

数字式火箭发动机涡轮泵转速测量方法研究

胡斌 刘倩 李雷 张永杰 李亮

(上海宇航系统工程研究所 上海 201109)

摘要: 为解决因测量精度低、实时性差引起的液体火箭发动机工况分析困难的问题,结合某型号运载火箭发动机涡轮泵转速信号特点和遥测信号传送要求,提出了基于的 CPLD 周期法测量液体火箭发动机涡轮泵转速的方法,对转速信号周期的提取、传输以及在遥测系统内的波道编码进行了设计,采用 Quartus II 软件对转速周期的测量过程进行了仿真验证,设计的原理样机参加了该型号火箭遥测系统试验,试验结果表明,数字式发动机转速测量方法较型号现有的“分频法”在测量的精度和实时性方面均有大幅提升,能有解决目前发动机在加速启动段和减速关机段等转速急剧变化时段转速不能及时、准确测量的问题。

关键词: 火箭发动机;涡轮泵转速;CPLD;周期法

中图分类号: V443 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.30

Research on digital measuring method of rocket engine turbopump

Hu Bin Liu Qian Li Lei Zhang Yongjie Li Liang

(Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: To solve the problem that low measuring accuracy and bad real-time caused rocket engine working condition analysis difficult. Based on the characteristics of a rocket engine turbopump rotational speed signal and telemetry signals rules this paper proposed a cycle method measuring the rotational speed of liquid rocket engine turbopump based on CPLD. Designed the speed signal cycle extraction, transmission and channel coding method in telemetry system. Using the Quartus II software simulation process of speed cycle measurement. An original products took part in the telemetry system test. The results show that digital engine speed measurement method better than lower frequency method in measurement accuracy and real-time performance. It can solve the problem that rocket engine is immeasurable In the period of Speed change quickly like accelerating period and shutdown periods.

Keywords: rocket engine; turbopump rotational speed; CPLD; T method

1 引言

火箭发动机涡轮泵^[1-2]的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中的变化情况,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。世界各国航天发射故障近一半是由发动机工作异常引起的,涡轮泵故障一旦出现,将造成箭毁星亡等重大损失^[3-4]。因此,对运载火箭发动机涡轮泵转速的测量显得尤为重要。

现有火箭发动机转速测量方法有分频法和频压变换法。分频法是将转速信号进行降频处理,然后经遥测系统中心程序单元 AD 采样的一种测量方法,该方法具有测量精度低和实时性差的缺陷,降频之后进行 AD 采样会导致其测量精度误差在 5% 以上,降频处理会严重影响测量的

实时性,所以该方法无法测量到发动在快速启动段和减速关机段转速信号的变化情况。频压变换法的核心器件是频率/电压(F/V)变换器件 AD650,器件的电路结构决定了该测量方法只能测量范围很窄的一段转速信号,所以该测试方法会出现低速测量不准,异常高速测量错误的现象。此外,频压变换法也是通过遥测系统 8 位 AD 模拟量采集的,因此其测量的实时性也一般。

本文拟采用以下方法完成火箭发动机转速测量,先对发动机转速信号进行标准 TTL 处理,然后选用 CPLD 用周期法测量发动机转速信号周期并进行存储,最后按照遥测数据传输要求将转速信号从遥测系统数字量通道进行传送。CPLD 周期法可以保证转速频率测量的精度,而遥测系统数字量口传送格式保证了测量的实时性。

2 转速测量方法

常见转速测量方法有频率法、周期法和频率周期法^[4-7]。频率法是在规定的检测时间内,用检测到的脉冲信号的个数来估算转速。周期法是测量相邻两个转速脉冲信号的时间间隔来确定转速,通过对标准时间(时钟)信号进行计数,来测量脉冲信号的周期,对周期取倒数可得频率。频率周期法是同时测量检测时间和在此检测时间内所产生的转速脉冲的个数来确定转速,它同时对两种脉冲信号进行计数。其中频率法适用于频率较高,测量精度要求不高,周期法适用于频率较低,测量精度较高的场合,频率周期法结合了频率法和周期法的优点但算法复杂^[8-11]。

液体运载火箭发动机转速频率一般在 1 kHz(即 60 000 r/min)以下,信号频率不高,同时航天产品高可靠性要求设计产品工作原理尽量简单,因此选用精度高、使用方便、容易实现的周期法作为火箭发动转速测量的方法较为合适。

3 遥测信号输送

遥测系统^[12]主要在火箭飞行过程中,完成火箭各种参数和信号的变换和采集,将所有采集到的数据进行打包编帧后,加载到射频信号上经天线发射下传。地面接收设备接收并解调,对数据进行反解算,从而使各专业、各系统获得当前火箭各项数据,了解火箭的工作状态,帮助进行火箭的故障定位分析和性能改进。

帧格式是遥测系统传输的数据结构形式,是箭上遥测数据编码组帧、地面数据处理解析的重要依据。

目前常见的一种帧格式的副帧结构如图 1 所示,它在 1 个副帧内包含 64 个子帧,每个子帧以 2 个字节的帧同步码开始。一个副帧周期一般为 25 ms。

火箭上需要遥测的信号数量多达几百上千,而遥测资源有限,因此对于快速变化的重要参数往往进行数字化处理后选用数字量通道采集,即每个子帧采集一遍,这样每个副帧周期内最多可采 64 遍,而变化缓慢,非重要参数则采



图 1 全帧为 6144 字节的遥测帧格式结构

用遥测系统中心程序单元模拟量通道的 8 位 AD 进行采集,这些信号一个副帧周期只能采一遍。

目前火箭发动机涡轮泵信号均被安排进模拟量测量通道,即一个副帧周期只采一遍转速信号。分频法转速测量信息流如图 2 所示,转速信号调理后先进行分频处理,分频后的信号通过遥测系统中心程序单元模拟量采集口 8 位 AD 采集。

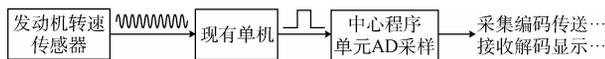


图 2 现有转速测量信号流

随着型号的不断发展和优化,一些参数的已经成熟可靠没有必要继续测量,另外一些参数要求得到更多更详细的数据以满足自身性能不断提升的要求,火箭发动机的转速测量属于后者。

4 转速测量设计

4.1 总体设计

数字式火箭发动机涡轮泵转速测量方法如图 3 所示。产品主要由信号调理模块、CPLD 中心处理模块和电源模块组成。CPLD 中心处理模块包括转速测量模块和与遥测通信的 PCM 接口模块,其中,转速测量模块由沿检测模块、计数模块、状态机模块和寄存器组成,PCM 接口模块由勤务信号检测模块和并串转换模块组成。

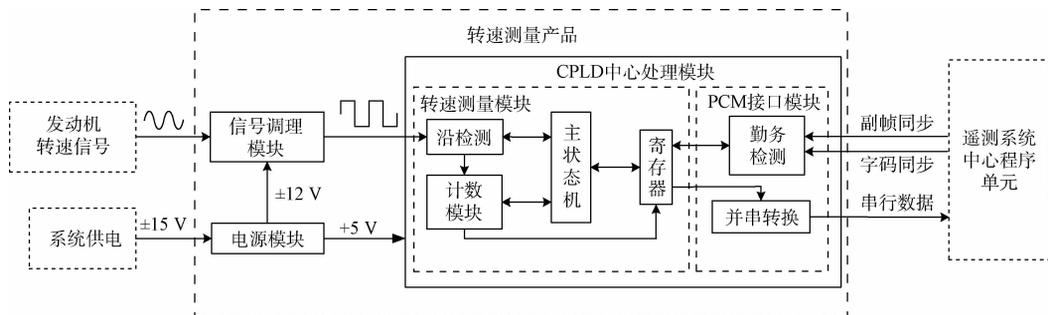


图 3 总体设计

信号调理电路将转速信号放大、调整进行滤波和防干扰处理,把发动机转速信号转换成标准的 TTL 信号。调理后的转速信号通过 CPLD 中心处理模块进行测量,完成对发动机转速的高速测量,并将转速数据通过串行信号 PCM 上传至下一级的信号采集单元。其中 CPLD 中寄存器的数值随着转速信号不断到来而不断被刷新,所以遥测系统中心程序单元收到当前实时转速信号值。电源模块将系统为产品提供 ±15 V 电源变换成两路,一路变换成

±10 V 共信号调理模块信号处理使用,一路变换成 +5 V 供 CPLD 中心处理模块使用。

4.2 测量模块设计

转速测量模块可以完成转速信号的高精度测量,其主要功能是以周期法的形式完成转速信号周期 T 的采集,即两个相邻上升沿的时间间隔。转速测量模块原理图如图 4 所示。

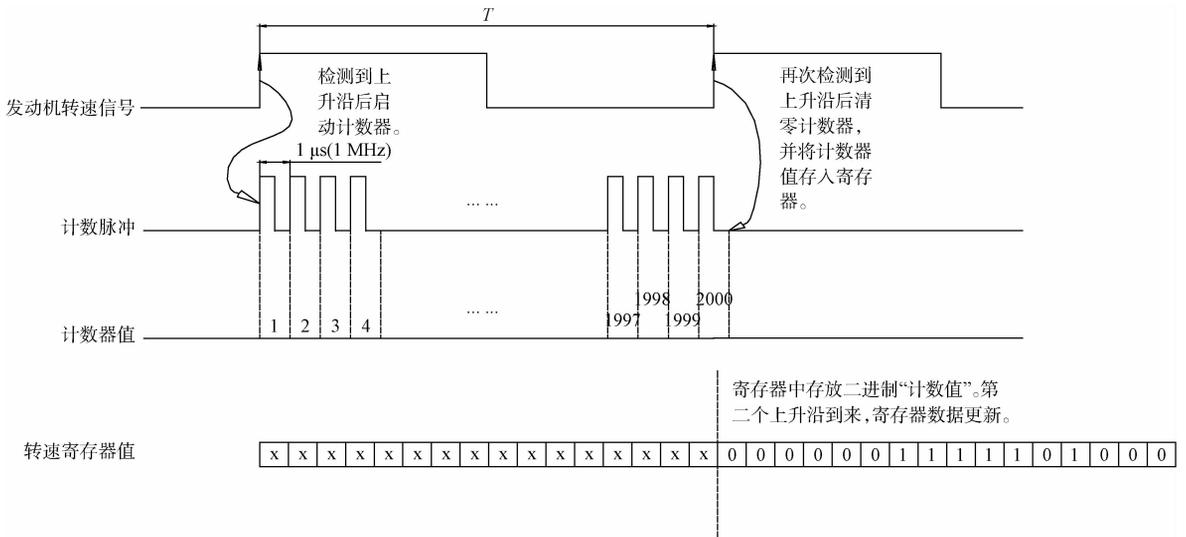


图 4 转速测量模块原理

边沿检测模块检测到发动机转速信号的上升沿,并将该信息通知给状态机。状态机收到上升沿信号后启动计数器开始计数。边沿检测模块第二次检测到上升沿,并告知状态机,状态机完成两个工作:1)停止计数器工作,对计数器清零;2)将计数脉冲个数 n 存入寄存器中。由于上升沿的不断到来,在整个工作过程中,寄存器中的内容会随着下一个转速信号的到来不断刷新。

转速测量具体实现方式可通过以下例子说明,如寄存器中存放的数据是 16 位的二进制数据 0000 0011 1110 1000,即十进制 2 000,如果设定的计数脉冲周期为 $1 \mu\text{s}$,则当前被测发动机转速信号周期为 $T=1 \mu\text{s} \times 2\,000=2 \text{ ms}$,频率 $f=500 \text{ Hz}$,即当前发动机转速为 30 000 r/min。

测量精度分析。周期法测量频率存在一个理论的最大测量误差,即在转速最高时(转速信号周期最短时)一个标准时钟周期误差。现有液体火箭发动机最高转速不超过 60 000 r/min,其转速周期为 1 ms,若设定的 CPLD 时钟周期为 $1 \mu\text{s}$,则该方法理论最大测量误差为 0.1%。

4.3 高速传送方法设计

遥测系统副帧周期为 25 ms(40 Hz),每个副帧周期内又有 64 个子帧。现有的遥测系统帧格式设计方法是对一个数字量接口一个子帧可以传送 1 byte 的数据量。现把每个转速信号转换成 2 个字节的数字量,按照“双子帧”数据更新方法传送数据,即 2 个子帧更传送一遍数据,那么在一个副帧周期内转速信号数据可更新 32 遍,信号传送率为 $40 \text{ Hz} \times 32(0.781\,25 \text{ ms})$ 。在现有液体火箭发动机转速周期均大于 1 ms(转速小于 60 000 r/min),0.781 25 ms 的信号传输周期可以保证所有的转速信号不丢失。

4.4 小 结

在数字式火箭发动机转速测量方法中 CPLD 选用 1 MHz 时钟周期可以高精度的完成现有液体火箭发动机转速测量,同时设计的“双子帧”传送方法在一个副帧周期内完成 32 遍的信号传输,保证了信号传输的实时性。数字式火箭发动机转速测量信息流如图 5 所示。

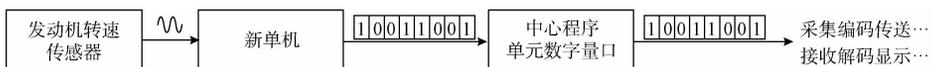


图 5 新的转速信号流

表 1 为运载火箭发动机 128 分频法与本文研制的数字转速测量方法理论测量参数对比表。由表中数据可以看出,与现有 128 分频法相比,数字转速测量方法转速信号的实时性提升为 0.781 25 ms,精度误差降至 0.1% 以下,并实现了数字式输出,有效的提高了信号的抗干扰水平。

表 1 测量参数对比表

测量方案	发动机转速/ (r · min ⁻¹)	实时性/ ms	精度误差/ %	数据类型
128 分频法	10 000	768	3.3	模拟量
	30 000	256	10	
	60 000	128	19.5	
数字测量法	10 000		0.016	数字量
	30 000	0.781 25	0.05	
	60 000		0.10	

5 产品仿真设计

为验证设计方法的可行性,选用 Quartus II 软件进行了仿真设计。转速测量模块内部原理如图 6 所示。其中,FIN 为信号调理模块输出的转速信号,CLK 为基准时钟,为整个系统提供时钟源。上升沿检测模块提取 FIN 的上升沿 POSEDGE(波形可如图 7 所示),POSEDGE 作为计数器的同步清零信号,同时将前一次的计数值锁存到寄存器里,记为 Q1[15..0]。

对前述 CPLD 程序进行仿真,仿真时设置基准时钟 CLK 为 1 μs,转速信号 FIN 为 500 Hz(30 000 r/min)和 1 000 Hz(60 000 r/min)仿真波形见图 7,从图 7 可以看出,在 CLK 作用下,正确检测出了转速信号的上升沿 POSEDGE。POSEDGE 作为计数器的同步清零信号,以 CLK 为基准时钟进行计数,计数值分别为 1 999 和 999(计数从 0 开始),可以计算出周期分别为 1 μs × 2 000 = 2 ms、1 μs × 1 000 = 1 ms,即对应转速信号 500 Hz(30 000 r/min)和 1 000 Hz(60 000 r/min)。

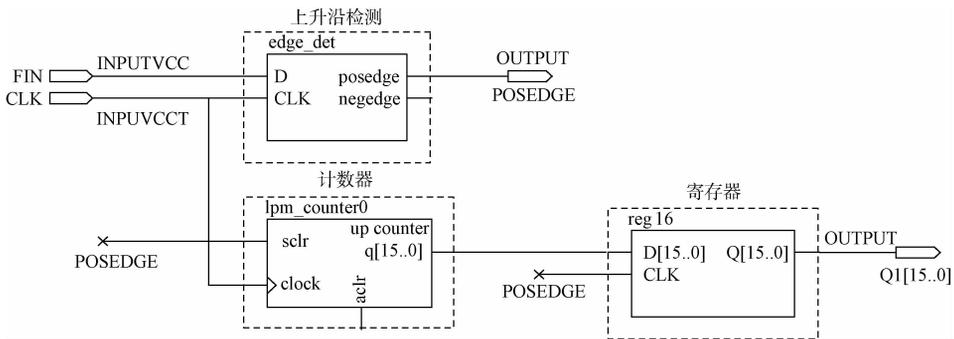


图 6 CPLD 测量模块原理图

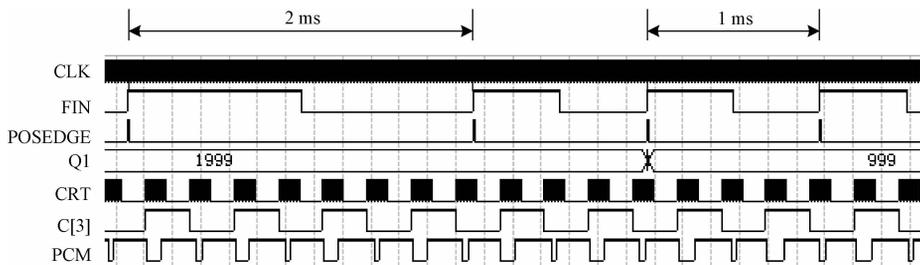


图 7 CPLD 功能仿真

6 系统测试结果分析

为保证数字式火箭发动机转速测量方法在遥测系统的实际应用能力,采用 Lattice 公司的 CPLD 器件 ispLSI1032 作为核心处理芯片设计了原理样机,并参加了遥测系统分系统试验。试验过程中使用 PXI 一体化测试仪模拟火箭发动机转速信号,原理样机测量并存储转速值,遵照遥测系统数字信号接收协议将转速值发送至遥测

系统中心程序单元,并通过发射机和天线以射频信号对外发射,通过地面接收设备 RTR 接收解码,最终现在遥测系统地面显示终端。

系统每隔 0.781 25 ms 接收到一个转速信号值,单机测试误差、信号源误差、遥测系统参数分层误差综合在一起,整个系统测量精度误差可控制在 1% 以内,较现有分频法测试性能大幅提升,具体测试结果如表 2 所示。

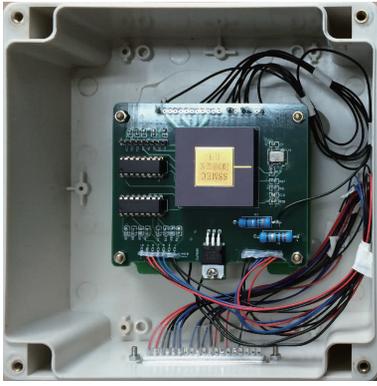


图 7 产品实物照片

表 2 系统测试结果

输入转速(r/min)	遥测转速(r/min)	误差率/%
10 000	10 072	+0.72
30 000	29 765	-0.78
60 000	60 504	+0.84

7 结 论

本文结合某型号火箭发动机转速信号特点和遥测系统数据传送要求,提出的数字式火箭发动机涡轮泵转速的方法可以大幅提升测量的精度和实时性,该设计方法可推广运用到温度、压力、振动等箭上其他遥测参数中,为后续运载火箭全箭数字化、总线化发展奠定了良好基础。

参考文献

[1] 曹夏瑞. 液体火箭发动机涡轮泵健康监测关键技术及系统研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2010.

- [2] 窦唯,金志磊,闫宇龙. 液体火箭发动机涡轮泵转子超速离心变形特性研究[J]. 火箭推进,2015,41(5):11-17.
- [3] 史珂. 航天器发动机故障信号的有效检测仿真[J]. 计算机仿真,2015,32(7):19-22.
- [4] 张素明,耿辉,安雪岩. 航天运载器故障管理功能设计方法[J]. 导弹与航天运载技术,2015(5):46-49.
- [5] 孔德杰,宋悦铭,毛大鹏. 高精度中频双极性 PWM 信号发生器的 FPGA 实现[J]. 国外电子测量技术,2015,34(11):32-34.
- [6] 徐健,张耕实,李本根. 基于单点虚拟振动功率的发动机转速测量方法[J]. 仪器仪表学报,2014,35(3):697-702.
- [7] 曹青松. 高精度转速测量新方法的研究[J]. 机床与液压,2010,38(17):38-40.
- [8] 陈小飞,刘昆. 等精度转速测量方法在磁悬浮飞轮中的应用[J]. 电子测量技术,2010,33(4):103-105.
- [9] 赵艳东,于林明,陈显利. 航空发动机转速测量系统设计[J]. 电子测量技术,2011,34(11):81-84.
- [10] 谷玉海,韩秋实,徐小为. 高精度转速测量方法研究[J]. 仪表技术与传感器,2013(10):88-89.
- [11] 吴鸿,陈冲,李超,等. 一种基于 DSP 的转速测量新方法[J]. 电子测量与仪器学报,2014,28(9):1033-1036.
- [12] 李安顺,刑威,谢立. 一种运载火箭高码率遥测系统设计方案[J]. 计算机测量与控制,2015,23(6):1915-1918.

作者简介

胡斌,1986 年出生,工程师,主要从事运载火箭遥测系统电子设备设计。

E-mail:hunefu@163.com