

## Design of Multi-Sensor Data Fusion Filter for a Flight Test System

李容宰<sup>†</sup> · 李資城<sup>\*</sup>  
(Yong-Jae Lee · Ja-Sung Lee)

**Abstract** - This paper presents a design of a multi-sensor data fusion filter for a Flight Test System. The multi-sensor data consist of positional information of the target from radars and a telemetry system. The data fusion filter has a structure of a federated Kalman filter and is based on the Singer dynamic target model. It consists of dedicated local filter for each sensor, generally operating in parallel, plus a master fusion filter. A fault detection and correction algorithms are included in the local filter for treating bad measurements and sensor faults. The data fusion is carried out in the fusion filter by using maximum likelihood estimation algorithm. The performance of the designed fusion filter is verified by using both simulation data and real data.

**Key Words** : Multi-Sensor, Federated Kalman Filter, Singer Dynamic Target Model, Data Fusion Filter

### 1. 서 론

비행시험시스템은 시험비행체의 전 시험비행 과정을 실시간으로 관측하고 주요 비행자료를 계측하는 시스템이다. 다양한 계측장비 및 추적센서들로부터 정보를 입력받은 시험통제컴퓨터는 시험에 참여한 각 시험요원에게 비행시험 통제 및 계측, 그리고 안전사항과 관련된 정보를 실시간으로 제공하게 된다. 그림 1은 비행시험에 동원되는 각종 추적시스템 및 발사통제시스템과 이들과 서로 연동되어 명령 및 자료처리를 수행하는 시험통제컴퓨터간의 자료흐름을 보여주는 비행시험시스템의 구성도를 나타낸다.

시험통제소(Mission Control Center, MCC Net#1)내에 위치하고 있으며 시험통제소의 자료서버는 네트워크로 연결된 MCC Net #2와 Net #3에 비행시험에 필요한 각종 정보를 제공하게 된다. 추적센서인 레이더시스템과 원격측정시스템은 각각 시험비행체의 위치정보와 시험비행체 내부의 상태 정보(항법자료 및 정밀위치자료)를 획득하여 각각의 자료처리시스템에서 변환/처리한 후 시험통제컴퓨터인 자료서버 #1, #2로 전송한다.

시험비행체의 개발과 이에 따른 비행시험에서의 추적 및 통제기술은 점차 복잡하고 첨단화하고 있다. 지금까지 비행시험에서의 추적 및 통제기술은 시험비행체의 비행특성 및 거리에 따라 고고도/장거리 분야와 고기동/단거리 분야 그리고 해수면을 저고도로 순항(sea skimming)하는 저고도/순항 분야로 분류할 수 있다. 이중 저고도/순항 분야의 경우 타 분야에 비해 다중경로(multi-path) 전파반사로 인한 추적센서의 심각한 오차발생 및 추적실패 가능성 때문에 이를 극복하기 위한 다양한 방법들을 수행하고 있다.

본 연구에서는 저고도로 순항하는 시험비행체의 시험통제 기술을 증대시킬 목적으로 레이더시스템의 위치자료와 시험비행체에 탑재된 항법시스템(INS+GPS)으로부터 얻은 각각의 위치자료를 서로 융합하여 최적의 위치자료를 계산하는 비행시험시스템용 다중센서 자료융합필터를 설계하였다. 설계된 융합필터는 모의 비행자료와 실제 비행자료를 이용하여 성능을 검증하였으며, 그 결과 센서의 위치오차와 동작이상으로 인한 결함에도 강인하게 동작함을 보여주었다.

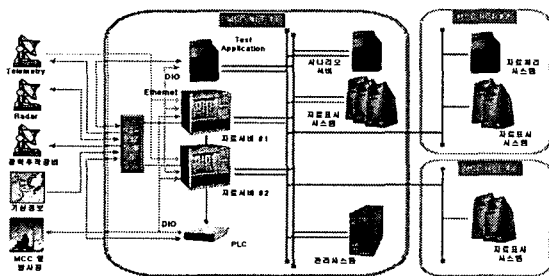


그림 1 비행시험시스템 구성도  
Fig. 1 Structure of a Flight Test System

네트워크로 구성되어 있는 각종 서버 및 전산시스템들은

<sup>†</sup> 교신저자, 正會員 : 國防科學研究所 先任研究員  
E-mail : yjlee@add.re.kr  
<sup>\*</sup> 正會員 : 亞洲大學校 電子工學部 教授 · 工博  
接受日字 : 2006年 7月 25日  
最終完了 : 2006年 8月 23日

### 2. 표적의 동력학 모델

표적의 상태변수 변화를 나타내는 동력학 모델의 가장 일반적인 형태로 위치, 속도, 가속도를 상태변수로 하는 PVA

모델을 생각할 수 있다. PVA 모델은 비교적 간단하고 해석하기 쉬우며 큰 기동 없이 순항하는 표적의 동력학 모델로 사용하기에 적합하다. 한편, Singer는 표적의 가속도성분을 백색 가우시안 잡음으로 모델링하는 일반적인 방법대신 시간 연관(time correlation)을 갖는 1차 마코프 프로세스로 표현되는 표적의 동력학 모델을 제시하였다[1]. 이후 Singer 모델을 기반으로 다양한 모델들이 개발되어 현재까지 표적 추迹에 널리 사용되고 있다[2]. Singer 모델에서는 표적의 상태변수를 위치, 속도, 가속도로 하고 표적의 가속도를 아래와 같이 1차 마코프 프로세스 형태로 가정하였다.

$$a(k+1) = \rho_m a(k) + \sqrt{1-\rho_m^2} \sigma_m w(k) \quad (1)$$

여기서,  $\rho_m = e^{-\alpha T}$ ,  $\alpha = \frac{1}{\tau_m}$ ,  $T$ 는 샘플링시간,  $\tau_m$ 은 표적의 기동시상수(target maneuver time constant),  $\sigma_m$ 은 백색잡음의 표준편차이며,  $w(k)$ 는 기대치가 0이고 단위 표준편차를 갖는 백색 가우시안 잡음이다. 따라서 Singer 모델은 시연속 영역에서 다음 상태방정식으로 표현된다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ \dot{x} \\ \ddot{x} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} e(t) \quad (2)$$

단, 여기서  $e(t)$ 는  $E\{e(\tau)e^T(\nu)\} = 2\alpha\sigma_m^2\delta(\tau-\nu)$ 의 자기상관 함수를 갖는 백색 잡음이다. 식(2)에 대한 상태전이행렬  $F(T)$ 는 다음과 같이 주어진다.

$$F(T) = \begin{bmatrix} 1 & T & c \\ 0 & 1 & d \\ 0 & 0 & e \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$c = \frac{T^2}{2!} + \frac{-\alpha T^3}{3!} + \frac{\alpha T^4}{4!} + \dots = \frac{e^{-\alpha T} - 1 + \alpha T}{\alpha^2}$$

$$d = T + \frac{-\alpha T^2}{2!} + \frac{\alpha^2 T^3}{3!} + \frac{-\alpha^3 T^4}{4!} + \dots = \frac{1 - e^{-\alpha T}}{\alpha}$$

$$e = 1 - \alpha T + \frac{\alpha^2 T^2}{2!} - \frac{\alpha^3 T^3}{3!} + \frac{\alpha^4 T^4}{4!} + \dots = e^{-\alpha T}$$

한편, 공정잡음  $\underline{u}(k)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$\underline{u}(k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} F(t_{k+1}, \tau) B(\tau) e(\tau) d\tau \quad (4)$$

따라서 공정잡음  $u(k)$ 의 공분산  $Q(k)$ 는 다음과 같다.

$$Q(k) = E\{\underline{u}(k)\underline{u}^T(k)\} \quad (5)$$

$$= \int_{t_k}^{t_{k+1}} \int_{t_k}^{t_{k+1}} F(t_{k+1}, \tau) B(\tau) E\{e(\tau)e^T(\nu)\} B^T(\nu) F^T(t_{k+1}, \nu) d\tau d\nu$$

여기서

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} E\{e(\tau)e^T(\nu)\} B^T(\nu) F^T(t_{k+1}, \nu) d\nu$$

$$= \int_{t_k}^{t_{k+1}} 2\alpha\sigma_m^2\delta(\tau-\nu) B^T(\nu) F^T(t_{k+1}, \nu) d\nu = 2\alpha\sigma_m^2 B^T(\tau) F^T(t_{k+1}, \tau)$$

이고  $F(t_{k+1}, \tau) = F(t_{k+1} - \tau)$ 이므로 식(5)는 다음과 같이 정리된다.

$$Q(k) = Q_w \int_{t_k}^{t_{k+1}} F(t_{k+1} - \tau) B(\tau) B^T(\tau) F^T(t_{k+1} - \tau) d\tau \quad (6)$$

여기서,  $Q_w = 2\alpha\sigma_m^2$

여기에 식(2)와 식(3)을 대입하면 식(7)과 같이 정리된다.

$$Q(k) = Q_w \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$q_{11} = \frac{1}{2\alpha^5} \left( 1 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T + \frac{2\alpha^2 T^3}{3} - 2\alpha^2 T^2 - 4\alpha T e^{-\alpha T} \right)$$

$$q_{12} = \frac{1}{2\alpha^4} (e^{-2\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T} + 2\alpha T e^{-\alpha T} - 2\alpha T + \alpha^2 T^2)$$

$$q_{13} = \frac{1}{2\alpha^3} (1 - e^{-2\alpha T} - 2\alpha T e^{-\alpha T})$$

$$q_{22} = \frac{1}{2\alpha^3} (4e^{-\alpha T} - 3 - e^{-2\alpha T} + 2\alpha T)$$

$$q_{23} = \frac{1}{2\alpha^2} (e^{-2\alpha T} + 1 - 2e^{-\alpha T})$$

$$q_{33} = \frac{1}{2\alpha} (1 - e^{-2\alpha T})$$

### 3. 다중센서 융합 알고리즘 설계

칼만 필터는 동적모델을 이용하여 상태변수를 예측하며 센서모델을 이용하여 과거 및 현재의 측정값으로부터 확률적으로 최적인 상태변수를 추정한다. 일반적으로 중앙 집중형 칼만 필터는 최적의 필터로 구현할 수 있는 장점은 있으나 시스템의 차수가 큰 경우 계산 부담의 증가와 센서의 고장발생 시 추정치로부터 잘못된 측정치의 영향을 분리하기 어렵다는 단점이 있다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 시스템을 각 센서의 부 필터와 이를 통합하는 주 필터로 분산하여 구성하는 분산형 칼만 필터가 연구되어 왔으며 Carlson에 의해 제시된 연합형 칼만 필터는 이러한 분산형 칼만 필터의 특수한 형태라 할 수 있다[3-5]. 연합형 칼만 필터는 정보량 분배법칙(principle of information sharing)을 적용 각각 부 필터의 추정치와 공분산만을 융합하여 최적의 추정치를 얻는 것으로 기존의 분산형 칼만 필터에 비해 부 필터에서 주 필터로 전달되는 변수의 수가 줄어드는 장점으로 인해 항법시스템 등에 널리 사용되고 있다.

본 연구에서는 다중의 추적센서 측정치의 융합을 위해 센서의 이상이나 불량 데이터에 강인한 비행시험시스템용 연합형 칼만 필터의 구조와 알고리즘을 소개하고 이에 대한 시뮬레이션 결과를 수행함으로써 설계한 융합필터의 비행시험시스템 적용가능성을 확인하였다.

#### 3.1 다중센서 융합필터 구조

융합필터의 구현은 곧 비행시험통제용 탄도표시화면에 비행체의 최적 위치를 표시하기 위한 것으로서 비행시험시 추적센서의 오작동이나 비정상인 데이터를 검출하여 배제하고 정상 동작하는 센서의 융합 결과를 적절히 표시해야 한

다. 일반적으로 최적 추정알고리즘은 오차에 민감하므로 융합필터는 비행시험통계용 궤적의 위치 정확도의 사양조건을 고려하여 센서의 이상이나 오차의 증가에도 강인하게 동작하는 구조로 설계되어야 한다. 이를 위한 연합형 칼만 필터의 구조를 그림 2에 나타내었다. 각각의 부 필터는 독립적으로 동작하고 융합필터에서 융합된 추정치와 공분산이 부 필터로 피드백 되지 않는다. 따라서 잘못된 부 필터의 추정치가 다른 부 필터에 영향을 미치지 않음으로 고장 검출 및 분리에 용이하다. 위의 조건들을 고려하여 시험통계용 융합필터는 각 센서에서 측정된 추정치를 이용하여 부 필터에서 추정치와 공분산을 계산하고 각 부 필터의 추정치와 공분산들을 최종적으로 융합하는 구조로 설계되었다. 융합필터에서 Reference 센서는 안정적이며 오차가 유한하거나 단기간의 오차 증가가 적은 센서가 선정되며 각 부 필터의 센서 추정치는 Reference 추정치의 bias 성분 등을 교정하는 역할을 수행한다

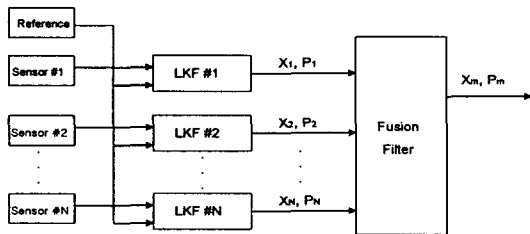


그림 2 융합필터의 기본 구조  
Fig. 2 Basic Structure of the Fusion Filter

3.2 부 필터의 시스템 모델 및 이상검출 알고리즘

센서의 오동작 검출을 위해 부 필터에 측정 잔류 값 (measurement residual)의 공분산값에 대한 비율을 통계적인 임계값(threshold value)과 비교하는 알고리즘을 적용하여 비정상 데이터에 대한 검출이 가능하도록 하였다. 부 필터의 시스템 모델 및 측정식을 다음과 같이 정의하면

$$x_{k+1} = F_k x_k + u_k \tag{8}$$

$$z_k = H_k x_k + v_k \tag{9}$$

여기서,  $x_k$ 는 시간  $k$ 에서 정의되는 상태변수벡터,  $z_k$ 는 관측벡터,  $F_k$ 는 시스템 천이행렬,  $H_k$ 는 관측행렬,  $u_k$ 와  $v_k$ 는 각각 공정잡음( $\sim N(0, Q^2)$ )과 측정 잡음( $\sim N(0, R^2)$ )이다.

이때의 측정 잔류 값  $\delta z_k$ 은 식(10)과 같이 주어지며, 측정 잔류 값의 공분산  $P_2$ 는 식(11)과 같이 정리된다.

$$\begin{aligned} \delta z_k &= z_k - \hat{z}_k \\ &= H_k \delta x_k + v_k \end{aligned} \tag{10}$$

$$\begin{aligned} P_2 &= E\{\delta z_k \cdot \delta z_k^T\} = E\{(H_k \delta x_k + v_k)(H_k \delta x_k + v_k)^T\} \\ &= H_k E\{\delta x_k \cdot \delta x_k^T\} H_k^T + E\{v_k \cdot v_k^T\} \\ &= H_k P_k H_k^T + R_k \end{aligned} \tag{11}$$

여기서,  $R_k$ 은 관측오차의 공분산행렬이다. 따라서 측정 잔류 값과 그 공분산 값을 비교하는 로직은 다음과 같이 정의된다.

$$s = \text{Norm} | z_k - \hat{z}_k | / \text{Norm} (H_k P_k H_k^T + R_k) < s_0 \tag{12}$$

단,  $s_0$ 는 임계치를 나타낸다. (예, 3-sigma 테스트를 적용하는 경우  $s_0 = 3$ ) 부 필터에서  $s < s_0$ 이면 측정값을 필터의 개선식에 이용하고, 그렇지 않으면 측정값을 센서의 이상이나 비정상적인 측정치로 판단, 칼만 필터에 적용하지 않는다.

3.3 융합필터의 융합알고리즘

융합필터에서는 각각의 부 필터로부터 계산된 위치 추정치와 공분산을 이용하여 자료융합을 한다. 이 때 사용되는 융합알고리즘으로 최대가능도추정법(Maximum Likelihood Estimation, MLE)을 제시한다. 최대가능도추정법인 MLE는 Maximum Likelihood Function을 최대로 하는 상태변수  $x$ 을 구하는 방법이다.[6] 먼저 각 센서에서 계산된 부 필터의 추정치와 추정공분산을 각각  $\hat{x}_i$ 와  $P_i (i = 1 \text{ to } N)$ 라 하고 식(13)과 식(14)와 같이 정의하면

$$\hat{x}_i = x - \delta x_i \tag{13}$$

$$P_i = E\{(x - \hat{x}_i)(x - \hat{x}_i)^T\} = E\{\delta x_i \delta x_i^T\} \tag{14}$$

여기서,  $\delta x_i$ 는 각 센서의 추정오차

Likelihood Function  $\ell(x)$ 는 식(15)와 같이 정의된다.

$$\ell(x) = P(\hat{x}_1, \dots, \hat{x}_N | x) \tag{15}$$

이들이 서로 연관(correlate)되어 있지 않다고 가정하면 Likelihood Function  $\ell(x)$ 는 식(16)과 같이 각각의 상대 확률밀도함수의 곱으로 주어진다.

$$\ell(x) = \prod_{i=1}^N P(\hat{x}_i | x) \tag{16}$$

$$\begin{aligned} \ell(x) &= \prod_{i=1}^N \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^n |P_i|}} e^{-\frac{1}{2}(x - \hat{x}_i) P_i^{-1} (x - \hat{x}_i)^T} \\ &= C e^{-\frac{1}{2} \sum_{i=1}^N (x - \hat{x}_i) P_i^{-1} (x - \hat{x}_i)^T} \\ &= C e^{-J(x)} \end{aligned} \tag{17}$$

$$\text{단, } J(x) = \sum_{i=1}^N (x - \hat{x}_i) P_i^{-1} (x - \hat{x}_i)^T$$

한편,  $\ell(x)$ 을 최대화 하는  $x$ 는 식(17)의  $J(x)$ 을 최소화 하는  $x$ 을 구하는 것과 같으므로  $\frac{\partial J}{\partial x} = 0$ 을 만족시키는 해를 구하면

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial J}{\partial \underline{x}} &= \frac{\partial}{\partial \underline{x}} \left[ \sum_{i=1}^N (\underline{x} - \hat{\underline{x}}_i) P_i^{-1} (\underline{x} - \hat{\underline{x}}_i)^T \right] \\
 &= \frac{\partial}{\partial \underline{x}} \sum_{i=1}^N (\underline{x} P_i^{-1} \underline{x}^T - 2 \underline{x}^T P_i^{-1} \hat{\underline{x}}_i + \hat{\underline{x}}_i P_i^{-1} \hat{\underline{x}}_i^T) \\
 &= \sum_{i=1}^N (2 P_i^{-1} \underline{x} - 2 P_i^{-1} \hat{\underline{x}}_i) \\
 &= 2 \sum_{i=1}^N (P_i^{-1} \underline{x}) - P_i^{-1} \hat{\underline{x}}_i \quad (18)
 \end{aligned}$$

과 같이 되고 식(18)에서  $P_m = (\sum_{i=1}^N P_i^{-1})^{-1}$ 라 놓으면 상태변수의 최적 추정치  $\hat{\underline{x}}_{MLE}$  는 식(19)와 같이 정의된다.

$$\hat{\underline{x}}_{MLE} = P_m \sum_{i=1}^N P_i^{-1} \hat{\underline{x}}_i \quad (19)$$

### 4. 시뮬레이션

본 장에서는 표적의 동역학 모델에 대한 부 필터의 성능 시뮬레이션 결과와 설계된 융합필터의 성능 및 알고리즘의 검증에 수행한다. 특히 설계된 융합필터의 성능 검증을 위해 실제 비행자료를 분석하여 생성한 모의 비행자료와 실제 비행자료를 이용하였다. 먼저 설계한 융합필터의 구조는 그림 3과 같다. 비행시험에 동원되는 추적센서인 레이더시스템과 원격측정시스템을 각각 1대씩 선정하였다. 레이더시스템으로부터 오는 위치자료를 Radar로 원격측정시스템으로부터 오는 위치자료를 INS와 GPS라 각각 표기하였다. Radar의 경우 50Hz, GPS와 INS는 10Hz와 50Hz의 주기로 각 부 필터에 입력된다. Reference센서로는 실제 비행시험에서 비교적 정확도와 안정도가 높은 INS를 사용하였다. 두 개의 부 필터인 Radar 부 필터와 GPS 부 필터의 시스템 모델은 3차원 위치, 속도, 가속도를 갖는 9차의 Singer 모델로 설계했으며 각각의 부 필터에서 계산된 추정치와 공분산은 융합 필터에서 융합됨으로써 최종 위치추정치를 얻게 된다.

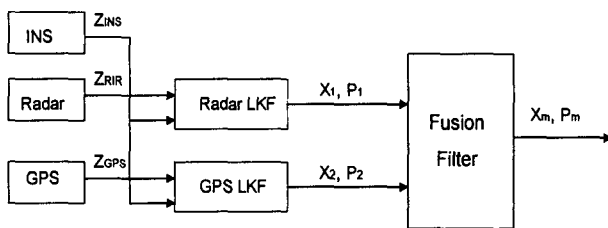


그림 3 비행시험시스템용 융합필터  
Fig. 3 The Fusion Filter for Flight Test System

#### 4.1 표적모델의 시뮬레이션 결과

부 필터에 사용된 표적의 동역학 모델인 Singer 모델의 적합성을 확인하기 위해 일반적인 PVA 모델과 비교하여 시뮬레이션 하였다. 시험비행체는 저고도에서 임의의 고도로 상승하여 순항하는 기동특성을 갖는다. 샘플링 시간은 50Hz로 설정하였고 Singer 모델의  $\tau_m$ 을 각각 1과 0.1로 설정하였

다. 그림 4에 Singer 모델과 PVA 모델의 추정특성 시뮬레이션 결과를 도시하였다. Singer 모델에서  $\tau_m=0.1$ 로 했을 경우 실제 궤적을 정확하게 추정하지만  $\tau_m=1$ 로 했을 경우 오히려 PVA 모델보다 추정성능이 떨어지는 것을 알 수 있다. 따라서 Singer 모델에서 표적의 기동특성에 맞는 적합한  $\tau_m$ 을 설정한다면 필터의 추정 정확도를 높일 수 있다.

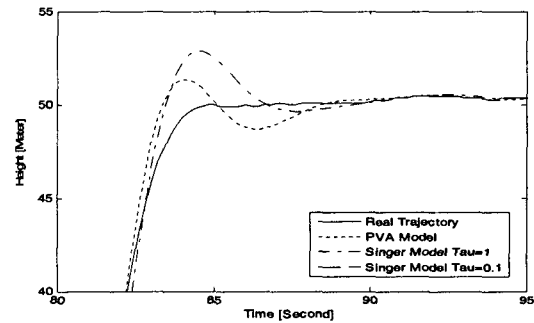


그림 4 PVA와 Singer Model의 추정특성  
Fig. 4 Estimation Performance of PVA and Singer Model

#### 4.2 모의자료를 이용한 시뮬레이션 결과

비행체의 모의 비행자료는 실측된 센서자료를 분석하여 ENU 좌표계에서 다중샘플링주기, 통신지연, 비동기화 특성을 갖도록 생성하였다. 사용자가 1ms 단위의 샘플링주기, 통신지연과 비동기화 값을 지정하면 각 센서 별 모의 경로와 측정시각, 수신시각 등을 추출한 후 잡음오차와 바이어스 오차를 더하여 모의 비행자료를 생성한다[7]. 이렇게 생성된 모의 비행자료에 센서 이상구간을 설정하여 이상구간에 비정상적인 값을 부과한다. 이에 대한 구성도를 그림 5에 나타내었다.

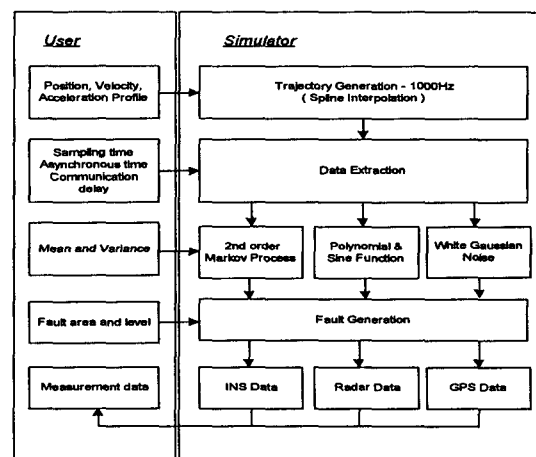


그림 5 다중 센서자료 시뮬레이터의 구조  
Fig. 5 Structure of Multi-Sensor Data Simulator

그림 6은 생성한 GPS와 INS, 그리고 Radar의 모의 비행자료이며, ENU 좌표계에서의 수직방향 성분만을 도시한 것이다. Reference인 INS자료와 임의의 구간(초기구간과 종말구간)에서 이상 구간을 모사한 GPS자료, 그리고 고도와 거

리에 따라 변하는 오차모델을 적용한 Radar자료를 보여준다. 생성된 모의 비행자료는 부 필터에서 각각의 추정치와 공분산을 계산한 후 식(19)를 이용하여 최종 추정치를 얻는다. 이때 사용된 Singer 모델의  $\tau_m$ 은 0.1이다. 그림 7은 식(12)의 이상검출 알고리즘이 동작하지 않았을 때의 모의 비행자료를 융합한 결과이다.

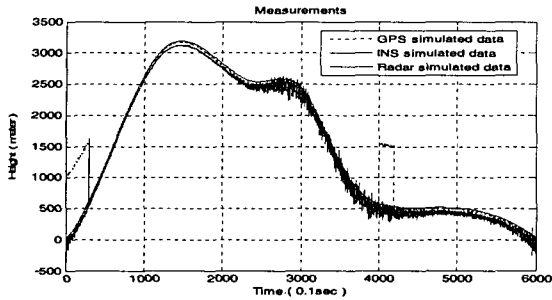


그림 6 모의된 센서 측정치의 수직방향 성분  
Fig. 6 Vertical Components of the Simulated Sensor measurements

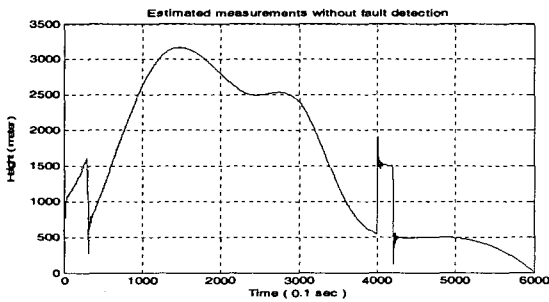


그림 7 융합 추정치의 수직방향 성분(고장검출 無)  
Fig. 7 Vertical Components of the Estimates(w.o fault detection)

그림 8은 식(12)의 이상검출 알고리즘이 동작한 구간을 나타낸다. 각 부 필터의 초기치와 공분산은 실제 기대되는 초기상태의 오차분산보다 약간 크게 설정하여 추정치의 발산을 최소화 하였고  $s_0$ 는 임계치의 99% 오차확률( $3\sigma$ )을 적용하여 3으로 설정하였다.

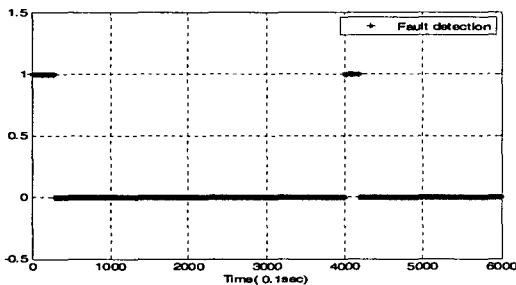


그림 8 GPS 모의 자료에 대한 알고리즘 동작(고장검출) 구간  
Fig. 8 Detected Fault Periods in GPS simulated data

그림 9는 알고리즘이 적용된 융합필터의 최종 위치추정 결과를 나타낸다. 그림에서 확인할 수 있듯이 융합필터는

센서의 이상이나 불규칙한 측정치 영향을 최소화하고 원활하게 위치 추정을 하고 있다.

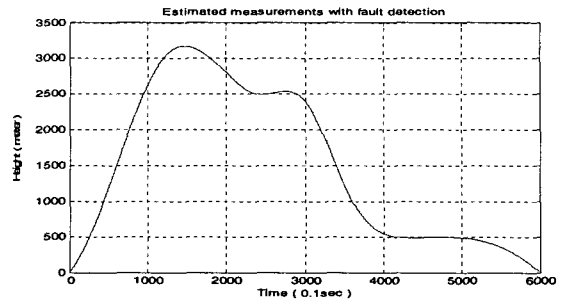


그림 9 융합 추정치의 수직방향 성분(고장검출 有)  
Fig. 9 Vertical Components of the Estimates(w fault detection)

4.3 실측자료를 이용한 시뮬레이션 결과

설계한 융합필터를 실측 비행자료를 이용하여 성능확인을 하였다. 그림 10은 각 센서의 수직방향에 대한 실측 비행자료이다. GPS는 초기구간과 중간구간에서 이상이 발생했으며 Radar는 저고도에서 다중경로에 의한 위치오차가 커지는 것을 확인할 수 있다. 그림 11은 융합필터에서 얻은 수직방향의 최종 위치추정 자료이다. 최종 위치 추정치는 부 필터의 센서이상 검출 알고리즘이 동작하여 센서의 이상에 영향을 받지 않는 것을 볼 수 있다.

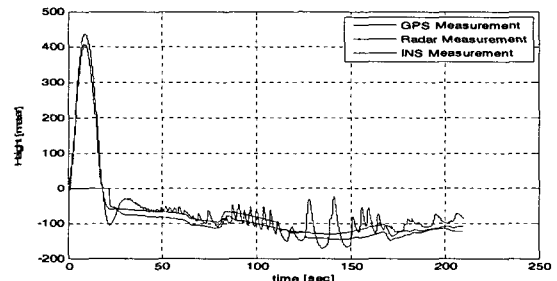


그림 10 실제 센서측정치의 수직방향 성분  
Fig. 10 Vertical Components of the Real meas.

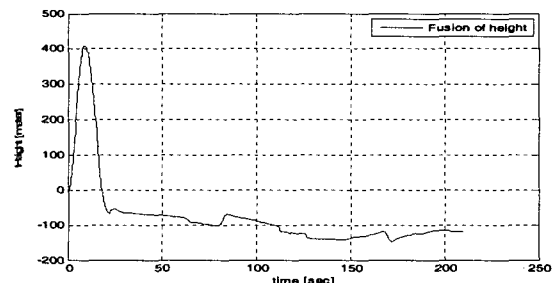


그림 11 고장 검출한 융합 추정치의 수직방향 성분  
Fig. 11 Vertical Components of the Estimated measurements with Fault Detection

그림 12는 융합필터의 최종 위치추정 결과를 3차원으로 도시한 것이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 융합필터는

서의 이상이나 다중경로에 의한 측정오차의 영향을 최소화 하면서 원활한 위치 추정을 하였다.

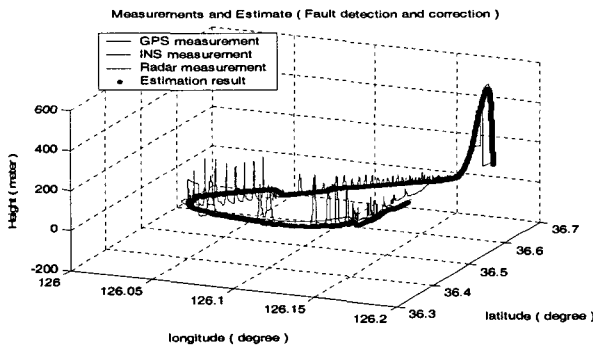


그림 12 실제 측정치와 융합 추정치  
Fig 12 Real Measurements and Estimate

### 5. 결 론

본 연구에서는 비행시험시스템용 자료융합 필터를 설계하고 이를 모의 비행자료와 실제 비행자료에 적용하여 그 성능을 확인하였다. 비행체의 기동을 Singer가 제시한 동적기동 모델로 선정하고 이에 대한 실제 비행자료의 추적성능을 분석하였으며 선정모델의 적합함을 보여주었다. 융합필터의 구조는 각각의 센서의 데이터를 처리하는 부 필터와 부 필터에서 생성된 상태변수와 공분산을 융합하는 주 필터의 구조를 갖는 연합형 칼만필터로 설계하였으며 상태변수와 공분산의 융합은 최대가능도추정법을 이용하였다. 부 필터에는 센서의 이상을 검출하는 알고리즘을 적용함으로써 돌출적인 센서 이상이나 비정상적인 데이터에 강인한 융합필터를 구현하였다. 모의 비행자료와 실제 비행자료를 적용한 결과 설계된 융합 필터는 센서의 이상이나 불규칙한 측정치의 영향을 최소화하면서 비행체의 위치자료를 성공적으로 추정하였다.

### 참 고 문 헌

[1] R. A. Singer, "Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-5, July 1970.  
 [2] X. R. Li, and V. P. Jilkov, "A Survey of Maneuvering Target Tracking: Dynamic models," In proceedings of SPIE conference on Signal and Data Processing, April 2000.  
 [3] N. A. Carlson, "Federated Square Root Filter for Decentralized Parallel Processes," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. AES, Vol.26, May 1990.

[4] Y. Gao, E. J. Krakiwsky, and M. A. Abousalem, "Comparison and Analysis of Centralized, Decentralized and Federated Kalman Filters," NAVIGATION : Journal of the Institute of Navigation, Vol. 40, 1993.  
 [5] N. A. Carlson, "Federated Kalman Filter Simulation Results," NAVIGATION : Journal of the Institute of Navigation, Vol. 41, 1994.  
 [6] J. M. Mendel, Lessons in Estimation Theory for Signal Processing, Communication, and Control, Prentice Hall, 1995.  
 [7] 이용재 외, "다중센서 시뮬레이터 설계 및 자료융합 알고리즘 개발," 한국항공우주학회지 제 34권 제5호, 2006. 5.

## 저 자 소 개



### 이 용 재 (李容宰)

1966년 10월 18일생. 1990년 아주대 제어계측공학과 졸업. 1992년 동 대학원 제어계측공학과 졸업(석사). 2006년 동 대학원 전자공학과 박사과정. 1992년~현재 국방과학연구소 선임연구원  
 Tel : 041-671-2221  
 Fax : 041-673-1122  
 E-mail : yjlee@add.re.kr



### 이 자 성 (李資城)

1949년 1월 27일생. 1975년 한양대 전기공학 졸업. 1977년 Univ. of Southern California 전기공학과 졸업(석사). 1981년 Univ. of Southern California 전기공학과 졸업(박사). 1992년 Rockwell International Corporation 선임연구원. 1992년~현재 아주대 전자공학부 교수  
 Tel : 031-219-2487  
 Fax : 031-212-9531  
 E-mail : jsung@ajou.ac.kr