

全国第五届系统仿真学术会议 论文集

(四)



中国宇航学会
中国自动化学会
中国航空学会

飞机自增稳系统的多变量频域设计方法探讨

.....周金铭 庞国仲 赵守忠 (1309)

时微内单变量控制系统辨识与补偿器最优参数的

计算机自动设计.....孙德敏 陆 宇 (1319)

频域内单变量控制系统辨识与补偿器最优参数的

计算机自动设计.....孙德敏 吴东升 (1334)

MFCSDP——一个多变量频域方法的CSCAD

软件包.....濮洪钧 (1352)

计算机辅助设计控制系统软件包在飞行器控制

系统设计和仿真中的应用.....袁曾任 (1363)

辨识与建模中病态数据的处理.....毛剑琴 范跃祖 马超英 (1382)

离散时间的Riccati矩阵代数方程解的一种

新算法.....姜长生 (1396)

控制系统中的矩阵方程的数值解.....姜长生 (1409)

基于结构逆系统的线性多变量控制系统的

设计方法.....刘益良 汪庭凯 (1429)

一个飞行控制系统分析设计程序包.....王郁琴 彭晓源 (1438)

计算机控制系统分析程序的开发.....高金源 张 平 (1458)

利用数值特性来分析、简化最优随机二次型系统.....陈有余 (1479)

GISP在卫星姿态控制系统仿真中的应用.....

.....罗圣仪 严恭添 (1489)

控制系统“类等效”模型匹配设计新方法及

CAD程序包.....李祖枢 (1503)

计算频率特性曲线的变步长算法.....黄文谊 (1516)

(九) 仿真器

微型机与仿真仪表的设计.....程习勇 (1528)

歼七II型仪表、起落飞行模拟器.....倪德良 (1544)

两级分布式多机训练仿真系统

.....李芳芸 沈被娜 肖田元 张燕云 (1557)

仿真训练器视景的CIG系统的几个问题	蔡愉祖	(1569)
线加速度仿真器	阎贵成	(1580)
汽车驾驶训练模拟器总体方案的研讨	嵇钧生	(1586)
Intel-2920及其在训练仿真器中的应用	王 杨 王海京	(1596)
一个靶机图象生成方案	罗炳海 冯 勤	(1610)
飞行仿真器——复杂大系统的分析方法	文传源 许佩珍 贾荣珍	(1627)

飞机自增稳系统的多变量频域设计方法探讨

中国科技大学十系

周金铭 庞国仲 赵守忠

【摘要】

本文对飞机横侧向自增稳系统提出了一种“准自校正”控制方案。并根据系统设计特点提出了一种新的准对角化算法。用这种算法设计的预补偿阵 K 可使多个对象传递函数阵同时对角优势化。对此种 K 阵的可实现性给出了一种判别方法。利用具有多对象准对角化算法的INA程序进行了系统控制器设计,并利用TP801B单板机作为一个“准自校正控制器”来实现对增稳系统的控制。飞机横侧向模型用HYP2A模拟机模拟。

一、对象模型及控制方案简介

飞机横侧向系统的线性模型可写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\underline{x}} = A \underline{x} + B \underline{u} \\ \underline{y} = C \underline{x} \end{cases}$$

$$\underline{x}(t) = \{\beta(t) \ \omega_x(t) \ \gamma(t) \ \omega_y(t)\}^T \quad \underline{u}(t) = [\delta_1(t) \ \delta_2(t)]^T$$

其中 $\delta_1(t)$ $\delta_2(t)$ 分别为付翼转角和方向舵转角, β 为侧滑角, γ 为滚转角, ω_x 为滚转角速度, ω_y 为偏角速度, A 为 4×4 阵, B 为 4×2 阵。

根据指标要求,取两个输出 β, r 研究可基本满足性能要求,这时:

$$\underline{y} = \begin{Bmatrix} \beta(t) \\ \gamma(t) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \underline{x}(t)$$

$$\underline{y}(s) = C(SI - A)^{-1} B \underline{u}(s) = G(s) \underline{u}(s)$$

这样所研究的系统即为一组二输入二输出系统。

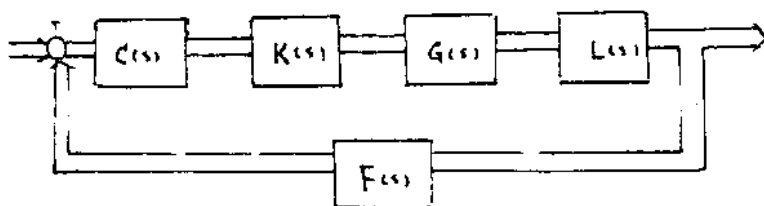
飞机在整个飞行过程中其动态参数(A, B 阵参数)随飞行状态的变

化而变化。为使飞行控制系统在整个飞行包线内都具有良好的性能，控制器参数必须随飞行状态的变化作相应变化。例如使系统具有自适应性能。自适应控制系统的各种方案目前正在研究中^[1]但自适应控制系统结构复杂突出的问题是对数字计算机的速度提出较高要求。因此多年来飞行控制器大多采用单回路频域设计。但适用于大空域的多变量控制器设计问题一直未能很好地解决。本文对飞机横侧向增稳系统提出了一种“准自校正”控制方案。其原理是依据各个飞行状态的系统参数，用多变量频域法设计出对应各个状态的采用相同结构的控制器。利用微机可以很方便地改变控制器参数的特点，对不同的飞行状态采用不同的控制器参数。飞行高度 H 和速度 V 可大致描述飞行状态。因此控制器参数将随高度信号 H 及速度信号 V 变化。

由于单板机存储容量及速度的限制，对所有的飞行状态都设计一个控制器是不现实的。故要求在系统特性满足指标的情况下控制器尽可能少。亦即尽可能用一个控制器来适应多个飞行状态。频域设计有较大的自由度，这一点是可以做到的。控制对象随飞行状态变化则多个飞行状态就相当于多个控制对象。到目前为止，对一个对象的设计方法已较成熟，有效的方法之一是逆Nyquist阵列法(INA)法。而对适用于多个控制对象的控制器还没有一个较有力的方法。INA法加以推广也许是一种可行的方法。下面结合飞机增稳系统设计，对INA法的关键环节，解耦预补偿器的设计作一些初步探讨。

二、多对象预补偿器设计方法研究

INA法设计的控制系统结构一般如下图所示：



(图一)

其中 $G(s)$ 为对象传递函数阵, $K(s)$, $L(s)$ 为预补偿阵。 $F(s)$, $C(s)$ 为对角型的校正阵。 设 $Q(s) = L(s)G(s)K(s)$, IFA 法的基本思想是设计 $K(s)$, $L(s)$ 使 $Q(s)$ 的逆阵 $\hat{Q}(s) = \hat{K}(s)\hat{G}(s)\hat{L}(s)$ 为对角优势阵, 从而削弱各主回路间的关联作用, 使多变量系统近似为一组单回路系统。 然后用单回路设计技术, 分别对各主回路进行闭环补偿设计。 使系统达到预定性能指标。

<一>后补偿阵 $L(s)$ 的设计

对于大多数控制过程, 仅用前预补偿阵 K 就能使开环传递函数阵为对角优势。 而飞机自增稳系统两个输入输出通道的静态性能相差较大。 因此必须加后补偿阵来均衡两通道的优势度。 由于后补偿阵仅起均衡优势度的作用, 因此对参数相近的传递函数阵很容易用同一个 L 阵补偿。 本系统中对所有飞行状态均取:

$$\hat{L} = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 6 \end{pmatrix}$$

即牺牲第一行优势度来补偿第二行。 这样多对象的预补偿设计的关键是 K 阵的设计。

<二>多对象准对角化算法

根据 $\hat{K}$ 阵各行独立设计的特点, 参考并比较一个对象时 D. J. Hawkins⁽¹⁾ [3] 的准对角化法, 鲍远律 [5] 的准优势化法, M. P. Ford 的准解耦法。 采用这样一种算法设计常阵 K , 其基本思想是对 Nyquist 围线上某一特定频率 ω , 求解一个 $\hat{K}$ 使得各个对象传递函数逆矩阵的同一行的非对角元模平方和为最小, 且满足某一对象阵对角元模平方和为 1 这一约束条件。

即对 m 个对象, 设 $\hat{Q}_t(s) = \hat{K}\hat{G}_t(s)\hat{L} = (q_{tij}) \quad t=1, 2, \dots, m$

求解 $k_r = (k_{r1}, k_{r2}, \dots, k_{rm})$ 使

$$J_r = \sum_{t=1}^m C_t \sum_{k=1}^n |q_{trk}(j\omega)|^2$$

在约束条件 $|q_{t0rr}(1\omega)|^2 = 1$ 之下为最小。其中 k_r 为 $\hat{K}$ 阵的第 r 行向量， C_t 为加权因子。

采用这种约束条件是为了保证对角元素的模维持较大的值，一般情况下若 K 阵能设计出，那么这些对象的参数是比较接近的。故取其中某个对象的对象元作为约束，其它对象阵的对角元也不会太小。

这是一个条件极值问题，利用拉格朗日乘子法，可将它化为特征值特征向量问题。推导如下：

$$\text{设 } V_t(s) = \hat{G}_t(s) \times \hat{L} \quad \text{则 } \hat{Q}_t(s) = \hat{K} \times V_t(s) = (q_{t11})$$

$$\text{令 } W_t \triangleq [R_e V_t(1\omega), I_m V_t(1\omega)]$$

$$E_k \triangleq \begin{bmatrix} e_k & 0 \\ 0 & e_k \end{bmatrix} \text{ 为 } 2n \times 2 \text{ 矩阵}$$

$$\text{显然有: } |q_{trk}|^2 = \underline{k}_r W_t E_k E_k^T \underline{k}_r^T \quad \sum_{k=1}^n |q_{trk}|^2 = \underline{k}_r W_t W_t^T \underline{k}_r^T$$

$$\therefore \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq r}}^n |q_{trk}|^2 = \underline{k}_r W_t (I - E_r E_r^T) W_t^T \underline{k}_r^T$$

$$\therefore \begin{cases} J_r = \sum_{t=1}^m C_t + \sum_{\substack{k=1 \\ k \neq r}}^n |q_{trk}(1\omega)|^2 = \underline{k}_r \sum_{t=1}^m C_t W_t (I - E_r E_r^T) W_t^T \underline{k}_r^T \\ |q_{t0rr}(1\omega)|^2 = \underline{k}_r W_{t0} E_r^T W_{t0}^T \underline{k}_r^T \end{cases}$$

$$\text{若令 } M \triangleq \sum_{t=1}^m C_t W_t (I - E_r E_r^T) W_t^T \quad L \triangleq W_{t0} E_r E_r^T W_{t0}^T$$

$$\text{则: } \begin{cases} J_r = \underline{k}_r M \underline{k}_r^T \\ \underline{k}_r L \underline{k}_r^T = 1 \end{cases}$$

$$\text{取 Lagrange 函数 } L_r(\underline{k}_r) = \underline{k}_r M \underline{k}_r^T + \theta (1 - \underline{k}_r L \underline{k}_r^T)$$

$$\frac{\partial L_r}{\partial \underline{k}_r^T} = \underline{k}_r M - \theta \underline{k}_r L = 0 \implies M \underline{k}_r^T = \theta L \underline{k}_r^T$$

$$\text{此时 } J_r = \underline{k}_r M \underline{k}_r^T = \theta \underline{k}_r L \underline{k}_r^T = \theta$$

因此问题归结为 n 维特征值特征向量问题:

$$\begin{cases} M \underline{k}_r^T = \theta_{\min} L \underline{k}_r^T \\ \underline{k}_r^T L \underline{k}_r^T = 1 \end{cases}$$

和 M. A. Jahnson^[4] 同样的推导, 可把上面方程等价求解下面 2 维特征值特征向量问题:

$$\begin{cases} A \underline{x} = \lambda_{\max} \underline{x} \\ \underline{x}^T \underline{x} = 1 \\ \underline{k}_r^T = \lambda_{\max}^{-1} (M+L)^{-1} w_{t_0} E_j \underline{x} \end{cases}$$

其中 $A = E_j^T w_{t_0}^T (M+L)^{-1} w_{t_0} E_j$ 为 2×2 实对称阵。

用此算法也是带有试探性的。主要是目标函数最小时并不能保证每个对象阵的非对角元之和都最小。但对参数相近的对象, 通过改变频率点 ω , 加权因子 C_t 及对象个数 m 的试探步骤, 基本上能得到满意的效果。

<三>预补偿阵可实现性判别

如果各个对象传递函数阵参数相差较大, 那么有可能不存在使多个传递函数阵同时对角优势的 K 阵。对于二输入二输出系统, 此种 K 阵的可实现性是可以判断的。

$$\text{设 } V(s)_{2 \times 2} = \hat{G}(s) \times \hat{I}, \text{ 设 } V(s)|_{s=0} = \begin{pmatrix} v_{11} & v_{12} \\ v_{21} & v_{22} \end{pmatrix}.$$

$$\hat{K} \times V(s) = \begin{pmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v_{11} & v_{12} \\ v_{21} & v_{22} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} k_{11} v_{11} + k_{12} v_{21} & k_{11} v_{12} + k_{12} v_{22} \\ k_{21} v_{11} + k_{22} v_{21} & k_{21} v_{12} + k_{22} v_{22} \end{pmatrix}$$

k 阵是各行独立设计的。以第二行为例

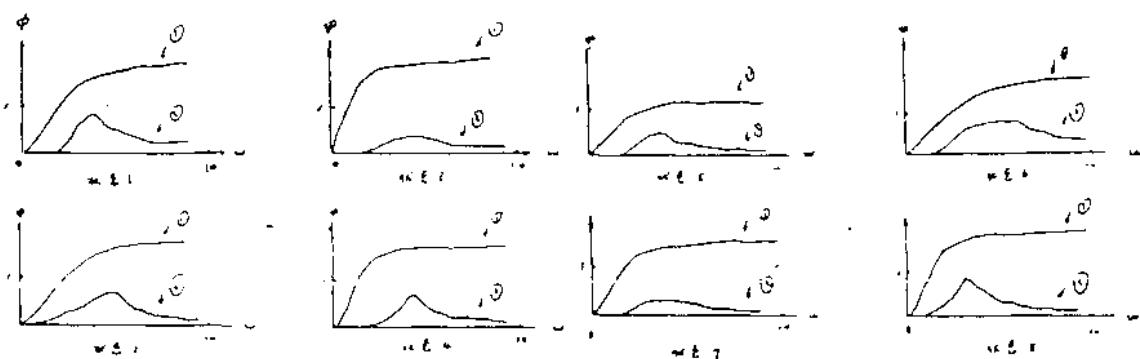
$$\Phi_c = \frac{|k_{21} v_{11} + k_{22} v_{21}|}{|k_{21} v_{12} + k_{22} v_{22}|} = \frac{|\frac{k_{21}}{k_{22}} v_{11} + v_{21}|}{|\frac{k_{21}}{k_{22}} v_{12} + v_{22}|} = \frac{|k^0 v_{11} + v_{21}|}{|k^0 v_{12} + v_{22}|}$$

由此可见其静态优势度只与 k_{11}, k_{12} 的比值有关记为 k' 。则 $\hat{k}$ 第二行向量可设为 $(k', 1)$ 而不影响其优势度。

设传递函数阵 $\hat{Q}_1$ 的静态优势度为 f_1 ，若 $k' \in (a, b)$ 时， $f_1 < 1$ ， $k' \in (a, b)$ 时 $f_1 \geq 1$ ，则称 (a, b) 为 $\hat{Q}_1$ 的第二行静态对角优势区间。若两个传递函数阵 $\hat{Q}_1, \hat{Q}_2$ 的第二行对角优势区间无重合部分，则对所选的 $\hat{L}$ 一定不存在 k 使 $\hat{Q}_1(s)$ 与 $\hat{Q}_2(s)$ 的第二行同时为对角优势。第一行判别方法与第二行相同。各个对象的各行对角优势区间可利用程序用搜索法求出(略)。由此可判别 $\hat{k}$ 的可实现性(即存在性)。

〈四〉推广的 INA 法程序简介及部分设计结果

本程序是对单对象 INA 法程序的扩充。带有多对象准对角化算法子程序及求二输出二输入系统的 $\hat{k}$ 阵的静态优势度区间的子程序。程序运行过程参见附录(图 1)程序框图。利用此程序对八种典型状态进行设计。得到了预期的效果。例如： $\hat{k}$ 的第一行设计出 $k_1 = [0, 1]$ 使不同空域的八个典型飞行状态的优势度同时得到了改善(如图 2 所示)可以看出这种算法的有效性。若只要求 k_1 适用于四种状态，则优势度曲线会更好些。



其中①—— $\hat{G} \times \hat{L}$ 的第一行优势度曲线

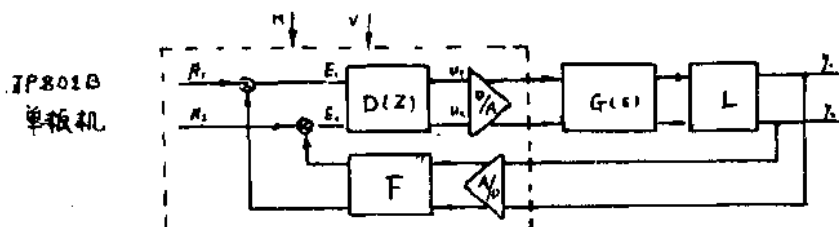
②—— $\hat{k} \times \hat{G} \times \hat{L}$ 的第一行优势度曲线 ($\hat{k}$ 的第一行为 $[0, 1]$)

图 2. 八种飞行状态 k 阵补偿前后第一行的对角优势曲线

三、TP801-B 单板机实现的准自校正控制器。

<一>控制系统结构

控制系统结构如图所示



(图 3)

系统使用的计算机为 TP801B 单板机，机上配有 8 位 A/D、D/A 转换器。飞机模型由 HYP-2A 模拟机模拟。由于本系统是实验性的，因此系统输入信号由计算机本身产生。系统运行时可在线显示图中所标各量。对于各种飞行状态，L、F 均为相同的对角常阵，控制器 D(z) 随高度信号 H 及速度信号 V 变化。

<二>离散化处理

连续系统的 INA 法得到系统结构如图 1 所示。本系统中 K、L、F 均为常阵， $c(s) = \text{diag}[c_1(s) \quad c_2(s)]$ ，一般地 c(s) 取超前校正或滞后校正即可满足要求即取：

$$c_1(s) = p_1 \frac{1 + T_{11}s}{1 + T_{12}s} \quad c_2(s) = p_2 \frac{1 + T_{21}s}{1 + T_{22}s}$$

设采样周期为 T，利用 Tustin 代换 $s = \frac{2}{T} \frac{1 - z^{-1}}{1 + z^{-1}}$

$$\text{则 } c_1(z) = p_1 \frac{T(1 + z^{-1}) + 2T_{11}(1 - z^{-1})}{T(1 + z^{-1}) + 2T_{12}(1 - z^{-1})} \quad c_2(z) \text{ 类推}$$

$$\text{设 } k = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 \\ k_3 & k_4 \end{bmatrix} \text{ 则}$$

$$D(z) = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 \\ k_3 & k_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1(z) & 0 \\ 0 & c_2(z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{a_{11} + a_{11}' z^{-1}}{b_{01} + b_{11} z^{-1}} & \frac{a_{12} + a_{12}' z^{-1}}{b_{02} + b_{12} z^{-1}} \\ \frac{a_{21} + a_{21}' z^{-1}}{b_{02} + b_{12} z^{-1}} & \frac{a_{22} + a_{22}' z^{-1}}{b_{02} + b_{12} z^{-1}} \end{bmatrix}$$

$$\text{其中 } a_{11} = k_1 p_1 (T + 2T_{11}) \quad a_{11}' = k_1 p_1 (T - 2T_{11}) \quad b_{01} = T + 2T_{12}$$

$$\begin{aligned} a_{12} &= k_1 p_2 (T+2T_{r1}) & a_{12}' &= k_1 p_2 (T-2T_{r1}) & b_{11} &= T-2T_{r1} \\ a_{21} &= k_2 p_2 (T+2T_{r2}) & a_{21}' &= k_2 p_2 (T-2T_{r2}) & b_{22} &= T+2T_{r2} \\ a_{22} &= k_2 p_2 (T+2T_{r1}) & a_{22}' &= k_2 p_2 (T-2T_{r1}) & b_{21} &= T-2T_{r1} \end{aligned}$$

对于每组飞行状态，上述参数均存于计算机中等待程序调用。

<三>控制程序

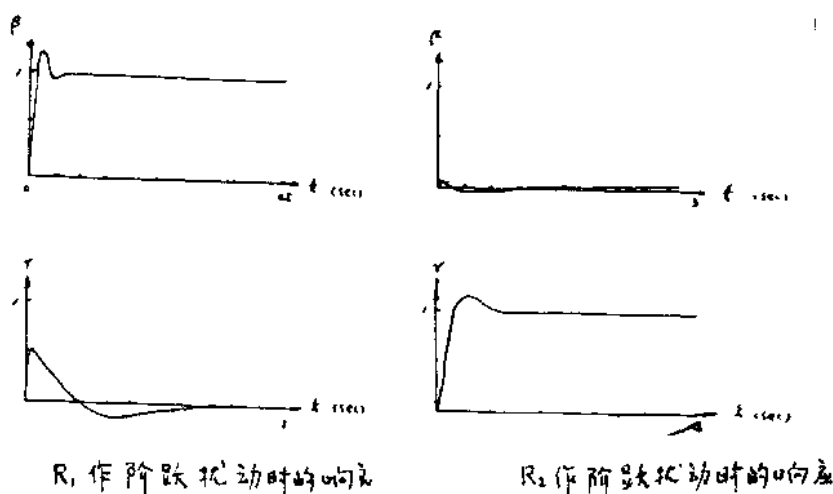
控制器程序用 z80 汇编指令写成。其原理性框图见（附录图二）。本系统中采样周期选 $T=16\text{ms}$ ，由 CTC 控制。控制器参数的选择采用逐次比较式对分查询方式。根据高度和速度信号的大小来确定。控制器参数的选择、信号的输入输出、控制量的运算等均由中断服务程序完成。

<四>调试结果

在几种典型状态下对系统进行了试运行。下面是低空高速状态下的一组结果。

在此状态下：

$$A = \begin{bmatrix} -0.281 & 0.034 & 0.036 & 0.999 \\ -43.7 & -2.98 & 0 & -1.31 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -11.3 & -0.064 & 0 & -0.518 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0.038 \\ 44.2 & 15.6 \\ 0 & 0 \\ -1.16 & 5.42 \end{bmatrix}$$



(图 4)

利用 INA 程序设计出:

$$C(s) = \text{diag}\left[160 \times \frac{1+0.5s}{1+0.1s} \quad 5 \times \frac{1+0.2s}{1+0.55s}\right] \quad k = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 9.2 & 0 \end{bmatrix}$$

$$F=I=\text{diag}[1,1] \quad L=\text{diag}[1,1/6]$$

将其参数代入 $D(z)$ 公式即可得数字控制器 $D(z)$ 。在此状态下的阶跃响应曲线如图 4，可以看出两通道间的关联作用已基本消除。各项品质指标已令人满意。因此计算机作为控制器是可行的。

参考文献

1. 控制增稳系统设计 西北工业大学 906 教研室
2. Ford, M. P. and Daly K. C. Dominance improvement by pseudodecoupling, proc. IEE, Vol. 126, 1316-1320, 1979
3. Hawkins, D. J., Multifrequency version of pseudodiagonalisation, Electronics Letter, Vol. 8, pp. 473-474, 1972
4. Johnson, M. A., Diagonal dominance and method of pseudodiagonalization, Proc. IEE, Vol. 126, pp. 1011-1017, 1979
5. Bao Yuanli, An improved algorithm for pseudodiagonalisation and its CAD program, IFAC Symposium on computer aided design of multivariable technological system, the United States Preprint volume, 1982.
6. 李嗣福, 计算机辅助的多变量控制系统频域设计, 中国科大讲义, 1982.

附录:

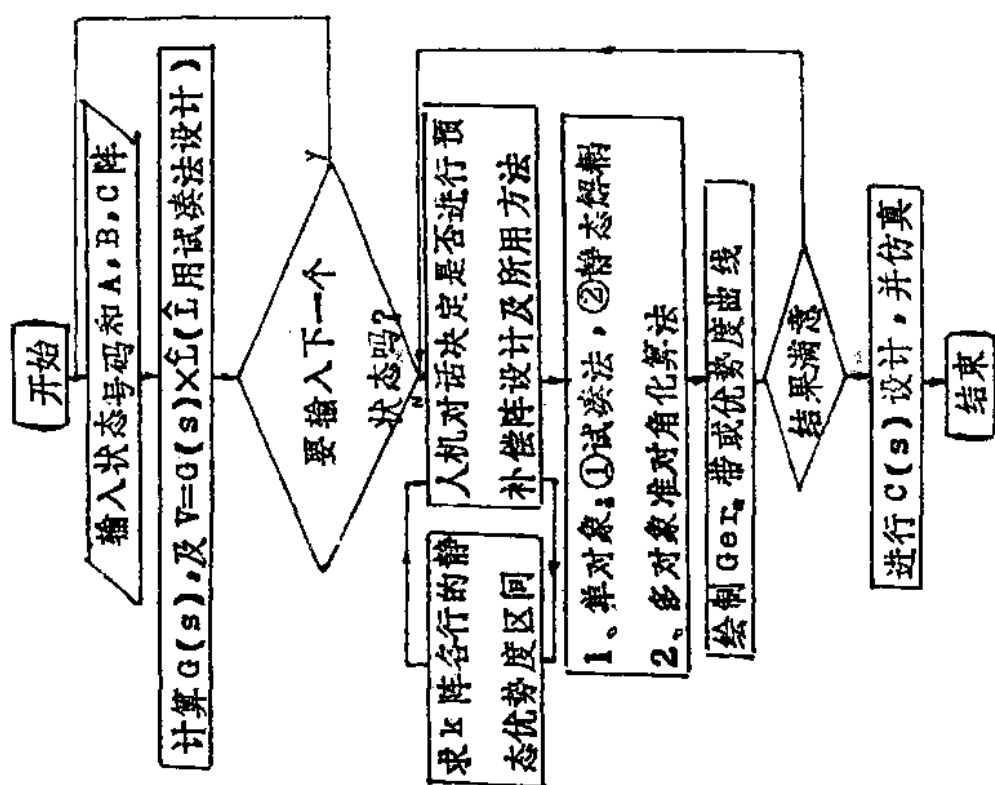


图 1. 多对象 I N A 法设计程序框图

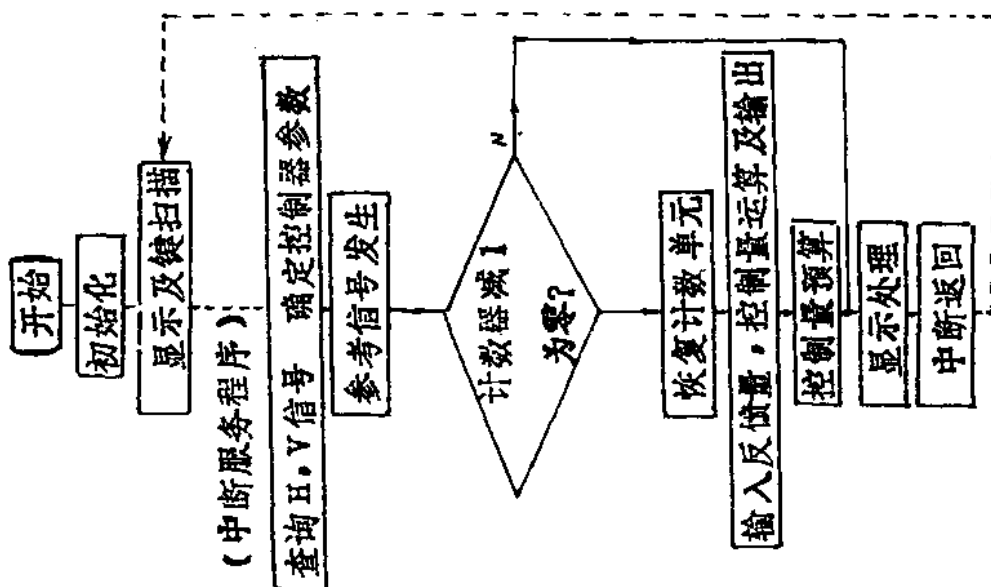


图 2. 计算机控制程序框图

时域内单变量控制系统辨识 与补偿器最优参数的计算机自动设计

孙德敏 陆宇

中国科学技术大学十系

摘要——本文介绍一个单变量控制系统设计的三个主要步骤：建立数学模型（微分方程或传递函数）、选择补偿器（校正器）和对闭环特性的核对由计算机来自动的完成的程序包。

系统建模采用的方法有：(1)最小二乘辨识，以系统时域输入、输出为数据，经过积分变换，用最小二乘直接辨识出系统的微分方程或传递函数；(2)寻优拟合，以采集到的系统时域响应数据为期望响应，以传递函数未知参数为寻优变量，用复合形法寻优，当仿真系统的输出与期望输出之间的偏差按一定准则达到极小时，寻优变量的值就是要辨识的参数。

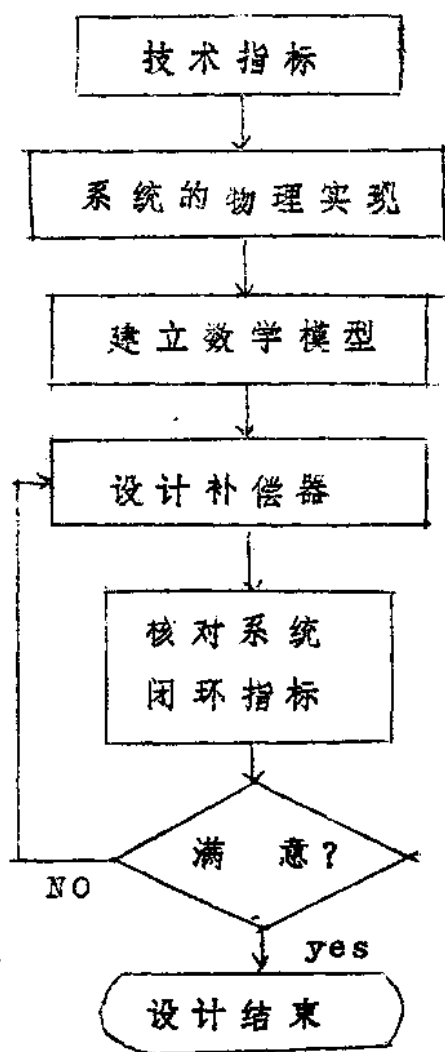
自动设计，用已辨识出的系统传递函数，在所加补偿器结构已知的前提下，用复合形法寻优，使补偿后的系统时域响应与期望响应之间的偏差按一定准则达到最小，此时便找到了补偿器的最优参数。

文中给出了实际辨识和自动设计实例，实践表明，本文所介绍的程序包是行之有效的。

一、引言

一个单变量控制系统的设计步骤大体可画成图1的框图。系统的经典设计方法是试探法。设计者根据指标制定总体方案，物理实现该系统。然后往往是通过实验的方法（有时辅以推导）确定系统数学模型（即传递函数），设计补偿器的过程是这样的：在开环Bode图上，凭经验设计一个补偿器，然后用闭环Bode图和实测的时域响应（如阶跃响应）来核对是否达到设计要求，如果不满意，则需重新选择补偿器再核对，这样反复试探直到满意为止。

所谓计算机自动设计，指的是计算机根据系统的模型和所要达到的技术指标，用搜索的方法，自动的找出最优的补偿器参数，使系统输出与给定的期望输出之间的误差按一定准则达到最小，这样设计过程中设计者的反复试探过程，由计算机的快速搜索所代替了，即图1中的选择补偿器参数、核对闭环指标以及是否达到设



计指标的判断过程，全由计算机自动地完成了。这样，不仅提高了设计速度，而且由于所得结果在一定意义下是最优的，设计的精度和质量显然也是大大提高了。

设计一个系统的前提是已知数学模型，而一般书中介绍系统辨识方法往往得到的是差分方法或脉冲响应，直接用于系统设计还有一定的困难，虽然也有不少人做过一些拟合传递函数的工作，但尚嫌比较复杂。我们是利用自动设计中的寻优程序，稍加变换，即把所采集到的系统输入输出数据做为期望响应，而把系统模型中的未知数做为寻优变量，用同一个寻优程序，经过一定的搜索，性能指标函数达到极小的时候，寻优变量的参数即为我们要辨识的系统参数。

原则上讲，用最小二乘法可以直接辨识微分方程的参数，但由于有 n 阶微分，在噪声干扰存在的情况下使之无法实现，因而我们采用积分变换的办法，使最小二乘法可以直接应用于系统微分方程（传递函数）的辨识。

这样，我们的程序包就可以从采集到的系统输入输出数据出发自动的打印系统传递函数的参数，和补偿器的最优参数，从而使系统设计进一步自动化。

二、单变量控制系统的计算机自动设计

由于自动设计的过程是把仿真系统的输出与期望输出之间的误差进行比较，当误差按一定准则达到极小时即为设计结束，因而自动设计包括三个部分的程序：(1)系统仿真；(2)最优化方法；(3)误差准则。

1. 仿真子程序

本程序中所用仿真子程序是时域响应的数字仿真程序，它是把不同的传递函数单元组合起来而用于仿真不同的系统。

本程序所能仿真的单元传递函数共有六种，具体的类型号及相应的传递函数和微分方程见表1。之所以只选这六个单元环节，是因为用这六个单元环节的各种组合，可以构成我们所遇到的绝大多数控制系统。

各单元的连接。一个由多个传递函数单元组成的仿真系统，相互连接的环节之间的关系显然头一个环节的输出即为下一环节的输入，而相互间没有联系的环节则无此关系。程序中以 $FLAG = 1$ 表示二环节相连，而 $FLAG = 0$ 则表示不相连。

每个传递函数单元的输入在程序中叫 $DRIVE$ ，程序中允许每个环节有多个输入，每个单元环节的输入等于加到该环节的外输入 $DRVIN$ 加上所有与环节相连接的其他环节的输出之和：

$$DRIVE(1) = \sum THA(j) * FLAG(1, j) + DRVIN(1) \quad (1)$$

其中 $THA(j)$ 是第 j 个单元的输入，若第 j 个单元和1单元相连，则有 $FLAG(j, 1) = 1$ ，否则为0， $DRVIN(1)$ 是用户规定的加到第1个单元的输入，如第一个环节的输入为单位阶跃，则有下面语句：

$$DRVIN(1) = 1 \quad (2)$$

程序中的四个子函数 $PKLDE2$ ， $PKLDE3$ ， $CCPLX$ 和 $PKLDE$ 被 $PLANT$ 调用，分别用于解算四种标准函数中的前四种类型。程序中使用龙格——库塔——基尔法去解每个单元传递函数的微分方程。

本仿真程序可单独用做系统仿真。在计算中计算总时间 TF 的选择，应在不影响系统输出特性的前提下尽可能的短，而计算步长 DT 则应在允许的范围内尽可能取大，一般取