

## 电脱插应用中的问题及解决方案

余君, 杜继超, 但春华, 邱耀明, 田玉琴  
(湖北三江航天红峰控制有限公司, 湖北 孝感 432000)

**摘要:** 主要介绍了利用电脱落插头作为弹地分离设备时的发射时序以及其在使用过程中容易出现的问题。文中所述的两个案例均为产品应用的典型案例, 作者对故障产生的机理进行了详细地分析并提出了问题的解决方案, 为后续利用电脱落插头作为战略技术武器系统或航天运载系统弹地分离设备的流程设计提供了有效的方案借鉴。

**关键词:** 电脱插; 分离; 案例

**中图分类号:** TP273 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-8110 (2014) 02-0035-04

### Problems in Application of Electric Shed Plug and the Solutions

SHE Jun, DU Ji-chao, DAN Chun-hua, QIU Yao-ming, TIAN Yu-qin  
(Hong Feng Control Co. Ltd. of SanJiang Aerospace Corp, Xiaogan 432000, China)

**Abstract:** A method of using electric shed plug as firing time sequence while missile separating from ground set is introduced. Problems appeared during using process are mentioned too. Two cases referred in this paper are both typical in product application. The causes of the failures occur are particularly analyzed and the solutions are given. The application of electric shed plug could be referenced in future process design of missile-ground separation in strategic technology weapon system or aerospace delivery system.

**Key words:** Electric shed plug; Separation; Case

## 0 引言

电脱落插头是应用于弹上设备与地面设备之间电路连接与自动脱落的机电元件。在战略技术武器系统或航天运载系统中, 需要通过电连接器的锁定工作保证稳定地向系统电子设备输送信号。在工作完成后, 还需要通过电连接器的连接机构使插头与插座快速、大作用力分离。相比机械脱落插头而言, 电脱落插头在弹体上的布置限制少, 因此近些年得到了广泛的应用<sup>[1]</sup>。但是, 电脱落插头存在脱落时刻与弹体运动的初始时刻不同步等情况, 给电脱落插头的应用带来了新的问题<sup>[2]</sup>。

## 1 典型的电脱落插头发射时序

某型产品采用电脱落插头完成弹地分离<sup>[3]</sup>, 其分离时序如图1所示。

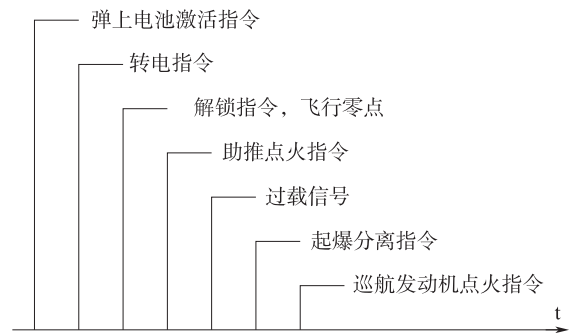


图1 发射指令时序图

Fig. 1 The scheme of firing order time sequence

从时序图上可以看到, 该型产品的发射流程有如下几个问题:

1) 解锁指令发出后, 电脱落插头脱落, 弹上控制系统采集到飞行零点信号, 进入飞控循环同时开始程序计时。此时发射车上的弹体其实并未开始运动, 这与实际的飞行零点 (助推点火信

收稿日期: 2014-03-17; 修订日期: 2014-06-10。

作者简介: 余君 (1981-), 女, 高级工程师, 主要从事控制系统设计。E-mail: shejun-003@tom.com。

号发出弹体开始运动的时刻) 的含义不一致;

2) 解锁指令以及助推点火指令均由地面设备发出, 地面解锁指令发出的时刻与弹上采集飞行零点存在时间差;

3) 电脱落的脱落过程存在隐患, 可能与发射车上滑轨发生碰撞, 也可能卡在发射车滑轨上, 在弹体运动时与弹身发生碰撞。

## 2 故障案例

### 2.1 因延时造成飞行失利

某型靶弹产品飞试过程中, 按照指挥员口令按下发控设备界面中“发射”按钮后, 脱落插头正常弹出。靶弹在助推发动机点火后离轨, 助推发动机点火正常, 靶弹离轨正常, 靶弹飞行 2.8km 坠毁, 飞行总时间 16s, 飞行过程中两极发动机未完成分离, 巡航发动机未点火, 靶弹飞行失利。

两极发动机的分离依靠爆炸索起爆信号实现。按照设计的流程, 爆炸索起爆信号发出必需满足两个条件: 其一为从  $T_0$  开始计时飞行时间达到 2.3s, 其二为  $T_0$  后采集过载传感器值进行积分运算, 积分 1.2s 后, 过载值不小于 100m/s。加入过载判断的条件是为了确保助推发动机正常点火, 靶弹已经离轨运动。

可导致靶弹在飞行过程中起爆器未起爆、巡航点火异常主要有: 控制系统软件流程异常、起爆器工作异常、起爆器点火头与控制系统的接头(插座)连接异常、控制系统起爆指令未发出等原因。

通过对产品进行模飞测试来检查软件的流程, 因弹体并未真正的产生速度, 因此在地面模飞测试过程中需将过载条件装订为 0.1m/s, 反复进行流程检查, 爆炸索起爆信号和巡航发动机点火信号均能正常发出, 排除软件流程设计错误, 同时排除起爆器点火头与控制系统的线缆连接故障。

遥测数据中各量在整个飞行过程中正常下发, 时间指针未出现异常复位的情况, 直至靶弹落地, 遥测数据真实体现了飞行的整个过程, 遥测参数中指令字节如下图 2 所示。指令字节的含义如表 1 所示。该数据表明弹上计算机软件运行正常, 未出现程序跑飞和起爆器工作异常的情况。起爆器未起爆分离的原因就是起爆指令未正常发出。

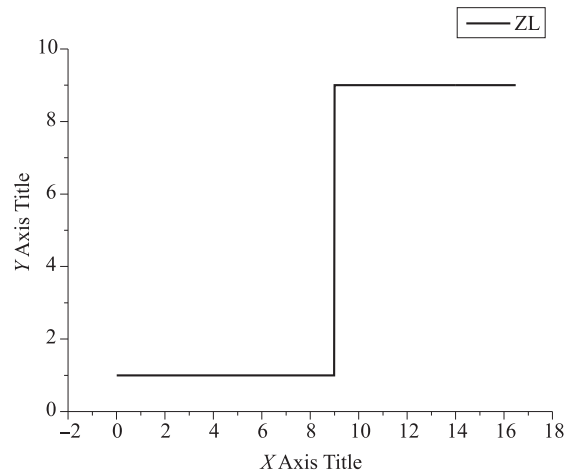


图 2 指令字节曲线

Fig. 2 The curve of order byte

表 1 指令字节表

Tab. 1 The form of order byte

序号	位号	名称	内容	说明	备注
1	D0	飞行零点	1/0	1 有效	
2	D1	巡航发动机点火指令	1/0	1 有效	
3	D2	爆炸索起爆指令	1/0	1 有效	
4	D3	高度起控标志位	1/0	1 有效	
5	D4	高度失效标志位	1/0	1 有效	
6	D5	GPS 失效标志位	1/0	1 有效	
7	D6	雷达激活指令	1/0	1 有效	
8	D7	无效位			

进一步分析弹载计算机为什么没有正常发出起爆指令。观察遥测数据中的异常曲线发现弹体的过载曲线异常, 过载曲线如下图 3 所示。

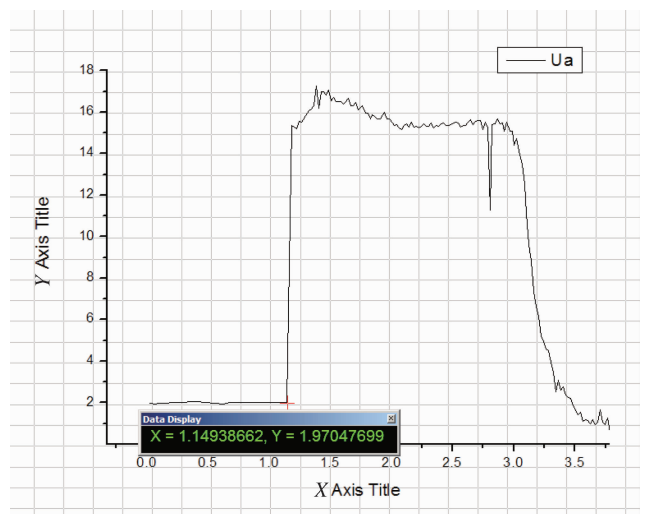


图 3 过载加速度曲线

Fig. 3 The curve of overloading acceleration

图 3 过载传感器曲线表明，时间为 1.15s 时，助推发动机的推力建立，此时过载加速度值为 15g。依此推断，时间为 1.20s 时，过载积分条件未达到装订值 100m/s（按积分时间为 50ms，过载值 15g 计算，积分过载值为 7.5m/s 小于 100m/s）。起爆信号的发出不满足条件。

通常助推发动点火到推力完全建立的时间约小于 50ms，而遥测数据显示推力建立时刻为 1.15s，因此判断助推点火指令在 1.10s 时发出，助推点火指令发出延时过长与弹上零时存在约 1.10s 的延时。

分别采用软件加时间标签计时和示波器测量输出 IO 信号两种方法，对解锁指令发出、 $T_0$  产生到发出助推点火指令进行测量，延时 1.10s 的分解见图 4。

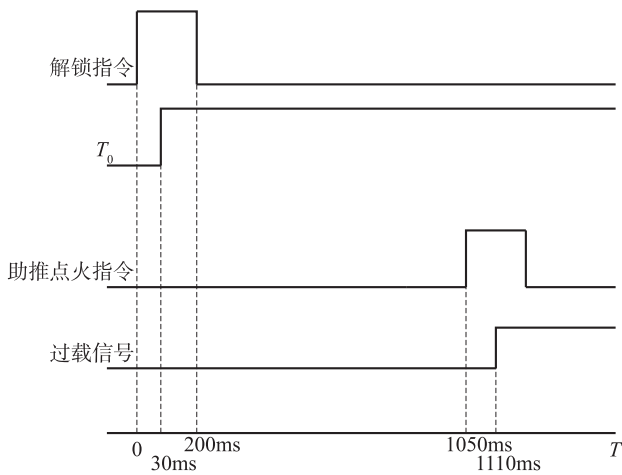


图 4 解锁指令与助推点火指令时序关系

Fig. 4 The relation of unlock order and fire order

地面测试发控设备发出解锁指令 30ms 后脱插陀螺产生  $T_0$ ，弹上控制系统产生  $T_0$ ，飞控软件开始计时。地测设备为保证解锁正常，发出解锁信号的脉冲宽度为 200ms。此外，在发控软件中还需判断解锁是否成功。在判断解锁成功后，才能发出助推点火指令。地测通过 AD 采集板卡判断弹上电池电压是否小于 25V 来判断脱插解锁是否成功。这个过程包含 AD 板卡的初始化和连续采集 20 次 AD 信号。

通过软件加时间标签计时，AD 板卡采集时间分解见图 5，由图中数据可得到板卡初始化用时约 80ms，连续采集两次 AD 之间的间隔为 15ms。

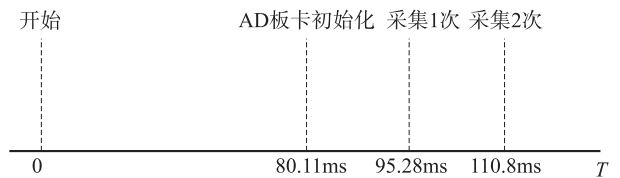


图 5 AD 板卡采集时间分解

Fig. 5 Time gathering of the A/D board analysis

软件处理过程中为了流程清晰和异常情况显示，地测软件还包含界面写屏。助推点火前为保证脱插脱落完毕又加入软件延时 300ms。统计时间见表 2（单位 ms）。

表 2 从解锁指令到发出助推点火流程时间分解表

Tab. 2 The process between the unlock order to the fire order

	第 1 次	第 2 次	第 3 次	第 4 次
解锁发出后	203.7	204	203	204
AD 采集后	517	481.8	444	445
写屏后	625.6	582	545	546
点火发出前 300ms	739.7	675	638	639
点火发出	1046.8	1017.5	938	940
点火撤销	1270.9	1173	1135	1137

数据显示解锁指令与助推发动机点火指令之间确实存在约 1.1s 的时间差。该时间差直接造成了飞行失败。

### 2.2 因碰撞造成飞行初始状态异常

某型靶弹产品飞试过程中，按照指挥员口令按下发控设备界面中“发射”按钮后，脱落插头正常弹出，但挂在发射车架上。靶弹在助推发动机点火后离轨，脱落插头与弹体后段翼面发生碰撞，导致离轨后，弹体初始状态异常。

## 3 改进措施

### 3.1 改善延时

将  $T_0$  到助推点火的延时减小到 200ms 内。具体实施方案为：将原来发解锁指令、判断解锁是否成功之间的串行工作方式改为并行工作方式，在发出解锁指令的同时开始判断是否解锁成功。减少 AD 板卡初始化时间，在解锁指令发出前提前进行初始化，同时减少判断 AD 电压的次数。发控流程更改后进行多次测试，分别采用软件计时和示波器测试两种方式进行了对比，示波器测试与

软件计时基本吻合,即发控软件发出解锁指令到发出助推点火之间的时间小于0.07s,即使发控系统软件运行时间误差,发控软件发出解锁指令到发出助推点火之间的时间增加到0.1s仍能保证满足发射时序要求。更改后解锁指令与助推点火指令时序关系见图6。

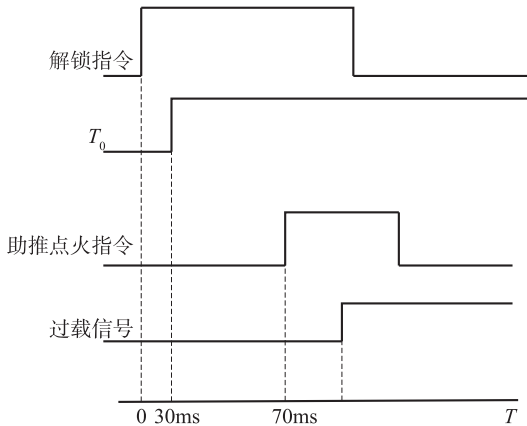


图6 更改后解锁指令与助推点火指令时序关系

Fig. 6 The relation of unlock order and fire order after modification

修改发控流程后,经反复测量可以保证发出助推点火指令与发出解锁指令满足条件。测试结果见表3。

表3 从解锁指令到发出助推点火流程时间测试结果

Tab. 3 The result of the test between the unlock order to the fire order

	第1次	第2次
解锁指令发出后	0	0
发助推点火指令	67.6ms	68.5ms

修改完毕后,飞行中的过载值见图7(单位 $g$ )。

### 3.2 改进结构

对发射架的结构进行更改,在脱落插头的下方打孔,保证脱落插头分离后,可以完全掉落到

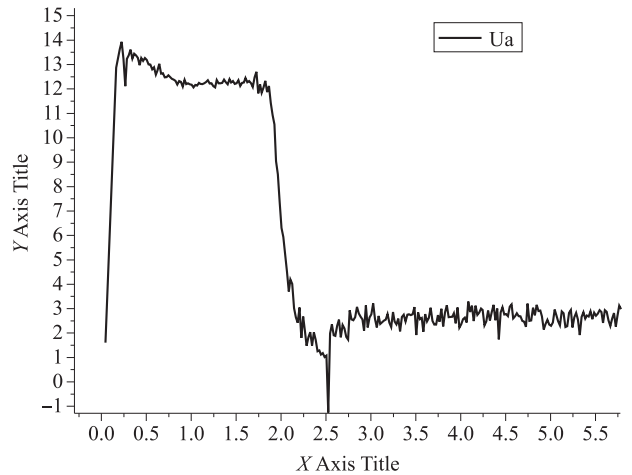


图7 修改后靶弹敏感加速度信号

Fig. 7 The acceleration signal of the missile after modification

发射架下,并在架下对脱落插头进行保护,改进完毕后,进行了多个射向、高度的插头脱落试验。试验证明该方法可行。

## 4 结论

本文详细地介绍了电脱落插头对全弹发射流程的影响和可能出现的问题,对于问题产生的原因进行了深入的分析,并提出了解决方案。该解决方案受实际条件限制并不是最好的解决方案。因此在设计的初期就需要对该问题进行仔细的考虑,最优的方案是保证飞行零点与弹体运动时刻一致。

### 参考文献

- [1] 周旦辉,李鹏,杜江. 靶弹系统发展的某些新特点[J]. 现代防御技术. 2007, 35(2): 27-30.
- [2] 易文俊,王中原,钱吉胜,宋成俊. 导弹模型的靶道试验技术研究[J]. 南京理工大学学报. 2007, 31(5): 537-540.
- [3] 陈云霞,康锐,孙宇峰. 导弹飞控系统可靠性仿真研究[J]. 航空学报. 2004, 25(3): 242-247.