

# 动态系统的鲁棒容错控制方法

胡寿松 程 炯

(南京航空学院 305 教研室)

## 摘 要

本文针对有参数不确定性的动态系统设计了一种参数鲁棒故障检测器及故障向量辨识器,提出了状态向量和输出向量的校正方法。最后给出应用所提算法对飞机实现鲁棒容错控制的例子,数字仿真试验表明效果良好。

**关键词:** 容错控制,故障检测器,鲁棒性,不确定性。

## 一、引 言

在动态系统中,传感器的故障会导致整个系统性能的降低,甚至使系统无法正常工作。目前,对传感器故障的检测大多采用状态观测器或滤波器,以提供解析余度。Jones 提出用全阶 Luenberger 观测器对未知故障模型进行故障检测<sup>[1]</sup>。Park 等人则将扩展 Kalman 滤波器应用于确定性系统的故障检测<sup>[2]</sup>。Yoshimura 等人利用有任选函数的扩展 Kalman 滤波器来辨识确定性系统的故障<sup>[3]</sup>。然而,实际系统有许多不确定性因素。如果在设计状态估计器时忽略了参数的不确定性,则会引起状态估值偏离真值。这种偏差易与传感器故障引起的偏差相混淆,直接影响故障检测精度,甚至会产生误诊断。

本文针对参数不确定性系统设计了一种对参数变化灵敏度很小的参数鲁棒故障检测器,能将传感器故障引起的偏差从参数不确定性和噪声引起的偏差中分离出来,然后用分离偏差估计方法估计故障的大小,最后对测量值进行校正。

## 二、参数鲁棒故障检测器设计

考虑如下参数不确定性随机系统

$$\mathbf{x}(k+1) = [A + Q\Delta A]\mathbf{x}(k) + [B + Q\Delta B]\mathbf{u}(k) + E\mathbf{w}(k), \quad (1a)$$

$$\tilde{\mathbf{y}}(k) = \tilde{C}\mathbf{x}(k) + \tilde{\mathbf{v}}(k) + \tilde{\mathbf{g}}(k), \quad (1b)$$

$$\mathbf{y}(k) = C\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) + \mathbf{g}(k), \quad (1c)$$

其中  $\mathbf{x}$  为  $n$  维状态向量;  $\mathbf{u}$  为  $s$  维控制向量;  $\mathbf{y}$  为  $m$  维输出向量;  $\mathbf{w}$  为  $p$  维零均值高斯系统白噪声;  $\mathbf{v}$  为  $m$  维零均值高斯量测白噪声;  $\mathbf{g}$  是传感器的  $m$  维故障向量;  $\tilde{\mathbf{y}}$  是为了设

计故障检测器而设置的  $l$  维辅助输出向量, 满足  $\tilde{y} = S y$ ,  $S \in R^{l \times m}$ ;  $\tilde{v}$  和  $\tilde{g}$  为辅助量测白噪声和辅助故障向量;  $w$  与  $v$ ,  $\tilde{v}$  独立, 且设

$$\text{Cov}\{w(k), w(j)\} = \tilde{Q}_{s,k} \delta_{kj}, \quad \tilde{Q}_{s,k} \geq 0,$$

$$\text{Cov}\{v(k), v(j)\} = R_{s,k} \delta_{kj}, \quad R_{s,k} > 0,$$

$$\text{Cov}\{\tilde{v}(k), \tilde{v}(j)\} = \tilde{R}_{s,k} \delta_{kj}, \quad \tilde{R}_{s,k} > 0,$$

$Q$  为  $n \times q$  常数矩阵;  $\Delta A$  为  $q \times n$  变参数矩阵;  $\Delta B$  为  $q \times s$  变参数矩阵. 作如下假定:

1) 若  $g(k) = 0$ , 则所有传感器均是正常的, 否则  $g(k) \neq 0$ .

2) 若  $g_i(k) \neq 0$ , 则表明第  $i$  个传感器在  $k$  时刻发生故障, 否则  $g_i(k) = 0$ . 两个或两个以上传感器同时发生故障的概率很小.

建立如下线性时不变系统模型:

$$z(k+1) = Pz(k) + K\tilde{y}(k) + MBu(k), \quad z(0) = z_0, \quad (2a)$$

$$\hat{x}(k) = Fz(k) + T\tilde{y}(k), \quad (2b)$$

$$r(k) = y(k) - C\hat{x}(k), \quad (2c)$$

其中  $r(k)$  为残差,  $z \in R^{n-l}$  为系统 (2) 的状态向量, 稳定矩阵  $P$ ,  $K$ ,  $M$ ,  $F$  和  $T$  有相应的维数.

**定理 1.** 系统 (2) 是如下确定性  $(C, A)$  可观系统

$$\begin{aligned} x(k+1) &= Ax(k) + Bu(k), \\ \tilde{y}(k) &= \tilde{C}x(k), \\ y(k) &= Cx(k) \end{aligned} \quad (3)$$

的稳定状态观测器的充要条件为

$$1) FM + T\tilde{C} = I_n, \quad (4a)$$

$$2) PM = MA - K\tilde{C}. \quad (4b)$$

证明. 因为  $r(k) = Cx(k) - CFz(k) - CT\tilde{C}x(k)$ , 定义误差向量

$$e(k) = z(k) - Mx(k),$$

则

$$r(k) = Cx(k) - CF e(k) - CF Mx(k) - CT\tilde{C}x(k).$$

当且仅当条件 1) 成立, 有  $r(k) = -CF e(k)$ . 又因

$$e(k+1) = z(k+1) - Mx(k+1) = Pz(k) + K\tilde{C}x(k) - MAx(k).$$

当且仅当条件 2) 成立,  $e(k+1) = Pe(k)$ . 因  $P$ ,  $C$  和  $F$  为稳定矩阵, 故必有

$$\lim_{k \rightarrow \infty} e(k) = 0$$

以及  $\lim_{k \rightarrow \infty} r(k) = 0$ . 从而有

$$\lim_{k \rightarrow \infty} [x(k) - \hat{x}(k)] = 0, \quad \forall x(0), \hat{x}(0).$$

证毕.

对于参数阵有不确定性的系统 (1), 利用系统 (2) 同时作为状态观测器和故障检测器时, 其残差向量为

$$r(k) = v(k) - CF e(k) - CT\tilde{v}(k) + g(k) - CT\tilde{g}(k), \quad (5a)$$

而误差向量为

$$\mathbf{e}(k+1) = P\mathbf{e}(k) + K\tilde{\mathbf{v}}(k) + K\tilde{\mathbf{g}}(k) - MQ[\Delta A\mathbf{x}(k) + \Delta B\mathbf{u}(k)] - ME\mathbf{w}(k). \quad (5b)$$

由式(5)可见: 当  $\Delta A$  和  $\Delta B$  的元较大时, 可能会造成误诊断. 所以, 希望构造一种对系统参数不确定性具有鲁棒性的故障检测器, 使得残差  $\mathbf{r}(k)$  对系统(1)的参数不确定性  $\Delta A$  和  $\Delta B$  具有最小灵敏度.

**定理 2.** 满足定理 1 的系统(2)是不确定性系统(1)的参数鲁棒故障检测器的充要条件为

$$M = W - H\tilde{C}, \quad (6)$$

其中  $W$  为任选的  $(n-l) \times n$  常阵, 满足

$$\det[\tilde{C}^T; W^T]^T \neq 0, \quad (7)$$

而

$$H = WQ(\tilde{C}Q)^* + K_0[I_l - \tilde{C}Q(\tilde{C}Q)^*], \quad (8)$$

$$(\tilde{C}Q)^* = [(\tilde{C}Q)^T(\tilde{C}Q)]^{-1}(\tilde{C}Q)^T, \quad (9)$$

$K_0$  为  $(n-l) \times l$  常阵, 可任选.

证明. 当且仅当式(6), (8)及(9)成立时, 有

$$\begin{aligned} MQ &= WQ - H\tilde{C}Q \\ &= WQ - \{WQ(\tilde{C}Q)^* + K_0[I_l - \tilde{C}Q(\tilde{C}Q)^*]\}\tilde{C}Q = 0. \end{aligned}$$

故式(5b)可写为

$$\mathbf{e}(k+1) = P\mathbf{e}(k) + K\tilde{\mathbf{v}}(k) + K\tilde{\mathbf{g}}(k) - ME\mathbf{w}(k). \quad (10)$$

由式(10)及式(5a)知:  $\mathbf{e}(k)$  和  $\mathbf{r}(k)$  与  $\Delta A$ ,  $\Delta B$  无关. 证毕.

**定理 3.** 若矩阵  $T$ ,  $P$ ,  $K$ ,  $M$  和  $F$  满足

$$1) T = N + FH; \quad (11)$$

$$2) P = MAF; \quad (12)$$

$$3) K = MAT. \quad (13)$$

其中  $M$  由式(6)确定,  $N$  为  $n \times l$  常阵,  $F$  为  $n \times (n-l)$  常阵,  $N$  与  $F$  满足

$$[N; F] = \begin{bmatrix} \tilde{C} \\ \dots \\ W \end{bmatrix}^{-1}, \quad (14)$$

并设  $\tilde{C}Q$  满列秩, 则  $P$ ,  $K$ ,  $T$ ,  $M$  和  $F$  各阵之间存在如下关系:

$$1) FM + T\tilde{C} = I_n; \quad (15)$$

$$2) PM = MA - K\tilde{C}. \quad (16)$$

证明. 因为  $M = W - H\tilde{C}$ ,  $T = N + FH$ , 所以

$$FM + T\tilde{C} = FW + N\tilde{C}.$$

由式(14)得  $N\tilde{C} + FW = I_n$ , 故必有  $FM + T\tilde{C} = I_n$ .

当式(11)–(13)成立时, 不难得到

$$MA - K\tilde{C} = MA - MAT\tilde{C} = PM. \quad \text{证毕.}$$

由(10)式及(5a)式可见, 只要系统(2)的参数矩阵  $T$ ,  $P$ ,  $K$ ,  $M$  和  $F$  按定理 3 所表示的关系选取, 则当  $\mathbf{v}(k) = 0$ ,  $\mathbf{w}(k) = 0$ ,  $\mathbf{g}(k) = 0$  时, 必有  $\lim_{k \rightarrow \infty} \mathbf{e}(k) = 0$  和



$\lim_{k \rightarrow \infty} \mathbf{r}(k) = 0$ . 因此, 只要  $K$  的元充分大且噪声足够小, 则可以通过检验残差  $\mathbf{r}(k)$  是否为零来检测传感器是否存在故障  $\mathbf{g}(k)$ .

**定理 4.** 若下列条件成立:

1)  $\text{rank}\{\tilde{C}Q\} = q \leq l < n$ ;

2)  $K_0$  的选择可使  $|\lambda_i(P_0 - K_0T_0)| < 1 (i = 1, 2, \dots, n-l)$ , 其中

$$P_0 = WAF - WQ(\tilde{C}Q)^* \tilde{C}AF, T_0 = [I_l - \tilde{C}Q(\tilde{C}Q)^*] \tilde{C}AF;$$

3) 至少存在一个常阵  $W$ , 使式 (7) 成立; 则渐近稳定的参数鲁棒故障检测器 (2) 是存在的.

证明. 因为  $\tilde{C}Q \in R^{l \times q}$ , 由式 (8) 及式 (9) 知, 若条件 1) 不满足,  $\text{rank}\{\tilde{C}Q\} < q$ , 则  $\det[(\tilde{C}Q)^T(\tilde{C}Q)] = 0$ ,  $(\tilde{C}Q)^*$  及  $H$  均不存在. 将式 (6) 代入式 (12), 再代入式 (8), 按条件 2) 所设, 有  $P = P_0 - K_0T_0$ . 当  $W$  和  $F$  阵确定后,  $P_0$  和  $T_0$  可以求出, 故只有条件 2) 成立才能获得渐近稳定的故障检测器. 由式 (14) 知, 条件 3) 是矩阵  $N$  和  $F$  存在的必要条件. 证毕.

由于故障检测器的残差  $\mathbf{r}(k)$  不仅与故障向量  $\mathbf{g}(k)$  有关, 还与噪声  $\mathbf{v}(k)$  和  $\mathbf{w}(k)$  有关, 当噪声较大时, 检测精度必然下降. 因此需要进行残差强化. 一般来说, 传感器的故障信号常是阶跃跳变量或慢时变信号, 而噪声  $\mathbf{v}(k)$  和  $\mathbf{w}(k)$  则是甚高频信号, 因此可构造如下低通滤波器:

$$\boldsymbol{\eta}(k) = \frac{1}{N_0} \sum_{j=k-N_0+1}^k \mathbf{r}(j), \quad (17)$$

以强化故障向量  $\mathbf{g}(k)$  对残差向量  $\mathbf{r}(k)$  的影响.

在滤波器 (17) 中, 数据窗口  $N_0$  必须适中, 过大将影响故障检测精度和检测速度; 过小则滤波效果不明显. 对于窗口长度为  $N_0$  的随机序列

$$\{\boldsymbol{\eta}(j); j = k - N_0 + 1, k - N_0 + 2, \dots, k\}$$

作如下假设:  $H_0$  表示序列  $\boldsymbol{\eta}(k)$  的均值为零, 系统无故障;  $H_1$  表示序列  $\boldsymbol{\eta}(k)$  的均值不为零, 系统有故障.

取决策函数为  $DF(k) = \boldsymbol{\eta}^T(k)\boldsymbol{\eta}(k)$ , 决策逻辑为  $DF(k) \geq \sigma$  时, 接受  $H_1$  假设;  $DF(k) < \sigma$  时, 接受  $H_0$  假设. 其中  $\sigma$  为门限, 由实验确定.

在动态系统进行时, 由决策函数  $DF(k)$  判断系统是否存在故障. 一旦检测出故障后, 立即进入故障辨识阶段, 判别哪个传感器发生故障, 并给出故障标志:

$$h_i(k) = \begin{cases} 0, & \text{第 } i \text{ 个传感器无故障,} \\ 1, & \text{第 } i \text{ 个传感器有故障.} \end{cases}$$

### 三、故障向量辨识及校正

为了估计常值故障向量  $\mathbf{g}(k)$ , 需要建立误差的动态模型. 由于  $\hat{\mathbf{y}}(k) = S\mathbf{y}(k)$ ,  $\hat{\mathbf{g}}(k) = S\mathbf{g}(k)$ ,  $\hat{\mathbf{v}}(k) = S\mathbf{v}(k)$ , 故由式 (5a) 及式 (10) 得如下动态误差模型:

$$\mathbf{e}(k+1) = P\mathbf{e}(k) + \tilde{K}\hat{\mathbf{g}}(k) + \boldsymbol{\epsilon}(k), \quad (18a)$$

$$\mathbf{r}(k) = F_c \mathbf{e}(k) + T_c \mathbf{g}(k) + \zeta(k), \quad (18b)$$

$$\mathbf{g}(k+1) = \mathbf{g}(k), \quad (18c)$$

其中  $\tilde{K} = KS$ ,  $\mathbf{e}(k) = K\tilde{\mathbf{v}}(k) - ME\mathbf{w}(k)$ ,  $F_c = -CF$ ,  $T_c = I_m - CTS$ ,  $\zeta(k) = \mathbf{v}(k) - CT\tilde{\mathbf{v}}(k)$ .  $\mathbf{e}(k)$  和  $\zeta(k)$  都是零均值高斯白噪声.  $\mathbf{e}(k)$  的方差为

$$\tilde{Q}_k = KSR_{s,k}S^TK^T + ME\tilde{Q}_{s,k}E^TM^T,$$

$\xi(k)$  的方差为

$$\tilde{R}_k = (I_m - CTS)R_{s,k}(I_m - CTS)^T.$$

**定理 5<sup>[4]</sup>**. 对于误差模型 (18), 误差向量估计为

$$\hat{\mathbf{e}}(k+1) = P\hat{\mathbf{e}}(k) + \bar{K}(k)\bar{\mathbf{r}}(k), \quad (19a)$$

$$\bar{\mathbf{r}}(k) = \mathbf{r}(k) - F_cP\hat{\mathbf{e}}(k-1), \quad (19b)$$

$$\bar{K}(k) = \bar{P}(k)F_c^T[F_c\bar{P}(k)F_c^T + \tilde{R}_k]^{-1}, \quad (19c)$$

$$\bar{P}(k+1) = P\bar{T}(k)P^T + \tilde{Q}_{k+1}, \quad (19d)$$

$$\bar{T}(k) = [I - \bar{K}(k)F_c]\bar{P}(k). \quad (19e)$$

故障向量估计为

$$\hat{\mathbf{g}}(k) = [I - K_b(k)\bar{S}(k)]\hat{\mathbf{g}}(k-1) + K_b(k)\bar{\mathbf{r}}(k), \quad (20a)$$

$$K_b(k) = M(k+1)[\bar{V}^T(k)F_c^T + T_c^T]\tilde{R}_k^{-1}, \quad (20b)$$

$$M(k+1) = [I - G(k)\bar{S}(k)]M(k), \quad (20c)$$

$$G(k) = M(k)\bar{S}^T(k)[F_c\bar{P}(k)F_c^T + \tilde{R}_k^T + \bar{S}(k)M(k)\bar{S}^T(k)]^{-1}, \quad (20d)$$

$$\bar{S}(k) = F_cU(k) + T_c, \quad (20e)$$

$$\bar{V}(k) = U(k) - \bar{K}(k)\bar{S}(k), \quad (20f)$$

$$U(k+1) = P\bar{V}(k) + \tilde{K}. \quad (20g)$$

利用定理 5 给出的故障向量辨识器, 可以得到故障向量的最优估计  $\hat{\mathbf{g}}(k)$ , 然后可按下述定理给出的结果对故障产生的偏差进行补偿.

**定理 6.** 若系统 (1) 存在传感器故障  $\mathbf{g}(k)$ , 经故障辨识器得到的故障估计为  $\hat{\mathbf{g}}(k)$ , 状态观测器 (2) 的估计为  $\hat{\mathbf{x}}(k)$ , 则系统 (1) 在补偿偏差后的输出估计和状态估计分别为

$$\bar{\mathbf{y}}(k) = \mathbf{y}(k) - \hat{\mathbf{g}}(k), \quad (21)$$

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \hat{\mathbf{x}}(k) - FKS\hat{\mathbf{g}}(k-1) - TS\hat{\mathbf{g}}(k), \quad (22)$$

式中  $\mathbf{y}(k)$  为系统 (1) 有故障时的输出,  $F$  满足式 (14),  $K$  由式 (13) 确定,  $T$  由式 (11) 确定.

证明. 由式 (1c) 知, 式 (21) 自然满足. 同理, 由式 (1b) 得

$$\tilde{\mathbf{y}}(k) \triangleq \bar{\mathbf{y}}(k) - \hat{\mathbf{g}}(k) = S[\mathbf{y}(k) - \hat{\mathbf{g}}(k)].$$

将上式代入式 (2b), 有

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = F\mathbf{z}(k) + T[\tilde{\mathbf{y}}(k) - \hat{\mathbf{g}}(k)].$$

而由式 (2a) 知

$$\mathbf{z}(k) = P\mathbf{z}(k-1) + K[\tilde{\mathbf{y}}(k-1) - \hat{\mathbf{g}}(k-1)] + MB\mathbf{u}(k-1),$$

所以

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}(k) &= FP\mathbf{z}(k-1) + FK\tilde{\mathbf{y}}(k-1) + FMB\mathbf{u}(k-1) - FK\hat{\mathbf{g}}(k-1) \\ &\quad + T\tilde{\mathbf{y}}(k) - T\hat{\mathbf{g}}(k). \end{aligned}$$

又因观测器实际估值为

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = FP\mathbf{z}(k-1) + FK\hat{\mathbf{y}}(k-1) + FMB\mathbf{u}(k-1) + T\hat{\mathbf{y}}(k),$$

故式 (22) 成立。

证毕。

动态系统鲁棒容错控制的原理结构图如图 1 所示。

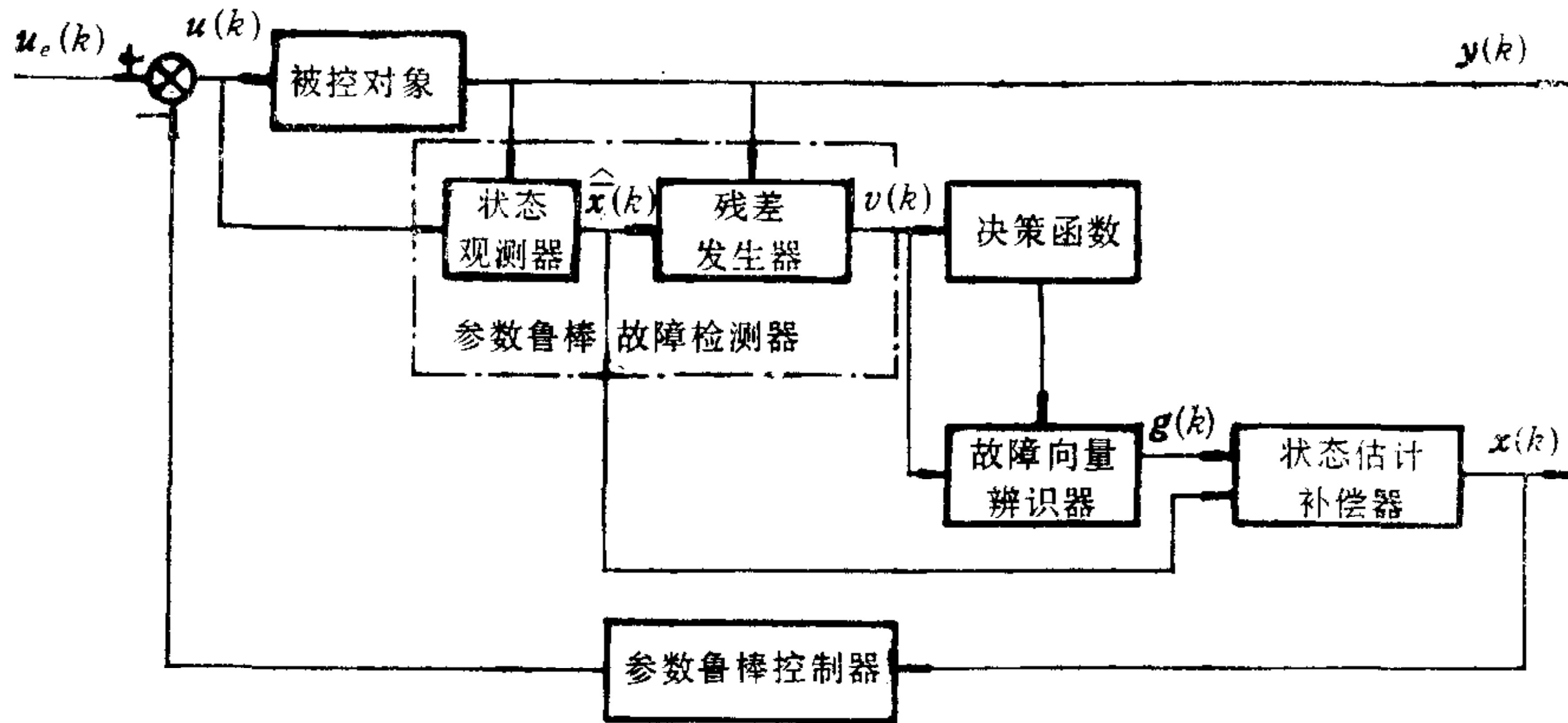


图 1 鲁棒容错控制系统

### 四、飞机容错控制系统设计

本文以某型歼击机的纵向回路为对象，进行容错控制系统设计和仿真。由于飞机的飞行包络很大，故其参数变化剧烈。为使飞机无故障时在各种飞行状态下都能获得满意的性能，在图 1 所示的系统中配置了参数鲁棒控制器。

在考虑随机噪声及取采样周期为 0.01 秒的情况下，系统的离散化方程为

$$\mathbf{x}(k+1) = \begin{bmatrix} n_y(k+1) \\ \omega_z(k+1) \\ \delta_z(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.9944 & -0.1203 & -0.4302 \\ -0.0017 & 0.9902 & -0.0747 \\ 0 & 0 & 0.8187 \end{bmatrix} \mathbf{x}(k) + \begin{bmatrix} 0.4252 \\ -0.0082 \\ 0.1813 \end{bmatrix} u(k) + \begin{bmatrix} w_1(k) \\ w_2(k) \\ w_3(k) \end{bmatrix},$$

$$\hat{\mathbf{y}}(k) = \begin{bmatrix} y_1(k) \\ y_2(k) + y_3(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}(k) + \begin{bmatrix} g_1(k) \\ g_2(k) + g_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1(k) \\ v_2(k) + v_3(k) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{y}(k) = \begin{bmatrix} y_1(k) \\ y_2(k) \\ y_3(k) \end{bmatrix} = \mathbf{x}(k) + \begin{bmatrix} v_1(k) \\ v_2(k) \\ v_3(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_1(k) \\ g_2(k) \\ g_3(k) \end{bmatrix},$$

式中  $n_y$  为法向过载； $\omega_z$  为俯仰角速度； $\delta_z$  为舵偏角。取

$$\tilde{Q}_{i,k} = \text{diag}\{0.01, 0.02, 0.02\}, \quad R_{i,k} = \text{diag}\{0.02, 0.02, 0.02\},$$



$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad W = [1 \quad 2 \quad 1].$$

按本文提出的方法可得参数鲁棒故障检测器为

$$z(k+1) = 0.8187z(k) - 0.1813u(k),$$

$$\hat{x}(k) = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ -1 \end{bmatrix} z(k) + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_1(k) \\ y_2(k) + y_3(k) \end{bmatrix},$$

$$r(k) = y(k) - \hat{x}(k).$$

利用机载计算机对残差  $r(k)$  实时监测, 随时检测系统故障。设角速度传感器在 0.5 秒时发生故障, 取门限  $\sigma = 0.1$ , 在  $(H_a = 8, M_a = 0.7)$  飞行状态下, 容错控制系统的仿真曲线如图 2 所示。图中, 曲线①为无故障飞行控制系统响应曲线; 曲线②为有故障飞行控制系统响应曲线; 曲线③为鲁棒容错飞行控制系统响应曲线。仿真表明, 容错控制效果良好。

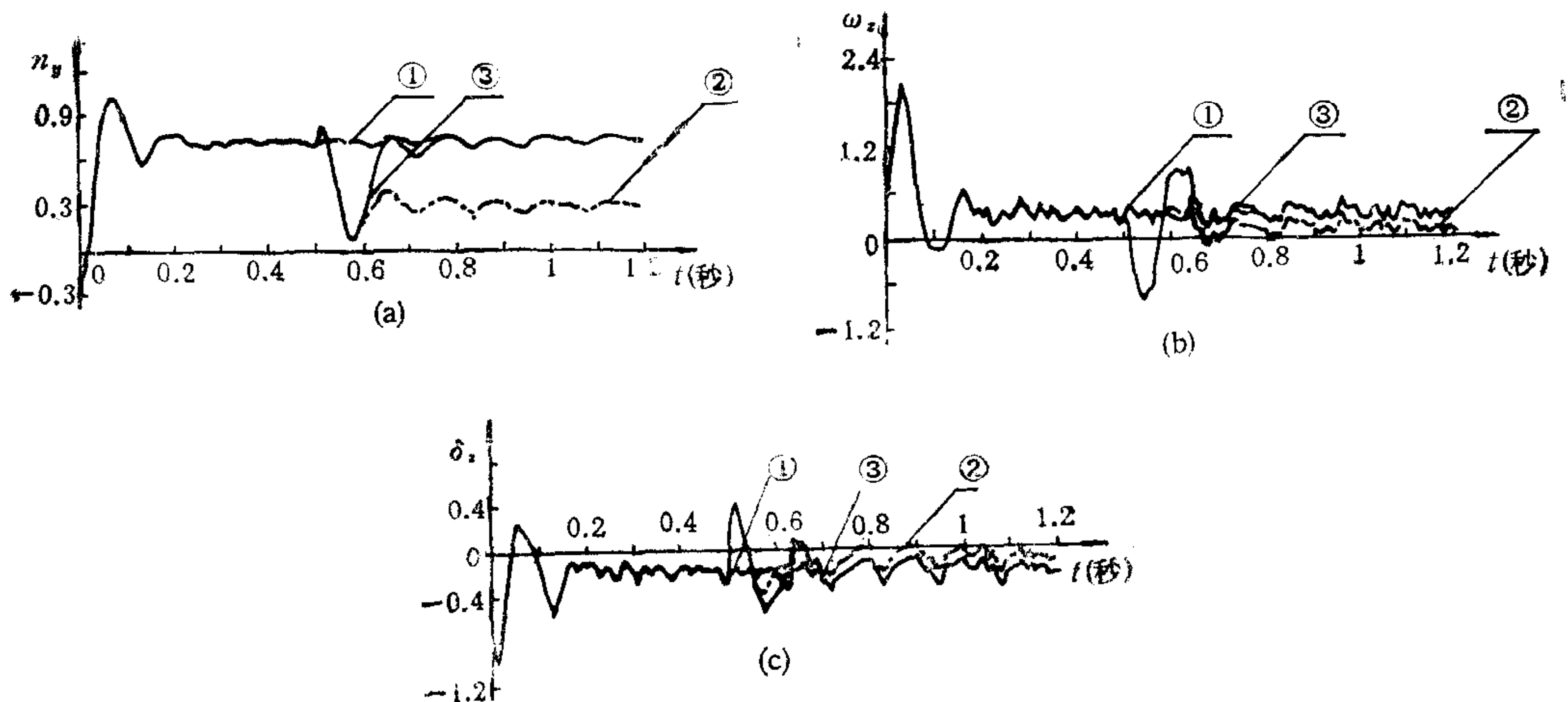


图 2 飞行控制系统响应曲线

### 参 考 文 献

- [1] Jones, H. L., Failure Detection in Linear Systems, MIT, 1973.
- [2] Park, S. and Himmelblau, D. M., Fault Detection and Diagnosis via Parameter Estimation in Lumped Dynamic Systems, *Ind. Eng. Chem. Process Des. Dev.* 22(1983), 482—489.
- [3] Yoshimura, T. et al., A Sequential Failure Detection Approach and the Identification of Failure Parameters, *Int. J. Systems Sci.*, 10(1979), 827—835.
- [4] Friedland, B., Treatment of Bias in Recursive Filtering, *IEEE Trans. Auto. Control*, AC-14(1969), 503—517.

## THE ROBUST FAULT TOLERANT CONTROL METHOD IN DYNAMIC SYSTEMS

Hu Shousong    Cheng Jiong

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

### ABSTRACT

In this paper, a parameter robust fault detector and a suitable fault vector identifier for the dynamic system with uncertain parameters are designed, and correction algorithms of the state vector and the output vector are proposed. This method has been applied to the realization of fault tolerant control of the aircraft system with fault. The result of digital simulation shows that the effect of the method is very satisfactory.

**Key words:** Fault tolerant control; fault detector; robustness; uncertainty.

---

## 中国自动化学会以全国大行政区为单位组织联合学术活动有特色

中国自动化学会一直坚持推广按国内大行政区域为单位,由省(市)自动化学会轮流坐庄,每年联合召开一次地方学会学术活动的办法。这类联合学术活动特别注重应用及有较高社会和经济效益的学术交流;重视引进技术和国产化工程的经验交流;重视推广工矿企业有实用价值的技改成果。几年来,以大区为单位的学术活动取得了很好的效果,出现一大批受欢迎的学术论文。如“蒸馏塔实时专家控制系统”、“白酒微机勾兑调味系统”等众多论文受到与会者好评。

中国自动化学会领导很重视这一地方学会的活动,不仅尽力出席会议总结经验,而且做学术报告,密切与地方学会的联系。副理事长孙柏林做的“军事科学现代化”、副秘书长郑应平的“我国自动化科学的中长期发展战略”等报告受到地方的欢迎。秘书长凌惟侯在这些学术活动中多次做了“国内外自动化领域有关技术现状与展望”的报告,内容包括:机电一体化、数控技术、FMS、FMC、CIMS、可编程控制器、机器人、智能仪器仪表、单片机、电力电子技术、专用集成电路、CAD/CAM、计算机辅助控制系统设计等十三个部分。其材料丰富,内容受到与会者欢迎。目前此材料已汇编成册(约20多万字)。

中国自动化学会将进一步总结经验,不断提高学术活动的质量,使联合学术活动得以巩固和发展。

(中国自动化学会办公室)