

一种飞行器有效载荷接口扩展装置方案设计

王 骞, 陈灿辉, 朱 红, 李 昊

(中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076)

摘要: 飞行器执行不同的作战任务需要携带不同类型的有效载荷, 多数飞行器由于接口资源有限, 仅能携带单一的有效载荷, 这给飞行器作战手段带来了极大的限制; 若能利用飞行器有限的接口资源携带更多类型的有效载荷, 就可以使飞行器作战手段更加丰富多样, 进而大大提升飞行器的作战能力; 有效载荷接口扩展装置在飞行器有限的接口资源基础上, 利用不同类型的有效载荷分时工作的特点, 从供配电接口、数据传输接口、软硬指令接口等方面对飞行器原有接口进行扩展, 目前能够支持机械臂、小卫星、激光武器、侦查相机 4 种有效载荷在轨正常执行任务, 不同的有效载荷分时复用飞行器接口资源, 在不额外增加飞行器功耗负担的前提下, 大大提高了总线利用率和指令利用率; 有效载荷接口扩展装置的应用对飞行器在轨作战提供了更多可能性, 使单一飞行器能够尽可能执行多任务, 同时也间接降低了发射成本。

关键词: 有效载荷; 接口; 扩展

A Design of Payload Interface Extension Set of Vehicle

Wang Qian, Chen Canhui, Zhu Hong, Li Hao

(Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: A vehicle completes different missions on the track with different payloads. Lots of vehicles can take only one payload because of limited interface resource. The means of campaigning is limited hugely. If a vehicle can take more payloads with limited interface resource, the means of campaigning is abundant much more. The ability of campaigning is upgraded greatly. Different payloads work alternately. The interface extension set expands interface in power supply, data transfer and injunction because of the characteristic. Mechanical arms, moonlet, laser beam weapons and spy camera are supported now. Different payloads use interface resource alternately. The using efficiency of bus and injunction is upgraded greatly with the same power. The vehicle holds more means of campaigning because of the interface extension set. The cost of launch is reduced indirectly, because one vehicle can complete more missions.

Keywords: payload; interface; extension

0 引言

飞行器携带有效载荷执行在轨任务, 需为有效载荷提供必要的接口资源, 目前有效载荷类型多种多样, 例如天基对抗武器^[1-2]、空间操控装置^[3-4]、遥感相机^[5]、激光武器^[6]等, 每种有效载荷所需的接口资源各不相同, 但飞行器能提供的接口资源有限, 所以如何使飞行器利用有限的接口资源适应多种类型的有效载荷成为亟待解决的问题。

针对上述问题, 一种飞行器有效载荷接口扩展装置应运而生, 利用飞行器有限的接口资源支持 4 种不同有效载荷正常工作。有效载荷接口扩展装置提供总线指令、数据通信、供配电等接口, 根据不同有效载荷在轨分时工作的时序特性, 充分利用飞行器接口资源, 保证每种有效载荷顺利执行在轨任务, 既增强了飞行器的技战术能力, 又丰富了飞行器的作战手段。

1 组成及工作原理

有效载荷接口扩展装置属于舱内单机设备, 采用模块化设计方案, 由综合电源单元 A、综合电源单元 B、综合管理单元 A、综合管理单元 B、综合接口单元、电源扩展单元 6 个功能单元构成。有效载荷接口扩展装置内共设置三个内转接, 分别定义为内总线 1、内总线 2 和内总线 3。6 个功能单元通过 3 条内总线转接相连, 各功能单元与内总线挂载情况见图 1 所示。

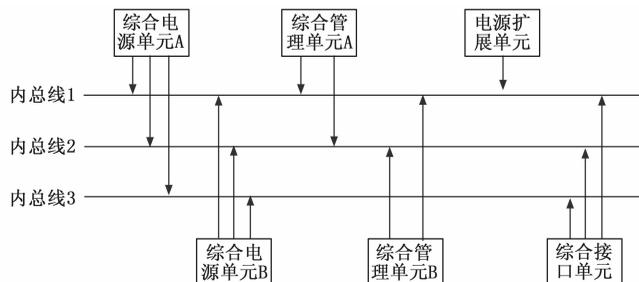


图 1 各功能单元与内总线挂载情况

所有功能单元都与内总线 1 连接, 综合电源单元 A、综合电源单元 B、综合管理单元 A、综合管理单元 B 和综合接口单元连接内总线 2, 综合电源单元 A、综合电源单元 B 和

收稿日期: 2018-06-05; 修回日期: 2018-08-13。

作者简介: 王 骞(1986-), 男, 黑龙江人, 硕士, 工程师, 主要从事航天器电气总体设计、航天器测试等方向的研究。

综合接口单元连接内总线 3。

内部关系及信息流设计如图 2 所示。

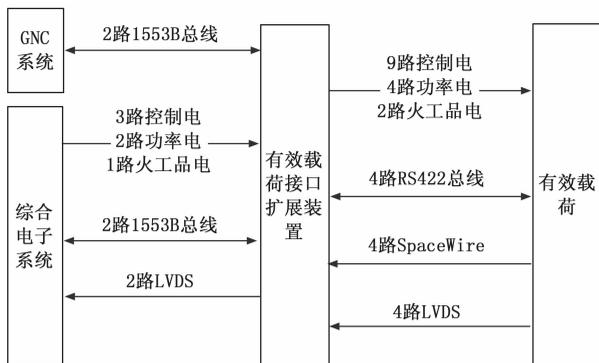


图 2 内部关系及信息流设计示意图

有效载荷接口扩展装置主要实现对飞行器综合电子系统提供的一次电源进行隔离变换和路数扩展, 以及为有效载荷提供 LVDS、SpaceWire 和 RS422 等数据传输接口, 并将接收到的有效载荷数据通过与飞行器之间的 1553B 总线或 LVDS 接口转发给飞行器综合电子系统或 GNC 系统。

有效载荷接口扩展装置对外接插件共有 22 个, 各接插件型号、功能、所属功能单元如表 1 所示。

表 1 有效载荷接口扩展装置对外接插件汇总

代号	型号	功能定义	所属单元
X1	J36A-17ZJB	一次电源	综合电源单元 A
X2	J36A-17ZJB	一次电源	综合电源单元 B
X3	SK621-0440-4P	1553B 总线 A (与综合电子系统)	综合管理单元 A
X4	SK621-0440-4S	1553B 总线 B (与综合电子系统)	
X5	SK621-0440-4P	1553B 总线 A (与 GNC 系统)	综合管理单元 B
X6	SK621-0440-4S	1553B 总线 B (与 GNC 系统)	
X7	SK621-0440-4P	1553B 总线 A (与综合电子系统)	综合接口单元
X8	SK621-0440-4S	1553B 总线 B (与综合电子系统)	
X9	SK621-0440-4P	1553B 总线 A (与 GNC 系统)	
X10	SK621-0440-4S	1553B 总线 B (与 GNC 系统)	
X11	J14A-51ZJB	RS422、LVDS (与有效载荷)	
X12	J14A-9ZKB	SpaceWire1	
X13	J14A-9ZKB	SpaceWire2	
X14	J14A-9ZKB	SpaceWire3	
X15	J14A-9ZKB	SpaceWire4	
X16	J18BMA-25P	LVDS(与综合电子系统)	

续表

代号	型号	功能定义	所属单元
X17	J6W-37C01JNMB	扩展控制电输入	电源扩展单元
X18	J6W-78D02JNMB	扩展功率电输入	
X19	J599/26GC98SN	扩展火工品电输入	
X20	J6W-37C01JNMB	扩展控制电输出	
X21	J6W-78D02JNMB	扩展功率电输出	
X22	J599/26GC98SN	扩展火工品电输出	

2 方案设计

2.1 综合电源单元方案设计

综合电源单元主要完成对飞行器提供的 28 V 一次电源进行 DC/DC 隔离变换。飞行器给有效载荷接口扩展装置提供 2 路+28 V 供电, 同时有效载荷接口扩展装置自身也进行供电备份设计, 采取两块完全一致的电源模块进行冷备份设计, 分别命名为综合电源单元 A、综合电源单元 B, 其组成框图如图 2 所示。

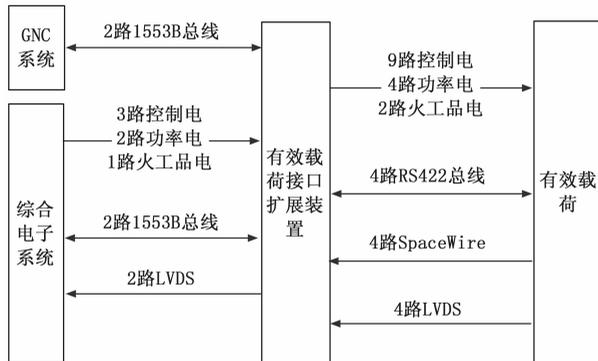


图 2 综合电源单元组成框图

电源设计中, 电源输入滤波器 (EMI) 采用 INTERPOINT 公司的 FMCE2803, 电源变换器 (DC/DC) 采用 INTERPOINT 公司的 MTR2805SF。MTR2805SF 提供+5 V 变换输出, DC/DC 电源变换器及电源输入滤波器均为 883 级产品。

由于一次电源供电接口采取不可恢复的短路保护措施, 一旦负载短路, 需要在短时间内切断负载保护一次电源, 所以保险丝组采取双熔断器母线短路保护电路设计, 两级继电器并联, 两组保险丝并联, 可有效避免各种失效模式给飞行器电源系统带来危害, 其示意图如图 3 所示。电路选用两只熔断器 (F1 及 F2) 具有相同的额定电流值, 在 F2 支路中串联限流电阻 R, 限流电阻的阻值大于熔断器直流阻值 10 倍以上, 从而使 F2 支路具有较大的抗电冲击能力。

熔断器 F1 和 F2 选用上海松山电子 RSG-I-FFA-10A (5A), 限流电阻选用上海松山电子 RX81-1W-0.51Ω, 两路双冗余供电情况下, 如果一路短路会导致该路的熔断器烧断, 不会影响另一路的正常工作。

另外, 遥控开关机继电器组电路采取两级继电器并联

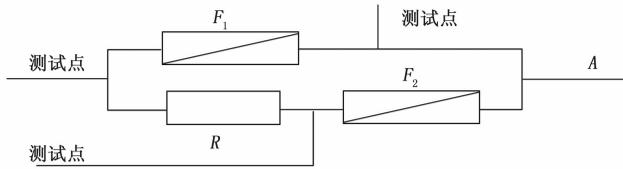


图 3 双熔断器母线短路保护电路示意图

设计, 其电路如图 4 所示。

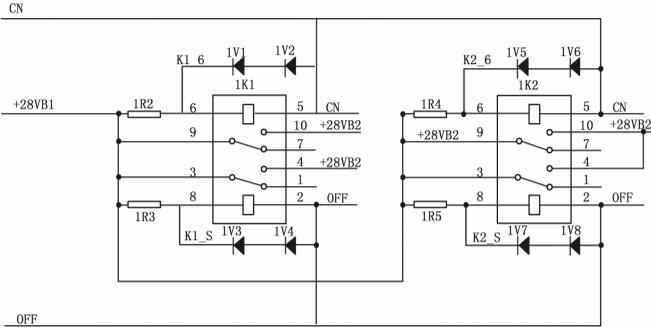


图 4 遥控开关继电器组电路图

一次电源输入采用两个磁保持继电器 1K1、1K2 并联控制, 互为备份提高可靠性, 继电器控制电路采用了传统卫星上的成熟电路形式。

2.2 综合管理单元方案设计

综合管理单元主要完成有效载荷接口扩展装置与飞行器综合电子系统和 GNC 系统的 1553B 总线通信, 实现飞行器 1553B 总线指令的解析和总线数据的分类处理。有效载荷接口扩展装置包含 2 个综合管理单元, 分别为综合管理单元 A、综合管理单元 B, 2 个综合管理单元硬件上完全一致, 其原理框图如图 5 所示。

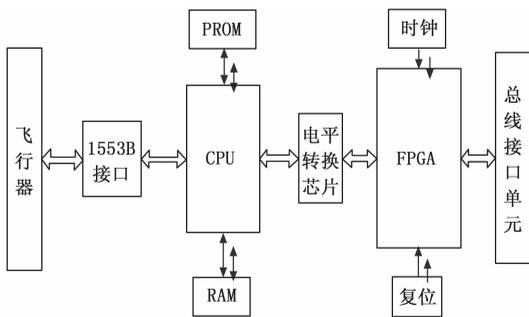


图 5 综合管理单元原理框图

综合管理单元由基于 CPU 和 FPGA 的内嵌式软件配合完成有效载荷数据的控制和管理。综合管理单元 A 和综合管理单元 B 各提供 1 路 1553B 接口, 解析飞行器综合电子系统发送的指令, 并将 FPGA 处理的有效载荷数据通过 1553B 总线再回传给飞行器, 其中 PROM 用于存储单片机程序, RAM 用于缓存变量和参数。

综合管理单元中的设备微处理器选用 CPU 芯片 BSC80C32ERH 为设备核心控制芯片, 主要控制 1553B 芯片完成对飞行器综合电子系统的总线数据收发处理以及任

务计划的执行和管理。FPGA 芯片选用反熔丝工艺 A54SX72A 系列芯片, 主要和外围电路共同完成与有效载荷的通信, 将有效载荷的数据信息通过 1553B 总线上报给飞行器。

有效载荷接口扩展装置与飞行器的 1553B 接口芯片采用 B65170S6RH, A 总线接插件为 SK621-0440-4P, B 总线接插件为 SK621-0440-4S。接口遵循 MIL-STD-1553B 标准串行数据总线接口标准。

2.3 综合接口单元方案设计

综合接口单元主要面向有效载荷提供 LVDS、SpaceWire^[7-8]、RS422 等数据传输接口, 采集有效载荷遥测信息, 并提供与飞行器之间的 1553B 接口, 接收飞行器的总线指令, 以及与飞行器之间的 LVDS 接口, 将有效载荷遥测信息发送给飞行器。

综合接口单元的原理框图如图 6 所示。

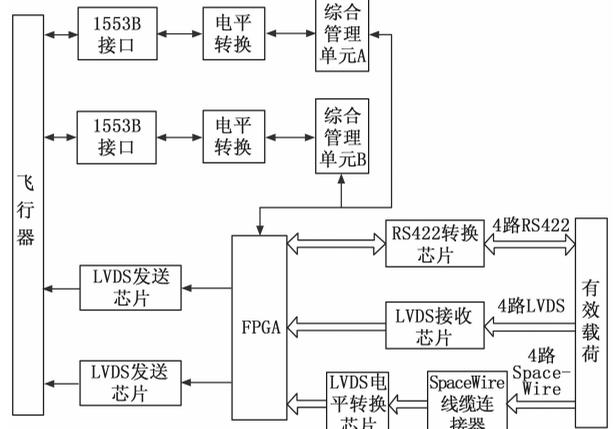


图 6 综合接口单元原理框图

综合接口单元提供一路与飞行器综合电子系统的 1553B 接口, 综合接口单元将接收到的 1553B 总线数据经过电平转换后, 通过内总线 2 送给综合管理单元 A, 该路 1553B 总线接口芯片的控制由综合管理单元 A 完成。同时综合接口单元提供另外一路与飞行器 GNC 系统的 1553B 接口, 综合接口单元将接收到的 1553B 总线数据经过电平转换后, 通过内总线 2 送给综合管理单元 B, 该路 1553B 总线接口芯片的控制由综合管理单元 B 完成。

综合接口单元提供四路双向 RS422 通信接口给有效载荷。一方面通过 RS422 接口将飞行器的控制指令发送给有效载荷; 另一方面有效载荷数据通过 RS422 接口发送给综合接口单元后, 首先由综合接口单元内部的 FPGA 判断其中哪一路信号有效, 并将有效的 RS422 信号转换后, 经过内总线 1 送给综合管理单元 A 或综合管理单元 B, 最后经过电平转换, 利用与飞行器的 1553B 通道发送给飞行器综合电子系统或 GNC 系统, 两路 1553B 通道的选择由综合管理单元解析飞行器发送的 1553B 指令来确定。

综合接口单元提供四路 LVDS 接口接收有效载荷数据, 提供两路 LVDS 接口给飞行器发送有效载荷数据。有效载

荷数据通过 LVDS 接口发送给综合接口单元后, 首先由综合接口单元内部的 FPGA 判断其中哪一路信号有效, 并将有效信号通过与飞行器的 LVDS 通道发送给飞行器综合电子系统, 与飞行器的两路 LVDS 通道的选择由综合管理单元解析飞行器发送的 1553B 指令来确定。

综合接口单元提供四路 SpaceWire 接口接收有效载荷数据。有效载荷数据通过 SpaceWire 接口发送给综合接口单元后, 首先由综合接口单元内部的 FPGA 判断其中哪一路信号有效, 并将有效信号通过与飞行器的 LVDS 通道发送给飞行器综合电子系统。

2.4 电源扩展单元方案设计

电源扩展单元主要完成对飞行器综合电子系统提供的可控电路数进行扩展, 满足多路有效载荷供配电的需求, 其原理示意图如图 7 所示。

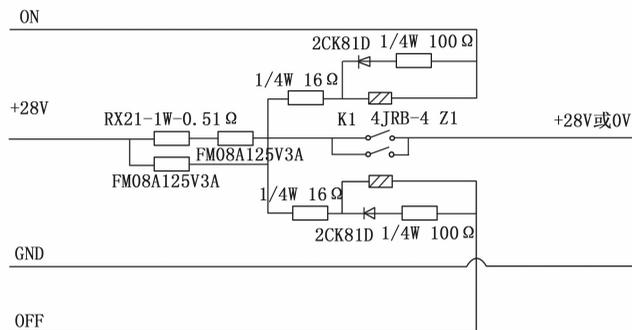


图 7 开关切换电路原理示意图

目前控制电 (28 V、5 A) 由飞行器提供的 3 路扩展至 9 路, 功率电 (28 V、20 A) 由飞行器提供的 2 路扩展至 4 路, 火工品电 (28 V、20 A、起爆时间 80 ± 10 ms) 由飞行器提供的 1 路扩展至 2 路, 各路供配电的开关切换由综合管理单元 A 或综合管理单元 B 解析飞行器综合电子系统或 GNC 系统发送的 1553B 总线指令进行切换控制。

扩展后的所有控制电、功率电、火工品电的各路之间是相互对立的, 如果出现某一路短路故障, 熔断器在短时间内迅速烧断, 从而起到保护一次电源的作用, 不会影响其它各路正常工作。

由于元器件老化等原因, 可能存在继电器失效的情况, 从而会导致后续设备不能上电或断电, 电源扩展单元通过元器件严格筛选, 并采取了 I 级降额设计的应对措施, 所以这种故障模式发生的概率很小。如果要进一步提高扩展后的每一路供配电支路的可靠性, 可以在原有继电器的基础上, 再并联一个继电器, 但由于有效载荷扩展装置的体积、重量限制, 此次未进行继电器并联设计。

3 结构设计

有效载荷接口扩展装置的外型示意图如图 8 所示, 结构壳体材料为硬铝 2A12, 设计上在保证结构刚度需求的前提下, 选择适当的壳体厚度, 尽量减轻设备重量, 并采用模块化设计, 遵循产品模块化设计结构接口规范, 采用统

一的安装接口、安装技术要求、通用底板尺寸, 其中模块结构框架只对与其它模块结构有接口的特征进行统一尺寸约束, 以及模块结构具有共性的特征进行统一尺寸约束。

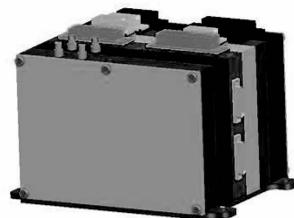


图 8 结构外形示意图

有效载荷接口扩展装置的各块印制板材料均为环氧酚醛层压玻璃布板 3240, 各块印制板根据功能划分, 印制板间通过内转插座进行信号连接, 每块印制板分别固定于一个独立框架上, 并与框架构成单一模块的紧凑结构, 各模块上下子口对接, 再加以盖板, 利用穿钉将各模块固定, 并连接构成统一的整体, 拆卸维修方便灵活, 可靠性高, 且相同功能的模块结构统一, 模块间互换性好, 也可按功能需要调整模块数量和组合方式, 便于产品系列化设计。

结构壳体和印制板的材料特性参数如表 2 所示。

表 2

材料	结构壳体 2A12	印制板 3240
密度 (kg/m^3)	2700	1800
弹性模量 (Pa)	$7.1 \text{ E}+10$	$8.5 \text{ E}+9$
泊松比	0.3	0.31
强度极限 (MPa)	266	338.4

4 结论

有效载荷接口扩展装置是衔接飞行器与有效载荷的桥梁, 其设计与应用实现了在飞行器有限的接口资源基础上, 能够为 4 种有效载荷提供总线指令、数据通信、供配电等接口, 确保有效载荷顺利执行在轨任务。目前能够支持机械臂、小卫星^[9-10]、激光武器、侦查相机等有效载荷, 并可根据有效载荷选型情况进行能力再扩展, 达到了单个飞行器同时携带多种有效载荷的目的, 间接降低了发射成本, 并使飞行器战斗能力更加多样化, 在飞行器有效载荷接口扩展领域具有较大的应用前景。

参考文献:

[1] 周宇昌. 国外空间电子对抗技术发展 [J]. 空间电子技术, 2015, 1: 11-16.
 [2] 汤泽滢, 孙希刚, 程 静. 空间信息对抗装备体系研究 [J]. 航天电子对抗, 2014, 30 (3): 12-16.
 [3] Crujssen H J, Ellenbroek M, Henderson M, et al. The Euro-pean robotic arm: a high-performance mechanism finally on its way to Space [A]. Proceedings of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium [C]. 2014, 319.