

冲压发动机控制系统的半实物仿真试验研究

徐中节, 尤裕荣, 逯婉若, 吴宝元
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 将燃油调节器、电子控制器以实物形式接入半实物仿真试验系统, 将控制回路另外部分包括对象发动机和导弹的动态特性在数字仿真器上实现。数字仿真器通过输入输出接口与冲压发动机的控制器进行联接, 从而搭建了冲压发动机控制系统的半实物仿真试验平台。通过一系列半实物仿真试验表明, 构建的平台可以实现考核控制系统设计的目的。

关键词: 控制系统 半实物仿真 数字电子控制器

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2010) 01-0063-04

Research on hardware-in-loop simulation tests of a ramjet engine control system

Xu Zhongjie, You Yurong, Lu Wanruo, Wu Baoyuan

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The experimental simulation system is composed of the digital electronic controller, fuel regulator and an integrative digital simulator while the mathematical models of ramjet engine and missile body are built integrally in the digital simulator. The simulator is connected with a real controller of a ramjet engine through the input and output interfaces. The results of hardware in the loop experiment show that the requirements of the testing of the control system are satisfied.

Key words: control system; hardware-in-loop simulation; digital electronic controller

0 引言

冲压发动机工作性能的好坏, 在很大程度上

取决于它的控制系统的品质^[1,2]。冲压发动机数字式控制系统的研制必须经过性能优良的半实物仿真试验台的验证考核。另外, 对于数字式控制系统中批量生产的调节器和控制器, 由于机械加工

收稿日期: 2009-08-14; 修回日期: 2009-10-16。

作者简介: 徐中节 (1977—), 男, 工程师, 研究领域为发动机系统及控制技术。

及元器件性能不可避免的存在散差，每台产品的性能均有差别，调节器和控制器的联合调试也需用半实物仿真平台来检验。

半实物仿真又称硬件在回路仿真，它是将系统的部分实物接入控制回路的试验^[3-6]。其主要作用有：

- (1) 研究控制系统中各组合件接口特性和工作匹配性；
- (2) 研究燃油调节器的动、静态特性；
- (3) 研究发动机控制规律和控制算法，实现控制器的快速原型设计；
- (4) 检测产品控制器的硬件、控制时序及软件性能等；

因此，控制系统半实物仿真联合试验是极其重要的一个环节。

1 半实物仿真系统平台设计

1.1 半实物仿真系统组成

冲压发动机控制系统半实物仿真系统由发动机电子控制器、燃油调节器、冲压发动机和弹体数字仿真计算机、转换装置 A/D 板和 D/A 板以及其他电气接口设备等组成，如图 1 所示。

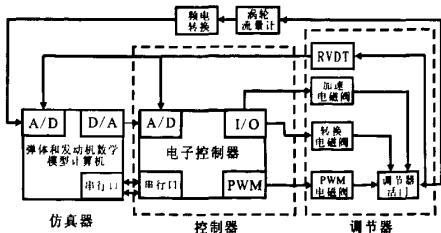


图 1 半实物仿真系统方案原理图

Fig.1 Schematic of hardware-in-loop simulation system

仿真计算机通过 A/D 卡接收角位移传感器 RVDT 的油量信号，运行弹体和发动机数学模型，得出发动机入口状态参数，通过 D/A 给控制系统输出控制指令。控制器接收发动机入口状态参数，按预定的控制规律计算得到理论燃油流量，与反馈的 RVDT 信号进行比较，通过设定的控制算法和脉宽调制电路变为脉宽调制信号，该信号经功率放大后驱动 PWM 电磁阀。另外，控制器

接受仿真计算机的启动、关机和它指令信号等，实现对试验过程的控制。

1.2 数字仿真器的设计

1.2.1 弹体数学模型

由于冲压发动机推力作用是改变导弹的飞行条件，而飞行条件的改变反过来对冲压发动机的状态参数产生影响。因此，需要建立弹体的数学模型，再将冲压发动机的数学模型与弹体数学模型一体化运行。假设导弹运动时其纵向对称平面始终与地面坐标系的铅垂面相重合，且导弹的质心在纵向对称平面内运动，得到弹体的运动方程

$$m \frac{dv}{dt} = F \cos \alpha - X - mg \sin \theta$$

$$mv \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha + Y - mg \cos \theta$$

$$X = \frac{1}{2} C_x \rho v^2 A \quad Y = \frac{1}{2} C_y \rho v^2 A$$

式中， m 为导弹质量； v 为飞行速度； F 为发动机推力； α 为攻角； C_x 为阻力系数； C_y 为升力系数； A 为弹体横截面积； θ 为航迹倾角。

1.2.2 冲压发动机数学模型

冲压发动机数学模型是建立在给定飞行马赫数和飞行高度下，按各部件特性计算得到的发动机推力、比冲、加热比等性能参数。为了研究发动机控制规律和满足半实物仿真试验要求，需要建立简化的冲压发动机数学模型。

在建立冲压发动机数学模型时作如下假设：

- (1) 认为气流为无粘性、一元定常流，进气道、喷管中为绝热过程。
- (2) 气体状态采用理想气体状态方程描述，并按定比热计算，空气比热比 $k=1.4$ ，燃气比热比 $k_i=1.33$ 。

(3) 发动机内外通道无热交换，即燃烧前的气流总温等于来流总温，燃烧后到喷管出口总温相同。

根据以上所作简化与假设，通过对主要特征截面参数计算，从而得到冲压发动机数学模型。

1.2.3 模型仿真计算机

模型仿真计算机为运行冲压发动机和弹体数学模型的微型计算机，仿真计算机主要完成以下任务：

(1) 负责冲压发动机和弹体数学模型的实时运行,并控制整个半实物仿真试验的进行,负责仿真试验的开始和停止。

(2) 模拟发动机入口状态参数,通过D/A输出卡将来流气体温度、压力信号等输出给综合控制器用于发动机控制规律的计算。

(3) 通过A/D采集卡采集电子控制器发出的油门位置信号。

(4) 通过I/O口发出系统的启动和停止信号。

一般实时仿真计算机包括并行仿真计算机和通用计算机实时仿真等。并行仿真计算机适用于高要求系统的仿真。通用计算机配上相应的仿真软件环境和I/O接口系统也具有较好的性能。本文的仿真系统采用通用计算机仿真,配置了一台内存为1G×2、CPU主频为3.2GHz×2芯片的HP工作站作为仿真计算机。仿真计算机PCI插槽中的A/D卡、D/A卡采用NI公司高可靠性E系列采集卡PCI-6024E和PCI-6713。

1.3 控制系统的组成

1.3.1 电子控制器

电子控制器主要完成发动机控制规律和控制算法的运算任务,保证导弹按预定的弹道飞行。控制器硬件电路结构框图如图2所示,主要有控制模块电路,电源模块电路,输出驱动模块电路,输入传感器信号调理模块电路,输入开关量信号调理模块电路,通讯接口模块电路。

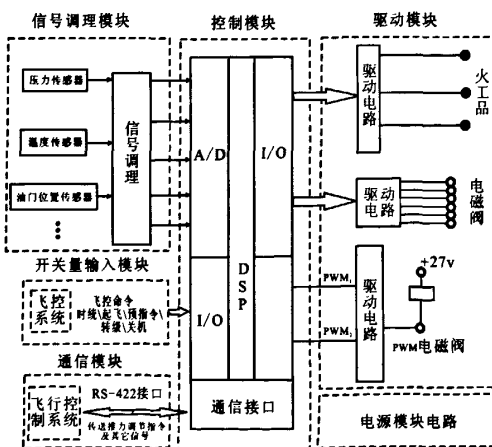


图2 电子控制器硬件电路结构图

Fig.2 Hardware structure of digital electronic controller

1.3.2 燃油调节器

燃油调节器根据综合控制器指令信号来计量和分配燃油,主要由等压差机构、脉宽调制快速电磁阀、计量活门、加速电磁阀、角位移传感器、喷嘴环转换电磁阀等组成。在半实物仿真中调节器采用实物。

1.4 模型仿真与控制软件的设计与实现

1.4.1 模型仿真的实现

在Matlab/Simulink中建立了导弹和发动机的数学模型,把数学方程表达的输入、输出信号用实际的A/D、D/A及I/O板替换,然后对硬件目标进行描述,生成实时代码,将实时代码下载到本地仿真平台上,最后运行模型,进行仿真数据监视并可以在线修改仿真模型的数学部分。

1.4.2 控制软件设计与实现

软件系统是发动机控制系统的重要内容,软件实现总体要求的发动机起动和控制计划设定的控制规律,同时对发动机在动态过程中实施防喘控制和其他边界条件限制控制。本系统为一个实时快速调节系统,系统对软件在信号采集、数据传输、PID调节、数据处理上均要求快速、实时,具有较高的抗干扰能力。

(1) 控制规律和控制算法设计

控制系统按给定的余气系数控制供油,控制规律表达式如下:

$$q_{mf} = \frac{1}{\alpha L} m_2 A_2 q(Ma_2) \frac{P_2}{\sqrt{T_2}} \quad (1)$$

式中, P_2 是进气道出口截面总压; T_2 为出口截面总温; Ma_2 为进气道出口马赫数; A_2 为出口面积; $m_2=0.04$ 由气体热力学计算获得; α 为余气系数; L 为当量混合比。

控制系统以PID控制算法实现上述控制规律, PID算法如下:

$$\begin{cases} u(k) = u(k-1) + \Delta u(k) \\ \Delta u(k) = K_p \left[e(k) - e(k-1) + \frac{T}{T_i} e(k) + \frac{T_d}{T} [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \right] \\ = K_p \Delta e(k) + K_i e(k) + K_d [\Delta e(k) - \Delta e(k-1)] \\ e(k) = r(k) - y(k) \end{cases} \quad (2)$$

式中, $e(k)$ 为理论燃油流量 $r(k)$ 与实际值 $y(k)$ 构成

的控制误差; K_p 为比例系数; T 为采样周期; T_i 为积分时间; T_d 为微分时间; $K_i = \frac{K_p T}{T_i}$ 为积分系数; $K_d = K_p \times T_d / T$ 为微分系数; $u(k)$ 为控制量。

(2) 嵌入式软件的编程实现

在 CCS 环境下开发了实时运行的嵌入式 C 代码, 具有良好的可读性和可维护性。

2 仿真试验结果

在基于半实物仿真技术搭建的试验平台上, 对控制系统的软硬件特性、系统的匹配性、静态特性以及连续弹道的半实物仿真试验等进行了研究。

对系统进行了升降台阶的阶跃试验, 由图 3 可看出控制系统快速响应性较好, 在 0.6s 之内系统上升到额定值的 90% 左右 (0.7V/s)。此外, 系统的输入和输出吻合较好, 稳态精度较高, 重复性也较好。

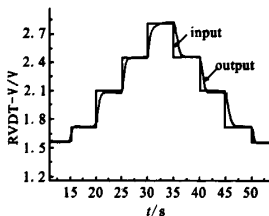


图 3 控制系统升降台阶的阶跃响应

Fig.3 Step response of control system

由图 4 看出, 在连续弹道的半实物仿真试验中, 实际输出供油量与理论输入供油量能很好地吻合, 控制效果比较理想, 满足弹道的实时控制要求。发动机在给定的马赫数处接力, 而后逐渐进入巡航状态, 使巡航马赫数稳定在要求值, 满足预定的半实物仿真试验要求。控制系统的半实物仿真试验说明, 本文设计的冲压发动机数字式控制系统满足设计要求。

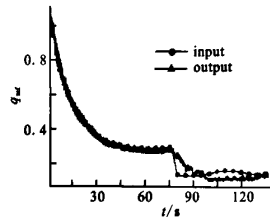


图 4 半实物仿真油量跟随特性曲线

Fig.4 Response characteristics of fuel quantity in hardware-in-loop simulation

3 结论

通过控制系统多轮的半实物仿真试验后, 得到以下结论:

(1) 基于半实物仿真技术搭建的试验平台是冲压发动机控制系统的研制过程中重要的一环, 可稳定地提供各种控制指令, 能满足控制要求。

(2) 电子控制器和燃油调节器匹配性良好, 设计的控制规律和控制算法表现出了良好的鲁棒性与动态性能。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] 苏三买. 微型涡喷发动机数字控制实时半物理模拟试验系统[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 93-96.
- [3] 张世桢. 航空发动机设计手册 第 15 册[M]. 航空工业出版社, 2002.
- [4] 陈万农. 航空发动机数控系统通用仿真和开发平台的构筑[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(3): 1-4.
- [5] 程涛. 小型涡喷发动机数控调节器的半实物仿真[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 383-386.
- [6] 刘爱萍. 高推重比发动机全权限数字电子控制系统研究和半物理仿真试验验证 [J]. 航空发动机, 2003, 29(1): 23-26.

(编辑: 王建喜)