

# CAN总线在运载火箭控制系统中的应用分析

于欢<sup>1</sup>, 颜晓明<sup>1</sup>, 陈明欣<sup>2</sup>, 朱飞翔<sup>1</sup>, 李明<sup>1</sup>

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海, 201108; 2. 宁波天擎航天科技有限公司, 武汉, 430040)

**摘要:** 随着总线技术发展以及“航班化运输”对低成本、高可靠电气系统的需求日益增强, 现场总线(Field Bus)逐渐受到航天领域的青睐。CAN总线作为应用最广泛的现场总线之一, 已在导弹和火箭中有一定研究与应用, 考虑到运载火箭与导弹的不同, 针对CAN总线在运载火箭控制系统中的应用进行阐述。分析了研究必要性, 并分别给出了适用于中大型、小型运载火箭的典型CAN拓扑, 相应介绍了CAN中继技术以及CAN总线重构技术, 随后结合某新一代运载火箭总线实际传输数据码流进行了CAN总线效率与负载率计算, 并与同等条件下1553B总线进行了比较, 其结果可为运载火箭电气系统设计人员提供更直接的参考。

**关键词:** CAN总线; 运载火箭控制系统; CAN重构; CAN中继; 1553B总线

中图分类号: V475.1

文献标识码: A

## CAN Bus Application Analysis in Launch Vehicle Control System

YU Huan<sup>1</sup>, YAN Xiaoming<sup>1</sup>, CHEN Mingxin<sup>2</sup>, ZHU Feixiang<sup>1</sup>, LI Ming<sup>1</sup>

(1. Shanghai Aerospace System Engineering, Shanghai, 201108; 2. Ningbo Space Engine Technology Co., Ltd, Wuhan, 430040)

**Abstract:** With the development of data bus technology and the increasing demand for low-cost and high-reliability electrical systems in "flight-based transportation", Field Bus(FB) is gradually favored by the aerospace field. Controller Area Network(CAN), one of the most widely used field buses, has been researched and applied in missiles and tactical rockets. Considering the differences between launch vehicles and missiles, the application of CAN bus in launch vehicle control systems is expounded. The necessity of research is firstly analyzed, then typical CAN topologies suitable for medium and large-scale launch vehicles are given respectively. For the aim of practical use, two corresponding technologies are introduced which are the CAN relay technology and the CAN bus reconstruction. The efficiency and load rate of CAN bus are calculated which are then compared with the ones derived by 1553B data transmission under the same conditions. These results can be referenced by designers in a more accurate sense.

**Keywords:** CAN bus; launch vehicle control system; CAN refactoring; CAN relay; 1553B bus

### 0 概述

总线系统是一种用于控制器、执行器、测量仪表之间互联的数字化、智能化、多点多站串行通信的系统<sup>[1]</sup>, 在信息传输的过程中克服了传统点对点硬线连接方式的布线复杂、故障多发、体积质量庞大、测试过程繁琐等不足<sup>[2-3]</sup>, 已广泛应用于石油化工、交通运输、加工制造等工业过程。航空航天领域为了进一步提高总线可靠性, 又开发了专门的总线系统, 例如航天器中已经用于地球观测1号卫星的航天光纤数据总线(Spaceborne Fiber Optic Data Bus, SFODB)<sup>[4]</sup>, 已用于Rosetta Spacecraft、Mars Express等空间任务的Space Wire总线<sup>[5]</sup>, 以及已用于国际空间站等航天器

的MIL-STD-1553B总线<sup>[6]</sup>等。

总线技术的使用, 也是新一代运载火箭的突出特点, 美国宇宙神5、新一代航天发射系统(Space Launch System, SLS)火箭、欧洲阿里安5、日本H-IIA运载火箭等均使用了1553B总线<sup>[7-10]</sup>, 阿里安6则采用了实时以太网(Time Triggered Ethernet, TTE)作为全箭数据总线<sup>[11]</sup>; 中国新一代运载火箭长征五号、长征六号、长征六号改、长征七号、长征八号等均已采用1553B总线结构<sup>[12-13]</sup>。

随着总线技术的不断发展和成熟, 以及运载领域航班化运输、低成本高可靠的发展趋势, 一些原本面向工业现场应用的现场总线也逐渐在航空航天领域崭

露头角，其中比较有代表性的就是CAN总线。发布于1986年的CAN总线与发布于1978年的1553B总线相比，具有以下特点：

- a) CAN总线所构建的为“多主对等”网络，组网形式更灵活，消息编址方式使总线上可挂接更多设备；
- b) CSMA/CD机制、帧内应答机制、故障处理机制使CAN总线具有更强的故障检测和隔离能力，有着与1553B相当的通信可靠性与容错能力<sup>[14]</sup>；
- c) CAN总线物理层规定相较而言不苛刻，使其具有更低功耗、更轻质量以及更便捷的连接，成本低廉。

实际上，总线协议的不同使1553B更适合构建集散控制系统，而CAN总线则更适合构建网络控制系统（Network Control System, NCS），NCS也代表了新一代的数字控制系统<sup>[15]</sup>。

CAN总线的上述优点使其在导弹和战术火箭领域已有一定研究与应用，例如，CAN总线在导弹控制系统中可靠调度策略的研究<sup>[16-17]</sup>，CAN总线在某型固体战术火箭中的应用<sup>[18]</sup>，在某型导弹遥测系统中的应用<sup>[19]</sup>以及在导弹测发控系统中的应用<sup>[20]</sup>等。

导弹（战术火箭）的研究成果与使用经验为运载火箭CAN总线应用提供了借鉴，但两者的不同使得运载火箭领域在借鉴时仍要考虑一些具体问题，主要体现在以下两方面：其一，运载火箭有级间分离动作，使得一条CAN总线的物理连接被破坏，为使高级段能继续顺利、可靠完成任务，需考虑剩余部分CAN总线的重构技术；其二，中大型运载火箭全长较长，控制系统设备多、信息传输量大，传统CAN总线1 Mb/s通信速率极限长度仅有40 m，因此中大型运载火箭CAN总线信息传输的拓扑结构也需要进一步设计。

基于以上考虑，本文主要进行了如下论述与研究：第一部分介绍了航天领域总线研究与应用现状，并分析了运载火箭领域CAN总线研究的必要性；第二、三部分分别提出适用于小型运载火箭的CAN拓扑与一种CAN重构方法，以及一种适用于中大型运载火箭的基于CAN中继的信息传输方案；在第四部分结合某基于总线的新一代运载型号的传输数据，给出小、中、大型运载火箭CAN总线通信数据量及总线负载情况估算，以便给领域内专业设计人员提供直观、有效的参考；最后指出未来研究要点及研究方向。

### 1 小型运载火箭CAN总线与CAN重构

#### 1.1 小型运载火箭CAN拓扑

小型运载火箭一般指近地轨道运载能力在1 000 kg以内的运载火箭，具有任务适应能力强、发射反应速度快、发射成本低等特点，由于运载能力定位，这类火箭物理尺寸往往较小，例如美国金牛星火箭全长约27 m，中国捷龙一号运载火箭全长19.5 m，全箭可不分段使用一条CAN总线，经合理布线可将全箭总线长度控制在40 m以内，CAN总线可具有较高传输速率。

一种典型的可用于小型运载火箭控制系统的CAN总线拓扑如图1所示，图中各功能单元可根据实际需求分拆分布在箭上不同舱段，由于一条完整的CAN总线可以串联所有设备，因此图1中将各级段功能单元合并列写与拆分列写在功能逻辑上是等效的。总线上挂接了飞控单元、导航单元、遥测数据处理单元、安控设备、火工品控制器、电磁阀控制器、伺服控制器、电池/配电控制器以及其他控制终端，例如增压控制器、推进剂利用控制器等，这些控制器在总线上接收飞控单元的关键动作指令，并传输各自工作状态信息，随后再根据与各控制单元独立连接的相应传感器信号，在小闭环中完成对飞控单元动作指令的响应。例如执行机构的位置反馈仅需通过传感器与伺服控制器闭环即可，不需将此信号再传输到控制总线上，这种分布式控制方式可有效减轻控制总线负载。

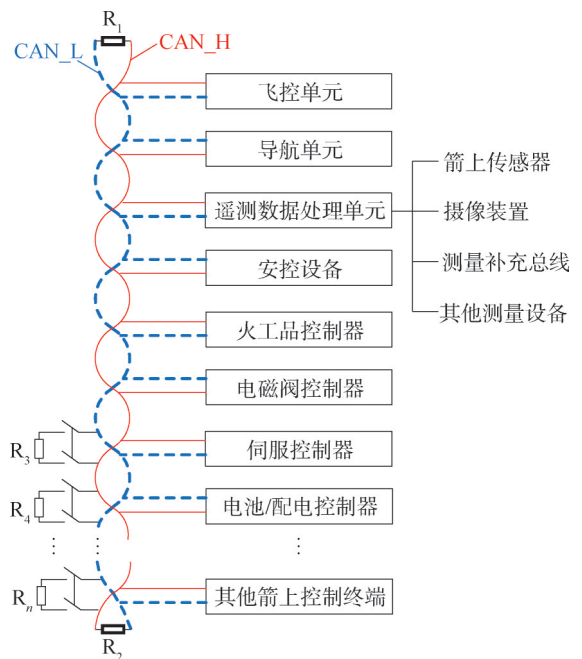


图1 小型运载火箭控制系统的CAN总线拓扑

Fig.1 CAN bus topology of small launch vehicle control system

图1中电阻 $R_1$ 、 $R_2$ 、 $\dots$ 、 $R_n$ 为CAN总线的特性匹配电阻，与总线电缆的特征阻抗有关，受总线电缆直径、绝缘类型以及与其他导线的相对距离影响，与总线长度无关，是构成总线闭环、保证总线信号可靠传输的必要元件。CAN总线两端两只匹配电阻一般选为 $120\ \Omega$ 。CAN\_H与CAN\_L是用于传输CAN总线差分电平的两根信号线，分别代表正端和负端。当发生级间分离动作时，图示总线匹配电阻 $R_2$ 将随分离级一同分离，此时CAN总线环路将被破坏，需要进行总线重构以保证剩余舱段继续可靠飞行。

### 1.2 CAN总线重构

此处CAN总线的重构是指原CAN总线由于运载火箭级间分离动作被截断后，通过软/硬件结构的改变以确保剩余CAN总线继续正常、可靠工作的动作过程。

其中硬件CAN重构主要用来保证CAN总线的物理闭环，一种运载领域较为经典的切换电路如图2所示， $V_{cc1}$ 、 $V_{cc2}$ 分别为一、二级级供电电压，GND表示接地。分离电连接器一子级侧（即左侧部分）有两个短接的无源触点A、B，二级侧（即右侧部分）则为一个光耦触发电路，当未进行级间分离时，二级侧的AB两点联通，光耦被触发；级间分离后光耦则无触发，从而切换控制器C的输入端电平状态在级间分离前后发生变化，通过此状态变化即可由电磁继电器D控制匹配电阻 $R_3$ 接入电路的状态，使得级间分离后由 $R_1$ 、 $R_2$ 两只匹配电阻重新闭环剩余飞行段的箭上CAN总线。

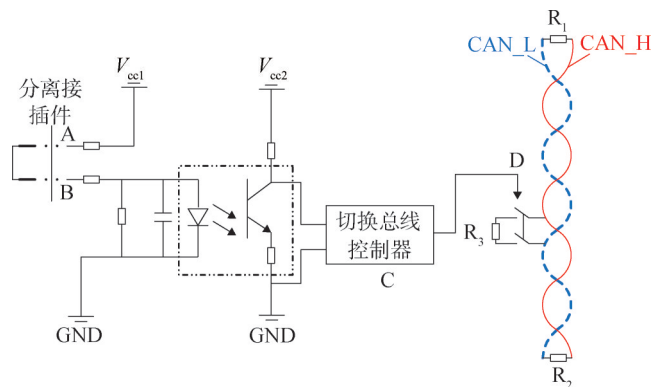


图2 经典切换电路

Fig.2 Classic switching circuit

级间分离期间箭上总线无法正常工作，为了使总线系统能正确识别级间分离这一特殊动作，一种方式是直接使用飞控单元采集上述无源触点状态信号，另一种方式则是在发出级间分离火工信号时进行对箭上

总线设备的轮询，当无法收到分离级上总线回应时即可判别分离，又可正常收到飞行级段上总线设备回应时认为硬件重构完成，可继续启动下一级飞行过程。

## 2 中大型运载火箭CAN拓扑与CAN中继

中大型运载火箭长度较长，采用一根CAN总线往往无法对全箭控制系统设备在40 m的长度内进行串联，此时需要使用CAN总线中继器将两条或多条CAN总线串联起来，一种典型的可用于中大型运载火箭的CAN总线结构如图3所示。

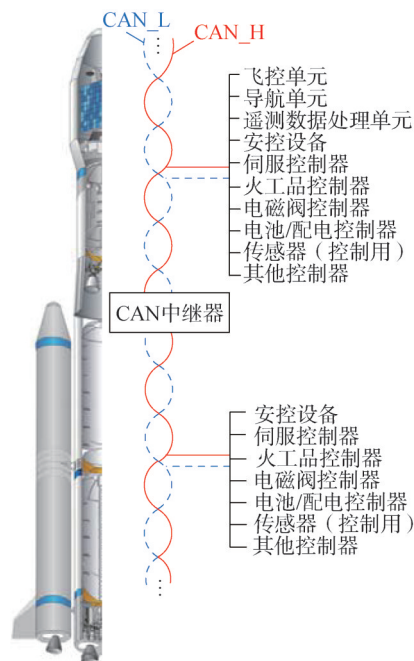


图3 中大型运载火箭的CAN总线结构

Fig.3 CAN bus structure of medium and large launch vehicles

以三级半运载火箭为例，一般一级级较长，因此图3中CAN总线中继器设置在二级尾端，即一级级和助推使用一根CAN总线，二级级与三级级共用一根CAN总线，这样可以确保合理设计后两条CAN总线长度均在40 m以内，可以使总线以较高波特率工作，两条总线间的信号通过CAN中继进行交互。控制系统总线上的设备种类与小型运载火箭类似，但由于助推等级段的增加，相应的火工品、电磁阀、安全控制、伺服控制等功能单元数量有所增加，从而总线通信数据量也将显著提升，为了保证总线负载率，不同飞行段总线上功能单元的通信速率也有不同，具体将在后文进行阐述。

两条或多条CAN总线之间通过CAN中继器进行

信息传递,总体上看CAN中继的使用增加了CAN总线信息链的长度以及总线节点数,可以筛选一子级总线或助推总线向高级段总线传输的信息,也可根据需要匹配两条或多条CAN总线之间的波特率,完成不同波特率总线之间的信息传递,提高了箭上CAN总线配置的灵活性,但是由于中继器对接收的数据帧要先存储再转发,因此将给总线间的通信带来一定延时。一子级或助推的总线上优先级较高、通信波特率也较高的数据一般为飞控单元下发的伺服指令信号,伺服指令的精确响应由分布在各级段的伺服控制器与执行机构上的位置传感器闭环,因此在这一信号链中针对飞控单元的每一个伺服指令,CAN中继仅有一次存储转发延时。一次存储转发造成的延时一般在微秒量级,而总线上姿控周期一般为10~20 ms左右,因此定性来看由此造成的延时可控并不造成方案颠覆性缺陷。但整个CAN拓扑的实时性以及可靠性定量分析在工程应用前是必要的,这也将是团队未来的一个研究要点。

CAN中继器的处理器一般采用一型单片机和两

路CAN接口芯片即可完成,对实时性要求较高的场合也可采用高速光耦、FPGA等器件配合设计<sup>[21-23]</sup>。由于每一个CAN中继在上级总线中均以节点的形式连接,因此级间分离时并不会对上一级的总线拓扑造成很大影响,所以以每个分离子级作为中大型运载火箭CAN总线的分段点是有益的。考虑到二、三子级长度一般较短,一条CAN总线长度一般在最高波特率允许范围之内,所以二、三子级共用一条总线,在级间分离时也应使用CAN总线重构技术。

### 3 总线传输举例

#### 3.1 小型运载火箭CAN总线传输举例

表1给出了某型基于总线的运载火箭各功能单元传输数据量统计,以及这些数据若以CAN总线发送时的数据量统计。CAN总线线上延迟和总线负载往往由总线上周期性消息决定,因此表中未列出诸如时序指令、电磁阀指令等触发式指令信号,实际应用时应根据这些触发式指令信号的优先级及总线负载率,合理设计各单元通信内容与消息刷新速率。

表1 某型基于总线的运载火箭各功能单元传输数据量统计

Tab.1 Statistical table of data volume transmitted by each functional unit of a certain type of bus-based launch vehicle

序号	报文描述	数据量/Byte	刷新速率/ms	CAN消息条数	每条消息字节数/Byte	优先级
1	捷联惯组A脉冲增量	40	5	5	8	1~5
2	捷联惯组B脉冲增量	40	5	5	8	6~10
3	伺服1摆角控制消息	10	20	2	5	11~12
4	伺服2摆角控制消息	10	20	2	5	13~14
5	伺服3摆角控制消息	10	20	2	5	15~16
6	一级滚控消息	8	20	1	8	17
7	二级滚控消息	8	20	1	8	18
8	三级姿控消息	12	20	2	6	19~20
9	飞控单元工作状态遥测消息	62	20	8	8	21~28
10	综合控制器1遥测消息	24	20	3	8	29~31
11	综合控制器2遥测消息	24	20	3	8	32~34
12	制导遥测消息	60	20	8	8	35~42
13	姿控遥测消息	64	20	8	8	43~50
14	飞控单元差分方程遥测消息	64	20	8	8	51~58
15	飞控单元数字量遥测消息	238	20	30	8	59~88
16	捷联遥测消息1	64	20	8	8	89~96
17	捷联遥测消息2	64	20	8	8	97~104
18	组合导航遥测消息1	58	20	8	8	105~112
19	组合导航遥测消息2	64	20	8	8	113~120
20	捷联惯组A遥测消息	26	20	4	8	121~124
21	捷联惯组B遥测消息	38	20	5	8	125~129
22	伺服1遥测消息	62	20	8	8	130~137
23	伺服2遥测消息	62	20	8	8	138~145
24	伺服3遥测消息	62	20	8	8	146~153

为了降低总线负载率,表1中数据可做一定筛选及处理,具体如下:a)不同飞行时段针对不同控制单元采用不同的总线传输速率,例如非本级飞行段,相关伺服摆角控制消息、伺服遥测消息、滚控消息、综控消息以100 ms为周期刷新;b)总线上传输的飞控单元遥测消息实际上并非控制系统闭环的必要信息,而且均源于飞控单元,因此可在飞控单元与遥测数据处理单元之间单独建立一根RS422线路进行这类信息的传输,即不在CAN总线上传递表1中序号9、12、13、14、15的消息。

按上述数据传输筛选处理后,可知CAN总线最大数据传输发生在一级飞行段,按1 Mb/s码率传输、10 μs状态响应时间、18 μs消息平均间隔时间计,当使用标准帧、扩展帧传输,以及使用1553B按4 μs消息间隔、10 μs总线响应时的总线效率和总线负载率等计算结果如表2所示,其中:

$$\text{总线负载率}=\text{每秒传递数据位数}/\text{波特率}\times 100\%$$

$$\text{总线效率}=\text{传输有效数据位时间}/\text{信息传输时间}\times 100\%$$

由表2可知,相较而言1553B总线有较高总线效率与较低总线负载率,随着仲裁场长度变化CAN总

线效率有所下降、负载率有所增加。实际使用中需根据总线数据传输实际需求、成本、可靠性等因素综合考虑。

表2 1553B与CAN总线对比

Tab.2 1553B and CAN bus comparison

总线类型	数据码率/(kb·s <sup>-1</sup> )	总线负载码率/(kb·s <sup>-1</sup> )	总线效率/%	总线负载率/%
1553B	310.24	440.18	70.48	44.02
CAN标准帧	310.24	537.4	57.73	53.74
CAN扩展帧	310.24	627.58	49.43	62.76

### 3.2 中大型运载火箭CAN总线传输举例

中大型运载火箭中,由于助推的存在,一级飞行段相应火工品、增压控制、伺服控制等指令/遥测信号将额外占据总线码率,若采用原有芯级协议(例如表1内容)直接叠加各系统信号,将使得总线负载率较高,甚至超出常用总线(如CAN或1553B)最大带宽,因此实际中大型运载型号全箭总线数据传输种类与信号定义一般会另行设计。例如某典型中型运载火箭总线数据码流如表3所示,这里默认省去了飞控单元单独传递至遥测数据处理单元的通信项目。

表3 某典型中型运载火箭总线数据码流

Tab.3 A typical medium-sized launch vehicle bus data stream

序号	报文描述	数据量/Byte	刷新速率/ms	所需CAN消息条数	每条消息字节数/Byte
1	捷联惯组A脉冲增量	40	5	5	8
2	捷联惯组B脉冲增量	40	5	5	8
3	伺服1.1-5摆角控制消息	24	20	3	8
4	伺服2摆角控制消息	10	20	2	5
5	伺服3摆角控制消息	10	20	2	5
10	综合控制器1遥测消息	96	20	12	8
11	综合控制器2遥测消息	68	20	9	8
16	捷联遥测消息1	64	20	8	8
17	捷联遥测消息2	64	20	8	8
18	组合导航遥测消息1	58	20	8	8
19	组合导航遥测消息2	64	20	8	8
20	捷联惯组A遥测消息	26	20	4	8
21	捷联惯组B遥测消息	38	20	5	8
22	伺服1.1-5遥测消息	164	20	21	8
23	伺服2遥测消息	48	20	6	8
24	伺服3遥测消息	48	20	6	8

按照3.1节同样的计算方法,给出如表4所示的总线效率与总线负载率统计,表4中可见1553B总线

协议依然有着较高的总线效率与总线负载率,标准CAN其次,扩展CAN总线效率最低、负载率最高。

比较表2和表4可知,中大型运载火箭为合理使用总线最高波特率,会对控制系统单机通信内容进行重新编排,使得总线传输信息量维持合适水平,而对于小型火箭来说,则可在总线上传递更多细节信息。总体而言小型运载火箭总线系统容易构建集中型网络,而中大型运载火箭则更适合构建分布式控制网络。

表4 总线效率与总线负载率统计表

Tab.4 Bus efficiency and bus load rate statistics

总线类型	数据码率/(kb·s <sup>-1</sup> )	总线负载码率/(kb·s <sup>-1</sup> )	总线效率/%	总线负载率/%
1553B	381.92	531.94	71.80	53.19
CAN标准帧	381.92	657.84	57.78	65.78
CAN扩展帧	381.92	767.64	49.55	76.76

#### 4 结束语

本文首先综述了总线技术在航天领域研究与应用的现状,随后通过分析导弹与运载火箭的不同指出了运载火箭领域CAN总线应用研究的必要性,并分别介绍了一种适用于小型运载火箭的CAN总线拓扑和CAN重构方案,以及一种适用于中大型运载火箭的CAN总线拓扑和CAN中继技术。为了给专业设计人员提供更直接参考,本文又结合某型基于总线的新一代运载火箭总线传输数据量分析了小、中、大型运载火箭典型数传方案下CAN总线的负载率与总线效率,并与1553B总线数传的方案进行了比较分析。

CAN总线在灵活组网、消息容错及故障处理、低成本方面较1553B总线有一定优势,而其信息传输效率略有逊色,可采用例如CAN FD(CAN with Flexible Data Rate)协议等进行升级优化,另外针对中大型运载火箭的CAN中继延时的定量分析、多个CAN中继的可靠性分析等,也是后续需要深入研究的内容。

#### 参 考 文 献

[1] 李正军,李潇然.现场总线及其应用技术[M].北京:机械工业出版社,2017.  
 LI Zhengjun, LI Xiaoran. Fieldbus and its application technology [M]. Beijing: China Machine Press, 2017.

[2] 徐延万.弹道导弹、运载火箭控制系统设计与分析[M].北京:宇航出版社,1999.  
 XU Yanwan. Design and analysis of ballistic missile and launch vehicle control systems[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1999.

[3] 侯书铭.火箭新型测试发控系统研究[M].西安:第二炮兵工程学院,1997.  
 HOU Shuming. Research on new rocket test launch control system [M]. Xi'an: Second Artillery Engineering College, 1997.

[4] 李慧军,陈小敏,孙辉先.Spacewire网络技术及应用研究[C].宁波:中国空间科学学会空间探测专业委员会第十九次学术会议,2006.  
 LI Huijun, CHEN Xiaomin, SUN Huixian. Spacewire network technology and application research[C]. Ningbo: The 19th Academic Meeting of the Space Exploration Professional Committee of the Chinese Society of Space Science, 2006.

[5] 杨华,顾胜,穆元良,等.运载火箭电气系统一体化设计方案[J].导弹与航天运载技术,2004(4):10-14.  
 YANG Hua, GU Sheng, MU Yuanliang, et al. Integrated design scheme of launch vehicle electrical system[J]. Missiles and Space Vehicles, 2004(4): 10-14.

[6] 李雯.飞行器网络控制系统研究[D].合肥:国防科技大学,2007.  
 LI Wen. Research on aircraft network control system[D]. Hefei: National University of Defense Technology, 2007.

[7] ALLIANCE U L. Atlas V launch services user's guide[J]. Lockheed Martin Commercial Launch Services, 2010(3): 1-7.

[8] LIONS J L, LUEBECK L, FAUQUEMBERGUE J L, et al. Ariane 5 flight 501 failure report[C]. Paris: Inquiry Board, 1996.

[9] NOLA C, BLUE L. NASA Ares I crew launch vehicle upper stage avionics and software overview[C]. Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008.

[10] 尚辉,才满瑞.H-IIA系列运载火箭[J].导弹与航天运载技术,2006(5):24-30.  
 SHANG Hui, CAI Manrui. H-IIA series launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2006(5): 24-30.

[11] CIUCCI A, PILCHEN G, RESTA P. Arian 6 new concept governance status and perspectives[C]. Jerusalem: International Astronautical Congress, 2015.

[12] 周涛,徐洋,胡海峰,等.“长征八号”运载火箭电气系统一体化设计技术[J].深空探测学报(中英文),2021,8(1):17-26.  
 ZHOU Tao, XU Yang, HU Haifeng, et al. "Long March 8" launch vehicle electrical system integrated design technology[J]. Journal of Deep Space Exploration(Chinese and English), 2021, 8(1): 17-26.

[13] 杨岫婷,苏磊,权赫,等.新一代大型运载火箭控制系统全数字动态重构技术[J].导弹与航天运载技术,2021(5):71-77.  
 YANG Xiuting, SU Lei, QUAN He, et al. Full digital dynamic reconstruction technology of new generation large launch vehicle control system[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(5): 71-77.

[14] 肖龙龙,程谋森,张为华.运载器控制系统CAN总线数据传输仿真与评估研究[J].弹箭与制导学报,2009(2):256-260.  
 XIAO Longlong, CHENG Mousen, ZHANG Weihua. Research on simulation and evaluation of CAN bus data transmission of vehicle

- control system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009(2): 256-260.
- [15] 李盘文, 王亮. 机载CAN总线中继器的设计与实现[J]. 国外电子测量技术, 2016, 35(6): 47-50.
- LI Panwen, WANG Liang. Design and implementation of airborne CAN bus repeater[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2016, 35(6): 47-50.
- [16] 吴晨, 叶星踪, 许化龙. 基于改进故障模型的CAN总线调度分析及在导弹控制系统中的应用[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(9): 1773-1776.
- WU Chen, YE Xingzong, XU Hualong. CAN bus scheduling analysis based on improved fault model and its application in missile control system[J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(9): 1773-1776.
- [17] 于宁宇, 马红光, 马丹临. CAN总线可调度分析及在导弹控制系统中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2008(4): 36-39.
- YU Ningyu, MA Hongguang, MA Danlin. CAN bus schedulable analysis and application in missile control system[J]. Journal of Missiles and Guidance, 2008(4): 36-39.
- [18] 谭庆贵, 徐争放. 空间与环境探测星载高速光纤数据总线[J]. 空间电子技术, 2010, 7(1): 55-59.
- TAN Qingui, XU Zhengfang. Space and environmental exploration satellite-borne high-speed optical fiber data bus[J]. Space Electronics Technology, 2010, 7(1): 55-59.
- [19] 邹青. 导弹遥测系统应用CAN总线技术的探讨[J]. 情报指挥控制系统与仿真技术, 2004(3): 39-41.
- ZOU Qing. Discussion on the application of CAN bus technology in missile telemetry system[J]. Intelligence Command and Control System and Simulation Technology, 2004(3): 39-41.
- [20] 陈基昕, 王忠, 赵锦宇. 导弹测发控系统CAN通信协议的设计与实现[J]. 兵工自动化, 2018, 37(10): 17-23.
- CHEN Jixin, WANG Zhong, ZHAO Jinyu. Design and implementation of CAN communication protocol for missile detection and launch control system[J]. Ordnance Industry Automation, 2018, 37(10): 17-23.
- [21] 王金明, 鲍国苗, 刘勇, 等. 新型运载火箭结构优化设计与试验验证[J]. 上海航天(中英文), 2021, 38(3): 134-146.
- WANG Jinming, BAO Guomiao, LIU Yong, et al. Structure optimization and test verification of new launch vehicles[J]. Aerospace Shanghai(Chinese and English), 2021, 38(3): 134-146.
- [22] 郑卓, 禹春梅, 程晓明, 等. 运载火箭智能控制的能力特征与关键技术[J]. 上海航天(中英文), 2022, 39(4): 52-57+93.
- ZHENG Zhuo, YU Chunmei, CHENG Xiaoming, et al. Capability characteristics and key technologies for the intelligent control of launch vehicles[J]. Aerospace Shanghai(Chinese and English), 2022, 39(4): 52-57+93.
- [23] 洪宇. 基于CAN总线的CAN中继器和CAN-LIN网关设计[D]. 吉林: 吉林大学, 2007.
- HONG Yu. Design of CAN repeater and CAN-LIN gateway based on CAN bus[D]. Jilin: Jilin University, 2007.

#### 作者简介

- 于欢(1992—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为运载火箭控制系统、非线性系统伺服控制。
- 颜晓明(1981—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭电气系统、控制系统、信号传输与处理。
- 陈明欣(1979—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为电气系统设计。
- 朱飞翔(1987—), 男, 工程师, 主要研究方向为运载火箭电气总体。
- 李明(1997—), 男, 工程师, 主要研究方向为运载火箭电气总体、通信技术。