

論文

칼만필터를 이용한 2중 비행제어시스템의 센서 다중화 관리

이승현*, 이장호*, 김응태*, 성기정*

Sensor Redundancy Management using Kalman Filter
for a Duplex Flight Control System

Seung-Hyun Lee*, Jang-Ho Lee*, Eung-Tae Kim*, Ki-Jung Sung*

ABSTRACT

This paper presents a duplex flight control system of design concepts and sensor fault detection algorithm using Kalman Filter. The algorithm was verified to use HILS that is composed of two FCCs, motion table, visualization system, cockpit, and flight model computer. The FCC was developed to be able to mount on small aircraft.

Key Words : Kalman Filter(칼만 필터), Redundancy Management(다중화 관리), Sensor(센서), Flight Control System(비행 제어 시스템)

1. 서 론

전자식 비행제어(FBW: Fly-By-Wire) 시스템은 항공기 기동성 및 성능 향상, 무게 절감 등 여러 가지 장점 가지고 있기 때문에 최신 개발된 대부분의 전투기 및 여객기에 적용되고 있다. 최근에는 점점 크기가 작은 항공기로 전자식 비행제어 시스템이 적용되는 범위가 늘어나고 있는 추세이다. 걸프스트림사의 G650과 Dassault 사의 Falcon-7X 등 FBW 시스템이 적용된 비즈니스 제트기가 시장에 나오기 시작하고 있다. 이러한 FBW 시스템의 신뢰도를 높이기 위한 다중화 연구가 활발히 진행 중 이다.

시스템의 신뢰성을 높이기 위해서는 고장이 나지 않도록 완벽하게 구성하고, 고장이 발생하였을 경우에도 시스템이 안전하게 동작할 수 있도록 해야 한다. 이와 같은 요건은 perfectness와 tolerance로 표현할 수 있다. 먼저 perfectness는

시스템의 기계적, 전기적 요소를 잘 구성함으로써 고장이나 결함을 사전에 방지하는 것을 말하며, 지속적인 기술향상을 통해 모든 구성품의 동작 수명을 늘리는 것도 포함된다. 시스템이 동작되는 동안 정기적인 유지 보수를 통해 구성품의 정상상태를 유지하고 소모품은 적시에 교체되도록 해야 한다. 두 번째로 tolerance는 고장이나 시스템 결함이 발생해도 구성품의 기능은 정상적으로 수행되도록 하는 것을 의미한다. 구성품의 고장이 시스템 전체의 고장으로 이어지지 않도록 하는 가장 명확한 방법은 구성품 또는 서브시스템 등을 다중화 하는 방법이다. 그러나 시스템의 다중화는 전체 시스템을 복잡하게 만들고 비용을 늘리는 단점이 있다. 따라서 고장 허용 시스템은 신뢰성과 비용 및 구성면의 장단점을 잘 고려하여 구성해야 한다.

본 논문에서는 2중 비행제어시스템의 설계 구성방안과 칼만 필터를 사용한 센서 고장진단 알고리즘 설계방안에 대해서 기술하였다. 알고리즘의 검증에 위해 실제 소형항공기에 탑재 가능하도록 개발된 2대의 FCC와 함께 HILS(Hardware In the Loop Simulation)를 구성하고, 시뮬레이션 결과에 대해서 정리하였다.

2010년 11월 10일 접수~2010년 12월 20일 심사완료

* 한국항공우주연구원 항공연구본부 비행제어팀

연락처, E-mail : shlee09@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

II. 센서 다중화 관리

2.1 센서 고장진단 로직(Logic)

관성항법장치는 고장 발생 시 치명적 결함을 일으키게 되므로 2중으로 센서를 배치한다. 2중의 관성항법장치는 비행조종컴퓨터로 자체고장진단(BIT) 결과를 전송하며, 비행조종컴퓨터는 이 신호를 이용하여 고장을 판별한다. 또한, 비행조종컴퓨터에서 2개의 센서 값을 받아 센서정보가 정상범위를 벗어나는 경우 고장을 판단한다. 이때 센서 값 1개는 CCDL(Cross Channel Data Link)을 통해 다른 FCC로부터 받게 된다. 두 개의 센서로부터 오일러각(Φ, Θ, Ψ) 신호와 BIT 신호가 센서 고장검출 로직(Sensor Fault Detection Logic)으로 입력된다. 또한, 각각의 오일러각 신호는 신호 한계검사(Signal Limit Check)로 입력되어 임계값(Threshold Value)을 일정 시간(Confirmation Time) 벗어나면 고장신호(fault_limit_s1, fault_limit_s2)를 발생시킨다.

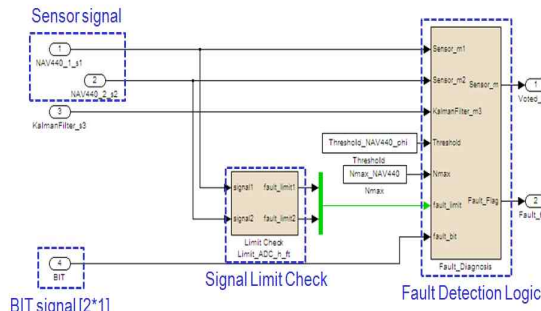


Fig. 1 센서 고장진단 구조

최종적으로 센서 고장검출 로직은 각 센서의 BIT 신호와 신호 한계검사 출력 값을 모니터링하며, Fig.1과 같이 센서 고장판별 로직에 의해 센서 고장을 검출할 수 있다.

2중화 시스템에서 단일고장이 발생하였을 경우

Fig.1 센서 고장진단 진리표

Condition	D1	D2	D3	D4
fault_limit_s1=0 & BIT1=0	T	F	T	F
fault_limit_s2=0 & BIT2=0	T	T	F	F
Decision	No Fail	Ch1 Fail	Ch2 Fail	Ch1 & Ch2 Fail

에 어디서 고장이 발생하였는지 판단하는 것은 불가능하다. 또한, 두 개의 센서에 모두 고장이 발생했을 경우에는 여분의 센서가 없기 때문에 항공기의 추락으로 이어지게 된다. 따라서 이러한 경우에 판단근거 또는 여분의 기준 값이 필요하다. 본 논문에서는 자이로와 가속도계를 이용하여 칼만필터(Kalman Filter)를 통해 항공기 자세를 추정하여 기준 값으로 사용하여 고장이 발생하였을 때에도 원하는 비행능을 얻을 수 있는 센서 다중화 관리 알고리즘을 HILLS를 통해 성능을 확인하고자 한다.

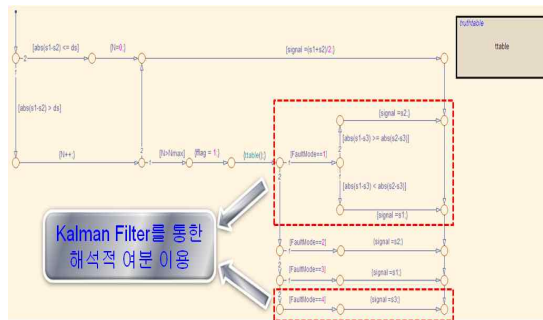


Fig. 2 센서 고장진단 로직

2.2 칼만필터를 이용한 자세결정

2.2.1 자이로를 이용한 자세 결정

자이로에서 측정된 각속도를 적분해서는 오일러각을 구할 수 없다. 자이로는 오일러각의 각속도가 아니라 항공기의 각속도를 측정하기 때문이다. 따라서 자이로의 측정값을 오일러각의 각속도로 변환한 후 적분해야 한다. 오일러각과 각속도의 관계는 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p \\ q \\ r \end{Bmatrix} \quad (1)$$

위의 식을 통해 자세를 추정하기 위해서는 자세 초기 값을 알고 있어야 한다. 그런데 자이로의 측정값에는 오차가 섞여 있기 때문에 적분하면 자세에도 오차가 포함될 수밖에 없다. 따라서 이 방법은 센서가 아주 정밀하거나 적분 시간이 짧지 않으면 실제로는 사용하기 어렵다. 하지만, 자이로만을 이용한 자세추정 값은 오차 누적으로 추정된 값은 편향될 수 있지만, 변화 패턴은 잘 감지하는 특성을 가지고 있다. 즉, 자이로는 자세각 측정보다는 자세각의 동태를 측정하는데 보다 유용하다. 이러한 특징을 시간 관점에서 보면, 자이로는 단기간의 측정은 비교적 정확하지만 장시간의 변화에는 부정확한 센서라고 할 수 있다.

2.2.2 가속도계를 이용한 자세 결정

가속도계로 측정한 가속도에는 중력 가속도와 속도의 크기나 방향이 바뀔 때 생기는 가속도 등 다양한 종류의 가속도가 포함되어 있다. 이런 특성을 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & w & -v \\ -w & 0 & u \\ v & -u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta\sin\phi \\ -\cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, u, v, w 는 항공기 동체 좌표계를 기준으로 이동속도를 나타내고, p, q, r 은 회전 각속도를 나타낸다. 그리고 g 는 중력가속도를 나타낸다.

위의 식 우변의 마지막 항을 보면 롤각과 피치각이 나온다. 따라서 나머지 항의 값을 모두 알면 식 (2)로부터 수평자세를 계산할 수 있다. 여기서 항공기 시스템은 일정한 속도로 직진하고 있는 자세변화가 없는 비행 상태로 가정하면, 아래와 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{u} = \dot{v} = \dot{w} &= 0 \\ p = q = r &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

위의 가정을 고려하면 식은 아래와 같이 간단한 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = g \begin{bmatrix} \sin\theta \\ -\cos\theta\sin\phi \\ -\cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (4)$$

이 식에서 다음과 같은 롤각과 피치각의 공식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi &= \sin^{-1}\left(\frac{-f_y}{g\cos\theta}\right) \\ \theta &= \sin^{-1}\left(\frac{f_x}{g}\right) \end{aligned} \quad (5)$$

위의 식을 이용하여 가속도계만을 이용하여 자세각을 추정하면 가속도계 특성상 오차는 누적되지 않지만 추정오차가 크게 나타날 수 있기 때문에 가속도계 단독으로 사용하여 자세를 추정하기는 어렵다. 하지만 오차가 발산하지 않고 일정한 범위 안에 머무르는 장점이 있다. 이는 자세를 구하는 과정에서 적분을 하지 않기 때문이다. 가속도계를 이용한 자세추정은 안정성이 높은 대신 정밀도는 떨어진다. 이는 식 (5)가 가속도나 각속도가 충분히 작은 상황에서만 사용할 수 있는 근사식이기 때문이다. 만약, 항공기가 빠른 속도로 회전하거나 속도 변화가 심하면 자세추정 오차가 커질 수 있다. 따라서 항공기의 자세의 변화가 크지 않은 순항(cruise)상태일 때, 추정 값이 유효하다.

2.2.3 센서 융합을 통한 자세 결정

앞 절에서 자이로와 가속도계로 자세를 결정하는 방법을 살펴보았다. 두 센서 모두 단독으로 사용하기에는 약점이 있으므로 두 센서의 장점을 취하는 상호보완적 관계로 알고리즘 설계 방안에 대해 접근해 보도록 하겠다.

가속도계로 구한 자세는 시간이 지나도 오차가 커지자 않고 일정범위로 제한되는 장점을 가진다. 반면 자이로를 통한 자세추정은 자세 변화를 잘 감지하지만 시간이 지나면 오차가 누적되어 발산하는 문제를 가지고 있다. 즉, 단기적으로는 자이로를 통한 자세추정 값을 사용하며, 중장기적으로는 가속도를 통한 자세추정 값을 사용하는 것이 효율적일 수 있다. 이러한 관점에서 자이로의 누적오차 문제를 가속도계로 보정하는 방법을 통해 자세를 추정하도록 하겠다. 시스템 모델을 유도하기 위해 아래와 같은 자세를 상태변수로 설정하였다.

$$x = \begin{Bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{Bmatrix} \quad (6)$$

자이로 각속도와 오일러각 사이의 관계식은 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

하지만 식 (1)의 형태는 칼만필터를 적용하기 위한 시스템 모델로 표현하기는 적합하지 않다. 따라서 오일러각 대신 쿼터니언(Quaternion)을 상태 변수로 설정하고 시스템을 다시 표현하도록 하겠다.

$$x = \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix} \quad (7)$$

또한, 쿼터니언과 각속도의 관계는 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{Bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix} \quad (8)$$

식 (8)을 이산시스템으로 표현하면 식 (9)와 같은 시스템 모델을 얻을 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix}_{k+1} = \left(I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \right) \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{Bmatrix}_k \quad (9)$$

따라서, 식 (9)로부터 시스템 모델 행렬은 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$A = I + \Delta t \cdot \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -p & -q & -r \\ p & 0 & r & -q \\ q & -r & 0 & p \\ r & q & -p & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

가속도계로 계산한 오일러각을 칼만필터 추정값으로 사용된다. 즉, 자이로의 자세 오차를 가속도계로 보정하도록 하였다. 왜냐하면 각속도 자세는 발산하기 때문에 보정값으로 사용하기에 적합하지 않기 때문이다. 여기서, 가속도계로 결정된 자세를 쿼터니언으로 변환하면, 이 쿼터니언이 칼만필터의 측정값(z_k)이 된다. 결국 모든 상태변수(쿼터니언)가 측정된다는 뜻이다. 따라서 행렬 H 는 단위행렬이 된다.

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

2.2.4 센서융합 칼만필터 설계

식 (10)과 같이 구한 시스템 모델을 가지고 자이로와 가속도계의 장점을 융합한 칼만필터를 설계하도록 하겠다.

칼만필터 알고리즘은 Fig.3과 같이 나타낼 수 있다.

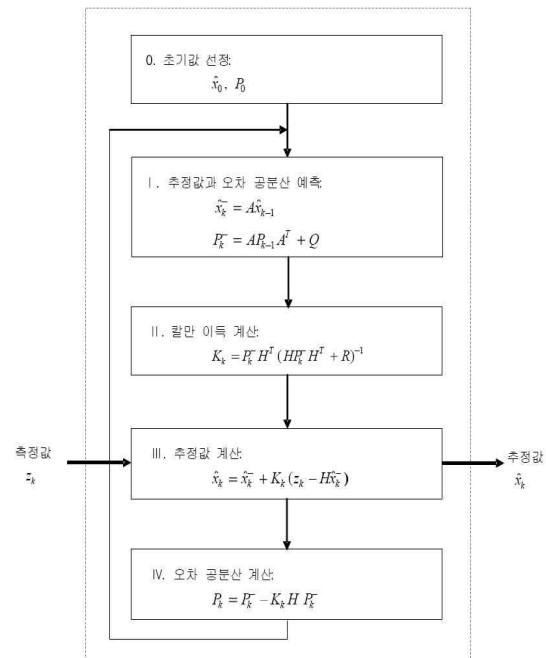


Fig. 3 칼만필터 알고리즘

여기서, 잡음의 공분산 행렬 Q 와 R 은 시스템의 신호 특성과 관련이 있는 값으로서 이론적으로 구하기는 어렵고 실제 데이터를 분석해봐야 알 수 있다. 보통은 이 이 행렬을 설계인자로 보고, 다양한 값을 넣어 성능변화의 추이를 확인하면서 결정하게 되며, 본 논문에서는 아래와 같이 설정하였다.

$$Q = \begin{bmatrix} 0.0001 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0001 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0001 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.0001 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$R = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 50 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 50 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 50 \end{bmatrix} \quad (13)$$

상태변수와 오차 공분산 행렬은 아래와 같이 동일러각 초기값이 모두 0이 되도록 설정하였다.

$$\hat{x}_0 = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad P_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14),(15)$$

III. 2중 비행제어시스템 및 HILS 시스템

3.1 2중 비행제어시스템 구성

본 연구에서 고려한 2중 비행제어시스템 구성은 그림 4와 같다. 이와 같은 구조는 각 FCC에 연결된 센서신호의 입력 및 작동기 명령신호를 독립적으로 처리하게 된다.

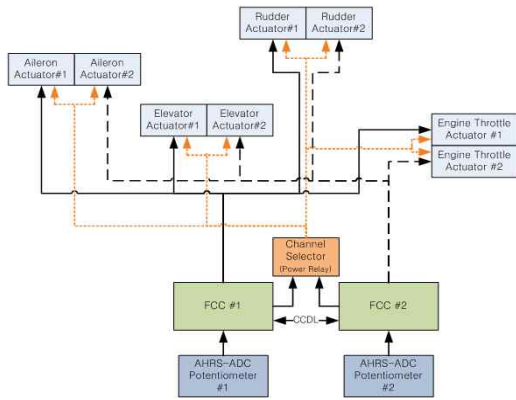


Fig. 4 비행제어시스템 구성도

각 FCC에서 처리한 센서정보와 작동기 명령은 CCDL채널을 통해 다른 FCC와 공유한다. 이렇게 두 채널로 얻은 정보를 통대로 다중화 알고리즘

을 수행한 후, 각 FCC로부터 수신된 Discrete 신호의 조합으로 어느 FCC채널로 작동기를 동작할지 결정하게 된다. Channel Selector는 단순한 Relay의 조합으로 구성되어 있으며, Channel Selector의 출력신호는 클러치를 제어하거나 혹은 작동기 전원을 제어함으로써 어느 작동기를 동작시킬지 결정하게 된다.

3.2 HILS 시스템 구성

본 연구에서 수행한 센서다중화 알고리즘을 검증하기 그림 5와 같이 HILS(Hardware In the Loop System)를 구성하였다. CCDL로 연결된 두 대의 FCC는 Cockpit의 조종입력 신호를 받아 작동기를 동작시킨다. 작동기에 연결된 퍼텐쇼미터(조종면 변위) 값은 실시간 운동모델 컴퓨터로 전달되어, FCC로 직접 전달되는 센서모사신호(Airdata Computer, GPS)와 motion table의 각(Angle) 위치명령을 생성한다. motion table에 장착된 센서(AHRS)로부터 얻어진 신호는 FCC로 전달된다. 또한 현재 항공기의 비행 상태를 보여주는 영상시스템과 Cockpit의 각종 계기들은 실시간 운동모델 컴퓨터로부터 정보를 받아 시각화(Visualization) 하여 보여준다.

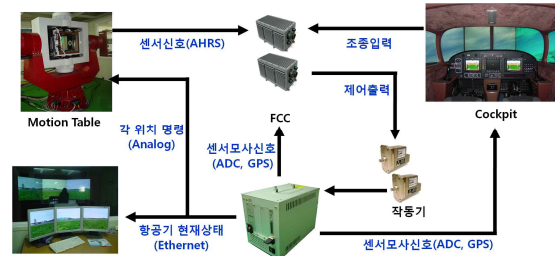


Fig. 5 HILS 시스템

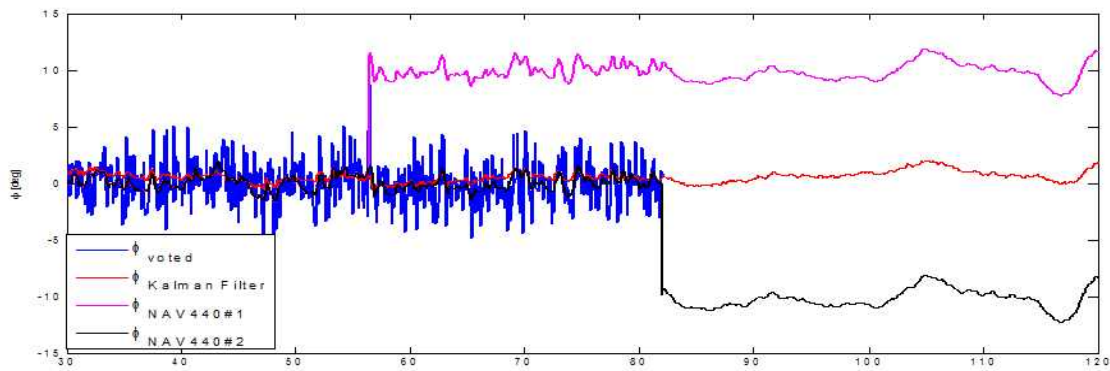


Fig. 6 칼만필터를 통한 자세추정

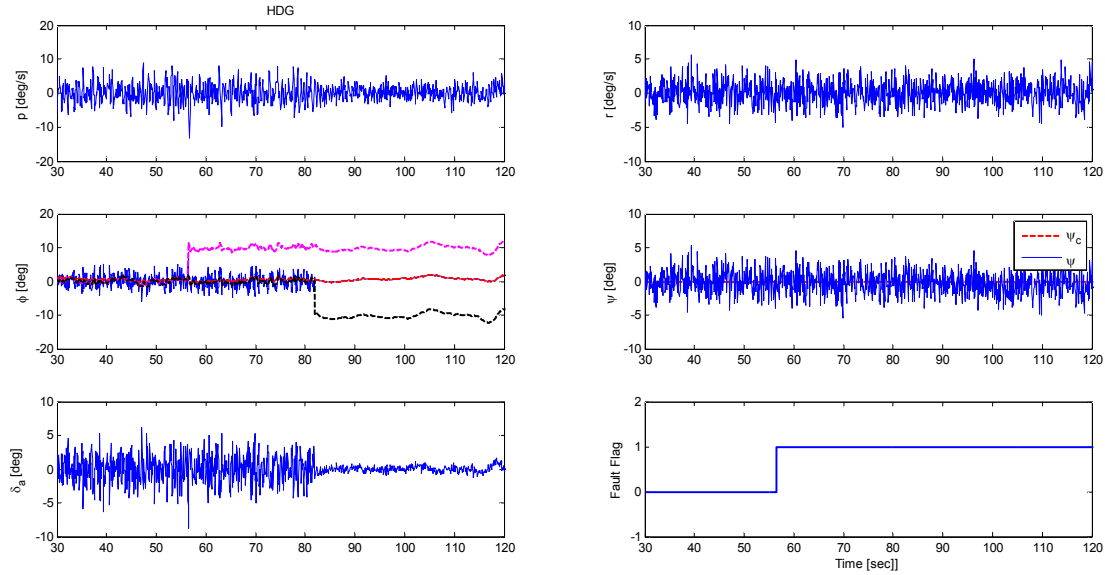


Fig. 7 센서 고장진단 HILS 결과

IV. HILS 실험 결과

센서 다중화 관리 알고리즘 검증을 위해 알고리즘을 탑재한 2중의 비행제어컴퓨터 HILS 시험을 수행하였다. 비행조건은 방위각 유지모드(방위각 명령=0deg)의 Autopilot을 인가한 상태로 비행하도록 하였다. 관성센서의 고장은 다중고장으로서 약 55초에 1번 센서에 +10deg의 bias를 발생시켰고, 약 81초에 2번 센서에 -10deg의 bias를 발생시킨 후 결과를 확인하였다. 그림 6은 횡방향 상태를 도시한 결과로서, 고장이 발생한 이후에도 항공기는 방위각 명령을 정상적으로 추종하고 있음을 확인할 수 있다. 약 55초에서 고장이 발생했다는 신호를 통해 고장검출 로직이 정상적으로 동작하고 있는 것을 확인하였다. 그림 7은 1번 센서, 2번 센서, 칼만필터 추정 값과 고장진단 로직에서 정상신호로 판단한 신호를 각각 도시한 그림이다. 1번 센서 고장발생 이후 고장진단 로직은 기준 값인 칼만필터 출력과 근접한 2번 센서를 사용하도록 하였다. 2번 센서 고장발생 이후 고장진단 로직은 칼만필터 출력을 사용하도록 하는 것을 확인할 수 있으며, 칼만필터를 통해 센서 잡음이 걸러지는 것을 확인할 수 있다.

V. 결 론

2중의 센서를 탑재한 항공기 신뢰성을 높이기 위해 해석적 여분을 이용한 칼만필터를 통해 센서 다중화 관리 로직을 설계한 후 HILS를 통해 알고리즘 성능을 검증하였다. 자이로를 통해 단기적으로는 자이로를 통한 자세추정 값을 사용하며, 중장기적으로는 가속도를 통한 자세추정 값을 사용하여, 가속도계와 자이로의 장점을 결합한 센서 융합을 이용한 칼만필터를 통해 항공기 자세를 추정하였다. 이를 통해 2중의 센서가 모두 고장이 발생한 비상상황에서도 칼만필터를 통한 자세 추정값을 이용하여 항공기가 정상적으로 비행할 수 있음을 실험을 통해 확인하였다.

감사의 글

본 논문은 “전기비행체 자동비행 핵심기술연구” 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 김응태, 김성필, 이장호, 성기정, 이대성, “소형항공기용 전자식비행제어 시스템 개발,” 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008. 11, pp. 1283-1287.

- 2) 윤한수, 김응태, 이상중, 이장호, “NPT 비행제어시스템 다중화 설계를 위한 신뢰성 분석,” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2010. 4, pp. 704-707.
- 3) 남윤수, 홍성경, 유창성, “2중으로 다중화된 FBW/FCS의 다중화 관리,” 한국항공우주학회 한국항공우주학회지, 제32권 제10호 2004. 12, pp. 169-179.
- 4) “Sensor Redundancy Management: The Development of a Design Methodology for Determining Threshold Values Through a Statistical Analysis of Sensor Output Data,” NASA-CR-173270, 1983.
- 5) C. L. Seacord, D. K. Vaughn, “Preliminary Design Study for a Digital Fly-by-Wire Control System for a F-8C Aircraft,” NASA Contractor Report, January 1976.
- 6) Understanding Airbus fly-by-wire technology, Aircraft Technology Engineering and Maintenance, no.36, Oct-Nov 1998, pp. 18-20, 22, 24.
- 7) B777 fly-by-wire Aircraft Technology Engineering and Maintenance, no.42, Oct-Nov 1999, pp. 18-22.
- 8) Andrzej Tomczyk, “Concept for Simplified Control of General Aviation Aircraft”, SAE/AIAA Paper No. 985551, Sept. 1998.
- 9) 김성필, “칼만필터의 이해,” 아진출판사, 2010.