

위성발사체 궤도추정을 위한 융합필터 연구

유성숙* · 김정래** · 송용규** · 고정환***

Fusion Tracking Filter for Satellite Launch Vehicles

Seong Sook Ryu* · Jeongrae Kim** · Yong Kyu Song** · Jeonghwan Ko***

ABSTRACT

The flight safety system for the satellite launch vehicles is required in order to minimize the risk due to launch vehicle failure. For prompt and reliable decision of flight termination, the flight safety system usually uses multiple sensors to estimate launch vehicle's flight trajectory. In that case, multiple types of observed tracking data makes it difficult to identify the flight termination condition. Therefore, a fusion tracking filter handling the multiple tracking data is necessary for the flight safety system. This research developed a simulation software for generating multiple types of launch vehicle tracking data, and then processed the data with fusion filters.

Key Words: Flight Safety System, Trajectory Estimation, Tracking Data Fusion,
Instantaneous Impact Point

기호설명

X	: 추정 변수
x^P	: 예측값
x^F	: 추정값
x^O	: 관측값
P_f	: 융합된 공분산
\hat{x}_f	: 융합된 추정값
P_m	: m^{th} 부 필터의 공분산
\hat{x}_m	: m^{th} 부 필터의 추정값

1. 서 론

위성발사체는 과학로켓이나 단거리 미사일에 비해 상대적으로 크기가 크고 그 비행영역이 굉장히 넓기 때문에 탑재 연료량 역시 많다. 실제 비행시험 시 만약 발사체가 비정상 기동을 하게 될 경우, 그 사고로 인한 주변지역의 피해규모는 극심할 것이 자명하다. 따라서 비행시험 시 안전성 판단을 위한 비행안전시스템의 구성이 필수적이다. 이 때, 비행안전시스템의 구성 목적이 실제 비행시험 시 비행영역 내 안전을 최대한 확보하는 것이므로 신뢰성 있는 비행안전성 판단결과가 요구된다. 비행안전시스템에서는 발사체의 비행 진행상황을 실시간으로 파악하기 위해서 비행경로 주변의 레이더, 광학추적장비

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: jrkim@kau.ac.kr

(EOTS) 및 관성항법장치(INS), GPS 등 여러 가지 추적장비로부터 비행 데이터를 전송받도록 한다. 이 때 전송받은 데이터를 이용하여 발사체의 현재 위치와 순간낙하지점(Instantaneous Impact Point, IIP)을 추정하고 이를 근거로 하여 비정상 비행여부를 판단하도록 한다. 순간낙하지점이란 발사체가 비행중도에 갑자기 추력을 상실하게 될 경우, 미리 낙하하게 될 지점을 예측한 것을 말한다. 발사체의 정확한 현 위치를 파악하는 것도 중요하지만 낙하지점을 미리 예측하여 감시함으로써 순간낙하지점이 발사체의 비행영역 주변의 안전구역을 벗어나게 되면 강제로 비행안전시스템에서 발사체의 비행중단명령을 내리도록 할 수 있다[1].

발사체 비행관련정보는 여러 개의 추적장비로부터 전송받은 비행 데이터를 이용하여 얻는데 이 때 한꺼번에 많은 데이터가 전송되므로 비행 안전성 판단에 있어서 어려움이 생기게 된다. 따라서 비행정보를 적절히 섞도록 하여 발사체가 예상치 못한 비 정상기동을 할 경우에도 신뢰성 있고 안정적인, 최적의 비행궤도 추정값을 산출할 수 있는 융합필터 알고리즘이 필요하게 된다. 융합필터 알고리즘의 구성에는 추정오차의 공분산을 이용하여 융합하거나 부 필터 외에 주 필터를 따로 두어 처리하는 방법을 적용하기도 한다[2]. 또한 각 추적장비의 데이터 손실 및 추적실패에 대해서도 적절히 대처할 수 있도록 전송되는 각 추적 데이터 신뢰성의 우위를 정해두지 않으면 다수의 추적장비를 연계하여 발사체를 추적하는 것이 오히려 비행안전성 판단에 방해가 될 수 있다[3].

본 연구에서는 여러 가지 추적상황 중 발사체의 궤적을 레이더 2기와 INS를 연계하여 추적하는 상황을 시뮬레이션하였다. 추적장비에서 획득된 데이터를 각각의 부 필터에서 적절히 필터링한 뒤 이를 공분산 융합 기법을 적용하여 다중센서에서의 융합결과를 얻었다. 또한 융합필터의 추정 결과값을 이용하여 순간낙하지점을 계산하고 이로써 융합필터의 성능을 분석하였다. 부 필터 알고리즘에는 고정이득을 가지는

g-h-k 필터와 칼만필터, 두 가지를 적용하여 비교 분석하였다.

2. 융합필터 구성

2.1 관측 오차 생성

시뮬레이션을 위하여 위성발사체의 기준 궤도를 생성하였다. 생성된 궤도는 한국형 위성발사체인 KSLV-I을 모델로 하고 있으며 선정된 기준 궤도에 추적 상황에 연계되는 레이더와 INS에 대한 관측 오차를 더하여 측정값을 생성하였다. 관측 오차는 각 추적장비의 실제 오차 특성을 기준으로 하였다. 레이더 #1은 발사장에서 약 12 Km 떨어진 곳에, 레이더 #2는 발사장으로부터 약 110 Km 떨어진 비행궤도 상에 위치하는 것으로 가정하였다. 레이더의 관측 오차는 Gaussian 노이즈를 고도와 거리 측정값에 더한 뒤 간헐적인 Spike 형태의 노이즈를 가하여 생성하였다. INS의 관측오차는 바이어스를 가지는 선형함수로 모델링하였으며 이에 Gauss-Markov를 추가하여 생성하였다. 각 추적장비의 생성된 관측오차를 Fig. 1에 도시하였다. 레이더의 경우 기준위치 차이로 인해 발사체의 위치에 따라 관측오차 크기가 다르게 나타나고 있다.

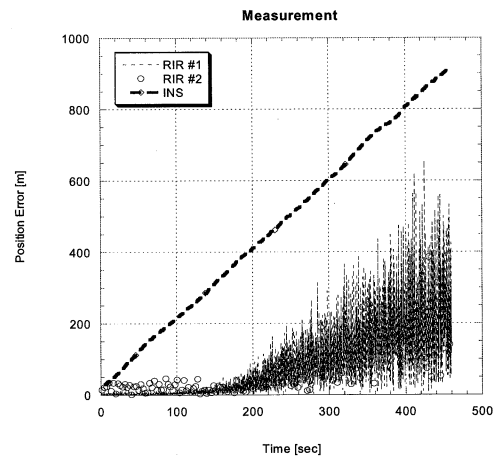


Fig. 1 Observation 3D Position Error [m]

22 부 필터 선정

추적장비로부터 전송되는 관측값을 각각 필터링하게 되는 부 필터에는 2차 g-h-k 필터와 칼만 필터를 적용하여 그 결과를 비교해보았다.

g-h-k 필터는 이득값이 변화하지 않고 고정된 칼만필터의 특수한 형태이며, 2차 g-h-k 필터란 가속도까지 고려한 차수를 의미한다. 따라서 부 필터의 추정변수는 PVA 모델을 적용하여 다음 Eq. 1과 같이 나타내어진다.

$$X = [x \quad \dot{x} \quad \ddot{x}]^T \quad \text{Eq. 1}$$

본 논문에서는 g-h-k 필터의 가중계수 α , β , γ 의 계산을 위하여 필터 동작 초기값 예측 목적으로 Expanding-Memory Polynomial Filter(EMF)와 필터의 전환 시점을 두고, Fading-Memory Polynomial Filter(FMF)를 연계하여 구성하였다. g-h-k 필터의 추정값은 다음 Eq. 2 ~ Eq. 4와 같이 나타내어진다[4,5]. Eq. 5의 ϵ_n 는 추적 장비로부터의 관측값과 직전 시점에서의 추정값을 기준으로 하는 예측값과의 차이를 말한다.

$$x_n^F = x_n^P + \alpha_n(x_n^O - x_n^P) = x_n^P + \alpha\epsilon_n \quad \text{Eq. 2}$$

$$\dot{x}_n^F = \dot{x}_n^P + \frac{\beta_n}{T}(x_n^O - x_n^P) = \dot{x}_n^P + \frac{\beta}{T}\epsilon_n \quad \text{Eq. 3}$$

$$\ddot{x}_n^F = \ddot{x}_n^P + \frac{2\gamma_n}{T^2}(x_n^O - x_n^P) = \ddot{x}_n^P + \frac{2\gamma}{T^2}\epsilon_n \quad \text{Eq. 4}$$

$$\epsilon_n = x_n^O - (x_{n-1}^F + Tx_{n-1}^F + \frac{T^2}{2}\ddot{x}_{n-1}^F) \quad \text{Eq. 5}$$

부 필터의 구성 시 필터 성능을 최적화하기 위해 이득조정과정을 거치게 될 경우, 발사체에 급격한 운동의 변화가 생기거나 예측하지 못한 비정상 기동을 하게 되면 오히려 특정한 상태에 대해서 최적화된 이득값이 안 좋은 영향을 끼치게 된다. 비행안전시스템의 구성 시 안전을 최우선으로 고려하는 만큼 어떤 상황에서도 신뢰

성있는 안정성 판단을 위한 필터 구성의 연구 목적과는 거리가 있다. 이에 따라 부 필터의 이득 조정 및 파라미터 최적화는 수행되지 않았다.

23 융합 알고리즘

추적에 연계되는 각 추적장비의 데이터에 부 필터를 이용하여 필터링을 수행한 후 그 결과를 융합 알고리즘에 적용하는 구조로 융합필터를 구성하였다. 융합 필터에 공분산 융합 알고리즘을 적용하게 될 경우 각 측정센서의 부 필터로부터의 추정값을 이용하여 융합된 결과값은 다음 Eq. 6과 Eq. 7로써 간단히 나타낼 수 있다[6].

$$P_f^{-1} = P_1^{-1} + P_2^{-1} + \dots + P_m^{-1} \quad \text{Eq. 6}$$

$$\hat{x}_f = P_f(P_1^{-1}\hat{x}_1 + P_2^{-1}\hat{x}_2 + \dots + P_m^{-1}\hat{x}_m) \quad \text{Eq. 7}$$

공분산 융합 대신 칼만필터를 이용하여 부필터의 데이터를 융합하는 방법도 시험하였으나, 필터 안정성 측면에서 낮은 성능을 보여 본 논문에서는 공분산 융합 결과만을 제시하였다.

24 순간낙하지점(III) 예측

순간낙하지점을 실시간으로 예측하는 방법에는 국지적 모델을 이용하는 방법과 케플러궤도를 이용하는 방법이 있다. 국지 모델은 지면을 평평한 것으로 가정하기 때문에 위성발사체의 특성상 비행거리가 증가할수록 오차가 증가하게 된다. 따라서 고고도 및 장거리 비행체에 좀 더 적합한 케플러 궤도 모델을 적용하여 순간낙하지점을 계산하였다. 이는 지구를 완전구면체로 가정하였을 때, 발사체가 케플러궤도를 따라 움직인다고 가정하여 지면과의 충돌지점을 계산하는 것이다[7,8].

3. 시뮬레이션 결과

본 논문에서는 융합 알고리즘 및 융합된 추정

결과값의 부 필터로의 되먹임 여부, 부 필터의 종류에 대한 경우의 수로 나뉘는 여러 가지 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하여 분석하여 보았다. 그 중 Fig. 2와 같이 부필터를 g-h-k를 사용하여 공분산 융합을 한 경우와 부필터를 칼만필터를 사용하여 공분산 융합을 한 경우로 나누어 비교하고자 한다.

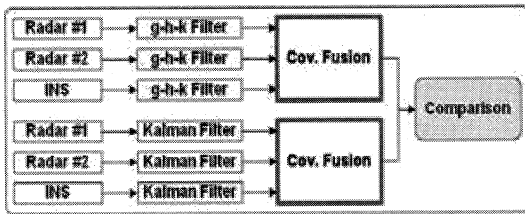


Fig. 2 Simulation Schemes

3.1 융합 필터 추정결과

Figure. 3과 4는 각 센서의 관측 데이터에 대해서 g-h-k 필터링을 한 결과값과 이들 데이터에 공분산 융합 알고리즘을 적용한 결과를 같이 도시한 것이다. 위치와 속도 결과값 순으로 시뮬레이션 참 값인 기준 궤도에 대한 오차로서 나타내었다. 이 때 매 시점에서의 융합 결과값을 부 필터에 각각 되먹임하게 되면 일부 비정상 센서의 고장영향이 다른 센서의 추정값에도 영향을 미칠 가능성이 있기 때문에 안정성과 신뢰성을 고려하여 되먹임하지 않았다. 먼저 Fig. 3의 위치 결과값을 보면 INS의 바이어스 형태 오차가 융합 결과값에서는 확연히 줄어든 것을 확인할 수 있었다. 또한 레이더의 값의 편차 역시 융합을 통하여 INS의 영향으로 감소하고 있는 것을 확인하였다. Fig. 4의 속도 결과 역시 마찬가지로 융합 알고리즘을 적용함으로써 속도 추정 오차가 적은 INS를 이용함으로써 레이더가 가지는 속도 추정 편차를 줄일 수 있었다.

g-h-k 필터를 부 필터로 적용하여 공분산 융합을 수행한 결과값을 칼만 필터를 부 필터로 적용하였을 경우와 비교하여 Fig. 5와 6에 도시하였다. 역시 융합 필터의 위치, 속도의 순으로 나타내었다. 위치와 속도 결과값 모두 칼만 필

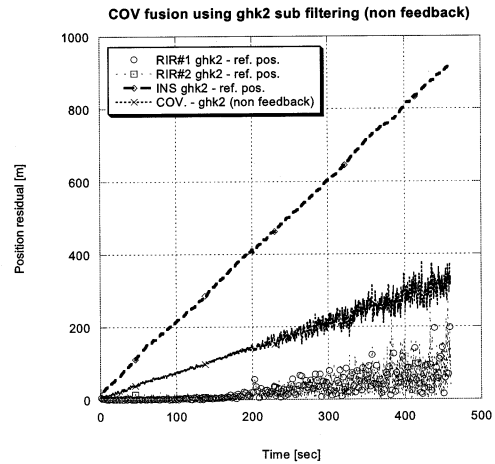


Fig. 56 Position Filtered Data using g-h-k Filter

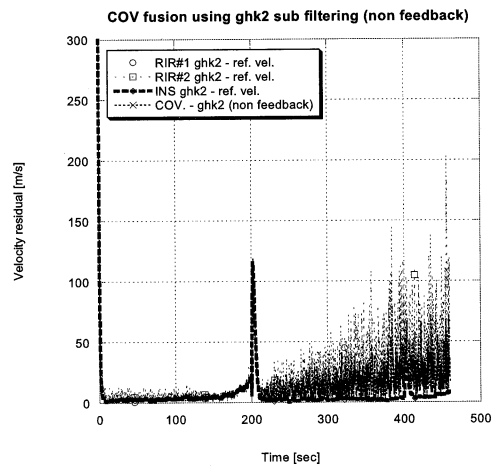


Fig. 4 Velocity Filtered Data using g-h-k Filter

터에 비해 g-h-k 필터의 결과값의 오차가 확연히 적게 나타나고 있다. 특히 속도 추정결과에서는 발사체의 속도가 급변하는 지점인 약 200초와 400초 지점에서 칼만 필터가 불안정한 경향을 보이는 반면에 g-h-k 필터의 추정결과와는 비교적 전 비행구간에 대해 안정적인 결과를 도출하고 있음을 확인 할 수 있었다. 위와 같은 융합 필터의 추정 결과의 Post-fit Residual의 표준 편차를 Table. 1에 나타내었다. 큰 바이어스로 인해 INS 데이터를 사용한 부필터의 위치추정 오차

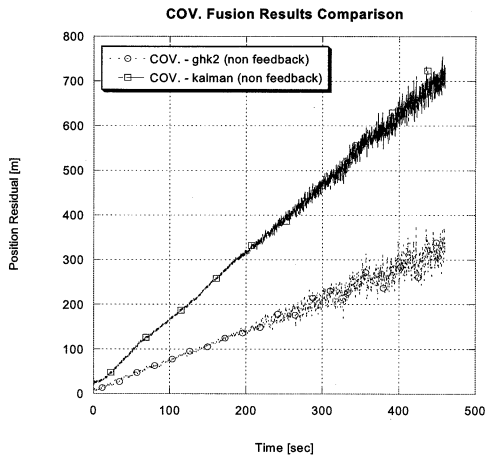


Fig. 5 Fused Position Data Comparison

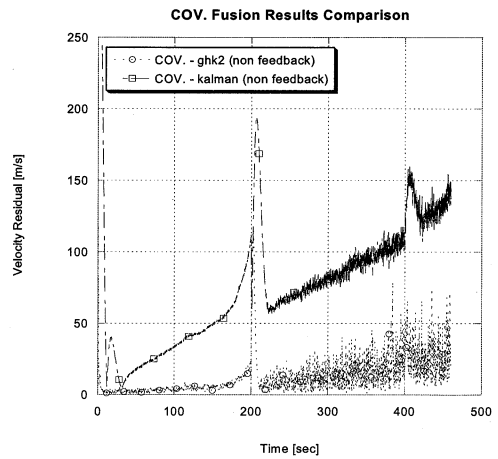


Fig. 6 Fused Velocity Data Comparison

가 레이더 위치추정 오차보다 크지만 속도추정 오차는 오히려 작음을 알 수 있다.

g-h-k 필터를 부 필터로 사용한 융합필터의 위치 및 속도 오차는 레이더와 INS의 중간 값으로 위치 정확도와 속도 정확도를 모두 필요로 하는 비행안 전시스템에 적합하다고 할 수 있다. 칼만필터를 부 필터로 사용하는 경우 g-h-k 보다 나쁘게 나왔는데, 필터 최적화를 수행하지 않은 것도 상당한 이유라고 할 수 있다. 하지만, 앞에서 언급한대로 발사체 고장 등으로 예상치 못한 급격한 기동 시 필터 최적화에 문제가 생길 수 있으므로, 필터 신뢰성 측면에서 g-h-k 필터가 더 안정적이라고 할 수 있다.

Table. 1 Fusion Filter Residual Results

Sub-filtered results (g-h-k)			
STD	RIR#1	RIR#2	INS
Position [m]	36.51	34.47	260.73
Velocity [m/s]	26.72	28.72	16.85
Fusion results			
STD	g-h-k		Kalman
Position [m]	92.68		202.09
Velocity [m/s]	17.64		48.82

3.2 순간낙하지점 추정 결과

부 필터에 g-h-k 필터를 적용하였을 경우 부 필터의 위치 및 속도 추정결과를 이용하여 순간 낙하지점을 계산하고, 이의 위치오차를 Fig. 7에 도시하였다. 공분산 융합필터를 이용한 결과도 같이 도시하였다. 앞의 위치 추정 결과와 유사한 경향이 나타났으나, 순간낙하점 계산 시 속도의 영향도 크게 받으므로 INS의 결과가 상대적으로 좋게 나타났다. 공분산 융합 결과는 레이더와 INS 추정오차의 중간 값을 나타내었으

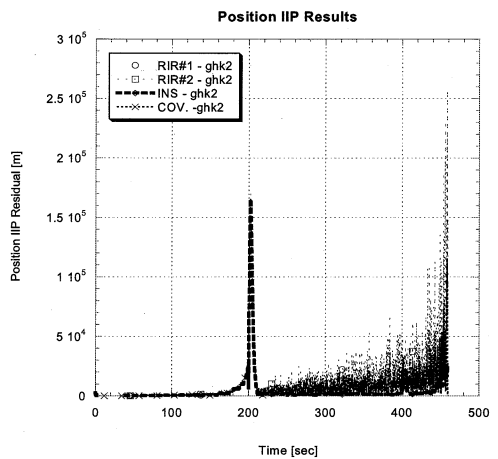


Fig. 7 IIP Position Error using Sub-Filtered Data

며, 순간낙하지점을 예측에 사용하였을 경우에도 안정적인 결과를 생성함을 확인할 수 있었다.

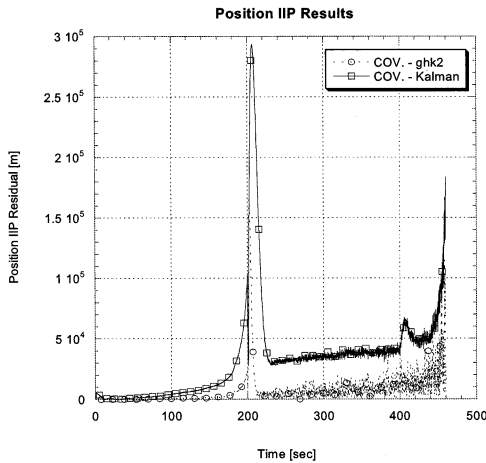


Fig. 8 IIP Position Error using Fusion Filters

부 필터에 g-h-k 필터를 적용하였을 때와 칼만 필터를 적용하였을 경우의 순간낙하지점을 예측하고 기준궤도값을 기준으로 한 순간낙하지점과의 오차 형태로서 Fig. 8에 비교 도시하였다. 칼만 필터의 결과가 g-h-k 필터의 결과에 비해 편차가 적게 나타나 필터 자체의 정확도는 높다 할 수 있으나 발사체 속도가 급변하는 지점(약 200 sec)에서 확연히 큰 편차를 보이며 불안정한 결과를 내고 있음을 확인할 수 있었으며, 이 때 참값으로 수렴되어 돌아오는 반응 속도 역시 g-h-k 필터에 비하여 칼만 필터 추정 결과값이 느린 것을 확인하였다. 순간낙하지점을 계산하는데 있어서 위치 추정값의 정확도 뿐만 아니라 속도 추정값의 정확도 역시 중요하므로, 칼만 필터의 경우 앞서 제시하였던 불안정한 속도 추정 경향이 순간낙하지점 예측에 반영되어, g-h-k 필터보다 좋지 않은 성능을 보였다. 특히 비행안정성 판단이 중요하게 요구되는 속도가 급변하게 되는 지점에서 취약점을 보이게 되어 추정의 정확도 보다 안정적이고 신뢰성 있는 추정값을 우선적으로 요구하는 비행안전시

스템에의 적용하는 목적으로 사용되는 것이 적합하지 않다고 판단된다.

4. 결 론

위성 발사체 비행안전시스템의 구성을 위한 융합필터를 구성하고, 이에 대한 여러 가지 경우를 가정하고 시뮬레이션을 수행하여 그 결과를 분석하였다. 시뮬레이션을 위하여 한국형 위성발사체인 KSLV-I의 가상 궤도를 생성한 뒤 이를 기준 궤도값으로 선정하고 발사체 추적에 연계하여 사용하게 될 센서의 실제 관측오차 특성을 고려하여 관측값을 생성하였다. KSLV-I의 궤도추정에는 레이더 2기와 INS를 연계하는 것으로 가정하고 시뮬레이션을 수행하였다. 융합 필터에는 이들 관측 데이터에 대해서 부 필터에서 필터링한 데이터를 사용하여 공분산 융합을 수행하는 알고리즘을 적용하였다. 이 때, 부 필터에는 g-h-k 필터와 칼만 필터 알고리즘을 각각 적용하여 위치 및 속도 추정값의 정확도를 분석하였다. 각각의 필터링 결과를 이용하여 순간낙하지점을 예측하고 그 추정 결과를 분석하는 작업도 수행하였다. 발사체의 궤적에 대한 관측 데이터가 편차가 크거나 급격한 운동의 변화가 있는 경우, 특히 속도 추정결과에서 칼만 필터 궤도 추정 결과값에 비해 g-h-k 필터의 추정 결과값이 상대적으로 안정적이면서 큰 편차 없이 추정되는 것을 확인하였다. 이러한 특성은 순간낙하지점을 계산할 경우에 큰 영향을 미쳐 결과적으로 g-h-k 필터의 순간낙하지점 추정 결과 역시 칼만 필터에 비해 비교적 신뢰성 있고 적합한 결과를 도출하였다.

후 기

본 연구는 과학기술부 우주기술개발사업의 “소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업(V)” 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.