

# 航空发动机转速模拟系统最少拍控制

中国科学院 盛万兴\* 戴汝为  
西安交通大学 王孙安 史维祥

【摘要】 本文研究了飞行训练用航空发动机转速模拟系统拟最少拍控制设计。采用电液泵控马达系统能满足航空发动机转速模拟系统对大功率的要求,但在大幅度阶跃输入下的动态响应难以达到预期的要求。本文提出的拟最少拍控制设计解决了这一问题,实验验证了设计的有效性。

主题词: 航空发动机 液压控制伺服系统 模拟器

分类号: V 233.742 TP15

## 1 系统简介和模型

在飞行训练用航空发动机仿真系统中,通常采取解算发动机动力学方程的数字仿真综合发动机动力输出的物理模拟的形式。用电机模拟航空发动机输出的动力部分,在接通大功率负载时,电机转速严重下降,动态性能恶化,这与实际对飞机发动机输出性能的要求是不相符的。改用电液伺服系统作为发动机动力输出模拟装置,对小型小功率机种,采用阀控液压马达型式,能获得满意的动态性能;对大功率系统,改用泵控液压马达型式,保证了效率,但实验中加较大阶跃负载时,柱塞泵的调节过猛,多次损坏泵的变量机构,只得降低部分指标,如延长调节时间或分极加载,但这又难以满足实际要求。因而,这类系统的控制具有特殊的难度。文献[1, 2]分别给出了两种新的系统结构并研究了相关的控制问题,但均存在一定的问题。本文针对大功率泵控液压马达型系统的快速响应控制要求,用拟最少拍控制策略解决这一典型的控制问题。实验取得了令人满意的效果。

电液泵控马达速度伺服系统是用于大功率航空发动机输出模拟的最直接的系统结构型式,如图 1 所示。其中,变量柱塞泵 1,最大每转排量为  $250 \text{ cm}^3/\text{r}$ 。驱动电机功率 132 kW。柱塞式液压马达 2,每转排量为  $227 \text{ cm}^3/\text{r}$ 。液压马达输出经升速机构 3 带动发动机负载工作,装置输出速度反馈给计算机(控制器),控制泵的输出流量。本文的泵控马达系统,测得静态转速  $n_y (\text{r/min})$  与输入电压  $u (\text{mV})$  关系:

$$n_y = 1.6152u + 237.6528 \quad (1)$$

该系统的线性度相当高,下面控制器基本设计中,按线性系统处理。实验得到系统动态特性如图 2 所示。从图 2 看出,该系统是一个高阶的系统。在实际控制设计中,需要简化系统模型。鉴于图 2 反映的系统高阶特性,把系统当作二阶环节,用无阻尼自然频率  $\omega_n$  及阻尼比  $\xi_n$  描述。根据实测,二阶传递函数如下:

$$G(s) = 1.6152/(s^2/7.5^2 + 2.56s/7.5 + 1) \quad (2)$$

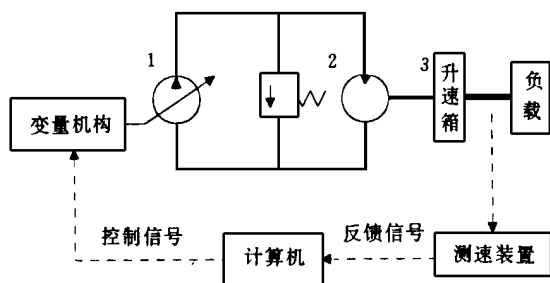


图1 泵控马达速度控制系统

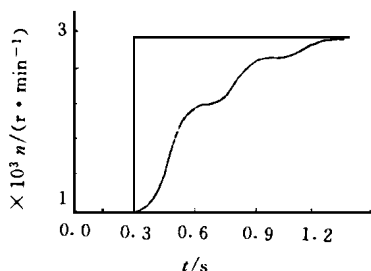


图2 系统动态特性

其中  $\xi_n = 1.28$ ,  $\omega_n = 7.5 \text{ rad/s}$

## 2 系统分析

泵控马达系统中, 变量机构限制了系统的响应能力, 加之本系统惯量很大, 实测频宽只有  $0.714 \text{ Hz}$ 。而且, 当输入正弦信号频率高于  $3 \text{ Hz}$  时, 系统输出稳定在一固定值, 完全不能跟随输入的动态信号。

另一方面, 输出幅度下降到  $-3 \text{ dB}$  时即为系统频宽。考虑对输入信号进行处理, 引入一个与输出频率成正比的放大系数(对低频率信号给较小的放大系数, 对高频率信号给较大放大系数), 即对伺服阀输入电液补偿, 以提高系统频宽。实验证明了这一点, 相应的频率和输入信号的幅度见表1(幅值峰—峰值)。与理论分析不同的是, 该系统的幅频特性不是在转折频率处产生  $-20 \text{ dB/十倍频程}$  或  $-40 \text{ dB/十倍频程}$  的呈下降的特性, 而是突然没有动态输出, 即系统转速不能跟随动态输入信号而固定在某个恒定值上。

表1 频率—幅值测试值

|    |        |      |      |      |      |      |      |     |       |
|----|--------|------|------|------|------|------|------|-----|-------|
| 输入 | 频率(Hz) | 0.50 | 0.70 | 0.83 | 1.00 | 1.25 | 1.66 | 2.5 | > 3.0 |
|    | 幅值(v)  | 0.18 | 0.18 | 0.30 | 0.35 | 0.40 | 0.60 | 0.8 | > 0.8 |
| 输出 | 频率(Hz) | 0.50 | 0.70 | 0.83 | 1.00 | 1.25 | 1.66 | 2.5 | > 3.0 |
|    | 幅值(v)  | 120  | 120  | 120  | 120  | 120  | 120  | 86  | > 0.0 |

表1的结果说明, 通过对输入信号处理, 使系统频宽从  $0.714 \text{ Hz}$  拓宽到  $2.5 \text{ Hz}$ 。这一事实为下文设计拟最少拍控制提供了有力的支持。

## 3 拟最少拍控制设计

本文的模拟系统功率为  $132 \text{ kW}$ , 模拟航空发动机输出动态过程, 要求在  $0.1 \sim 0.25 \text{ s}$  的时间内, 在阶跃输入幅度为  $500 \sim 1000 \text{ r/min}$  (较大的调节范围) 条件下完成过渡过程。这指标用常规控制方法很难达到要求。本文的拟最少拍控制方法, 实现了预定的控制要求。

### 3.1 拟最少拍原理

理论上, 最少拍要求变量与控制都不受约束。本文讨论的系统转速范围在  $300 \sim 5000 \text{ r/min}$ 。低转速控制, 系统变量和控制不受约束; 在高转速情况下, 例如从  $4000 \text{ r/min}$  向  $5000 \text{ r/min}$  阶跃时, 用最少拍的方法, 第一拍的控制量要大于把转速控制在  $5000 \text{ r/min}$  的实际需求量, 以加快响应, 而此时变量已受到约束。不满足最小拍条件。

本系统中,可以把泵斜盘的位置看作系统的中间状态,转速是输出。可通过给伺服阀较大的电流来使缸的位置输出响应加快,从而提高整个系统的响应。

根据上述思想,分别做了多组阶跃输入响应试验,图 3 给出一组开环状态下伺服阀输入电压和液压马达的输出转速曲线,可以看出,系统瞬态过程明显加快,只是稳态不理想。

### 3.2 拟最少拍设计

实际中,按一阶环节设计最少拍控制,结果不能满足要求(限于篇幅,有关设计及控制结果略去)。下面给出基于二阶环节模型的拟最少拍设计。由(2)式,系统差分方程:

$$G(z) = (1 - z^{-1}) \{1/(1 - z^{-1}) + 0.3/(1 - e^{-15.6T}z^{-1}) + 1.3/(1 - e^{-3.6T}z^{-1})\} \quad (3)$$

控制器输出

$$U(z) = M(z) \cdot W(z)/G(z) \quad (4)$$

$M(z)$  为期望传递特性,  $W(z)$  为单位阶跃输入。

控制器最初几拍的输出幅度与采样周期相关。而第一拍的输出幅度,还要根据控制器所能提供的能量以及实际系统所能经得起的冲击来综合考虑。实际上,即使控制能量有足够的储备,但突然过大的控制动作将损坏液压泵的变量机构。为此,在选择采样周期时要考虑这种因素。经过分析,在保证系统安全运行的条件下,选定取  $T = 60 \text{ ms}$ 。

$$\text{控制输出 } U(z) = 10(1 - 1.01z^{-1} + 0.9341z^{-2} - 0.64z^{-3} + 0.64z^{-4} - 0.38z^{-5} + \cdots) \quad (5)$$

上式是在模型参数精确的假定下得到的,实际是简化模型,输入第一拍的幅度无法根据系统模型给出精确值,只能通过实验大致确定,这样,输出不可能在“最少拍”内精确地跟随到给定值上;而且,系统输出进入稳态后,仍有可能受到随机扰动。因此,在第二拍之后,控制器切换到模糊控制方式,响应曲线如图 4。系统调节时间只 0.12 秒(2% 误差带),达到要求的结果。

一般地,最少拍控制对输入信号敏感,按某种输入信号设计的最少拍控制律未必能满足另一种输入信号的情况。本文的设计针对阶跃输入信号,这是实际系统的要求,而且,在通常的典型信号中,阶跃信号是最为恶劣的情况。事实上,在实际控制中实现过对其它信号的跟踪控制,有着满意的效果。

本文拟最少拍控制设计已在某实际的飞机发动机速度模拟系统中成功应用。

### 参 考 文 献

- 1 王孙安, 盛万兴等 新型电液伺服飞机发动机模拟系统及其智能控制 航空学报, 1995, 16(1): 109- 122
- 2 盛万兴, 王孙安等 电液速度控制系统智能模糊控制 机床与液压, 1994, (4): 201- 205

(责任编辑 王震华)

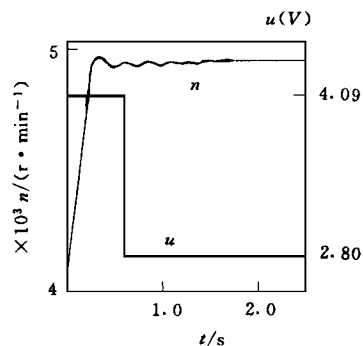


图 3 开环系统伺服阀输入、马达输出曲线

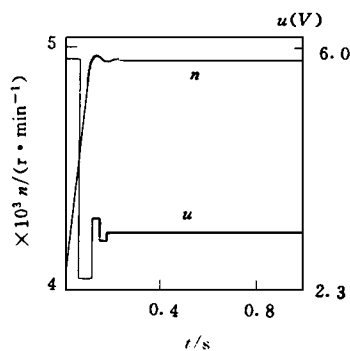


图 4 二阶模型拟最少拍—模糊控制响应

index.

**Key Words** Liquid propellant rocket engines Fault detection Threshold value  
Probability density function

## APPLICATION OF ADAPTIVE VARIABLE NEURAL NETWORK TO AEROENGINE FAILURE DIAGNOSIS

**Xie Shousheng and Fan Siqi**

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

**ABSTRACT** A new adaptive variable neural network is developed according to the inner product feature of sample space. This method does not need to iterate learning. It features that its self-learning velocity is fast, accuracy is high, and it is able to change self-structure on work according to producing new sample. It has been applied to a type of aeroengine start system, its accuracy of failure diagnosis is prior to the original one, and the maintenance work is cut down. Moreover it has capability for real-time failure diagnosis, which opens up bright prospect for its propagation.

**Key Words** Adaptive control Failure diagnosis Neural network Aircraft engines

## NEAR DEADBEAT CONTROL OF AN AEROENGINE SPEED SIMULATION SYSTEM

**Sheng Wanxing and Dai Ruwei**

(Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

**Wang Sun'an and Shi Weixiang**

(School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

**ABSTRACT** The near deadbeat control design was applied to an aeroengine speed simulation system for flight handling simulation. High power demand of the aeroengine speed simulation system can be met by adopting a type of electrohydraulic pump controlled motor system. But the desired dynamic properties are difficultly obtained under the condition of large step input amplitude. According to the idea of deadbeat control, a method of quasi-deadbeat control design is proposed to overcome the difficulty. The experiments testified the effectiveness of the presented design.

**Key Words** Aircraft engine electrohydraulic control Servo system Simulator

## NUMERICAL SIMULATION OF TWO-DIMENSIONAL FLOW FIELD IN PARTICLE SEPARATOR

**Hou Lingyun and Yan Chuanjun**

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

**ABSTRACT** The numerical simulation of the two-dimensional, viscous and axisymmetric flow field and various diameter particle trajectories in a inertial Inlet Particle Separator (IPS) has been completed. For the complex boundaries, a grid system of the non-orthogonal body-fitted coordinates is generated, which is ideally suitable to this case; For the split flow, multiply connected regions are transferred to simple connected region. A SIMPLEC