

# 飞机自适应控制增稳微机系统的研究

王 伟 肖顺达  
(西北工业大学)

## 摘 要

本文改进了 U. Hartmann<sup>[1]</sup> 提出的自适应调参规律, 提出一种简便的参数估计模型和辨识算法, 使计算量减少二分之一, 参数估计的质量得到改善, 调参律更接近于实际. 文中着重研究了改进方案的微机实现. 数模混合仿真结果表明, 该微机系统结构合理、算法简单, 易于工程实现. 软件设计满足实时性、计算精度和动态品质的要求.

## 一、引 言

飞行控制是自适应理论最早试图应用的领域. 早在 60 年代初美国的 X-15、F-111 等就采用了自适应驾驶仪进行试飞<sup>[2]</sup>. 但由于种种原因<sup>[3]</sup>, 飞行自适应系统至今仍未投入正式使用. 文献 [4] 介绍了 NASA 为 F-8C-CCV 设计的各种数字式自适应方案. F-8C-DFBW 作了这些方案的试飞. 西德 U-Hartmann 设计了纵向自适应控制增稳系统 (LACAS), 利用机载计算机进行了试飞.

本文对 U. Hartmann 的方案作了改进. 在推导自适应调参律时考虑了舵回路影响; 采用了简捷的参数估计模型; 用卡尔曼滤波代替了最小二乘法, 改善了参数估计的质量.

## 二、LACAS 系统概述

LACAS 是数字式参数自适应控制系统. 它的自适应增益调整依赖于飞机的某些参数, 在线估计出这些参数, 及时改变自适应增益, 便可保证飞机在广大的飞行包线内具有渐近的稳定性和良好的飞行品质.

### 1. 自适应调参控制规律

飞机的全面纵向运动可用如下的线性化状态方程近似描述<sup>[5]</sup>:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = A(t)\mathbf{x}(t) + BU(t). \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{x} = [v, n_y, \omega_z, \vartheta, \delta_z]^T,$$

$$A = \begin{bmatrix} -n_{1v} & -\frac{n_{1\alpha}}{n_{2\alpha}} \cdot \frac{g}{V} & 0 & -n_{1\theta} & 0 \\ -\frac{V}{g} n_{2\alpha} n_{2v} & -n_{2\alpha} & \frac{V}{g} n_{2\alpha} & -\frac{V}{g} n_{2\alpha} n_{2\theta} & -\frac{V}{g} n_{2\alpha} n_{2z} \\ -n_{3v} + n_{3\dot{\alpha}} n_{2\alpha} & \frac{g}{V} \left( n_{3\dot{\alpha}} - \frac{n_{3\alpha}}{n_{2\alpha}} \right) & (-n_{3\dot{\alpha}} - n_{3\theta}) & 0 & -n_{3z} + n_{3z} n_{3\dot{\alpha}} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/\tau \end{bmatrix}$$

$B = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1/\tau]^T$ .  $\tau$  为舵回路时间常数.

式(1)的离散化形式为

$$\mathbf{x}(k+1) = F(k)\mathbf{x}(k) + G(k)U(k). \quad (2)$$

选择控制增稳规律为

$$U = L_{n_y} \cdot n_y + L_{\omega_z}(\omega_z - \omega_{zg}) + L_{\theta} \left( \theta - \int_0^t \omega_{zg} dt \right). \quad (3)$$

$L_{n_y}$ ,  $L_{\omega_z}$ ,  $L_{\theta}$  为自适应增益.

考虑舵回路惯性环节后,系统阶数增加.为了使调参律简单而合理,推导中采用去耦消除  $n_y$  对  $\omega_z$  过程的影响,并选择合理的闭环极点分布,使短周期运动对应的特征根符合一级飞行规范的要求.导出的调参律为

$$L_{n_y} = -f_{32}/f_{35}, \quad (4)$$

$$L_{\omega_z} = (1 - 2\xi_{sp}T\omega_{snp} - 2\tau(1 - f_{33})\xi_{sp}\omega_{snp})/f_{35}, \quad (5)$$

$$L_{\theta} = -(\tau + T - \tau f_{33})\omega_{snp}^2/f_{35}. \quad (6)$$

式中  $f_{ij}$  是  $F(k)$  的相应元素;  $\xi_{sp}$  为当量阻尼比;  $\omega_{snp} = 0.195q^{0.3614}$ ;  $q$  为动压.

## 2. $f_{32}$ , $f_{33}$ , $f_{35}$ 的在线辨识

由式(4)~(6),自适应调参取决于  $\omega_{snp}$  和飞机运动方程离散化参数  $f_{32}$ ,  $f_{33}$ ,  $f_{35}$ , 为了估计这三个参数,写出(2)式的第三个方程

$$\begin{aligned} \omega_z(k+1) &= f_{31}v(k) + f_{32}n_y(k) + f_{33}\omega_z(k) + f_{34}\theta(k) \\ &\quad + f_{35}\delta_z(k) + g_{31}U(k). \end{aligned} \quad (7)$$

分析和计算表明,右边第 1, 4, 6 项对  $\omega_z$  的影响甚微,略去后便得差分形式的参数估计模型

$$\omega_z(k+1) = [n_y(k) \ \omega_z(k) \ \delta_z(k)]\theta. \quad (8)$$

式中  $\theta = [f_{32} \ f_{33} \ f_{35}]^T$  恰好是待估的参数向量.用该模型,迭代一次的乘法次数由原来的 105 减为 53.

本文把卡尔曼滤波用于参数  $\theta$  的估计.仿真表明,这样可以改善估计的速度和精度.原因是它与最小二乘相比,考虑了系统的噪声特性,  $P(0)$ ,  $R(0)$  具有明显的物理意义,通过选择合理的迭代初值可得到最佳的估计效果.

## 三、LACAS 微机系统的研究

用微机实现 LACAS 系统的原理结构见图 1. 首先由测量和转换装置得到飞机状态

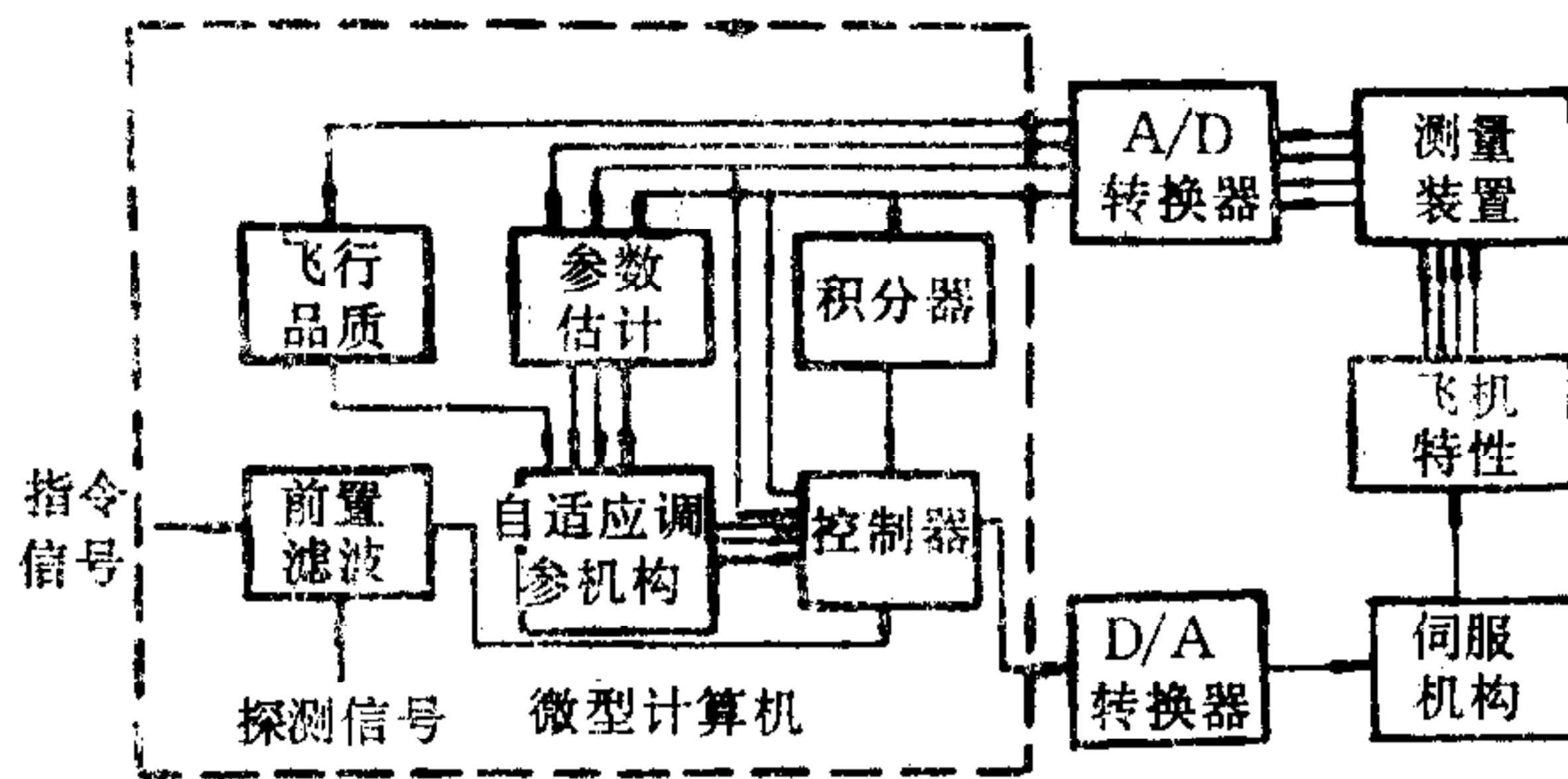


图1 微机自适应控制增稳系统原理框图

变量和动压  $q$  的采样值，实时估算  $f_{32}$ ,  $f_{33}$ ,  $f_{35}$  和  $\omega_{snp}$ ，然后启动自适应调参程序，进行自适应控制，从而使飞机具有期望的闭环特性。

### 1. 总体性能参数论证

设计数控系统首先应考虑被控对象的信息采集，数、模量间的相互转换及实时性和控制品质对计算机速度和字长的要求。

如何选择采样周期  $T$ ，迄今还没有统一的方法<sup>[6]</sup>。本文根据被控对象的动态特性和对计算机的要求选择  $T$ 。从动特性出发， $T$  应小于  $T_{\min}$ （本文定义  $T_{\min}$  为影响系统动特性的不可忽略的最小时间常数）， $T/T_{\min}$  对于快速过程有特殊的要求<sup>[7]</sup>。另外，过小的  $T$  会给转换器、计算机的字长和速度提出苛刻的要求。在纵向运动中， $T_{\min}$  为  $\tau = 0.08$  秒。鉴于自适应算法的运算量和上述考虑，选  $T$  为 0.01 秒。

A/D 转换字长的确定依赖于系统的误差分析，应当与测量装置的精度相匹配。根据目前飞机纵向的测量元件水平<sup>[8]</sup>，取 A/D 转换精度为 0.05—0.1%，相应的二进制为 10—11 位，加上符号位，字长为 12。

D/A 字长取决于输出的动态范围。该系统中舵回路的输出和控制  $U$  的动态范围是一致的，经分析选 12 位字长足以满足要求。

CPU 字长的选择与计算精度和 A/D 字长有关，参照文献[6]，选 CPU 为 16 位。

因此，确定 Z8000 Exerciser II 微处理机作为控制机；ADA-1612 为 A/D、D/A 转换器；DP-822 微型打印机和磁带机作为外设构成专用微机系统，其结构由图 2 所示。

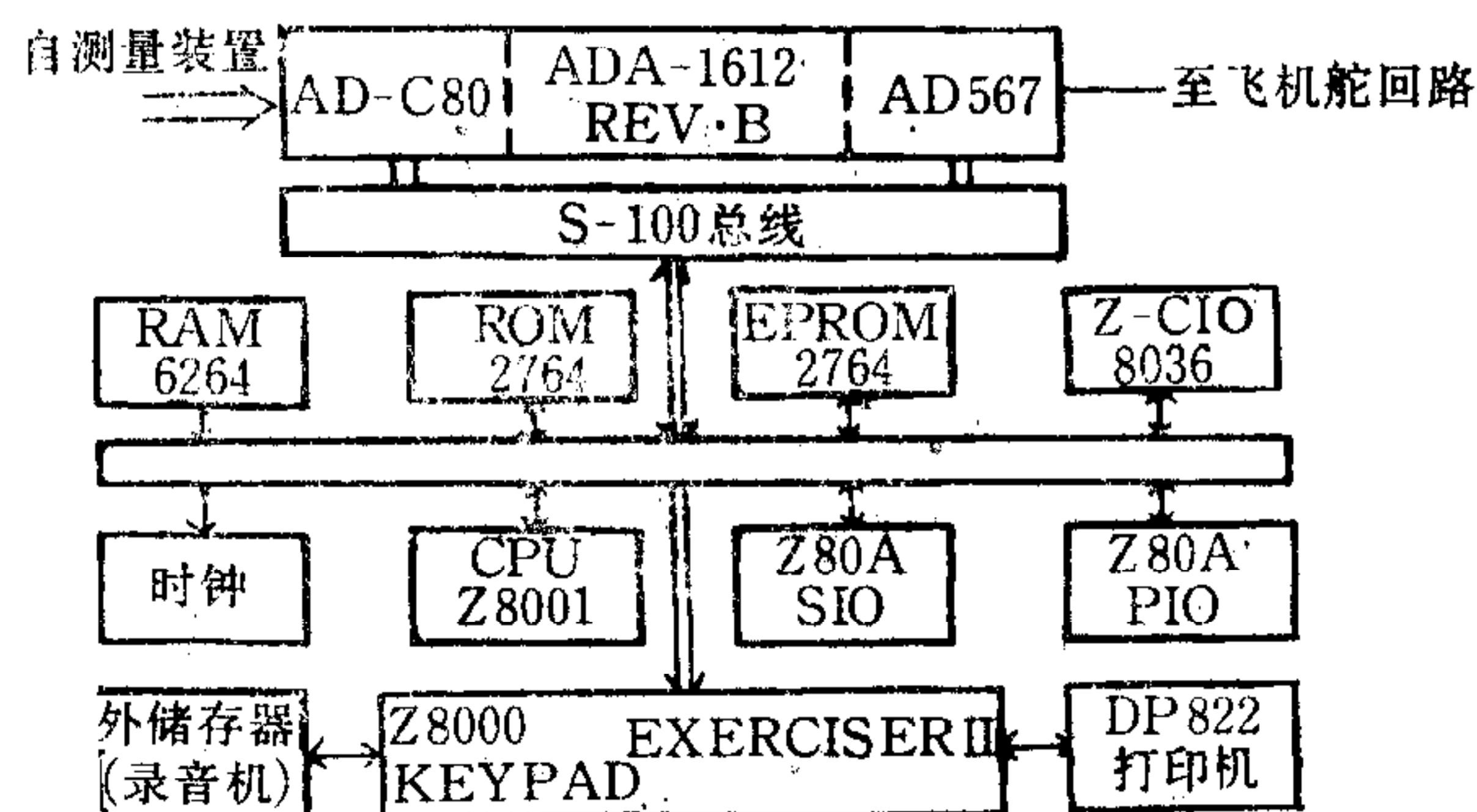


图2 微机系统结构框图

### 2. LACAS 微机系统设计

根据自适应算法复杂、运算量大的特点和 Z8000 微处理机的现实条件，采用机器语言编制定点运算程序，以获得最短的应用程序，最快的程序执行时间和最合理的内存空间分配。

软件共由四大模块组成：

主控制模块。微机系统采用系统采样时钟中断的工作方式。采样周期由 CIO 的 CTC2 设置，当 CTC2 的时间常数减到零时，表明采样时刻到，CIO 向 CPU 发出中断请求；CPU 执行从 A/D 转换到 U 输出的应用程序，然后等待下次中断的到来。其流程见图 3。

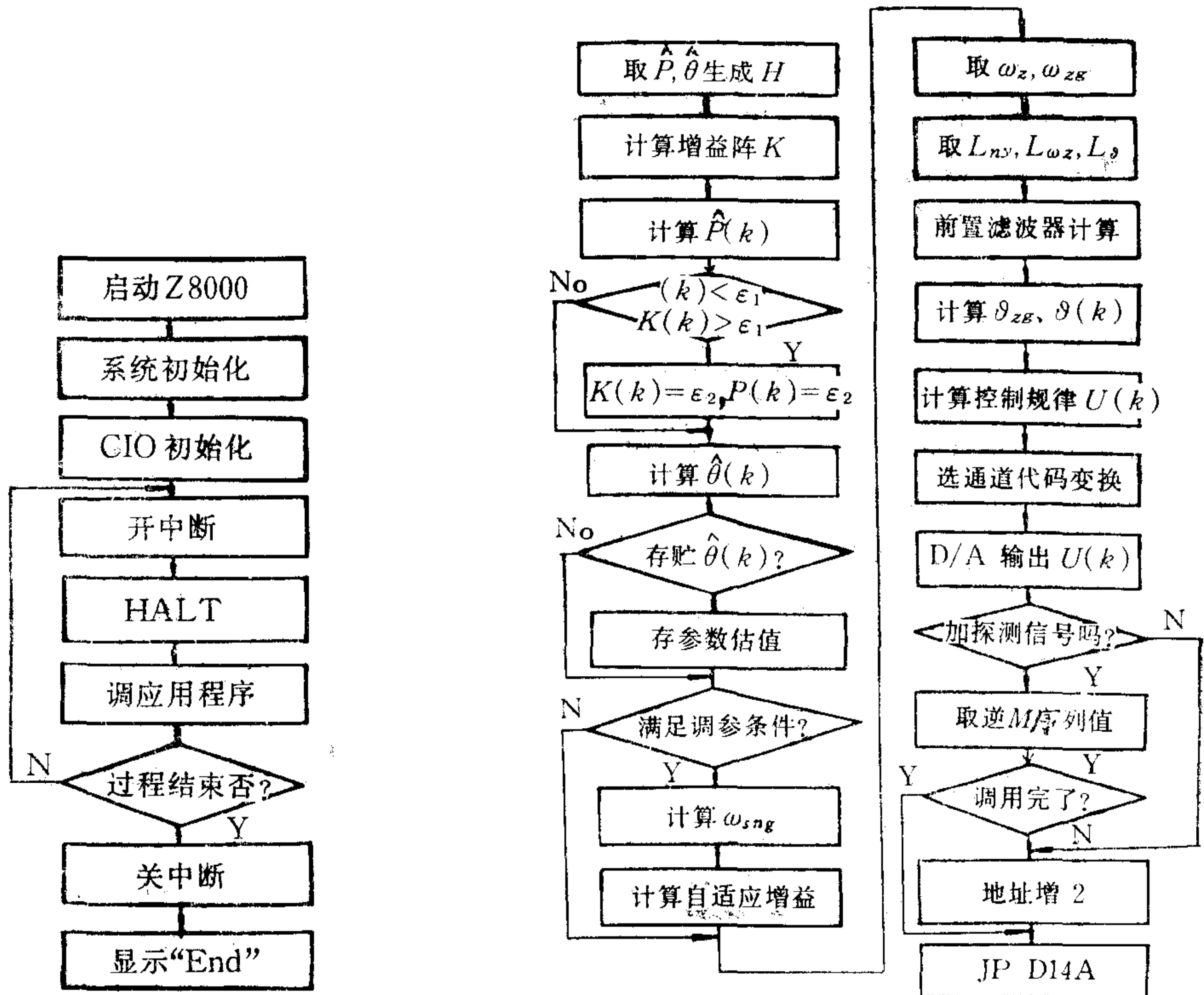


图 3 主控制模块

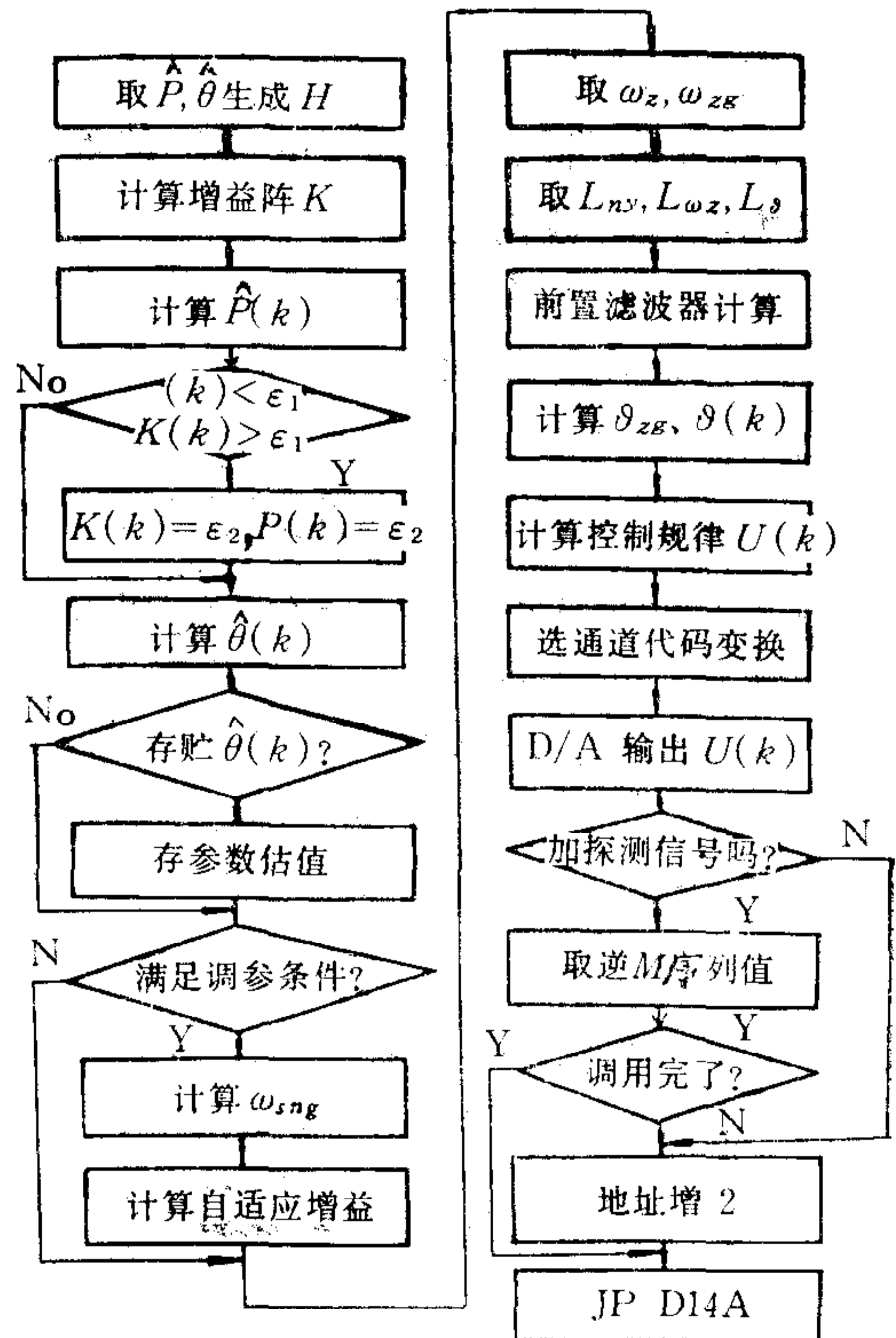


图 4 自适应模块

A/D 转换模块。完成各通道模拟量的采样、转换。为了提高转换器的信噪比，程序中采用了均值滤波。此外，对转换量要进行代码变换和比例因子匹配，以保证正确的运算。

自适应模块。该模块如图 4 所示。其功能包括参数辨识、自适应调参、信号发生、控制输出及 D/A 转换。 $\omega_{sng}$  用  $q$  的三次多项式逼近， $\theta_g$  由  $\omega_{zg}$  通过数值积分获得。

数据处理模块。混合仿真中的大量实验数据要进行十与十六进制的相互转换，若用手工换算，工作量大、转换慢，且容易出错。本文设计了 DHCR 和 HDCR 软件<sup>[9]</sup>，用来自动完成转换。转换时间分别为  $180\mu s$  和  $980\mu s(\min)$ ，转换精度为  $2^{-16}$  和  $0.5 \times 10^{-4}$ ，若对输出格式稍加改变，可提高至  $2^{-31}$  和  $10^{-7}$ 。

为了保证实时性和克服由于有限字长引起的递推算法的误差积累效应，文中对程序进行了反复优化。优化后的应用程序占 1.9k 字节，总执行时间 3.19ms，仅占  $T$  的 32%。微机的计算结果与通用机(西门子-7760)的结果小数后三位一致，满足实时性和计算精度的要求。

### 3. 数模混合仿真实验

LACAS 微机系统数模混合仿真的电路如图 5 所示。模拟计算机 DMJ-3A 给出舵回路和飞机的数学模型；保护电路防止模拟信号过载烧毁 A/D 转换器。

混合仿真的步骤是：模拟机上排题实现公式 (1)，模拟机的输入即为微机 D/A 转换器的输出量  $U$ ，通过键盘输入指令信号  $\omega_{zg}$  和改变各个性能参数及飞行状态；飞机状态变量  $\vartheta$ ， $\omega_z$ ， $n_y$  通过保护电路接至 A/D 转换器；启动模拟机后再启动微机，执行应用程序；由打印机打印参数辨识结果，通过示波器、x-y 记录仪观察和记录过程曲线。

#### 1) 自适应控制品质

图 6(a) 记录了稳定初始增益下  $\omega_z$  过程。曲线 ① 是未加自适应控制的响应。这时，虽然系统是稳定的，但超调量高达 100%，并且出现衰减很慢的振荡。曲线 ② 是自适应过程，显然  $\omega_z$  的品质大大改善。

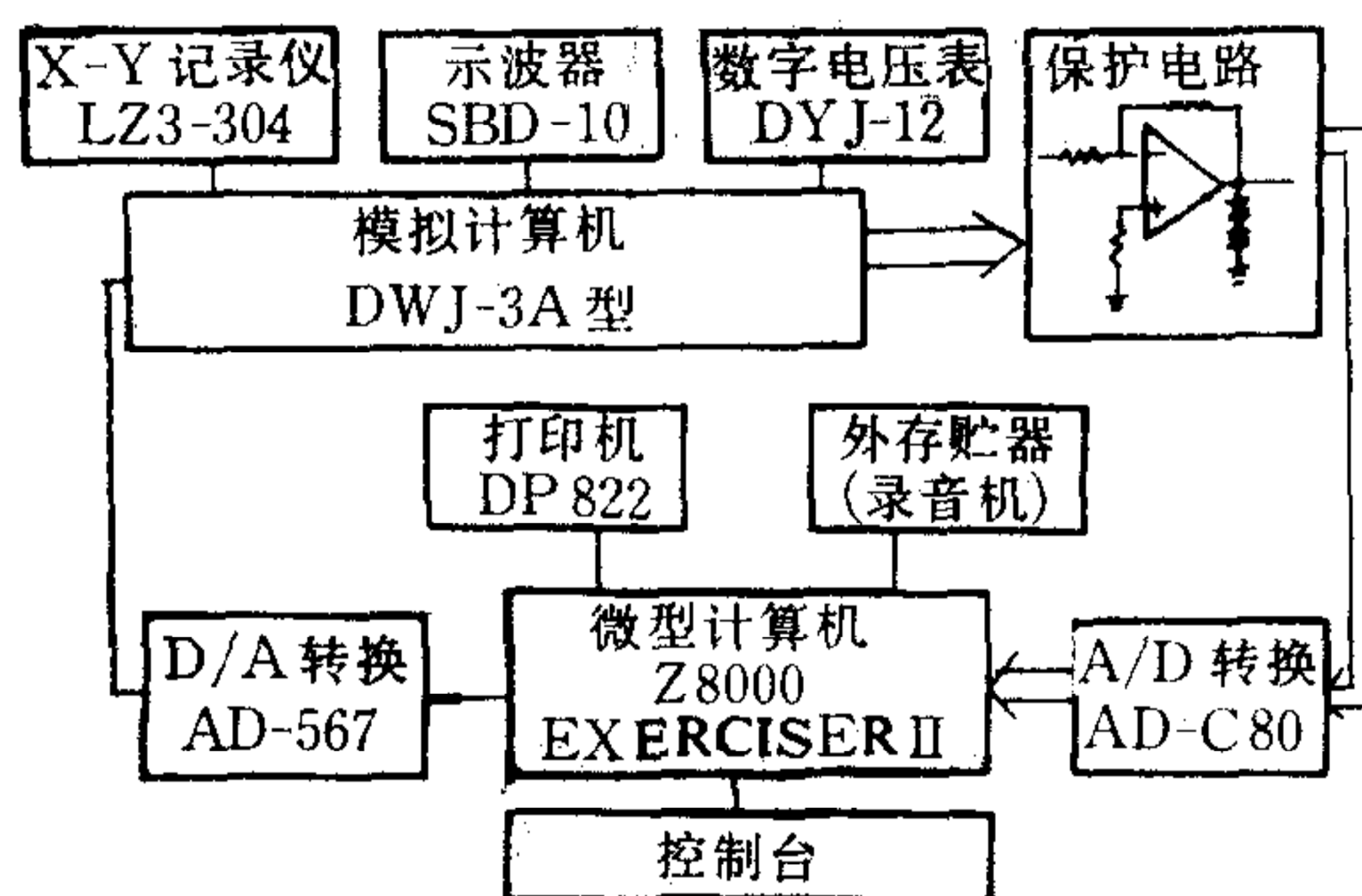


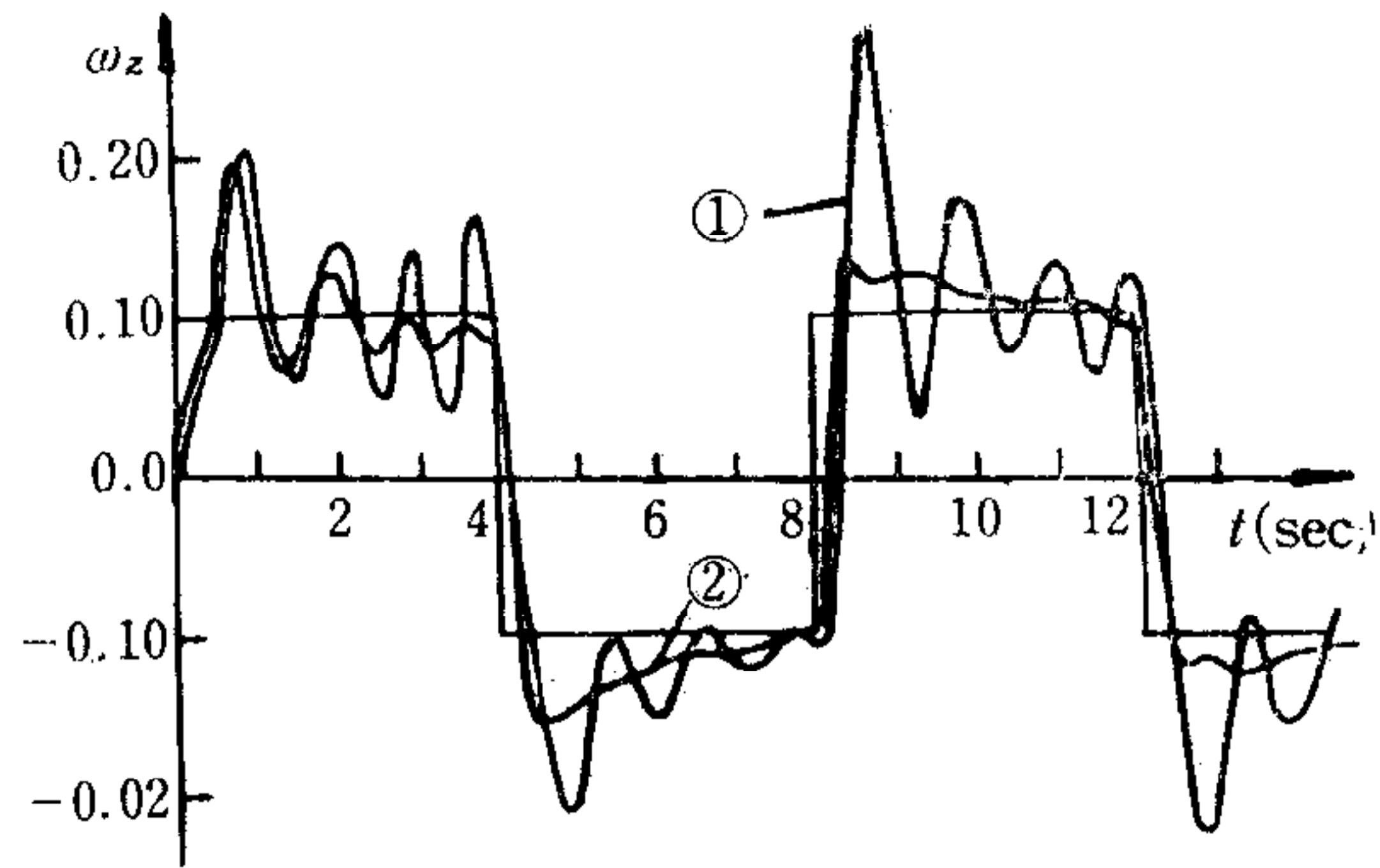
图 5 混合仿真实验系统组成

不稳定初始增益下的  $\omega_z$  过程见图 6(b)。由于未进行自适应调参，系统很快趋于发散 (曲线 ①)。自适应控制的结果使系统迅速稳定。这时的  $\omega_z$  过程比图 6(a) 所述的好。因为系统初始振荡提高了信号的信/噪比，加速了辨识的收敛速度，使参数估值更快地接近于真值。

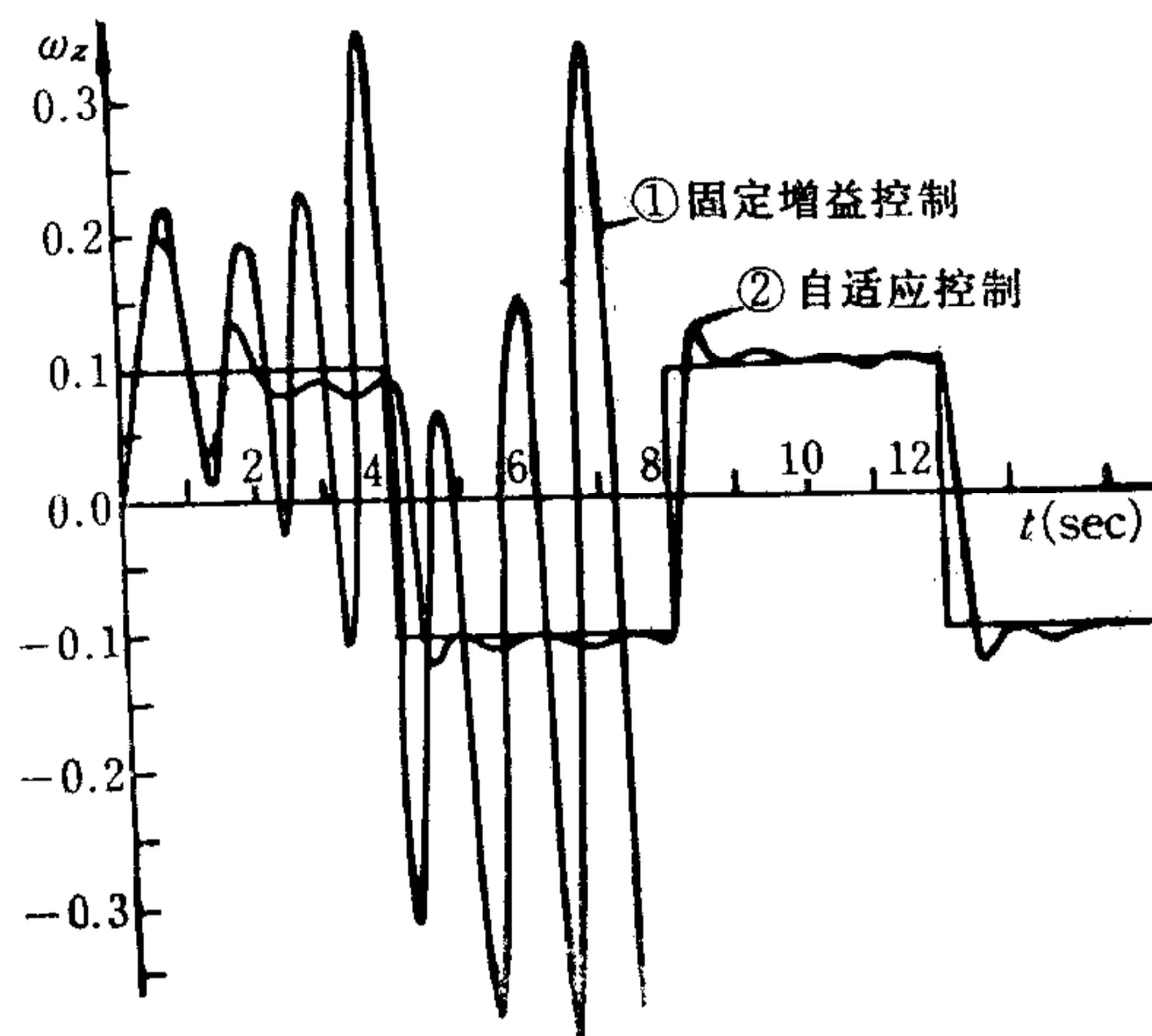
#### 2) 采样、输出、调参频率对系统的影响

研究各种频率选择对控制质量的影响，目的是为了探索在系统动态品质不明显下降的前提下，适当降低各个频率，从而实现用一台微机进行纵、侧向全面运动控制或余度控制的可能性。

参数估计的速度是由  $T$ 、迭代次数和系统响应速度共同决定的。测量值中新息愈多，相应迭代的修正效果就愈明显。但新息量取决于采样周期和系统的过程速度。因此，参数估计的收敛速度应以时间来定义。适当减少  $T$ ，显然迭代次数增加了，但可使时间缩短。



(a) 稳定初始状态



(b) 不稳定初始状态

图 6 不同初始增益下的  $\omega_z$  过程

仿真结果证明,  $T$  愈小, 响应愈缓慢且平滑, 参数估计的收敛时间随  $T$  的减少而缩短。

由 D/A 零阶保持器和计算机引起的相位滞后<sup>[10]</sup>在该系统中可略去, 但是  $T$  直接改变了离散参数和自适应增益值及闭环极点的分布。当增大  $T$  时, 闭环极点的变化有利于减少上升时间, 但超调增加;  $T$  过小时, 由于  $f_{ii}$  以外的参数急剧变小, 估计精度难以保证, 会导致控制品质下降。总之,  $T$  选作系统主要时间常数的八分之一左右时, 控制质量好。若  $T$  再减小, 对系统响应不会再有显著的改善。调参频率选采样频率的三分之一为宜, 输出频率须和采样频率一致。

### 参 考 文 献

- [1] Hartmann U. and Krebs, V., Command and Stability Augmentation System for Aircraft, a New Digital Adaptive Approach, *Automatica*, 1980, 135—146.
- [2] Rynaski, E. G., Adaptive Control Application to Aircraft, in "Application of Adaptive Control", (Ed) Kumpati S. Narendra, Richard V. Monopoli 1980, 245—267.
- [3] Gunter, Stein., Adaptive Flight Control, a Pragmatic View, in "Application of Adaptive Control", (Ed) Kum-

- pati S. Narendra, Richard V. Monopoli, 1980, 291—309.
- [4] Jarell, R. Elliott, NASA'S Advanced Control Law Program for the F-8C Digital Fly-By-Wire Aircraft, *IEEE, Trans. AC-22*(1977), 753—757.
- [5] 肖顺达, 飞行自动控制系统(上册), 国防出版社, 1983年, 第25页.
- [6] Paul, Katz, *Digital Control Using Microprocessors*, ISBN-0-13-212191-3, 1981, p. 216, p. 195.
- [7] Curtis, Luze, Jiashi, Chen, *Engineering Considerations in the Microprocessor Implementation of Adaptive Controllers*, University of Michigan Ann, Arbor Michigan, 48109.
- [8] 戴冠中, 计算机控制原理, 国防出版社, 1980, 第一版.
- [9] 王 伟, Z8000 单板机十与十六进制转换程序设计, 微计算机应用, 1985年, 第5期, 第38—44页.
- [10] Edward, E. Herbert, *Digital Autopilot Sample Rate Selection Based on Control System Requirements*, Technical Report, AD-A016874, 1975.

## THE STUDY OF AIRCRAFT ADAPTIVE CONTROL AUGMENTATION SYSTEM IMPLEMENTED WITH MICROCOMPUTER

WANG WEI XIAO SHUNDA

(Northwestern Polytechnical University)

### ABSTRACT

The scheme proposed by U. Hartmann et al. has been improved in this paper on the gain adaptation laws. A concise, reasonable model under parameter estimation, and identification algorithm are proposed. Computation workload has been decreased to 50% of the original. Thus, the quality of the parameter estimation is satisfactory, and the adaptation laws are more practical. The microcomputer implementation of the scheme is studied. Digital-analog hybrid simulation results show that such a scheme possesses simplicity of algorithm, and it can be easily realized from an engineer's point of view. The software satisfies accuracy, real time and flight control quality requirement.