

통합 서보 액츄에이터의 고장 감지시스템 연구

A Study on the Fault Detection of an Integrated Servo Actuator

신기현(건국대), 임광호(건국대 대학원)

K. H. Shin(Konkuk Univ.), K. H. Lim(Graduate School, Kon-Kuk Univ.)

ABSTRACT

The performance of the failure detection algorithm may be greatly influenced by the model uncertainty. It is very important to design a robust failure detection system to the model uncertainty. In this paper, a design procedure to generate failure detection algorithm is proposed. The design procedure suggested is based on the concept of the 'threshold selector[1]'. The H^∞ control algorithm is used to derive a threshold selector which is robust to the model uncertainty. The threshold selector derived can be used to develop a failure detection system together with the weighted cumulative sum algorithm[3]. Computer simulation study showed that the failure detection system designed for an ISA(Integrated Servo Actuator) system by using the proposed method is robust to the model uncertainty.

Key Words : failure detection(고장 감지), H^∞ control(H^∞ 제어), ISA(통합 서보 액츄에이터), threshold selector(문턱값 선정기), robust(견실성)

1. 서론

최근의 항공기 비행 제어 시스템은, 요구되는 안정성(stability)과 신뢰성(reliability)을 확보하기 위해 항공기 제어시스템, 즉 센서/제어 컴퓨터/구동장치 등의 요소에 여분(redundancy)을 두어 신뢰도를 높이고 있다. 이중에서 중요한 연구 분야의 하나가 센서의 여분을 다루는 영역이다. 요소의 여분은 실제의 물리적 여분(hardware redundancy)을 갖는 경우도 있으나, 플랜트의 수학적 모델로부터 시스템의 상태값을 추정해서 사용하는 해석적 여분(analytical redundancy)을 이용할 수도 있다. 이런 여분의 관리를 통해 고장에 견디는 폴트톨러런트 시스템을 구성할 수 있다. 폴트톨러런트 시스템은 고장 감지(failure detection), 고장부분 분리(isolation), 여분관리를 통한 시스템 재구성(reconfiguration)부분으로 나눌 수 있으며, 고장감지는 그 중에서 가장 중요한 요소라고 할 수 있다.

고장 감지는 크게 여분요소로부터 관측/측정되는 신호들간의 차이값 생성(residual generation)과 고장 판단(decision)과정으로 나눌 수 있다. 차이값 생성에 있어서 해석적 여분을 이용하는 경우에는, 플랜트의 수학적 모델에 의존해야 하므로 모델의 부정확성

(model uncertainty)으로 인한 고장 감지에 어려움을 겪게된다. 이런 모델 부정확성의 영향을 극복할 수 있는 고장 감지방법에 대한 연구로서, Emami-Naeini[1]는 견실제어의 개념을 도입하였다. 그는 모델 부정확성이 차이값 생성에 미치는 영향을 평가하였고, 고장 판별에 사용되는 threshold를 계산하는데 모델 부정확성을 고려하였다. 하지만 그가 failure detection system 설계에 이용한 Kalman filter는 전체 폐루프 시스템의 견실성을 항상 보장하지는 않는다. 본 논문에서는 모델 부정확성에도 견실한 H_∞ controller[4]를 적용하여 견실한 threshold level을 계산할 수 있는 부등식을 유도하였다. 제안된 고장감지 알고리즘은 Emami-Naeini[1]의 알고리즘에 비해 설계 과정이 단순화되었으며, 시스템을 견실하게 설계할 수 있도록 한다.

신호변화 결정을 위한 알고리즘으로는 weighted CUSUM 알고리즘[3]과 GLR 알고리즘[3]이 많이 사용되고 있다. 두 알고리즘 모두 신호변화 이후의 값은 미리 알 수 없는 경우에 대해서 적용할 수 있다. 본 논문에서는 고장부분 분리를 위해서 weighted CUSUM 알고리즘을 적용했으며, 고장감지를 위해서는 rms(root mean square)를 이용하였다.

항공기 구동장치의 벨브와 액츄에이터의 위치센서에 각각 2개씩의 물리적 여분과 함께 해석적 여분을 사용하여 항공기 구동장치의 고장 감지 시스템을 구성하였다. 항공기 구동장치에 대한 선형화된 수학적 모델을 바탕으로, 제안된 고장감지 알고리즘을 이용한 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 본 논문에서 제시한 고장 감지 알고리즘의 모델오차에 대한 견실한 성능을 확인하였다.

2. 고장으로 인한 신호변화의 감지방법

고장 감지 알고리즘의 주된 설계 기준은 빠른 고장 감지능력을 갖게 하고 잘못된 고장 지시(false alarm)를 작게 하는 것이다. 고장이 감지되기까지는 잘못된 측정신호를 항공기 제어에 사용함으로써 항공기가 위험해질 수 있기 때문에 ‘빠른 고장 감지’는 고장감지성능에 중요한 요소이다. 반면에 올바른 센서 신호를 사용하지 않음으로써 시스템의 성능을 악화시킬수 있으므로 ‘잘못된 고장 지시’는 중요한 문제가 된다. 이 두 조건은 detection filter의 band에 관련된 문제로서 서로 상반된다. 이 문제의 최적의 해결책은 이 두 상반되는 요구조건의 절충(trade off)을 통해 얻게된다.

항공기 제어 시스템에서의 고장감지는 on-line으로 수행되어야 하므로 무엇보다도 빠른 고장감지가 중요한 기준이 된다. 따라서 주어진 잘못된 고장 지시사이의 평균 시간간격(mean time between false alarm)에 대해서, 고장 발생 순간부터 고장 감지까지의 평균 자연시간(mean delay for detection)을 줄이는 것이 우수한 알고리즘의 요건이다.

센서의 고장은 여러 가지 형태로 발생할 수 있으나, 본 논문에서는 신호의 평균값이 step으로 변하는 것으로 가정하였다. 대개의 경우 센서신호가 변화한 후의 값에 대한 정보를 미리 얻기가 어려우므로, 고장후의 값을 모르는 경우에 적용할 수 있는 잘 알려진 weighted CUSUM 알고리즘을 적용하였다.

Weighted likelihood ratio 알고리즘은 변화후의 가능한 모든 θ_1 값에 따라 likelihood ratio에 weighting function $dF(\theta_1)$ 을 이용하여 weighting 을 주는 방법이다. 여기서 $F(\theta_1)$ 는 θ_1 의 cumulative density function이다. 이렇게 생성되는 시간 j 부터 k 까지의 weighted likelihood ratio

$\bar{\Lambda}_n^k$ 는 식 (1)과 같다.

$$\bar{\Lambda}_n^k = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{p_{\theta_1}(y_j, \dots, y_k)}{p_{\theta_0}(y_j, \dots, y_k)} dF(\theta_1) \quad (1)$$

- θ_0 : 변화가 발생하기 이전의 통계적 성질
- θ_1 : 변화가 발생한 후의 통계적 성질
- y : 측정값(independent Gaussian sequence)
- $p_{\theta_1}(y)$: 통계적 성질이 θ_1 일 때의 y 의 확률분포

변화의 유무에 대한 결정법칙은 (2)식과 같다.

$$d = \begin{cases} 0 & \text{if } \ln \bar{\Lambda}_n^k \leq -\varepsilon \\ 1 & \text{if } \ln \bar{\Lambda}_n^k \geq h \end{cases} \quad (2)$$

여기서

$h(>0)$: 변화가 일어났음을 결정하게되는 threshold level.

$\varepsilon(>0)$: 변화가 일어나지 않았음을 결정하는 threshold level.

$d=0$ 이면 변화가 없음을 결정한 후 다시 weighted CUSUM을 계산하고, $d=1$ 이면 변화가 발생했음을 결정하게된다. 변화의 유무를 결정할 수 있을 때까지 data길이를 늘려가면서 $\bar{\Lambda}_n^k$ 를 계산하여 threshold level과 비교한다.

신호의 평균값의 변화를 가정하고, y 가 $N(0, \sigma)$ 의 분포-평균이 0이고 편차가 σ_1 인 정규분포-를 갖는 경우에 대해서 식 (3)의 두 가정중의 하나를 결정하는 문제를 고려한다.

$$H_0 = \{\theta, \theta=0\}, \quad H_1 = \{\theta, \theta \geq \nu\} \quad (3)$$

여기서

ν : 평균값의 변화량.

변화이후의 θ_1 의 weighting 함수 $F(\theta_1)=F(\mu)$ 가 $N(0, \sigma_2)$ 의 분포를 할 때 결정함수는 Basseville[3]로부터 아래의 (4)식과 같다.

$$\ln \bar{\Lambda}_j^k = \frac{\sigma^2}{2(\sigma^2(k-j+1)+1)} (\bar{S}_j^k)^2 - \frac{1}{2} \ln (\sigma^2(k-j+1)+1) \quad (4)$$

여기서,

$$b = \frac{\nu}{\sigma_1}, \quad \sigma = \frac{\sigma_1}{\sigma_2}, \quad \bar{S}_j^k = \frac{1}{\sigma_1} \sum_{i=j}^k y_i$$

이다. 이때 mean time between false alarm \bar{T} 는 다음과 같다.

$$\bar{T} = E_{\theta_0}(t_a) \geq e^h \quad (5)$$

Weighting function F 가 θ_1 주위에서 positive, continuous derivative를 갖고, $h \rightarrow \infty$ 이면 변화발생을 결정하기까지의 worst mean time delay $\bar{\tau}^*$ 는

아래와 같다.

$$\bar{\tau}^*(\theta_1) \approx \frac{\ln \bar{T} + \frac{1}{2} \ln \left(\frac{\ln \bar{T}}{K(\theta_1, \theta_0)} \right)}{K(\theta_1, \theta_0)} - G(\theta_1, \theta_0, F(\theta_1)) \quad (6)$$

여기서,

$$K(\theta_1, \theta_0) = d(\theta_0) - d(\theta_1) + (\theta_1 - \theta_0) \dot{d}(\theta_1), \quad d(\theta) = \frac{\theta^2}{2\sigma_1^2}$$

$$G(\theta_1, \theta_0, F(\theta_1)) = \frac{1}{2K(\theta_1, \theta_0)} \left\{ \ln \left(2\pi \frac{\dot{F}^2(\theta_1)}{\dot{d}(\theta_1)} \right) - 1 \right\}$$

이다. Weighted CUSUM 알고리즘은 비록 확률적인 형태로나마 변화이후의 θ_1 값을 이용할 수 있을 경우 적용 가능하다. 하지만 θ_1 의 분포가 예상과 많이 다를 경우에는 성능이 나빠질 수 있다. 따라서 적절한 θ_1 의 분포를 알아내는 것이 중요하다고 하겠다.

3. 해석적 여분을 이용한 고장감지 알고리즘

해석적 여분은 물리적 여분에 비해 가격과 무게에 있어서 이점이 있지만, 모델 부정확성의 영향으로 추종성이 나빠질 수 있으므로 여분생성의 과정이 중요하다. 모델오차의 영향은 특히 고주파 영역에서 크게 나타나서 고장지시를 잘못하게 되거나 고장지시를 지연시키게 되는 원인이 된다. 따라서 해석적 여분을 이용한 고장감지 시스템은 정상 작동상태 뿐 아니라 고장 발생 시에도 상태값을 잘 추종할 수 있어야 하고 모델오차로 인한 영향을 줄이거나, 고장신호와 구별해낼 수 있어야 한다.

Emami-Naeini[1]은 Kalman 필터를 이용하는 피이드백 시스템에 대해서 견실제어의 개념을 적용하여 모델오차에도 견실한 optimal threshold를 계산한 바 있다. 그의 방법은 설계된 필터와 제어기를 포함하는 전체 시스템이 견실성을 만족하는지를 점검해야만 했다. 본 논문에서는 Emami-Naeini가 Kalman 필터를 사용하는 경우에 대해 제안한 개념을 H_∞ controller를 사용하는 경우에 대해서 확장하여, 모델오차에도 견실한 threshold level을 계산하는 식을 유도하였다.

3.1 해석적 여분 고장감지 문제 정의

본 논문에서 대상으로 하는 항공기 구동장치는 직접구동밸브(DDV : direct drive valve)와 액츄에이터로 구성되어 있으며, 항공기의 dynamic은 고려하지 않았다. 플랜트의 선형모델은 아래와 같다

DDV :

$$\frac{X_v(s)}{V_v(s)} = \frac{K_v}{1 + T_s} \quad (7)$$

액츄에이터 :

$$\frac{X_p(s)}{X_v(s)} = \frac{K_p/A_p}{s(s^2/\omega_h^2 + 2\delta_h/\omega_h + 1)} \quad (8)$$

실제 플랜트 $G_m(s)$ 은 nominal plant model $G_o(s)$ 에 다음과 같은 unstructured output multiplicative uncertainty Δ 가 있는것으로 가정한다.

$$G_m(s) = (I + \Delta(s))G_o(s) \quad (9)$$

여기서, $\Delta(s)$ 는 시불변, stable하고 아래와 같이 $\bar{\delta}$ 로 bound된다고 가정한다.

$$\bar{\sigma}[\Delta(j\omega)] = \delta(j\omega) \leq \bar{\delta}, \quad \omega \geq 0.$$

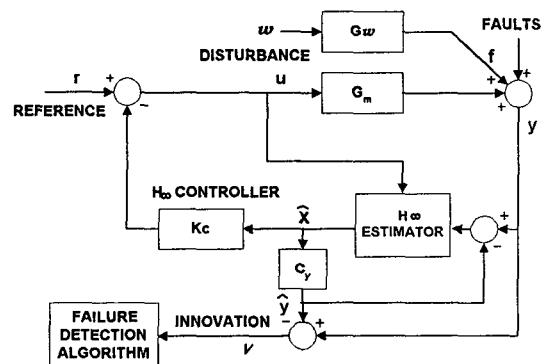


Fig. 1 H_∞ control을 이용한 fault detection system의 구성

Fig. 1은 고장감지 시스템의 구성도이다. 제어기와 estimator 구성을 위해 H_∞ control을 적용하였다. Error, 입력, 출력에 대한 weighting function, $W1(s)$, $W2(s)$, $W3(s)$ 를 설정하여 H_∞ controller를 설계하였다[4][10]. 플랜트의 상태방정식과, 제어하고자하는 objective z 는 식(10)과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} x'(t) &= Ax(t) + B_1 w(t) + B_2 u(t) \\ z(t) &= C_1 x(t) + D_{11} w(t) + D_{12} u(t) \\ y(t) &= C_2 x(t) + D_{21} w(t) + D_{22} u(t) + f(t) \end{aligned} \quad (10)$$

여기서 $w(t)$ 와 $f(t)$ 는 외란과 sensor의 fault를 나타낸 것이다. H_∞ control을 적용하여 설계된 제어기와 estimator의 상태방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}\hat{x}(t) &= A\hat{x}(t) + B_2 u(t) + B_1 \hat{w}(t) + Z_\infty K_e(y(t) - \hat{y}(t)) \\ u(t) &= -K_c \hat{x}(t) + r(t) \\ \text{여기서, } \\ \hat{w}(t) &= \gamma^{-2} B'_1 X_\infty \hat{x}(t), \quad \hat{y}(t) = (C_2 + \gamma^{-2} D_{21} B'_1 X_\infty) \hat{x}(t)\end{aligned}\quad (11)$$

$\hat{u}(t)$ 는 가장 나쁜 경우의 입력외란의 추정값이고, \hat{x} 와 $\hat{y}(t)$ 는 state와 출력의 추정값이다. 제어이득 K_c 와 estimator^o인 K_e 는 각각 아래와 같다.

$$K_c = \tilde{D}_{12} (B'_2 X_\infty + D'_{12} C_1) \quad (12)$$

$$K_e = (Y_\infty C_2 + B_1 D'_{21}) \tilde{D}_{21}$$

여기서

$$\begin{aligned}\tilde{D}_{12} &= (D'_{12} D_{12})^{-1} \\ \tilde{D}_{21} &= (D'_{21} D_{21})^{-1} \\ Z_\infty &= (I - \gamma^{-2} Y_\infty X_\infty)^{-1}\end{aligned}$$

X_∞ 와 Y_∞ 는 각각 제어기와 estimator에 해당하는 Riccati 방정식의 해이다. 이 해를 이용하여 전체 폐루프의 w 에 대한 응답 z 의 전달함수 T_{zw} 가 $\|T_{zw}\|_\infty \leq \gamma$ 되도록 γ 를 설정함으로써 제어기와 estimator를 찾을 수 있다.

Output multiplicative model uncertainty의 영향을 고려하기 위해 위의 플랜트와 estimator, 제어기를 전달함수의 형태로 표시하면 아래와 같다. 단, $D_{11}=D_{22}=0$ 이라고 가정한다.

• 플랜트 :

$$\begin{aligned}y(s) &= (I + \Delta(s)) G_o(s) u(s) + G_w(s) w(s) + f(s) \\ G_o(s) &= C_2(sI - A)^{-1} B_2 + D_{22} \\ G_w(s) &= C_2(sI - A)^{-1} B_1 + D_{21}\end{aligned}\quad (13)$$

estimator :

$$\begin{aligned}\hat{y}(s) &= G_o(s) + F_\nu \nu(s) + F_w \hat{w}(s) \\ F_\nu(s) &= C_2(sI - A)^{-1} Z_\infty X_\infty \\ F_w(s) &= C_2(sI - A)^{-1} B_1 + D_{21} \\ \nu(s) &= y(s) - \hat{y}(s)\end{aligned}\quad (14)$$

3.2 threshold level과 감지할 수 있는 고장신호의 최소값 계산

센서의 고장으로 인한 신호변화 f 와 외란 w 를 다음

과 같이 가정하였다.

$$\begin{aligned}\Omega_f &= \{f | f(t) = f_0 \mathbb{1}(t-t_f), |f_0|, t_f \in [0, \tau]\} \\ \Omega_w &= \{w | \|w\|_\tau \leq \bar{w}\}\end{aligned}\quad (15)$$

$1(t-t_f)$ 은 t_f 에서의 단위 계단함수이다. 센서 고장신호 변화 $f(t)$ 는 $t_f \in [0, \tau]$ 에서 step 변화로 발생하고, 외란 w 는 \bar{w} 로 bound된다고 가정한다. 센서의 고장여부는 (16)식과 같이 표현되는 실제값 y 와 추정값 \hat{y} 의 차이값(innovation) $\nu(t)$ 를 이용하여 알 수 있다.

$$\nu(t) = y(t) - \hat{y}(t) \quad (16)$$

$J(\tau)$ 를 시간 간격 $0 \leq t \leq \tau$ 동안의 innovation의 크기로 정의하면, $J(\tau)$ 는

$$J(\tau) = \|\nu\|_\tau \quad (17)$$

이다. Norm연산 $\|\cdot\|_\tau$ 는 아래 (18)식과 같은 innovation의 rms(root mean square)를 의미한다.

$$\|\nu\|_\tau = \left(\frac{1}{\tau} \int_0^\tau |\nu(t)|^2 dt \right)^{1/2} \quad (18)$$

$\nu(t)$ 를 외부입력 $w(t)$ 와 기준입력 $r(s)$ 의 전달함수 형태로 표현하면 (19)식과 같다.

$$\nu(s) = \nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s) + \nu_f(s)f(s) \quad (19)$$

여기서,

$$\nu_r(s) = M(s)(\Delta(s)G_o(s) - S(s)L(s)B_2(s))$$

$$\nu_w(s) = M(s)G_w(s)$$

$$\nu_f(s) = M(s)$$

$$L(s) = (sI - A + B_2 K_c - \gamma^{-2} B_1 B_1' X_\infty)^{-1}$$

$$S(s) = \Delta(s)G_o(s)K_c + F_w \gamma^{-2} B_1' X_\infty$$

$$M(s) = [I + S(s)L(s)Z_\infty K_e + F_\nu(s)]^{-1}$$

(17)식의 시간 영역의 norm을 Parseval의 theorem[7]에 의해 주파수 영역으로 옮기면 아래와 같다.

$$J(\tau) = \|\nu(s)\|_\tau = \|\nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s) + \nu_f(s)f(s)\|_\tau \quad (20)$$

Emami-Naeini[1]에 의하면 모델오차가 noise보다 innovation의 크기 $J(\tau)$ 에 더 큰 영향을 미칠 수 있다. 따라서 모델 부정확성이 존재할 때에도 견실하게 고장을 지시할 수 있어야 한다. 고장감지 알고리즘의 주된 성능기준의 하나는 잘못된 고장지시(false alarm)가 없어야 한다는 것이다. 그러기 위해서는 고장이라고 판단되는 경우의 $J(\tau)$ 는 고장이 없을 때, 즉 $f=0$ 일 때의 $J(\tau)$ 의 최대값 $J_{th}(\tau)$ 보다 작아야 한다. $J_{th}(\tau)$ 는 식 (21)과 같다.

$$J_{th}(\tau) = \sup_{w, A, f} \|\nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s)\|_r \quad (21)$$

Emami-Naeini[1]의 ‘Threshold selector’는 이 threshold level에 대해 감지해낼 수 있는 최소의 고장 신호변화의 크기를 알아내는데 있다. 즉 식 (22)를 만족하는 f 의 최소값을 알아내야 한다

$$\begin{aligned} & \inf_{w, A, f} \|J(\tau)\|_r \geq J_{th}(\tau) \\ & \inf_{w, A, f} \|\nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s) + \nu_f(s)f(s)\|_r \\ & \geq \sup_{w, A} \|\nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s)\|_r \end{aligned} \quad (22)$$

Emami-Naeini[1]의 Theorem으로부터 (22)식에 norm의 성질을 적용하면 (23)식과 같이 쓸 수 있다.

$$\inf_{f, A} \|\nu_f(s)f(s)\|_r \geq 2 \sup_{w, A} \|\nu_r(s)r(s) + \nu_w(s)w(s)\|_r \quad (23)$$

만일 $A(s)$ 가 충분히 작아서 다음관계가 성립하면,

$$\begin{aligned} & [I + A(s)G_o(s)K_e L(s)Z_\infty K_e + F_w w(s)\gamma^{-2} X_\infty L(s)Z_\infty K_e + F_v]^{-1} \\ & = [I + F_w w(s)\gamma^{-2} X_\infty L(s)Z_\infty K_e + F_v]^{-1} \end{aligned}$$

(19)식을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$S(s) \simeq F_w \gamma^{-2} B_1' X_\infty$$

다음의 관계를 이용하여 위의 norm을 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \|AB\| & \leq \|A\| \|B\| \\ \|A + B\| & \leq \|A\| + \|B\| \end{aligned} \quad (24)$$

$$\|A\|_2 = \max_{\omega} \bar{\sigma}[A(j\omega)]$$

(23)식을 시간 영역에서 계산하기 위해서 (15)식의 가정과 식 (24)의 norm의 성질을 적용하면 식(25)와 같이 감지할 수 있는 fault의 최소크기를 계산할 수 있다.

$$|f_-| \geq f(\tau) = \frac{2J_{th}(\tau)}{\beta(\tau)} \quad (25)$$

여기서,

$$\begin{aligned} J_{th}(\tau) &= \max_{\omega} [\bar{\sigma}[MG_w(j\omega)]\bar{w} \\ &+ |n[\delta\bar{\sigma}(Q_{rl} MG_o)(\tau)] + \bar{\sigma}(Q_{rl} SLB_2)(\tau)|] \\ \beta(\tau) &= \bar{\sigma}(Q_{rl} M)(\tau - t_f) \end{aligned}$$

위 식에서 행렬 operator $Q_{rk}H(t)$ 와 선형 operator Γ_k 는 식 (26), (27)과 같이 정의된다.[1]

$$(Q_{rk}H)(t) = \left(\frac{1}{\tau} \int_0^t [(\Gamma_k H)(t)]^T [(\Gamma_k H)(t)] dt \right)^{1/2} \quad (26)$$

$$(\Gamma_k H)(t) = \begin{cases} L^{-1}[H(s)], & k=0 \\ L^{-1}\left[\frac{(k-1)!}{s^k} H(s)\right], & k=1, 2, \dots \end{cases} \quad (27)$$

여기서 L^{-1} 은 inverse Laplace transform operator이다. 따라서 전달함수 $H(s)$ 에 대해서 $(\Gamma_0 H)(t)$ 는 충격응답이 된다.

(25)식으로부터 threshold level은 필터의 추종속도, 입력과 고장신호의 종류, 외란과 noise의 크기, 모델 부정확성의 영향을 받는 것을 알 수 있다.

4. 시뮬레이션

3장에서 제시한 항공기 구동장치에 대한 수학적 모델을 바탕으로 고장감지 시스템을 구성하였다. 모든 시뮬레이션은 MATLAB으로 수행하였으며 사용된 외란, 모델 부정확성의 bound와 기준입력은 다음과 같다.

$$\bar{w} = 0.001, \bar{\delta} = 0.05, r = 1(t)$$

DDV와 actuator의 변위 x_v 와 x_p 는 각각의 최대변위로 scale되었다. 따라서 아래부터의 모든 길이단위는 표시하지 않기로 한다. 식 (25)의 f_- 와 $J_{th}(\tau)$ 를 시간 τ 에 대해 그래프로 나타내보면 Fig. 2, Fig. 3과 같다. Fig. 2와 Fig. 3으로부터 filter의 속도를 조절하여 f_- 와 J_{th} 를 설계할 수 있음을 알 수 있다. Mixed sensitivity problem의 경우, error에 대한

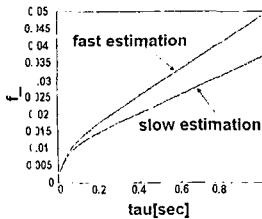


Fig. 2 시간 τ 에 따른 감지
할 수 있는 최소 failure 크기 f_{\perp}

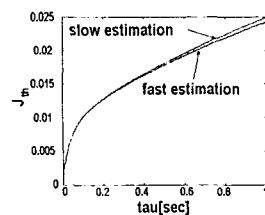


Fig. 3 시간 τ 에 따른
 $J_{th}(\tau)$

weighting function W_1 의 band를 조절함으로써 filter의 속도를 바꿀 수 있다. 하지만 noise에 대한 영향을 고려해야만 한다. 요구되는 시스템의 성능은 대개 고장으로 인한 시스템의 동적 거동의 한계값(failure transient boundary)으로 주어진다. 설계자는 필터를 설계함으로서 시스템 성능의 요구사항을 만족시킬 수 있다.

본 논문에서 제안하는 고장감지 시스템은 DDV와 actuator의 센서에 각각 2개의 물리적 여분이 있는 경우에, 입의의 센서 failure로 인한 고장감지, 고장부분분리, 시스템 재구성을 하도록 하였다. 고장이 없는 상태에서는 2개의 센서신호의 평균값이 estimation에 사용된다. 각 channel의 센서신호는 estimate된 값과 비교되고, 그 차이값의 rms를 J_{th} 와 비교하여 고장을 감지한다. 고장이 감지된 이후에는 weighted CUSUM 알고리즘을 이용하여 고장신호를 분리(isolation)하게 된다.

Fig. 2와 Fig. 3으로부터 적절한 detection time window width τ 에서의 f_{\perp} 와 $J_{th}(\tau)$ 를 다음과 같이 결정하였다.

$$\tau = 0.05 \text{ sec} : J_{th} = 0.0075, f_{\perp} = 0.008$$

기준입력 r 과 센서 failure는 step으로 가정하였다.

0.2 sec에 DDV 센서 channel 2에서 f_{\perp} 크기의 failure가 발생하도록 하였다. Fig. 4는 DDV 센서 각 channel의 J 값의 변화를 나타낸 것이다. 점선으로 표시된 가로줄은 J_{th} 를 나타낸다. Failure가 발생 후 약 0.007 sec에 감지해냈다. 이것은 설계시의 τ 인 0.05 sec보다 빠르며, threshold level이 견실하게 설계되었음을 알 수 있다. Fig. 5는 각 2개의 channel에서 보팅(voting)된 신호를 나타낸다. 보팅된 신호는 estimator의 입력으로 쓰이게 된다. 고장이 발생하지 않은 상황에서는 평균값이 보팅된다. 0.2 sec에 고장발생후에는 고장을 감지하고 분리하기까지 고장이 발생한 channel의 영향이 평균값에 나타나지만 고장부분 분리 이후에는 그 영향이 제거

되는 것을 볼 수 있다. Fig. 6은 estimate된 값이다. 추정값에는 아무런 변화가 없는 것으로 보인다. 이는 아주 짧은 시간에 failure의 영향이 제거되어서 failure로 인한 신호변화가 estimator의 band width를 벗어난 것으로 생각된다.

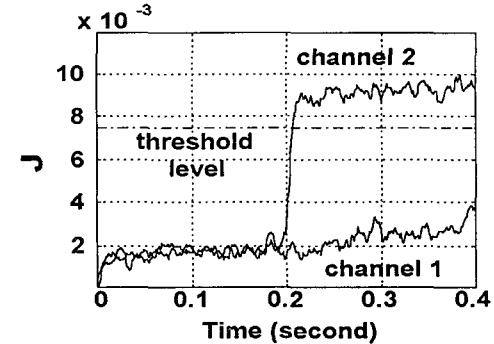


Fig. 4 DDV센서 failure로 인한 각 DDV channel의 J 값의 변화

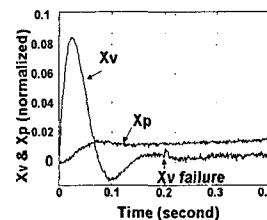


Fig. 5 보팅된 센서 신호

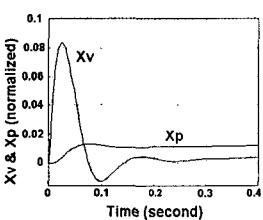


Fig. 6 estimate된 x_v 와 x_p

5. 결론

본 논문에서는 ISA를 대상으로 센서의 고장에 견디는 폴트톨러런트 시스템을 구성하기 위한 전략을 제시하였다. 모델 부정확성을 고려하여 견실한 threshold level을 계산하기 위해서는 Emami-Naeini가 제시한 개념을 도입하였다. 고장감지 시스템 설계시에 그가 사용한 Kalman 필터대신에 H_{∞} controller를 사용하였으며, 이 경우에 대해서 감지할 수 있는 최소크기의 고장 신호변화와, 그때의 threshold level을 계산하는 부등식을 유도하였다. 감지할 수 있는 최소 고장신호는 모델오차, 외란, 센서 노이즈, 기준 입력, 고장신호외에 필터속도의 합수가 된다. Mixed sensitivity problem의 경우 외란에 대한 weighting function의 band를 조절함으로써 filter의 속도를 바꿀 수 있다. H_{∞} control의 적용은 2개의 Riccati equation을 푸는 것으로 필터속도의 변화에 대한 안정성을 보장하므로, 제안된 방법은 고장감지 시스템 구조 설계를 용이하게 할 수 있는 장점이 있다. 고장감지 이후에는 weighted CUSUM 알고리즘을 이용하여 고장부분을 분리해냈다. 제안된

고장감지 알고리즘을 적용한 ISA failure detection system의 컴퓨터 시뮬레이션으로부터 모델 부정확성에 간접성을 확인하였다.

참고문헌

- [1] Abbas Emami-Naeini, 1988, IEEE Trans. Auto. Cont., Vol. 33, pp. 1106~1115.
- [2] Alan S. Willsky, 1976, Automatica, Vol. 12, pp. 601~611.
- [3] Michele Basseville and Igor V. Nikiforov, 1993, *Detection of Abrupt Changes*, Prentice Hall.
- [4] Michael Green and David J. N. Limebeer, 1995, *Linear Robust Control*, Prentice Hall.
- [5] Rami S. Manouibi, Brent D. Appleby, George C. Verghese and Wallace E. VanderVelde, 1995, Proceedings of the 34th Conference on Decision & Control, pp. 2377~2382
- [6] R. Isermann, 1984, Automatica, Vol. 20, pp. 387~404
- [7] C. A. Desoer and M. Vidyasagar, 1975, *Feedback systems: input-output Properties*, New York: Academic
- [8] Edward Y. Chow and Alan S. Willsky, 1984, IEEE Trans. Auto. Cont., Vol. AC-29, No. 7, pp. 603~614
- [9] Xi-Cheng Lou, Alan S. Willsky and George C. Verghese, 1986, Automatica, Vol. 22, No. 3, pp. 333~344
- [10] Bahram Shahain, Michael Hassul, 1993, *Control system design using MATLAB*, Prentice-Hall