

一种大范围变推力液体火箭发动机 控制器的设计及实现

李红增, 卢京潮, 王志刚, 屈耀红
(西北工业大学, 陕西 西安 710072)

摘要:提出一种大范围变推力液体火箭发动机的数字控制方案。首先设计了基于高低压转换方法的电磁阀加速驱动电路,并将 $\mu\text{COS-II}$ 嵌入式操作系统移植到 80C196KC 单片机上;其次通过调参加死区补偿的控制方法,实现了发动机推力的大范围调节。半物理仿真结果表明,所设计系统的调节时间小于 60 ms,稳态误差不大于 5%,能够满足系统的控制要求。

关键词:变推力火箭发动机;嵌入式操作系统;控制器设计;PWM

中图分类号:V434 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)06-0014-04

变推力液体火箭发动机技术是当今液体火箭推进技术的重要发展领域^[1]。变推力发动机是一个高速的被控对象,它的调节时间和稳态精度要求都比较高。另外,当推力小范围变化时,发动机在不同工况下的特性变化不大,可以近似做线性化处理。推力大范围变化时,燃烧室压力变化比较剧烈,文氏管调节锥前后压力差变化很大。发动机模型和电磁阀开关参数随着工况的不同而明显变化。由此可见,被控对象状态是时变的,这给系统分析设计带来很大困难。本文设计的控制器采用变推力液体火箭发动机和航空推进伺服系统中广泛应用的电磁阀液压控制技术^[2],通过调节文氏管的调节锥,控制燃料和氧化剂的流量,达到调节燃烧室压力的目的。

1 系统组成及工作原理

变推力发动机采用电磁阀和液压作动器作为执行器件,控制系统工作于脉宽调制(PWM)方式。图1所示是流量定位变推力液体火箭发动机控制系统的工作原理图。系统采用挤压式推进剂供应系统,通过电磁阀液压作动器驱动文氏管调节锥,调节推进剂流量,进而控制推力。当控制器控制的加速驱动电压打开入口电磁阀时,控制液从作动器下腔流入,作动器上的活塞克服上腔的液体压力向上移动,因为活塞和杠杆连在一起,所以杠杆也上移,杠杆和文氏管的调节锥连在一起,故文氏管的针阀开度变大,燃烧剂和氧化剂的流量变大,发动机推力增加;当出口电磁阀打开时,下腔中的控制液流出,活塞、文氏管的调节针阀相应下移,推进剂流通截面积变小,推进剂流量减小,推力减小。控制器将燃烧室压力的参考值与实际采样值进行比较,按一定的控制规律调节控制器输出脉冲宽度,控制入口电磁阀或出口电磁阀的工作状态及开启时间,调节氧化剂和燃料的流量,进而控制燃烧室的压力。

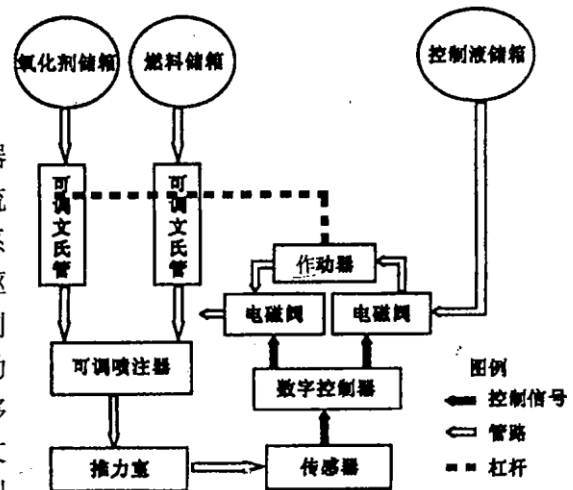


图1 系统工作原理图

收稿日期:2004-05-31

作者简介:李红增(1979-),男,河北石家庄人,博士生,主要从事控制理论与控制工程研究;

卢京潮(1956-),男,山西夏县人,教授,博士生导师,主要从事控制理论与控制工程研究。

2 控制系统的硬件设计

2.1 控制逻辑部分

对于变推力发动机这样响应时间为 ms 级的高速被控对象,采用 MCS - 96 系列的 16 位单片机 80C196KC 作为数字控制器的核心完成实时控制任务比较适合。它可以外接 16 MHz 的晶振,在采用相同工作频率的情况下,80C196KC 比 8096 的操作速度快 1/3,而且它的许多指令的执行周期比 8096 短。80C196KC 自带 8 通道采样保持的 10 位 A/D 转换器,转换周期不超过 23 us,利用其自带的 A/D 转换器可减小外接芯片带来的不可靠因素。

采用 WSI 公司的可编程单片机通用外围接口芯片 PSD813F2,将单片机所需的多个外围器件集成在一个芯片中,并能与单片机实现无缝连接,有效降低了设计的难度,照顾了控制器的可扩充性和通用性,并且显著提高了系统的可靠性。PSD813F2 内置 JTAG 串口,通过上位机软件 PSDSOFT 和 FLASH LINK 烧写器可以多次烧写和擦除程序。

80C196KC 自带一个串口,外接 RS485 电平转换芯片 MAX485CPE,可实现上下位机间的串行通讯。完成控制命令的发送和实验数据的回传。整体硬件接口关系如图 2 所示。

2.2 电磁阀加速驱动电路

加大电磁阀启动电压并降低维持电压,可显著提高电磁阀的响应速度,提高变推力发动机的动态性能和控制精度,同时降低电磁阀的功耗。加速驱动电路分为升压电路和高压转换电路两部分。升压电路采用 MC34063 集成开关稳压器构成,仅需单一 +12 V 电源,可实现与控制器的一体化设计。+12 V 电压经过升压后给电容充电,当 HSO 有高速输出打开信号时,电容上的高电压瞬间释放。同时三极管导通,MC34063 的 5 管脚电压高过 1.25 V,升压电路停止升压。当电压降到 12 V 时,由电源供电,输出电压不会低于 12 V。当 HSO 有高速输出关闭信号时,电磁阀回路断开三极管关闭,MC34063 的 5 管脚电压接近 1.25 V,升压电路开始工作,给 C₁ 充电。从而实现了高低压转换功能。采用加速驱动电路后,电磁阀工作死区由原来的 3 ms ~ 4 ms 减少到了 1 ms 以下。单个电磁阀的功耗也由 19.6 W 降到 3.6 W。除去升压电路损失仍可节能 80%。

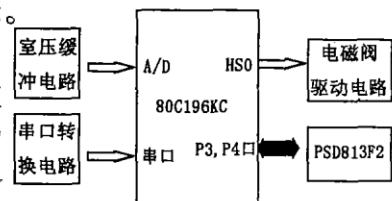


图2 硬件接口图

3 控制系统软件设计

本设计采用 Tasking C196 编译器,在这样的环境下, μ COS - II 的移植只需要修改与处理器相关的代码就可以了。具体修改内容如下:

- 1) OS_CPU.H 中需要设置一个常量来标识堆栈增长方向;
- 2) OS_CPU.H 中需要声明几个用于开关中断和任务切换的宏;
- 3) OS_CPU.H 中需要针对具体处理器的字长重新定义一系列数据类型;
- 4) OS_CPU.A.ASM 需要改写 4 个汇编语言的函数;
- 5) OS_CPU.C.C 需要用 C 语言编写 6 个简单函数;
- 6) 修改主头文件 INCLUDE.H,将以上的三个文件和其他自己的头文件加入^[3]。

头文件 os_cpu.h 中定义了 OS_STK_GROWTH 来控制栈的生长方向,对于 80C196KC,该值设定为 1 代表栈的增长方向向下。定义的 OS_TASK_SW() 宏用于从低优先级任务到高优先级任务的切换,该宏总是从任务层代码调用。任务切换包括保护当前任务寄存器内容,以及恢复将被调入运行任务的寄存器内容。在 os_cpu_a.asm 中包括跟移植相关的 4 个函数,分别为 OSStartHighRdy()、OSCtxSw()、OSIntCtxSw() 和 OSTickISR()。他们的移植代码如下:

```
void OSStartHighRdy(void) {
    .....
    pop 0x1A; /* ? FRAME01 */
    pop 0x22; /* TMP6 */
```

```

pop 0x20; /* TMP4 */
pop 0x1E; /* TMP2 */
pop 0x1C; /* PLMREG - TMPO */
stb gimask1,1[0x18]; /* 在 popa 之前恢复中断屏蔽寄存器到全局寄存器. */
stb gint_mask,2[0x18]; /* 恢复中断屏蔽寄存器的值 */
popa;
.....
}
    
```

另外的 3 个函数基本结构与上述函数相同。不论是中断还是任务切换,任何一个新的任务或者中断进来时,都和中断发生过一样。在 os_cpu_c.c 中要实现 OSTaskStkInit()、OSTaskCreateHook()、OSTaskDelHook()、OSTaskSwHook()、OSTaskStatHook()、OSTimeTickHook() 这六个函数。其中唯一必要的是 OSTaskStkInit(),其他的必须声明但是没有必要包含代码。

控制程序的流程如图 3 所示。其中包括 4 个任务:① A/D 数据采集滤波;②控制量的计算输出;③串行口输入输出通信;④看门狗置位信号输出。另外,在系统上电时有系统参数的初始化和系统状态的回显。时钟周期是 12 ms,控制周期是 24 ms。

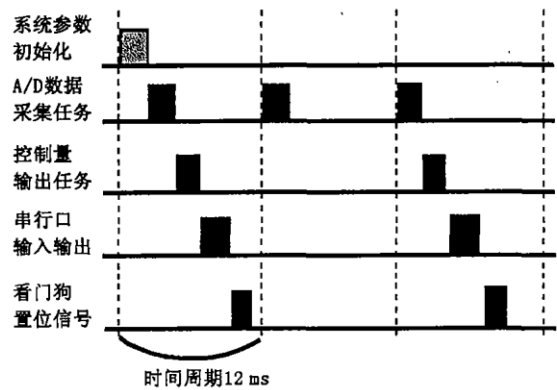


图 3 控制软件任务流程图

4 控制律设计及仿真实验结果

根据实际实验数据,利用机理分析和系统辨识方法,可以建立相关部件的数学模型。电磁阀模型为

$$y(t) = k \times u(t)$$

其中 $u(t) = \{-1, 0, 1\}$ 。

作动器模型为

$$G_1(s) = e^{-\tau s} K/s$$

作动器到燃烧室压力模型为

$$G_2(s) = \frac{b_1 s + b_0}{a_2 s^2 + a_1 s + a_0}$$

表 1 冷水实验和半物理仿真实验指标

工况(上,下)	单一比例加死区补偿方法		变比例加死区补偿方法	
	调节时间/ms	稳态精度	调节时间/ms	稳态精度
起始	150	10%	95	5%
1(上)	120	12%	45	4%
2(上)	90	10%	50	5%
3(上)	90	10%	45	5%
8(上)	45	5%	45	5%
9(上)	60	7%	50	4%
1(下)	110	8%	60	3%
2(下)	120	8%	45	5%
3(下)	105	10%	55	4%
8(下)	75	11%	50	5%
9(下)	80	12%	50	3%

表 1 中第一栏为采用单一比例加死区补偿的控制方法在冷水试验的响应指标。从中可以看出:①在高工况下,系统稳态误差小于 7%,响应时间小于 80 ms。但在低工况下,稳态误差变大,为 12% ~ 15%,响应时间也较长,达 100 ~ 150 ms;②上升工况和下降工况的响应时间和稳态误差也不相同。下降工况动态、稳态性能都比上升工况差。出现这种现象的原因主要是,当发动机的推力大范围变化时,发动机的模型参数和电磁阀的死区范围都发生了变化,由此可知,该系统是一个非线性时变系统。利用不同工况

下的系统输入输出数据分别辨识系统参数及死区范围,根据系统实际状态采用变参数加死区的控制策略,确定调控控制律,在半物理仿真中进行验证。实验曲线如图 4 所示,各工况下调节时间均小于 60 ms。除了启动工况外,其它工况的超调量小于 10%,稳态误差小于 5%。满足了系统的设计指标。表明所设计的变参数

加死区调参控制律能有效地改善系统性能。图5给出了其中第7上升工况的室压曲线图。从图中可以看到控制效果。

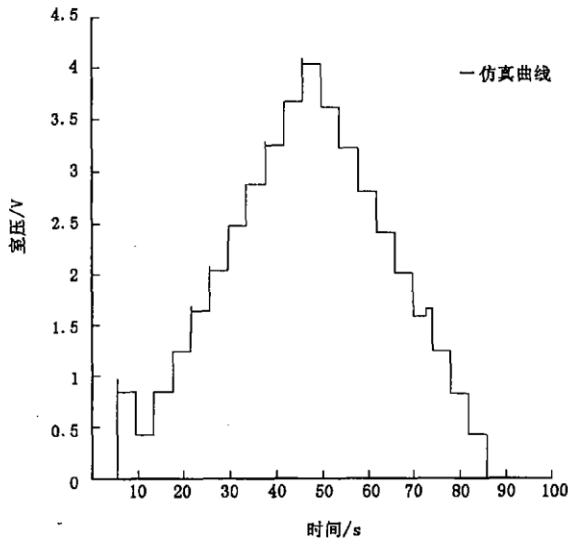


图4 半物理仿真实验室压曲线

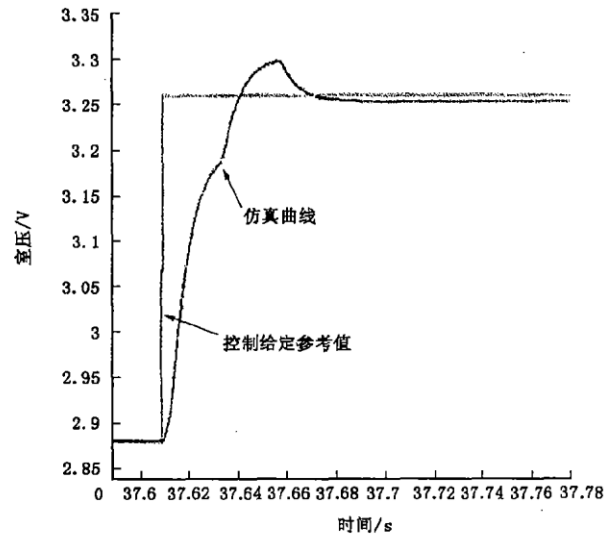


图5 第7工况的半物理仿真室压曲线

5 结束语

本文针对大范围变推力液体火箭发动机,设计并实现了变参数加死区调参控制器,给出了控制器硬件软件实现方案。半物理仿真实验结果表明了所设计控制器的有效性。

参考文献:

- [1] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [2] 冯心,张育林,陈启智. 变推力液体火箭发动机脉宽采样数字控制[J]. 国防科技大学学报,1993,15(2):1-5.
- [3] Labrosse. μ COS - II 源代码公开的实时嵌入式操作系统[M]. 邵贝贝. 北京:中国电力出版社,2001.
- [4] 孙涵芳. Inter16 位单片机[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1995.

(编辑:田新华)

The Design and Implementation of a Variable Thrust Liquid Propellant Rocket Engine Control System

LI Hong - zeng, LU Jing - chao, WANG Zhi - gang, QU Yao - hong

(Automation College, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract: The design and implementation for a kind of wide - range variable thrust liquid propellant rocket engine control system is presented. Accelerated circuit of electromagnetic valve is designed based on switching between high and low voltage, and embed operation system μ COS - II is transplanted to 80C196KC. Regulation of thrust in wider range is implemented by variable parameter proportion and dead zone compensation. The semi - physical test demonstrates that the system can satisfy the control target, with the regulating time less than 60ms and stable state error no greater than 5%.

Key words: variable thrust rocket engine; embed operation system; design of controller; PWM