

变推力液体火箭发动机工况监测 和故障诊断实验研究

国防科学技术大学 杨乐平* * 陈启智 王克昌

【摘要】 本文介绍了一种用于变推力液体火箭发动机地面试车的工况监测和故障诊断微机系统。该系统能现场监测发动机各个工况的静态和动态性能参数, 根据监测系统提供的原始数据和曲线, 可对变推力液体火箭发动机系统进行故障诊断。文中列出了相应的试验结果和曲线。

关键词: 计算机监测 采样分析 故障诊断

1 前 言

为了满足我国航天技术进一步发展的需要, 国防科技大学研制了国内新一代具有多次起动力的一种双组元变推力液体火箭发动机。该发动机是由文氏管系统、喷注器系统、电磁阀作动系统和微机控制系统组成的一个复杂系统。在发动机地面热试车过程中, 由于各种难以确定因素的存在和影响, 发动机有可能出现与我们希望的调整状态或控制要求不相符合的现象或结果, 这就需要在热试车现场对发动机静态参数和动态参数进行监测, 分析发动机的主要工作部件是否处于正常工作状态。如果出现异常现象, 则必须对测试系统提供的原始数据进行分析, 找出故障原因, 以便为发动机系统参数和控制系统参数的调整和确定提供依据。这就是本文介绍的实验研究所需要解决的主要问题。

2 微机监测系统

微机监测系统主要由 IBM-PC/XT 微机、Lab-Master 多功能数据采集板、传感器、放大器及倍频器、显示器和打印机等硬件设备和相应的软件组成。其系统原理如图 1 所示。

变推力液体火箭发动机地面热试车程序的特点是每个工况按一定的时间周期工作 (一般我们将每个工况工作时间设置为 2 秒)。采集程序通过数据通讯与试车控制程序同步执行, 这样我们可以确定每组采样值所对应的发动机具体工况和工作时刻。当试车发动机在各个工况稳态工作时, 微机监测系统以采样时间 $T = 100\text{ms}$ 对发动机如下十个主要参数进行采样处

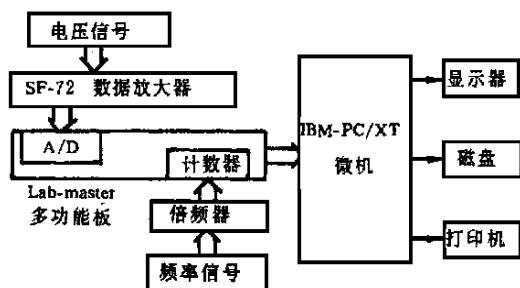


图 1 微机监测系统原理图

理: 燃烧室压力 P_c , 地面推力 F , 控制电压 V_c , 反馈位移 V_f , 氧化剂文氏管入口压力 P_{ivo} , 燃料文氏管入口压力 P_{ivf} , 氧化剂文氏管出口压力 P_{evo} , 燃料文氏管出口压力 P_{evf} , 氧化剂质量秒流量 q_{mo} , 燃料质量秒流量 q_{mf} 。

试车控制程序保证发动机每个工况工作时间为 2 秒, 所以, 对我们确定的采样时间来说, 发动机每个工况有 20 组静态参数采样值。处理结果显示在计算机屏幕上并存入磁盘供试车后进一步分析。当变推力发动机在变工况过渡过程工作时, 微机监测系统以采样时间 $T=5\text{ms}$ 对以下三个动态参数进行采样处理: 燃烧室压力 P_c 、控制电压 V_c 、位移反馈电压 V_f 。

经过计算机处理后, 在计算机屏幕上依次显示发动机各个工况瞬态响应曲线, 同时可用打印机快速硬拷贝输出。

3 故障诊断分析与处理

该变推力液体火箭发动机采用了文氏管和喷注器同时调节的总体方案。可调汽蚀文氏管和喷注器是影响该发动机整体性能的两个主要工作部件。在发动机实际地面热试车过程中, 根据对微机监测系统得到的原始采样数据进行分析, 即可分析并判断可调汽蚀文氏管系统和喷注器系统是否处于正常工作状态。

(1) 为了达到控制推进剂流量(组元比)的目的, 可调汽蚀文氏管必须工作在充分汽蚀状态。如果在发动机工作过程中, 文氏管下游压力超过其汽蚀压力恢复极限, 就会破坏文氏管正常汽蚀工作状态。可调汽蚀文氏管在变工况工作过程中, 其压力恢复系数随工况的变化而变化, 如图 2 所示。

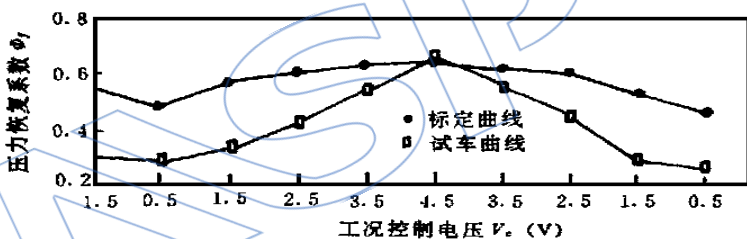


图 2 不同工况文氏管压力恢复特性曲线

根据实际试车中采样得到的文氏管入口压力和出口压力, 可以计算出各个工况下文氏管压力恢复系数。然后通过各个工况实验前标定的文氏管临界压力恢复系数进行比较, 即可判断出在发动机各个工况下, 文氏管是否处于汽蚀工作状态, 图 2 给出了一次典型的试车结果。该次试车中, 在发动机 4.5V 工况, 燃料文氏管下游压力超过汽蚀允许压力, 即处于非汽蚀状态, 而在其他工况时, 燃料文氏管均处于正常汽蚀工作状态。

(2) 大量试验结果证明, 喷注器针阀开度是影响该发动机静态性能的关键因素之一。喷注器针阀开度能否得到有效控制, 是判断喷注器系统是否正常工作的主要依据。

从发动机设计结构看, 喷注器针阀是通过销子与杠杆机构机械联接, 因此, 总会存在一定的配合间隙。而且, 为了满足喷注器针阀关机的需要, 我们还确实需要一定程度的配合间隙。但是, 如果这个间隙大到使得喷注器针阀开度有一定的不确定性, 导致发动机静态性能明显变差, 则是我们不希望的。通过下面介绍的分析处理方法, 可以对此做出有效判断。

当发动机处于稳态工作时, 假如在同一工况不同采样时刻, 文氏管调节锥位置(反馈位移)和文氏管入口压力均相同, 此时如果喷注器针阀开度是确定不变的, 那么, 文氏管出口压力也应该是相同的。反之, 如果文氏管出口压力发生了显著变化, 说明喷注器针阀开度发

生了变化。但这一变化没有为反馈位移所反映，正好说明是喷注器针阀与杠杆联接的间隙带来的影响。表 1 是一组实测结果（所有数据均代表测量信号的电压输出值）。

表 1 实测结果

V_c (V)	1. 5039	1. 5039	1. 5039	1. 5039		1. 5039	1. 5039
V_f (V)	1. 5723	1. 5723	1. 5723	1. 5723		1. 5625	1. 5625
P_c (V)	1. 3770	1. 3965	1. 4029	1. 4893		1. 3916	1. 3232
$P_{w o}$ (V)	2. 3438	2. 3438	2. 3340	2. 3340		2. 3730	2. 3730
P_{evo} (V)	0. 4736	0. 4980	0. 5225	0. 4883		0. 5371	0. 5078

表 2 减小间隙后的实测结果

V_c (V)	0. 5176	0. 5176	0. 5176	0. 5127		1. 5186	1. 5186
V_f (V)	0. 5615	0. 5615	0. 5615	0. 5615		1. 4991	1. 4991
P_c (V)	0. 3857	0. 3771	0. 3857	0. 3786		1. 1914	1. 2109
$P_{w o}$ (V)	2. 4609	2. 4609	2. 4609	2. 4609		2. 3779	2. 3779
P_{evo} (V)	0. 5420	0. 5392	0. 5420	0. 5392		1. 4084	1. 4111

由表 1 数据可见，由间隙引起的文氏管出口压力的变化，导致发动机稳态室压变化的相对偏差达 10%。这一结论已为实际试车结果所证实。当我们在发动机冷试状态装配调试和系统参数调整时，减小销子与喷注器针阀的配合间隙，上述现象得到明显改善。表 2 数据是采取相应技术措施减小间隙后的一组实测结果。

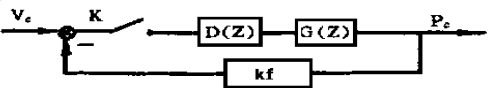


图 3 变推力发动机控制系统框图

(3) 变推力发动机变工况工作的控制是由微机控制系统来实现的，如图 3 所示，它实际上是一个闭环数字—采样控制系统。 $G(Z)$ 表示过程动特性（过程传递函数）， $D(Z)$ 表示由计算机软件实现的数字控制器， K 为采样开关， K_f 为反馈系数。根据实际比较，这里数字控制器 $D(Z)$ 采用 PI 控制规律较理想。当然，由于试车中许多难以控制因素的存在，为了得到发动机满意的动态响应性能，PI 控制器的参数：比例增益 K_c 、积分时间 T_d 等都需要现场整定。微机监测系统提供的瞬态响应曲线，即可为控制器参数现场整定提供依据。例如，图 4a 是某次试车程序（9102-2）上升 1.5V 工况发动机的瞬态响应曲线。显然，从曲线上反映出系统阻尼较大，响应较慢，所以，应增加 PI 控制器的比例增益系数 K_c 。图 4b 是增大 K_c 后，紧接着的一个试车程序（9102-3）发动机同一工况的瞬态响应曲线。

比较图 4 可以看出， K_c 增大后，发动机动态响应明显加快，但同时超调量也明显增加。由此可见，根据微机监测系统提供的动态响应曲线，现场整定计算机 PI 控制器的参数，可以改善和提高发动机不同工况动态响应特性。实际上，如果在系统动态模型辨识方面开展进一步

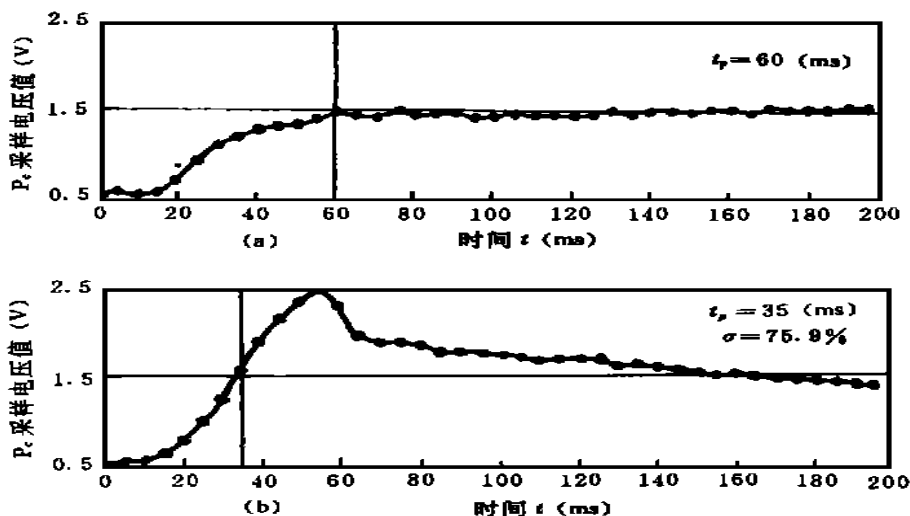


图4 $V_c = 1.5V$ 工况动态响应曲线

的工作, PI 控制器参数整定是可以通过优化计算自动完成的。

4 结 论

液体火箭发动机工况监测和故障诊断是近来航天技术领域国内外都比较重视的一个新的研究课题, 有很大的实用价值。我们结合一种变推力液体火箭发动机的研制和地面试车, 在此方面作了一些初步的工作, 尽管不十分成熟, 但却积累了一些成功的经验。

(1) 对变推力液体火箭发动机热试车这样一个综合控制系统, 采用计算机监测系统进行工况监测是十分必要的。它不仅可以及时和有效地发现异常现象, 而且也为发动机系统和试车台系统参数的调整和控制提供了依据。

(2) 试验结果证明, 通过对监测系统提供原始数据的分析处理, 对地面试车的变推力发动机系统进行故障诊断, 不仅可行, 而且是十分经济的。

(3) 我们研制开发的这套变推力液体火箭发动机微机监测系统, 具有硬件配置简单、经济, 软件灵活, 使用方便, 工作可靠等特点, 有一定的推广应用价值。

参 考 文 献

- 1 Hagar S, Alcock J. Rocket Engine Condition Monitoring System. AIAA89-2852
- 2 陈大光. 燃气涡轮发动机的状态监控与故障诊断. 航空学报, 1989, 10 (6): B225
- 3 张福炎, 蒋新儿, 李滨宁. 微型计算机 IBM-PC 的原理与应用. 南京: 南京大学出版社, 1984

A PLATINUM- FILM RESISTANCE TEMPERATURE PROBE FOR UNSTEADY FLOW MEASUREMENTS

Peng Jian, Jiang Haokang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A platinum-film resistance temperature probe has been designed. Steady tests show that the linearity error of the probe is less than 0.5%. The thermal response of the probe has been checked by both shock tube and high frequency hot jet. It is shown that the frequency response of 6 kHz can be expected. According to heat transfer analysis, the thermal properties and the size of the base bar are the main factors of the effect on thermal response of the probe. The probe has been successfully used for measuring rotating stall signals of a single stage transonic compressor. The study shows that the film resistance temperature probe features high frequency response, fine linearity, high sensitivity and ease to use, so it has a bright prospect in application to unsteady flow measurements.

A PARALLEL MULTI-CHANNEL HIGH-SPEED DATA ACQUISITION SYSTEM BHD-200- FOR DYNAMIC MEASUREMENT IN TURBOMACHINE

Xiong Zhang, Liu Xudong, Chen Wangmei, Jiang Haokang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A parallel multi-channel high-speed data acquisition system has been designed for dynamic flow measurement in turbomachine. With the swallowing and spitting capacity of 800 kc/s in all, the system can parallelly sample and process 16-channel signals. The structure, principles of operation, function and operation of the system are described in detail and two typical application examples are given.

EXPERIMENTAL RESEARCH ON CONDITION MONITORING AND FAULT DIAGNOSIS

Yang Leping, Chen Qizhi, Wang Kechang

(National University of Defense Technology)

ABSTRACT

A micro-computer system is introduced for condition monitoring and fault diagnosis in the ground testing of a throttling liquid rocket engine. The system presented is capable of monitoring all conditions of the static and dynamic performance parameters of the tested engine under each condition. According to the original data and curves provided by the monitoring system, it is possible to realize fault diagnosis for the throttling liquid rocket engine system in ground testing. The corresponding testing data and curves are presented in the this paper.

THE MECHANISM OF LIQUID-COOLING OF VANE IN HIGH-TEMPERATURE TURBINE

Liu Dezhang, Liu Minhou, Wu Weidong

(Nanjing Aeronautical Institute)

ABSTRACT

In this research kerosene is used as coolant instead of water in the respect of identical and distinct properties. The heat transfer coefficient along full flow path