

火箭飞行时串测试误差分析研究

曹梦磊, 张义超, 南京宏, 陈 益

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 火箭飞行时串是按照时间序列输出的一系列指令参数, 对其输出精度的测量是判断火箭正常飞行的重要依据; 针对运载火箭飞行时串输出链路复杂, 测试判读途径多的特点, 首先分析了火箭飞行时串输出的原理, 然后针对地测时串和遥测时串两种测试判读方法分析了时串测试误差的来源, 地测时串误差主要来源于控制系统软件周期和时序线路延时; 遥测时串误差主要来源于遥测采样编码误差和起飞信号接收误差; 最后通过运载火箭某次任务出厂测试和飞行数据验证了对测试误差分析的正确性, 并给出提高火箭飞行时串输出精度, 减少测试误差的几种途径。

关键词: 运载火箭; 飞行时串; 测试误差; 测试判读; 全链路

Research on the Test Error of Flying Time Sequence of Launch Vehicle

Cao Menglei, Zhang Yichao, Nan Jinghong, Chen Yi

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Flying time sequence of launch vehicle is a series of instruction parameters output. The measurement of its output precision is an important basis to judge the flight of rocket. In view of output link of launch vehicle's flying time sequence is complex and test interpretation is various, the principle of output flying time sequence is characterized firstly. Then according to the method of ground test and remote test of the time sequence, the source of test error from the whole link is analyzed. The source of ground test error is mainly from software cycle. While the source of remote test error is mainly from coding and sampling error, and the receiving error of take-off signal. Lastly, through the test data from one task of some rocket, the analysis of the test error is verified. Several approaches of improving the level of time sequence output precision and reducing the test error is put away.

Keywords: launch vehicle; flying time sequence; test error; test interpretation; whole link

0 引言

运载火箭飞行时串是火箭飞行过程中按照时间序列输出的一系列指令参数。这些指令以箭载计算机(简称箭机)输出的关机时间(一般代号为Tk或Tks)为基准, 经过指定的时间延时后发出, 一般用来控制主发动机、姿控发动机等动力系统的阀门、火工品, 或者分离解锁机构产生动作, 以完成在轨飞行控制、星箭分离等功能^[1-2]。主发动机点火、星箭分离等关键动作的产生均需要精确的时间序列保证。因此, 飞行时串的精确发出是保证火箭正常飞行的前提。一般在火箭出厂及发射前要对其进行多轮测试, 判读飞行时串的输出精度是否满足要求。

目前, 火箭在出厂测试及飞行任务数据分析过程中, 通过测试数据计算飞行时串的输出误差, 采用同一个判读依据满足不大于指定的时间即可, 并未对数据判读得到的时串误差来源进行分析, 不利于对火箭飞行状态的准确评估。张涛等^[3]分析了计数器累加计数方案对时串信号采集误差的影响; 茅永兴、黄琼、孙海峰、娄广国^[4-7]等针对火箭飞行时串指令实时处理方法、判读方法提出了改进优化、辅助判读等方法; 张拓、江良伟等^[8-11]提出一种基于FPGA的时序控制器, 并针对温补晶振进行了时序精度测试与分

析; 刘琨、马雪松、王少桦等^[12-16]设计了一种运载火箭时序仿真测试系统, 并对该仿真系统时序信号的时间精度等级进行了检定; 宋征宇、周恒保^[17-18]提出了时序系统“标准型”的设计方案和新一代火箭时序控制系统方案; 柳振民等^[19]针对火箭飞行时串指令参数进行数据处理时的误码率影响提出了处理过程预设条件修正法、参数结果关联替代修正法两种误码修正方法。综上所述, 目前的研究还缺乏从飞行时串的输出测试全链路进行误差分析, 本文针对火箭出厂测试和飞行任务中产生的飞行时串测试判读数据进行全链路误差分解, 基于飞行时串输出工作原理, 从箭机输出Tks指令, 到总线传输、地面CPCI采集和遥测采集的全链路进行误差来源分析, 并通过某发任务运载火箭的实测数据验证误差分析的合理性, 最后给出飞行时串测试误差判读的参考依据。

1 飞行时串输出原理

火箭飞行时串输出系统主要由箭机、综合控制器、电阻盒及输出线路组成。箭机中运行飞行控制软件, 飞控软件首先根据飞行控制要求计算输出关机时间指令(Tks), 根据Tks指令和装订的飞行时序表得到飞行时串输出指令, 将该指令通过1553B总线发送给综合控制器进行译码输出,

收稿日期: 2021-03-21; 修回日期: 2021-04-06。

作者简介: 曹梦磊(1987-), 男, 山东德州人, 硕士研究生, 工程师, 主要从事运载火箭电气系统总体设计方向的研究。

引用格式: 曹梦磊, 张义超, 南京宏, 等. 火箭飞行时串测试误差分析研究[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(6): 19-24.

最后通过电阻盒及其线路控制姿控喷管、火工品和电磁阀等被控对象产生动作。

箭机一般采用三冗余设计，具有 3 个主处理器和总线控制器，作为 BC 挂在 1553B 总线上。综合控制器采用三取二冗余设计，3 个 CPU 作为 3 个独立的 RT 挂在总线上，分别通过总线接收箭机 (BC) 发出的飞行时串输出控制码，经各自译码后三取二输出飞行时串。固体继电器板接收分别由三块主机板输出的时序信号，三路信号控制 5 个固体继电器，输出时采用继电器三取二逻辑输出设计。

在火箭出厂测试时，有 4 种途径可以获得飞行时串测试数据，如图 1 所示。第一种是通过箭机发给综控器的总线数据，遥测系统监听总线上的时串指令获得；第二种是通过电阻盒上连接地面时串电缆，地面 CPCI 组合对输出电压采样获得；第三种是通过遥测系统对电阻盒输入端的模拟电压进行采样，经遥测编码传输至地面数据处理设备获得；第四种是通过综控器对输出的模拟电压信号进行回采并通过总线发送给箭机，遥测系统监听总线数据获得回采的时串指令。

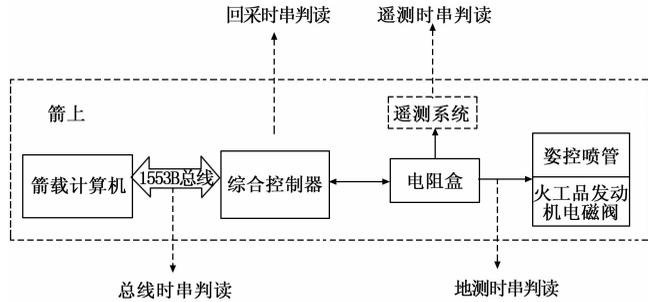


图 1 飞行时串测试数据判读途径示意图

其中第一种和第四种途径获得的飞行时串指令在箭机与综控器之间传输，没有贯穿输出全链路，一般作为发生故障时辅助判读排故使用。因此，在火箭出厂测试时主要对地测时串和遥测时串进行判读，在飞行任务时对遥测时串进行判读。

2 飞行时串判读方法

由以上飞行时串输出原理分析可知，飞行时串以箭机计算的 Tks (或者基础级箭机计算的 Tk) 为基准，经过指定的时间延后发出。因此飞行时串测试数据的判读方法为：首先将遥测或地测途径获得的飞行时串绝对时间减去距离当前时刻最近的 Tks 时间，得到飞行时串的浮动时间，然后将飞行时串浮动时间减去理论浮动时间得到浮动时间偏差，以此浮动时间偏差作为飞行时串测试误差，飞行时串判读表如表 1 所示。

假设表中飞行时串序号为 j ，距离其最近的计算机时间为 Tks_j ，则第 j 个飞行时串对应的测试误差计算公式为：

$$D_j = B_j - Tks_j - A_j \quad (1)$$

其中： D_j 为第 j 个时串的浮动时间偏差， B_j 为第 j 个飞

表 1 飞行时串判读表

时串代号	开关动作	理论时间	飞行时间	浮动时间	浮动时间偏差
Tks1		187	328.008		
4T1pf	on	30	358.02	30.012	0.012
4T1ff	on	30	358.02	30.012	0.012
4T1ff	off	40	368.02	40.012	0.012
4T1pf	off	40	368.02	40.012	0.012
Tks2			415.002		
4Tfzy	on	41	456.025	41.023	0.023
4Tfzy	off	41.2	456.226	41.224	0.024
.....

行时串的飞行时间， A_j 为第 j 个飞行时串的理论时间。

3 控制系统地面测试误差分析

3.1 飞行控制软件周期延时

火箭控制系统飞行软件以一定的控制周期完成惯组数据解析、制导姿控计算、飞行时串指令输出等功能，飞行时控制周期中断服务程序主流程如图 2 所示。

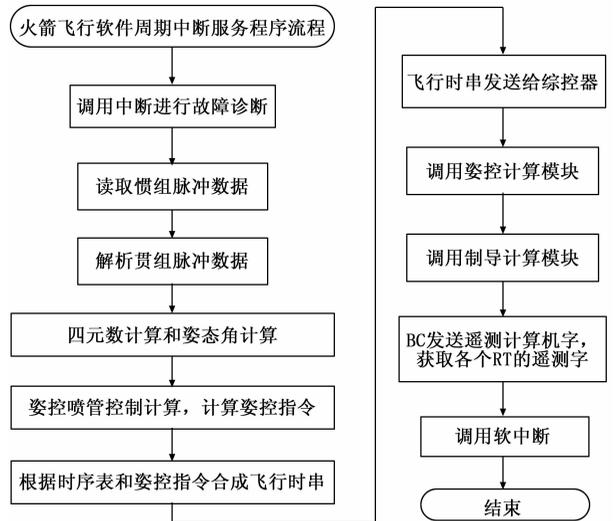


图 2 飞行软件周期内中断服务主流程图

在一个软件周期内，飞行软件首先完成飞行时串指令的输出，然后再完成制导、姿控的计算，即在一个控制周期内需要完成当前周期飞行时串指令的输出，以及制导解算输出下一周期的 Tks 时间。假定火箭的控制周期为 20 ms，若飞行时串恰好在 Tks 时刻输出，则会产生一个控制周期 20 ms 的延时。

3.2 总线传输延时

火箭控制系统数据总线一般采用高可靠、双冗余的 1553B 数据总线，总线传输介质为双绞双屏蔽线缆，总线的两端设置匹配电阻，确保总线安全可靠^[20]。总线拓扑结构如图 3 所示。

主干总线与分支总线采用变压器耦合方式，确保主干总线的可靠性。为避免总线在异常条件下引起通讯阻塞，

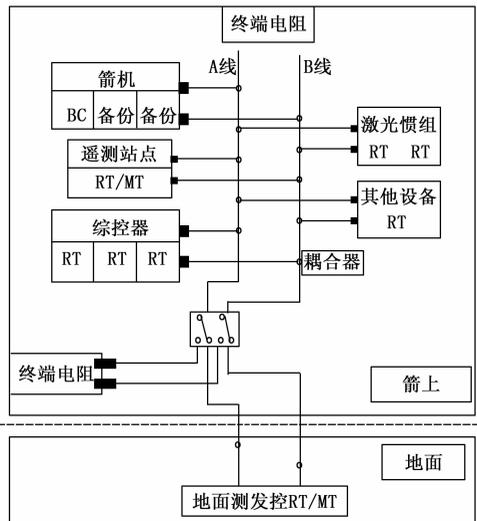


图 3 控制系统 1553B 总线拓扑示意图

总线负载率设计为不大于 30%，总线负载率较低，有足够的裕度。1553B 总线消息最小间隔时间 2~4 μs，远程终端响应有效指令字的响应时间 4~12 μs，并且在总线协议中设置 RT 无响应超时时间（一般 20 μs 左右），因此时串指令在 1553B 总线中传输延时最大在几十微秒左右，在时串误差判读时可以忽略。

3.3 固态继电器传输延时

综控器一般由电源板、主机板、固态继电器输出板及底板组成，如图 4 所示。采用三冗余设计，内嵌相互独立的三套总线 RT 接口和主 CPU 控制电路，信号输出采用三取二表决输出方案。综合控制器设计自检功能，可对本机二次电源和输出时串进行测量，并将结果送到 1553B 总线上。信号三取二表决输出电路通过有 3 个 CPU 控制的 5 只四封装固体继电器串并联完成。固体继电器为四路常开直流输出固体继电器，固体继电器的常值输出电流为 7 A，在过载情况下（小于 100 ms）时能保证最大输出电流 50 A，响应时间为 60~3 000 μs。因此，考虑输出线路上容性负载和感性负载的影响，在时串判读时固体继电器电路传输延时不应大于 10 ms。

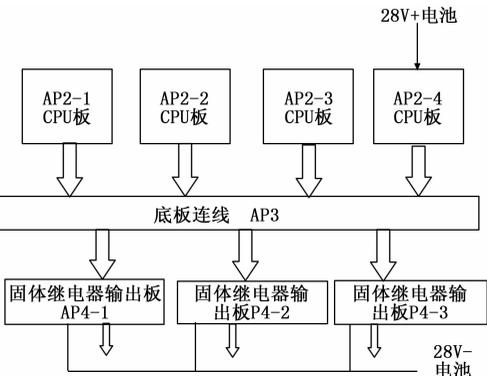


图 4 固态继电器输出电路示意图

3.4 地面 CPCI 采样延时

地面 CPCI 组合通过时串电缆接收电阻盒输出的模拟电压信号，通过采样电路进行采样转换为数字量，如图 5 所示，时串信号首先经过光耦隔离接口电路进入 CPCI 组合内采样。在接口电路中，所采用的光耦隔离器传输延时最大为 5 μs，在飞行时串测试误差判读时可以忽略。地面 CPCI 组合内部采用中断处理对飞行时串信号即时采样，中断响应和数据处理产生的误差延迟在几十微秒左右，因此在飞行时串判读时此部分误差可忽略。

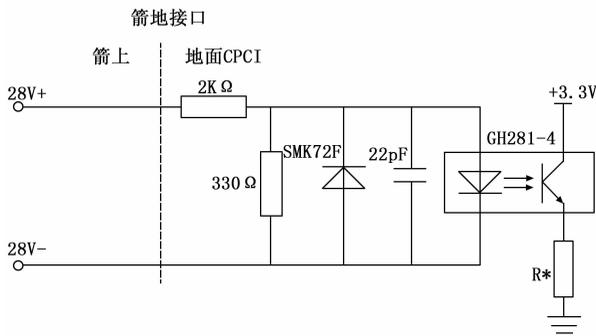


图 5 地面 CPCI 飞行时串信号采集接口电路图

4 遥测系统测试误差分析

4.1 采样误差分析

遥测系统通过数字量变换器采用位控方式完成飞行时串的测量，数字量变换器采用光电耦合器隔离后进行指令状态的传输，遥测指令接口根据选用的光耦选择合适的接口电阻，接口加保护或消弧的反向二极管，并加适当的抗干扰电容，接口电路如图 6 所示，其中飞行时串带电指令信号幅度 28 V±3 V。

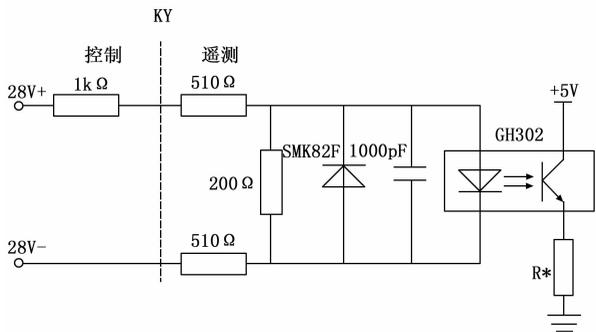


图 6 飞行时串遥测采样接口电路示意图

在接口电路中，所用的光耦隔离器传输延时最大为 5 μs，在飞行时串测试误差判读时可以忽略。因此，在数字量变换器对飞行时串测量过程中，主要测试误差来源于对时串指令的采样频率。假定火箭遥测系统采样频率 40 Hz，则在采样频率 40 Hz 的作用下飞行时串采样误差最大为 25 ms，如图 7 所示，即飞行时串指令刚好在采样脉冲上升沿之后发出。根据飞行时串指令输出的时刻不同，遥测采样误差一般在 0~25 ms 之间。

4.2 编码传输误差分析

数字量变换器将采集完的指令信号送中心程序器，利

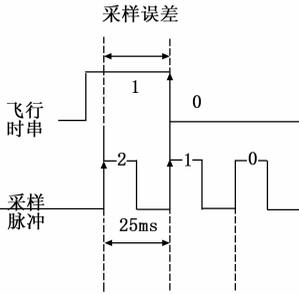


图 7 遥测时串最大误差采集示意图

用码同步变换输出的路同步信号编程产生寻址各个波道的地址信号，每个路同步对应 8 位指令状态信息，按照规定的波道顺序依次传出，经中心程序器帧格式编码后传输至地面，中心程序器送数字量变换器帧同步信号和移位脉冲信号对时串指令和其他数字量指令进行编码传输，帧同步、移位脉冲和 PCM 数据传输时序关系如图 8 所示。

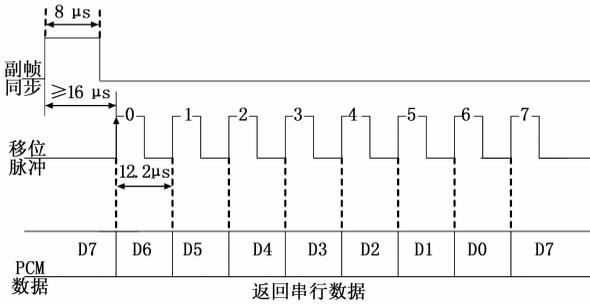


图 8 数字量变换器与中心程序器接口时序图

数字量变换器利用移位脉冲上升沿送数，中心程序器利用移位脉冲的上升沿读取数据。数字量变换器发送完本字节之后，自动将下一字节的 D7 位送到数据线上。假定移位脉冲信号波特率为 81.92 kHz，由此可得移位脉冲信号对一个波道（8 位）采样带来的传输延时如公式（2）所示：

$$\frac{1}{81.92 \times 10^3} \times 8 \approx 0.1 \text{ ms} \quad (2)$$

假定全帧中共包括 64 组码同步信号，波道间隔由中心程序器对数字量端口的选中时间编排决定，64 组移位脉冲按照对应的编排顺序分别对相应的波道采样，64 路数字量信号波道编排如表 2 所示，其中第 56 路波道 T55 代表飞行时串指令所在的波道。

中心程序器同时再将 64 路数字量信号作为一个副帧（代号 C41），按照表 3 所示编排在由 48 个副帧组成的主帧中。

因此，假如一个飞行时串指令在数字量信号波道对应的 T55 波道中，由遥测系统的帧同步频率 40 Hz 可知飞行时串指令在全帧编码传输过程中最大延时为 25 ms，根据飞行时串指令在帧格式中编排位置和传输顺序的不同，遥测编码传输误差一般在 0~25 ms 之间。

4.3 误码传输误差分析

在飞行任务中，由于天地传输无线链路不可避免受到各种干扰因素的影响，会出现或多或少的误码率，如果恰好

表 2 数字量信号波道编排表

1	T0	17	T16	33	T32	49	T48
2	T1	18	T17	34	T33	50	T49
3	T2	19	T18	35	T34	51	T50
4	T3	20	T19	36	T35	52	T51
5	T4	21	T20	37	T36	53	T52
6	T5	22	T21	38	T37	54	T53
7	T6	23	T22	39	T38	55	T54
8	T7	24	T23	40	T39	56	T55
9	T8	25	T24	41	T40	57	T56
10	T9	26	T25	42	T41	58	T57
11	T10	27	T26	43	T42	59	T58
12	T11	28	T27	44	T43	60	标志
13	T12	29	T28	45	T44	61	—
14	T13	30	T29	46	T45	62	—
15	T14	31	T30	47	T46	63	—
16	T15	32	T31	48	T47	64	—

表 3 中心程序器全帧编排表

W1	W2	W3	W4	W5	W6
ZXD	ZXD	S100	S100	D66	D66
W7	W8	W9	W10	W11	W12
C43	C43	ZXD	ZXD	ZXD	ZXD
W13	W14	W15	W16	W17	W18
55	55	ZXD	ZXD	55	55
W19	W20	W21	W22	W23	W24
ZXD	ZXD	55	55	D66	D66
W25	W26	W27	W28	W29	W30
ZXD	ZXD	S100	S100	ZXD	ZXD
W31	W32	W33	W34	W35	W36
C41	C41	D61—64	D61—64	D66	D66
W37	W38	W39	W40	W41	W42
ZXD	ZXD	D65	D65	ZXD	ZXD
W43	W44	W45	W46	W47	W48
55	55	A1	状态量	帧同步 146F、EB90	

注 1: C41 表示数字量变换器传输的 1 个副帧波道。

注 2: ZXD、S100、D65、D61—64、D66 等代号表示 Wi 副帧波道对应的采样数据。

在时串发生时刻出现误码则会导致时序判读存在漏判，或者由于误码引起的丢帧造成飞行时串的缺失或延迟，从而带来飞行时串的判读误差，如图 9 所示。此误差量级需根据误码率的大小及误码发生的时刻决定。

随着数据处理技术的发展和改进，提出了很多消除误码率影响的时序判读方法^[15]，而且在火箭飞行时序动作比较密集的时段测控条件一般较好，因此在飞行任务中的飞行时串测试数据判读时，需根据测控站对遥测数据的误码评估情况，根据具体任务测控数据处理结果考虑误码率延时的影响。

4.4 起飞信号接收误差分析

控制系统接收基础级发出的起飞信号，并通过光耦隔

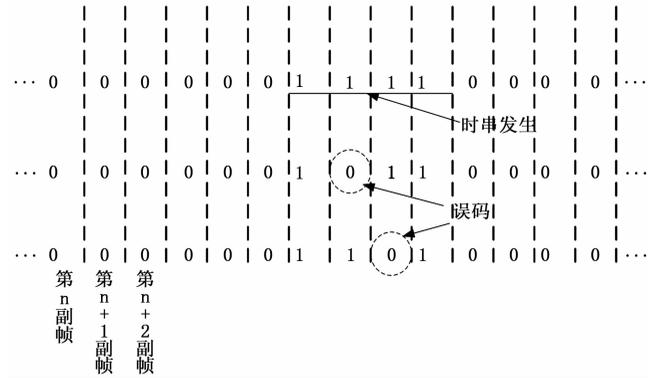


图 9 误码率传输误差发生示意图

离接口转发给测量系统。由于光耦延时很小(几微秒)两者接收误差可以忽略。但是遥测系统事后地面数据处理时需找出起飞(QF)信号,然后通过时码模块以QF信号为零点基准打时标,如图10所示。所以测量系统时码器打时标的参考QF信号相对控制系统实际使用的QF信号是有延时的。由以上4.1、4.2节分析可知,由于采集频率和编码传输带来的最大延时为50ms,由此给飞行时串判读带来的误差范围为-50~0ms。

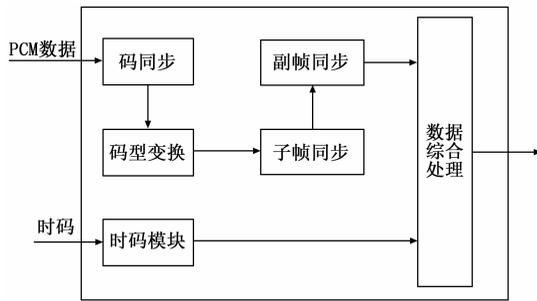


图 10 遥测数据地面打时标处理过程示意图

4.5 时统误差分析

火箭飞行过程中,需要地面多个测控站以及测控船的接力保障测控覆盖性,如果测控站之间地面时统存在误差,则各个测控站对分段接收的数据合成处理会产生误差。一般在执行飞行任务前航区测控站均会进行测控演练,各测控站之间完成时间同步,因此,此误差大小受地面测控站时间同步误差和各测控站之间时钟漂移误差大小的影响,需视具体任务情况分析。

5 飞行时串实测数据分析

本文以某型号运载火箭一次飞行任务及出厂测试的数据为例(如图11、图12所示),进行飞行时串误差分析,其中箭上遥测采集频率为40Hz,遥测传输码速率1Mb/s,控制系统软件周期20ms,tk2,tk3为运载火箭基础级计算机关机时间,tkS1,tkS2,tkS3,tkS4,tkS5,tkS6为运载火箭上面级计算机关机时间。

由以上测试数据分析可以得出:

1) 飞行时串的地测数据误差比较稳定,只有在 Tks 时

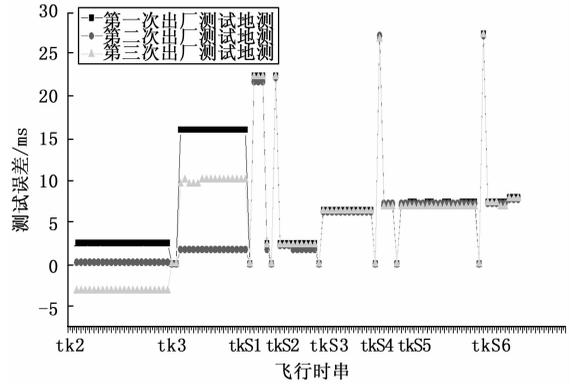


图 11 运载火箭某次任务地测误差

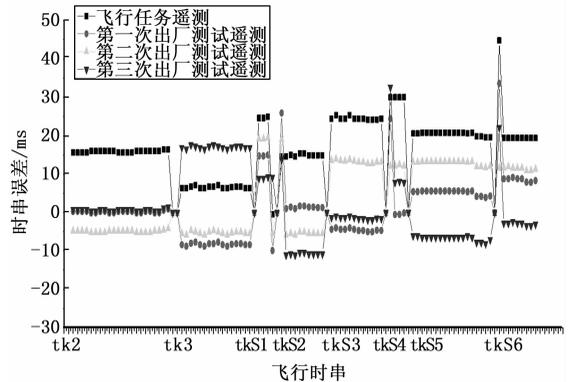


图 12 运载火箭某次任务遥测误差

刻发出的飞行时串误差较大(大于20ms),原因为Tks时刻的飞行时串滞后一个控制周期20ms的影响,而Tks之后的时串误差均在10ms以内。其中Tks1时刻之前的测试数据出现负偏差的情况,是由于在地面测试时采用地面计算机模拟基础级火箭发出起飞、计算机关机(Tk)信号,箭上接收到的起飞、Tk和地面发出的信号存在基准偏差导致。

2) 飞行时串的遥测数据误差具有一定的随机性,但每一个Tks后面的时串测试误差比较稳定,且在50ms以内,说明在测试误差的影响因素中遥测系统采样误差和编码传输误差占主要影响。

3) 由于遥测系统与箭上控制系统起飞零点的误差导致飞行时串输出误差存在负偏差的情况。与每一个Tks基准之后遥测采集引起的延时偏差累计,造成有的Tks之后飞行时串输出负偏差,有的输出正偏差。

4) 飞行任务中的时串偏差较地面出厂测试时的误差较大,原因为飞行任务时会存在误码率、测控站之间地面时统误差的影响。因此,在制定飞行时串测试误差判据时应考虑误码率、地面站时统误差等不可控因素的影响。

6 结束语

本文分析了火箭飞行时串输出原理,根据地测判读和遥测判读两种途径获得的测试数据进行误差来源分解,最终得出控制系统软件周期、固态继电器输出延时误差、遥

测采样编码误差和起飞信号接收误差为飞行时串判读的主要误差来源。通过此误差分析得出为减少飞行时串的测试误差，可有以下几种途径：

- 1) 提高遥测系统采样频率和传输码速率，减小遥测采集传输误差。
- 2) 提高控制系统软件工作频率，减小飞行控制软件周期误差。
- 3) 在飞行时序设计时，尽量避开 Tks 时刻输出飞行时串。
- 4) 飞行任务尽量保障良好的测控条件，提高无线链路裕量，减小传输误码率，有利于减小串判读误差。

参考文献：

[1] 李学锋. 运载火箭智慧控制系统技术研究 [J]. 宇航总体技术, 2018, 2 (2): 43-48.

[2] 彭越, 牟宇, 宋敬群. 中国下一代运载火箭电气系统技术发展研究 [J]. 宇航总体技术, 2020, 4 (2): 13-24.

[3] 张涛, 李仕学. 火箭时串信号脉冲间隔测量 [J]. 装备指挥技术学院学报, 2003, 14 (2): 77-81.

[4] 茅永兴, 朱伟康, 刘冰, 等. 箭遥时间指令参数实时处理方法研究 [J]. 遥测遥控, 2013, 34 (3): 72-76.

[5] 黄琼, 沐俊山, 李红艳, 等. 火箭时序参数判读方法分析与改进 [J]. 飞行器测控学报, 2013, 32 (1): 77-81.

[6] 孙海峰. 基于数据库和三维哈希表的运载火箭飞行时序自动判读技术 [J]. 航天控制, 2010, 28 (4): 63-66.

[7] 娄广国, 蒲国强, 商晓燕. 基于外测信息的火箭关键飞行时序判定方法研究 [J]. 计算机工程与应用, 2017, 53 (s2): 24-29.

[8] 向军, 蔡珂, 等. 运载火箭一体化测发系统的并行测试研究 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (6): 1-3.

[9] 吕跃鹏, 刘俊阳, 等. 基于虚拟化的火箭测发控软件冗余技术 [J]. 航天控制, 2020 (3): 61-68.

[10] 张晨光, 杨华, 杨军. 运载火箭新型地面测试发控系统构想 [J]. 宇航学报, 2005 (5): 249-252.

[11] 叶建设, 鲍忠贵. 一体化航天测控软件框架研究与关键技术 [J]. 无线电工程, 2008, 38 (5): 46-49.

[12] 褚厚斌. 航天通用测发控软件平台设计与应用 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (5): 1799-1801.

[13] 张磊. 载人航天运载火箭地面测试发射系统 [J]. 导弹与航天运载技术, 2004 (1): 34-37.

[14] 张青松, 刘巧珍, 王晓林, 等. 低温火箭自主故障诊断和发射控制 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (1): 1-9.

[15] 王清利. 新型运载火箭遥测供电系统设计及实现途径 [J]. 导弹与航天运载技术, 2000 (4): 5-12.

[16] 张佳宁, 吴燕茹, 等. 新一代运载火箭一体化供电测控系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2017, 25 (9): 39-42.

[17] 吴燕茹, 张佳宁, 等. 固态配电技术在航天器中的工程应用 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (1): 213-215.

[18] 于磊, 岳立桐, 等. 空间电源固态配电技术研究 [J]. 电

[8] 张拓, 党小鹏, 韩连刚, 等. 高可靠性小型固体运载火箭时序控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2019, 27 (2): 135-139.

[9] 江良伟, 季海波. 基于 MOS 管的箭载时序控制器设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (1): 102-107.

[10] 一种低成本无控火箭点火时序控制器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (2): 98-103.

[11] 武杰, 陈灿辉, 朱红, 等. 高精度火工品控制电路测试方案的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (10): 3427-3429.

[12] 刘琨, 李飞飞, 党琳. 火箭飞行时序模拟指示器的设计与实现 [J]. 工业控制计算机, 2017, 30 (11): 156-157.

[13] 马雪松, 姚静波, 解维奇, 等. 运载火箭时序仿真测试系统设计 [J]. 电子器件, 2015, 38 (2): 436-442.

[14] 马雪松, 姚静波, 邓茂林, 等. 新一代运载火箭时序仿真系统信号完整性分析 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (1): 299-303.

[15] 王少桦; 李萌, 姜先炜. 基于箭载系统发动机时串控制电路检测技术研究及实现 [J]. 航天制造技术, 2010, 10 (5): 59-63.

[16] 基于 FPGA 的火箭发动机多路时序点火系统设计. [J]. 南昌航空大学学报, 2018, 32 (1): 97-104.

[17] 宋征宇. 运载火箭时序控制系统“标准型”的研究 [J]. 航天控制, 1998, 2: 28-34.

[18] 周恒保, 辛高波, 丁秀峰, 等. 新一代运载火箭时序控制系统设计 [J]. 上海航天, 2016, 33 (1): 107-112.

[19] 柳振民, 彭宗尧, 鄢青青. 火箭遥测时间指令参数误码修正方法研究 [J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40 (9): 74-77.

[20] 刘桂山, 胡军程. 1553B 总线信息流设计 [J]. 北京理工大学学报, 2003, 23 (3): 301-304.

[21] 力电子, 2014, 3: 45-47.

[22] 郑先成, 张晓斌, 高朝晖. 航天器新型固态配电技术研究 [J]. 宇航学报, 2008, 29 (4): 1430-1434.

[23] 祝伟, 张金刚. 基于 1553B 总线的运载火箭供电测控系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2016 (5): 21-24.

[24] 郭恩全, 卢君明. PXI 总体体系结构 [J]. 国外电子测量技术, 1998 (3): 28-30.

[25] 贾永年. 计算机在测控网中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.

[26] 何荣成. 航天测控系统实时软件技术 [J]. 飞行器测控技术, 1998, 17 (1): 24-29.

[27] 韩亮, 汪洋, 易航. 统一测发控软件开发平台数据中心的研究与实现 [A]. 一院科技委电子组年会 [C]. 2010.

[28] 汪洋, 易航, 颜廷贵. 一种通用软件平台结构在运载火箭总体为系统中的应用 [A]. 一院科技委电子组年会 [C]. 2010.

[29] 周欢, 宋征宇. 基于 BMU/LVDS 总线的闭环总检查测试技术研究 [J]. 航天控制, 2013, 31 (3): 45-49.

[30] 杨军, 蓝鲲. 运载火箭信息化集成设计的基本途径设想 [J]. 航天报, 2007, 28 (3): 682-684.

[31] 杜占龙, 谭业双. 自动测试系统软件平台的设计与实现 [J]. 测控技术, 2012 (4): 96-99.