

航空发动机转速数控系统的 动态模拟研究

西北工业大学 田民 吴琪华

摘 要

本文介绍航空发动机转速数控系统的动态实时模拟研究,包括微机内控制算法的设计,高频干扰信号对系统稳定工作的影响,超转和溢出故障的处理等内容。通过模拟试验,得出了一些有益的结论。

一、概 况

航空发动机数控系统的动态模拟研究是在小偏离条件下进行的,选用涡喷六型发动机作为发动机模型,由电子模拟计算机来实现,供油装置近似地取为比例环节,其功能由电位器来完成,数字控制器即为微型计算机,整个系统如图1所示。

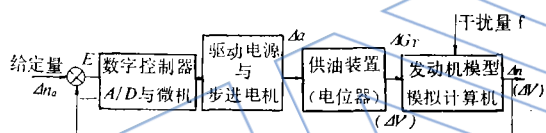


图1 系统模拟试验方框图

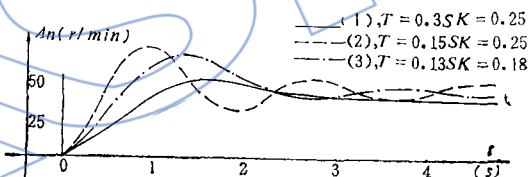


图2 系统的输出响应曲线

在微机内的控制算法取为一个比例环节。当选取不同的采样周期 T 和不同的比例系数 K 时,给定量 Δn_0 作阶跃输入,进行系统试验,则可得其输出响应,如图2所示。

试验结果表明:当采样周期 T 增大到0.3秒,控制器比例系数 K 取为0.25,系统的过渡过程品质仍不理想,存在较大的超调量。如果比例系数 K 进一步下降,系统的过渡过程品质能改善,但系统的稳态误差将增大。因此,在微机内需要设计适当的控制算法。

二、微机内的控制算法

1. 分段线性控制

为了使整个系统的响应既快又稳,在微机内采用了分段控制算法:在较大误差(E 大)的范围内,采用微分和高放大系数的比例控制(1区,PD控制),以提高快速性;在小误差范围内,且有减小的趋势时,采用低比例系数的比例控制(3区);在小误差范围内且有增大的趋

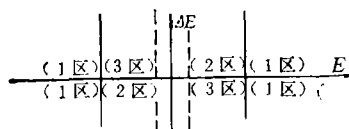


图3 控制规律划分区域图

势时,采用高比例系数的比例控制)(2区),以便提高该两区工作时的稳定性,所以控制规律的区域划分是根据误差及误差增量的符号来进行的,具体方案如图3所示。

微分控制是用一个超前校正环节来完成的,其离散化方法是直接将连续环节进行Z变换,而后在所得的Z变换式中乘上一个因子T(采样周期),这样得到的离散算式的频率特性在T趋近于零时,与被离散的连续环节的频率特性在主频段内趋于完全相等(证明从略),求得离散控制算式后,由微机来实现其功能。

2. 死区非线性的设置

为了使误差值E能稳定到零值,使发动机的转速不作上下的振荡,在图3中设置了二条虚线之间的死区。其大小是根据步进电机步距角以及被控系统放大系数的大小来决定的,保证误差在虚线范围内,微机输出不变。

三、高频干扰的抑制

当被测量的信号含有高频干扰时,即使被测信号的平均值是稳定的,由于微机采样所得到的数据是跳动的。这跳动的数据通过控制算法的计算,输出脉冲,不断驱动步进电机向正向或反向转动,造成供油量的脉动,从而使转速产生振荡,如图4所示。

为了增加抗干扰的能力,本试验中采用了软件滤波法,将A/D转换出来的数据先进行滤波后,再进入后面的控制算法程序。滤波算法采用四点均值滤波,这对于微机来说是极易实现的。四点均值滤波算法的脉冲传递函数为:

$$F(Z) = (1 + Z^{-1} + Z^{-2} + Z^{-3})/4$$

其频率特性为: $F(e^{j\omega T}) = (1 + e^{-j\omega T} + e^{-2j\omega T} + e^{-3j\omega T})/4$

分析上式可知:主频段幅频特性为零时,所对应的频率值为 π/T ,这就说明四点均值滤波算法的低通性与采样周期有关,T越大对高频信号的抑制越强,平滑性越好。另外从相频特性来看,当信号频率一定时,采样周期T越小,相位滞后越小。根据上述分析,为了减小由滤波引起的相位滞后,应适当地减小采样周期,即增大对输入信号的采样频率。由于系统原采样周期已确定,故本试验中采用在原设计的每个采样周期内等间隔地对输入采样四次的方法,实验结果(第五节内各试验曲线均采用此均值滤波)表明,效果较为满意。

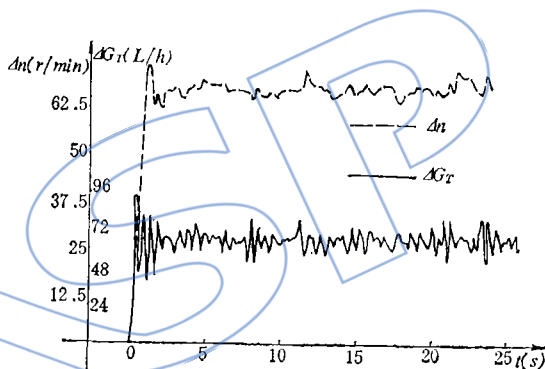


图4 在无滤波软件下, Δh_a 作阶跃输入时,系统的输出响应曲线

四、转速数控系统的软件及流程图

在本系统内采用的微机是TP801单板机,在微机内采用定点运算,且由于控制算法的输入量为误差(E)和误差值增量(ΔE),其数值是有正有负,故在微机内所有变量都用2的补码表示,运算时采用16位运算。

软件内的主要子程序有:

1. 乘法子程序

本子程序采用了能实现16位带符号的乘法。

2. 步进电机驱动子程序

本子程序根据控制算法计算出来的用补码表示的步进值,按一定的频率,发出相应数目的脉冲,驱动步进电机完成相应的正转(或反转)的步数。

3. 中断服务子程序

本子程序采用方式2中断,在中断服务程序内,首先是采样反馈信号,然后进行滤波运算,最后返回主程序。

4. 溢出处理与超转处理子程序

溢出处理子程序能保证运算中,发生溢出时,数据符号不混乱,从而保证系统工作正常。超转处理子程序能限制最大转速,当转速超过极限值后,可使供油量迅速下降,直到退出超转状态为止。

转速系统在小偏离模拟试验中微机内数字控制程序的流程图如图 5 所示,图中死区非线性,微分和比例,比例控制等内容由主程序完成。滤波程序是以中断方式与主程序相联系的。图中误差 1、2 和 3 区分别与图 3 中各区相对应。

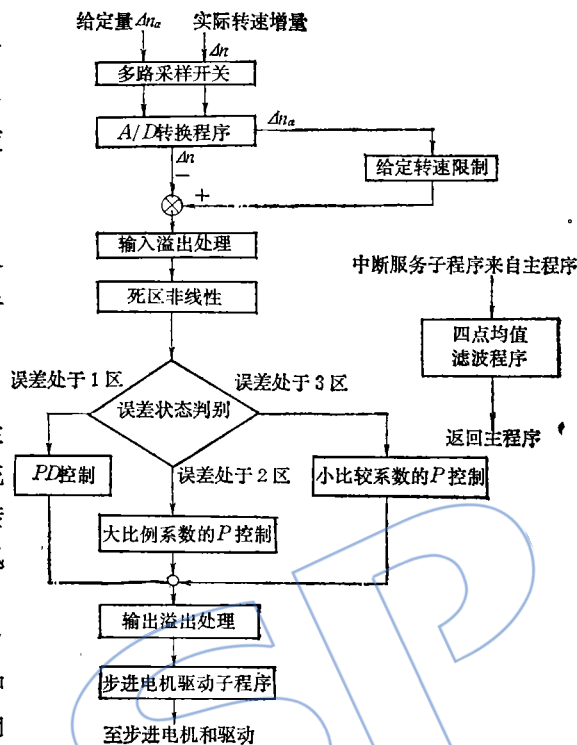


图 5 微机内控制程序的流程图

五、发动机转速数字控制系统在小偏离下动态模拟试验

1. 系统在给定量 Δn_a 和干扰量 f 作阶跃输入时的输出响应

由图 6 和 7 可见,在微机内设计的控制算法,能使系统的响应既快又稳,没有振荡和小振幅摆动。

2. 超转处理模拟试验

对系统进行了最大转速限制功能的模拟试验(如图 8)图 8 中表明当 Δn_a 超过转速极限值时,实际转速 Δn 在到达转速最大值 n_{max} 后,不再上升,符合超转处理的要求。

3. 溢出处理试验

图 9 中(a)表示误差 E 没有发生溢出,系统在给定量 Δu_a 作阶跃输入时,转速和 E 的响应。(b)表示误差 E 发生了溢出现象,而且在控制算法中不含有溢出处理程序时,转速和误差 E 的响应。

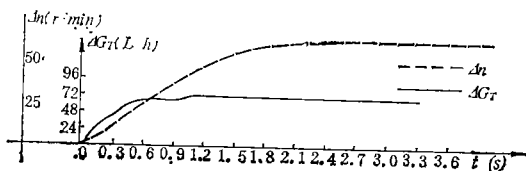


图 6 Δn_a 作阶跃输入时系统的输出响应

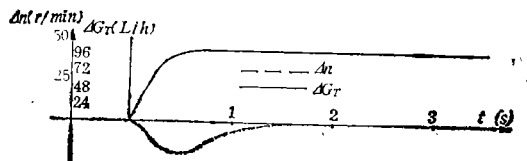


图 7 f (相当于 ΔG 变化 100 L/h) 作用时系统的输出响应

(c)为误差 E 发出了溢出时,而控制算法中含有溢出处理程序时,转速与误差的响应。

由图9(b)可见,尽管系统误差 E 为正,但由于溢出,造成整个系统正反馈,使转速一直下降,误差反而不减小。由(c)可见,加入溢出处理程序后,尽管输入发生了溢出,但仍能使系统正常工作,最终误差变得很小,进入允许的误差带。

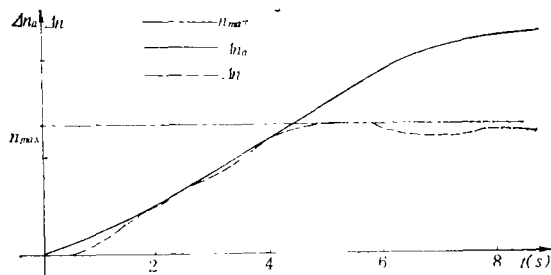


图8 超转处理模拟试验结果图

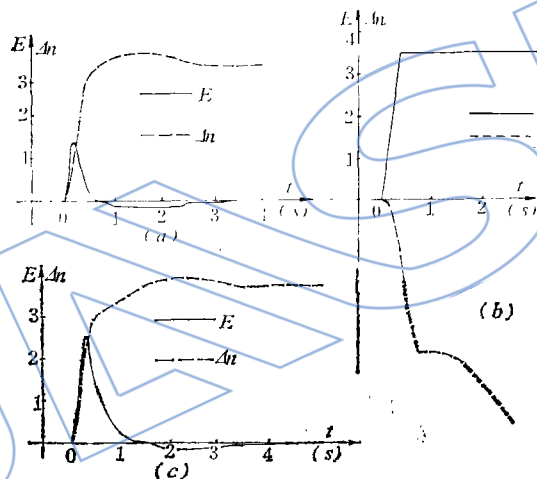


图9 溢出处理试验响应图

六、初步结论

1. 本文所设计的按不同区域采用不同控制规律的控制算法,对发动机在给定量和干扰量作用下,进行实时模拟试验,其输出响应较理想。
2. 采用四点均值滤波的软件滤波法对抑制高频干扰,效果比较满意。
3. 在系统模拟试验过程中,出现了溢出和超转故障,经过研究,编出了溢出和超转处理子程序,获得了较好的解决。

参 考 文 献

- [1] 郑君里,“信号与系统”,人民教育出版社,1981年。
- [2] 刘植桢等,“计算机控制”,清华大学出版社,1981年。
- [3] 吴琪华主编,“航空发动机自动控制”,西北工业大学出版社,1985年。

(责任编辑 王庆康)

DYNAMIC SIMULATION RESEARCH ON DIGITAL SPEED CONTROL SYSTEM OF AEROENGINE

Tian Min and Wu Chihua

(Northwestern polytechnical University)

Abstract

This paper describes the real time dynamic simulation research on the digital speed control system of an aeroengine under small perturbation conditions. The control calculation approach has been programmed for a microcomputer. The proportional derivative control is applied to the large error region and the proportional control to the small error region. Furthermore, in the small error region, the large proportional constant control is adopted if the error increment tends to increase, and the small proportional constant control is employed when it tends to decrease. For the sake of normal operation in the digital speed control system, the influence of the high frequency disturbance, the overspeed and spillover in the microcomputer have been eliminated. Finally, the flow chart of the program and the real time simulation tests are demonstrated. The test results and some useful conclusions are also presented.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON MODIFICATION OF THE WZ-6 AEROENGINE TO USE NATURAL GAS AS FUEL

Hu Yian and Zeng Miaolan

(Lehe Machinery Factory)

Abstract

This paper describes the experimental investigation on modification of the WZ-6 aeroengine into an industrial turbomachine (WZ-6G) which has been run for 1500 hours continuously as a powerplant in oil field. The fuel supply system of the engine has been reconstructed so that the natural gas is introduced through the three tubes radially inserted in the axial diffuser into a stationary jet ring, and therefrom injected into the main combustion zone. The ejection of the natural gas from three rows of holes on the jet ring is peripherally uniform.

Testing shows that the reasonable injection speed of the natural gas is 50 to 80m/s, nonuniformity coefficient of the gas temperature field at the outlet of the combustion chamber is about 0.22, Under the above conditions, the distribution