

技術論文

다중센서자료 시뮬레이터 설계 및 자료융합 알고리즘 개발

이용재*, 고선준**, 송종화**, 이자성**

Design of a Multi-Sensor Data Simulator
and Development of Data Fusion Algorithm

Yong-Jae Lee*, Sun-Joon Ko**, Jong-Wha Song** and Ja-Sung Lee**

ABSTRACT

This paper presents a multi-sensor data simulator and a data fusion algorithm for tracking high dynamic flight target from Radar and Telemetry System. The designed simulator generates time-asynchronous multiple sensor data with different data rates and communication delays. Measurement noises are incorporated by using realistic sensor models. The proposed fusion algorithm is designed by a 21st order distributed Kalman Filter which is based on the PVA model with sensor bias states. A fault detection and correction logics are included in the algorithm for bad data and sensor faults. The designed algorithm is verified by using both simulation data and actual real data.

초 록

본 논문에서는 레이더와 원격측정시스템으로부터 수신되는 다중센서자료를 모사하는 시뮬레이터 설계와 이들 자료를 융합하기 위한 알고리즘 개발에 대하여 소개한다. 설계된 데이터 시뮬레이터는 실제 센서 시스템으로부터 얻게 되는 시간의 비동기, 통신지연, 다중 갱신주기들을 갖는 모의센서 자료를 생성하며 실제적인 센서 모델을 이용하여 측정 잡음을 생성한다. 융합알고리즘은 센서 바이어스 상태를 고려한 PVA모형을 기초로 21차 분산형 칼만 필터로 설계되었고, 센서의 이상이나 정상적이 아닌 측정치를 검출하기 위한 로직도 포함되었다. 설계된 알고리즘을 시뮬레이터에서 생성한 모의 자료 및 실제 자료를 적용하여 검증하였다.

Key Words : Multi-Sensor(다중센서), Distributed Kalman Filter(분산형 칼만필터), Data Simulator(데이터 시뮬레이터), Data Fusion Algorithm(융합알고리즘)

1. 서 론

유도무기 비행시험에 있어서 비행탄도의 실시간 위치추적은 유도무기 비행시험 안전통제에 필

수적이다. 이러한 비행탄도의 실시간 위치추적은 레이더, 원격측정시스템, GPS, 관성항법시스템, 고도계 등과 같은 다수의 서로 다른 추적센서 시스템을 통하여 이루어진다. 따라서 이와 같은 다중센서를 이용한 위치추적은 서로 상이한 오차특성 및 시스템 특성을 갖는 여러 개의 센서 데이터를 융합하여 최적의 위치 해를 구할 수 있는 알고리즘 개발이 필요하다.

Fig. 1은 현재 국방과학연구소 종합시험단에 서 운용중인 GPS, INS, 그리고 레이더 시스템을

† 2005년 12월 12일 접수 ~ 2006년 4월 7일 심사완료

* 정희원, 국방과학연구소 종합시험단

연락처, E-mail : yjlee@add.re.kr

충남 태안군 태안우체국 사서함 1호

** 정희원, 아주대학교 전자공학과

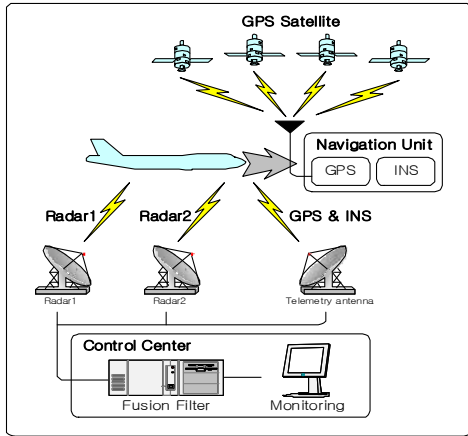


Fig. 1. Target Tracking System

이용한 비행탄도 추적시스템을 나타낸다. 시험통제소(Control Center)의 비행시험통제컴퓨터는 각 센서의 실시간 위치추정치를 수집하고, 융합필터를 이용하여 최적의 위치자료를 추적/기록한다.

비행탄도의 실시간 위치추정을 위한 다중센서 데이터 융합 알고리즘은 실시간 처리, 분산 다중센서처리, 다중 샘플링 주기처리, 비동기 데이터 처리, 센서바이어스 오차처리, 센서 오동작 검출 기능, 통신지연 보상기능 등을 내장해야 한다[1]. 따라서 데이터 융합 알고리즘의 개발을 위해서는 먼저 이러한 기능을 내장한 데이터 시뮬레이터를 설계한 후 이를 이용하여 실제 발생하는 여러 가지 상황에 대한 알고리즘의 검증 및 문제 해결을 위한 보완 작업이 필요하다. 본 논문에서는 실제 센서인 GPS, INS, Radar와 같이 탄도추적 자료를 생성할 수 할 수 있는 다중센서자료 시뮬레이터를 설계하였다. 이 시뮬레이터는 전송주기, 전송지연, 오차생성, 추적실패구간 등을 모의하여 실제와 같은 탄도자료를 생성/저장한다. 또한, 모의자료를 이용하여 실제 적용이 가능하고 센서 오동작에 강인한 융합알고리즘을 개발하였다. 참고로 본 논문에서는 추적센서인 레이더시스템의 위치추적 자료를 RIR, 원격추정시스템으로부터 수신되는 유도탄 위치자료와 GPS 위치자료를 각각 INS, GPS라 표기한다.

II. 본 론

2.1 다중센서 데이터 시뮬레이터 설계

본 장에서는 시스템 특징 및 센서특성을 기반으로 다중센서 데이터 시뮬레이터를 설계한다. 실험하려는 비행체의 실제 탄도의 동적특성을 기

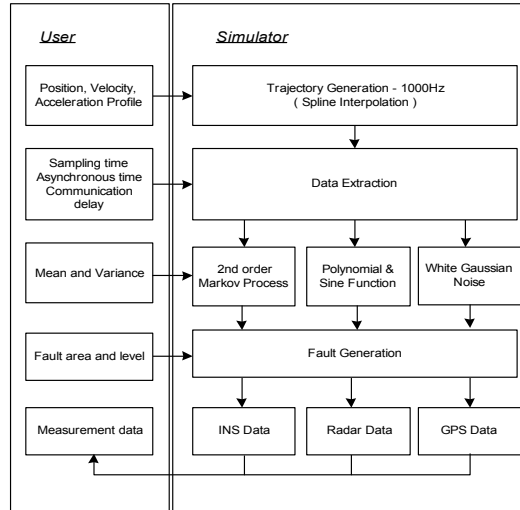


Fig. 2. Structure of Multi-Sensor Data Simulator

반으로 모의 탄도를 생성하고 그 탄도에 대한 센서의 측정 데이터를 생성한다. 다중센서의 특성 및 동작 특성을 분석하여 각 센서의 모델을 설정하고, 모델을 근거로 다중센서 데이터를 생성하였다. Fig. 2는 설계된 다중센서 데이터 시뮬레이터의 구조이다.

2.1.1 경로 생성 알고리즘

비행체의 참 경로는 실측 센서데이터를 분석하여 비행체의 위치, 속도, 가속도 프로파일을 작성하고 그 동적특성을 기반으로 ENU 좌표계에서 시험 궤적(test trajectory)을 생성한다. 여기서 시뮬레이터는 다중샘플링주기, 통신지연, 비동기화 특성을 각 센서마다 부여하는데 이것을 ms단위로 변화 가능하도록 하기 위하여 1kHz의 표본화율(sampling rate)로 참 경로를 생성한다.

참 경로를 생성하기 위한 데이터 포인트 간의 보간을 위해 3차 스플라인 보간(cubic spline interpolation)기법을 쓴다. 스플라인 보간 기법은 두 점 사이를 하나의 고차함수로 정의하고, 각 구간별 함수가 정해진 조건에 만족하도록 연속적으로 표현하는 구간보간(piecewise interpolation) 기법 중 하나다. 이 기법을 사용한 이유는 센서의 측정치가 위치자료로 출력되고 이를 미분하여 속도와 가속도 자료를 이용하게 되므로 미분에 의한 속도 및 가속도의 발산을 막기 위해서이다. 따라서 시뮬레이터에 의해 생성된 경로는 각 점에서 연속이며, 그 점의 전후 일·이차 미분 값이 같도록 만들어졌으며 이러한 특징은 목표물의 위치, 속도, 가속도를 추정하기 위한 경로모델로서 합당하다[2].

2.1.2 센서데이터 생성

사용자가 1ms 단위의 샘플링주기, 통신지연과 비동기화 값을 시뮬레이터에 입력하면, 앞에서 생성된 1kHz의 경로 데이터를 기반으로 각 센서별 참 경로와 측정시간, 수신시간 등을 추출한 후 잡음오차와 바이어스오차를 더하여 측정치를 생성한다. 이렇게 생성된 측정치에 센서 이상구간을 설정하여 이상구간에서 비정상적인 측정값을 갖도록 설정한다.

2.1.3 센서오차 및 고장 생성

2.1.3.1 GPS 오차 생성

GPS의 오차는 일반적으로 의사거리오차 형태로 나타나게 되며, 위성시계오차, 대류권·전리층에 의한 전파지연 등의 바이어스 형태의 오차와 다중경로오차, 수신기 잡음 등의 랜덤오차를 포함한다[3]. 이러한 오차 성분들은 수신기의 위치, 측정시간, 주위환경에 따라 변화하며, 각 오차요소의 자세한 모델링은 구현에 어려움이 있다. 그러나 본 논문에서 사용되는 GPS자료는 원격측정 시스템으로부터 수신된 최종 위치자료이므로 실제 비행시험에서 얻은 GPS의 실측데이터를 분석하여 ENU좌표계에서 수평보다는 수직 값이 큰 분산을 갖는 가우시안 백색잡음에 의사거리를 더하여 오차를 생성하였다.

2.1.3.2 INS 오차 생성

관성항법시스템을 이용한 위치측정은 가속도계와 각속도계의 측정값을 미분방정식 형태의 최종항법식을 이용하여 항법해를 연산하게 된다[4]. 본 논문에서의 INS위치오차는 GPS와 마찬가지로 실측데이터를 분석한 결과 2차 미분 값이 백색잡음을 확인하여 센서잡음을 백색잡음으로 가정했을 때, 그의 적분형태인 n차 마코프 프로세스(Markov-process)로 근사화시켰다. Fig. 3에서와 같이 위치오차를 2차 마코프-프로세스의 형태로 근사화하였으며, 입력은 센서의 실제 측정데이터에 가까운 영평균과 0.1%의 분산을 갖는 가우시안 백색잡음으로 생성하였다.

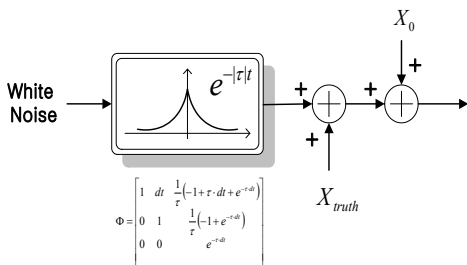


Fig. 3. INS Error Model

2.1.3.3 레이더 오차 생성

레이더에 의한 측위 시, 목표물이 레이더 안테나에서 멀어지면 반사파 수신 전력이 약해지고 따라서 측정치 오차가 커지게 된다. 또한 목표물의 고도가 낮아지면 전파의 해수면반사에 의한 다중경로오차가 커지게 된다. Fig. 4는 레이더를 이용한 비행체의 3차원 실측 위치측정 데이터를 도시한 것이다.

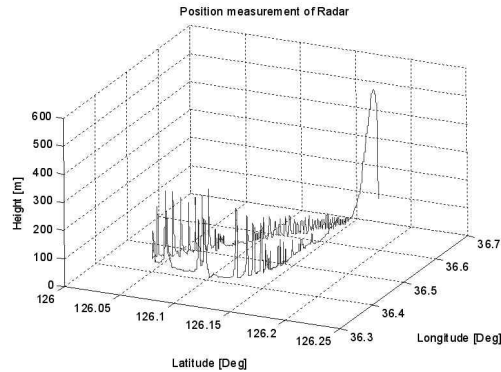


Fig. 4. Real Position Measurement data from Radar

레이더의 오차생성은 실측 데이터를 분석하여 비콘 송신안테나의 특성 및 비행체의 고도와 거리에 따라 오차가 변하는 현상을 반영하여 ENU 좌표계에서 아래와 같이 모델링하였다.

$$\begin{aligned} E_{RIR} &= E_{truth} + E_{bias} + E_{noise} \\ N_{RIR} &= N_{truth} + N_{bias} + N_{noise} \\ U_{RIR} &= U_{truth} + R \cdot \sin(2\pi ft) + U_{noise} \end{aligned}$$

수평방향의 오차는 랜덤 바이어스와 잡음오차의 합으로 수직방향은 유도탄이 발사지점으로부터 멀어질수록 주기적 스파이크 오차가 커지는 형태이다. 여기서, R은 유도탄-원점과의 상대거리를 의미하며, f는 실측데이터를 기반으로 특정 값으로 정하였다.

2.1.3.4 데이터의 이상 생성

RIR, INS, GPS 데이터의 이상은 Fig. 2에서 볼 수 있듯이 비동기시간, 통신지연, 그리고 특정한 구간에서 비정상 값을 입력하여 데이터의 전송오차나 추적실패를 고려하여 생성할 수 있다. 본 절에서는 유도탄기 비행시험 중 탑재된 GPS의 동작성능은 주로 유도탄 발사에 따른 초기거동과 선회구간에서 Fault가 난 점을 고려하여 설계하였다.

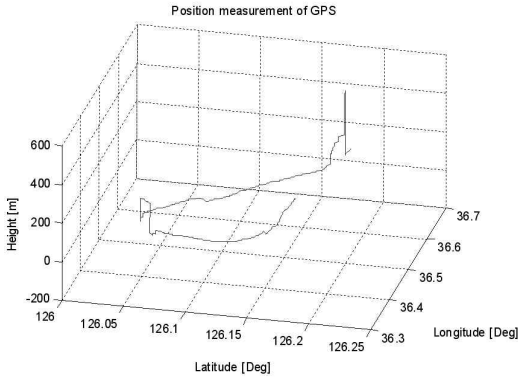


Fig. 5. Real Position Measurement data from GPS

Fig. 5는 실측 데이터의 GPS 위치측정값을 나타낸다. 실측 데이터에서 확인할 수 있듯이 초기 기동구간과 중간 선회구간에서 이상이 발생한 경우이다. 시뮬레이터를 이용하여 생성한 이상 역시 실제 비행시험의 경우와 유사하게 초기구간과 비행체의 선회구간에서 GPS이상을 생성하였다.

2.2 다중센서 융합알고리즘

본 논문에서는 21차 분산형 칼만 필터 구조를 기본 융합필터로 설계한다. 칼만 필터는 각 센서의 오차 확률을 반영하여 융합된 위치 추정치와 추정 공분산값을 제공하고, 이를 이용하여 각 센서의 이상 및 비정상적인 데이터를 추출하고 교정할 수 있는 이점이 있다. 부 필터는 각 센서의 위치추정치로 PVA모델로 추정하는 9차 칼만 필터, 주 필터는 부 필터의 추정치를 이용하여 PVA, INS와 RIR의 바이어스, 바이어스 변화율을 상태변수로 갖는 21차 칼만 필터 형태이다.

2.2.1 융합필터의 기본구조

Fig. 6은 융합필터의 기본구조를 나타낸다. 실측 데이터를 기준으로 GPS는 10Hz, INS, 레이더는 각각 50Hz의 샘플링 주파수를 갖는다.

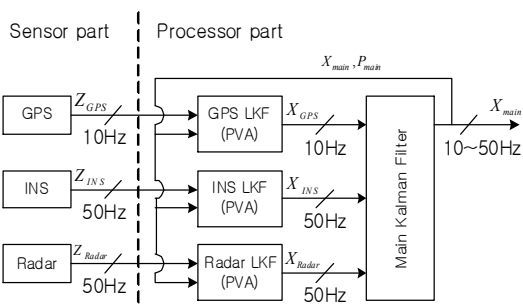


Fig. 6. Basic Structure of the Fusion Filter

각 센서의 위치추정치는 센서의 출력주기로 부 필터를 이용하여 처리한 후 주 필터로 전달되며, 주 필터에서는 부 필터로부터 입력되는 상태벡터 변수를 추정치로 이용하여 다시 칼만 필터링을 한다. 이때 부 필터의 상태변수 계산시각과 주 필터의 상태개선식 계산시각 사이에는 시간차가 존재하는데 이를 보상하기 위하여 부 필터 상태변수를 시간차만큼 예측한 값을 사용 한다 또한, Fault 발생 시 주 필터는 부 필터의 입력 값 보정을 위하여 최종 추정치와 공분산 행렬을 귀환시킨다.

2.2.2 PVA Model을 이용한 필터 설계

본 논문에서는 해수면에서 저고도로 기동하는 비행체의 운동을 위치, 속도, 가속도를 포함하는 PVA(Position-Velocity-Acceleration) 모델로 표현하고 센서의 바이어스오차를 PV모델로 표현하여 칼만 필터에 적용하였다. 부 필터의 경우 아래와 같이 9차의 상태벡터를 갖는 칼만 필터를 설계하였으며

$$X = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]$$

주 필터의 경우 아래와 같이 21차 상태벡터를 적용하였다.

$$X = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}, b_{rx}, b_{ry}, b_{rz}, \dot{b}_{rx}, \dot{b}_{ry}, \dot{b}_{rz}, b_{tx}, b_{ty}, b_{tz}, \dot{b}_{tx}, \dot{b}_{ty}, \dot{b}_{tz}]$$

여기서, (x, y, z) 는 국부 ENU(Earth-North-Up) 좌표계에서 정의되는 비행체의 3차원 위치이고, (b_{rx}, b_{ry}, b_{rz}) 와 (b_{tx}, b_{ty}, b_{tz}) 는 각각 RIR과 INS의 바이어스 오차항이다.

주 필터의 21차 상태벡터에 대하여 시스템 방정식과 측정식은 다음과 같다.

$$\text{시스템 방정식 : } X_{k+1} = F_k X_k + u_k \quad (1)$$

$$\text{측정식 : } Z_k = H_k X_k + v_k \quad (2)$$

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 측정잡음($\sim N(0, R^2)$)이다.

시스템의 천이행렬 F_k 는 다음과 같이 주어진다.

$$F_k = \begin{bmatrix} F_a & \mathbf{0}_{9 \times 12} \\ \mathbf{0}_{12 \times 9} & F_b \end{bmatrix}_{21 \times 21} \quad (3)$$

여기서, $\mathbf{0}_{m \times n}$ 은 $m \times n$ 영행렬, F_a 와 F_b 는 각각 비행체의 운동과 센서 바이어스 오차항에 대한

시스템 천이행렬이며, 특히 F_a 는 부 필터의 천이 행렬과 같다.

$$F_a = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & \Delta t \cdot I_{3 \times 3} & \frac{1}{2} \Delta t^2 \cdot I_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & \Delta t \cdot I_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{9 \times 9} \quad (4)$$

$$F_b = \begin{bmatrix} I_{6 \times 6} & \Delta t \cdot I_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & I_{6 \times 6} \end{bmatrix}_{12 \times 12}$$

여기서, $I_{m \times n}$ 은 $m \times n$ 전치행렬, Δt 는 샘플링 시간이다. 센서 오차의 동력학적 특성을 필터에 고려하여 좀 더 강인한 필터 성능을 얻기 위하여 위와 같이 RIR과 INS의 바이어스 오차를 짧은 시간구간내에서 간단한 PV모델을 이용하였다[5].

개개의 센서에 대한 관측행렬은 다음과 같다.

$$H_k^{GPS} = [I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 18}]_{3 \times 21} \quad (5)$$

$$H_k^{RIR} = [I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 6} \quad I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 9}]_{3 \times 21} \quad (6)$$

$$H_k^{INS} = [I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 9} \quad I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 6}]_{3 \times 21} \quad (7)$$

한편, 부 필터 센서 각각의 관측행렬은 식(8)과 같다.

$$H_k = [I_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}]_{3 \times 9} \quad (8)$$

위의 시스템 상태방정식과 측정식을 이용한 부 필터 및 주 필터의 상태 전달식(prediction) 및 개선식(correction)의 구조는 아래 Fig. 7과 같다.

칼만 필터의 설계 시 Q와 R값은 필터의 성능을 결정하는 중요한 parameter이다. Q는 공정오차 공분산 행렬로 설계된 시스템과 실제시스템 사이의 오차의 공분산 행렬을 나타내고, R은 상

태 공분산 행렬로 실제 값과 센서측정치 사이의 오차 즉 센서오차의 공분산 행렬을 나타낸다. 본 논문에서는 시스템오차는 상태변수 공분산행렬 P값이 발산하지 않도록 Q와 R값을 튜닝 하였다. R값이 너무 크면 추정오차가 커지고 작으면 센서 데이터 값을 과신하게 된다. 한편, Q값이 너무 작은 경우는 필터가 발산하고 큰 경우는 진동하게 된다. 각 update 구간에서 PVA 모델에 의한 모델링 오차는 크지 않으므로 공정오차 공분산에 약간의 여유를 주어 필터의 강인성을 확보하였다. 공분산 입력 값은 강인성과 정확도와의 절충(Trade-off)을 통해 실험적으로 정해진다. 본 논문에서는 R값을 각 센서의 오차범위 내에서 Q값은 각 부 필터에서 1, 주 필터에서는 0.1로 각각 설정하였다.

2.2.3 센서의 오동작 및 이상 데이터 검출

센서의 오동작과 돌발적인 환경으로 야기되는 비정상적인 측정데이터를 감지하지 않고 그대로 칼만 필터에 적용하면 추정오차가 증가할 뿐만 아니라, 그러한 현상이 지속될 경우 추정 값의 발산을 가져오고 결과적으로 목표물 추적의 실패를 초래하게 된다. 이러한 비정상적인 데이터는 다음 식과 같이 측정잔류값(measurement residual)의 공분산값에 대한 비율을 통계적인 임계값(threshold value)과 비교함으로써 검출이 가능하다.

$$\begin{aligned} z_k &= h(x_k) + v \\ &= h(\hat{x}_k) + \frac{\partial h(\hat{x}_k)}{\partial x} \Delta x + (\text{high order terms}) + v \\ &\approx \hat{z}_k + H_k \Delta x + v \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} Cov\{z_k - \hat{z}_k\} &= H_k Cov\{\Delta x\} H_k^T + v \\ &= H_k P_k H_k^T + R_k \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} s &= [Z_k - \hat{Z}_k] / Cov[Z_k - \hat{Z}_k] < s_0 \\ &= [Z_k - \hat{Z}_k] / (H_k P_k H_k^T + R_k) < s_0 \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 H_k 는 개개 칼만 필터의 관측행렬, R_k 은 관측오차행렬, s_0 는 오차확률에 따라 미리 정의된 값으로서 99% 오차확률(3σ)을 적용하였다. 따라서 주 필터에서 $s < s_0$ 이면 측정값을 칼만 필터의 개선식에 이용하고, 그렇지 않으면 측정값을 센서의 이상이나 비정상적인 측정치로 판단, 칼만 필터에 적용하지 않는 로직을 구현하였다.

2.3 시뮬레이션 결과

2.3.1 센서데이터 생성결과

Fig. 8~10은 시뮬레이터를 이용해 생성한 GPS

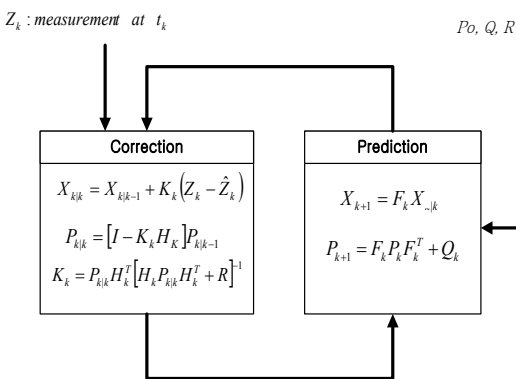


Fig. 7. State Prediction and Correction Equations of the Master & Local Filter

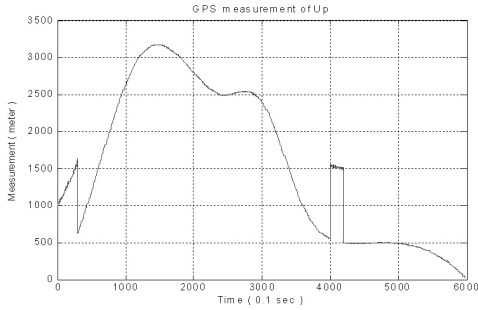


Fig. 8. Vertical Components of the GPS measurements

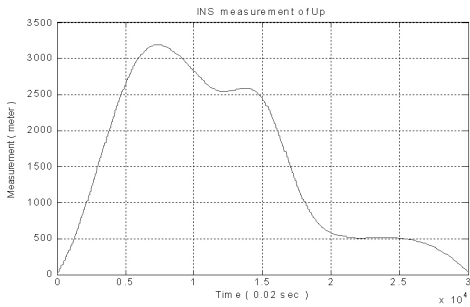


Fig. 9. Vertical Components of the INS measurements

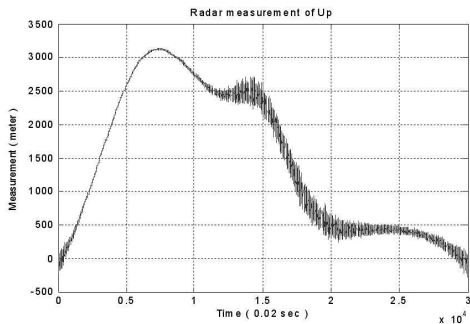


Fig. 10. Vertical Components of the Radar measurements

와 INS와 레이더의 위치 측정치의 결과이며, ENU 좌표계에서의 Up 방향 성분만을 도시한 것이다. GPS 측정치는 Fig. 8에서와 같이 초기구간과 선회구간에서 위치 추정의 이상 구간을 모사하기 위하여 시뮬레이션 탄도자료에 임의 값을 더하여 생성하였으며, Fig. 9의 INS 측정치에는 2차 마코프 프로세스 모델을 이용한 누적오차바이어스를 첨가하였고, Fig. 10의 레이더 측정치는 실측 데이터와 유사한 경향으로 고도와 거리에 따라 변하는 오차를 생성하였다.

2.3.2 시뮬레이터를 이용한 알고리즘 검증

융합 알고리즘의 검증은 시뮬레이터에서 생성된 데이터를 통해 이루어진다.

Fig. 11과 12는 앞 절에서 생성된 시뮬레이터의 데이터를 이용했을 경우 각각 이상검출을 수행하지 않았을 때의 Up방향의 최종 위치추정치와 INS, Radar의 바이어스 추정치이다. GPS의 고장검출이 이루어지지 않아 타 센서의 바이어스로 추정되는 것을 확인할 수 있다.

GPS 데이터의 영향으로 융합필터의 추정치는 이상 구간에서 큰 측정잔류값을 보인다. Fig. 13은 각 센서의 측정잔류값을 나타낸다. 이 측정

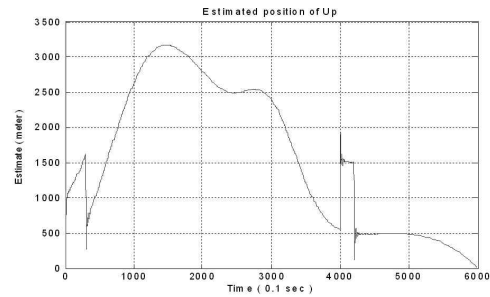


Fig. 11. Vertical Components of the Estimated measurements without Fault Detection

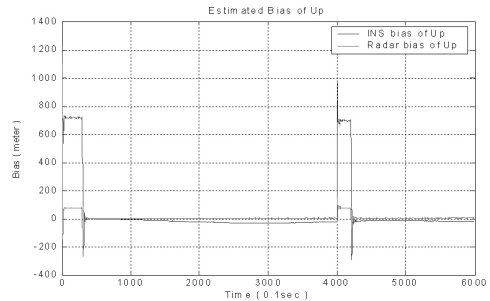


Fig. 12. Vertical Components of the Bias measurements without Fault Detection

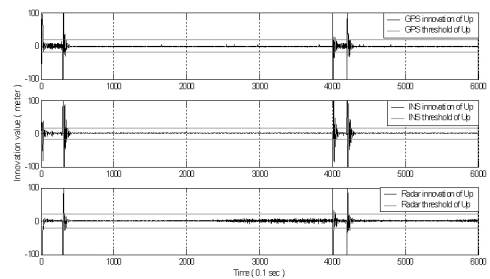


Fig. 13. Measurement Residuals and Threshold Values

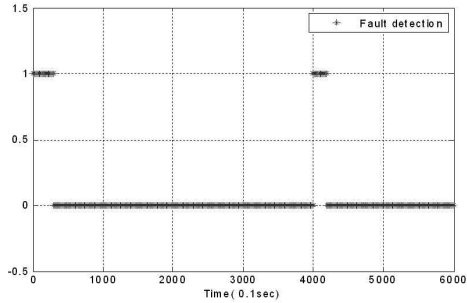


Fig. 14. Detected Fault Periods in GPS Measurements

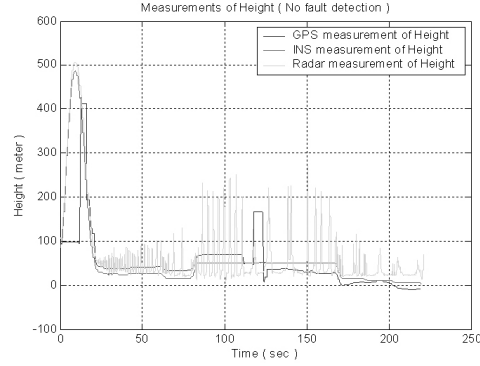


Fig. 16. Vertical Components of the Real Measurements of the Sensors

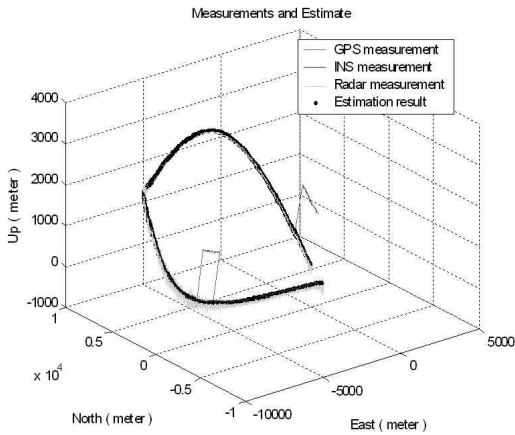


Fig. 15. Position Estimates from simulation data

잔류값은 필터의 이상 검출 알고리즘의 임계 파라미터 선정에 이용된다. 그림에서 점선은 이상 검출을 위해 선정된 임계값을 나타낸다.

Fig. 14는 이상검출 기능을 포함한 융합알고리즘에 의해 검출된 GPS의 이상검출 구간을 나타낸다.

Fig. 15는 이상검출 및 수정이 이루어진 융합 필터의 최종 위치추정 결과이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 융합필터는 GPS센서의 이상이나 레이더의 불규칙한 측정치 영향을 최소화하고 원활하게 위치 추정을 하고 있다.

2.3.3 실측데이터를 이용한 결과

개발된 알고리즘을 실측 데이터에 적용하여 성능을 확인하였다. Fig. 16은 각 센서의 고도방향에 대한 실측 측정치이다. 앞에서 언급한 바와 유사하게, GPS 센서의 실측데이터는 초기구간과 선회구간에서 고장이 발생하며, 레이더의 실측데이터는 고도가 낮은 구간에서 반사에 의한 잡음이 커지는 것을 확인할 수 있다.

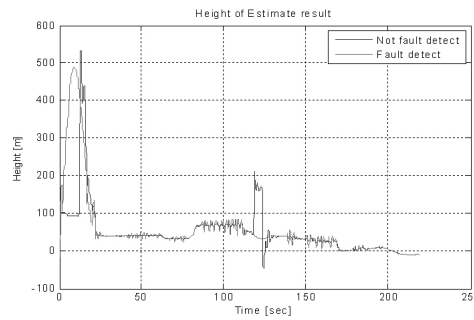


Fig. 17. Vertical Components of the Estimated measurements with/without Fault Detection

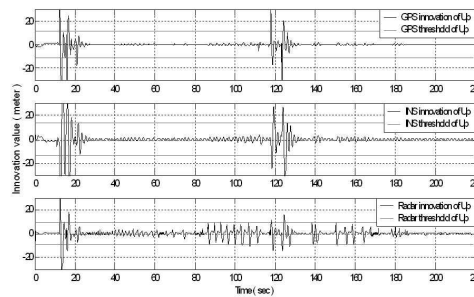


Fig. 18. Real Measurement Residuals and Threshold Values

Fig. 17은 융합알고리즘에서 이상검출 및 수정을 하지 않았을 때와 했을 때의 Up방향의 최종 위치추정치이다. 이상검출 및 수정을 했을 때 최종위치 추정치가 GPS의 고장에도 불구하고 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다.

Fig. 18은 GPS의 측정치 오류로 인한 측정잔류값의 변화와 추정치 오류로 인한 타 센서들의

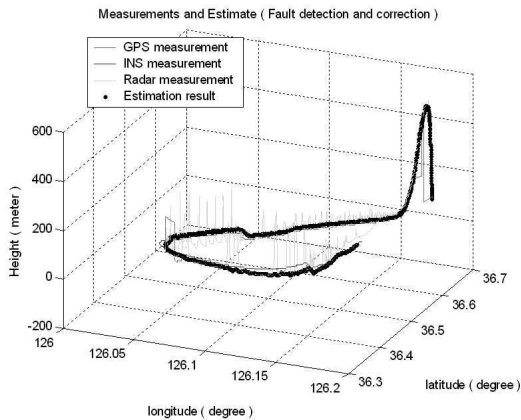


Fig. 19. Real Measurements and Estimate

잔류값 변화를 보여준다.

Fig. 19는 Fig. 18에서의 이상검출과 이에 대한 수정이 이루어진 융합필터의 최종 위치추정 결과이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 융합필터는 GPS센서의 이상이나 레이더의 불규칙한 측정치의 영향을 최소화 하고 원활한 위치 추정을 수행함을 알 수 있다.

III. 결 론

다중센서로부터 수신되는 탄도자료를 모사할 수 있는 시뮬레이터를 설계하였고 이를 이용하여 자료융합 알고리즘을 개발하였다. 먼저 실제 비행탄도 추적 시스템인 GPS, INS 및 레이더 센서의 특성 및 각 센서의 오차특성 분석 및 모델링을 수행하였고 이를 기반으로 센서데이터의 생성 및 센서오차와 고장생성이 가능한 다중센서 데이

터 시뮬레이터가 설계되었다. 다중센서 자료융합 알고리즘은 위치 추정치의 정확도를 높이기 위해 센서 바이어스 상태를 고려한 21차 분산형 칼만 필터로 설계하였고 센서 데이터의 이상발생 시에도 위치추정이 가능하도록 이상검출 알고리즘을 추가하였다. 개발된 알고리즘의 성능검증을 위해 다중센서자료 시뮬레이터를 이용하여 모의센서자료를 생성하고 이를 알고리즘에 적용하였으며, 최종적으로 실측데이터를 적용한 결과 센서의 이상이나 불규칙한 측정치의 영향을 최소화하면서 비행탄도를 성공적으로 추정하였다.

참고문헌

- 1) 이용재 외, "비행시험용 실시간 데이터 융합필터 성능분석", 대한 전기학회 하계학술대회 논문집.
- 2) 이용재 외, "비행체 추적용 실시간 데이터 융합 알고리즘 구현 및 성능분석", 제4회 시험평가기술 심포지움, 2003. 10, pp. 121~133
- 3) B. W. Parkinson, J. J. Spilker Jr., Global Positioning System : Theory and Applications Volume III, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 1996.
- 4) D. H. Titterton and J. L. Weston, Strapdown inertial navigation technology, Peter Peregrinus Ltd. on behalf of the Institution of Electrical Engineers, 1997.
- 5) Friedland, B., "Treatment of Bias in Recursive Filtering", IEEE Trans. on Automatic Control, Vol. AC-14, No. 4, Aug 1969, pp. 359-367.