

건설한 프로세스 고장추정을 위한 관측기 설계

박태건, 이기상*

충북과학대학 전자정보과, 단국대학교 전기전자컴퓨터공학부†

Observer Design for Robust Process Fault Estimation

Tae-Geon Park, Kee-Sang Lee*

Chungbuk Provincial College of Science & Technology, Dankook Univ.†

Abstract - This paper presents a systematic and straightforward fault estimation approach for process fault detection, isolation and accommodation. The approach includes the design of a reduced-order observer and an algebraic fault estimator. The observer is designed for an unknown input and fault-free system, which is obtained by coordinate transformations of original systems with unknown inputs and faults. The observer information is devoted to the fault estimation for fault detection and isolation. The fault estimates can be used to form an additional control input to accommodate the fault. The suggested scheme is verified through simulation studies performed on the control of a vertical takeoff and landing (VTOL) aircraft in the vertical plane.

1. 서 론

모델기반 고장검출식별 기법의 구현을 위한 가장 대표적인 도구로 관측기를 들 수 있으며, 모델링 오차, 잡음 및 외란 등의 미지입력(unknown input)에 둔감하면서도 보다 완화된 존재조건을 갖는 관측기의 개발은 이 기법의 실제적 적용을 위한 전제 조건이라 할 수 있다. 관측기 방식에서 미지입력에 대한 영향을 제거할 수 있는 효과적인 방법으로 미지입력 관측기를 사용하는 방식을 들 수 있으며, 미지입력 관측기에 관한 연구는 두 가지 유형으로 진행되어 왔다 [1]. 첫 번째 유형은 미지입력이 시스템 상태벡터에 미치는 영향을 제거하여 상태벡터를 추정하는 관측기이고, 두 번째 유형은 시스템의 상태벡터 뿐만 아니라 시스템에 가해지는 미지입력까지를 추정하는 관측기이다. 두 번째 유형의 미지입력 관측기의 설계에 관한 대표적인 연구 중의 하나로 [2]를 들 수 있으며, [2]에서 Hou와 Müller는 미지입력을 포함하고 있는 본래의 시스템을 먼저 좌표 변환(coordinate transformation)을 이용하여 직접적으로 미지입력의 영향을 받지 않는 부분(unknown input-free)과 미지입력의 영향을 받는 부분으로 분리한 다음, 미지입력의 영향을 받지 않는 축차된 시스템에 대하여 관측기(reduced-order observer)를 구성하고, 시스템의 입출력과 관측기에서 제공된 추정 상태에 근거하여 대수적인 연산만을 수행함으로써 미지입력을 추정하는 방법을 제시한 바 있다. 일반적으로 첫 번째 유형의 관측기 [3-4]는 고장검출식별 분야에서 외란의 영향이 최소화된 잔차를 발생시키기 위한 도구로 도입되어 왔으며, 두 번째 유형의 관측기는 외란에 감결합(decoupling)된 잔차를 발생시킴으로써 고장검출식별을 수행하는 물론 미지입력을 포함한 고장 추정 [5-6] 정교에 근거하여 제기의 재구성을 포함한 고장 허용제어에 보다 효과적으로 도입될 수 있다.

본 논문의 목적은 [2]에서 제시된 선형시스템에서의 관측기의 설계 개념을 보다 확장하여 미지입력은 물론 프로세스고장을 함께 추정함으로써 고장검출식별을 수행하고 제어계의 재구성 등을 포함한 고장 허용제어에 적용될 수 있도록 함에 있다. 본 제안의 특징은 미지입력과 프로세스고장을 포함하는 선형시스템을 분해하여 축소 차수 관측기를 설계하고 추정된 상태 벡터 및 시스템의 추정 입출력에 근거하여 미지입력과 고장을 대수적으로 추정할 수 있는 체계적인 기법이라는 점이다. 제안된 기법의 타당성을 검토하기 위하여 VTOL 비행체의 고장검출식별에 적용하였다.

2. 프로세스 고장추정

다음과 같은 선형 시불변 시스템을 고려하자.

$$\dot{x} = Ax + Bu + Dd + Ff \tag{1a}$$

$$y = Cx \tag{1b}$$

여기서 $x \in \mathbb{R}^n$ 는 상태, $u \in \mathbb{R}^m$ 는 입력, $y \in \mathbb{R}^p$ 는 출력, $d \in \mathbb{R}^l$ 는 미지입력, $f \in \mathbb{R}^q$ 는 프로세스 고장, $\text{rank}(C) = p$, $\text{rank}(D) = l$, $\text{rank}(F) = q$, $\text{rank}(CD) = l$, $(p \geq l)$, $\text{rank}(CF) = q$, $(p \geq q)$, $(p \geq l + q)$ 이다. 먼저 식(1a)의 시스템의 좌표 변환에 이용할 비특이(nonsingular) 행렬 T 를 다음과 같이 선정한다.

$$T = [N D F], N \in \mathbb{R}^{n \times (n-l-q)} \tag{2}$$

여기서 행렬 N 은 $\text{rank}(T) = n$ 의 비특이 행렬이 되도록 임의로 선정한다. 식(2)의 변환행렬 T 를 이용하여 식(1)의 시스템을 다음과 같은 등가(equivalent) 시스템으로 표현할 수 있다.

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A} \bar{x} + \bar{B} u + \bar{D} d + \bar{F} f \tag{3a}$$

$$y = \bar{C} \bar{x} \tag{3b}$$

여기서

$$x = T \bar{x} = T \begin{bmatrix} \bar{x}_1 \\ \bar{x}_2 \\ \bar{x}_3 \end{bmatrix}, \bar{A} = T^{-1} A T = \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} & \bar{A}_{13} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} & \bar{A}_{23} \\ \bar{A}_{31} & \bar{A}_{32} & \bar{A}_{33} \end{bmatrix},$$

$$\bar{B} = T^{-1} B = \begin{bmatrix} \bar{B}_1 \\ \bar{B}_2 \\ \bar{B}_3 \end{bmatrix}, \bar{D} = T^{-1} D = \begin{bmatrix} 0 \\ I_l \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\bar{F} = T^{-1} F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_q \end{bmatrix}, \bar{C} = C T = [C N C D C F] \tag{4}$$

이고, $\bar{x}_1 \in \mathbb{R}^{n-l-q}$, $\bar{x}_2 \in \mathbb{R}^l$, $\bar{x}_3 \in \mathbb{R}^q$ 이다.

식(3) 및 식(4)로부터 미지입력 및 고장을 직접적으로 포함하지 않은 부분은 다음과 같이 표현된다.

$$[I_{n-l-q} \ 0 \ 0] \dot{\bar{x}} = [\bar{A}_{11} \ \bar{A}_{12} \ \bar{A}_{13}] \bar{x} + \bar{B}_1 u \tag{5a}$$

$$y = [C N C D C F] \bar{x} \tag{5b}$$

식(5b)의 출력식을 아래에서처럼 분해하기 위하여 CD 및 CF 가 full column rank, 즉 $\text{rank}(CD) = l$, $\text{rank}(CF) = q$, $(p \geq l + q)$ 라는 가정하에 비특이 행렬 U 를 다음처럼 선정한다.

$$U = [C D C F Q], Q \in \mathbb{R}^{p \times (p-l-q)} \tag{6}$$

여기서 Q 는 행렬 U 가 비특이 행렬이 되도록 임의로 선정한다. U 의 역행렬을 다음과 같이 표현하면

$$U^{-1} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix}, U_1 \in \mathbb{R}^{k \times p}, U_2 \in \mathbb{R}^{q \times p}, U_3 \in \mathbb{R}^{(p-l-q) \times p} \tag{7}$$

식(6)과 식(7)으로부터 다음 식이 성립한다.

$$U^{-1} U = \begin{bmatrix} U_1 C D & U_1 C F & U_1 Q \\ U_2 C D & U_2 C F & U_2 Q \\ U_3 C D & U_3 C F & U_3 Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_l & 0 & 0 \\ 0 & I_q & 0 \\ 0 & 0 & I_{p-l-q} \end{bmatrix} \tag{8}$$

식(5b)의 출력식의 양변의 앞쪽에 U^{-1} 을 곱한 후, 식(8)을 적용하면 다음처럼 결합이 분리된 출력식을 얻을 수 있다.

$$U_1 y = U_1 C N \bar{x}_1 + \bar{x}_2 \tag{9a}$$

$$U_2 y = U_2 C N \bar{x}_1 + \bar{x}_3 \tag{9b}$$

$$U_3 y = U_3 C N \bar{x}_1 \tag{9c}$$

식(9a)와 식(9b)를 각각 \bar{x}_2 , \bar{x}_3 에 관하여 전개하고 이를 식(5a)에 대입하면 미지입력 및 프로세스고장 모두를 직접적으로 포함하지 않는 식(10a)의 새로운 시스

템 상태방정식을 얻을 수 있다. 또한 식(9c)에서 \bar{x}_1 를 축차된 시스템의 측정 출력으로 간주하여 식(10b)의 새로운 출력방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\bar{x}_1 = \bar{A}_1 \bar{x}_1 + \bar{B}_1 u + E_1 y \quad (10a)$$

$$\bar{y} = \bar{C}_1 \bar{x}_1 \quad (10b)$$

여기서 $\bar{C}_1 = U_3 CN$, $\bar{A}_1 = \bar{A}_{11} - \bar{A}_{12} U_1 CN - \bar{A}_{13} U_2 CN$, $E_1 = \bar{A}_{12} U_1 + \bar{A}_{13} U_2$, $\bar{y} = U_3 y$ 이다. 쌍 (\bar{A}_1, \bar{C}_1) 이 가검출하면 식(10)의 축차된 시스템에 대한 관측기를 다음처럼 설계할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{w} &= (\bar{A}_1 - L \bar{C}_1) w + \bar{B}_1 u + L \bar{y} + E_1 y \\ &= (\bar{A}_1 - L \bar{C}_1) w + \bar{B}_1 u + (L U_3 + E_1) y \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 w 는 \bar{x}_1 의 추정치이고, $L \in \mathbb{R}^{(n-1) \times (p-1)}$ 은 관측기 이득이다. 식(11)의 관측기의 존재조건은 참고 문헌 [7]에 기술되어 있으며, 본 논문에서는 지면관계상 이에 대한 기술은 생략하고자 한다. 식(3)의 시스템의 상태 벡터 \bar{x} 의 추정치를 \hat{x} 라 하면 식(9a) 및 식(9b)로부터 추정된 상태 벡터는 다음과 같다.

$$\hat{x} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1 \\ \hat{x}_2 \\ \hat{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w \\ U_1 y - U_1 CN w \\ U_2 y - U_2 CN w \end{bmatrix} \quad (12)$$

상태 \bar{x}_1 의 추정 편차를 $e_{\bar{x}_1} = w - \bar{x}_1$ 로 정의하면 식(10) 및 식(11)로부터 상태 \bar{x}_1 의 추정 편차의 동특성은 다음과 같다.

$$\dot{e}_{\bar{x}_1} = (\bar{A}_1 - L \bar{C}_1) e_{\bar{x}_1} \quad (13)$$

식(13)으로부터 $\bar{A}_1 - L \bar{C}_1$ 의 고유치가 음의 값을 갖도록 관측기 이득 L 을 선정하면 상태 \bar{x}_1 의 추정 편차는 정상상태에서 외란 및 고장과 무관하게 수렴함을 알 수 있다. 식(3a)로부터 미지입력 추정벡터, $\hat{d} \in \mathbb{R}^3$ 는 다음과 같다.

$$\hat{d} = \hat{x}_2 - [\bar{A}_{21} \bar{A}_{22} \bar{A}_{23}] \hat{x} - \bar{B}_2 u \quad (14)$$

식(14)에 식(9), 식(11) 및 식(12)를 대입하면 미지입력 추정벡터는 다음과 같이 구해진다.

$$\hat{d} = U_1 \hat{y} + G_3 w + G_4 y + G_5 u \quad (15)$$

여기서 $G_3 = U_1 CN(LU_3 CN - \bar{A}_{11} + \bar{A}_{12} U_1 CN + \bar{A}_{13} U_2 CN - \bar{A}_{21} + \bar{A}_{22} U_1 CN + \bar{A}_{23} U_2 CN)$, $G_4 = U_1 CN(-L U_3 - \bar{A}_{12} U_1 - \bar{A}_{13} U_2) - \bar{A}_{22} U_1 - \bar{A}_{23} U_2$, $G_5 = -U_1 CN \bar{B}_1 - \bar{B}_2$

미지입력 d 의 추정 편차를 $e_d = d - \hat{d}$ 로 정의하면 식(3), 식(8), 식(12) 및 식(14)로부터 미지입력 d 의 추정 편차는 다음과 같다.

$$e_d = U_1 CN e_{\bar{x}_1} + (\bar{A}_{21} - \bar{A}_{22} U_1 CN - \bar{A}_{23} U_2 CN) e_{\bar{x}_2} \quad (16)$$

식(16)으로부터 미지입력 d 의 추정 편차는 식(13)의 상태 \bar{x}_1 의 추정 편차 $e_{\bar{x}_1}$ 에 전적으로 의존하며, 정상상태에서 $e_{\bar{x}_1}$ 이 수렴함에 따라 미지입력 d 의 추정 편차도 수렴함을 알 수 있다. 또한 식(3a)로부터 미지입력이 존재하는 식(1a)의 시스템에서의 고장 추정벡터, $\hat{f} \in \mathbb{R}^q$ 는 다음과 같다.

$$\hat{f} = \hat{x}_3 - [\bar{A}_{31} \bar{A}_{32} \bar{A}_{33}] \hat{x} - \bar{B}_3 u \quad (17)$$

식(17)에 식(9), 식(11) 및 식(12)를 대입하면 고장 추정벡터는 다음과 같다.

$$\hat{f} = U_2 \hat{y} + G_6 w + G_7 y + G_8 u \quad (18)$$

여기서 $G_6 = U_2 CN(LU_3 CN - \bar{A}_{11} + \bar{A}_{12} U_1 CN + \bar{A}_{13} U_2 CN - \bar{A}_{31} + \bar{A}_{32} U_1 CN + \bar{A}_{33} U_2 CN)$, $G_7 = U_2 CN(-L U_3 - \bar{A}_{12} U_1 - \bar{A}_{13} U_2) - \bar{A}_{32} U_1 - \bar{A}_{33} U_2$, $G_8 = -U_2 CN \bar{B}_1 - \bar{B}_3$

식(3), 식(8), 식(12) 및 식(17)로부터 고장 f 의 추정 편차 $e_f = f - \hat{f}$ 는 다음과 같다.

$$e_f = U_2 CN e_{\bar{x}_1} + (\bar{A}_{31} - \bar{A}_{32} U_1 CN - \bar{A}_{33} U_2 CN) e_{\bar{x}_2} \quad (19)$$

식(19)로부터 고장 f 의 추정 편차는 외란에 의해 영향 받지 않고 상태 \bar{x}_1 의 추정 편차에 전적으로 의존하며,

정상상태에서 $e_{\bar{x}_1}$ 이 수렴함에 따라 고장 f 의 추정 편차도 수렴함을 알 수 있다.

3. 비행체시스템의 고장검출식별에의 적용

본 논문에서 제안된 기법을 VTOL 비행체 시스템 [8]에 적용하여 그 타당성 및 유용성을 검증한다. 선형화된 대상 시스템의 표현은 식(20)과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Dd + Ff \\ y &= Cx \end{aligned} \quad (20)$$

$$x = \begin{bmatrix} \text{horizontal velocity [kt]} \\ \text{vertical velocity [kt]} \\ \text{pitch rate [deg/s]} \\ \text{pitch angle [deg]} \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \text{collective pitch control} \\ \text{longitudinal cyclic pitch angle} \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.0366 & 0.0271 & 0.0188 & -0.4555 \\ 0.0482 & -1.0100 & 0.0024 & -4.0208 \\ 0.1002 & 0.3681 & -0.7070 & 1.4200 \\ 0.0000 & 0.0000 & 1.0000 & 0.0000 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.4422 & 0.1761 \\ 3.5446 & -7.5922 \\ -5.5200 & 4.4900 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

대상시스템은 135[kt]의 비행속도에서 선형화된 것으로 비행속도가 변함에 따라 주요하게 변화하는 시스템 행렬 A 의 파라미터들 ΔA 는 다음과 같다.

$$\Delta A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 & 0 & 2.0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (21)$$

식(21)의 ΔA 는 시스템 행렬 A 의 모델링 편차를 의미하며, 따라서 미지입력 Dd 는 식(22)로 표현할 수 있고, 대상 시스템에서 발생할 수 있는 프로세스 고장은 구동기 고장으로 가정하여 식(23)으로 나타내었다.

$$D = [0 \ 0 \ 1 \ 0]^T, d = [0 \ 0.5 \ 0 \ 2.0]x \quad (22)$$

$$F = B \quad (23)$$

3.1 프로세스 고장추정 기법

시스템의 좌표변환을 위한 식(2)의 행렬 T 는 다음처럼 선정하였다.

$$T = [N \ D \ F] = \begin{bmatrix} 0:0:0 & 0.4422 & 0.1761 \\ 0:0:0 & 3.5446 & -7.5922 \\ 0:1:1 & -5.5200 & 4.4900 \\ 1:0:0 & 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix} \quad (24)$$

여기서 $\text{rank}(T) = 4$ 의 비특이 행렬이 되도록 행렬 N 을 임의로 선정하였다. 또한 출력식을 분해하기 위한 식(6)의 행렬 U 는 식(25)처럼 선정한다.

$$U = [C \ D \ C \ F \ Q] = \begin{bmatrix} 0.0000 & 0.4422 & 0.1761 & 0.0000 \\ 0.0000 & 3.5446 & -7.5922 & 0.0000 \\ 1.0000 & -5.5200 & 4.4900 & 0.0000 \\ 1.0000 & -1.9754 & -3.1022 & 1.0000 \end{bmatrix} \quad (25)$$

여기서 $\text{rank}(CD) = l = 1$, $\text{rank}(CF) = q = 2$, $p = 4$ 로 가정($p \geq l + q$)이 만족되고, $\text{rank}(U) = 4$ 로 비특이 행렬이다. $U_1 CN = 0$, $U_2 CN = [0 \ 0]^T$ 으로 식(10)의 행렬은 다음처럼 된다.

$$\begin{aligned} \bar{A}_1 &= \bar{A}_{11} = 0, \quad \bar{C}_1 = 1, \quad E_1 = [0 \ 0 \ 1 \ 0], \\ \bar{y} &= [0 \ -1 \ -1 \ 1]y \end{aligned} \quad (26)$$

$\bar{B}_1 = [0 \ 0]$ 및 식(26)의 \bar{A}_1 을 식(10)에 대입하면 축차된 시스템은 다음처럼 표현되고

$$\bar{x}_1 = y_3, \quad y = [y_1 \ y_2 \ y_3 \ y_4]^T \quad (27a)$$

$$y_4 - y_2 - y_3 = \bar{C}_1 \bar{x}_1 \quad (27b)$$

쌍 (\bar{A}_1, \bar{C}_1) 이 가관측하므로 식(27)에 대한 관측기는 다음처럼 표현될 수 있다.

$$\dot{w} = aw + ay_2 + (a+1)y_3 - ay_4, \quad a \in \mathbb{R}, \quad a < 0 \quad (28)$$

식(15)로부터 미지외란은 식(29), 식(18)로부터 프로세스고장 벡터 $f = [f_1 \ f_2]^T$ 는 식(30)으로부터 추정할 수 있다.

$$\begin{aligned} \hat{d} &= 6.5287 \hat{y}_1 + 0.7428 \hat{y}_2 + \hat{y}_3 + 4.5406 w + 0.1029 y_1 \\ &\quad + 0.2052 y_2 + 0.5825 y_3 \end{aligned} \quad (29)$$

$$\hat{r} = \begin{bmatrix} \hat{r}_1 \\ \hat{r}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.9069 & 0.0442 & 0 & 0 \\ 0.8903 & -0.1111 & 0 & 0 \end{bmatrix} \dot{y} + \begin{bmatrix} 1.0464 \\ -0.0410 \end{bmatrix} w \quad (30)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0.0677 & -0.0070 & -0.0360 & 0 \\ 0.0379 & -0.1363 & -0.0165 & 0 \end{bmatrix} \dot{y} + \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} u$$

3.2 시뮬레이션 및 결과 검토

식(20)의 개루프 시스템의 고유치들은 $(-2.0729, -0.2325, 0.2757 \pm j0.2577)$ 로 시스템이 불안정하며, 페루프 시스템의 고유치들 $(-6.8278, -1.0105 \pm j1.5147, -2.5513)$ 에 위치시키도록 $u = r - Kx$ 형태의 상태배환 제어기를 사용하였으며, 명령 기준 입력은 단위 계단함수 $r = [1 \ 1]^T$ 로 하였다. 시스템의 초기치는 $x(0) = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$, 관측기에서 초기치는 $w(0) = 0$, $a = -1$ 로 하였다. 식(22)의 미지입력의 존재하에서 프로세스고장은 바이어스 고장 및 시변 정현파 고장을 가정하여 각각 시뮬레이션을 수행하였으며, 그림 1은 식(31)의 바이어스 고장에 대한, 그림 2는 식(32)의 시변 정현파 고장에 대한 시뮬레이션 결과이다.

$$f_1 = \begin{cases} 0, & t < 2[s] \\ 1, & t \geq 2[s] \end{cases}, f_2 = \begin{cases} 0, & t < 3[s] \\ -1, & t \geq 3[s] \end{cases} \quad (31)$$

$$f_1 = \begin{cases} 0.1 \sin(t-2), & t < 2[s] \\ 0.1 \cos(t-2), & t \geq 2[s] \end{cases}, f_2 = \begin{cases} 0.1 \cos(t-2), & t < 3[s] \\ 0.1 \sin(t-2), & t \geq 3[s] \end{cases} \quad (32)$$

그림 1 및 그림 2의 그림 (a), 그림 (b), 그림 (c)의 왼쪽 그림에서 실제값은 실선으로, 추정값은 일점 쇄선으로 도시하였으나, 그림 (a), 그림 (b), 그림 (c)의 오른쪽 그림에서처럼 실제값과 추정값의 오차가 극히 미미하여 이들이 잘 구분되지 않음에 유의하여야 한다. 그림 1 및 그림 2의 시뮬레이션 결과는 고장의 형태에 관계없이 미지입력과 고장 신호가 섞이지 않고 각각 분리되어 미지입력, 첫 번째의 구동기 고장 및 두 번째의 구동기 고장 모두 잘 추정되고 있음을 보여준다. 따라서 제안된 기법은 미지입력하에서의 고장추정 성능이 우수하여 고장검출식별은 물론 제어기의 재구성을 포함한 고장 허용제어에 효과적으로 도입될 수 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 미지입력과 프로세스고장이 존재하는 선형시스템에 대하여 미지입력과 고장을 동시에 추정할 수 있는 체계적인 기법을 제안하였으며, 본 제안의 주요 특징은 다음과 같다.

- (1) 미지입력과 프로세스 고장이 동시에 존재하는 선형 시스템을 분해하여 미지입력과 고장에 직접적으로 영향 받지 않는 축소된 시스템에 대한 관측기를 설계하였다.
- (2) 설계된 관측기의 상태 추정 정보와 시스템의 측정 입력력에 근거한 대수적인 연산에 의해 미지입력과 고장량을 추정한다.
- (3) 제어시스템의 신뢰성 및 안전성을 확보하기 위해서는 고장을 발생 초기에 검출하고, 고장 요소의 인식 및 고장량의 추정을 수행하여 자체 보상을 통한 후속조치를 취할 수 있도록 하는 것이 바람직하며, 본 논문의 결과는 이를 위한 제어기의 재구성을 포함한 고장허용제어에 효과적으로 도입될 수 있다.

[참 고 문 헌]

- [1] 이재형, 변중남, "미지입력이 존재하는 선형 시스템에 대한 축소 차수 관측기 설계," *대한전기학회논문지*, Vol. 43, No. 1, pp. 71-75, January 1994.
- [2] M. Hou and P. C. Müller, "Design of Observers for Linear Systems with Unknown Inputs," *IEEE Trans. Automat. Contr.*, Vol. 37, No. 6, pp. 871-875, June 1992.
- [3] P. M. Frank and J. Wünnenberg, "Robust fault diagnosis using unknown input observer schemes," In: *Fault Diagnosis in Dynamical Systems: Theory and Applications* (R.J. Patton, P.M. Frank and R.N. Clark, (1st Ed.)), pp. 47-98. Prentice Hall, New York, 1989.
- [4] R. J. Patton and J. Chen, "Observer-based fault detection and isolation: robustness and applications," *Control Eng. Practice*, 5, 5, pp. 671-682, 1997.
- [5] M. Saif and Y. Guan, "A new approach to robust fault detection and identification," *IEEE Trans. Aero. and Elec.*, vol. 29, no. 3, pp. 685-695, 1993.
- [6] T. G. Park, J. S. Ryu and K. S. Lee, "Actuator fault estimation with disturbance decoupling," *IEE Proc-Control Theory Appl.*, vol. 147, no. 5, pp. 501-508, September, 2000.
- [7] T. G. Park and K. S. Lee, "Process fault isolation for linear systems with unknown inputs," *IEE Proc-Control Theory Appl.*, to be

- published.
[8] Narendra, K., and Tripathi, S. S.; 'Identification and Optimization of aircraft dynamics', *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 10, pp. 193-199, 1973.

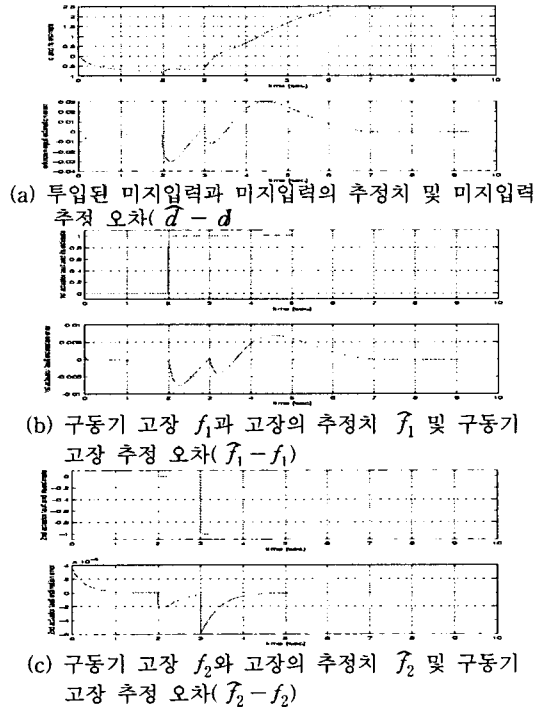


그림 1 바이어스 고장시의 결과
Fig. 1 The results for bias faults

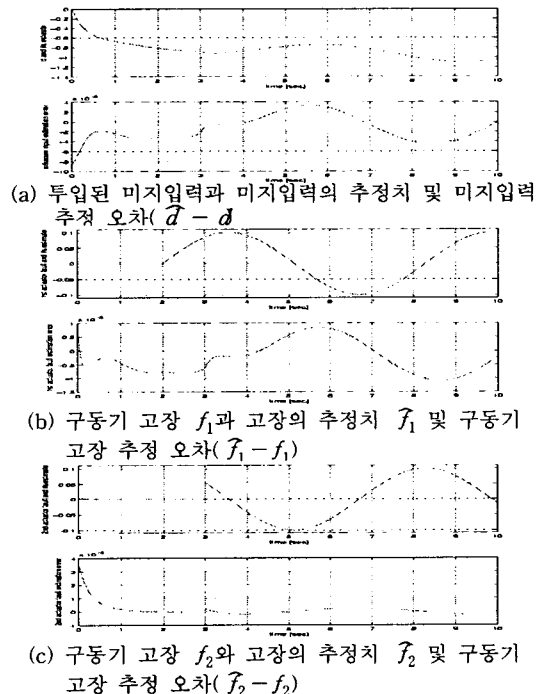


그림 2 시변 정현파 고장시의 결과
Fig. 2 The results for time-varying sinusoidal faults