭上单机和地面仪器设备。运载火箭各部段对接后两端用搭接线搭接,搭接线应尽量短,两端面搭接接触电阻不大于 10 mΩ。运载火箭的箭体各结构段通过专用的等电位连接线与发射塔架的塔体连接,火箭尾端与发射场坪接地柱间使用接地线搭接,使箭体和发射塔架构成等电位体。

1.4 飞行过程中的静电防护

运载火箭在飞行过程中穿过云层、冰晶或尘埃,火箭表面与带电粒子冲撞,或者发动机的燃烧和喷射,均会使运载火箭带电^[14]。运载火箭的各个舱段和结构都会积累静电荷,部分结构电荷累积到一定程度上与周围电位差达到一定极限时,周围空气便会发生击穿,产生放电,包括电晕放电和火花放电等。放电现象在比较宽的频率范围内产生射频干扰信号,可能会引起内部电路或信号传输链路的脉冲干扰,致使电路或通信紊乱,影响运载火箭正常工作。根据理论以及火箭模型的静电放电仿真分析,火箭在飞行过程中,电荷集中在箭体突出处和箭体尾部,运载火箭通常在箭体尾部设置若干静电放电器释放积累的电荷。首先计算运载火箭的等效电容,设置静电放电器的放电电压和放电电流,其次根据等效电容和放电电压可以计算达到击穿放电所需的积累电荷量,最后单位时间内的的放电电流要大于积累电荷量,就可以计算出所需的静电放电器数量。

1.5 接地设计

如图 1 所示, 运载火箭的箭体结构与箭上单机的机壳均应电连接形成火箭的接地网, 该接地网为电气系统、电子单机和电路的接地基准。各相互绝缘的电源回线均应连接到接地网上, 用来控制结构和电路的电位差。运载火箭一次电源的接地点应靠近电源, 二次电源的接地点应尽量降低在信号电路上的共模效应, 避免通过公共地电阻传输干扰。运载火箭采用高频多点接地和低频单点接地的混合式接地^[15]。电气系统采用浮地设计, 一次电源与二次电源、单机壳体及箭体隔离^[16]。测量系统二次电源地与一次电源地隔离, 测量系统信号地均与测量系统二次电源地线共地, 其中考虑到电容液位传感器消除分布参数的原理及安全性, 电容液位变换器的信号地与变换器壳体相连, 导致测量系统的信号地、二次电源地均与箭体相连。射频单机内部采用多点接地方式, 各类天线的地线均与火箭外壳保持良好接触, 各天线通过箭体共地。火工品指令控制线路应采用双绞屏蔽进行保护, 屏蔽层抽头引出接地线接箭体, 一般采取双端接地。发动机转级电机驱动控制线路采用双绞屏蔽进行保护。

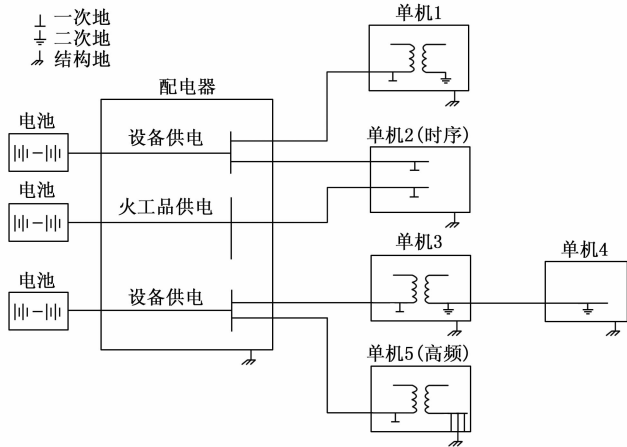


图 1 箭上单机接地设计

在系统试验阶段, 地面设备与箭上设备对接时, 地面设备的地与箭体是等电位的。应将地面设备的主接地线与箭体引出线连接在同一个接地桩上, 并且该接地桩应是单独的。地面低频测试设备也必须采用单点接地方式, 信号地或直流电源地与机壳之间绝缘。不准用交流供电的中线接到地面设备的外壳。运载火箭用地面电源供电时, 地面电源的负母线必须与设备隔离^[17]。

测试场地除独立的避雷针接地外, 其他各种不同用途的接地系统共用一组接地装置。为大功率中频电源提供独立的工艺接地线, 并进行标识, 与其他接地线分离。工艺接地线均应有绝缘保护, 避免使用裸线接地, 避免在工艺接地线上与厂房联合接地搭接。测试设备外

壳与厂房金属结构进行绝缘处理, 避免设备外壳与厂房联合接地搭接。

1.6 静电的控制与防护

运载火箭产品在组装和测试过程中应该严格控制静电电荷积累效应, 采取接地和搭接等有效措施释放静电, 避免产生静电放电和真空放电。静电放电可能会造成电磁干扰、截止材料击穿和元器件失效^[18]。应采取静电防护措施使得设备暴露在静电放电环境时, 不会出现故障和性能降低现象。例如箭上产品在防静电袋中保存, 一般场所内防静电接地分系统的接地电阻应小于 $10\ \Omega$ 。组装和测试过程中, 操作人员应穿着静电放电防护工作服和防静电鞋, 佩戴静电放电防护腕带。

2 电磁兼容性试验

2.1 单机电磁兼容性试验

单机作为运载火箭的基础组成单元, 其电磁兼容性直接决定了整个运载火箭的运行稳定性与安全性。单机电磁兼容性试验的核心目的不仅是验证单机自身在电磁环境下的正常工作能力, 确保其内部电路、组件之间不会因电磁干扰产生功能冲突, 更关键的是要保证单机的电磁辐射水平不会对其他设备造成干扰, 电磁敏感度指标能够适应各系统的电磁环境要求, 为火箭电磁兼容奠定坚实基础。单机电磁兼容性试验目的是验证单机本身是电磁兼容的, 同时单机的电磁辐射和电磁敏感度应满足系统要求, 各项目均针对单机电磁干扰的关键传播路径与敏感环节设计。常选用的电磁兼容试验项目主要为: $10\ \text{kHz} \sim 10\ \text{MHz}$ 电源线传导发射、 $25\ \text{Hz} \sim 50\ \text{kHz}$ 电源线传导敏感度、电源线尖峰信号传导敏感度、 $10\ \text{kHz} \sim 400\ \text{MHz}$ 电缆束注入传导敏感度、电缆束注入脉冲激励传导敏感度、 $10\ \text{kHz} \sim 100\ \text{MHz}$ 电缆和电源线阻尼正弦瞬变传导敏感度、 $10\ \text{kHz} \sim 18\ \text{GHz}$ 电场辐射发射、 $10\ \text{kHz} \sim 18\ \text{GHz}$ 电场辐射敏感度、静电放电敏感度。

从试验经济性与有效性角度出发, 单机电磁兼容试验通常在产品定型阶段进行一次完整测试, 测试通过后形成的试验报告将作为产品合格判定、批量生产及系统集成的重要依据。但需特别注意, 当单机的核心电路设计、关键元器件更换、结构布局调整等涉及电磁性能的设计改动较大时, 原有试验结果的有效性将受到影响, 必须重新开展完整的电磁兼容试验, 以确保改动后的单机仍满足系统电磁兼容要求。

2.2 分系统及全箭电磁兼容性试验

分系统电磁兼容性试验的核心目的是实现“双重验证”: 一方面验证分系统自身作为一个独立功能单元的电磁兼容性能, 确保其内部电路与结构设计不会产生相

互干扰; 另一方面验证分系统内部各单机之间的电磁兼容性^[19]。全箭电磁兼容性试验目的是考核两个核心维度: 一是考核火箭各分系统(如控制系统、动力系统、测量系统、遥测系统等)之间的电磁兼容性能, 验证各系统在共同工作时不会出现跨系统的电磁干扰; 二是验证地面保障设备(如发射控制系统、测控设备、供电设备等)与箭上设备之间的电磁兼容性, 确保天地一体化工作链路的电磁安全^[20]。各系统加电工作, 在设备全功率工作情况下进行模拟飞行测试, 全部产品的电磁辐射和电磁敏感度满足设计要求。试验中观察各系统参数指标是否有明显异常和参数超差, 通过试验验证箭上和地面设备电磁兼容^[21]。

2.3 火箭和卫星的电磁兼容性试验

在发射场正式发射任务前, 运载火箭和卫星通常在测试厂房进行电磁兼容性试验考核, 证明火箭和卫星在对接状态下电磁兼容。火箭为水平状态放置, 除火工品外其余箭上单机全部参与电磁兼容试验, 卫星受制于卫星转运困难无法整体参与火箭的电磁兼容试验, 卫星选用火箭飞行任务阶段开机和发射的单机正式产品参加试验, 卫星产品和天线在测试厂房放置时尽量与正式任务放置状态位置和指向相同。电磁兼容试验流程按照真实的飞行流程进行考核, 设备均为全功率状态。设备非基本功能受损不影响设备正常工作和执行任务可认为是小干扰, 设备不失锁但性能下降认为是中等程度干扰, 设备无法锁定或性能超差认为是大干扰, 干扰信号完全将正常信号淹没导致设备不能正常工作认为是严重干扰。试验过程中根据干扰等级进行现场判决进行处置, 对于小于干扰情况需分析干扰原因, 非必要可不进行干预。通常中干扰及更严重干扰要立即处理, 根据加电顺序逆序逐步断电, 逐一排查干扰源。

3 运载火箭电磁干扰原因分析及解决措施

3.1 设备静电损伤

地面光传输设备在使用过程中发现通讯故障, 经过分析, 故障定位在内部 RS422 接口芯片故障, 接收芯片高电平信号存在大量的毛刺信号, 波形异常。操作人员在调试过程中未按要求佩戴防静电手腕, 接口芯片引入静电造成引脚静电软损伤, 使得受损引脚对地阻抗特性变差。后经过温度循环试验、拉练试验、运输试验和使用影响, 应力逐渐累积, 缺陷被不断放大直至接口芯片失效。PCM 信号传输流程如图 2 所示, 差分 PCM 信号输入至接口芯片, 当接口芯片失效时, 输出到驱动器的 PCM 信号出现错误, 错误的信号经过光耦隔离和编码调制传输给电光转换芯片, 电光转换芯片输出错误的光信号到后端光端机, 使得后端光端机接收并解调出错

误的 PCM 信号, 从而造成通讯故障现象发生。

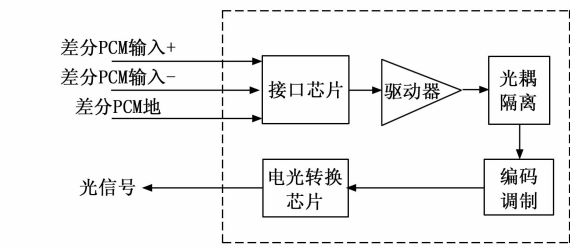


图 2 PCM 信号传输流程

元器件静电损伤是偶然事件, 具有隐蔽性通常难以察觉, 某些静电损伤仅表现出某些性能参数的下降分析难度较大, 在生产、调试各个阶段均可能出现静电损伤, 应采取相应的防静电措施。在进行详细的分析后, 提出如下改进措施避免静电对设备损伤:

- 1) 提高接口芯片的静电防护等级, 选用静电防护等级 15 KV 的接口芯片;
- 2) 增加瞬态抑制二极管, 接口电路如图 3 所示, 当静电高压脉冲侵入电路时瞬态抑制二极管由高阻态变为低阻态, 将瞬态大电流泄放至地, 同时把电压钳位在芯片可承受的安全值, 提高设备抑制静电与浪涌信号能力;

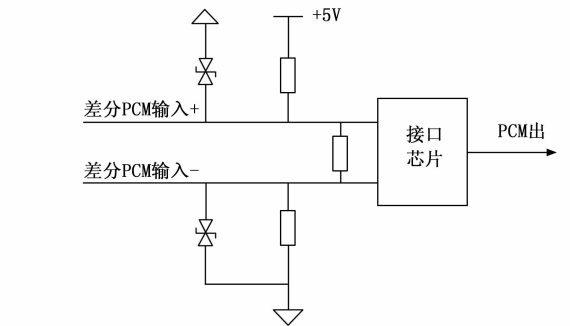


图 3 增加瞬态抑制二极管的接口电路

- 3) 增加接口芯片输入阻抗测试, 以及接口芯片电平检测, 提早发现阻抗下降和电平毛刺;
- 4) 生产、调试、测试过程中, 操作人员佩戴防静电手套, 产品用防静电袋包装, 放置产品于防静电托架及防静电转运箱内, 增强操作人员静电防护措施。

3.2 单机上电过程中电磁干扰

对运载火箭箭上射频单机供电后, 发现射频单机输出信号中心点频偏移, 且为单载波无调制信号。该现象的产生是由于单机中变频芯片的配置参数被上电过程中产生的杂散和脉冲信号影响, 导致变频芯片配置参数错误, 变频芯片配置错误, 最终导致功放自激输出单音频率信号。

射频单机变频芯片用于生成本振信号，与输入的中频信号进行混频，输出射频信号。变频芯片配置电路如图 4 所示，变频芯片内部集成了低相位噪声 VCO 和高性能正交调制器，低相位噪声 VCO 输出的信号作为本振，与输入的中频信号混频后输出。变频芯片的参数配置是由 FPGA 完成的，采用 SPI 接口与 FPGA 实现互联，FPGA 从 FLASH 或程序中读出配置参数并通过 SPI 接口发送到变频芯片的 I/O 端口。

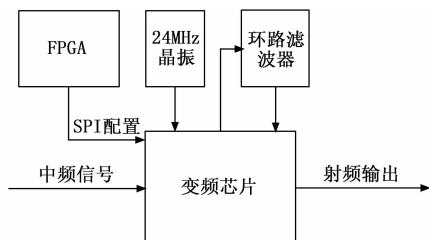


图 4 电路连接示意图

箭上射频单机上电后，调制软件通过 SPI 模式配置变频芯片的各个寄存器，配置完成后，变频芯片处于工作状态，射频单机编码调制软件不再配置该器件。射频单机在上电过程中，各单元电路（电源模块、时钟芯片等）处于不稳定的瞬态工作状态，产生的杂散和脉冲信号影响变频芯片的配置参数，造成控制字误码。变频芯片是被动接收，因此无法识别该位为错误信号，就会导致变频器件芯片无射频信号输出。功率放大器通常工作在线性、大信号的状态下，必须满足功放输入阻抗与源阻抗共轭匹配，输出阻抗与负载阻抗功率匹配，功率放大器才能正常工作。芯片无射频信号输出等效于功率放大器输入端无信号，破坏了功率放大器的稳定性，使得功率放大器不稳定自激，最终导致功放自激输出单音频率信号。

射频单机在上电过程中状态不稳定，瞬态、寄生或环境条件恰好满足振荡条件时，会出现偶发性自激。针对上述问题的改进措施为在射频单机 FPGA 软件初始化模块和参数配置模块之间增加时延，降低配置参数传输速率，同时增加配置次数，避免杂散和脉冲信号对配置参数的影响。

3.3 单机内部测量线路受到干扰

对箭上转速信号的测量过程中发现遥测数据中存在较多远离理论转速的异常散点。转速测量单机对接收到的转速信号进行采集和处理，以数字量形式输出对应的转速对应的时间，主要由信号调理模块、转速测量模块、接口模块组成，其原理如图 5 所示。信号调理模块主要用于信号放大和调整，把发动机转速信号转换成标准的 TTL 信号，调理后的转速信号通过转速测量模块进行测量，测量结果通过接口模块对外输出。

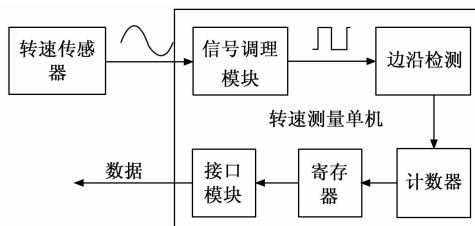


图 5 转速测量原理图

转速 $n=1/T$ ，与信号周期 T 成反比，转速测量单机使用上升沿检测方法采集脉冲信号周期。当正常信号波形中叠层尖峰脉冲，采集到的信号周期从 T 跳变成 T_1 和 T_2 ， T_1 和 T_2 小于 T ，计算出的转速增大，出现转速跳变现象。在运载火箭较为复杂的电磁环境下，转速测量单机在设计时抗干扰能力不足，正常的脉冲信号被电磁干扰后出现尖峰脉冲，单机误将尖峰脉冲识别成正常的脉冲信号来计算转速，导致转速跳变出现异常散点，如图 6 所示。

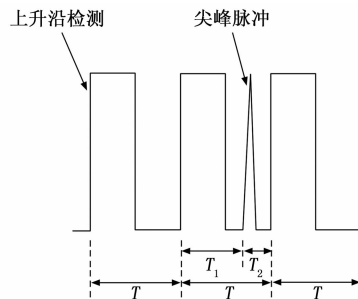


图 6 转速异常故障模式

运载火箭中电磁环境复杂，精密单机同其他单机之间通常留有一定安全距离，降低彼此之间的电磁干扰，但通常不能完全避免，在单机设计时就需要考虑对干扰信号的处理。一方面可以降低转速测量单机对脉冲信号的采样率，根据实际的转速计算匹配的脉冲采样周期，能够有效滤除大部分散点，提升单机的抗干扰能力。另一方面可以在硬件上增加滤波电路，软件上采用消抖和软件滤波算法，同时对采集到的脉冲信号进行判宽处理，提升抗干扰能力。

3.4 设备接地设计存在不足

运载火箭在测试过程中发现箭上单机和地面设备通信故障，地面设备未收到箭上单机 PCM 数据，经过分析确认箭上单机无 PCM 输出。定位为箭上单机接口器件部分失效，导致无法输出 PCM 信号，失效是由于箭上单机在使用过程中引入过电应力，造成芯片击穿损伤所致。

地面数据处理设备与箭上单机的连接关系如图 7 所示，箭上单机单元测试时，箭上单机通过箭上电缆网，连接地面测试电缆，最终与地面数据处理设备相连。箭

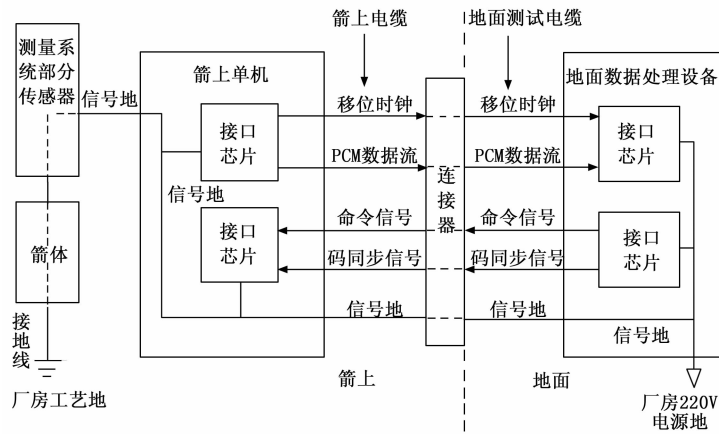


图 7 地线连接关系图

上信号地虽然在箭上单机内与壳体不通，但由于测量系统部分传感器原理设计上无法将信号地与壳隔离（如高频振动传感器及液位传感器），总装完成后实际测量系统信号地与箭体相通。测试时，箭体通过接地线与厂房工艺地相连。地面数据处理设备中，由于数据处理卡安装于地面数据处理设备 PCI 插槽中，对信号地没有隔离设计，信号地与地面数据处理设备的壳体以及厂房 220 V 的电源地相通。厂房 220 V 电源地与工艺地分别单独接入厂房建筑物的地网。

厂房内工艺地与 220 V 电源保护地接地设计相互独立，当地面接线板电源未关闭时，在设备 220 V 电源线的插拔过程中，有一定几率地线已断开但电源线仍处于连接状态，即造成短时间内处于不良的接地状态，在长线状态下形成较大电势差，而导致信号线上引入干扰，当几十伏的尖峰电压加到接口芯片输出端时，会造成过压冲击。而箭上单机所采用的接口芯片共模、差模电压所能承受的电压为 $\pm 14\text{ V}$ ，远小于几十伏的尖峰电压，从而导致芯片过压失效。

由于地面数据处理设备接地设计上存在不足，未进行信号地和机械地以及 220 V 电源地之间的隔离，引入脉冲电压信号导致箭上单机接口芯片损坏。对地面数据处理设备进行改进，在地面数据处理设备信号地和 220 V 电源地之间增加隔离电路，避免出现不良的接地状态。

3.5 系统内通信链路干扰

运载火箭测试过程中出现图像数据花屏现象，通过分析发现遥测数据中只有图像数据存在误码。数据综合器与图像压缩编码器之间的勤务信号包括帧同步、移位脉冲、返回时钟、PCM 数据，且均为双点双线传输的差分信号。摄像装置将视频信号通过高频电缆传输至图像压缩编码器，图像压缩编码器将图像数据按 H. 264 格式或 H. 265 格式进行编码后，通过 RS422 接口传输

至数据综合器，再通过遥测下传，PCM 数据通信线路电路如图 8 所示。

帧同步信号从数据综合器发给图像压缩编码器，作为数据帧的同步信号。图像压缩编码器接收数据综合器发出的移位脉冲，并向其发送返回时钟和 PCM 数据，返回时钟上升沿对齐 PCM 数据跳变沿。当数据综合器与图像压缩编码器传输线路中存在干扰，导致输入给图像编码器的移位脉冲上多了一个毛刺，图像压缩编码器将此毛刺会误判为移位脉冲，返回 PCM 数据，并在返回时钟中以同样的毛刺波形返回给数据综合器。数据综合器的输入端具备较强的滤波功能，会将毛刺状的返回时钟滤除掉，不会采集毛刺状返回时钟对应的数据，导致数据丢失，后面的图像数据整体向前移位，出现图像数据花屏现象，如图 9 所示。

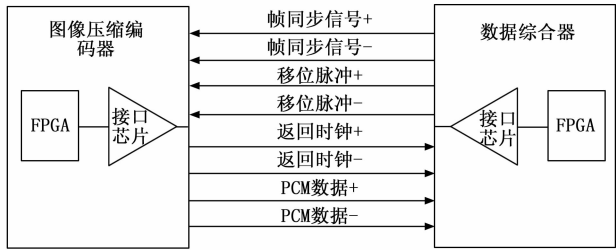


图 8 PCM 数据通信线路电路图

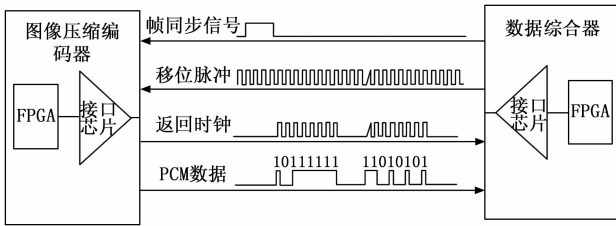


图 9 返回时钟脉冲丢失现象示意图

现象发生的原因在于数据综合器与图像压缩编码器之间通信链路可靠性裕度不足，在通信线路存在信号干扰的情况下导致数据综合器漏位。针对此故障模式，图像压缩编码器不再使用移位脉冲作为输出的返回时钟提供给数据综合器，编码器依靠产品内部晶振产生满足要求的返回时钟。提高返回时钟的周期，延长图像数据通信时间。改进后不会因此种干扰产生花屏现象。

3.6 火箭和卫星频点干扰

运载火箭和搭载卫星通常选用 S 波段相控阵天线，天线频点相近时中继信号之间会互相干扰。运载火箭和搭载卫星联合测试时发现，卫星地面接收解调设备在接收星上中继信号时发现信号误码率高、时有失锁。这是由于卫星地面接收解调设备同时收到火箭和卫星

两个相近频点的中继信号,地面设备滤波器选择性不足,无法完全将两个中继信号分开,地面设备内部器件存在非线性产生新的频率分量落在工作频带内。同时运载火箭相控阵天线能量远高于搭载卫星的相控阵天线能量,卫星地面接收解调设备进入非线性区,产生大信号压制。

运载火箭和搭载卫星射频频点接近时,通常的处理方式包括分时加电和调整天线指向。运载火箭在飞行过程中相控阵天线加电开发射,搭载卫星的相控阵天线不开发射,确保火箭飞行段遥测数据接收正常。星箭分离后运载火箭相控阵天线发射,搭载卫星的相控阵天线加电发射,确保搭载卫星尽早建立通信。

相控阵天线非全向天线,指向内的波束 3 dB 宽度约 30°左右。若火箭和卫星的相控阵天线不能分时开发射,运载火箭和搭载卫星相控阵天线在飞行过程中需要指向不同的天上通信卫星且指向最好相差 90°以上,地面测试阶段卫星地面接收解调设备远离运载火箭相控阵天线指向,避免信号间干扰。

4 结束语

运载火箭的电磁兼容性技术需要考虑印制板走线、系统频率设置、静电防护、接地设计和雷电防护等多方面内容。从单机设计、系统方案、雷电防护、静电释放和接地设计等方面提出运载火箭电磁兼容性设计要求,对试验过程中遇到的静电放电、数据误码、参数配置误码和接地设计不足等电磁兼容问题进行原因分析并提出具体的改进措施,经过试验验证电磁兼容的改进措施有效提高了运载火箭的抗干扰能力,可以为后续运载火箭电磁兼容设计提供参考借鉴。

参考文献:

- [1] 代健,张华,李云,等. 航天系统电磁兼容性要求[S]. 国家市场监督管理总局和国家标准化管理委员会, GB/T 40134-2021.
- [2] 王良军,颜晓明,林子瑞,等. 长征四号系列火箭电气技术演进与展望[J]. 上海航天(中英文), 2023, 40(s1): 60-73.
- [3] 王苑瑾,张隽,段然,等. 面向未来运载火箭的新一代综合电子平台设计与研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2023(2): 58-64.
- [4] LIAO Y J, SONG R, GONG C H, et al. Ka-band CT-DRSS terminal technology for meeting the needs of launch vehicle TT&C[J]. Aerospace China, 2021, 22(2): 35-41.
- [5] 路娟,王颖,刘丙太,等. 基于火箭测量系统的无线传感器网络技术研究[J]. 宇航计测技术, 2015, 35(4): 44-47.
- [6] 郝琦,晁鲁静,王海涛,等. 运载火箭静电带电理论研究与试验验证[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(3): 282-288.
- [7] CUI Y, JIANG J, KONG D, et al. Study on electromagnetic radiation interference caused by rocket fuel[J]. Sensors, 2021, 21(23): 8123.
- [8] 姚则武,成语,江海洋. 静电放电对某电火工品电阻值的影响分析[J]. 火工品, 2021(2): 16-18.
- [9] 井岩,颜晓明,林倩倩,等. 运载火箭与卫星电磁兼容性仿真设计与研究[C]//上海市宇航学会,第十九届上海航天科技论坛暨上海市宇航学会 2024 年会, 2024: 156-167.
- [10] 柴晓越,田野,季飏,等. 航天智能武器装备复杂服役环境条件下的设计与验证[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(1): 109-117.
- [11] 王晓晖,陈纲. 火箭地面测控系统的电磁兼容性设计[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(11): 20-24.
- [12] 欧连军,赵岩,张翔,等. 复杂飞行器电气系统抗干扰设计技术研究[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(11): 208-211.
- [13] 潘江江,李海伟,姜爽. 运载火箭测试工位接地与供电配电技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2023, (6): 132-138.
- [14] 方庆园,周江波,季启政,等. 飞行器表面沉积静电分布仿真[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(8): 3006-3012.
- [15] 曹建平,王红星,周恒军,等. 机载设备自动测试系统电磁兼容性设计[J]. 电讯技术, 2000(2): 49-52.
- [16] 梁宇坤,王晓君,张佳宁. 统一化、多适应性的测控通信系统供配电子系统设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2023(2): 126-130.
- [17] 张翔,潘江江,杨友超,等. 飞行器综合测试设备可靠安全接地设计[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(1): 284-287.
- [18] 赵少琼,张梓超,李丽,等. 电子设备静电放电防护技术分析及案例研究[J]. 新技术新工艺, 2024(8): 1-4.
- [19] SHI W, LI C, YE Y, et al. Research on electromagnetic compatibility performance of key component in electricity meters[C]//2023 International Conference on Power System Technology (PowerCon), 2023: 1-5.
- [20] 周萍,宋永生,陈志红,等. 火箭无线系统电磁兼容性研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(3): 433-438.
- [21] 袁企乡,李国民,花伟峰,等. 方舱电磁兼容技术研究与应用[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(4): 265-267.