

Auto-Pilot 시스템의 센서 및 actuator 고장진단을 위한 Failure Detection Filter

서상현*

Failure Detection Filter for the Sensor and Actuator Failure in the
 Auto-Pilot System

by

Sang Hyun Suh*

요 약

자동항법장치(Auto-Pilot System)에 의한 방향제어는 방위계측센서에 의해 계측된 위치 정보와 선미조타장치를 바탕으로 이루어 진다. 대부분의 제어시스템들은 센서 잡음을 제외하고는 고장이 없는 계측장비와 고장없는 actuator를 가정하여 상태추정 및 제어알고리즘을 구현하고 있다. 그러나 실제 상황에서는 이러한 가정이 위험한 경우가 많다. 즉, 방위 계측장비가 고장인 난 경우, 이 잘못된 위치 정보에 기초한 제어기능은 심각한 안전상의 문제까지도 야기시킬 수 있는 것이다.

본 연구에서는 개선된 위치정보처리 방법을 포함시킨 제어시스템을 Auto-Pilot 시스템에 적용하여 보았다. 그 방법으로 센서 고장 진단 및 actuator 고장 진단용 BJDF(Beard-Jones Detection Filter)를 설계하여 그 기능을 파악하였고 일반적인 상태변수추정기와의 차이점을 보였다. 특히 센서의 Bias Error의 경우 상태변수 확장기법을 이용하여 actuator 고장진단의 모형으로 모형화 할 수 있음을 보였다. 이로 인하여 센서 고장의 경우 2차원 평면에 국한된 residual이 일정 방향의 residual로 되므로 고장진단이 용이함을 알 수 있었다.

Abstract

Auto-Pilot System uses heading angle information via the position sensor and the rudder device to control the ship direction. Most of the control logics are composed of the state estimation and control algorithms assuming that the measurement device and the ac-

발 표 : 1993년도 대한조선학회 춘계연구발표회('93. 4. 17.)

접수일자 : 1993년 5월 20일, 재접수일자 : 1993년 7월 19일

* 정회원, 한국기계연구원 선박해양공학연구센터 운항제어실

tuator have no fault except the measurement noise. But such assumptions could bring the danger in real situation. For example, if the heading angle measuring device is out of order the control action based on those false position information could bring serious safety problem.

In this study, the control system including improved method for processing the position information is applied to the Auto-Pilot System. To show the difference between general state estimator and F.D.F., BJDFs for the sensor and the actuator failure detection are designed and the performance are tested. And it is shown that bias error in sensor could be detected by state-augmented estimator. So the residual confined in the 2-dim in the presence of the sensor failure could be unidirectional in output space and bias sensor error is much easier to be detected.

1. 서 론

선박의 운항 자동화 기술의 발달은 수송수단으로서의 정확성, 안전성, 신속성 등의 요구에 의해 계속되어 왔으며 자동화선의 신뢰도를 높이기 위해 시스템의 고장진단 및 그로인한 시스템의 재구성이 또한 하나의 연구분야로 대두되었다. 또한 해양석유탐사 및 해저탐사등과 같이 고정밀의 기술수준을 요구하며, 유사시 시스템의 고장으로 인한 피해가 엄청난 시추선이 등장함으로써 해양 관련의 시스템 고장진단에 관한 연구도 관심의 대상이 되기 시작하였다.

1980년 Balchen, et al. [1]에 의한 부유체의 Dynamic Positioning System 연구에서 Kalman filter와 최적제어기법을 도입할 때, 계측기 고장의 가능성을 염두에 두고 시스템을 구성하였다. 즉, 추정치와 계측치의 오차한계(error limit)를 두어 계측치가 이 한계를 벗어났을때, 추정치로 대체하는 방식의 고장진단 기법이 처음으로 도입되었다. 이 제어기법은 북해도 유전 탐사지역의 diving and support vessel인 Seaway Eagle에 적용되어, 단순한 고장진단 기법도 매우 유용한 것으로 판단되었다. 그러나 measurement blocking 현상이 빈번히 발생하여 고장진단 시스템의 신뢰도가 문제시 되었다. 이는 실선의 작업환경에서는 심각한 것이기 때문에 고장진단 시스템에 대한 연구가 본격적으로 관심을 받게 되었다. 그동안 항공기 engine failure detection에 응용되었던 detection filter theory가 90년 SWATH 선의 actuator 고장진단에[2] 적용됨으로서 그 가능성을 보여주었다.

본 연구에서는 대상 시스템의 동특성이 지금까지 조종성능 분야에서 깊이 연구되어 reference model이 잘 알려져 있으므로, 여러가지 고장진단 기법중 reference model의 동특성을 이용하여 해석적 redundancy를 발생시켜 시스템내의 고장진단을 수행하는 detection filter 이론을 소개하고, 센서고장진단의 경우 상태변수 확장 추정기를 이용한 센서고장용 detection filter를 도출 하였다. 또한 이 결과를 선박의 Auto-Pilot 시스템에 적용하여 failure detection filter에 의한 고장진단 기능을 보였다.

2. 고장진단 기법

2.1 문제의 정식화

선형 시스템에서의 고장을 상태추정자의 일종인 Detection Filter를 이용하여 찾아내는 방법은 Beard[3]와 Jones[4]에 의해 처음 소개되었다. 시스템 동특성이 선형 시불변 모델이면 다음과 같은 상태방정식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y &= Cx(t)\end{aligned}\quad (1)$$

여기서 $x(t)$ 는 상태 n -vector ; u 는 입력 l -vector ; $y(t)$ 는 출력 m -vector, A matrix는 $n \times n$ system 행렬, B 는 $n \times l$ 제어행렬, C 는 $m \times n$ 출력행렬이다. Detection filter의 기본적인 추정상태 방정식은 출력 오차의 궤환이 있을 경우 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}} &= A\hat{x}(t) + Bu(t) + D[y(t) - \hat{y}(t)] \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t)\end{aligned}\quad (2)$$

여기서 $\hat{x}(t)$ 는 filter 상태 변수, $\hat{y}(t)$ 는 기대계측 출력이다. Output residual은 실제 계측치와 기대계측 출력사이의 차이로 정의되며,

$$q(t) = y(t) - \hat{y}(t)\quad (3)$$

상태변수 오차, $\epsilon(t)$ 는 실제 상태 변수 $x(t)$ 와 추정 상태변수 $\hat{x}(t)$ 와의 차이로 나타낼 수 있다.

$$\epsilon(t) = x(t) - \hat{x}(t)\quad (4)$$

(1)식~(4)식을 사용하면 상태변수 오차 방정식과 residual 표현식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}\dot{\epsilon}(t) &= [A - DC] \epsilon(t) \\ q(t) &= C\epsilon(t)\end{aligned}\quad (5)$$

여기서 우리가 원하는 궤환이득 D 의 선택이 detection filter 설계의 목적이 된다. 즉 $[A - DC]$ 가 stable하여 $x(t)$ 가 $\hat{x}(t)$ 에 접근하도록 하여야 하며 또 하나는 어떤 component에 고장이 일어났을 때 발생하는 residual이 출력 공간에서 일정한 시 불변 방향성을 갖도록 D 를 선택해야 하는 것이다.

2.2. 고장의 모형화(Failure models)

고장 발생시에는 식(1)의 $\{A, B, C\}$ 가 더 이상 실제의 시스템을 표현할 수 없고 $y(t)$ 가 $\hat{y}(t)$ 로부터 멀어지게 된다. 고장 진단 해석을 계속하기 위해서는 고장 현상의 적절한 수학 모형화가 필요하다. 그로부터 우리가 접근가능한 residual의 응답 특성들을 파악할 수 있는 것이다. 시스템의 일반적 요소인 actuator와 센서의 고장에 대한 수학적 모형 등으로 분류할 수 있다.

2.2.1 Actuator 고장 (Actuator failures)

Actuator 고장은 입력 행렬 B 의 변화로 표시할 수 있다. actuator 고장을 포함하는 상태 방정식은

$$\dot{\hat{x}}(t) = Ax(t) + Bu(t) + b_n(t)\quad (7)$$

이며, b_n 는 입력 고장부위 u_1 에 해당하는 행렬 B 의 행

이다. reference model은 불변이므로 actuator 고장 발생시의 상태변수 오차 방정식은

$$\dot{\epsilon}(t) = [A - DC] \epsilon(t) + b_n(t)\quad (8)$$

가 된다. 여기서 b_i vector는 i 번째 actuator와 관련된 사건 벡터(event vector)라 부르게 된다. 결국 임의의 actuator 입력고장에 의한 residual 상태방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}\dot{\epsilon}(t) &= [A - DC] \epsilon(t) + f_n(t) \\ q(t) &= C\epsilon(t)\end{aligned}\quad (9)$$

가 된다.

2.2.2 센서 고장 (Sensor failures)

센서 고장의 수학 모형은 상태 변수 방정식에 포함되지 않고 계측방정식에 센서 고장부위에 해당되는 단위 벡터와 시간함수의 곱한 항을 더해줌으로써 표시할 수 있다. 예를 들어 j 번째 센서의 고장은

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + e_j n(t)\end{aligned}\quad (10)$$

로 표시할 수 있으며, 여기서 e_j 는 residual 공간에서의 j 번째 단위 벡터이다.

계측치 $y(t)$ 가 reference model에 $D[y - \hat{y}(t)]$ 에 의해 궤환되므로 j 번째 센서의 고장은 상태변수 오차 방정식을

$$\dot{\epsilon}(t) = [A - DC] \epsilon(t) - d_j n(t)$$

로 교란시키게 되며 여기서 d_j 는 D 행렬의 j 번째 column이다. 결과적으로 residual 방정식은 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned}\dot{\epsilon}(t) &= [A - DC] \epsilon(t) - d_j n(t) \\ q(t) &= C\epsilon(t) + e_j n(t)\end{aligned}\quad (11)$$

$d_j n(t)$ 에 의해서 영향을 주는 $q(t)$ 부분이 일정한 방향을 갖게끔 D 를 선택할 수는 있다. 그러나 그 방향이 항상 e_j 방향은 아닌 것이다. 그래서 detection filter에 의해 센서 고장시 발생하는 residual은 단지 e_j 와 Cd_j 에 의해 형성된 평면상에만 국한된다. 물론 이 residual의 거동이 일정방향의 신호보다는 구별하기 쉽지 않지만, 이러한 고장에 의한 residual은 센서

가 아닌 다른 부분의 고장 현상과는 쉽게 구별된다.

3. Detection Filter 이론(Detection filter theory)

Detection filter의 가장 중요한 점은 정상상태의 상태 변수오차 $\epsilon(t)$ 가 단 한가지 고장사건에 대하여 상태변수 space에서 일정한 방향을 취해야 하는 것이다. 그러므로 residual $C\epsilon(t)$ 가 출력공간에서도 일정한 방향을 갖는다. 시스템 $\{A, C\}$ 가 관측가능한 짝이면, $[A-DC]$ 의 n 개의 eigenvalue는 적당한 상태추정 게환이득 D 를 택함으로써 임의로 결정할 수 있음이 알려져 있다[9].

3.1 Actuator 고장진단을 위한 Beard-Jones Detection Filter(BJDF)

여기서 detectability-condition을 정의하면 상태변수오차 방정식(5)에서

[I] $f_n(t)$ 에 의해 만들어지는 residual $q(t)$ 가 출력공간에서 일정한 방향을 유지하며

[II] $(A-DC)$ 의 eigenvalue를 D 의 선택에 따라 임의로 결정할 수 있다면 이 시스템 내에 $f_n(t)$ 로 표현되는 고장은 detectable하다고 정의할 수 있다. 그리고 Beard에 의해 이러한 system이 관측가능하다면 또한 detectable 한 것이 증명되었다.

선형 시스템이론으로부터 식(9)의 해 $\epsilon(t)$ 는 event 벡터 f 의 controllable subspace에 국한된다고 알려져 있다. 즉,

$$W = [f \ (A-DC)f \ \dots \ (A-DC)^{n-1}f] \quad (12)$$

식 (9) 와 (12)로 부터 출력 residual $q(t)$ 는 CW 의 column vector로 확장된 subspace에 국한된다. 그래서 앞서의 detectability 조건 [I]은 게환이득 D 가

$$\text{rank } CW = 1 \quad (13)$$

의 조건을 만족시키며 $[A-DC]$ 의 eigenvalue를 임의로 정할 수 있으면 만족되는 것이다. 이 첫번째 조건이 detection filter가 일반적인 상태변수 추정기와 다른 점이다. 일단 detection filter가 식(13)를 만족하도록 설계 되었다고 하자. 그러면 출력 residual $C\epsilon(t)$ 는 일정 방향 벡터이며, 이것은 상태변수오차 $\epsilon(t)$

의 선형 변환에 불과하다. Detection filter가 f 에 의해 야기된 고장을 찾아 내도록 설계되었다면 event space(사건공간)라 불리는 벡터공간이 Cf 를 따라 일정 방향의 출력 residual을 발생시킬 수 있는 모든 가능한 사건 벡터로 이루어진다고 정의하자. Detection generator, g 에 의해 event space의 basis 벡터는 $[A-DC]$ 의 cyclic subspace로 생성된다. Event 공간의 차원이 w 라 하면 event공간의 기본 벡터는 다음과 같다.

$$\{g, (A-DC)g, \dots, (A-DC)^{w-1}g\} \quad (14)$$

여기서 g 를 다음과 같이 택하면

$$\begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{w-2} \end{bmatrix} g = 0, \quad CA^{w-1}g \neq 0 \quad (15)$$

다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} &\{g, (A-DC)g, \dots, (A-DC)^{w-1}g\} \\ &= \{g, Ag, \dots, A^{w-1}g\} \end{aligned} \quad (16)$$

그래서 g 와 w 가 찾지면 event 벡터 f 는 event 공간의 basis 벡터의 조합으로 다음과 같이 된다.

$$f = \alpha_1g + \alpha_2Ag + \dots + A^{w-1}g \quad (17)$$

계측행렬 C 를 (17) 양편에 곱해서 식(15)를 적용하면

$$Cf = CA^{w-1}g \quad (18)$$

이 된다. Caylie-Hamilton Theorem[5]에 의해서 $[A-DC]$ 의 w 개의 eigenvalue가

$$s^w + P_w s^{w-1} + \dots + P_2 s + P_1 = 0 \quad (19)$$

의 근으로 주어지면,

$$\begin{aligned} &(A-DC)^w g + P_w(A-DC)^{w-1}g + \dots \\ &+ P_2(A-DC)g + P_1g = 0 \end{aligned}$$

이 된다. 여기서 식(15)와 식(17)을 사용하면 다음과 같이 된다.

$$DCA^{w-1}g = DCf = P_1g + P_2Ag + \dots + P_wA^{w-1}g + A^wg \quad (20)$$

여기서 P_i 는 filter 설계자 임의로 정할 수 있고 만약 w 가 주어져 있다면 detection 이득 D 는 다음과 같이 주어진다.

$$D = [P_1g + \dots + P_wA^{w-1}g + A^wg] [(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^T + D_0[I - Cf[(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^T] \quad (21)$$

여기서 D_0 는 임의의 행렬로 D 와 차원만 같은 행렬이다. D 의 일반해를 $[A-CD]$ 에 적용하면

$$\begin{aligned} A - DC &= A - [P_1g + \dots + P_wA^{w-1}g + A^wg] [(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^TC \\ &\quad - D_0[I - Cf[(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^T]C \\ &= A_0 - D_0C_0 \end{aligned} \quad (22)$$

여기서

$$\begin{aligned} A_0 &= A - [P_1g + \dots + P_wA^{w-1}g + A^wg] [(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^TC \\ C_0 &= [I - Cf[(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^T]C \end{aligned}$$

일단 $\text{rank } CW=1$ 이라는 detectability 조건이 만족 되었다는 뜻은 $[A-DC]$ 의 w 개의 eigenvalue가 결정 되었음을 의미하며 임의의 D_0 에 의해 결정될 수 있는 $(A_0-D_0C_0)$ 의 eigenvalue의 숫자 q' 는

$$q' = \text{rk} \begin{bmatrix} C_0 \\ C_0 A_0 \\ \vdots \\ C_0 A_0^{n-1} \end{bmatrix} = \text{rk} \begin{bmatrix} C_0 \\ C_0 K_0 \\ \vdots \\ C_0 K_0^{n-1} \end{bmatrix} \quad (23)$$

여기서 $K_0 = A - Af[(Cf)^TCf]^{-1} (Cf)^TC$ 이다. 고로 D 가 식 (13)의 해가 될 때 확정되는 eigenvalue의 갯수는 g 와 w 의 선택과는 무관한 것을 알 수 있다. 즉 f 의 detectability는 차수가 $n-q'$ 인 detec-

tion generator g 가 있느냐에 달려 있다. 바로 이 detection generator를 maximal detection generator라 하며 그 existence와 uniqueness는 Beard[3]에 의해 증명 되었다.

3.2 센서 bias 고장진단을 위한 확장 상태변수 FDF
상태변수 확장을 이용하여 센서의 bias error를 추정하는 방법을 생각해보자. 이러한 상황은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$y(t) = Cx(t) + b(t) \quad (24)$$

여기서 $b(t)$ 는 미지의 m -vector이다. 상태변수 확장을 통해 새로 확장된 상태변수는 $[x(t), b(t)]^T$ 의 $(n+m)$ vector로 정의되며, 추가된 상태변수의 동특성은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\dot{b}(t) = A_{21}x(t) + A_{22}b(t) \quad (25)$$

또한 확장된 시스템은

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{b}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ b(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \quad (26)$$

$$y(t) = [C \quad I] \begin{bmatrix} x(t) \\ b(t) \end{bmatrix} \quad (27)$$

여기서 I 는 identity matrix를 나타낸다. 식 (27)은 더 이상 계측방정식에 센서고장에 의한 항이 없으므로 상태변수추정이 곧 계측오차를 나타내게 된다. 우선 센서의 bias error를 추정할 추정기를 설계한다면 $b(t)$ 는 미지의 상수가 될 것이며 다음과 같이 모형화할 수 있다.

$$\dot{b}(t) = 0$$

그러면 앞서의 (38)(39)식은 $(n+m)$ 차원의 다음 식이 된다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{b}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ b(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u(t) \quad (28)$$

$$y(t) = [C \ 1] \begin{bmatrix} x(t) \\ b(t) \end{bmatrix}$$

그리고 이 시스템에 대한 확장 상태변수 추정기는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \hat{\dot{x}}(t) \\ \hat{\dot{b}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}(t) \\ \hat{b}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u(t) + D[y(t) - C\hat{x}(t) - \hat{b}(t)]$$

여기서 $b(t)$ 를 조사함으로써 센서의 bias error를 찾아 낼 수 있다.

4. 자동조타 시스템에의 응용

지금까지의 고장진단기법을 선박자동화의 핵심인 Auto-Pilot 시스템에 적용하여 model reference를 이용한 detection filter 기법의 성능을 실제로 파악해 보자. 우선 Auto-Pilot이 장착되어 있는 선박의 운동특성을 수학적으로 표현하기 위해 그 구성 요소를 침로 안정성만을 추구하는 기본적인 Auto-Pilot System의 경우 생각해 보면, 선수방위각을 측정하는 magnetic compass 혹은 gyro compass와 유체력 및 타력에 의해 응답하는 선체와 예정 선수각과 실제의 선수각 차이로부터 타각명령을 결정하는 controller 및 actuator로 구성됨을 알 수 있다. 이의 block diagram이 Fig. 1에 보여진다.

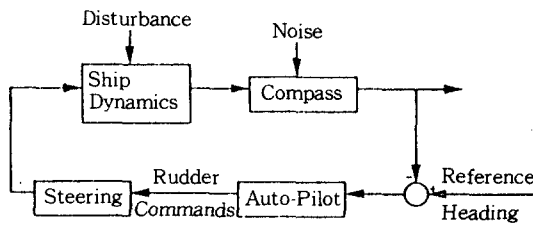


Fig. 1 Auto-pilot system composition

4.1 상태방정식

실제로 선체의 운동 방정식은 비선형이 강한 것으로 알려져 있다. 특히 큰 타각으로 선회할 때와 같이 선체 주위의 유동현상이 복잡할 때에는 더욱 그 영향이 크다. 그러나 대양에서 Auto-Pilot을 작동 시킬 때에는 타각 조작범위도 대체로 10° 안팎으로 제한되며 그래서 선체의 응답 또한 선형으로 가정하기에 무리가 없는 상태가 된다. 이러한 선형화의 과정에서 필요한 것은 선형 수학 모형의 타당성 조사이다. 본 경우와 같이 Auto-Pilot에 의해 자동제어 되는 경우 페루프 시스템의 동특성을 조사하여 선형화의 타당성 범위를 정해야 한다. 본 연구에서는 F.D.F의 성능을 구현해 보고자 함이 주된 목적이므로, 각 조종운동계수가 알려진 Mariner 선형[6]을 택하였으며, 좌우동요 및 선수동요에 대한 선형운동방정식을 다음과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} & -Y_v v + (M - Y_{\dot{v}})\dot{v} - (Y_r - MU)r \\ & - (Y_{\dot{r}} - Mx_G)\dot{r} = Y_{\delta}\delta \\ & -N_v v - (N_{\dot{v}} - M_{x_G})\dot{v} - (N_r - Mx_G)r \\ & + (I_z - N\dot{r})\dot{r} = N_{\delta}\delta \end{aligned} \quad (29)$$

여기서 $v, \dot{v}, r, \dot{r}, \delta$ 등은 좌우동요 속도, 가속도, 선수동요 속도, 가속도, 타각을 나타내며 유체역학계수들의 정의는 ITTC에 따른다.

윗 식으로 주어진 조종운동 방정식을 상태변수 공간 방정식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} v(t) \\ r(t) \\ \psi_i(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 \\ a_{21} & a_{22} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v(t) \\ r(t) \\ \psi_i(t) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} b_{11} \\ b_{22} \\ 0 \end{bmatrix} \delta(t) \quad (30) \\ y(t) = \psi_i(t) &= [0 \ 0 \ 1] \begin{bmatrix} v(t) \\ r(t) \\ \psi_i(t) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

여기서 ψ 는 선수각을 나타낸다. 실제 선체의 타각은 타각명령이 내려진 후 steering system을 통해 실제타각이 나올때까지는 시간이 걸린다. 보편적으로 이타각의 표현은 1차 time lag 시스템으로 표현할 수 있다. 즉, $\delta(t) = -\tau\delta(t) + \tau\delta_c(t)$ 로 나타낸다. 여기서 τ 는 actuator의 응답시간상수이다. 또한 선박에는 rudder angle feedback unit이 있어 실제 타각을

읽을 수 있게 되어 있다. 이러한 구성요소를 상태변수 방정식에 포함시키면 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (31)$$

여기서 $x = [v, r, \psi, \delta]^T$ 이며,

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & 0 & b_{11} \\ a_{21} & a_{22} & 0 & b_{22} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \tau \end{bmatrix}$$

계측방정식은 compass에 의해 선수각과 rudder angle feedback unit에 의해 타각이 측정되므로

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{ 로 모형화 하였다.}$$

4.2 제어기 설계

Auto-Pilot의 알고리즘이 $\delta = f(v, r, \psi, \delta)$ 의 함수 f 는 가장 간단한 P.I.D Controller로 모형화 하였고, 그 궤환이득의 결정은 페루프 시스템의 동응답 특성을 고려하여 안정된 시스템 output이 나오도록 pole의 위치를 선정하였다. Controller의 설계전에 주어진 시스템 모형이 controllable한지 먼저 조사하여야 한다. 그 방법으로는 controllability matrix

$$\theta = [BAB \ \dots \ A^{n-1}B] \quad (32)$$

가 full rank 즉, system matrix A의 rank와 같을 경우 제어 가능하다. 그래서 식(32)의 θ rank를 조사해 보면 full rank 4가 되므로 제어 가능하며 rudder angle feedback unit과 rudder dynamics를 제외한 단순화된 페루프 시스템이 SISO(single-input single-output)로 모형화 될 수 있으므로 Pole-placement 기법을 이용하여 궤환 이득 K를 구한다. 식 (30)의 상태방정식을 $G(s) = C(sI - A)B$ 로 표시하면

$$G(s) = \frac{a_{21}b_{11} + b_{22}(s - a_{11})}{s(s^2 - (a_{11} + a_{22})s + a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21})} \quad (33)$$

이 되며 궤환이득 K의 변화에 따른 페루프 시스템의 pole 변화를 Fig. 2 에서 볼 수 있다.

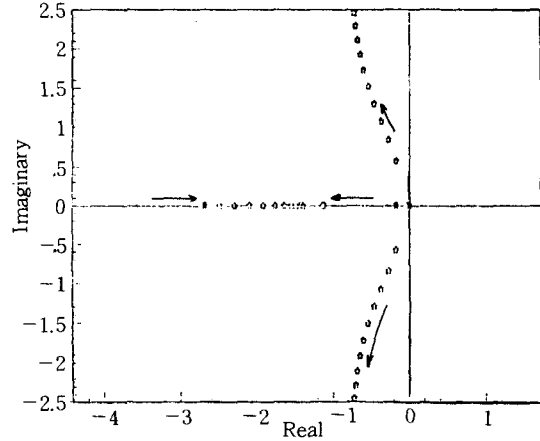


Fig. 2 Closed-loop system poles due to feedback gain K_c changes

4.3 상태추정기 설계

계측방정식을 표현한 C를 보면 모든 상태 변수가 계측 가능하지는 않다. 고로 주어진 계측가능 상태 변수로부터 나머지 상태변수의 추정가능성을 조사해야 한다. 기본적으로 시스템의 구성이 상태변수 추정 불가능일 수도 있기 때문에 이를 조사하여 실제적인 상태 변수 궤환제어 구성을 위한 최소한의 계측기 구성이 필요하기 때문이다. 이 observability의 해석을 위해서는 observability matrix Ω 의 rank를 조사하는 방법이 알려져 있다. 즉 Ω 가 full rank일때 이 시스템은 observable하다. 여기서

$$\Omega = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \dots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix} \quad (34)$$

이며 주어진 시스템으로부터 구한 Ω 의 rank 또한 4로 식(30)로 표현된 시스템은 추정 가능하다.

구성된 system이 관측가능(observable)할 때 우리는 추정기(estimator)를 구성하여 상태변수를 추정하며 이 추정된 상태변수를 실상태변수에 대신하여 쓸 때 추정기를 포함한 전체 system의 안정성은 제어기, 추정기 각각의 안정성으로 판단할 수 있음이 Separation Theorem[5]에 의해 밝혀져 있다. 그러면 상태추정기의 dynamics는

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + K_E(y(t) - \hat{y}(t)) \quad (35)$$

이 된다. 상태추정오차 $\epsilon(t)$ 를 $\epsilon(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ 라 정의하고, 이때 K_E 를 $t \rightarrow \infty$ 일 때 $\epsilon(t) \rightarrow 0$ 이 되도록 구하면 된다. 추정상태변수는 실제 상태 변수를

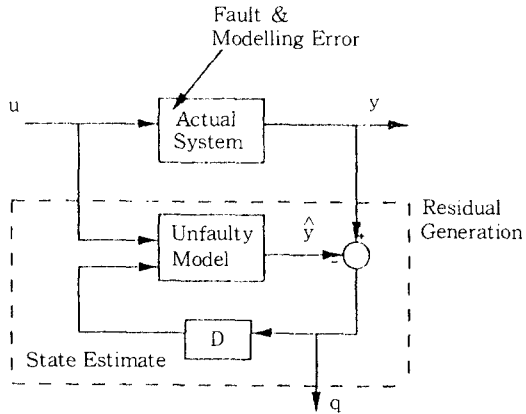


Fig. 3 Basic configuration of residual generation through state estimation

대신할 수 있고 특히 제어기의 응답특성보다 훨씬 빠른 응답특성을 갖도록 설계하면 추정기의 동특성이 전체 제어시스템에 미치는 영향은 무시할 수 있게 된다. 다른 각도로 보면 추정기 설계는 제어기설계와의 dual problem이 된다. 그래서 (A, B)가 제어가능하도록 Kc를 정한 것처럼 (A^T, C^T)가 controllable하도록 설계한다.

이렇게 구성된 제어기와 추정기를 블록선도로 표시한것이 Fig. 3에 있다.

4.4 FDF 설계 및 Simulation 결과

여기서 단순한 상태 변수 추정기와 failure detection filter의 차이를 알아보기 위해 앞절에서 상태변수 추정기를 설계하였고 본절에서는 F.D.F를 설계하여 시스템 고장이 없을 경우의 추정기로서의 역할과 시스템 고장 발생시 고장진단의 기능 등을 알아본다. 3장에서 밝힌 BJDF의 설계과정을 따라 구한 detection filter D는 다음과 같다.

$$D = \begin{bmatrix} -91.677 & 154.168 \\ 87.032 & -214.623 \\ 22.135 & -51.430 \\ 1.459 & 0 \end{bmatrix}$$

이렇게 설계된 FDF와 단순한 상태추정기 K_E의 기능을 비교하기 위하여 주어진 actuator 고장 f(Bias Error, Random Disturbance)에 대하여 시뮬레이션한 결과가 Fig. 4, 5에 각각 보여진다. 그림에서 보인 바와 같이 FDF에 의해 발생된 residual은 [1,0]의 방향을 갖으므로 실선으로만 표시되어 Actuator 고장

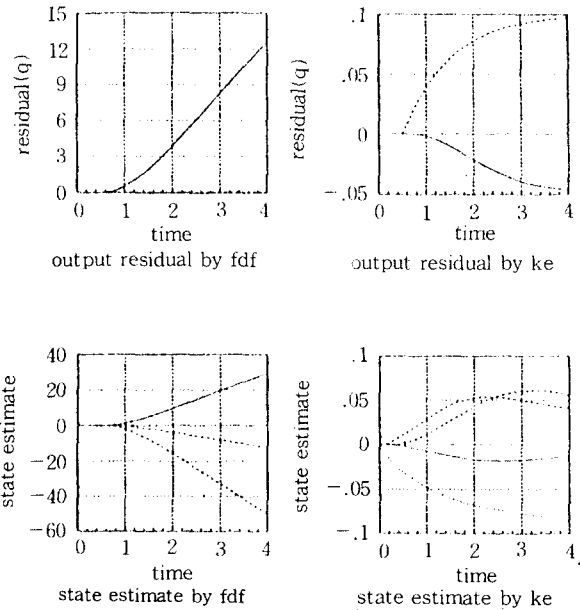


Fig. 4 Time history of residual by detection filter and simple state estimator due to bias error

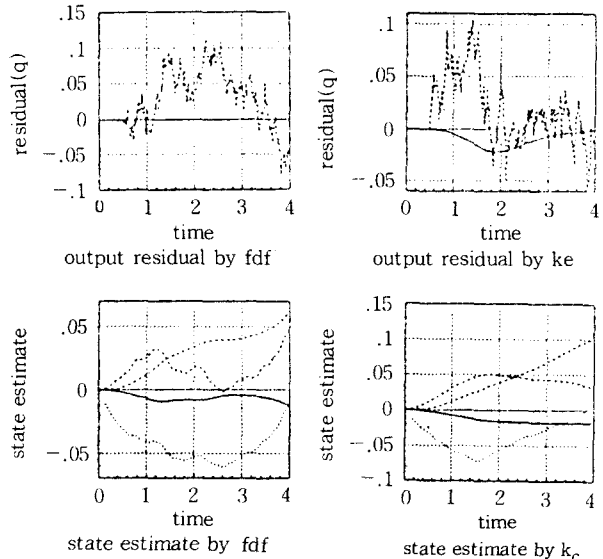


Fig. 5 Time history of residual by detection filter and simple state estimator due to random disturbance

sidual은 실선 및 점선으로 표시되는 선수각 및 타각에 ϕ 와 δ 에 대한 residual 모두가 나타나고 이로써 residual공간에서 그 방향이 시간에 따라 계속적으로 변하므로 우리에게 상태변수 추정외에는 시스템내의

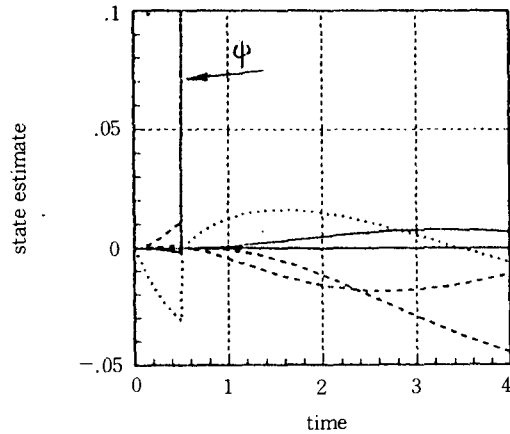


Fig. 6 State estimate of augmented system

고장에 대해서는 아무런 정보도 주지 못한다. 상태추정의 시간이력에서 보듯이 v , r , ψ , δ 네 상태에 대한 추정값이 FDF와 일반상태 추정기에 의해 상이하게 주어진다. 이는 시스템내의 고장이 상태변수추정에 영향을 주어 잘못된 추정변수를 이용하여 상태변수 feedback제어를 하게 되는 위험을 갖게 되는 것이다. 여기서 FDF의 residual로부터 시스템 내의 고장 부분에 대한 판정이 유용하게 이용될 수 있는 것이다.

또한 확장된 상태 변수 추정기에 의해 Sensor의 bias error가 detection됨을 Fig. 6에서 볼 수 있다. Fig. 6에서와 같이 확장된 상태변수 중 Heading Angle 계측기를 표시하는 상태변수(그림에서 ←로 표시됨)의 시간이력으로부터 그 계측치의 Bias Error를 확인할 수 있다.

5. 결 론

Dynamic system의 고장진단은 여러가지 접근 방법이 있다. 선박의 조종성능과 같이 시스템의 운동특성에 대한 연구결과로 그 동특성을 수학적으로 표시할 수 있고 그 표현식의 타당성이 입증되어 있을 경우 reference model을 이용하는 analytical redundancy에 의한 고장진단 및 추정(failure detection and identification) 기법이 유용함을 알 수 있다. 구체적인 방법으로 failure detection filter theory를 소개하였고, 시스템내의 고장현상을 수학 모형화 하였다. 그중 센서의 bias error의 경우 일반 상태변수

추정기에 bias error를 상태변수에 포함시켜 새로이 확장된 상태변수 추정기로 모형화하여 고장진단 할 수 있음을 보였다. 제한된 상황이기기는 하지만 센서 고장진단의 어려움을 상태변수 확장으로 actuator 고장 모형으로 변환시킬 수 있어 고장진단의 용이함을 확인했다. Failure detection filter와 state estimator의 기능차이를 확인하기 위해 선박운항시스템 Auto-Pilot에 이 기법을 적용하여 시뮬레이션함으로써 그 차이를 보였다.

참 고 문 헌

- [1] Balchen, J.G., Jenssen, N.A., and aelid, S. (1976), "Dynamic ositioning Using Kalman Filtering and Optimal Control Theory," Proceedings of the IFAC/IFIP Symposium on Automation in Offshore Oil Field Operations, North Holland Publishing, Amsterdam, 1976.
- [2] Ryan R. Kim "Failure Detection and Control of an Automatic Control System in SWATH" Proceedings 9th Ship Control System Symposium, 1990
- [3] Beard, R.V. (1971), "Failure Accommodation in Linear Systems Through Self-Reorganization," Report MIT-71-1, Man Vehicle Laboratory, MIT, Feb., 1971.
- [4] Jones, H.L. (1973), "Failure Detection in Linear Systems," PhD Dissertation, MIT, 1973.
- [5] Kailath, T. (1980), Linear Systems, Prentice-Hall, 1980.
- [6] 기본조선학(중) 제8장, 대한조선학회, 1971
- [7] Deckert, J.C., M.N. Desai, J.J. Deyst and A. S. Willsky, "F-8 DFBW Sensor Failure Identification using Analytic Redundancy", IEEE Trans. Auto. Control. Vol. 22, 1977
- [8] Patton, R.J., P.M. Frank and R.N. Clark (1989) "Fault Diagnosis in Dynamic Systems : Theory and Applications" Prentice-Hall.
- [9] "MatrixX User's Guide(1987) ; Engineering Analysis and Control Design," Integrated System Inc., 1987.