

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0049-03

固体火箭发动机试验综合软件系统设计

陈广南¹, 郭健¹, 张为华¹, 卞晓章², 周克², 焦继革²

1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;
2. 江河化工厂, 湖北 远安 444200

摘要: 介绍一种固体火箭发动机试验用综合软件系统。该软件系统除具有标定、数据采集、试验数据分析处理功能外, 还具有固体火箭发动机性能预估、参数辨识, 以及试验数据库管理功能。该系统能自动快捷地分析处理各类试验数据, 有效提高了试验效率。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 数据采集; 试验; 计算机软件; 参数辨识

中图分类号: V 435.6 **文献标识码:** A

1 引言

目前国内使用的发动机试验数据采集及分析处理系统分为国外引进和自行研制两类。前者一般是通用型的数据采集系统, 具有较优良的硬件性能, 但不具备发动机试验数据的分析处理能力, 如 Nicolet 公司的 Odyssey 系统。目前国内较多采用自行研制的系统, 但这类系统一般存在功能较为单一、自动处理能力较差的缺点。为了自动快捷地分析处理试验数据, 对试验项目进行数据库管理, 则必须提高软件综合分析处理和自动化管理能力。

针对以上问题, 本文研制的试验用综合软件系统具有以下主要特点: 利用计算机强大的数据处理、图形显示和信息管理能力, 设计编制由各个功能模块组成的一体化软件系统; 结合采用固体火箭发动机理论计算方法和参数辨识技术, 进行发动机性能预估及对发动机工作过程进行参数辨识^[1~8], 以利在试验前确定适当的试验方案, 以及通过参数辨识得出试验无法直接获得的结果, 从而提高试验的目的性和试验效率。

2 系统结构和主要功能

本软件系统是集系统标定、试验数据采集、试验数据分析处理、发动机性能预估和参数辨识、发动机试验数据库管理为一体的综合性软件系统。它主要由以下功能模块组成: 试验系统标定、试

验数据采集、试验结果分析处理、发动机性能预估、发动机参数辨识、发动机试验数据库管理 (见图 1)。各模块为独立运行的程序, 数据库为各模块共享, 各模块通过接口从数据库读取和存入数据。

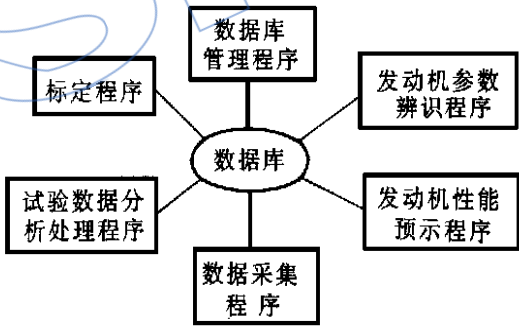


图 1 系统模块组成示意图

本系统通过专用接口模块进行数据格式转换, 因而软件具有与其它软件系统交换数据的能力。例如可以读取 Nicolet 公司 Odyssey 数据采集软件生成的数据文件, 也可以读取文本格式或二进制格式的数据文件, 从而使软件具有广泛的适应性。软件系统能对各类型试验进行数据分析处理, 得出所需结果, 并按要求的格式输出。试验类型包括全程试验、推力终止试验、标准发动机试验及点火器试验等。试验过程中所使用的采集通道可以是各种类型的物理量, 如开关量、压强、推力以及温度等等。

3 程序设计

发动机试验数据分析处理软件中的系统标定、数据采集、试验数据分析处理、发动机性能预示、发动机参数辨识等模块用 VC5.00 编制, 数据库管理模块用 Visual FoxPro 5.0 编制。各个功能模块用数据库作为模块间数据交换中心, 使各功能模块构成统一的软件系统, 通过此种方式, 可灵活方便地进行系统功能扩充。标定程序、数据采集程序、分析处理程序皆为多文档风格, 可同时处理多个通道。通常程序开启若干窗口, 将本次试验所用全部通道同时显示在各个窗口进行分析处理。

标定程序根据不同通道类型采用不同的标定方法。除按部颁标准和规范进行压强、推力等通道类型的标定外, 还可对参数型传感器件进行特性显示和设置。这类通道包括温度、加速度等类型。标定过程以图形方式显示, 并动态显示各类信息。

分析处理程序用图形方式显示各通道试验曲线, 图形可在水平及垂直方向按比例缩放或平移。另外还设有综合图形显示窗口, 将各通道数据曲线显示在一个窗口中, 以利进行分析比较。分析处理结果除自动存数据库外, 还可按图形、文本、数据文件、查询报告等各种形式预览和打印。程序通过相应的判别准则, 对各类通道试验数据的特征点进行自动判别。开关量通道的特征点包括: 点火指令信号、堵盖开启时间、推力终止指令时间等; 压强和推力通道特征点有: 初始压强/推力峰及其对应时间、压强/推力峰值及其对应时间、最大负推力及其对应时间等等。为了更加准确的判断确定特征点, 程序还设有手动查找特征点功能, 用户通过点击鼠标在试验数据曲线上选择查找区域, 程序将按判别准则, 在指定区域进行查找, 并将查找的特征点在曲线上显示出来。

系统软件能对试验数据进行自动化管理, 当用户完成试验项目的通道选择、发动机型号等有关设置后, 分析系统自动从数据库中读取有关发动机参数、使用通道的标定参数, 从试验数据文件中读取数据, 然后进行试验数据的分析处理、发动机性能预示或参数辨识等。管理模块用于发动机的各种参数(结构参数、相关性能参数、药型参数和热力计算参数等)的输入, 以及标定、分析处理、性能预示、参数辨识等结果的查询和报表输出。管理模块还可进行图片资料的输入和查

询显示。

4 试验数据分析处理方法

试验系统的标定、试验数据的分析处理按部颁标准和规范进行。对于有多种处理方法的情况, 系统给出可选方案。如在确定压强时间曲线的 t_b 时, 系统提供以下 3 种计算方法, 用户可根据发动机特点选择使用。(1) 线性加权求极点法, 即 t_b 时刻对应的压强 p_c , 使 $[(p_c^*(t-\lambda)]_{\max}$ 取极大值。本方法为企业标准; (2) 从初始压强 p_i 到 $p_{if} = K_b p_{\max}$ 的时间间隔即为 t_b 。其中 $p_{\max}$ 为最大压强, K_b 为常数, 与发动机类型有关, 由设计单位提供, 或经过多次试验由试验统计得到。本方法引用标准: QJ1047-86; (3) 引用标准: QJ1047-92, 采用下式确定 t_b

$$K_b = \left[\int_{t_i}^{t_b} p_c dt \right] / \left[\int_{t_i}^{t_{if}} p_c dt \right] \quad (1)$$

发动机性能预估分析模块, 采用发动机结构参数、相关性能参数、药型参数和热力计算参数, 根据比冲预示方法和内弹道预示理论, 计算发动机比冲、推力系数和压强时间曲线。

燃速测定通过发动机试验结果, 应用非线性参数辨识方法确定。燃速的基本规律用 $r = b p^n$ 描述。采用平衡压强公式作为燃速辨识用数学模型。

$$p = [c^* \rho_g b (A_b / A_t)]^{1/(1-n)} \quad (2)$$

式中: b 和 n 为待辨识参数, A_b 由设计计算得到, c^* 为特征速度, 由热力计算或实验得到, A_t 为喉部面积。应用阻尼最小二乘法进行动态燃速辨识, 求出待辨识参数 b 和 n 。

对于喉径辨识, 本系统利用压强时间和推力时间数据, 通过公式 (3) 和 (4), 以及 $F_{ex}-t$ 和 $p_{ex}-t$ 试验结果, 迭代计算出发动机工作过程中各离散时间点上的实际喉径 r_{ex} , 用实际喉径数据作为辨识用实验观测值, 最后用参数辨识方法确定喉径变化规律。 $F_{ex} = \eta_f C_{FV} p_{ex} A_t - A p_a$ (3)

$$\eta_f = \int \frac{F_{ex} + A p_a}{C_{FV}} \frac{dt}{C^* m_p} \quad (4)$$

设发动机工作过程中 η_f 和 C^* 是常数 (取平均值), 在沉积、消融和缓慢烧蚀的第一阶段以及喉衬材料稳态烧蚀第二阶段, 喉径变化的数学模型分别为 (5) 和 (6) 式:

$$r_i(t) = r_{i01} + a_1(t - t_1) + a_2(t - t_1)^2 \quad (5)$$

$$r_i(t) = r_{i02} + \int_{t_1}^t k \frac{p_m}{dt^n} dt \quad (6)$$

其中: r_{i01} , a_1 , a_2 , k , m 和 n 为待辨识参数, t_1 和 t_2 为初始辨识时间。对模型 (5) 和 (6) 式分

别采用线性和非线性参数辨识技术, 求解待辨识参数。该喉径辨识方法为企业规范。

5 计算实例

利用本软件系统, 对某型气象火箭发动机的试验数据进行分析处理。该实验发动机用于对推进剂动态燃速进行试验测定。图 2 (a) 中的实线为压强时间曲线试验结果, 虚线为根据辨识结果和平衡压强公式计算得到压强时间曲线, 与实测曲线比较两者吻合良好。通过辨识得到的动态燃速

公式为:
$$r = 5.565 \times 10^{-5} p^{0.33} \tag{7}$$

图 2 (b) 为利用本软件系统对该型气象火箭发动机喉径烧蚀规律进行辨识的计算结果。

6 结 论

发动机试验用综合软件系统由系统标定、数据采集、数据分析处理、性能预估、参数辨识及试验项目管理多个功能模块组成。由于采用数据库作为数据交换中心, 因而能将各模块组成一体化软件系统, 同时使系统具有灵活的扩充能力。系统除能对试验数据自动快捷地进行分析处理外, 还具有发动机性能预示和参数辨识功能。该软件系统将成为发动机研制的有力工具。

参考文献:

[1] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.

[2] 张为华. 固体火箭推进系统性能分析及飞行试验仿真技术研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 1999.

[3] Lilly J S. Burning Rate Characterization from One Motor Firing: An Analytical Approach [R]. AIAA 83- 1315.

[4] 陈步学等. 利用锥型内孔装药发动机和燃速辨识方法确定推进剂的基础燃速 [J]. 推进技术, 1987 (5): 46- .

[5] Watson T J. Accurate Burn Rate Determination for Sub-Scale Motors [R]. AIAA 93- 2060.

[6] 赵湘恒. 三氧化二铝颗粒在喷管内的沉积 [D]. 长沙: 国防科技大学, 1985.

[7] 吴苏平等. C/C 喷管喉村烧蚀计算与分析 [J]. 推进技术, 1986 (5): 32- .

[8] 王铮等. 固体火箭发动机 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

(责任编辑 杨再荣)

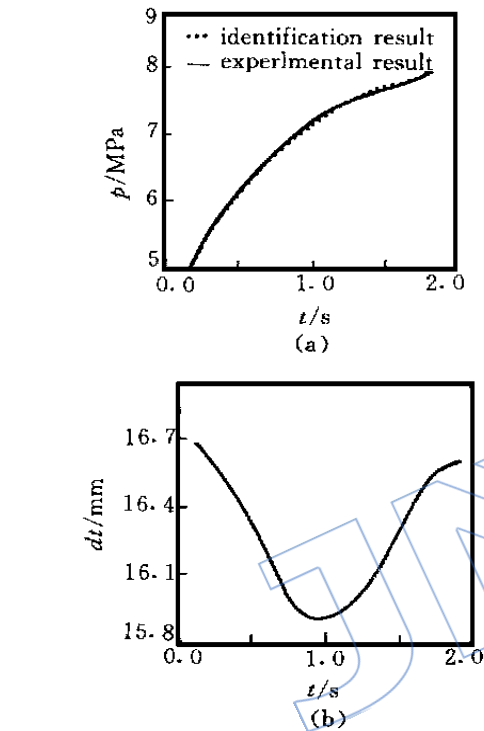


图 2 燃速辨识及喉径辨识结果

Integral Software System for Solid Motor Test

CHEN Guang-nan¹, GUO Jian¹, ZHANG Wei-hua¹

BIAN Xiao-zhang², ZHOU Ke², JIAO Ji-ge²

- [1. College of Astronautic and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Jianghe Chemical Corporation, Yuanan 444200, China

Abstract: A multifunctional software system for solid motor test is introduced, which consists of independent modules with shared data bases. This software system has functions such as calibration, experimental data acquisition, motor performance prediction, and parameter identification. The data base is used as data exchanging center between code modules, and makes whole package of different modules acting as an integrated program, and so it is convenient for function extending. This software can process automatically various tests, such as tests of real motor, standard experimental motor, thrust termination motor and igniter. The information about design parameters, results of theoretic analysis and experimental records can be managed comprehensively with the help of data base technique and will improve the efficiency for solid motor test.

Key words: solid motor test; computer software; parameters identification