

固体火箭发动机0.5%高精度 测试系统研制

张方余 罗竹根

(国营经纬化工厂)

摘要: 本文论述了固体火箭发动机0.5%高精度测试系统的设计原则、结构特点和精度分析方法。经长期静态调试和发动机试车考核,航天部正式鉴定,认可系统设计合理,工作运行稳定可靠,稳态推力静标精度达到0.2%,原位校准力值精度达到0.05%,推力相对总不确定度优于0.3%,三年长期稳定性达到0.01%。

文中所述机电系统一综合设计思想,AD-1精密数据放大器、模拟信号发生器的研制和应用、人机对话等编程方法的巧妙配合,为建稳定立可靠的高精度测试系统提供了借鉴。

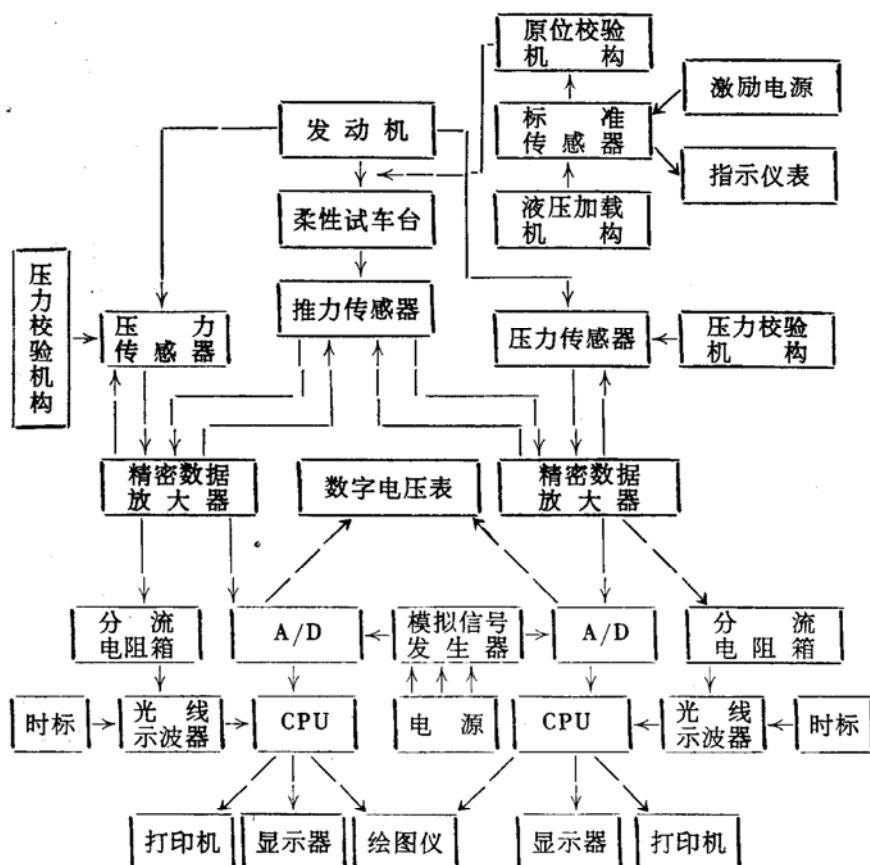
主题词: 固体火箭发动机, 推力测量, 测试技术, 研制

一、系统配置及总体设计思想

固体火箭发动机0.5%高精度测试系统是一种全电测式推力、压强测试系统。其组成主要分三部分:一是原位校准装置;二是高精度柔性试车架;三是微机记录系统,包括同步点火线路和模拟信号发生器。鉴于试验可靠性要求,全套配置采用双路双系统结构,同时保留了示波器记录系统,以便于结果比较(详见图1)。

无数实践证明,要获得一个性能良好的系统设计,即能较大幅度地提高系统的测试精度,首先要把机、电统一起来考虑。对要求实现的系统测量不确定度,要根据现代技术的发展,可能购置到的设备,确定各个组成部分的误差分配,制订出切合实际的整体方案,是达到给定设计指标所必须的。稳态推力测量不确定度定为0.5%。

参照部标《推力测量规范》要求:校准系统的不确定度不大于 $\pm 0.1\%$,试车架的不确定度不大于 $\pm 0.2\%$,测力传感器的总精度不低于 $\pm 0.2\%$,信号调节、A/D变换和滤波器综合不确定度不大于 $\pm 0.2\%$,温度影响造成的不确定度不大于 $\pm 0.2\%$,把以上五个分项用均方根法求出综合不确定度为 $\pm 0.44\%$,可确保不低于 $\pm 0.5\%$ 的总体要求。



二、原位校准装置的结构和特点

原位校准装置的结构由标准传感器及其二次仪表、液压加载系统及其原位校验机构组成。标准传感器两端配装了万向柔性件。其作用是再现发动机试车时产生的推力，使测量系统的所有约束与发动机试车时相同。液压油缸通过调节主、备压压差而产生一个拉力，此拉力由标准传感器(Z4)的输出来指示，并通过传力杆作用于动架测力框上，从而模拟发动机推力，使工作传感器(BK-2)产生一个输出。

采用原位校准装置。目的为试车台提供一个高精度、高稳定性的力值标准，并解决推力架横向约束及预载力等因素在试车时发生变化而影响推力测量，还有示波器系统采用分步标定方法的诸多弊端均可克服。有了这个标准，可以鉴定影响推力各因素的大小，并可发现事先没有考虑到的影响因素。因此，它是推力测量系统必不可少的组成部分，是整个系统实现高精度测量的核心。

考虑到有利于长期维护和简化定期送鉴手续, 选择了油压力源方案。

为了对双推力发动机进行推力校准,使大量程标准传感器在小推力范围内使用具有较高的精度,校验机构中曾采用两个量程的标准传感器(Z4、Z3H2)串联使用。由于实际效果一样,取消了Z3H2低量程标准传感器。

校准力的力源用液压油缸来产生，传力杆与固定油缸的支架与试车架之间是一个整体，设计时仔细考虑了相互间的结构协调和尺寸精度的配合。它们相对于推力轴线的同轴度和相对于基准水平面的平行度要求小于 0.05mm ，还要求校准时推力测量系统的变形量与试车时变形一致。校准力在测量系统中心传递路线方向一致。这点通过着重解决力的作用点就可得到解决。

液压系统的稳定性是一个至关重要的问题。设计要求能分辨出 $1\mu\text{V}$ 稳定读数，实际上已达到 20s 以上不变。其中采取了使力值稳定的特殊措施，即用针形阀来调节油压的微小变化，从而消除因油温微小变化而带来油压的较大波动。

标准传感器选用西德HBM公司生产的Z4传感器，其精度等级为0.03级。二次仪表主要指标准传感器的供桥电源和记录其输出值的数字多用表。经北京304所鉴定，系统精度为 0.05% ，达到设计要求($<0.1\%$)。为了减少路线电阻及外界环境因素变化带来的影响，采用四蕊六线制方法组成校准系统。

三、柔性试车架的设计原则和结构特点

钢丝吊挂式高精度柔性试车架设计推力 7kN ，稳态推力测试精度 0.2% （包括试车架、推力传感器），该试车架由三部分织成：液压原位校准装置、动架和定架。其中原位校准装置上面已作论述（详见图2）。

试车架的设计原则要求定架要定，试车时不允许有任何位移；动架要动，受力时移动不受任何摩擦阻力。因此，为了提高抗干扰能力和获得好的动态响应，试车架按刚性原则设计，要求有较大的垂直刚度、横向刚度及转动刚度，较小的轴向刚度。这样，在发动机推力变化时，不致于使传感器的曲线产生畸变。还要求试车架能保证发动机推力作用线与安装在动架上的测力传感器在同一轴线上，偏差小于 0.2mm 。动架在推力作用下推力与位移有良好的线性关系。为了避免推力偏心或侧向力对推力测量的干扰，可利用万向柔性件的特点来消除。为了确保条件严格一致，试车台原则上须配备调温调湿设备。

试车台用十根钢丝将动架悬挂起来。每根钢丝预紧到 5kN 。在发动机推力作用下，动架可沿推力方向移动。由于钢丝预紧力作用，动架对于轴向位移的阻力值基本上是线性的，并具有较好的重复性。在推力作用下，工作传感器、万向柔性件的总变形不大于 0.5mm 。此

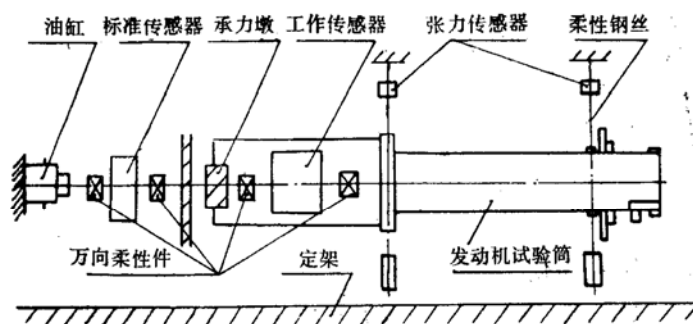


图2 柔性试车台架结构示意图

时,动架的阻力约为推力值的2%。采用钢丝吊挂结构,使动架能够抵抗较大的横向力(可达推力值的10%),而不影响推力测量精度。在吊挂钢丝上装有拉力传感器,发动机工作时也可通过该传感器测定发动机推力偏心。发动机安装在安装筒内,装拆方便,安装筒尾部有安全限位装置,如发动机工作出现意外时保护测力装置,保护传感器不受损坏。测力框两边设置预紧力装置,目的为消除测力传感器与承力座之间的间隙,减少发动机点火时对传感器的冲击。也考虑到国产传感器在其额定载荷的低量程范围工作时非线性差,加上预紧力可使传感器实际工作起点上移,而避开线性较差的起始段,以改善传感器的工作性能,按设计要求,预紧力不超过额定载荷的10%。该试车架中,控制发动机轴线对工作传感器偏移不超过0.2mm,保证了工作传感器不致带入明显误差。

关于定架,采用整体钢结构。设计中主要考虑的是增加结构的刚性,使得在试车过程中不会发生明显的变形。也考虑了便于整体搬迁,而不对环境条件提出较高的要求。

四、微计算机系统的设计原则和使用特点

微机系统包括了测力传感器、AD-1精密数据放大器、A/D模数转换、微计算机及其外围设备,还包括了TP-801模拟信号发生器(见图1)。传感器受力而输出的模拟电信号(mV级)经AD-1精密数据放大器放大到0-10V级电信号,送入A/D接口,经模数转换而送入计算机CPU贮存处理,结果再经D/A转换送到打印机打印出来。其中计算过程全部由专用试车程序(软件)来控制。TP-801模拟信号发生器有两个功能:一是实现标定,试车从点火到数据采集的同步实时控制;二是以软件形式,提供模拟试车程序全过程,以便检查系统的可靠性。

根据系统总体设计要求,系统配置情况简述如下:

1. 工作传感器按设计要求选用BK-2/10kN,精度指标0.05级。
2. 精密数据放大器,选用美国2B30/2B31放大芯片(含精密电源,带低通滤波器)研制而成,其增益非线性和稳定度均优于0.02%,零漂小于 $2\mu\text{V}/8\text{h}$ 。
3. 微计算机系统,选用IBM-PC机全兼容的KH-16机。
4. TP-801模拟信号发生器,由TP-801单板机改装而成,其设计原理见图3。

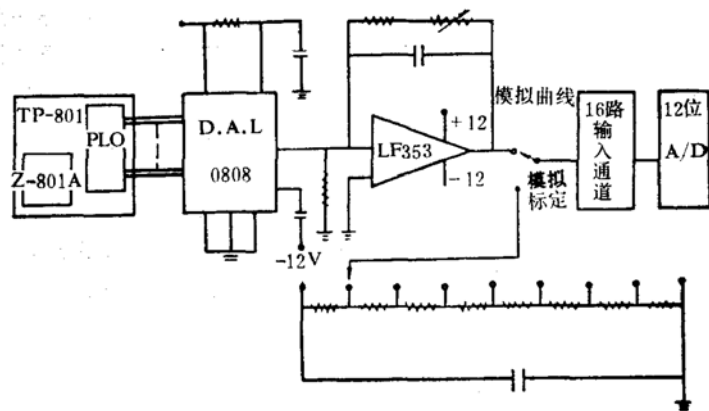


图3 TP-801模拟信号发生器原理图

根据五种型号发动机的不同要求,分标定、采集、数据处理三部分设计了五套试车程序。穿插使用了BASIC语言和汇编语言,为准确判定 t_0 点,在数据处理程序中采用人机对话,在采集零点时采用了避开点火讯号干扰的判别方法。根据采样定理提出采样速度的选择原则,为便于实时控制,提高对于常态干扰的抑制能力,确保采样精度和系统资源许可的情况下,采样速度选定为:HN-5号、500点/s; $\phi 50$ 、1000点/s;PL-4号、1000点/s;SY-2;变速采样,头尾100点/s,中间30点/s。通过大量发动机热试车,并与示波器结果相比较,除个别特征点尚须修正以外,基本结果十分接近,证明五套试车程序设计是成功的,使用可靠。结果准确,工作效率、运算速度、计算质量都得到了很大提高,并独具先进特色。

五、系统调试不确定度分析和热试车

系统安装就绪并确认稳定可靠以后,我们分台架、A/D入口及全系统进行了长时间反复的综合静态调试,测定了台架的有关特征参数。调试结果见表1。从表1可见,系统稳态推力精度为0.1% (按QJ29-80方法计算),系统稳态不确定度(当量值)为0.3%。

按部标QJ-1257-37《固体火箭发动机测量不确定度的评定》方法评定,系统相对总不确定度为0.3%。

表1 系统不确定度测定结果表

测定日期	测定对象	测 定 结 果 (%)					说 明
		δ_L	δ_H	δ_R	δ_A	δ_T	
87.7.6	台 架	0.012	0.010	0.016	0.026	0.032	1. 按QJ29-80方法计算 2. 多次测定, 取最大值 3. $\delta_T = \delta_A/0.8$
87.8.21	A/D入口	0.006	0.019	0.028	0.034	0.043	
87.8.21	KH-10	0.050	0.020	0.037	0.092	0.115	
被测力值 X 。 (kN)		1	2		3		
87.7.27	台 架	0.098	0.048		0.032		1. 按QJ-1275-87方法计算 2. 结果为当量不确定度 3. 多次测定取最大值。
87.8.21	A/D入口	0.108	0.053		0.035		
87.8.21	KH-10	0.343	0.017		0.114		

热试车结果如下:

1. $\phi 50$ 双基发动机试车,包括摸底及正式鉴定,共进行30余次试车,解决了推力曲线的干扰问题;证实了新系统能准确测定推力;用同一发动机在相同条件下经8次正式试验,重复性较好,比冲的相对百分偏差为 $\pm 0.7\%$ 。

2. 某发动机试车结果见汇总比较(见表2)。

a. 弹性反力: < 35 格/F·S

b. 轴向变形: < 0.4 mm (施加小于 10^4 N推力时)

c. 纵向刚度: 头0.05mm/kN
尾0.1mm/kN

表2 某发动机试车结果(总冲)汇总比较表

时 间	发 数	I_{fm}	I_{fmin}	$\bar{I}_f$	δ_{If}	试车温度	测试系统
年		N.s	N.s	N.s	%	(°C)	
83	4	8940	8520	8730	6.2	+50	示波器
84	16	8900	8250	8620	6.0	+50	示波器
85	15	8920	8110	8670	6.4	+50	示波器
87	11	8970	8800	8870	1.9	+50	微 机

注: $\delta_{If} = \frac{3}{\bar{I}_f} \times 100(\%)$, 总冲平均值相对百分偏差。

从上述比较结果看出, 总冲测试结果的分散性由原来的6%降低到2%以下。可见测试精度提高了2倍。

3. 微机记录系统, 比示波器系统取得的结果更理想。

六、结 论

经技术鉴定, 认为

1. 该系统原位校准装置的力源工作稳定, 校准力值输出精度达到0.05%, 为该系统提供了可靠、稳定的力值标准, 全系统静标综合精度优于0.2%; 推力参数测量相对总不确定度为0.2%, 标准力值灵敏度长期稳定性(三年)为0.01%F.S达到国内先进水平, 实现了高精度, 在同类测试系统中属领先地位。

2. 该系统具有以下特点

a. 首先采用AD-1精密数据放大器, 具有精度高、稳定性好、抗干扰性强、与微机接口相匹配和节省外加电源等优点;

b. 采用自制模拟信号发生器, 工作稳定, 确保试车时计算机工作可靠;

c. 系统由柔性试车架, 原位标定和微机系统组成, 系统配置合理、先进、台架允许整体搬迁是一大优越性;

d. 微机系统工作稳定、可靠、运算速度快、效率高, 五套试车程序运行正常, 软件完善齐全。在数据处理中采用人机对话和通过软件正确判别零点, 提高了结果的准确性;

e. 该系统投资少、造价低、研制周期短、经济性好;

f. 该系统适用于直径小于 $\phi 92$ 、推力小于10kN的固体发动机试车。更换动架, 还可适用大尺寸发动机试车, 通用性好。

g. 传感器的选择和合理使用, 对测试精度影响很大。用加预紧力和使用万向柔性件的方法来改善乃至提高传感器的使用精度, 有明显成效。

is one of the factors to effect agglomeration-combustion of aluminium but not the most important factor. The relation between combustion rate and agglomeration-combustion of aluminium is not monotonous and linear. The consideration that the combustion rate would increase due to the reduce of aluminium agglomeration is not correct.

Keywords: Aluminized propellant, Composite propellant, Propellant burning rate, Catalyst, Agglomeration, Combustion performance

RESEARCH ON AGGLOMERATION PROCESSES OF ALUMINIUM PARTICLES IN SOLID PROPELLANTS

Cao Taiyue

(National University of Defense Technology)

Abstract: The agglomeration phenomena of metal particles in propellant combustion environments have great effects on the performance of solid rocket motors. On the basis of general description of agglomeration phenomena some reviews on surface reaction layer model for DB propellant agglomeration and on pocket models for composite propellant agglomeration are presented in this paper. In view of some anomalies on effects of burning rate and pressure, some reviews on "sub-pocket" mechanism and "inter-pocket" mechanism recently are also discussed.

Keywords: Aluminized propellant, Metal combustion, Agglomerate, Review

THE DEVELOPMENT OF A HIGH ACCURACY TEST SYSTEM FOR SOLID ROCKET ENGINES

Zhang Fangyu Luo Zhugen

(Jing Wei Chemical Plant)

Abstract: In this paper, the design principle, structure features and the accuracy analysis method of a test system with accuracy of 0.5% for solid rocket engines are introduced. The system shows rational design and stable and reliable operation during a long adjustment at static state and firing tests and has been approved by the Ministry of Aerospace Industry. The accuracies of the system respectively are 0.2% on static thrust calibration, 0.05% on thrust zeroing, less than 0.3%