

高速飞行器低空级间分离时统方案研究

邹凯¹, 王锦锋¹, 朱孟龙², 王健康¹

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘要: 飞行器与助推火箭在低空、高速环境下同时执行整流罩抛罩与级间分离时, 高动压造成干扰流场建立时间短、气动干扰力大、飞行器姿态角变化迅速, 导致飞行器与火箭分离后维持姿态稳定可控的时间窗口仅有数十毫秒, 火箭在级间分离时刻需要向飞行器发送高精度时统指令, 以保证飞行器在可控的时间窗口内起控; 基于异步 RS-422 通信时统指令与分离连接器短路环时统指令, 设计了冗余的高精度级间分离时统方案, 并在 422 时统指令中加入纠错标志以解决通信误码或丢帧引起的时统误差问题, 相较常规的行程开关或短路环时统装置具有更高的时统精度、更强的容错能力与可测试性; 通过地面试验与飞行试验, 验证了时统方案满足时统精度要求。

关键词: 级间分离; 高速飞行器; RS-422; 短路环; 时统

Study on Time Synchronization of High-Speed Aircraft Low Altitude Stage Separation

ZOU Kai¹, WANG Jinfeng¹, ZHU Menglong², WANG Jiankang¹

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Aerospace and Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: When the aircraft and the booster rocket simultaneously perform fairing throw and separation stage at low altitude and high speed, high dynamic pressure results in short establishment time of interference flow field, large aerodynamic force interference and rapid change of aircraft attitude angle, as a result, the time for the aircraft to maintain attitude stable and controllable after separation with the rocket is only tens of milliseconds, the rocket needs to send the instruction of high-precision time synchronization to the aircraft at the time of stage separation to ensure that the aircraft can start and control within a controllable time; Based on asynchronous RS-422 communication time series instruction and separation connector break-wire switch time series instruction, a redundant stage separation time synchronization scheme is designed, and the error of correction mark is added to the 422 time synchronization system instruction to solve the problem of time synchronization accuracy reduction caused by communication error or frame loss, compared with the conventional travel switch or break-wire switch time system device, it has higher time synchronization accuracy, stronger fault tolerance and testability; Through ground test and flight test verification, the time series scheme meets the accuracy requirements of time synchronization.

Keywords: stage separation; high speed aircraft; RS-422; break-wire switch; time synchronization

0 引言

当前国内外已经开展了多次高速飞行器飞行试验, 在试验中常用助推火箭将飞行器推送至预定的级间分离窗口, 随后打开火箭整流罩, 释放整流罩内部的飞行器, 执行级间分离。其中, 整流罩抛罩与级间分离通常由火箭发起, 为保证级间分离后飞行器在可控的时间窗口内起控, 并维持姿态稳定, 飞行器需要接收火箭发送的时统指令, 以确定起控时刻。

常规航天器的级间分离通常在大气稀薄的临近空间或大气层外完成, 如洲际飞行器、卫星以及部分试验类飞行器^[1-3], 分离点的椭圆高度均在 110 km 以上, 在分离后飞行器几乎不受气动力的干扰, 动压接近于 0, 且部分飞行器采用静稳定气动布局, 在无控状态下能维持数秒至数十秒

的姿态稳定, 对于级间分离时统指令的精度要求相对较低。

近年来, 科学研究类高速飞行器趋向于在大气稠密的低空进行级间分离, 其典型的分离高度在 45 km 以下, 动压在 30 kPa 以上, 且普遍为无整流罩气动布局或采用在高度 45 km 以上提前将整流罩抛掉的方式, 以避免低空抛罩对飞行器姿态的扰动^[4-9]。此种级间分离方式对于时统精度提出了较高的要求, 原因如下:

1) 在低空高速飞行状态下, 干扰流场建立时间短, 仅为毫秒级别, 且动压大, 导致飞行器所承受的气动力大^[9];

2) 随着小型化、集成化技术的不断发展, 飞行器重量更轻、转动惯量更小, 导致姿态角变化的时间尺度更小^[12];

3) 为提高升阻比与飞行性能, 飞行器通常采用静不稳定气动布局, 在无控状态下姿态失稳的时间更短^[13]。

收稿日期: 2022-03-28; 修回日期: 2022-05-07。

作者简介: 邹凯(1989-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 硕士, 工程师, 主要从事航天器航电综合方向的研究。

引用格式: 邹凯, 王锦锋, 朱孟龙, 等. 高速飞行器低空级间分离时统方案研究[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(7): 226-232, 240.

因此, 此类飞行器与助推火箭级间分离对时统精度的要求较高^[14], 例如某高速飞行器在分离后可控的时间窗口仅有 150 ms^[15]。

而乘波体高速飞行器在低空、大动压环境下同时执行整流罩抛罩与级间分离, 在技术研究和工程实现领域尚属首次。在低空高速飞行条件下, 动压约为 30 kPa, 整流罩打开后气动干扰流场会以毫秒级的时间尺度建立, 对飞行器姿态产生很大的扰动, 因此在与火箭分离后, 飞行器可控的时间窗口仅有数十毫秒, 对时统精度提出了更高的要求。

目前, 航空航天飞行器普遍采用行程开关或分离连接器短路环等机械开关装置传递级间分离时统指令^[16-21]。此类装置依靠机械运动产生的电触发信号作为时统指令, 当环境温度、振动与供电电压等条件变化时, 装置内部的弹簧推力、活动机构之间的滑动摩擦力与电磁分离力会发生变化, 使活动机构的相对运动速度发生变化, 导致传递时统指令的延迟时间尺度在数十毫秒至数百毫秒量级变化, 难以提供毫秒级的时统精度。此外, 在飞行器与火箭装配对接后, 无法测试此类机械开关装置功能的完好性, 对时统指令传递的可靠性产生影响。

本文针对乘波体高速飞行器与助推火箭在低空大动压环境下同时执行整流罩抛罩与级间分离后, 飞行器可控的时间窗口短, 对时统指令精度要求高的特点, 开展高精度级间分离时统方案的研究, 解决现有的时统装置无法保证飞行器在可控的时间窗口内起控的问题。

1 系统结构及原理

1.1 设计依据

根据气动流场仿真结果, 飞行器与火箭的级间分离动作时刻如下。

- 0 ms: 级间分离零时刻, 火箭驱动处于闭合状态的左半与右半整流罩打开;
- 145 ms: 飞行器与火箭的结构固连装置断开, 随后分离弹簧推动飞行器与火箭快速拉开距离;
- 165 ms: 由整流罩开罩及火箭前端面对接支架引起的干扰流场脱离飞行器的空气舵面, 飞行器在此时刻才具备起控条件;
- 210 ms: 飞行器需要在此时刻前起控, 否则姿态可能超出可控范围。

因此, 飞行器在与火箭级间分离后, 维持姿态稳定可控的时间窗口仅有 45 ms。

通过气动流场仿真得到的级间分离时序如图 1 所示。

1.2 时统装置硬件构成及工作原理

由于异步 RS-422 通信受到温度、振动与供电变化的影响极小, 且在飞行器与火箭装配对接后仍具有可测试性, 具备传递高精度时统指令的条件^[22], 但通信过程中存在误码与丢帧的问题, 会影响时统精度, 需要解决。

本文设计了具有纠错功能的 RS-422 通信时统指令(以下简称“422 时统指令”)与分离连接器短路环时统指令(以下简称“短路环时统指令”)冗余的级间分离时统方案,

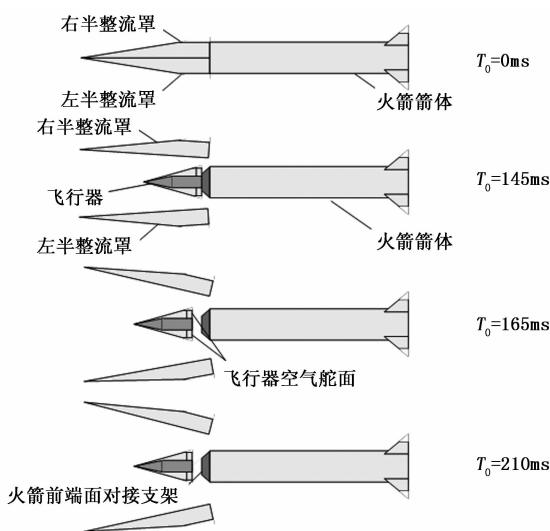


图 1 级间分离时序设计依据

其硬件装置包含:

- 位于火箭一侧的分离连接器插头(内部设有电磁解锁装置和解锁拉杆)、火箭飞控计算机、解锁电缆、拉绳与起爆电缆;
- 位于飞行器一侧的分离连接器插座(内部设有弹簧, 用于在插头与插座解锁后将插头弹出)与飞行器飞控计算机;
- 连接飞行器与火箭的分离螺栓、RS-422 通信电缆、短路环 1、短路环 2 与分离弹簧。

硬件装置组成如图 2 所示。

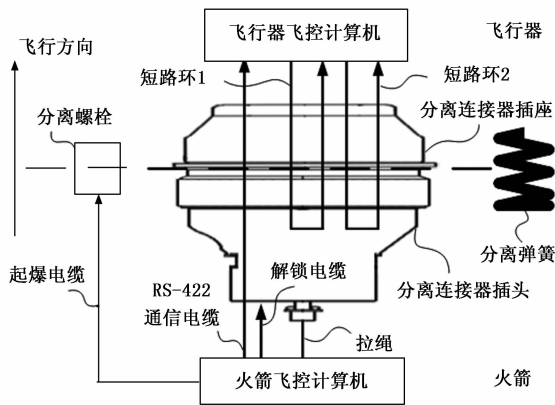


图 2 级间分离时统装置组成

在级间分离前, 火箭与飞行器通过分离螺栓刚性连接, 火箭飞控计算机通过起爆电缆与分离螺栓连接, 分离弹簧处于压缩状态, 分离连接器插座固定在飞行器上, 插头与插座插合, 火箭飞控计算机与飞行器飞控计算机使用穿过分离连接器的 RS-422 通信电缆通信。火箭飞控计算机通过解锁电缆驱动分离连接器插头中的电磁解锁装置。拉绳的一端固定在火箭箭体上, 另一端固定在分离连接器插头的解锁拉杆上, 处于绷紧的状态。短路环 1 与短路环 2 从飞行器飞控计算机的供电接口引出, 穿过分离连接器插座后进

入分离连接器插头并折返,再次穿过分离连接器插座后进入飞行器飞控计算机的采集接口。

在级间分离时刻,火箭飞控计算机首先驱动整流罩开罩,同时通过 RS-422 通信电缆向飞行器飞控计算机发送“422 时统指令”,随后通过解锁电缆驱动分离连接器插头中的电磁解锁装置产生磁力拉动拉杆向插头外侧移动,使分离连接器的插头与插座解锁,插头被插座中处于压缩状态的弹簧弹出,插头与插座分离。此时短路环 1 与短路环 2 断开,并由飞行器飞控计算机采集,作为“短路环时统指令”。根据工程经验,在对称飞行器与火箭分离时,需要尽量减少分离端面的连接机构,避免对飞行器的姿态产生影响,因此待分离连接器插头与插座的外壳分离后,火箭飞控计算机通过起爆电缆引爆分离螺栓,在分离螺栓断开后,通过分离弹簧的推动,飞行器与火箭分离快速拉开距离,以便使飞行器的空气舵面尽快脱离由火箭前端对接支架产生的干扰流场区域。若分离连接器插头中的电磁解锁装置失效,在分离螺栓断开后,火箭与飞行器沿飞行方向的相对位移迫使拉绳将拉杆拉出,此时分离连接器插头与插座解锁分离。

2 系统硬件设计

2.1 422 时统指令设计

由 RS-422 通信传输的原理可知,火箭向飞行器传输 422 时统指令时存在一定的延迟时间,由三部分组成:

1) 从火箭飞控计算机确定级间分离 0 时刻,至开始发送 422 时统指令数据帧,此延迟时间最短趋近于 0,最长为火箭飞控计算机软件的运行周期,在本文中软件的运行周期为 10 ms,因此延迟时间范围为 0~10 ms;

2) 从火箭飞控计算机开始发送 422 时统指令数据帧,至此数据帧全部存入飞行器飞控计算机串口数据接收缓冲区中,此延迟时间为固定值,与 422 时统指令数据帧的字节数和 RS-422 通信数据传输码速率有关,本文中 422 时统指令数据帧共包含 64 个字节,即 704 个比特位,传输码速率为 115 200 bps,因此延迟时间约为 7 ms;

3) 从飞行器飞控计算机开始读取串口数据接收缓冲区中的数据帧,至开始执行飞行控制律的软件定时延迟,此延迟时间最短趋近于 0,最长为飞行器飞控计算机软件的运行周期,本文中软件的运行周期为 5 ms,因此延迟时间范围为 0~5 ms。

以上 3 个延迟时间之和为 422 时统指令传输的延迟时间,最短为 7 ms,最长为 22 ms。因此,422 时统指令传输延迟时间的变化范围为 15 ms,即时统精度为 15 ms,满足飞行器在可控的时间窗口 45 ms 内起控的精度要求。在飞控计算机硬件性能存在余量的条件下,通过降低飞控软件的运行周期,可以降低指令传输延迟时间的变化范围,从而获得更高的时统精度。

为解决由于误码或丢帧导致飞行器获取时统指令推迟,造成时统精度降低的问题,在时统指令数据帧中分别设置

“分离状态”与“起控延时标志”两个字节,在飞行器飞控计算机软件中,设置与“起控延时标志”对应的“起控倒计时时间”,指令内容与对应关系参见表 1。

表 1 422 时统指令内容与对应关系

422 时统指令数据帧序号	火箭发送数据帧		飞行器接收后计算
	分离状态	起控延时标志	起控倒计时时间
未分离	0x00	0	—
分离序号 1	0xFF	1	C_{422}
分离序号 2	0xFF	2	$C_{422} - T_{422}$
分离序号 3	0xFF	3	$C_{422} - 2 \times T_{422}$
...
分离序号 n	0xFF	n	$C_{422} - (n - 1) \times T_{422}$
...
分离序号 255	0xFF	255	$C_{422} - (255 - 1) \times T_{422}$

表 1 中各参数说明如下:

1) “分离状态”由火箭向飞行器发送,在级间分离开始前为“0x00”,开始后变为“0xFF”;

2) “起控延时标志”由火箭向飞行器发送,在级间分离开始前为 0,开始后随每帧 422 时统指令数据帧增加 1,由 1 开始,逐渐累加至 255,用正整数 n 表示;

3) “起控倒计时时间”中, C_{422} 为飞行器飞控计算机从接收到“分离序号”为 1 的 422 时统指令至起控的软件倒计时时间,通过地面试验的结果设计与计算获得; T_{422} 为火箭飞控计算机发送 422 时统指令数据帧的周期。

在级间分离过程中,若前几个 422 时统指令数据帧出现误码或丢帧,飞行器飞控计算机可通过后续正确的数据帧获得“分离状态”与“起控延时标志”,通过计算得到正确的“起控倒计时时间”,从而消除由于 RS-422 通信误码或丢帧造成的时统误差增大,保证飞行器在可控的时间窗口内起控。

2.2 短路环时统指令延迟时间测量

本文选用航天电器研制的 YF43-54 型分离连接器,外观如图 3 所示,外壳为不锈钢材质,表面为导电状态。



图 3 分离连接器插头(左)与插座(右)

在分离连接器插头与插座分离的过程中,短路环与 RS-422 通信通路先断开,插头与插座的外壳后分离。由于该过程存在机械运动,从火箭飞控计算机驱动电磁解锁装置至短路环断开的延迟时间变化范围相对于毫秒级时统精度要求较大,需要测量。

本文设计了一套分离连接器短路环及外壳断开延迟时间测量装置,包含有机玻璃支架、水平振动台、多路输出电源与4通道示波器。分离连接器插座通过螺钉固定在支架上,支架通过螺钉固定在水平振动台上,分离连接器插头插在插座上,支架可以保证分离连接器的外壳与振动台的台面之间绝缘。

电源分别对分离连接器的电磁解锁装置、短路环1、短路环2与插座外壳供电,在电源与电磁解锁装置之间串联1只开关,用于控制电磁解锁装置的供电状态。通过电阻对电源进行分压后,使用示波器分别采集电磁解锁装置的通电时间与短路环1、短路环2、插头外壳的断电时间,等效得到从火箭飞控计算机驱动电磁解锁装置至两路短路环断开、插头与插座外壳分离的延迟时间。

测量装置的电气连接关系如图4所示。

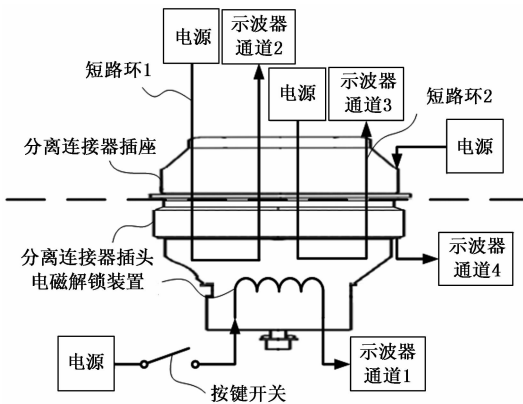


图4 短路环断开延迟时间测量装置电气连接关系

影响短路环断开、插头与插座外壳分离延迟时间的条件包括以下三项。

1) 振动方向:沿分离连接器不同方向的振动将导致插头与插座之间的滑动摩擦力大小发生变化,由于插座中弹簧的推力固定,使插头与插座的相对运动速度不同,造成延迟时间不同。在测量时通过调节支架在振动台的安装方向,分别沿分离连接器的轴向与侧向施加振动,以覆盖实际飞行过程中级间分离时刻的振动方向;

2) 振动量级:振动量级的不同将导致插头与插座之间的滑动摩擦力大小发生变化,由于插座中弹簧的推力固定,使插头与插座的相对运动速度不同,造成延迟时间不同。在测量时通过调节振动台的振动量级,分别设置无振动、振动总均方根加速度为 $g_{rms} = 8.14 g$ 和 $g_{rms} = 11.52 g$ 三种状态,以覆盖实际飞行过程中级间分离时刻的振动量级;

3) 电磁解锁装置供电电压:电磁解锁装置供电电压的不同将导致解锁拉杆受到的磁拉力发生变化,使解锁拉杆的运动速度不同,造成插头与插座分离的延迟时间不同,在测量时通过调节电源的输出电压,分别设置为 25 V、26 V、28 V 与 31 V,以覆盖实际飞行过程中的供电电压。

将以上条件组合得到 24 种测量状态,每个状态重复测量 3 次,共获得 72 组数据,统计后得到如下结论:

1) 在同一次分离测试中,两路短路环断开的时间差小

于 6 ms;

2) 从按键开关驱动电磁解锁装置至两路短路环全部断开的延迟时间,最短为 20 ms,最长为 85 ms (最长时间出现的条件为 25 V 解锁电压下侧向最高振动量级),按照 3 σ 统计,参照 20~61 ms 设计;

3) 从按键开关驱动电磁解锁装置至插头与插座外壳分离的延迟时间,最短为 34 ms,最长为 110 ms (最长时间出现的条件为 25 V 解锁电压下侧向最高振动量级),按照 3 σ 统计,参照不长于 91 ms 设计。

综上,短路环时统指令在供电电压较低与侧向高振动量级的环境条件下,传输的延迟时间将大幅延长,作为时统指令时不满足时间精度要求。因此,将 422 时统指令作为主份时统指令,将短路环时统指令作为备份时统指令。

3 级间分离时序设计

根据级间分离设计的输入条件,设计级间分离步骤如下:

1) 在级间分离 0 时刻,火箭飞控计算机驱动整流罩开罩,同时持续向飞行器飞控计算机发送 422 时统指令;

2) 火箭飞控计算机通过解锁电缆驱动分离连接器插头的电磁解锁装置;

3) 飞行器飞控计算机持续接收并判断 422 时统指令,当首次接收到“分离状态”有效的时统指令时,进入步骤 4,当未接收到正确的时统指令或“分离状态”无效时,进入步骤 5;

4) 飞行器飞控计算机根据首次接收到 422 时统指令中的“起控延时标志”确定“起控倒计时时间”,开始 422 时统指令起控倒计时,之后进入步骤 8;

5) 飞行器飞控计算机采集短路环 1 与短路环 2 的状态,若全部断开,则进入步骤 6,否则返回步骤 3;

6) 飞行器飞控计算机判断两路短路环断开的持续时间是否满足阈值,若满足,则进入步骤 7,否则返回步骤 3;

7) 飞行器飞控计算机开始短路环时统指令起控倒计时;

8) 火箭飞控计算机通过起爆电缆引爆分离螺栓;

9) 分离螺栓断开,火箭与飞行器分离;

10) 飞行器飞控计算机在起控倒计时结束时刻起控。

级间分离流程如图 5 所示。

根据级间分离时序设计依据与时统指令传输延迟时间测量结果,调整火箭与飞行器飞控计算机软件中各步骤的执行时刻,设计级间分离时序如图 6 所示。

图 6 中各符号的定义与时间关系说明如下:

1) D_{122} :火箭发送的 422 时统指令数据帧通信传输的延迟时间,参照 2.1 小节,范围为 7~22 ms;

2) D_{D10} :从火箭飞控计算机驱动电磁解锁装置至短路环断开的延迟时间,参照 2.2 小节,范围为 20~61 ms;

3) D_{SB} :从火箭飞控计算机驱动电磁解锁装置至分离连接器插头与插座外壳分离的延迟时间,参照 2.2 小节,不长于 91 ms;

4) D_{BB} :从火箭飞控计算机引爆分离螺栓至分离螺栓断

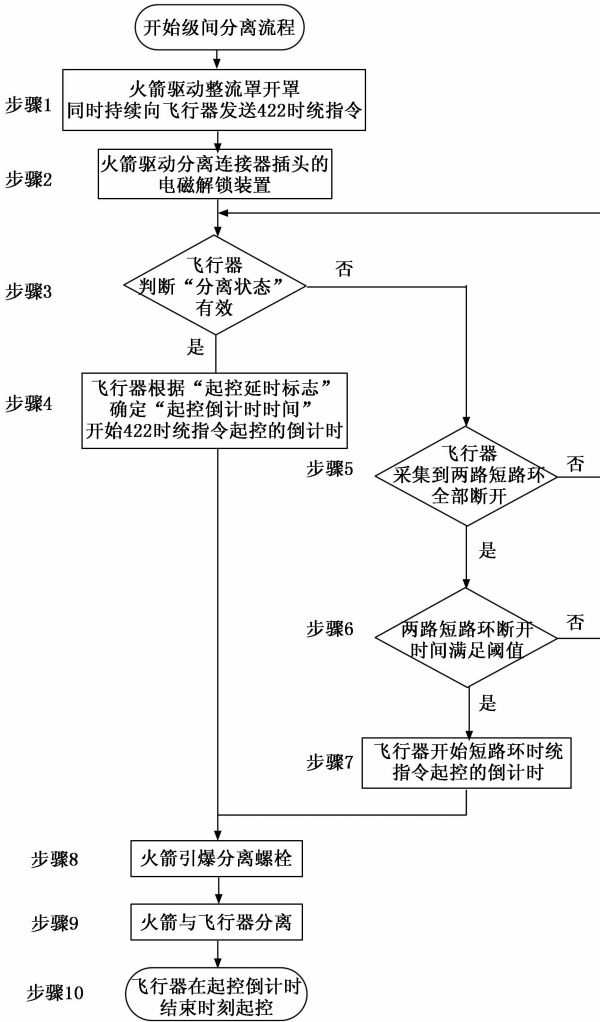


图 5 级间分离流程

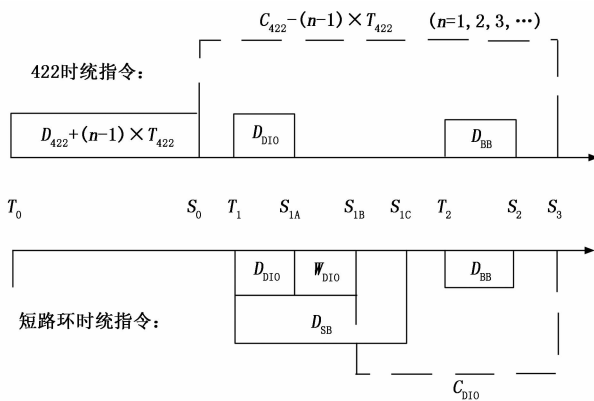


图 6 级间分离时序

开的延迟时间，参照分离螺栓厂家的数据，范围为 2.92 ~ 5.58 ms；

5) C_{422} ：参照表 1，在飞行器飞控计算机软件中设定为 160 ms；

6) C_{D10} ：使用短路环时统指令时，从飞行器飞控计算机确定两路短路环可靠断开，至起控的倒计时时间，在飞行

器飞控计算机软件中设定为 76 ms；

7) T_{422} ：参照表 1，在火箭飞控计算机软件中设定为 10 ms；

8) n ：参照表 1，起控延时标志；

9) W_{D10} ：飞行器飞控计算机判断短路环可靠断开的时间阈值，设定为检测到断开状态持续 50 ms，认为短路环可靠断开；

10) T_0 ：级间分离 0 时刻，火箭飞控计算机驱动整流罩开罩，并向飞行器飞控计算机连续发送 422 时统指令；

11) S_0 ：飞行器飞控计算机接收到第一个正确 422 时统指令的时刻，并开始起控倒计时，由于 422 通信可能存在误码或丢帧的情况，即未正确收到前 $n-1$ 个 422 时统指令数据帧，则 $S_0 = D_{422} + (n-1) \times T_{422}$ ；

12) T_1 ：火箭飞控计算机通过解锁电缆驱动分离连接器插头中电磁解锁装置的时刻，在火箭飞控计算机软件中设定为级间分离 20 ms 时刻；

13) S_{1A} ：飞行器飞控计算机采集到短路环 1 与短路环 2 全部断开的时刻， $S_{1A} = T_1 + D_{D10}$ ，范围为 40~81 ms；

14) S_{1B} ：短路环断开时间满足阈值，短路环时统指令有效的时刻， $S_{1B} = S_{1A} + W_{D10}$ ，范围为 90~131 ms；

15) S_{1C} ：分离连接器插头与插座外壳分离的时刻， $S_{1C} = T_1 + D_{SB}$ ，范围为 ≥ 111 ms；

16) T_2 ：火箭飞控计算机通过起爆电缆引爆分离螺栓的时刻，在火箭飞控计算机软件中设定为级间分离 140 ms 时刻；

17) S_2 ：分离螺栓断开时刻， $S_2 = T_2 + D_{BB}$ ，范围为 142.92~145.58 ms；

18) S_3 ：飞行器起控时刻，若使用 422 时统指令， $S_3 = D_{422} + C_{422}$ ，范围为 167~182 ms；若使用短路环时统指令， $S_3 = S_{1B} + C_{D10}$ ，范围为 166~207 ms。

计算结果表明，设计的级间分离时序满足飞行器在可控时间窗口内起控的要求。

4 实验结果与分析

4.1 地面试验

为验证 422 时统指令与短路环时统指令精度是否满足设计要求，在地面试验中使用示波器对火箭 T_0 时刻与飞行器 S_0 时刻辅助进行时统测量。

在测试 422 时统指令时，将火箭飞控计算机的 1 路开关量输出通道设置为在 T_0 时刻由低电平变为高电平，经过分压电阻后连接示波器的通道 1；将飞行器飞控计算机的 1 路开关量输出通道设置为在 S_0 时刻由低电平变为高电平，经过分压电阻后连接示波器的通道 2；

在试验中，可以通过火箭飞控计算机输出数据获取的时刻包括 T_0 、 T_1 与 T_2 ，可以通过飞行器飞控计算机输出数据获取的时刻包括 S_0 、 S_{1A} 、 S_{1B} 与 S_3 ；分离螺栓断开时刻 S_2 可以通过飞行器的近场冲击传感器测量冲击峰值时刻获得。分离连接器插头与插座外壳分离时刻 S_{1C} 使用示波器辅助测量：将插座的外壳与飞行器舱壁进行绝缘处理后，

连接隔离电源的正极,插头的外壳经过电阻分压后连接示波器的通道3,电源的负极与示波器的测量地连接,在外壳分离时刻示波器可以检测到插头的供电断开,即 S_{1C} 时刻。地面试验结果如表2所示。

表2 地面试验422时统指令时序 ms

时间	测量或计算方式	设计范围	结果
T_0	示波器	0	0
S_0	示波器	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	13
T_1	火箭飞控	20	20
S_{1A}	飞行器飞控	40~81	41
S_{1B}	飞行器飞控	90~131	91
S_{1C}	示波器	≥ 111	79
T_2	火箭飞控	140	140
S_2	飞行器传感器	142.92~145.58	143.1
S_3	飞行器飞控	422时统167~182	173
D_{422}	$S_0 - T_0$	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	13
D_{DIO}	$S_{1A} - T_1$	20~61	21
D_{SB}	$S_{1C} - T_1$	≥ 91	59
D_{BB}	$S_2 - T_2$	2.92~5.58	3.1
C_{422}	$S_3 - S_0 + (n-1)\times T_{422}$	160	160
C_{DIO}	$S_3 - S_{1B}$	76	—
T_{422}	飞行器飞控	10	10
n	飞行器飞控	正整数	1
W_{DIO}	$S_{1B} - S_{1A}$	50	50

由表2可知,飞行器的起控时刻为级间分离173 ms时刻,满足在167 ms时刻至182 ms时刻之间的设计要求。

在测试短路环时统指令时,需要断开422时统指令通路。相较422时统指令地面试验,将飞行器飞控计算机连接示波器通道2的开关量输出通道调整为在 S_{1A} 时刻由低电平变为高电平,其他测量通道不变。本轮试验出于成本考虑,未安装分离螺栓。地面试验结果如表3所示。

由表3可知,在无飞行振动环境条件下,飞行器的起控时刻为级间分离171 ms时刻,满足在166 ms时刻至207 ms时刻之间的设计要求,而振动环境条件在整机地面试验中的实施难度较大,因此不进行短路环时统指令精度测量。

随后,模拟火箭飞控计算机发出错误的时统指令,测试飞行器飞控计算机对指令的响应情况如下:

- 1) 当422时统指令中的“分离状态”与“起控延时标志”存在1~2项错误时,飞行器飞控计算机不响应指令;
- 2) 当两路短路环未全部断开或连续断开时间不足50 ms的阈值时,飞行器飞控计算机不响应指令;
- 3) 飞行器飞控计算机以先接收到的正确时统指令作为起控倒计时的时统指令。

经过验证,飞行器飞控计算机对各种错误时统指令的响应结果满足设计要求,能够实现有效的识别与纠错。

4.2 飞行试验

在飞行试验中,由于无法使用示波器测量火箭与飞行器的相对时间关系,以火箭冲击传感器与飞行器冲击传感器同时采集到火箭发动机点火冲击的峰值时刻作为时统标

表3 地面试验短路环时统指令时序 ms

时间	测量或计算方式	设计范围	结果
T_0	示波器	0	0
S_0	飞行器飞控	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	—
T_1	火箭飞控	20	20
S_{1A}	示波器	40~81	45
S_{1B}	飞行器飞控	90~131	95
S_{1C}	示波器	≥ 111	87
T_2	火箭飞控	140	140
S_2	—	142.92~145.58	—
S_3	飞行器飞控	短路环时统166~207	171
D_{422}	$S_0 - T_0$	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	—
D_{DIO}	$S_{1A} - T_1$	20~61	25
D_{SB}	$S_{1C} - T_1$	≥ 91	67
D_{BB}	$S_2 - T_2$	2.92~5.58	—
C_{422}	$S_3 - S_0 + (n-1)\times T_{422}$	160	—
C_{DIO}	$S_3 - S_{1B}$	76	76
T_{422}	飞行器飞控	10	—
n	飞行器飞控	正整数	—
W_{DIO}	$S_{1B} - S_{1A}$	50	50

志,推算出 T_0 与 S_0 之间的时间关系。本轮试验无法测量分离连接器插头与插座外壳分离的时刻。飞行试验的级间分离时序测量结果如表4所示。

表4 飞行试验级间分离时序 ms

时刻	测量或计算方式	设计范围	结果
T_0	火箭传感器	0	0
S_0	飞行器传感器	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	15
T_1	火箭飞控	20	20
S_{1A}	飞行器飞控	40~81	48
S_{1B}	飞行器飞控	90~131	98
S_{1C}	—	≥ 111	—
T_2	火箭飞控	140	140
S_2	飞行器传感器	142.92~145.58	145.3
S_3	飞行器飞控	422时统167~182	175
D_{422}	$S_0 - T_0$	$(7\sim 22)+(n-1)\times 10$	15
D_{DIO}	$S_{1A} - T_1$	20~61	28
D_{SB}	$S_{1C} - T_1$	≥ 91	—
D_{BB}	$S_2 - T_2$	2.92~5.58	5.3
C_{422}	$S_3 - S_0 + (n-1)\times T_{422}$	160	160
C_{DIO}	$S_3 - S_{1B}$	76	—
T_{422}	飞行器飞控	10	10
n	飞行器飞控	正整数	1
W_{DIO}	$S_{1B} - S_{1A}$	50	50

由表4可知,飞行器的起控时刻为级间分离175 ms时刻,满足设计要求。

对级间分离阶段飞行器的姿态角与1号舵机数据进行分析,评估飞行器的姿态稳定性与起控时间。

将 T_0 作为0时刻,在0~300 ms之间飞行器的俯仰角、滚转角、1号舵机指令角度与反馈角度变化如图7所示。气

动干扰流场在火箭飞控计算机驱动整流罩开罩后的 10 ms 内作用在飞行器机体上, 此时刻虽然 1 号舵机指令角度为 0° , 但舵面在流场的作用下开始抖动, 使 1 号舵机反馈角度在 $-0.16^\circ \sim 0.16^\circ$ 之间变化; 随后, 飞行器与无整流罩火箭组合体的滚转角由 0° 减小至 -1.42° ; 在与火箭分离后, 飞行器的滚转角降至最小值 -1.52° , 随后逐渐增大至 0.91° ; 俯仰角全程由 3.49° 逐渐增大至 5.28° 。

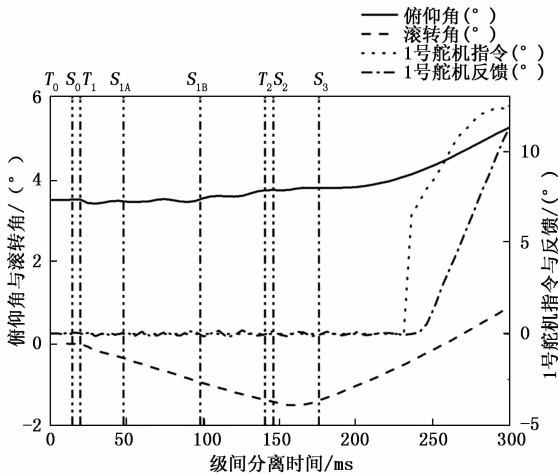


图 7 级间分离 0~300 ms 姿态角与舵机角度

飞行器飞控计算机的起控标志在 175 ms (S_3) 时刻变为起控状态, 飞行控制律介入, 由于采用比例-微分控制方式, 加入了对滚转角与滚转角速度变化趋势的判断, 而在 175~235 ms 之间, 飞控控制律认为飞行器姿态稳定, 因此 1 号舵机指令为 0° ; 在 235 ms 时刻, 飞控计算机认为飞行器滚转角即将超过 0° , 立刻发出 1 号舵机指令。

以 T_0 作为 0 时刻, 在 0~7 s 之间, 飞行器的俯仰角、滚转角、1 号舵机指令角度与反馈角度变化如图 8 所示。飞行器与火箭分离后, 俯仰角在 0.145~0.40 s 之间由 3.73° 增大到 6.11° , 并在 1.30 s 时刻稳定至 3.67° 。滚转角在 1.60 s 时刻减小至 -1.52° , 随后在 0.81 s 时刻增大到 9.80° , 并在 5.69 s 时刻恢复至稳定值 0.19° 。

通过飞行试验, 验证了级间分离时统方案保证了飞行器在可控的时间窗口内起控, 并在级间分离后使飞行器维持姿态稳定。

5 结束语

针对本文设计的级间分离时统方案, 结论如下:

- 1) 通过地面试验与飞行试验, 验证了 422 时统指令可以对通信传输过程中的丢帧与误码进行纠错, 并保证飞行器在可控的时间窗口内起控;
- 2) 在高振动量级的飞行环境下使用短路环时统指令时, 起控时间存在一定概率超出可控的时间窗口, 因此, 当 422 时统指令失效, 依靠短路环时统指令进行时统时, 增加了飞行器姿态失控的风险, 在后续的方案设计中需要改进;
- 3) 本文设计的时统方案经过飞行试验考核, 时统精度满足设计要求, RS-422 通信接口在飞控计算机中的应用非

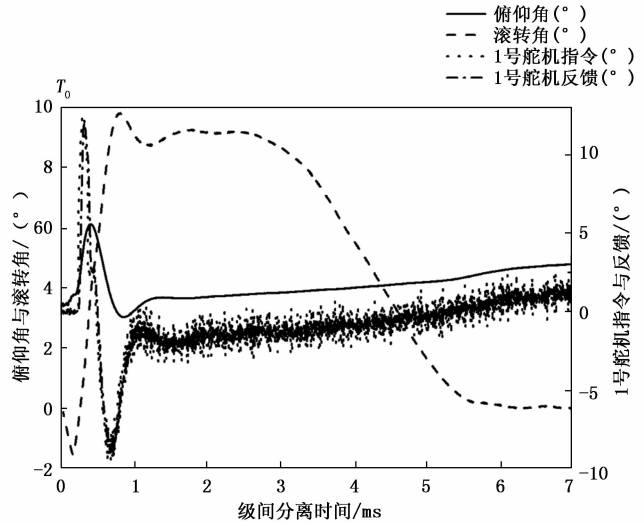


图 8 级间分离 0~7 s 姿态角与舵机角度

常广泛, 因此无需对飞控计算机的硬件进行修改, 即可提高级间分离的时统精度, 满足乘波体高速飞行器低空级间分离的时统精度要求。

参考文献:

- [1] 周建兴, 余文学. HIFiRE 项目进展概述及其飞行试验特点分析 [J]. 战术导弹技术, 2015, (6): 11-20.
- [2] 邓帆, 尘军, 谢峰, 等. 基于超燃冲压发动机的 HIFiRE 项目飞行试验研究进展 [J]. 航空动力学报, 2018, 33 (3): 683-695.
- [3] 甄华萍, 蒋崇文. 高速技术验证飞行器 HTV-2 综述 [J]. 飞航导弹, 2013, 43 (6): 7-13.
- [4] SMART M K, SURAWEEERA M V. HIFiRE 7-development of a 3-D scramjet for flight testing [R]. Bremen: AIAA, 2009.
- [5] REUBUSH D E. Hyper-X stage separation-background and status [R]. Norfolk: AIAA, 1999.
- [6] LIEVER P A, HABCHI S D, ENGELUND W C, et al. Stage separation analysis of the X-43A research vehicle [R]. Providence, RI: AIAA, 2004.
- [7] IVEY W N, LEWIS M. Astronautics and aeronautics: a chronology, 2001-2005 [EB/OL]. [2022-05-07]. NASA SP-2010-4031, February 2010. <https://history.nasa.gov/sp4031.pdf>.
- [8] 张海林, 周林, 高少杰, 等. 美国 X-51A 飞行器发展分析 [J]. 飞航导弹, 2014, 44 (9): 35-38.
- [9] HANK J M, MURPHY J S, MUTZMAN R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program [R]. Dayton: AIAA, 2008.
- [10] LI S G, GAO B, WU Z N. Time history of regular to mach reflection transition in strady supersonic [J], Journal of Fluid Mechanics, 2011, 682: 160-184.
- [11] 邓俊, 刘燕, 斌张勇. 面向控制的可变形乘波体概念设计与分析 [J]. 航天控制, 2012, 30 (6): 13-19.

(下转第 240 页)