

위성발사체 궤도 및 순간낙하점 추정을 위한 융합필터

Fusion Filter for the Trajectory and Instantaneous Impact Point Estimation of a Satellite Launch Vehicle

류성숙*, 김정래**, 송용규**, 고정환***, 심형석***

Seong-Sook Ryu*, Jeong-Rae Kim**, Yong-Kyu Song**, Jeong-Hwan Ko*** and Hyung-Seok Sim***

요약

고속으로 장거리를 비행하는 위성발사체는 고장 시 큰 위험을 줄 수 있으므로, 비행 궤도를 감시하고 고장 여부를 판단하는 비행안전 시스템의 운용이 필수적이다. 비행안전 시스템에 적용되는 필터는 일반적인 위치추적 필터와는 달리 필터 정확성 보다는 신뢰성이 우선 시 되어야 하고, 정확한 순간낙하점 추정을 위해서는 궤도 위치뿐만 아니라 속도 역시 중요하게 여겨져야 한다. 본 논문에서는 KSLV-I 위성발사체 발사 시 운용되는 추적 센서를 적용하는 융합필터를 구성하고 궤도 및 순간낙하점을 계산하여 구성된 필터의 성능을 시험하였다.

Abstract

Malfunction of satellite launch vehicles with high speed and long range can be a major concern for operations. Flight safety system that monitor the trajectory and identify any failure of the launch vehicles. Tracking filters for the flight safety systems are different from common tracking filters since filter reliability is more emphasized than accuracy. Reliable estimation of instantaneous impact points requires reliable velocity estimates as well as reliable position estimates. A fusion filter for a flight safety system was developed with the tracking sensor models for the Korea Satellite Launch Vehicle I. The fusion filter performances were evaluated by analyzing the trajectory and instantaneous impact point estimates.

Key words : Flight Safety System, Fusion Filter, Instantaneous Impact Point

I. 서론

위성발사체의 경우 과학 로켓이나 단거리 미사일에 비하여 크기 및 속도가 크고 상대적으로 먼 거리를 비행하기 때문에 예상치 못한 상황 및 발사체의

비정상 비행에 따른 사고의 위험에 대처하기 위한 방안이 필수적으로 요구된다.

비행안전시스템(Flight Safety System)이란 발사체의 비행정보 및 순간낙하점(Instantaneous Impact)의 정확한 예측을 통하여 고장이 발생한 발사체의 비행

* 한국항공대학교 대학원(Graduate School of Aerospace & Mechanical Eng., Korea Aerospace University)

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(Aerospace & Mechanical Eng., Korea Aerospace University)

*** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

· 교신저자 (Corresponding Author) : 김정래

· 투고일자 : 2008년 6월 29일

· 심사(수정)일자 : 2008년 7월 25일 (수정일자 : 2008년 8월 21일)

· 게재일자 : 2008년 8월 30일

을 적절한 예측을 통하여 고장이 발생한 발사체의 비행을 적절한 시점에 중단시키게 되면 발사체 및 부속물은 미리 지정된 비행안전영역 내로 낙하하게 되어 피해를 최소화 시킬 수 있다[1].

IIP 계산에는 현재의 위치와 속도 정보가 필요한데, IIP 계산값의 신뢰성을 확보하기 위해서는 현 비행체의 위치 및 속도 정보의 신뢰성이 우선적으로 고려되어야 한다. 정상 비행 중인 발사체의 센서 노이즈 및 오동작에 의해 IIP가 안전 범위를 벗어날 경우 비행중단 명령을 수행할 가능성을 최소화하는 것이 필요하다. 비행안전 범위 판단에는 수 km의 정확도면 충분하기 때문에, 추적 필터의 정확도 보다는 신뢰도에 비중을 두어야 한다.

전 비행구간에 대해서 안정적으로 IIP를 계산하기 위해서는 센서 고장 및 추적이 불가능한 상황 등에 적절히 대처할 수 있도록 필터를 구성하여야 한다. 이러한 관점에서 단일 센서에 의한 추적 보다는 다중 센서에 의한 추적이 요구된다. 비행안전시스템에는 감시 화면에 각 센서마다 현재 위치 및 IIP를 표시하게 되는데, N개의 센서가 있을 경우 2N개의 점을 동시에 표시하게 되어 순간적인 판단을 요구하는 비행중단 판단에 큰 어려움을 유발한다. 이러한 관점에서 다중 센서의 데이터를 취합하여 단일 위치 및 IIP를 계산하는 융합필터의 개발이 요구된다.

발사체의 동역학적 특성 및 예정 궤도가 주어졌을 때, 필터 상수 조정에 의해 추적 필터를 최적화하는 것은 가능하다. 하지만, 고장 발생 시에는 발사체 동역학 특성이 기준값과는 많이 달라져서 더 이상 추적 필터가 최적화된 성능을 내지 못하고 오동작할 가능성도 있다. 이러한 관점에서 단순하지만 신뢰성 높은 필터의 구성이 요구된다.

발사체 추적에 사용되는 센서에는 전파 추적 레이더 (Range Instrumentation Radar - RIR), 광학추적장치 (Electro-optical Tracking System - EOTS), 관성항법장치 (Inertial Navigation System-INS) 및 GPS (Global Positioning System) 등이 있다. 일반적인 융합 필터와 다른 점은 각 센서들의 동작 범위가 다르다는 점이다. 예를 들어 EOTS는 근거리에서만 운용되며, 레이더도 레이더 기지 위치에 따라 초기에는 추적이 불가능하기도 하다. 이러한 이유로 추적 센서 조합이 비

행시간에 따라 변하게 되는데, 센서 데이터 유입 및 중단 시 필터 오차가 급증하거나 발산하는 경우도 있으므로 이에 대한 주의가 필요하다[2].

본 연구에서는 다중 추적 센서 데이터를 사용하는 위성발사체 융합 추적 필터를 구성하였다. 발사체 항법 용도보다는 비행안전 용도에 초점을 맞추어서 필터 정확도보다는 신뢰성에 비중을 두었다. 고정 이득을 가지는 g-h-k 필터를 부 필터로 이용하여 공분산 융합 필터를 구성하였다. 현재 한국항공우주연구원에서는 KSLV-I 위성발사체를 개발 중인데, 여기에 사용되는 추정 장비 및 기준 궤도를 적용하여 시뮬레이션 데이터를 생성하였다. 융합필터에 의한 발사체 위치 추정값과 IIP 추정값의 정확도와 신뢰성을 분석하였다.

II. 융합 필터 및 시뮬레이션 모델

2-1 융합 필터 구조

본 연구에서 구현한 융합 필터는 주 필터-부 필터의 2중 구조로 구성하였다. 부 필터에서는 각기 다른 추적 센서로부터의 측정값을 필터링하게 되고, 이 결과를 주 필터에서 융합하는 역할을 하고 있다[3].

융합 필터 구성 시 다양한 형태의 부필터와 융합 필터 조합을 시험해 보았다. 칼만 필터를 부필터나 융합필터에 적용할 경우 전반적으로 좋은 성능을 보였으나, 발사 초기 구간이나 속도가 급변 시 불안정한 경향을 보였다. 이러한 문제는 칼만 필터의 이득값 조정 등에 따라 최소화할 수 있으나, 이는 특정 상황에서 최적화되어, 비행 시험 시 예측하지 못한 비정상 비행 시에는 오히려 불안정성을 증대시킬 가능성이 있다. 이러한 이유로, 칼만필터 대신 고정이득 필터인 g-h-k 필터를 부필터로 사용하였다[4]. g-h-k 필터는 추적 정확성 등은 칼만 필터에 비해 떨어지지만, 연산속도가 빠르고 속도가 급변하는 구간에서 비교적 안정된 성능을 보여 주었다. 이 때, g-h-k 부 필터는 그 가중계수 계산에는 두 가지 필터가 적용되었다. Expanding-Memory Polynomial Filter(EMF)를 사용하여 필터의 동작 초기값을 예측한 뒤, 적절한 시점

에서 Fading-Memory Polynomial Filter(FMF)로 전환하도록 구성되었다[5].

본 논문에서는 g-h-k 필터를 부 필터로 선정하고 공분산 융합 필터(COV)를 주 필터로 선정하여 융합 필터를 구성하였다. 공분산 융합 필터는 부필터 추정값의 공분산 정보를 이용하여 융합하는 필터로 시험 결과 필터 안정성 측면에서 칼만 필터에 비해 좋은 성능을 보여 주었다.

다음은 구성된 융합 필터의 추정 변수를 나타내고 있다. 발사체의 3차원 위치, 속도 및 가속도를 추정한다.

$$X = [x \ \dot{x} \ \ddot{x} \ y \ \dot{y} \ \ddot{y} \ z \ \dot{z} \ \ddot{z}]^T \quad (1)$$

다음 식 들은 각 부 필터로부터 계산된 공분산 값을 이용하여 융합하는 주 필터의 알고리즘을 나타내고 있다.

$$P_f^{-1} = P_1^{-1} + P_2^{-1} + \dots + P_m^{-1} \quad (2)$$

$$\hat{x}_f = P_f(P_1^{-1}\hat{x}_1 + P_2^{-1}\hat{x}_2 + \dots + P_m^{-1}\hat{x}_m) \quad (3)$$

P_f : Fused Covariance, \hat{x}_f : Fused State

부 필터 별로 생성된 공분산값 P_i 에 반비례하여 융합 공분산 P_f 을 생성하고, 이를 이용하여 융합 추정값 \hat{x}_f 를 계산하게 된다[6].

본 연구에서 구현한 융합필터의 구조를 다음 그림 1에 나타내었다. 융합 필터의 결과값을 각각의 부 필터에 되먹임 여부는 선택 가능하도록 구현하였다. 되먹임을 하게 되면 추정 오차의 정확도는 향상될 수 있지만 일부 센서의 고장 또는 오차가 다른 센서에 영향을 미쳐 불안정성을 증폭시킬 가능성이 있기 때문이다.

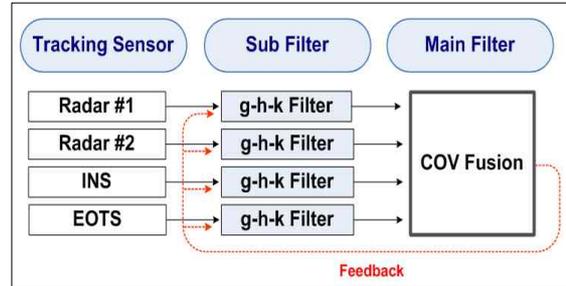


그림 1. 융합 필터 구조 설명
Fig. 1. Fusion filter scheme

2-2 순간낙하점 (IIP) 계산

사고의 위험을 최소화시킬 수 있도록 적절한 시점에서 미리 비행체의 추력을 중단시키기 위해서 IIP는 실시간으로 계산되고 감시되어야만 한다. IIP를 계산하는 방법에는 여러 가지가 있지만, 고고도 궤도를 빠른 속도로 이동하는 발사체의 경우, 실시간으로 IIP를 계산하기 위해서는 케플러 궤도를 이용하는 방법이 적절하다. 이는 발사체가 케플러 타원궤도를 따라 움직인다고 가정한 뒤 구 형태의 지표면과의 충돌 지점을 해석적으로 구하는 방법을 말한다. 단, 이 경우 공기저항은 고려되지 않아서 실제 낙하지점보다는 약간 먼 지점을 나타내게 된다[7,8]. 수치적분 기법을 사용하여 공기저항 등을 고려해 줄 수도 있는데, 본 연구에서는 IIP 정확도 보다는 융합필터 구현 시 IIP 성능에 초점을 맞추었으므로 IIP 알고리즘에 관한 내용은 추가로 다루지 않았다.

IIP 계산에는 실시간 위치와 속도 정보가 필요한데, 별도의 민감도 분석 결과 위치오차보다 속도오차에 특히 민감한 것으로 나타났다. 이러한 이유로 융합 필터 구현 시 위치 추정 성능뿐만 아니라 속도추정 성능도 고려할 필요가 있다.

2-3 시뮬레이션 모델

2008년 12월 발사를 목표로 개발 중인 위성발사체 KSLV-I의 가상 궤도를 생성하고 이를 기준 궤도로 지정하였다. 보안상의 이유로 실제 계획되고 있는 궤도를 사용하지는 않았다. 표 1은 가상 궤도의 비행 이벤트를 나타내고 있다. 발사 이후 100초에서 Fairing이 분리되고 200초에서 1단 연소가 종료된 후

자유비행을 하게 된다. 이 후 400초에서 2단 연소가 시작되어 비행을 진행하도록 구성되어 있다.

표 1. 시뮬레이션 궤도의 비행 이벤트
Table 1. Flight event of simulation trajectory

| Flight Event | Time [sec] |
|--------------|------------|
| Lift off | 0 |
| Fairing 분리 | 100 |
| 1단 연소 종료 | 200 |
| 1/2 분리 | 210 |
| 2단 점화 | 400 |

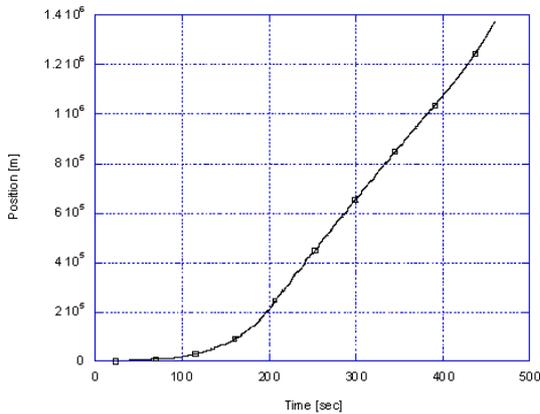


그림 2. 시뮬레이션 궤도의 거리 변화
Fig. 2. Range time series of the simulation trajectory

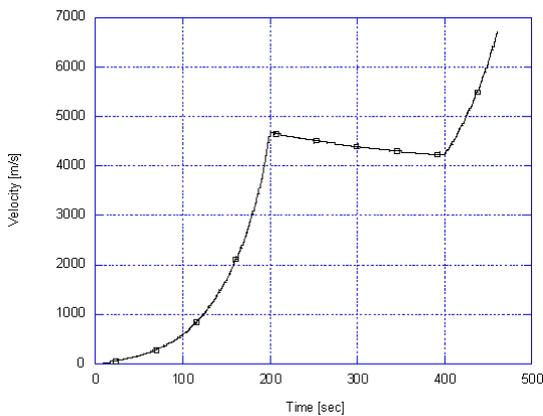


그림 3. 시뮬레이션 궤도의 속도 변화
Fig. 3. Velocity time series of the simulation trajectory

필터 성능 시험에 사용된 가상 궤도의 위치 및 속도 정보를 그림 2와 3에 도시하였다. 발사장으로부터의 거리는 최대 1400km 정도까지 증가하는데, 군용 전술 발사체에 비해 훨씬 장거리를 비행함을 알

수 있다. 비행 속도는 비행이벤트에 따른 연소 여부에 대해 크게 달라지고 있는데, 단분리 및 점화가 수행되는 200초 및 400초에서 급격히 변화한다.

KSLV-I 추적장비로는 나로우주센터에 설치된 레이더 2기와 EOTS가 있으며, 발사체에 탑재된 INS와 GPS가 있다. EOTS는 광학추적 장비로 발사 초기 추적에 유용하게 쓰이며, 유효거리는 30 ~ 50km 정도이다. 발사 중반기에는 비컨 추적 방식 레이더가 중요하게 사용되는데, 나로 우주센터와 제주도 추적소에 각각 설치되어 있다. 발사장에서 110km 떨어진 제주 추적소는 발사 초기에는 추적이 불가능하고, 발사체 경사각이 5도 정도 되는 84초 이후부터 추적이 가능하다. INS는 국내에서 개발된 동조자이로 (DTG: Dynamically Tuned Gyroscope)인데, 비행 전 구간에 걸쳐 사용된다. GPS 수신기는 국내에서 제작된 고기동 (high dynamic) GPS 수신기가 장치되며, 전 비행 구간에 걸쳐 정확한 위치 및 속도 정보를 제공한다. 하지만, 탑재되는 GPS는 시험 개발되어 처음 탑재되는 제품이고, 비정상 비행 시 급작스런 비행기동에 의해 GPS 특성 상 신호 추적이 실패하거나 오작동을 할 우려가 있다. 이러한 이유로 GPS는 KSLV-I 비행 안전 용 추적장비로 확정되지 않았으므로, 본 연구 결과에서는 고려되지 않았다. 하지만, 차기 KSLV 발사체 비행안전 용 추적장비로는 사용될 것으로 예상된다.

시뮬레이션 궤도를 따라 각 센서의 관측값을 생성할 수 있는데, 레이더의 경우 경사각, 방위각 및 거리 정보 등을 생성하고, INS는 위치 좌표를 생성한다. 이러한 기준 관측값에 각 관측기 별 노이즈를 가하여 시뮬레이션 관측값을 생성하였다. 레이더에는 각도 및 거리 데이터에 Gaussian 노이즈를 가하였고, 임의의 시점에서의 spike 노이즈를 추가하였다. EOTS의 관측오차는 레이더의 관측오차와 유사한 특성을 가지는 것으로 모델링하였으나, 레이더보다 상대적으로 작은 노이즈 값을 적용하였다. INS는 bias 및 drift 오차에 Gauss-Markov 오차를 더하여 모델링 하였다. 각 추적장비의 특성을 고려한 노이즈 외에 획득된 비행 정보 전송 시 발생할 수 있는 데이터 손실도 모델링 하였다.

그림 4는 각 추적장비별 생성된 관측오차를 위치

좌표 오차로 변환한 뒤 그 크기를 나타낸 것인데, 생성 간격은 0.1초이다. 레이더는 거리가 증가할수록 오차가 급격히 증가하는 것을 알 수 있으며, INS도 바이어스의 영향으로 점차적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 제주 추적레이더(RIR#2)는 84초부터 관측값을 생성하며 EOTS는 134초까지 관측값을 생성한다. 노이즈 이외에 간헐적으로 peak 형태의 노이즈가 가해졌음을 알 수 있다.

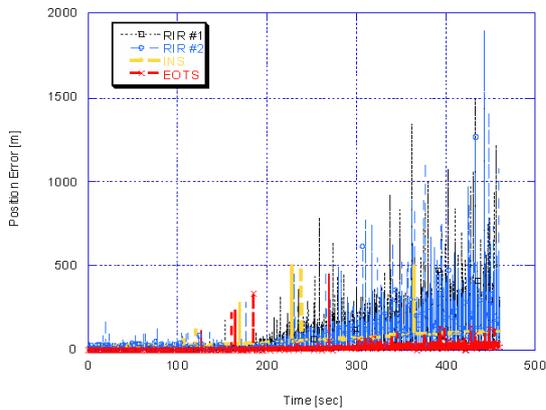


그림 4. 개별 추적장비의 시뮬레이션 관측오차
Fig. 4. Measurement error time series of tracking sensors

III. 시뮬레이션 결과 분석

3-1 비행정보 추정 오차

4개(레이더 2기, EOTS 및 INS)의 추적 장비에 대해 융합필터를 적용시켜 시뮬레이션 결과를 분석하여 보았다. 융합 필터와 각 센서의 부 필터의 위치 추정 오차 결과를 비교하여 그림 5에 나타내었다. 부 필터 결과는 발사체 비행정보를 획득하는 데 사용된 센서 중 발사장 인근의 레이더(RIR#1)와 INS의 필터 추정결과만을 제시하였다. 레이더 2와 EOTS도 같이 표시할 경우, 그래프를 알아보기가 어려워서 제외했으며, 분석 결과에는 영향을 주지 않는다. 융합 필터 결과는 되먹임을 적용하지 않았을 경우이다. INS는 노이즈 변화가 매우 작은 대신 바이어스 drift에 의한 오차 증가가 뚜렷하고, 레이더는 노이즈 증가가 뚜렷함을 알 수 있다. 융합 필터를 적용함으로써 INS의

바이어스 영향을 감소시키고 레이더의 오차의 크기를 줄일 수 있었다.

그림 6의 속도 추정오차에서는 레이더의 추정 오차의 편차가 INS로 인해서 크게 줄어들게 되는 것을 알 수 있다. 이는 INS 속도 관측값은 바이어스의 영향을 적게 받기 때문에, 레이더에 비해 높은 정확도를 유지할 수 있다. 레이더나 INS의 peak 노이즈 발생 시 융합 필터는 이를 추종하지 않으므로써 보다 신뢰성 높은 추정값을 제공할 수 있었다. 200초 부근에서의 속도 오차 급증은 단분리에 의한 것으로 노이즈가 아니므로 감소시키기는 힘들다. 단분리 이후에도 부 필터 및 융합필터는 필터 발산 (divergence) 없이 잘 작동함을 알 수 있다.

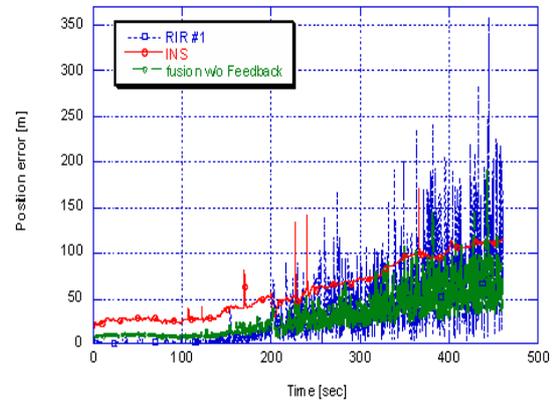


그림 5. 추정값 위치오차 - 부 필터와 융합 필터 비교
Fig. 5. Position error - fusion filter vs. sub-filters

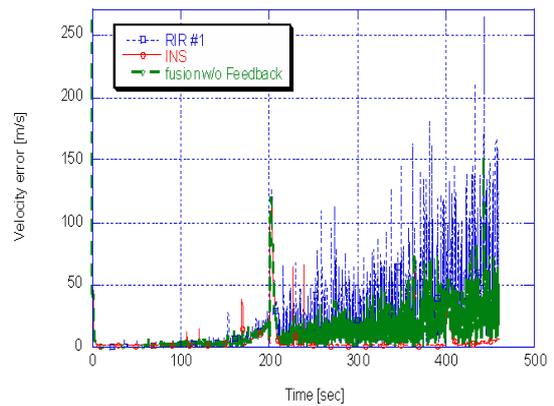


그림 6. 추정값 속도 오차 - 부 필터와 융합 필터 비교
Fig. 6. Velocity error - fusion filter vs. sub-filters

그림 7과 8에는 융합된 추정값의 부 필터에 대한 되먹임 여부에 따른 위치 및 속도 추정 오차를 비교

하였다. 위치 추정값 오차를 살펴보면 융합 결과를 되먹임 하였을 경우, 비행 초반 오차가 낮게 나타나는 것을 알 수 있다. 반면에 비행 후반 오차는 약간 증가하였지만, 오차의 편차는 감소했음을 알 수 있다. 비행 초기에는 다른 추적장비들에 비교할 때 상대적으로 EOTS가 높은 정확도의 관측값을 제공하고, 낮은 공분산 값을 가진다. 따라서 EOTS로부터 획득된 관측 데이터가 비행 정보 추정 시 주요한 역할을 하게 된다. 융합 결과값을 되먹임 하게 되면 되먹임 하지 않았을 경우에 비해 관측 오차 공분산에 상대적으로 민감하게 된다.

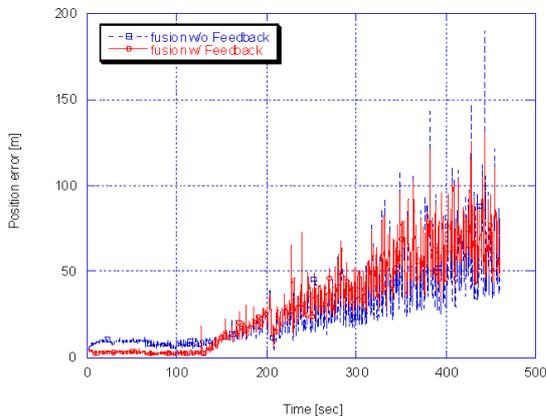


그림 7. 되먹임 여부에 따른 융합 필터의 위치 추정 오차 비교

Fig. 7. Fusion filter position error - feedback vs. non-feedback

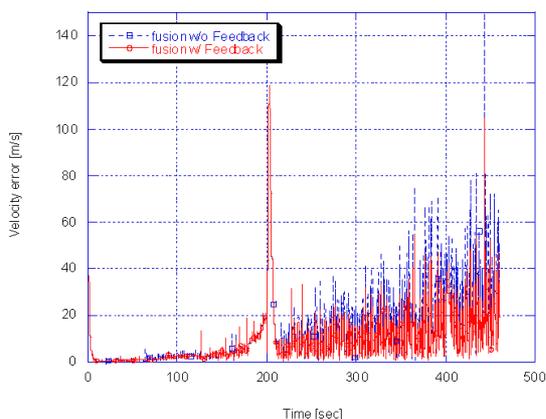


그림 8. 되먹임 여부에 따른 융합 필터의 속도 추정 오차 비교

Fig. 8. Fusion filter velocity error - feedback vs. non-feedback

즉 EOTS의 낮은 공분산에 높은 가중치가 주어지

게 되므로 비행 초기 구간에서의 추정 결과 오차값이 감소하게 된다. 속도오차의 경우, 되먹임 시 비행 후반에서 오차 편차가 약간 감소하는 경향을 나타낸다. EOTS는 주로 위치 오차에 영향을 주므로 비행 초반에는 EOTS에 의한 속도 오차 차이가 그리 크지 않다.

3-2 IIP 추정 오차

융합필터를 이용하여 추정된 비행정보를 이용하여 전 비행구간에서의 IIP를 계산해 보았다. IIP는 현재 비행체 위치에서의 낙하지점을 예측하게 되므로 발사 진행방향으로 실제 발사체가 위치하고 있는 좌표보다 앞선 좌표를 나타내게 된다. 연소가 중단되어 발사체의 추력이 없는 단분리 시점 이후에는 IIP가 일정한 값으로 수렴하게 된다.

그림 9와 10은 되먹임하지 않았을 경우 융합 필터와 부 필터의 IIP 추정 오차를 경도, 위도 순으로 도시한 것이다. 이 때, 각 부 필터의 결과 중 발사장 인근 레이더와 INS의 결과값만을 제시하였다. 정확한 속도 정보가 요구되는 IIP 계산 시에는 속도에서 높은 정밀도를 가지는 INS가 가장 정확한 결과를 내게 된다. 융합필터 결과를 보면 레이더와 INS의 IIP 추정 오차의 중간값을 나타냄을 알 수 있다. IIP 오차만 고려할 경우 INS 단독으로 사용할 때가 가장 높은 정확도를 나타내지만, 실제적으로 비행안전 시스템에서는 실시간 위치 오차도 추정해야하고 INS의 이상 동작 등에도 대처할 수 있어야 하므로 융합 필터는 필요하다.

200초에서의 단분리에 의한 속도 급변 시 위도오차가 경도 오차에 비해 훨씬 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이는 발사체가 정남쪽에 가까운 방향으로 비행하고 있기 때문에 속도가 급변할 경우 (IIP 계산에 영향을 주는) 위치 및 속도의 위도 방향 성분이 급변하기 때문이다. 단분리 시 IIP 오차는 급증하게 되지만, 이후 다시 안정적으로 수렴함을 알 수 있다.

그림 11은 그림 10의 단분리 시점 이후 220 ~ 250 sec 구간을 확대하여 도시한 것이다. 확대된 구간을 살펴보면 약 227초 및 239초 지점에서 INS의 오차가 크게 증가하고, 230초 부근에서는 레이더의 추정오차가 크게 나타나고 있는 것을 확인할 수 있다. 이는 각 추적 센서의 관측 오차로 인한 것이다. 이러한 추

정 오차 역시 융합 필터를 적용함으로써 일부 센서 오차의 영향을 줄이고 단일 센서만을 사용하였을 경우에 비해 상대적으로 안정적인 추정결과를 얻을 수 있었다.

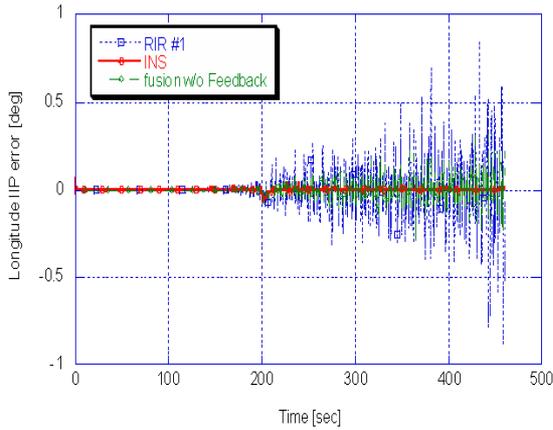


그림 9. IIP 경도오차 - 부 필터와 융합 필터 비교
Fig. 9. IIP longitude error - fusion filter vs. sub-filters

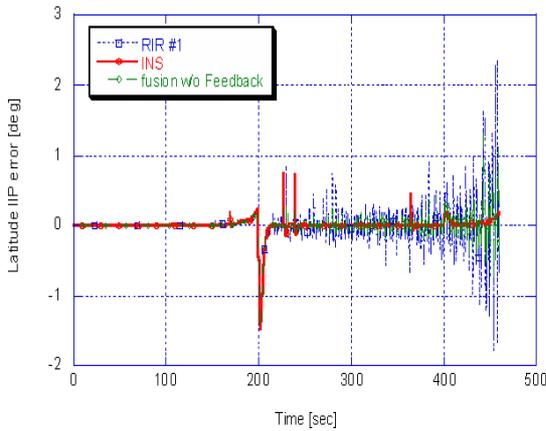


그림 10. IIP 위도오차 - 부 필터와 융합 필터 비교
Fig. 10. IIP latitude error - fusion filter vs. sub-filters

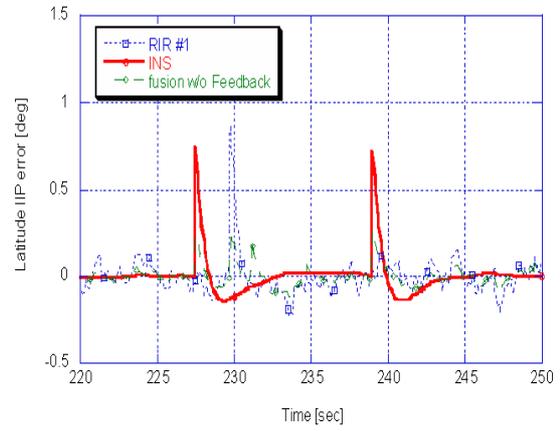


그림 11. 단분리 직후 순간낙하점 위도 추정 오차 (220초~250초)
Fig. 11. IIP latitude error (220 sec ~ 250 sec)

그림 12와 13은 부 필터에 융합필터 결과의 되먹임 여부에 따른 IIP 추정오차를 비교하여 나타낸 것이다. 위치 추정 결과와 유사하게 되먹임 적용 시 추정 편차의 크기가 줄어드는 것을 확인할 수 있었다.

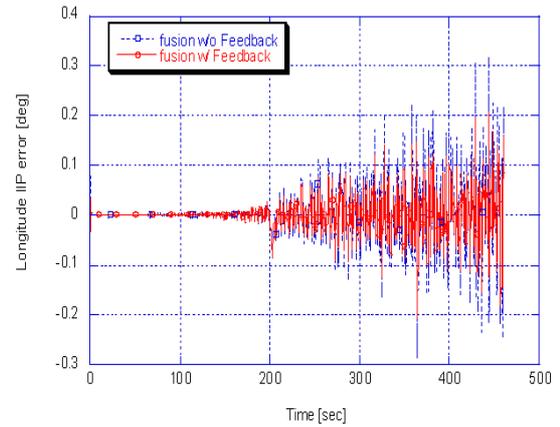


그림 12. 되먹임 여부에 따른 융합 필터의 IIP 경도 추정 오차 비교
Fig. 12. Fusion filter IIP longitude error - feedback vs. non-feedback

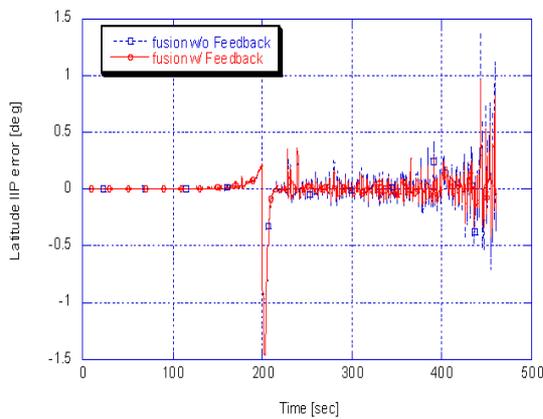


그림 13. 되먹임 여부에 따른 융합 필터의 IIP 위도 추정 오차 비교

Fig. 13. Fusion filter IIP latitude error - feedback vs. non-feedback

비행안전 시스템에서는 IIP 추정 편차가 커지게 되면 미리 지정된 안전구역을 넘어섰는지 여부를 감시할 때 값의 변화가 커 걱정한 판단을 내리기가 힘들게 된다. 따라서 IIP 추정편차가 작게 나타나는 것이 실제 비정상 비행 판단을 위해서는 유리하다고 할 수 있다. 따라서 공분산 융합 필터를 구성하게 될 경우, 융합된 결과값을 되먹임 하는 것이 IIP 예측 성능 향상에 도움이 될 것이다. 하지만, 예측하지 못한 비정상 상황 발생 시나 일부 센서 오작동 시 잘못된 정보의 되먹임은 전체 센서의 성능을 저하 시킬 가능성도 있다. 비행안전 시스템의 안정성 향상 측면에서 되먹임 적용에 관한 추가적인 연구가 필요하다.

IV. 결 론

위성발사체 시험 시 운용하는 비행안전시스템에 적용하기 위한 목적의 필터를 구성하였다. 이 필터는 위성발사체 비행 중 고장 발생 시 비행중단 여부를 판단하기 위한 것으로서 다중 데이터 융합 필터로 구성하였다. 한국형 위성발사체 KSLV-I에 적용하기 위해서 시뮬레이션 궤도를 생성하고 이를 여러 가지 추적 장비를 이용하여 추적하는 상황을 가정하였다. 이때 획득된 다수의 추적 데이터를 적절히 융합할 수 있도록 공분산을 이용한 융합 필터를 구성하였다. 융합된 추정값을 이용하여 순간낙하점을 계산하고 융

합된 추정값의 되먹임 여부에 따른 필터의 성능을 비교 분석하였다.

항법 용 필터가 아닌 비행안전 시스템에 적용될 목적으로 개발하였기 때문에, 필터의 정확성 보다는 안정성에 초점을 맞추어 필터를 구성하였으며 고정 이득을 가지는 부 필터를 선정함으로써 특정 상태에 최적화되지 않으므로 예상치 못한 이상상황이나 발사체의 급 기동에 대해서도 안정적인 필터의 성능을 발휘할 수 있도록 하였다.

융합필터는 각 센서 별 필터값의 중간값을 추종하여 센서 이상 발생 시 필터 안정성을 증가시킬 수 있도록 되는 것을 확인하였다. 단분리 등 급격히 속도가 변화하게 되는 상황 발생 시에도 추정값의 발산 없이 잘 동작함을 확인하였다. 각 센서 별로 동작하는 부 필터에 융합 필터의 추정된 결과값을 되먹임 할 경우 위치 및 속도 추정 오차가 전반적으로 줄어드는 효과가 있다는 것을 알 수 있었다. 특히 속도 추정 결과에서 오차의 편차가 현저히 줄어들어 IIP 예측 시에도 좋은 효과를 얻을 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] 고정환, 김정래, 박정주, 방희진, 최동민, 송상섭, "KSR-III 비행안전 시스템 구현", *한국항공우주학회지*, 제32권, 제7호, pp.91-97, 2004.
- [2] Shrabani Bhattacharya and R Appavu Raj, "Performance evaluation of multi-sensor data fusion technique for test range application", *Sādhanā*, Vol.29, Part 2, pp.237-247, 2004.
- [3] 이용재, 고선준, 송종화, 이자성, "다중센서자료 시뮬레이터 설계 및 자료융합 알고리즘 개발", *한국항공우주학회지*, 제34권, 제5호, pp.93-100, 2006.
- [4] 유성숙, 김정래, 송용규, 고정환, "위성발사체 궤도추정을 위한 융합필터 연구", *항공우주시스템 공학회지*, 제1권, 제3호, pp.37-43, 2007.
- [5] Brookner, E., *Tracking and Kalman Filtering Made Easy*, John Wiley & Sons, pp.51-259,

1998.

[6] N. Carlson, "Federated Filter for Fault-Tolerant Integrated Navigation Systems", in *Proc. IEEE Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, IEEE, pp.110-119, 1988.

[7] 김정래, 고정환, 권병문, 문지현, 최형돈, "발사체 순간낙하점 계산 알고리즘 연구", *한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집*, pp.1298-1302, 2003.

[8] Regan, F.J. and Anandkrishnan, S.M., *Dynamics of Atmospheric Re-Entry*, AIAA Education Series, pp.145-177, 1992.

류 성 숙 (柳成淑)



2007년 2월 : 한국항공대학교 항공우주공학과(공학사)
 2007년 3월~현재 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학(공학석사)

김 정 래 (金廷來)



1991년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
 1993년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
 2000년 : 미국 Univ. of Texas at Austin(공학박사)
 2000년~2002년 : 미국 Center for

Space Research 연구원

2002년~2004년 : 한국항공우주연구원 선임연구원

2004년~현재 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 조교수

송 용 규 (宋龍奎)



1985년 2월 : 서울대학교 항공공학(공학사)
 1988년 2월 : 서울대학교 항공공학(공학석사)
 1992년 12월: 미국 Univ. of Michigan(공학박사)
 1993년 3월~현재 : 한국항공대학교

항공우주 및 기계공학부 교수

1996년 1월~현재 : 한국항공우주학회지 편집위원

1997년 1월~현재 : 한국항행학회 편집위원

1999년 1월~현재 : 제어자동화시스템공학회 편집위원

고 정 환 (高政煥)



1989년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
 1991년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
 1996년 : 미국 Texas A&M Univ. (공학박사)
 1996년~2000년 : 미국 Texas A&M

Univ. 연구원

2000년~현재 : 한국항공우주연구원 책임연구원

심 형 석 (沈炯錫)



1997년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
 1999년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
 2004년 4월~현재 : 한국항공우주연구원