

一种构建天地一体化网络的航天器信息系统设计方法

唐亮¹ 王敏琪² 盛佳敏¹ 黄春华¹ 刘辉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, 201109)

摘要: 随着航天技术的发展, 天地间数据交互容量、实时性等需求不断凸显。传统航天器信息系统基于 1553B 总线或 RS422, LVDS 等硬线直连架构传输数据, 传输速率最多只能达到 1 Mb/s 或 100 Mb/s, 已无法满足大容量数据实时传输的需求。本文提出一种新的系统设计方法, 将地面成熟的 1 000 Mb/s/10 Gb/s 以太网技术应用到航天器中, 构建天地一体化通信网, 在天地间无线链路传输总带宽允许的情况下, 较大程度提高天地间数据传输速率, 同时有效减少星上电缆网配套数量, 进而减轻飞行器重量。本文所提方法正在国内某大型组合式航天器设计中应用, 可为后续航天器数传设计提供参考。

关键词: 航天器; 信息系统; 一体化通信网

中图分类号: V19

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2018)S1-0001-05

Design Method of Spacecraft Information System Based on Integrated Network of Satellite and Earth

TANG Liang¹, WANG Minqi², SHENG Jiamin¹, HUANG Chunhua¹, LIU Hui¹

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

2. Shanghai Aerospace Electronic Technology Institute, Shanghai, 201109, China)

Abstract: With the development of spaceflight technology, the demands of data exchange capacity and real time between satellite and earth are more and more prominent. The traditional spacecraft information system is based on 1553B bus or RS422 and LVDS, and transmits data at most at 1 Mb/s or 100 Mb/s, which cannot meet the requirement of real-time data transmission. In this paper, a new system design method is proposed. The method applies the mature 1 000 Mb/s/10 Gb/s Ethernet technology to the spacecraft to construct the integrated communication network, greatly improve the data transmission rate and reduce the weight of onboard cables when the total bandwidth of wireless link is allowed. The method has been successfully applied in a large combined spacecraft mission, and can be a reference for the future spacecraft data transmission system design.

Key words: spacecraft; information system; integrated communication network

随着航天技术的发展, 一方面, 航天器载荷的数量和复杂度逐步增加(可重构、多功能、在轨可按需接入平台、可定期更换); 另一方面, 航天器间相互配合以完成大型任务的需求迫切, 多个航天器多次对接组合、分离独立, 器间星际组网通信的工作模式逐步增多。上述多方面的发展都带来有效数据传输容量需求的大幅增加。然而, 传统航天器信息系统通常采用基于 1553B 总线或 RS422、低电

压差分信号(Low-voltage differential signaling, LVDS)等硬线直连传输的架构, 1553B 总线传输方式为半双工, 传输带宽仅为 1 Mb/s; RS422, LVDS 等传输方式可将带宽提高至不超过 10 Mb/s, 100 Mb/s, 且多台单机硬线直连, 连接的电缆会带来较多重量负担。基于当前地面商业通信中 1 000 Mb/s 甚至是 10 Gb/s 以太网通信技术已成熟应用, 考虑将其应用到航天器设计中, 构建

收稿日期: 2018-03-23; 修订日期: 2018-05-30

通信作者: 唐亮, 男, 工程师, E-mail: tl_ht805@163.com。

引用格式: 唐亮, 王敏琪, 盛佳敏, 等. 一种构建天地一体化网络的航天器信息系统设计方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(S1): 1-5. TANG Liang, WANG Minqi, SHENG Jiamin, et al. Design method of spacecraft information system based on integrated network of satellite and earth[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(S1): 1-5.

基于以太网的天地一体化通信网络,在天地间无线链路传输总带宽允许的情况下,可较大程度发挥以太网的优势,提高天地数据传输速率,同时有效减少星上电缆网配套数量,进而减轻飞行器重量。

本文在航天器数据传输新的需求下,提出了一种基于天地一体化通信网架构的信息系统设计方法,从整体系统架构、星上信息系统、地面处理系统、天地传输协议等方面开展了设计。

1 系统架构设计

天地一体化网络是将以太网应用到飞行器中,搭建星上通信局域网,使得星上各单机间可以采用网络协议进行高速通信,同时,将协议进行包装转换,使其满足天地间传输规范^[1-4],进而将星上局域网与地面已有的局域网连接在一起,形成融合的一个通信网络,实现天地间双向数据传输。天地一体化网络的信息系统架构如图1所示。

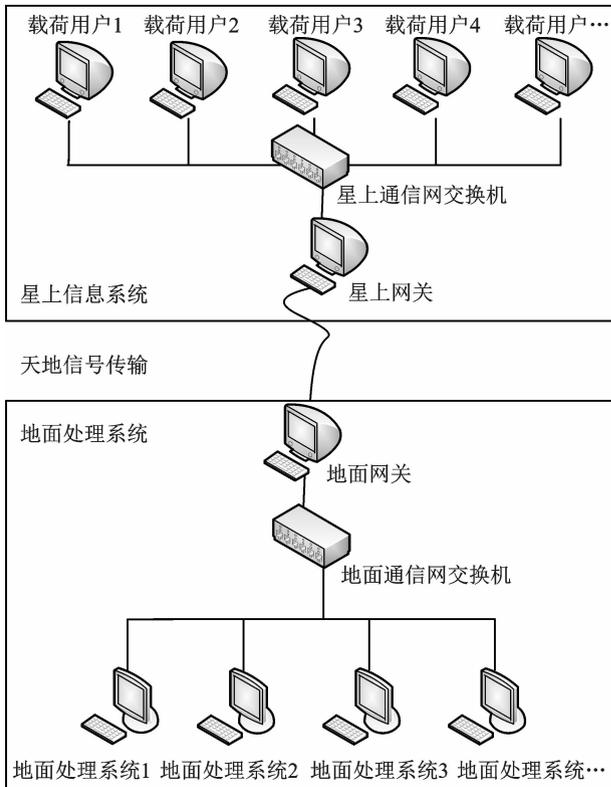


图1 系统架构设计

Fig. 1 System architecture design

2 星上信息系统

2.1 信息系统设计

基于以太网传输的飞行器信息系统设计如图2所示。

系统主要由以太网顶层交换机、以太网接入

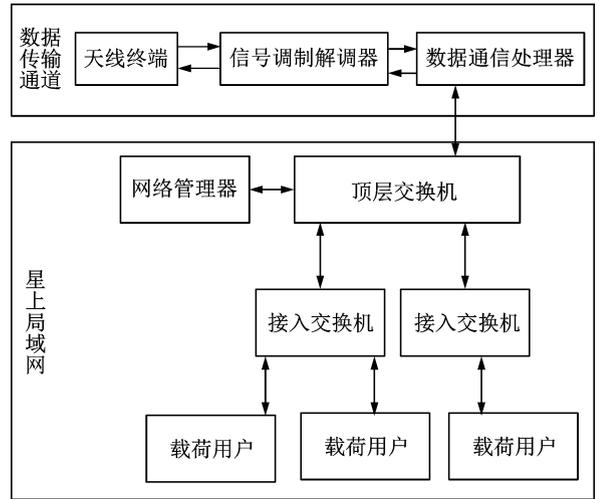


图2 信息系统设计

Fig. 2 Information system design

交换机、网络管理器、数据通信处理器、信号调制解调器、天线终端等组成。由顶层交换机、接入交换机、网络管理器搭建星上局域网,有数据传输需求的用户可通过接入交换机连入以太网中,进而实现该局域网内用户间的数据交换;由数据通信处理器、信号调制器、天线终端搭建天地间数据传输通道。

数据通信处理器接入星上局域网,并作为该网的网关,需要向地面下传的数据由其接收并按天地无线链路传输的格式要求进行打包,打包后的数据通过信号调制器及天线终端后以电磁波的形式向空间辐射。同时,通过传输通道接收的地面上行数据经数据通信处理器解调、拆包后送入局域网,依据不同的目的IP地址将数据发送至相应的用户终端。

此外,在载荷数量多、实时性要求相差大的情况下,数据通信处理器还具备基于信道和优先级相结合的调度策略进行数据调度。

2.2 数据处理流程

数据传输多采用Ka频段,调制方式为QPSK/SQPSK/8PSK,编码方式为卷积/RS+卷积/低密度奇偶校验码(Low density parity check code, LDPC),天地间通信带宽受通信链路余量约束,基于当前系统各设备的性能指标,单通道数据传输速率一般可达600 Mb/s(编码前)。

基带数据处理流程主要包括上行和下行,上行处理流程如图3所示。其中:



图3 上行数据处理流程

Fig. 3 Uplink data processing flow

(1) 同步识别。发送端在每个编码传输帧前附加同步字形成物理层比特流,接收端通过同步字实现帧同步。同步字一般为 1ACFFC1D。

(2) 解扰。对编码传输帧进行解扰处理,为了避免全“0”、全“1”长码出现,解扰后进行分接,伪随机化生成多项式 $h(x) = x_8 + x_7 + x_5 + x_3 + 1$,对每个传输帧开始加扰时移位寄存器状态置为全“1”。

(3) 译码。依据不同的编码方式(卷积/RS+卷积/LDPC 等)进行相应的译码。

下行处理流程如图 4 所示。其中:

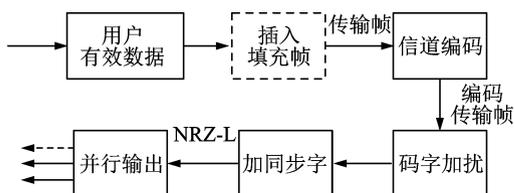


图 4 下行数据处理流程

Fig. 4 Downlink data processing flow

(1) 插入填充帧。当下行无有效传输帧时,发送端需产生填充传输帧插入物理信道以维持同步。

(2) 信道编码。按需对传输帧进行多种编码,推荐使用 LDPC 编码方式。

(3) 码字加扰。对编码后传输帧进行加扰,扰码序列的生成多项式、逻辑图和初始值详见国军标《中继卫星系统低密度奇偶校验编码技术要求》^[5]。

(4) 加同步字。发送端为每个编码传输帧前附加同步字形成物理层比特流,同步字一般为 1ACFFC1D。

3 地面处理系统

基于以太网传输的地面处理系统设计如图 5 所示。

地面处理系统由天线、微波网络、开关矩阵、上下变频器、调制解调设备、数据处理分发设备、交换机、信号监测设备组成。

天线用于无线信号的接收和发送;微波网络用于对信号功率放大、耦合分路监测、信号滤波调理;开关矩阵用于通道切换、功率衰减调整;上下变频器用于信号频率转换;调制解调设备用于完成多种方式(QPSK/SQPSK/8PSK 等)的信号处理;数据处理分发设备用于完成数据格式转换,将上行网络数据包转换成满足天地间传输要求的包格式,将下行传输数据包拆包得到标准网

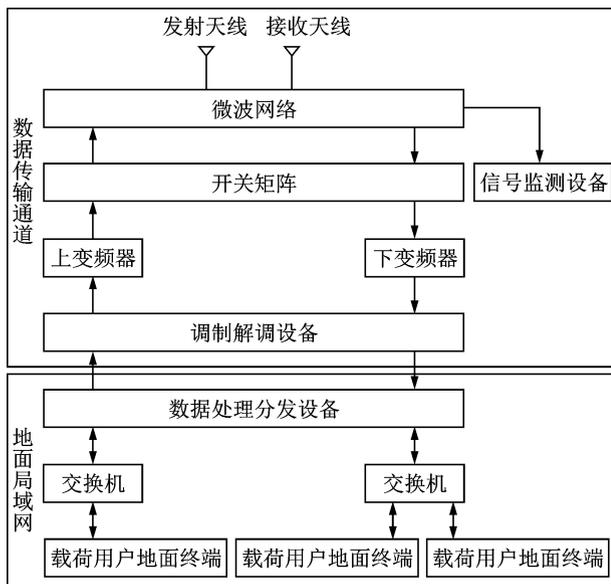


图 5 地面处理系统

Fig. 5 Ground processing system

络数据包,进而通过地面交换机完成地面局域网内的数据分发。

4 天地传输协议

由于以太网一般采用 TCP/IP,UDP/IP 传输协议,天地间数据传输多按照空间数据系统咨询委员会 CCSDS 制定的高级在轨系统(Advanced orbiting system, AOS)规范进行传输,构建天地一体化通信网时,为满足上述两者的要求,采用 IP over CCSDS 协议方式^[6-10]进行传输,即将两者结合,星上用户间、地面用户间仍使用 UDP/IP 网络传输协议,天地间数据传输时将 IP 包嵌套在 CCSDS AOS 格式数据域中,以满足天地传输要求。天地间协议的转换则由星上数据通信处理器和地面数据处理分发设备完成。天地数据传输协议处理过程如图 6 所示。

4.1 信道访问数据单元 CADU

CADU 帧格式如表 1 所示。

帧格式各字段定义如下:

- (1) 帧长。1 024 B。
- (2) 同步字。1ACFFC1D。
- (3) 版本号。“01”。
- (4) 航天器标志符。SCID(8 bit)。
- (5) 虚拟信道标志 VCID(6 bits)。按数据类型分配不同的虚拟信道,并可对其进行优先级设置。
- (6) 虚拟信道帧计数。除填充帧外,为每个虚拟信道上产生的传输帧独立按顺序编号,数值为 $0 \sim 2^{24} - 1$;不对填充帧进行计数。

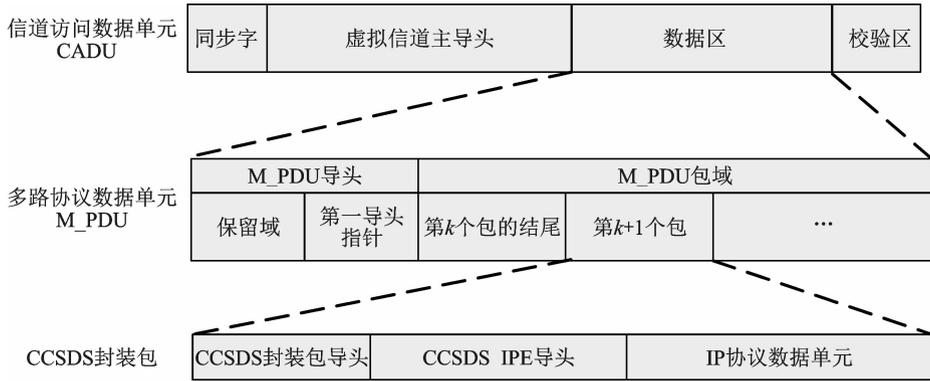


图6 天地数据传输协议处理过程

Fig. 6 Data transmission protocol processing

表1 CADU 帧格式

Table 1 CADU data frame format

同步字		虚拟信道主导头				数据区	校验区
1ACFFC1D	版本号	航天器标志符 SCID	虚拟信道标志符 VCID	虚拟信道帧计数	信令域	传输帧数据域	编码校验位
32 bit	2 bit	8 bit	6 bit	24 bit	8 bit	7 088 bit	1 024 bit
4 B			6 B			886 B	128 B

(7) 信令域。传输实时数据时,填“00H”;传输回放数据时,填“80H”。

(8) 传输帧数据区。装载多路协议数据单元(M_PDU)。

(9) 校验区。编码校验位。

4.2 多路协议数据单元 M_PDU

CADU 传输帧数据域装载多路协议数据单元(M_PDU),采用 IP over CCSDS 协议方式传输时 M_PDU 数据域为 CCSDS 封装包(承载“IPE 导头与 IP 协议数据单元”或“空闲封装包”),格式如图 7 所示。

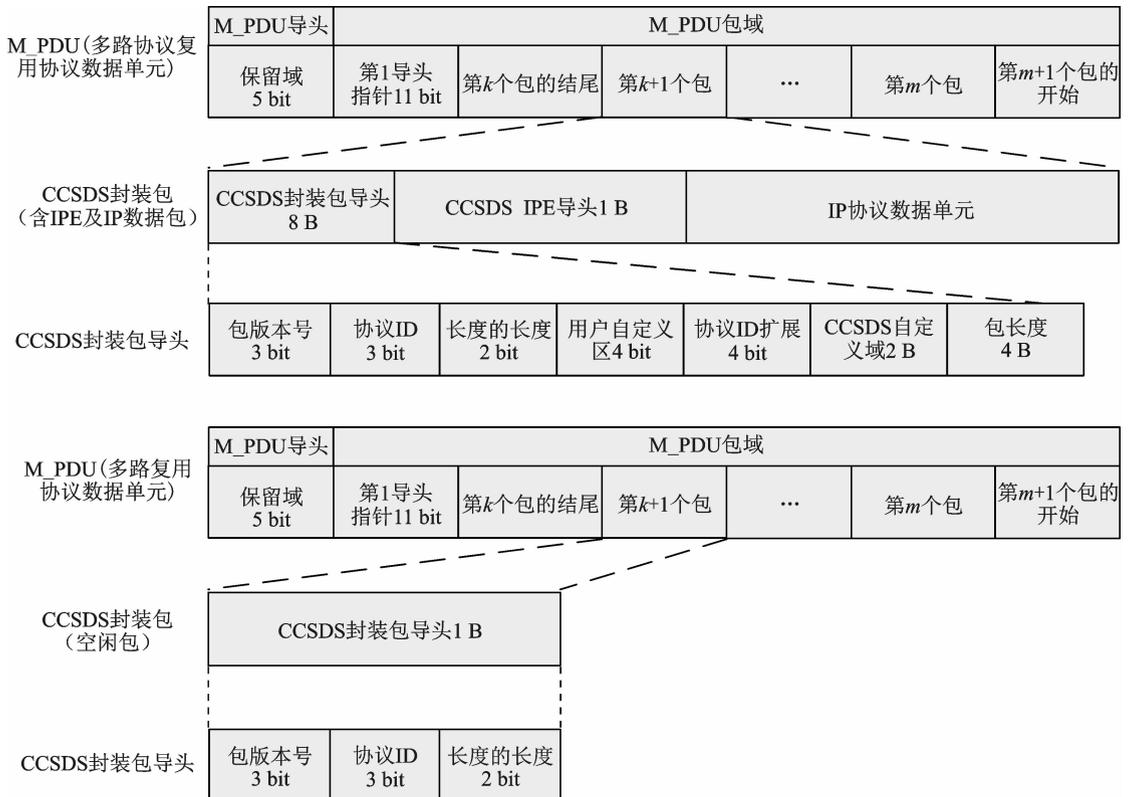


图7 通过 CCSDS 封装包承载 IPE 导头及 IP 协议数据单元

Fig. 7 Carrying IPE guide and IP protocol data unit through CCSDS package

帧格式各字段定义如下:

(1) M_PDU 导头。

保留域:固定填“00000”。

第 1 导头指针:指向 M_PDU 包数据域中,第 1 个完整包头第 1 个字节所在位置,从 0 开始,依次递增。如果当前 M_PDU 包数据域中没有包头,则填全“1”。如果当前 M_PDU 包数据域内为填充数据,则填“1111111110”。

(2) M_PDU 包域。

M_PDU 包域长度为 884 字节,用来承载 CCSDS 封装包。

(3) 封装包承载 IPE 导头及 IP 协议数据单元时,封装包导头取值如下。

① 包版本号:取值“111”,表示为封装包;

② 协议 ID:取值“010”,表示由 IPE 导头规定承载数据遵循的协议;

③ 长度的长度:取值“11”,表示包长度取 4 字节;

④ 用户自定义域:取值“0000”;

⑤ 协议 ID 扩展:取值“0000”;

⑥ CCSDS 自定义域:取值全“0”;

⑦ 包长度:采用 4 字节长度。

(4) 当承载 IP 包的封装包长度与 CCSDS AOS 传输帧数据域长度不匹配时,可根据需要用空闲封装包进行填充。空闲封装包(含封装包导头与数据域)各字段取值如下。

① 包版本号:取值“111”,表示为封装包;

② 协议 ID:取值“000”,表示为空闲封装包;

③ 长度的长度:取值“00”,表示包长度取 0 字节,即不选用;

④ 用户自定义域:不选用;

⑤ 协议 ID 扩展:不选用;

⑥ CCSDS 自定义域:不选用;

⑦ 包长度:不选用;

⑧ 数据域:不选用。

(5) IPE 导头

1 字节,取值 21H(十进制 33),表示承载 IPv4 数据包;

(6) 网络层采用 IP 协议(RFC 791);

(7) 传输层采用 TCP 协议(RFC 793)或 UDP 协议(RFC 768);

(8) 应用层协议根据实际任务需求配置,考虑

HTTP,FTP,SMTP 三类通用网络应用协议,协议参数默认采用地面因特网标准参数配置。

5 结束语

本文在航天技术发展对信息系统提出大容量实时传输需求的背景下,借鉴地面成熟以太网通信技术,提出星上采用以太网取代传统基于 1553B 总线或 RS422, LVDS 硬线直连传输方式的设计思想,尝试构建天地一体化通信网络,并从整体系统架构、星上信息系统、地面处理系统、天地传输协议几方面开展了设计工作。该信息系统设计方法可较大程度提高天地间数据传输速率,同时有效减少星上电缆网配套数量,进而减轻飞行器重量。本文所提方法已成功应用在我国某大型组合式航天器设计中,并可为未来日趋灵活的航天任务数传设计提供参考。

参考文献:

- [1] CCSDS. CCSDS. 232. 0-B-1 TC space data link protocol [S]. Washington: CCSDS, 2003.
- [2] CCSDS. CCSDS. 732. 0-B-2 AOS space data link protocol [S]. Washington: CCSDS, 2006.
- [3] CCSDS. CCSDS. 132. 0-B-1 TM space data link protocol [S]. Washington: CCSDS, 2003.
- [4] CCSDS. CCSDS. 231. 0-B-2 TC synchronization and channel coding [S]. Washington: CCSDS, 2010.
- [5] 谭维炽,顾莹琦. 空间数据系统[M]. 北京:中国科学技术出版社,2004.
- [6] 国防科学技术工业委员会. GJB 1198. 7A—2004 第 2 部分:航天器测控和数据管理-PCM 遥测[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2004.
- [7] 国防科学技术工业委员会. GJB 1198. 6A—2004 第 6 部分:航天器测控和数据管理-分包遥测[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2004.
- [8] CCSDS. 232. 1-B-2 communications operation procedure-1[S]. Washington:CCSDS,2010.
- [9] CCSDS. CCSDS. 211. 0-B-4 proximity-1 space link protocol-data link layer [S]. Washington:CCSDS, 2006.
- [10] 张亚航,赵思阳. 基于传统遥控体制的分包遥控方案设计[J]. 飞行器测控学报,2012,31(12):81-85. ZHANG Yahang, ZHAO Siyang. A multilayer telecommand design based on the traditional telecommand system [J]. Journal of Spacecraft TT & Technology, 2012,31(12):81-85.

(编辑:夏道家)