



# 月地高速再入返回飞行器信息系统设计与实现

程慧霞, 杜颖, 张亚航\*, 裴楠, 穆强, 郭坚, 袁珺, 崔帆, 白崇延

北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094

\* E-mail: zhangyahang@163.com

收稿日期: 2015-01-03; 接受日期: 2015-01-23

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

**摘要** 探月三期月地高速再入返回飞行器由服务舱和返回器 2 个舱段组成, 信息系统复杂, 首先对信息系统的任务进行了分析, 在此基础上提出了 2 层拓扑总线的互联方案、器内多子网自识别路由设计方案、链路层分层方案, 脉冲调制编码(PCM)数据体制与高级在轨系统(AOS)数据体制统一设计方案, 实现了多信源、多舱段信息管理与融合, 提高了上行带宽利用率、器内数据路由和下行遥测灵活性和易扩展性, 满足了飞行任务复杂工作模式下的需求, 在轨飞行结果表明信息系统满足需求.

**关键词**  
月地返回  
高速再入  
信息系统

## 1 引言

当前, 航天器上的设备正朝着智能化、复杂化方向发展, 使得航天器需要处理和传输的信息量日益增加, 信息系统设计日益复杂. 如何规划和设计航天器信息流, 以提高信息处理和传输的效率和可靠性, 同时对信道资源和信息处理资源进行优化配置, 显得越来越重要. 嫦娥系列探测器对信息系统和综合电子的设计要求尤为严格<sup>[1~3]</sup>.

月地高速再入返回飞行器(以下简称飞行器)是我国首次深空再入返回的航天器. 飞行器由服务舱和返回器组成. 由长征三号丙改 II 型运载火箭发射入轨后, 以舱器组合体模式运行, 经过发射段、地月转移段、球近旁转向段、月地转移段, 在距离地面高度 5000 km 处, 服务舱与返回器分离, 飞行器转入单舱/器运行模式. 服务舱进行规避机动后继续执行拓展任务, 返回器采用半弹道跳跃式方式着陆在内蒙古四子王旗.

信息系统是飞行器的关键系统之一, 作为飞行器的信息中枢, 完成飞行器的在轨及再入返回过程整器的运行调度和综合信息处理, 对器上各个任务运行进行高效可靠的管理和控制, 监视整器状态, 协调整器的工作, 对各分系统进行管理和数据处理, 实现星上信息统一处理和共享, 同时完成器地上下行数据交互等任务.

本文在对飞行器信息系统进行任务分析的基础上, 介绍了飞行器信息系统设计与实现情况.

## 2 飞行器信息系统任务分析

月地高速再入返回任务中, 采用了双平台并行运行的系统方案, 服务舱和返回器既可以联合工作, 又可以独立运行, 需要飞行器信息系统具有舱器组合体和舱器独立两种工作模式.

月地高速再入返回任务对飞行器信息系统的需求数如下.

**引用格式:** 程慧霞, 杜颖, 张亚航, 等. 月地高速再入返回飞行器信息系统设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 239–248  
Cheng H X, Du Y, Zhang Y H, et al. Design and realization of information system in the circumlunar return and reentry spacecraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 239–248, doi: 10.1360/N092014-00464

- 1) 舱器组合体工作模式下,服务舱接收地面指令,下传遥测数据,同时向返回器转发地面各类遥控指令和注入数据,接收返回器的遥测数据,并下传到地面;
- 2) 舱器组合体工作模式下,服务舱向返回器提供姿态基准信息,用于返回器惯性测量单元的标定,标定结果在返回器存储后,通过服务舱下传到地面;
- 3) 飞行试验任务工程数据(返回器制导导航与控制(GNC)及工参数据)的可靠存储及传输;
- 4) 服务舱各类源包数据和相机图像数据的采集、存储和下传。

### 3 飞行器信息系统设计

针对飞行器两种不同工作模式,采用了二级拓

扑总线设计,服务舱/返回器内部和器间均通过1553B总线进行通信,其中服务舱中央处理单元作为组合体1553B总线的总线控制器(BC),返回器综合管理单元作为返回器1553B总线的BC,其余智能单元均为远程终端(RT),服务舱1553B总线为一级总线;返回器1553B总线为二级总线,返回器综合管理单元同时作为一级总线的远置终端和二级总线的BC,实现舱器间信息交互,服务舱一级总线与返回器综合管理单元间设计了总线开关,确保舱器分离后,服务舱总线正常工作。

通过二级拓扑总线设计,确保了舱器联合和单独工作的稳定性和可靠性,同时提高了飞行器的可测试性。

其整体网络拓扑结构如图1所示。

信息系统主要交互的数据包括以下几点。

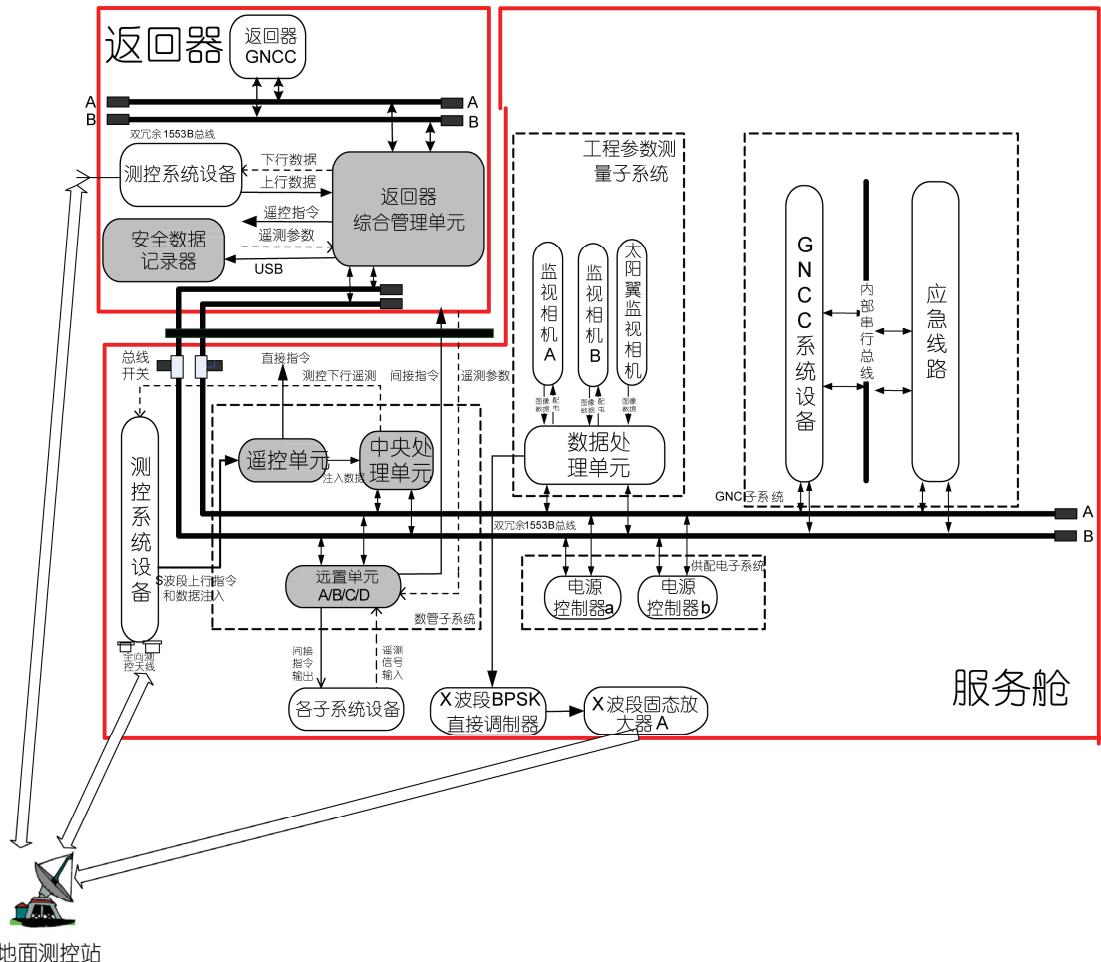


图1 (网络版彩图)飞行器网络拓扑结构图

- 1) 飞行器与地面交互的数据包括: 测控信道下行遥测数据, 测控信道上行指令及注入数据, 数传信道工程数据等;
- 2) 飞行器子网间交互的数据包括: 直接指令, 间接指令和注入数据, 遥测参数, 时间码数据, GNC 重要工程数据, 工程参数测量数据, 其他器间交换数据等;
- 3) 飞行器各子网内交互数据包括: 间接指令, 注入数据, 遥测数据, 重要数据保存与恢复, 分系统间交换数据, 时间码信息, 工程测量数据等.

### 3.1 器内多子网自识别路由设计

飞行器服务舱遥控和遥测采用了传统的脉冲调制编码(PCM)体制; 返回器为新研航天器, 采用了分包遥控<sup>[4~6]</sup>和高级在轨系统(AOS)遥测体制.

因此, 器内信息流转方案需兼容服务舱接口, 且能适应后续任务中网络拓扑结构扩展的需求. 为此, 本文提出用于多子网数据传输的自识别路由技术方案.

该方案中, 任意子网从地面接收的遥控数据, 可以通过子网选择和网络层路由机制转到其他子网的任意终端. 任意子网自身产生的遥测数据, 可以通过网络层路由机制和子网选择转到其他子网测控信道

下行.

通过多子网自识别路由技术, 实现了以下目的.

- 1) 服务舱子网、返回器子网的上行数据均可通过不同的上行通道接收数据, 可达到互为备份的目的;
- 2) 多子网网络数据传输协议实现了设计灵活的数据接口方式, 为器上各分系统设备提供灵活的数据下行手段.
- 3) 便于组合态向更复杂子网拓扑结构扩充, 适应后续任务.

图 2 为飞行器数据网路示意图.

本节剩余部分主要对典型的上行数据流转和下行数据流转进行介绍, 以说明器内多子网自识别技术. 由于这两个过程涵盖了器内终端自主产生的数据相互通信过程, 因此不对器内终端间相互通信单独介绍.

#### 3.1.1 多子网自识别路由上行过程

上行数据多子网自识别路由过程如下.

##### 1) 链路层流转过程

链路层链路选择控制在接收到完整的通信链路传输单元(CLTU)之后, 将执行以下步骤:

- (1) 根据帧头提取完整的数据帧, 放入帧处理/转

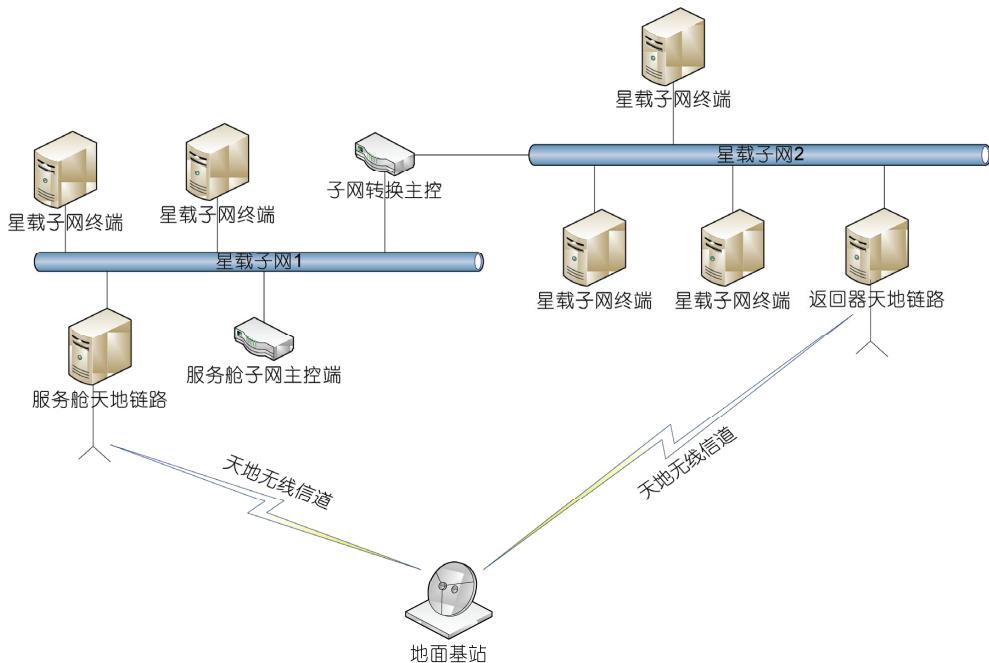


图 2 (网络版彩图) 飞行器两个子网结构示意

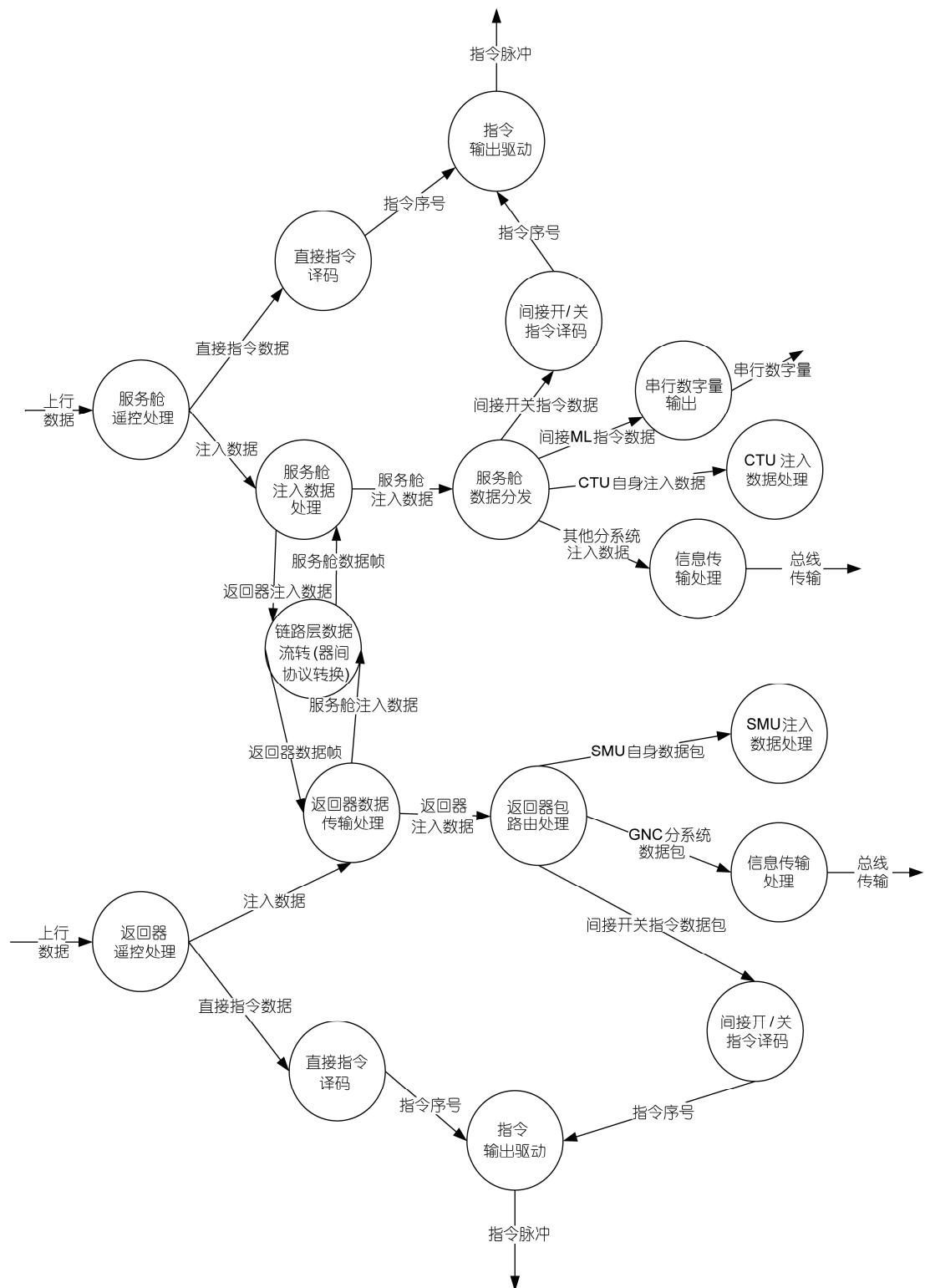


图 3 舱器组合体上行数据流图

发队列;

(2) 对每个帧，并根据帧头中的航天器标识(SCID)查找对应的子网

(3) 将该帧通过一级总线发送到对应子网的控制器；

(4) 重复步骤(2), (3), (4).

## 2) 网络层路由

子网 BC 在接收到完整的数据帧之后，将执行以下步骤：

(1) 对数据帧进行正确性校验；

(2) 从正确的数据帧中提取出完整的空间包<sup>[7]</sup>，

放入路由包队列；

(3) 从路由包队列队首提取空间包，并根据包头中的应用过程标识(APID)查找对应的子网终端；

(4) 将该包通过二级总线发送到对应子网终端；

(5) 重复步骤(2), (3), (4).

### 3.1.2 多子网自识别路由下行过程

下行数据多子网自识别路由过程如下。

#### 1) 网络层路由

子网 BC 在接收到完整的各个终端遥测数据之后，将执行以下步骤：

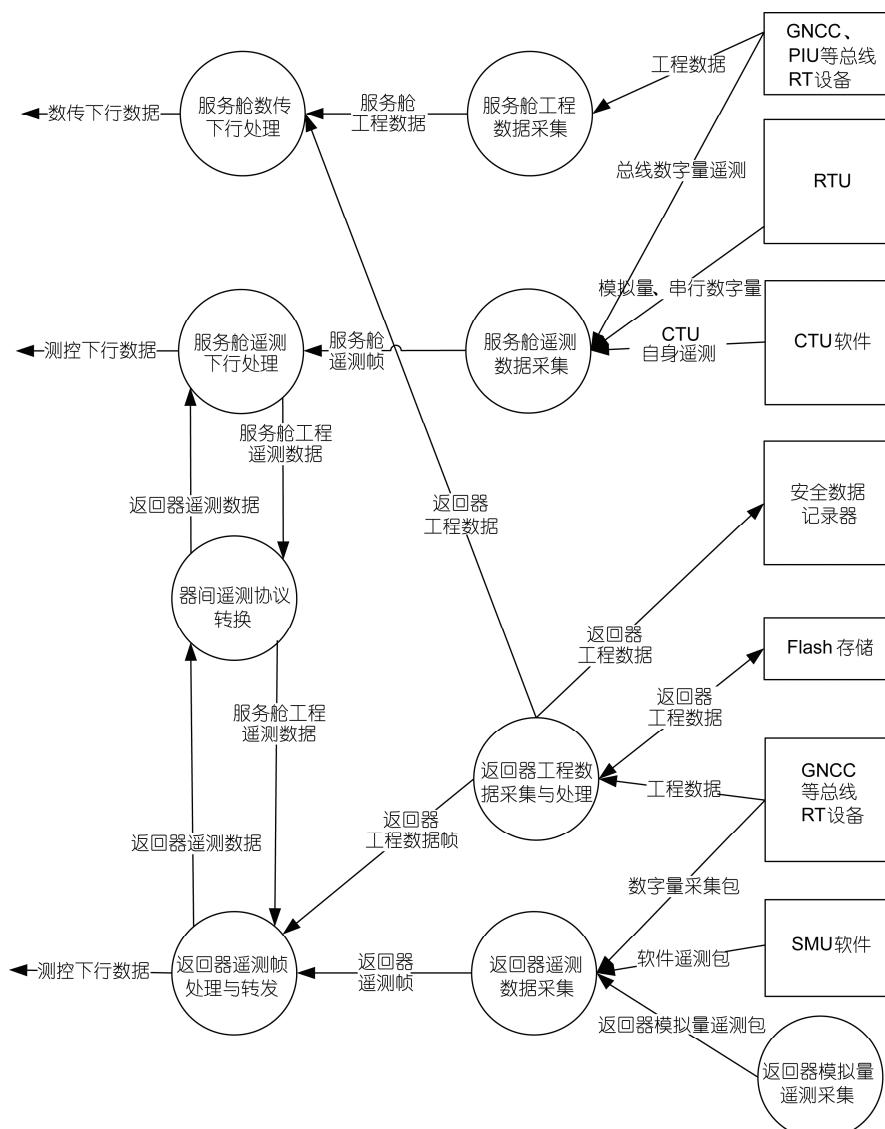


图 4 舱器组合体下行数据流图

(1) 通过二级总线接收的数据组成空间包，放入包路由队列；

(2) 从包路由队列队首提取空间包，组成遥测帧，生成差错校验；

## 2) 链路层流转过程

链路层链路选择控制在接收到完整的遥测帧之后：

(1) 将遥测帧队列提取遥测帧，通过一级总线发送到对应子网的星载子网控制器 BC；

(2) 如果是目的地是本子网，则放入帧下行队列；

(3) 合路所有遥测帧下行。

另外，对于突发遥测数据具备应急通道方案：此类数据的特点是在航天器生命周期内，大部分时间都不会产生，但一旦产生，则应尽快完成下传。

飞行器各子网内，突发下行数据传输的发起和回传过程相互独立，由不同的源端负责。其中传输发起指令可以由子网的主控终端或地面控制产生，而数据的回传由相应的远程终端负责，其一般流程如下。

1) 主控终端在向对应的远程终端发出取数指令后，就不再等待数据回传，转而进行其他常规工作；

2) 远程终端准备好数据后，向主控终端主动提出突发数据传输请求，完成该数据的回传。

3) 除此之外，远程终端也具备主动发起自身突发数据传输请求的能力。

图 5 为二级子网下行突发数据传输示意，可以看到，虽然飞行器中实际应用为两级子网，但如果后续任务中需将其扩展为三级子网甚至更多级子网，该方案可以兼容并适用。

## 3.2 遥控链路分层方案设计

飞行器服务舱的平台设备均继承嫦娥二号的设

计，遥控上行采用 PCM 遥控，飞行器返回器的设计，要兼容后续探测任务，遥控上行采用包遥控的设计，以下对这两种遥控方案的设计进行介绍。

服务舱遥控采用 PCM 遥控，遥控数据处理通常由遥控模块完成，具体处理流程如下。

1) 接收来自测控应答机的遥控视频信号，进行副载波解调，提取码位同步信号；

2) 对遥控帧进行地址同步字(ASW)的验证和方式字的识别，如果是数据帧，则进行循环冗余校验码(CRC)校验；

3) 根据方式字，遥控模块将生成直接开/关指令驱动输出至用户，对注入数据帧(包括间接指令和注入数据)校验正确后通过串行加载指令接口送往中央计算机。

遥控帧数据结构如下。

### 1) 遥控帧

指令帧和(注入)数据帧统称为遥控帧，通过方式字区分；其中数据帧的长度也通过方式字定义。

### 2) 指令帧

指令帧由卫星地址同步字、方式字和指令字组成，数据结构如表 1。

### 3) 数据帧

数据帧结构由卫星地址同步字、方式字、数据域和 CRC 校验组成，数据结构如表 2。

为了能够兼容器内多子网路由，以及易于将网络扩展以兼容后续任务等需求，飞行器的返回器采用分包遥控方案，同时为了兼顾可靠性，其直接指令采用 PCM 遥控格式。

分包遥控是以分包的方式进行数据分层动态管理，完成多信源多用户遥控数据传输<sup>[4]</sup>。空间数据系统资讯委员会(CCSDS)中的分层遥控标准建议书针

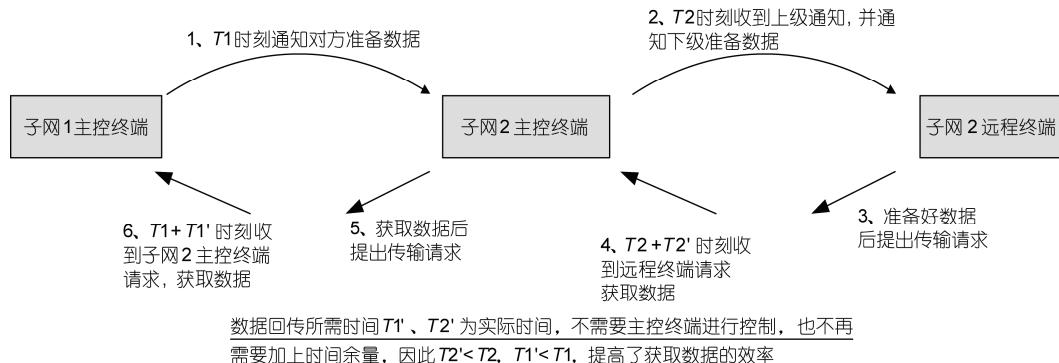


图 5 突发数据下行示意

**表 1 服务舱 PCM 遥控指令帧结构**

卫星地址同步字	方式字	指令字
16 bit	8 bit	固定长度(72 bit)

**表 2 服务舱 PCM 遥控数据帧结构**

卫星地址同步字	方式字	数据域	CRC 校验
16 bit	8 bit	5 种长度(最长 2048 bit)	16 bit

对空间任务而制定<sup>[5,6]</sup>, 尤其适用于地面至航天器上行链路传送速率相对较低、且任务本身具有中等以上复杂度的场景。

基于分包遥控方案的数据帧分层结构如图 6 所示。

本方案中, 遥控直接指令(指令帧)仍然采用 PCM 格式, 而数据帧采用分包遥控方式上行注入。飞行器分层遥控方案中处理流程如下:

- 1) 数据注入帧作为遥控模块的输入并由其处理, 解析出通信链路单元 CLTU;
- 2) CLTU 作为中央计算机的输入, 生成遥控帧;
- 3) 遥控帧作为遥控帧流转处理输入, 并由其根据 CCSDS TC 链路协议<sup>[5]</sup>和空间包协议<sup>[7]</sup>解析出空间包;
- 4) 中央计算机对空间包进行处理, 如果空间包的目的地址是本地, 则将空间包转给本地应用软件进行相关处理, 否则, 将空间包转发给相应分系统或单机。

由上面可以看到, 采用分包遥控方案之后, 数据

单元分层设计, 当需要将数据分发到多级子网时, 可以分别对不同层次的数据单元进行转发, 选择子网和数据路由, 从而实现多子网扩充, 满足再入返回任务复杂网络拓扑结构需求。

### 3.3 遥测链路自适应多级调度方案设计

PCM 遥测<sup>[8]</sup>下行方案最大的缺点是所有遥测参数下行频率基本固定, 难以动态调整, 在飞行器复杂的工作模式中, 尤其难以满足需求, 而 AOS 遥测方案虽然相对复杂<sup>[9,10]</sup>, 但是具备以下优势:

1) 遥测数据下行频率灵活可调;

2) 网络层空间包结构可与星内路由数据结构无缝统一, 便于数据流转。

飞行器 AOS 协议处理分层结构如图 7 所示。

除此之外, 飞行器在整个任务阶段有测控信道易于变化的特点和需求(其遥测码速率可以从 2000 变化到 16000 bps). 而一般航天器遥测方案中, 遥测码速率相对固定. 当遥测码速率发生变化时, 往往需要通过指令切换, 难以及时响应。

因此, 飞行器设计时, 提出了遥测码速率自适应多级调度算法. 以实现自动检测信道变化, 并根据信道大小动态调整遥测包调度频率的需求。

假设包信道用 pk 表示, 等待减计数为 w, 初始周期为 period, 遥测码速率自适应源包周期调度算法如表 3 所示。

遥测码速率自适应多级调度算法在充分利用带

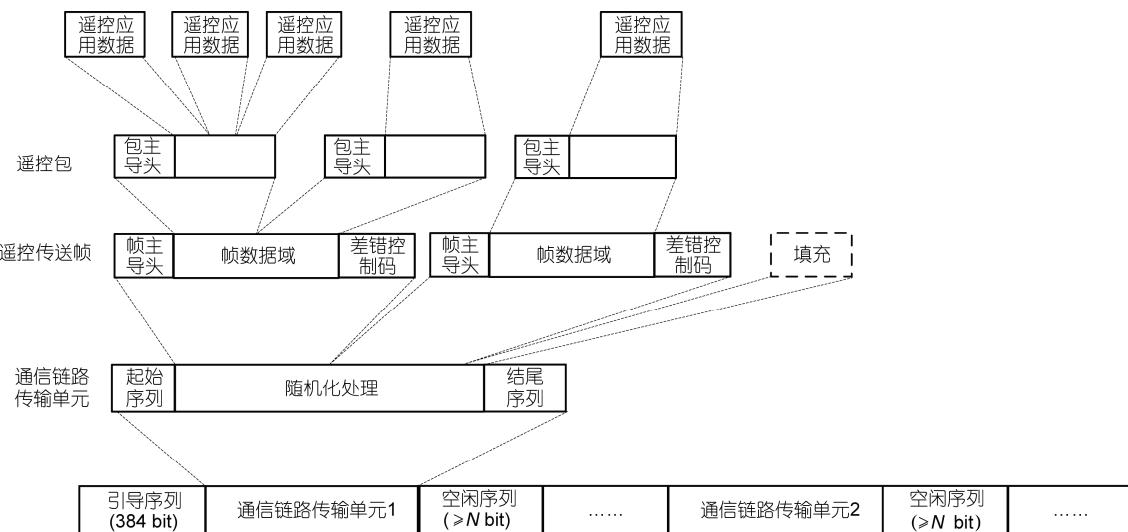


图 6 返回器分包遥控数据结构间关系

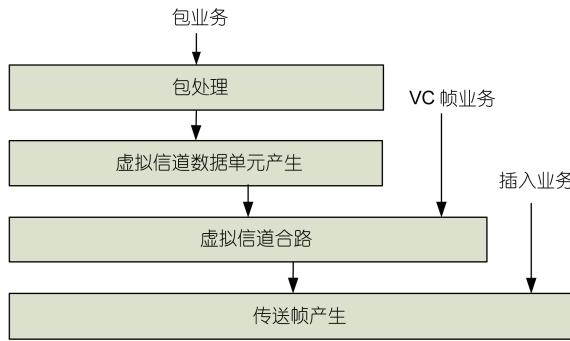


图 7 飞行器 AOS 协议处理分层结构

表 3 遥测码速率自适应源包周期调度算法

```

1: If 检测到帧下传周期
2:   for each 包信道 pk
3:     if pk.w>0
4:       等待减计数 pk.w-
5:     end if
6:   end for
7: end if
9: while 下行信道有空余/*此处通过检测下行信道调整组包速率*/
10: if 有 w==0 的包信道
11:   选择一个 pk 下行, 且重置该包等待减计数, 令 pk.w=
      pk.period
12: else if 有等待时间超过其等待周期 1/2 的包信道
13:   选择一个 pk 下行, 且重置该包等待减计数, 令 pk.w=
      pk.period
14: else if 有等待时间>=1 的包信道
15:   选择一个 pk 下行, 且重置该包等待减计数, 令 pk.w=
      pk.period
16: else
17:   break;
18: end while
  
```

宽的基础上, 能够灵活调整各个源包的下传频率, 根据权值自动选取有效数据下传.

## 4 性能分析

本节将对遥控上行传输效率、遥测下行传输效率和下行调度算法计算时间复杂度等方面进行分析.

### 4.1 遥控上行性能分析

飞行器遥控方案, 注入数据首次采用分包遥控, 相对于 PCM 遥控<sup>[8]</sup>, 除了其分层数据结构能适应多种网络拓扑之外, 其数据长度灵活可变.

对于典型的 PCM 遥控体制, 其一次遥控注入数据长度固定, 以嫦娥三号为例, 其长度为 16, 32, 64, 128 和 256 Byte.

假设有效指令长度  $N$  Byte,  $N \in [6, 256]$  且为任意数值的概率均等. 则发一条指令的情况下, PCM 方案下带宽平均有效利用率为:

$$E_{PCM}^{Tm} = \left( \sum_{N=6}^{16} \frac{N}{16} + \sum_{N=17}^{32} \frac{N}{32} + \sum_{N=33}^{64} \frac{N}{64} + \sum_{N=65}^{128} \frac{N}{128} + \sum_{N=129}^{256} \frac{N}{256} \right) \frac{1}{251} \approx 0.737.$$

根据本文 2.1 节, 而对于分包遥控下, 由于其注入长度随有效数据长度动态变化, 但是增加了 5 Byte 帧头, 其带宽利用率应为

$$E_{Tpk}^{Tm} = \left( \int_6^{251} \frac{N}{N+5} dN \right) \frac{1}{246} \approx 0.936.$$

由此可见, 采用本文中的分包遥控方案, 可以将有效数据注入提高 20% 以上, 且能够兼容更长的数据(例如再入返回飞行任务中, 一次最大注入长度为 512 Byte).

对于连续发多条指令的情况下, 每次遥控注入之间的间隔因系统设计差异而相差不一. 当在间隔相同的情况下, 本文中的分包遥控方案, 其有效注入仍然高于传统 PCM 遥控方案.

### 4.2 遥测下行传输性能分析

如本文 2.3 节所述, 本方案中采用了 AOS 分层下行方案, 并且制定了智能调度算法. 本节对其信道有效利用率和算法处理复杂度进行分析.

假设包头长度为  $Ph$ , 帧头长度为  $Fh$ , 帧长为  $Frame$ , 从带宽有效利用率来看, 对于 PCM 遥测

$$E_{PCM}^{Tm} = \frac{Frame - Fh_{PCM}}{Frame}. \quad (1)$$

而 AOS 遥测, 假设包长度  $N \in [Fh+1, Frame]$ , 且概率均等, 则有

$$E_{AOS}^{Tm} = 1 - \frac{\frac{Frame}{\text{AVG}(N)} \cdot Ph + Fh_{AOS}}{Frame}. \quad (2)$$

由于帧头长度  $Fh$  和包头  $Ph$  一般为固定值, 显然,  $Frame$  越大, 以上两者差距越小, 当  $Frame$  为 256 时, 有  $E_{PCM}^{Tm} \approx 0.984$ ,  $E_{AOS}^{Tm} \approx 0.931$ , 两者差距小于 6%, 对系统影响不大, 可以忽略.

从计算复杂度来说, PCM 遥测每次帧传输, 需组织固定长度的遥测, 因此时间复杂度应与帧长线性相关, 即

$$O(Frame) = Frame. \quad (3)$$

本方案的 AOS 遥测, 每次组帧前, 先要对包进行调度。假设卫星有  $N$  个包信道, 每个帧平均有 2~3 个包, 则根据表 3 中的源包调度算法, 其复杂度

$$O(N) = N + \frac{\text{Frame}}{\text{AVG}(N)} \times 3N. \quad (4)$$

根据方程式(3)和(4), 该算法时间复杂度与包信道总个数、包平均长度线性相关。而以探月三期飞行器来说, 其包信道个数理论上限为  $2^{11}$ , 实际使用不超过 200, 对于当今处理器速度来说, 不构成影响。

综上所述, 相对 PCM 遥测方案, 本方案复杂度有所上升, 且在下行信道需要增加额外的帧头, 包头等字段, 遥测信道有效利用率会有所下降。但是经过分析, 发现相对于 PCM 遥测方案, 本方案信道利用率基本相当, 计算复杂度两者相当, 对系统造成性能影响可以忽略。

然而本遥测方案带来的好处非常显著: 能够满足自动匹配多种码速率变化; 数据下行频率灵活可调等需求。对后续航天器设计有较大借鉴价值。

## 5 飞行结果

探月三期月地高速飞行器于 2014 年 10 月 24 日 02:00:04(北京时间, 下同)发射, 飞行约 1113 s 后, 于 02:18:37 完成器箭分离, 进入预定地月转移轨道。在经过 2 次中途修正、月球近旁转向后进入月地转移轨道, 于 2014 年 11 月 1 日 5:53:44 进行了服务舱与返回器分离, 返回器于 6:42 安全着陆, 整个任务过程为 8 d。

遥测数据表明, 信息系统在全部飞行工作模式和阶段下, 所有单机设备工作状态稳定, 分系统各项功能正确执行, 各软、硬件产品工作正常, 满足信息系统设计规范要求。飞行结果表明:

- 1) 各种实时遥测采集、格式的生成和发送均正确;
- 2) 不同遥测帧的切换及传输方式均正确;
- 3) 程控指令及自主发出的指令均正常;
- 4) 所有发送的遥控直接指令执行均正确;
- 5) 所有地面发送的遥控实时、延时间接指令及数据注入执行均正确;

- 6) 与各分系统的数据交换均正确;
- 7) 器上基准时间和校准校时功能正常, 满足器地时差指标要求;
- 8) 安全数据记录器功能正常;
- 9) 自主温控功能正常;
- 10) 各种遥测源包功能正常;
- 11) 器间通信功能正常。

信息系统通过协议、调度方式的合理设计, 利用有限的上下行信道, 完成了整器的数据管理、控制和监测, 并在两器(舱)工作模式下, 完成了器间信息的灵活、准确传输。信息系统在全任务过程中工作正常, 确保了飞行任务圆满成功, 验证了信息系统信息流设计的有效性和可靠性。

## 6 结论与展望

探月三期地月高速再入返回飞行任务在多方面对信息系统设计方案和各项指标进行了验证。分析结果和实际飞行结果表明:

- 1) 分包遥控上行提高了数据有效带宽利用率, 能够适应多种任务模式下的要求, 其装载的空间包能够与器内多子网识别路由模块无缝衔接;
- 2) 器内多子网自识别路由方案, 能够灵活、准确地将各种数据在器内流转, 满足组合态、分离态各种工作模式需求;
- 3) 遥测下行带宽自适应多级调度方案, 能够适应各种工作模式下带宽动态变化需求, 满足将各种数据下传频率灵活调整需求, 其下行效率满足任务需求。

随着技术的进步, 一次深空探测任务完成多种目标的任务形式越来越多, 多器组合、多模式运行的任务形式将给器上信息系统设计带来更大的挑战。面对多子网、多组合模式及异构数据组织体制的复杂信息系统, 开展更加高效、灵活的器上数据组织机制研究, 将带动航天器信息系统设计技术的进步; 除此之外, 开展复用技术研究<sup>[11]</sup>, 确保经过验证的模块能够完整、正确复用到新任务中, 将促进信息系统设计的标准化并可有效提高工程实现效率。

## 参考文献

- 1 陈建新, 张志, 王磊, 等. 嫦娥三号巡视器综合电子系统的设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 450–460

- 2 叶培建, 彭兢. 深空探测与我国深空探测展望. 中国工程科学, 2006, 8: 13–18
- 3 张猛, 孟林智, 黄江川, 等. 基于多级控制结构的嫦娥卫星高可靠电子信息体制设计与实现. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 739–747
- 4 张亚航, 赵思阳, 何熊文. 基于传统遥控体制的分包遥控方案设计. 飞行器测控学报, 2012, 31: 81–85
- 5 TC Space Data Link Protocol. Recommendation for Space Data System Standards, CCSDS 232.0-B-1. Blue Book. Issue 1. Washington DC: CCSDS, 2003
- 6 TC Synchronization and Channel Coding. Recommendation for Space Data System Standards, CCSDS 231.0-B-2. Blue Book. Issue 2. Washington DC: CCSDS, 2010
- 7 Space Packet Protocol. Recommendation for Space Data System Standards, CCSDS 133.0-B-1. Issue 1. Washington DC: CCSDS, 2003
- 8 谭维炽, 顾莹琪. 空间数据系统. 北京: 中国科学技术出版社, 2004
- 9 张亚航, 袁珺, 郭坚. 一种基于构件的可重配置通用星载遥测软件设计. 航天器工程, 2013, 22: 62–67
- 10 AOS Data Link Protocol. Recommendation for Space Data System Standards, CCSDS 732.0-B-2. Blue Book. Issue 1. Washington DC: CCSDS, 2006
- 11 Guo J, Zheng X H, Zhang Y H. Produce Space Software from Software Factory. IAC-13,D3,3,12. 2013

## Design and realization of information system in the circumlunar return and reentry spacecraft

CHENG HuiXia, DU Ying, ZHANG YaHang, PEI Nan, MU Qiang, GUO Jian, YUAN Jun, CUI Fan & BAI ChongYan

*Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China*

The circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program is composed of the service cabin and the reentry cabin, which has a complex information system. The mission of the information system is first analyzed in this article. The two-layer-topology bus liaison solution, the multi sub-nets auto-recognition router, the delamination of the link layer, and the combination of the PCM data system and AOS data system were brought forward based on the analysis. The special design of the information system realizes the management and combination of data from multiple sources and cabins, augments the utilization ratio of the remote control bandwidth, the flexibility and expansibility of the data router within the probe as well as the data transmission between the probe and facilities on earth. Thus, this design satisfies the needs of all the complex work modes of this flying mission. The result of the actual flying experiment attests to the assumption. This article explains the design and the implementation of the information system.

**circumlunar return, reentry, information system**

doi: 10.1360/N092014-00464