

液体冲压发动机控制系统半实物仿真^{*}

谢光华, 孟 丽, 薛 恩, 任凤升, 史新兴

(航天机电集团公司 31 所, 北京 100074)

摘 要: 运用小偏离线性化理论和 Willoh 方法, 建立了液体冲压发动机和弹体动态数学模型。动态数学模型在微型计算机上一体化运行, 形成液体冲压发动机/弹体一体化实时数字仿真器。实时数字仿真器通过输入输出接口与液体冲压发动机的实际控制系统进行联接, 组成液体冲压发动机、弹体和发动机控制系统半实物仿真系统。对冲压发动机飞行马赫数和控制系统供油量的半实物仿真结果表明, 系统能满足研制工作的需要。

关键词: 液体冲压发动机; 发动机控制; 控制系统; 半实物仿真

中图分类号: V235.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0451-03

Hardware-in-the-loop simulation of a liquid fuel ramjet engine control system

XIE Guang-hua, MENG Li, XUE En, REN Feng-sheng, SHI Xin-xing

(The 31st Research Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: The small deviation linear theory and the Willoh method were brought to use in establishing a dynamic mathematical model of a liquid fuel ramjet and a model of a missile body. The models were run integrally on a microcomputer, then an integrative real-time digital simulator of a liquid fuel ramjet engine and missile body was formed. The simulator was connected with a real control system of a liquid fuel ramjet engine through the input and output interfaces. So a hardware-in-the-loop simulation system of a liquid fuel ramjet engine, a missile body and the control system of the engine was made up to. And the simulation experiment at dynamic conditions was completed.

Key words: Liquid fuel ramjet engine; Engine control; Control system; Semi physical simulation

1 引 言

液体冲压发动机控制系统通过接收外部指令, 感受发动机的外部环境条件, 依据所采用的调节规律, 对发动机参数进行调节, 保证发动机安全稳定工作, 并保证满足导弹所需的推力要求。随着导弹性能要求的不断提高, 控制系统的调节规律也越来越复杂, 控制技术由传统的机械-液压控制向数字式电子控制发展。在数字电子控制系统的研究过程中, 数字仿真和半实物仿真试验可以避免联合动力试验存在的高能耗和高风险, 避免真实发动机可能导致对产品和试车台产生的灾难性后果。

本文以某型弹用液体冲压发动机控制系统为试

验对象进行了半实物仿真研究, 可以缩短冲压发动机控制系统的研制周期, 降低研制费用和 risk, 对冲压发动机控制系统的研制和调试将发挥重要作用。

2 液体冲压发动机控制系统半实物仿真系统

液体冲压发动机控制系统半实物仿真系统由液体冲压发动机控制系统、冲压发动机和弹体数字仿真器、油源、回油箱和各种转换装置等组成。冲压发动机和弹体数字仿真器为运行冲压发动机和弹体数学模型的微型计算机及控制软件。

2.1 冲压发动机数学模型

建立冲压发动机数学模型是冲压发动机控制系统设计与性能分析的基础, 本文运用小偏离线性化理

* 收稿日期: 2001-04-18。

作者简介: 谢光华 (1969—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为发动机模拟与控制。

论,在稳态数学模型的基础上建立冲压发动机动态模型。某超声速二元进气道冲压发动机,按其气动热力过程划分为进气道、燃烧室和尾喷管,并定义了若干特征截面,在建立冲压发动机数学模型时,作如下主要假设:

(1) 认为气流为无粘性、准一元管流,进气道、喷管中为绝热过程,但适用理想气体的状态方程,按定比热计算,空气为 1.4,燃气为 1.33;

(2) 认为燃烧室前段中只有供油量的变化而不释放热量,后段则释放热量而无供油量的变化,忽略燃烧室中混合气的燃烧延迟;

(3) 按集总参数法处理发动机每两个截面间的气流参数,均以其质心的平均值作为该子区间的气流参数,同时不考虑正激波的厚度。

冲压发动机稳态数学模型按各部件特性计算冲压发动机在给定飞行马赫数和飞行高度下的发动机推力、比冲、加热比等性能参数^[1],冲压发动机通过改变供油量来调节发动机推力,本文采用 Willoh^[2]法和利用小偏离线性化理论在各稳态点小偏离范围内通过线性化求得一系列推力与供油量、飞行条件的传递函数,从而得到冲压发动机动态数学模型。

2.2 弹体数学模型

由于冲压发动机的推力作用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推力产生影响。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^[3]

$$m \frac{dV}{dt} = F \cos \alpha - \frac{1}{2} C_x \rho V^2 A - mg \sin \theta$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha + \frac{1}{2} C_y \rho V^2 A - mg \cos \theta$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta, \frac{dy}{dt} = V \sin \theta, \frac{dm}{dt} = Q_f$$

其中, m 为导弹质量, V 为飞行速度, F 为发动机推力, Q_f 为发动机燃油流量, 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。

同理,通过线性化得到飞行速度与发动机推力的传递函数,即为弹体动态数学模型。

2.3 液体冲压发动机控制系统

本文液体冲压发动机控制系统半实物仿真系统中,液体冲压发动机控制系统为某型号弹用液体冲压发动机真实控制系统。该控制系统的控制方案为液

体冲压发动机在助推器作用下加速到一定飞行马赫数后转级启动,在加速段按等余气系数控制,加速到巡航马赫数后再按等马赫数控制。在等余气系数控制时,控制系统以随动方式进行控制,而在等马赫数控制时,实现闭环镇定控制,采用 PID 控制算法。

液体冲压发动机控制系统如图 1,由数字电子控

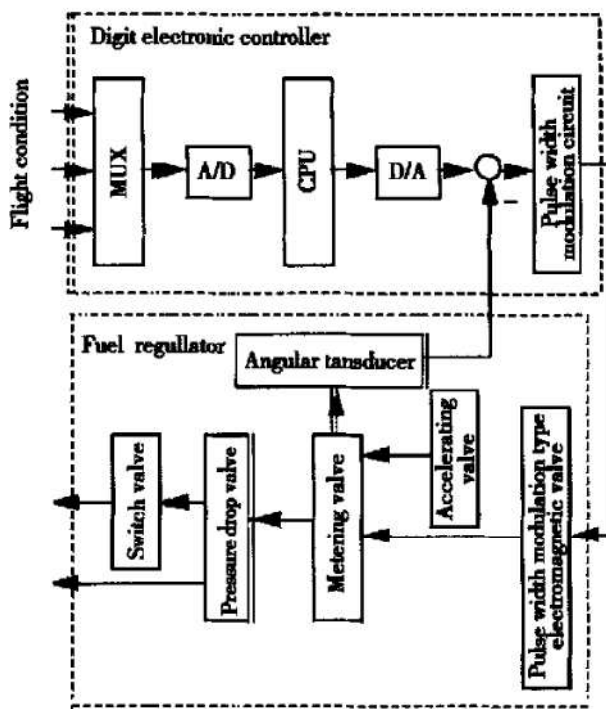


Fig. 1 Principle chart of a liquid fuel ramjet engine control system

制器和燃油调节器组成^[4]。数字电子控制器的 CPU 采用 MCS-51 单片机系列的 8031 芯片,完成冲压发动机控制规律的运算任务。燃油调节器主要由等压差机构、脉宽调制快速电磁阀、计量活门、加速电磁阀、角位移传感器、转换电磁阀等组成,燃油调节器根据脉宽调制的数字电子控制器指令信号来计量和分配燃油。

按整体控制要求,发动机加速状态按下式供油:

$$Q_f = 6.0 n_a p_{10} (1.2 - 10^{-4} T_{10} p_{10} / p_w)$$

式中, Q_f 为燃油流量 (kg/s), p_{10} 为进气道正激波后总压 (MPa), p_w 为进气道斜激波后楔板壁面静压 (MPa), T_{10} 为空气来流总温 (K), n_a 为按油气比燃油流量控制系数。

进入巡航状态液体冲压发动机按等马赫数 PID 控制加最小油量限制。PID 控制算法如下:

$$u(k) = u(k-1) + \Delta u(k)$$

$$\Delta u(k) = K[e(k) - e(k-1) + \frac{T}{T_i} e(k) +$$

$$\frac{T_d}{T}(e(k) - 2e(k-1) + e(k-2))]$$

其中, K 为比例系数, $e(k)$ 为设定值与实际值构成的控制误差, T 为采样周期, T_i 为积分时间, T_d 为微分时间, $u(k)$ 为控制油量。

3 液体冲压发动机控制系统半实物仿真试验

本文为了检验某型号液体冲压发动机数字式电子控制系统的控制规律和控制功能以及数字电子控制器和燃油调节器联合工作的协调性,在上述液体冲压发动机控制系统半实物仿真系统上进行了仿真试验。以一台配置为 32M 内存、CPU 为 Pentium (R) 90MHz 芯片的微型计算机为冲压发动机和弹体数字仿真器,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,仿真帧周期控制为 20ms。流量测量采用 LW-25 型涡轮流量计,频电转换装置选用 WB-8381/BE 型转速-流量测量仪,将涡轮流量计输出的频率信号转换为直流电压信号,再送入 A/D 输入通道。A/D 采集选用研华公司的 16 通道 12 位 PCL-818h 模数转换卡,采样速率为 100k。D/A 输出选用研华公司的 6 通道 12 位 PCL-726 数模转换卡。由于缺少电/气转换装置和电/温转换装置,半实物仿真试验时,仿真器计算输出的冲压发动机进口总压、静压和总温通过 D/A 转换为直流电压信号后,直接输入到数字电子控制器,没有考虑压力传感器和温度传感器的测量滞后。A/D 模数转换卡和 D/A 数模转换卡均插入微型计算机的扩展槽中。

半实物仿真试验中,按冲压发动机从加速段到巡航段全过程进行某型号液体冲压发动机控制系统动态性能试验。图 2 和图 3 分别为冲压发动机飞行马赫数和控制系统供油量的半实物仿真试验曲线。

4 结论与分析

从图 3 可以看出,液体冲压发动机经过约 5 s 后飞行马赫数从接力马赫数 1.8 加速到 2.2,之后液体冲压发动机转入巡航工作状态,巡航工作状态下控制系统通过 PID 控制算法闭环控制冲压发动机飞行马赫数稳定在设计巡航马赫数 2.3,基本满足控制系统设计要求。

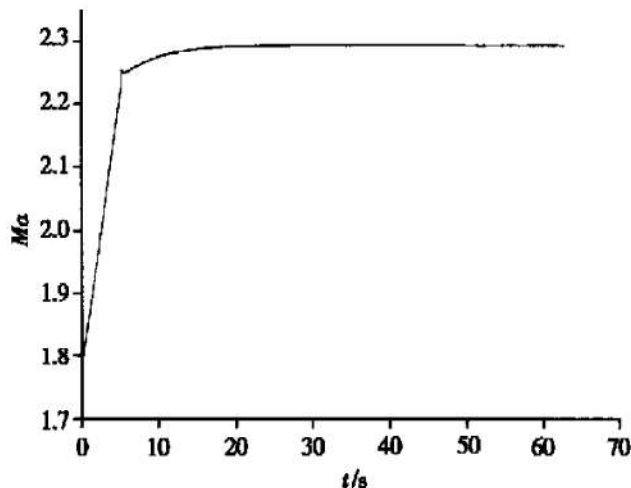


Fig. 2 Time curve of flight Mach number in hardware in the loop simulation

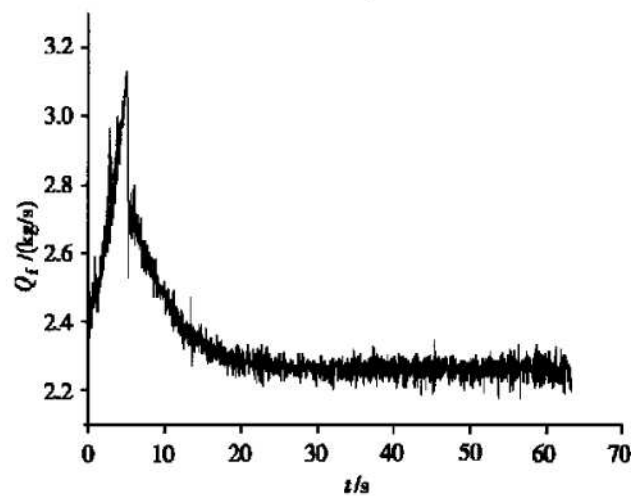


Fig. 3 Time curve of fuel quantity in hardware in the loop simulation

参考文献:

- [1] 钱柏顺. 超音速冲压发动机的数学模型、数字仿真与进气道的实时仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 1988.
- [2] Willoh R G. Mathematic analysis of supersonic inlet dynamics [R]. NASA TND-4969, 1968.
- [3] 文仲辉. 导弹系统分析与设计[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1989.
- [4] 任凤升. 某型发动机调节系统方案设计报告[R]. 北京: 中国航天机电集团公司 31 所, 1998.
- [5] 冯学忠. 微型发动机数控系统半物理仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1994.
- [6] Chun K, Swanson D. Dynamic simulation of supersonic inlet and engine[R]. AIAA 64-598.

(编辑: 王居信)