

某型小涡喷发动机数控系统设计及试验*

杨育武

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 根据某型小涡喷发动机的控制要求, 制定了数字电子控制系统的控制方案, 设计了发动机启动、加速和稳态控制的控制规律。研制了数字电子控制器, 完成了控制软件设计, 并进行了控制系统半物理模拟试验。试验结果表明, 设计的数字电子控制系统性能良好, 满足某型小涡喷发动机的控制要求。

关键词: 涡喷发动机; 数字电子控制系统; 半物理模拟试验

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 06-0526-04

A digital electronic control system design and test for a certain small turbojet engine

YANG Yur-wu

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the control demand of a certain small turbojet engine, the project of a digital electronic control system was constituted, the control law of engine starting, accelerating, decelerating and steady state control was designed. A digital electronic controller was manufactured, the control software design was accomplished, and the control system hardware in the loop simulation test was carried through. The test result indicates that the performance of the digital electronic control system designed in this paper is preferable, the control demand of a certain small turbojet engine is matched.

Key words: Turbojet engine; Digital electronic control system; hardware in the loop simulation test

1 引言

当前许多国家都在研制各种新型无人机, 新型无人机绝大多数都以涡喷、涡扇发动机为动力, 其动力控制均采用数字电子控制系统。我国的无人机也经历了较长的发展时期, 但大多是作为靶机使用的轻型无人机。以涡喷、涡扇发动机为动力的无人机很少。在无人机发展中的各种关键技术中, 无人机的动力控制技术相对落后, 仍为早期的机械液压控制系统, 难以满足现代战争中对飞机或导弹要求的灵活、敏捷、信息集成功能强的要求, 因此急需发展与之相适应的数字电子控制系统, 以满足需求。

2 数控系统总体方案

数控系统总体方案如图 1 所示。

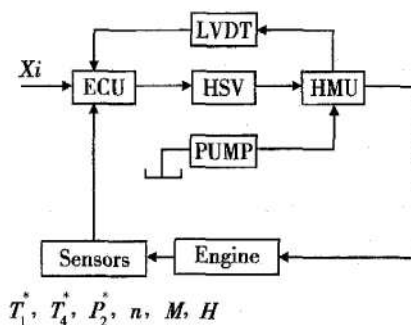


Fig. 1 Small turbine jet engine control system

电子控制器接受指令信号和来自发动机的转速 n , 压气机出口压力 P_2^* , 涡轮后温度 T_4^* , 发动机进口大气温度 T_1^* 以及飞行马赫数 M 和飞行高度 H 等信号, 同时接收计量活门位置的反馈信号(通过线性差动位移变换器 LVDT 传送), 经比较, 计算出误差, 再经 PID 校正, 输出控制信号, 转换成脉冲占空比以控

* 收稿日期: 2004-06-28; 修订日期: 2004-10-25。

作者简介: 杨育武 (1961—), 男, 博士生, 研究员, 研究领域为航空发动机控制系统。E-mail: yangyw@avic113.com

制脉宽调制数字快速电磁阀 MKT, 从而改变计量活门开度, 使燃油流量变化以改变发动机转速, 达到所需状态。

本文设计的数控系统与早期的机械液压控制系统最大的区别在于用数字电子控制器、脉宽调制数字快速电磁阀和线性差动位移变换器替代了结构复杂、笨重、功能简单的机械液压调节器, 其控制方法、控制功能、控制思想完全不同于早期的机械液压式控制, 能够满足飞行器对动力装置的品质要求。

脉宽调制数字快速电磁阀根据控制器给出脉冲占空比信号调节计量活门开度, 与传统的电液伺服阀相比, 它具有简单、可靠、线性度高等优点, 特别是它具有很强的抗污染能力。

线性差动位移传感器的功能是将计量活门的位置转变为与位置成线性关系的电信号传递给电子控制器。

计量活门的功能是根据电子控制器的信号移动计量活门, 以改变燃油流量, 满足指令的要求。

压差活门的功能是保持计量活门进口与出口两端压差不变, 使流进燃烧室的燃油流量与计量活门位置成正比, 控制计量活门位置就能精确控制燃油流量, 达到所需发动机状态。

2.1 数控系统控制规律设计

2.1.1 起动控制规律

起动分地面和空中两种起动状态, 设计成均可采用手动或自动方式。由于起动过程转速低、运动时间短, 不需要高的控制精度, 故采用开环程序设计。

手动起动规律:

$$G_T = f(t)$$

即供油量由预先确定的起动程序进行开环控制。

自动起动规律:

$$\left. \begin{aligned} G_T &= f(n_{cor}) \\ G_T &= f(P_2^*) \end{aligned} \right\} \text{低选后经 } T_4^* \text{ 修正}$$

即供油量采用换算转速 n_{cor} 对应的供油特性和 P_2^* 对应的供油特性两者低选后经 T_4^* 修正确定。

2.1.2 加/减速控制规律

为了提高小涡喷发动机加速/减速时的控制精度和不同状态下的稳定性, 保证在低转速时不喘振、高转速时不超温和不富油熄火、减速时不贫油熄火, 最大限度地发挥发动机潜能, 数控系统采用相似原理, 从 $n-G_T$ 曲线和 $P_2^*-G_T$ 曲线二者低选(减速时, 两者高选)得出给定供油量, 同时采用 dn/dt 转速变化量的反馈 PID 闭环调节来修正供油阀的开度, 从而达到

系统加速/减速过程中的控制精度和稳定性要求。

加/减速控制规律为:

$$\left. \begin{aligned} G_T &= f(n) \\ G_T &= f(P_2^*) \end{aligned} \right\} \text{低选(加速时)}$$

$$G'_T = f \left| \frac{dn}{dt}, T_4^* \right| \quad \text{高选(减速时)}$$

即经过低选(加速时)或高选(减速时)后的供油量 G_T 再经 dn/dt 和 T_4^* 的修正, 最终得到加/减速时所需的供油量 G'_T 。

2.1.3 稳态控制规律

稳态控制规律为: $n = n_d$, 即通过调节供油量, 使发动机物理转速等于给定转速 n_d 。

为了使稳态调节时间 t_s 短、稳态误差 e_{ss} 为零, 设计的调节策略是:

(1) 当 $|n_d - n_r| \geq \Delta n_d$ 时, 按开环控制, 当 $|n_d - n_r| < \Delta n_d$ 时, 按闭环控制;

(2) 在闭环控制时, 对控制信号加 PID 校正。

Δn_d 一般取 $(0.01 \sim 0.05) n_d$, Δn_d 在调节时间和超调量之间折中, 与稳态误差无关。加入 PID 校正, 主要是为了保证稳态误差为零。本文取 $\Delta n_d = 0.01 \Delta n_d$ 。

2.2 数控系统软件设计

2.2.1 系统控制软件方案

数控系统软件程序采用多进程并行结构, 进程的调度由 CPU 的中断优先管理机制实现, 以适应高速实时控制的要求。

进程的优先级取决于对它的操作及时性(准确性)要求。一般地, 直接配合硬件设备时序的动作进程优先级较高, 面向管理的进程优先级较低。也就是说, 下层操作优先于上层操作。本系统操作可分为三层次, 依优先级由高到低的次序排列如图 2, 每层包含若干个进程:

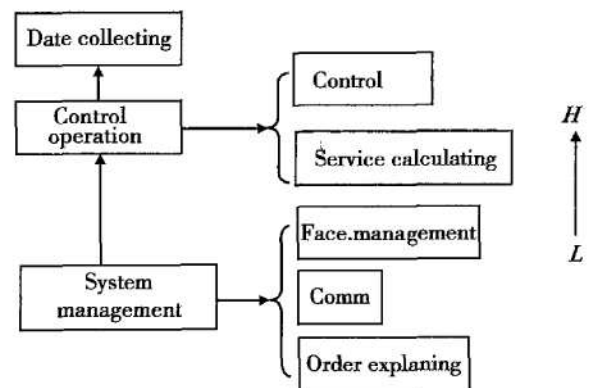


Fig. 2 Priority of system operating level

(1) 数据采集层

数据采集层包括发动机转速、温度、压力以及计

量活门开度(LVDT行程)等信号的检测及必要的数字滤波。为使例行控制进程能读取这些数据的最新值,所以数据采集层的进程优先级高于例行控制进程。

(2) 控制运算层

本层包括两个进程,例行控制进程和服务性计算进程,前者优先于后者。服务性计算进程用于慢变数据的计算。例行控制进程每个控制周期激活一次,设计成定时中断服务程序。

各状态的控制算法(如稳态PID算法)主要由例行控制进程实现。例行控制程序直接输出控制量(PWM信号的占空比),控制脉宽电磁阀。

(3) 系统管理层

本层主要包括以下三个进程(按优先级由高到低的次序):面板管理、通信和命令解释。

2.2.2 控制方法

发动机稳态控制采用常规的PID控制算法,而在起动机和加/减速控制中采用图3计算方法。

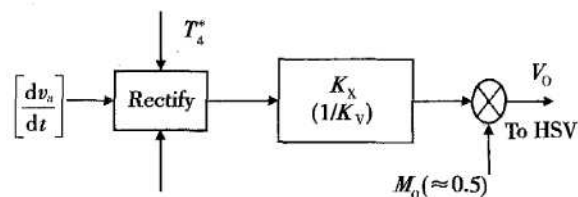


Fig. 3 Accelerating/decelerating control algorithm

图中 M_0 是脉宽电磁阀的零点(平衡点),标称值为 0.5。 K_v 是电磁阀的积分系数。

采用 dv_a/dt 即按 $n \sim dv_a/dt$ 关系来控制计量阀有自动缩小实际值与期望值之间误差的作用,比采用 $n - V_a$ 关系来控制计量阀,成功的几率大大增加。如图4所示。假设计量阀位置处于 A 点,因为 A 点的开度比期望开度大,运行情况不好。但如按 dv_a/dt 调节,则会发生如下趋势:图中 A 点速度矢量的分量 Av_a 表示 dv_a/dt ,分量 An 表示 dN/dt 。因此时工作点高,实际的 dN/dt 比理想的 dN/dt 值大,故合成矢量比理想的更向右倾斜,实际轨迹会偏离设计轨迹向理想轨迹靠近,运行情况会逐渐变好。反之也是一样。

3 数控系统半物理仿真试验

3.1 半物理仿真试验系统

小涡喷发动机数控系统半物理仿真试验系统见图5。

3.2 半物理仿真试验

(1) 手动启动试验。按下“地面启动”按钮后,“启

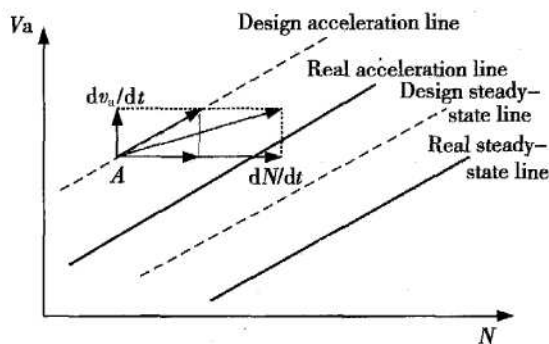


Fig. 4 Control algorithm schematic

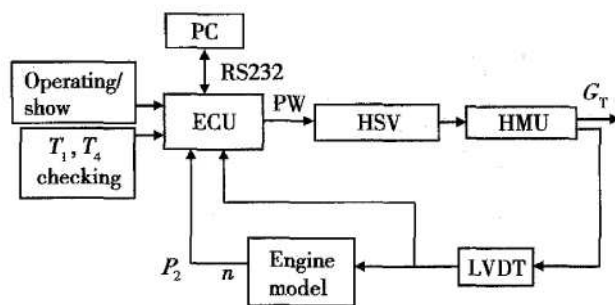


Fig. 5 Hardware in the loop simulation system

动”指示灯亮,10s后“点火”指示灯亮,32s后“启动”灯灭,“点火”指示灯灭,发动机转速达到慢车转速,“慢车”指示灯闪烁,进入地面慢车调节状态。

(2) 地面自动启动、加减速、稳态调节、关车过程试验。地面自动启动、加/减速、稳态调节和停车过程试验曲线见图6。

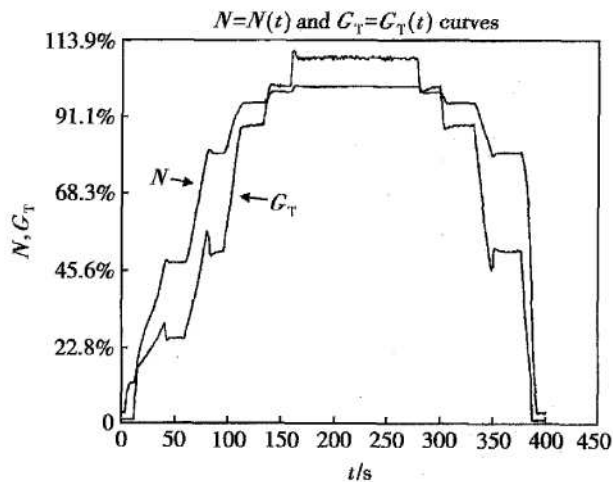


Fig. 6 Curves of test process

从记录数据中可以看出:

启动按钮按下 10 s 开始点火,点火 5 s 后供油量为 179.3L/h,满足要求 150~ 185.5L/h,启动 42s 后达到地面慢车转速满足 > 50s 要求,各状态稳态调节性能见表 1。各项指标均满足技术要求。

Table 1 Performance of each steady state

State	Number of oscillations	Overshooting / (r/min)	Error / (r/min)	Permit / (r/min)
Idle (Land)	1	+ 157	- 15~ + 5	- 250~ + 250
80% Idle(air)	1	+ 197	- 36~ + 21	- 250~ + 250
95%			- 42~ - 1	- 150~ + 150
98.5%			- 29~ + 14	- 100~ + 100
100%		+ 86	- 4~ + 86	- 100~ + 100

(3) 加/减速试验。加/减速试验曲线见图 7。

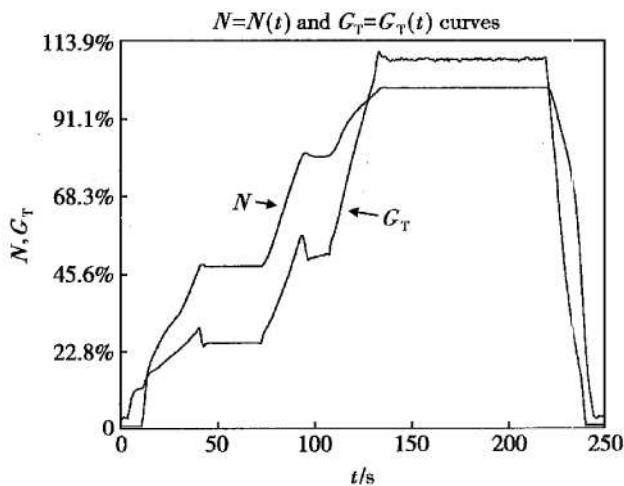


Fig. 7 Curves of acceleration/deceleration

由记录数据得到各阶段加减速实测时间为:

$n = 80\% \sim 95\% : 10s (\geq 10s)$

$n = 95\% \sim 98.5\% : 5s (\geq 5s)$

$n = 98.5\% \sim 95\% : 3s (3s)$

(4) 抗干扰试验。抗干扰试验曲线见图 8。

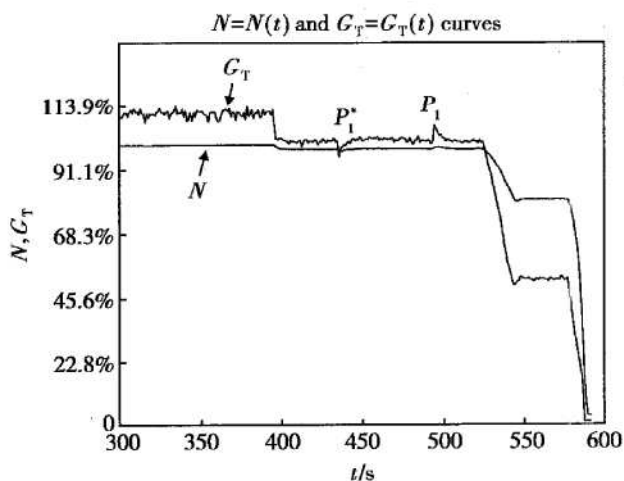


Fig. 8 Curves of anti-disturbance test

P_1^* 作为扰动量, 输入 P_1^* 阶跃信号, 测试扰动对供油量及转速的影响。

试验时将转速稳定在 100%, 然后降至 98.5%, 稳定运行后加一个 0.01MPa 的 P_1 阶跃信号、记录转速和供油量的变化。然后再加一个 0.01MPa 的负阶

跃信号, 记录转速和供油量的变化。

试验中, 当 98.5% 状态下加入一个 0.01MPa 的 P_1 阶跃信号时, 供油量减小 60L/h, 转速下降 145r/min, 此时数控系统开始按转速保持不变调节供油量, 使供油量上升, 转速随后增加, 最后供油量稳定在一个新的值上(比扰动前的供油量大), 而转速恢复到 98.5%。

当加一个 0.01MPa 负阶跃 P_1^* 信号时, 开始供油量最大升高为 60L/h, 转速升高量为 132r/min, 此时数控系统按转速保持不变调节供油量, 使供油量下降转速减少, 最后转速稳定在扰动前的数值上, 而供油量稳定在一个新的值上(比扰动前的供油量小)。

由此可见, 当发动机受到扰动后, 通过控制器的调节, 能很快恢复发动机转速等于扰动前的转速。

4 结 论

(1) 采用脉宽电磁阀的控制方案符合小型发动机数控系统的结构特点, 能够实现各项控制要求;

(2) 试验表明: 数控系统软、硬件设计正确, 系统工作正常。系统稳定性、控制精度达到了设计要求; 实现了 0% ~ 100% 各状态控制。

(3) 试验中也暴露出该系统需改进的一些问题: 系统控制精度已达到要求, 但 ECU 的通讯可靠性有待提高; 系统抗干扰能力有待进一步提高。

参考文献:

- [1] 航空发动机设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [2] 航空喷气发动机自动控制手册(下册)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [3] 宋 俊. 液压系统优化[M]. 北京: 机械工业出版社, 1996.
- [4] 马 静, 杨育武, 王镛根. 人机涡喷发动机的神经网络自适应 PID 控制[J]. 推进技术, 2003, 24(6). (MA Jing, YANG Yirwu, WANG Yonggen. Neural network PID adaptive control in pilotless aircraft turbojet engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6).)
- [5] 郑 严. 弹用涡喷发动机启动加速过程试验[J]. 推进技术, 2000, 21(4). (ZHENG Yan. Starting and accelerating the missile turbojet engine by ground test[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4).)
- [6] 江 勇, 周宗才, 桑增产, 等. 发动机高原地面启动试验初步研究, 推进技术, 2003, 24(6). (JIANG Yong, ZHOU Zong cai, SANG Zeng chan, et al. An engine starting test on the highland ground[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(6).)

(编辑: 梅 瑛)