

火箭发动机涡轮泵转速遥测数据实时处理方法

石 峰, 孙宇航

(中国西安卫星测控中心 西安 710043)

摘要: 火箭飞行试验过程中, 一般通过连续处理测量设备输出的脉冲周期计算发动机涡轮泵转速。受测控站接力跟踪及接收条件限制, 遥测数据存在不连续、短时中断等现象, 极易造成数据处理错误。通过研究脉冲参数在传输时的状态及状态转移, 并对实时跟踪时出现的数据中断、异常值处理等情况进行分析, 提出一种基于有穷自动机理论的处理模型, 有效解决了测量数据的连续判断问题。

关键词: 火箭发动机; 转速; 方法

中图分类号: V443+.5 文献标识码: A 文章编号: CN11-1780(2021)04-0009-07

DOI: 10.12347/j.ycyk.20210107001

引用格式: 石峰, 孙宇航. 火箭发动机涡轮泵转速遥测数据实时处理方法[J/OL]. 遥测遥控, 2021, 42(4): 82-88 [20XX-XX-XX]. <http://ycyk.brit.com.cn/ycyk/article/abstract/20210107001>.

Real time processing method of telemetry data of rocket engine turbo pump

SHI Feng, SUN Shouhang

(Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract: In the process of rocket flight test, the engine turbo pump speed is generally calculated by continuously processing the pulse period output by the measuring equipment. Restricted by relay tracking and receiving conditions, telemetry data are discontinuous, and always encounter short-time interruption and other phenomena, which can easily cause data processing errors. By studying the state and state transmission, and analyzing the data interruption and abnormal disposal during real-time tracking, a processing model based on finite automaton theory is proposed, which effectively solves the continuous judgment of measurement data.

Key words: Rocket engine; Turbine speed; Method

DOI: 10.12347/j.ycyk.20210107001

Citation: SHI Feng, SUN Shouhang. Real time processing method of telemetry data of rocket engine turbo pump [J/OL]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2021, 42(4): 82-88 [20XX-XX-XX]. <http://ycyk.brit.com.cn/ycyk/article/abstract/20210107001>.

引 言

火箭发动机涡轮泵转速是火箭飞行过程中最重要的参数之一, 它直接表征发动机的工作状态和工作过程的变化情况, 其测量的精度和实时性直接影响地面指挥系统对火箭发动机工况的了解和判断。

目前, 对火箭发动机涡轮泵转速常见测量方法有频率法和周期法。频率法是在规定的检测时间内, 用检测到的脉冲个数计算转速的平均值, 适用于火箭飞行的平稳段(转速变化不大的测量区间)。周期法是测量两个相邻转速脉冲信号的时间间隔, 通过对时钟信号的计数来测量脉冲信号的周期, 适用于火箭飞行的过渡段(转速变化起伏较大的测量区间)。胡斌等人的论文^[1,2]提出了一种基于 CPLD 周期法测量液体火箭发动机涡轮泵转速的方法, 通过 CPLD 时钟 1 MHz 的周期提高了转速测量精度, 同时设计“双子帧”的传输方式保证了信号传输的实时性。刘兵的论文^[3]介绍了频率法和周期法的测量原理, 分析了两种方法的测量误差, 提出一种信号调理和半周期测量相结合的策略。赵金才等^[4]的论文分析了频

率法产生误差的原因，提出了误差的修正方法。上述文献关于转速的计算方法均建立在准确获得每个脉冲周期采样点的前提下。但由于火箭在发射过程中，受测控站跟踪条件的限制，遥测数据会出现不完整或短时中断等现象，导致脉冲周期采样点记录不全；或受箭体震动或尾焰影响，在某些特征点会频繁出现野值，导致真实采样点的丢失。

本文基于有穷自动机理论，研究了遥测数据中脉冲参数在传输时的状态及状态转移，并对实时跟踪时出现的数据中断、异常值处理等情况进行分析，提出一种基于确定型有穷自动机理论的火箭发动机涡轮泵转速遥测数据实时处理方法。

1 转速的实时测量原理

1.1 转速遥测原理

涡轮泵转速的获得过程可以描述为^[5,6]：转速传感器对涡轮转速进行测量，输出连续的窄脉冲信号；转速变换器对转速传感器输出的脉冲信号进行分频，输出周期较长的宽脉冲信号，以利于遥测系统采样；箭上遥测系统以一定的采样频率对变换器输出的脉冲信号进行采样和编码传输；地面处理系统以离散点数据的形式得到反映涡轮泵转速的遥测波形，对波形进行判读后根据公式计算出对应的转速。计算公式如下：

$$\mu = 60 \times K \times f / (N \times M) \tag{1}$$

式中， μ 是转速 (r/min)， K 是分频系数， f 是采样频率(Hz)， N 是一个脉冲周期的采样点数(point/pulse)， M 是涡轮泵每转 1 圈转速传感器输出的脉冲数(pulse/r)。

由公式 (1) 可以看出，计算涡轮泵转速主要是准确获得一个脉冲周期的采样点数，实时处理时需要预设数据的初始状态，并对历史数据进行缓存，通过一组复杂的逻辑判断脉冲的合法性，然后计算出准确的转速值。

1.2 脉冲特性分析

某型火箭在平稳段时的涡轮泵转速 $\mu=10\ 240\ \text{r/min}$ ， $M=2$ ，分频系数 $K=128$ ，遥测采样频率 $f=40\ \text{Hz}$ ，根据公式 (1) 可计算一个脉冲周期的采样点数 $N=(60 \times K \times f) / (\mu \times M)=15$ 。

在过渡段时转速变化比较大，测得一个涡轮泵转速 $\mu=3\ 072\ \text{r/min}$ ，可计算出一个脉冲周期的采样点数 $N=50$ 。由于遥测采样频率 $f=40\ \text{Hz}$ ，因此，在平稳段一秒钟内可以获得 2.7 个脉冲，而在过渡段获得一个完整的脉冲需要 1.25 s。如图 1 所示，821.2 s 前脉冲宽度较窄，表明火箭在平稳段，涡轮转速较高；821.2 s 后脉冲宽度逐渐增大，表明火箭在过渡段，涡轮转速逐渐下降。图 1 中的脉冲串表示的转速依次是：10 240、10 240、10 240、10 240、10 240、10 240、5 296、5 296、3 072、

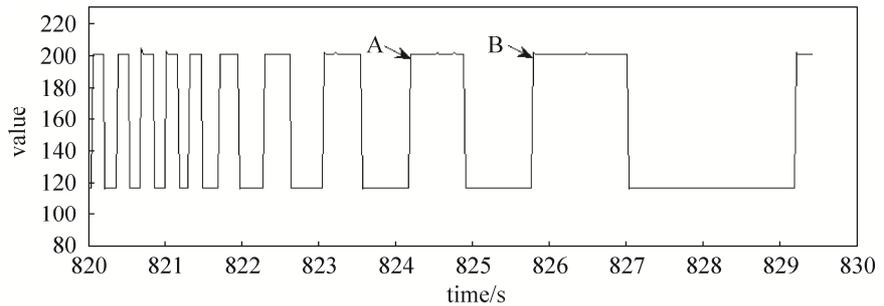


图 1 脉冲采样点
Fig. 1 Sampling point of pulse

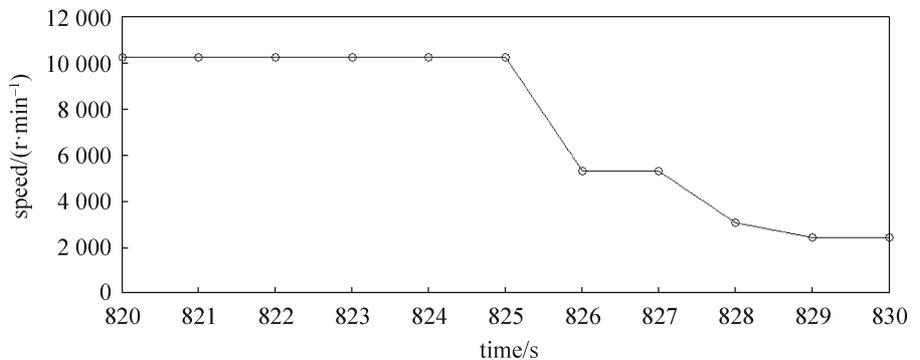


图 2 涡轮泵转速
Fig. 2 Turbo pump speed of rocket engine

1 中的脉冲串表示的转速依次是：10 240、10 240、10 240、10 240、10 240、10 240、5 296、5 296、3 072、

2 415、2 415, 如图 2 所示。

1.3 遥测数据的接收过程

火箭飞行过程中, 由自身携带的遥测设备完成火箭的各种参数和信号的采集, 将所有采集到的数据进行组帧, 通过射频信号下传。地面接收设备对信号接收解调, 将处理后的数据传输至测控中心, 经过软件处理将各分系统的实时测量情况显示出来。由于火箭飞行距离远, 单一测控站无法满足全程测控要求, 因此, 任务执行过程中通常安排遍布各地的多个测控站接力完成遥测数据的接收工作。如: A 站从 340 s 开始跟踪, 到 550 s 结束; B 站从 430 s 开始, 到 850 s 结束。每个测控站都无法覆盖火箭飞行的全过程。这种多站接力的组织方式最大限度地保证了任务的顺利实施和遥测数据的可靠接收, 但对于涡轮转速这类需要结合历史数据与当前数据进行判断的参数增加了处理难度。由于各种干扰因素的存在, 测控站在数据接收和传输的过程中会出现丢帧现象, 导致采样点丢失, 需要进行相应的容错处理^[7-9]。

2 基于确定性有穷自动机模型的转速遥测数据处理方法

确定性有穷自动机是表示离散系统的有限状态以及在这些状态上的转移和动作等行为的数据模型。模型必须具备以下几个条件: 系统具有有限个状态; 状态转移的条件是有限的; 状态转变是对输入事件的响应; 系统在任何时刻总是处于某一确定的状态且其行为是确定的; 系统有一个初始状态和终止状态^[10,11]。涡轮泵转速参数在遥测数据中以电压的跳变表征脉冲波形, 从接收到遥测数据开始, 一个独立的脉冲周期会经过电压上升、高电压维持、电压下降、低电压维持、电压再上升这几种固定的状态, 这几种状态的排列顺序构成了状态转移的事件。当一组状态由一个初始状态进入终止状态时, 表示一个完整的脉冲周期结束。

2.1 确定性有穷自动机模型

一个确定型有穷自动机包括:

一个有穷的状态集合, 通常记作 Q ; 一个有穷的输入符号集合, 通常记作 Σ ; 一个转移函数, 以一个状态和一个输入符号作为变量, 返回一个状态, 通常记作 δ , 如果 q 是一个状态, a 是一个输入符号, 则 $\delta(q,a)$ 是这样的状态 p , 使得从 p 到 q 有带 a 标记的箭弧; 一个初始状态, 是 Q 中的状态之一; 一个终结状态或接收状态的集合 F , F 是 Q 的子集。

通常用缩写的 DFA 来指示确定型有穷自动机。最紧凑的 DFA 表示的是列出上面 5 个部分, 通常用“五元组”记号来讨论 DFA:

$$A = (Q, \Sigma, \delta, q_0, F)$$

其中, A 是 DFA 的名称, Q 是状态集合, Σ 是输入符号, δ 是转移函数, q_0 是初始状态, F 是接收状态的集合^[12,13]。

2.2 涡轮泵转速遥测数据的状态转换模型

一个完整的脉冲是从点 A 到点 B 的一组采样点组成的折线, 采样点的值用一个字节表示, 取值范围为 0~255, 如图 1 所示。当某时刻采样点值大于等于 201 时认为是高电平状态, 记作 H ; 当某时刻采样点值小于等于 116 时认为是低电平状态, 记作 L ; 其它采样值认为是无效电平, 记作 N ^[14]。由此可得, 输入符号集合

$$\Sigma = \{H, L, N\}$$

根据输入符号的变化, 可以得到如下状态的集合 Q 。

Q_0 : 迄今为止没有接收到任何输入, 或只接收到高电平 H , 或收到无效电平 N 。

Q_1 : 迄今为止只接收到低电平 L 。

Q_2 : 迄今为止接收到高电平 H , 并且前期只有一次低电平到高电平的跳变。

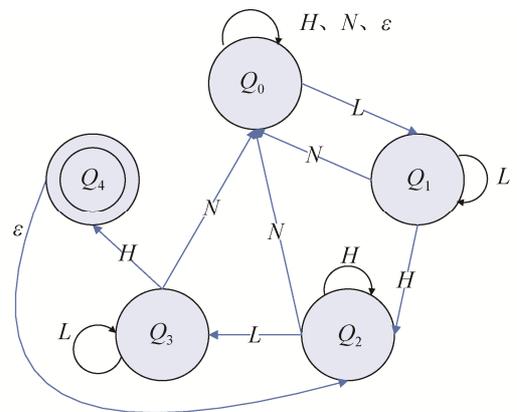


图 3 状态转移图

Fig. 3 State transition diagram

Q_3 : 迄今为止接收到低电平 L , 并且前期只有一次高电平到低电平的跳变。

Q_4 : 迄今为止接受到高电平 H , 并且前期只有两次低电平到高电平的跳变。

其中, Q_0 是初始状态, Q_4 是终结状态。下面列出状态转移函数 δ 的转移图, 如图 3 所示:

若一组输入采样点的序列有一条从初始状态 Q_0 到状态 Q_4 的路径, 即认为这组信号表示了一个完整的脉冲周期。如当前状态是 Q_2 , 当接收到低电平 L 时则 $\delta(Q_2, L) = Q_3$ 。由于实时处理时, 需要连续计算所有脉冲的采样点数, 因此, 当前状态是 Q_4 时即表示前一个脉冲结束, 也代表一个新脉冲的开始。为了提供一些额外的“程序设计便利”, 增加在空串 ε 上的转移, 使程序在判断完一个脉冲后立即转到 Q_2 状态开始下一个脉冲的判断。

在软件处理中, 用计数器 counter 记录一个脉冲周期内的采样点数。当首次进入状态 Q_2 时, 令 counter=1, 每接收一个采样点 counter 加 1, 当进入状态 Q_4 时表示一个脉冲周期结束, 此时计数器的值就是一个完整脉冲的采样点数。在进行连续判断时, 当前一个脉冲判断结束, 即当前状态为 Q_4 时, 立即设置当前状态为 Q_2 , 并令 counter=1, 直到进入下一个 Q_4 状态。在遥测数据始终连续的情况下, 软件状态一直在 Q_2 、 Q_3 、 Q_4 之间转换, 如图 4 所示。如果有数据中断的情况发生, 则必须将当前状态置为 Q_0 , 使软件恢复初始状态, 如图 5 所示。

2.3 转速模拟数据的确定性有穷自动机模型实例

① 当地面遥测设备捕获

目标, 处理软件开始计算脉冲周期。接收的采样点是形如 w_1 的串。

$$w_1 = HHLLLHHHHHLLLHHHH$$

根据图 3 可得状态序列: Q_0 、 Q_0 、 Q_1 、 Q_1 、 Q_1 、 Q_2 、 Q_2 、 Q_2 、 Q_2 、 Q_2 、 Q_2 、 Q_3 、 Q_3 、 Q_3 、 Q_4 。由此可以看出, 串 w_1 存在从 Q_0 状态到 Q_4 状态的路径, 因此, 其中包含一个完整的脉冲。该脉冲的采样点数为 10。

② 当地面遥测设备数据中断或采样点值为无效值时, 接收的采样点是形如 w_2 的串。

$$w_2 = HHLLLNHHLL$$

假设处理软件当前处在状态 Q_2 , 可得到状态序列: Q_2 、 Q_2 、 Q_3 、 Q_3 、 Q_3 、 Q_0 、 Q_0 、 Q_0 、 Q_1 、 Q_1 。由于采样点值无效, 不能用来进行脉冲计算, 根据图 3 可知, 必须使软件回复到状态 Q_0 重新对后续接收的采样点进行计算。

③ 地面遥测设备跟踪正常, 处理软件连续计算脉冲周期。串 w_1 有一个小问题, 当序列进入状态 Q_4 时, 软件无法继续运行。因为图 3 并没有给出当接收到高电平时的状态转换。实际上在遥测设备稳定

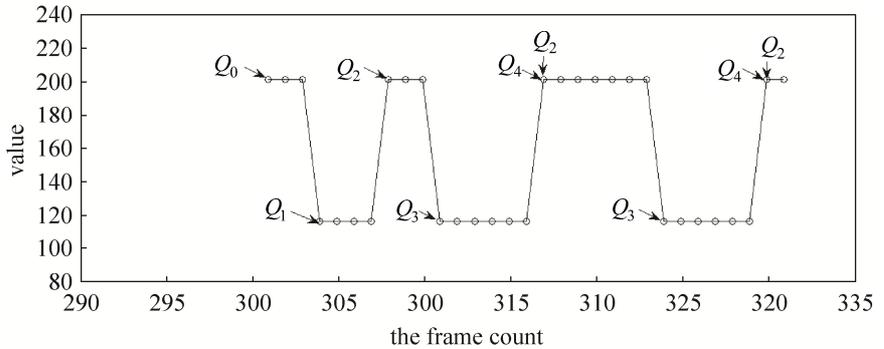


图 4 进站时的脉冲采样点
Fig. 4 The initial sampling point of pulse

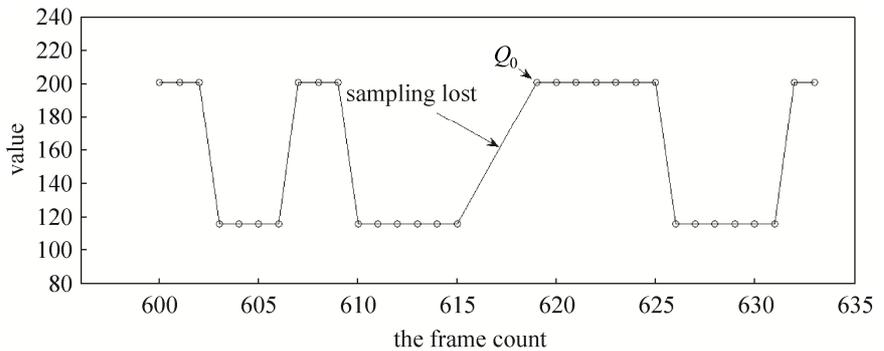


图 5 数据中断时的脉冲采样点
Fig. 5 The sampling point of pulse at time of interruption

跟踪时, 不需要每计算完一个脉冲就返回初始状态, 仅需要增加空串 ε , 既在软件进入 Q_4 状态后, 在没有收到后续采样点的情况下, 直接将当前状态转到状态 Q_2 , 开始下一个脉冲计算即可。

$$w_3 = HHLLLHHHHHLLLH\varepsilonHHLLLH$$

得到串 w_3 的状态序列: $Q_0、Q_0、Q_1、Q_1、Q_1、Q_2、Q_2、Q_2、Q_2、Q_2、Q_2、Q_3、Q_3、Q_3、Q_4、Q_2、Q_2、Q_2、Q_2、Q_3、Q_3、Q_3、Q_4$ 。由于 w_3 的状态序列两次进入 Q_4 , 因此, 串 w_3 包含两个完整的脉冲。第一个脉冲的采样点数为 10, 第二个脉冲采样点数为 9。

2.4 采样点状态设置规则

遥测数据特征分析的基本思路或基本原则是考虑遥测关键参数通常变化率相对稳定, 符合一定的历史规律^[15]。通过对历次实战任务数据的分析可知, 在测控站稳定跟踪后, 遥测数据的质量非常高, 误码率基本为零, 需要进行特殊处置的时机主要集中在跟踪弧段开始之初和跟踪失锁时。因此, 在实时处理时以反映数据原貌为前提, 尽量不对数据进行修正。

2.4.1 置初始状态的时机

当测控中心开始收到遥测数据时的数据波形如图 4 所示。第一点数据为第 301 帧下传, 当处理模块收到数据时立即将转换模型的状态置为“初始状态” Q_0 , 并一直维持该状态至第 303 帧。第 304 帧时数据变为低电平, 此时转换模型进入状态 Q_1 并进入后续的判断步骤。

当遥测数据发生中断时的数据波形如图 5 所示。当处理模块接收完第 615 帧采样点数据后, 下一帧为第 619 帧采样点数据, 期间有 3 帧数据丢失, 因此, 无法猜测缺失处是否出现电压跳变, 即无法判断状态是否需要转移。此时转换模型面临无法执行的困境, 必须在第 619 帧将转换模型的状态置为“初始状态” Q_0 , 以保证模型可以继续运行下去。

2.4.2 异常值的处理规则

当遥测数据测量值出现小幅波动时的数据波形如图 6 所示。第 604 帧采样点的测量值为 97, 比低电平测量值 116 略小, 由于上一个测量值是低电平, 此时仍将该测量值认为是低电平, 并保持转换模型当前状态不变, 计数器 counter 加 1。第 619 帧采样点的测量值为 220, 比高电平测量值 201 略大, 由于上一个测量值是高电平, 此时仍将该测量值认为是高电平, 并保持转换模型当前状态不变, 计数器 counter 加 1。

当遥测数据测量值出现大幅波动时的数据波形如图 7 所示。第 612 帧采样点的测量值为 218, 比前一帧测量数据高很多, 满足高电平的判断条件。对此类异常数据不做修正, 按照高电平处理, 转换模型进入状态 Q_4 。该异常点会导致两次涡轮转速值出现异常, 其值分别为 25 600、30 720, 大于正常转速 10 240。

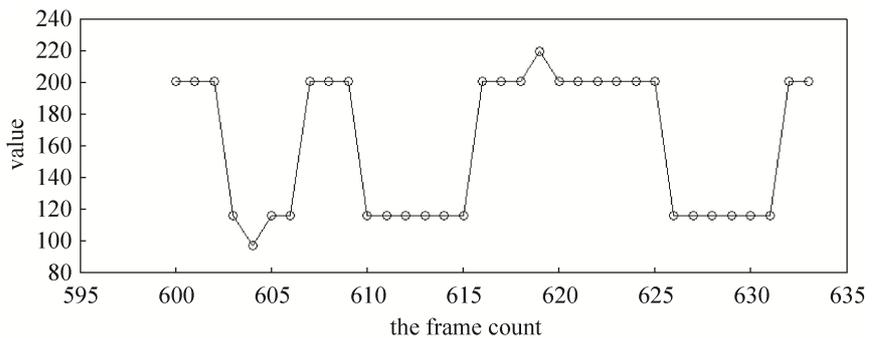


图 6 有小幅波动的脉冲采样点
Fig. 6 The sampling point of pulse with small fluctuations

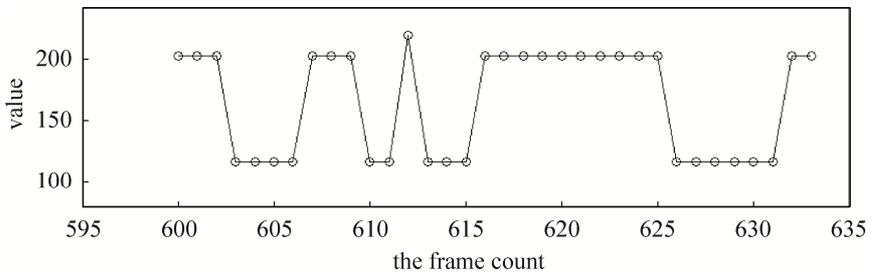


图 7 有大幅波动的脉冲采样点
Fig. 7 The sampling point of pulse with large fluctuations

3 方法验证

利用某型火箭的实时数据对方法模型进行验证。设该型火箭的遥测采样频率 $f=40\text{ Hz}$ ，分频系数 $K=128$ ， $M=1$ 。实验中记录了飞行过程中某次发动机关机时的时间指令发出时间和转速值明显减小的第一点转速数据解算时间作为比较依据。某型火箭近5次飞行试验的关机时间和关机前后的转速值统计如表1所示，可以看出转速值发生变化的时间与关机指令的发出时间基本吻合，准确反映了关机事件的发生。

某次飞行试验时发动机关机后转速值和采样点的对比结果统计如表2所示，表中间隔时间指上一个转速解算时间到当前转速解算时间的间隔。随着转速值的减小，解算时间相应延长。

4 结束语

本文对火箭涡轮泵转速实时处理方法进行了阐述，提出了基于确定型有穷自动机

模型的处理方法，仿真及实测数据表明采用这种方法的计算结果正确有效，基于状态转换模型开发的处理软件逻辑清晰、可读性强、容错性好，有效解决了任务执行过程中数据中断、异常值处理等问题。

可以看到，实时处理计算的转速值是一组平均转速组成的离散值，如平稳段一次转速的输出时间约为 370 ms ，过渡段长达数秒，仅能够反映涡轮泵开机、关机等总体趋势。如果要提高实时处理的精度，可以考虑增加采样频率或降低分频系数，但这样会增加遥测数据量，故实际工作中要根据主动段火箭飞行状态的监视需求合理权衡。

表1 关机时间和转速值统计
Table 1 Shutdown time and speed value statistics

发射顺序	关机时间/s		转速/(r/min)	
	时间指令	转速参数	关机前	关机后
1	695.42	695.49	23 630.768	13 963.636
2	649.67	649.52	23 630.768	19 200
3	653.36	653.45	23 630.768	14 628.57
4	649.77	649.9	23 630.768	17 066.67
5	787.85	787.75	23 630.768	18 070.587

表2 转速值和采样点统计
Table 2 Speed value and sampling point statistics

序号	转速/(r·min ⁻¹)	采样点	解算时间/s	间隔/s
1	13 963.636	22	695.49	—
2	9 909.677	31	696.49	1
3	7 492.683	41	697.49	1
4	5 907.692	52	699.49	2
5	4 726.154	65	700.49	1
6	3 840	80	702.49	2
7	2 742.857	112	705.49	3
8	2 457.6	125	708.49	3
9	596.5	515	721.49	13
10	2 818.348	109	724.49	3
11	4 654.54	66	725.49	1
12	5 296.5	58	727.49	2
13	5 120	60	730.49	3
14	4 585.074	67	731.49	1
15	3 792.592	81	733.49	2
16	2 742.857	112	736.49	3

参考文献

[1] 胡斌, 刘倩, 李雷, 等. 数字式火箭发动机涡轮泵转速测量方法研究[J]. 电子测量技术, 2017, 40(1): 175-179.
HU Bin, LIU Qian, LI Lei, et al. Research on digital measuring method of rocket engine turbopump[J]. Electronic Measurement Technology, 2017, 40(1): 175-179.

[2] 胡斌, 刘倩, 李雷, 等. 基于 CPLD 设计的火箭发动机涡轮泵转速测量产品[J]. 电子测量技术, 2016, 39(11): 131-134.
HU Bin, LIU Qian, LI Lei, et al. Speed measurement of rocket engine turbine pump based on CPLD[J]. Electronic Measurement Technology, 2016, 39(11): 131-134.

[3] 刘兵. 航空发动机测速电机低转速精准测量方法[J]. 技术创新, 2018, 5(6): 35-38.
LIU Bing. Accurate measurement method for low speed of aeroengine speed measuring motor[J]. Industrial Technology

- Innovation, 2018, 5(6): 35–38.
- [4] 赵金才, 许煜, 董晋峰, 等. 一种高精度的瞬时转速测量方法[J]. 安徽农业科学, 2013, 41(15): 6594–6596.
ZHAO Jincai, XU Yu, DONG Jinfeng, et al. A method measuring of instantaneous rotational speed with high precision[J]. Journal of Anhui Agricultural Sciences, 2013, 41(15): 6594–6596.
- [5] 靳爱国. 长征系列火箭飞行试验发动机涡轮泵转速遥测精度分析[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 11–17.
JIN Aiguo. Accuracy analysis of telemetry of turbo pump for CZ rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2003, 29(3): 11–17.
- [6] 于海磊, 郑勤生, 宋振龙. 液体火箭发动机涡轮泵真实转速信号提取[J]. 低温工程, 2008(2): 40–45.
YU Hailei, ZHENG Qinsheng, SONG Zhenlong. Measurement of turbine pump rev signal in liquid rocket engine[J]. Cryogenics, 2008, 2: 40–45.
- [7] 于长海, 倪风岳, 沈慧. 遥测实时与延时数据结果弥补拼合方法[J]. 遥测遥控, 2019, 40(2): 51–56.
YU Changhai, NI Fengyue, SHEN Hui. A fusion method of real-time and delay telemetry data[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2019, 40(2): 51–56.
- [8] 于长海, 许圣涛, 石玉华. 多站遥测数据处理中的数据融合方法研究[J]. 遥测遥控, 2018, 39(1): 49–52.
YU Changhai, XU Shengtao, SHI Yuhua. Research on data fusion method for multi-station telemetry data processing[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2018, 39(1): 49–52.
- [9] 朱良平, 陶恒美, 李靖. 运载火箭遥测参数实时自动判读研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2008, 19(6): 67–70.
ZHU Liangpin, TAO Hengmei, LI Jing. Study of the launch vehicle telemetry parameter auto-interpretation in real time[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2008, 19(6): 67–70.
- [10] 孙万卿, 葛亮. 基于有穷状态自动机浅海声场仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(14): 3142–3144.
SUN Wanqing, GE Liang. Research of shallow water acoustic field simulation based on finite automaton[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(14): 3142–3144.
- [11] 安立新, 蓝向阳. 有穷自动机计算中数据结构的设计[J]. 中国计量学院学报, 2007, 18(2): 127–130.
AN Lixin, LAN Xiangyang. Data structure designed for finite automata computation[J]. Journal of China University of Metrology, 2007, 18(2): 127–130.
- [12] 习仲坚, 巫鸣. 有穷自动机理论在自动化控制方面的应用[J]. 自动化与仪器仪表, 2012(6): 105–108.
XI Zhongjian, WU Ming. The application of finite automata theory in automatic control[J]. Automation & Instrumentation, 2012(6): 105–108.
- [13] HOPCROFT E JOHN, RAJEEV MOTWANI, ULLMAN D JEFFREY. 自动机理论、语言和计算导论[M]. 孙家驊, 等译. 北京: 机械工业出版社, 2013.
- [14] 刘俊杰, 张志聪, 凌晓华, 等. 基于 FPGA 的瞬时频率指示器保宽脉冲提取方法[J]. 遥测遥控, 2019, 40(2): 46–50.
LIU Junjie, ZHANG Zhicong, LING Xiaohua, et al. Width pulse extracting method for instantaneous frequency indicator based on FPGA[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2019, 40(2): 46–50.
- [15] 潘昶. 一种基于跃变量特征值提取的遥测参数异常辨识方法[J]. 测控技术, 2018, 37(12): 98–101.
PAN Chang. An identification method of telemetry parameters fault based on eigenvalue extracting of jump variables[J]. Measurement & Control Technology, 2018, 37(12): 98–101.

[作者简介]

石 峰 1977 年生, 本科, 高级工程师, 主要研究方向为火箭遥测实时处理。

孙宇航 1982 年生, 硕士, 工程师, 主要研究方向为火箭遥测事后处理。

(本文编辑: 潘三英)