論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(12), 1062-1070(2015)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.12.1062
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

최적 스무딩 필터를 이용한 빔형성 정보 기반 이동 목표물 궤적 추정

정준호**, 김경훈**, 고영주**, 이재형**, 김승균*, 최종수**, 하재현***

Estimation of Moving Target Trajectory using Optimal Smoothing Filter based on Beamforming Data

Junho Jeong**, Gyeonghun Kim**, Yeong-Ju Go**, Jaehyung Lee**, Seungkeun Kim*, Jong-Soo Choi** and Jae-Hyoun Ha***
Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University*,**
Agency for Defence Development***

ABSTRACT

This paper presents an application of an optimal smoothing filter for moving target tracking problem based on measured noise source. In order to measure distance and velocity for the moving target, a beamforming method is applied to use the noise source by using microphone array. Also a Kalman filter and an optimal smoothing algorithm are adopted to improve accuracy of trajectory estimation by using a Singer target model. The simulation is conducted with a missile dynamics to verify performance of the optimal smoothing filter, and a model rocket is used for experiment environment to compare the trajectory estimation results between the beamforming, the Kalman filter, and the smoother. The Kalman filter results show better tracking performance than the beamforming technique, and the estimation results of the optimal smoother outperform the Kalman filter in terms of trajectory accuracy in the experiment results.

초 록

본 연구에서는 최적 스무딩 필터를 이용한 이동 목표물 궤적 추정을 수행한다. 이동 목표물의 위치와 속도 데이터 확보를 위해 마이크로폰 어레이를 이용한 빔형성 기법이 적용하며, 획득 데이터를 이용한 궤적 추정 성능 향상을 위해 칼만 필터와 최적 스무딩 필터를 설계한다. 목표물의 기동을 고려한 싱어 표적 모델을 필터에 활용한다. 최적 스무딩 필터 검증을 위해 초기 기동을 하는 미사일 시뮬레이션 환경에서 추정 성능을 확인하였으며, 모형 로켓을 이용한 실험을 통해 빔형성 기법과 칼만 필터, 그리고 최적 스무딩 필터의 궤적 추정 성능을 검증하였다. 검증 결과 적용한 필터를 통해 빔형성 기법을 이용한 궤적 추정 성능의 향상을 확인하였으며, 칼만 필터와 비교해 최적 스무딩 필터의 이동 목표물 궤적 추정 정밀도가 향상됨을 확인하였다.

Key Words : Trajectory Estimation(궤적 추정), Singer Target Model(싱어 표적 모델), Kalman Filter(칼만 필터), Optimal Smoothing Filter(최적 스무딩 필터), Beamforming Technique(빔형성 기법)

† Received : October 25, 2015 Revised : October 28, 2015 Accepted : October 28, 2015
* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

Ⅰ. 서 론

항공기와 차량, 미사일과 같은 이동 목표물의 이동 탐지 및 궤적 추정을 위해 레이더(radar), 라이다(LiDAR, light detection and ranging), EO/IR(electric optical/infrared), 마이크로폰 어레이(microphone array) 등 다양한 측정 장비를 이용한 방법들이 제시되고 있다. 전장에서의 전략적 우위를 선점하기 위해 미사일과 항공기와 같은 이동 물체의 위치와 움직임 확인에 대한 중요도가 높아짐에 따라 목표물 추적과 감시를 위한 레이더에 대한 연구 및 활용이 2차 세계 대전 이래로 광범위하게 수행되었다. 특히, 미사일과 로켓의 연구/개발에 있어 추진제를 통해 가속이 되는 초기구간과 종말 단계에서의 정밀한 위치 추정이 요구된다.

레이더를 이용한 위치 추정은 대상 이동 목표물과 탐지 시스템의 가시선이 확보되어야 한다는 제한조건으로 지형적 특성이 위치 추정 성능에 영향을 미치며, 대상체 RCS(radar cross section) 따라 정보의 오류가 야기될 수 있다[1,2]. 상기 원인으로 인한 레이더 미측정 구간 및 측정 잡음으로 인한 추정 정밀도 향상을 위해 다양한 필터를 적용한 연구가 탄도탄 발사 시 궤적 추정 정밀도 향상 기법을 중심으로 진행되었다. 탄도탄 궤적 추적을 위해 실질적인 레이더 측정 데이터를 구현하는 연구를 수행하였다. 이를 위해 대상체의 형상을 원뿔 모양으로 가정한 후, RCS와 SNR(signal to noise ratio)를 고려하여 개선된 측정 데이터 기반 UKF(unscented Kalman filter) 연구가 수행되었다[2]. 탄도의 궤적 추정 성능 향상을 위해 UKF와 RTS(Rauch-Tung-Striebel) 스무딩 필터를 혼합한 비선형 스무딩 기법 UKS(unscented Kalman smoother)가 연구되었으며[3,4], UKS와 미측정 구간에서의 궤적 추적을 위해 최우추정법(maximum likelihood estimation)을 이용해 이동 표적물의 발사점 및 탄착점 예측 연구가 수행되었다[4].

레이더의 단점을 보완하기 위해 음향 정보를 이용한 방법이 제시되고 있으며, 특히 비행하는 물체의 연구/개발에 있어 필수적으로 요구되는 정보 획득을 위해 빔형성 방법을 활용한 연구가 수행되고 있다[1]. 빔형성 방법은 어레이로 구성된 음향 측정장비의 신호처리 기법으로 추적하고자 하는 이동 목표물의 소음을 여러 개의 마이크로폰에서 수신 한 후, 신호들의 위치를 유추할 수 있는 정보를 계산함으로 위치 데이터를 획득하는 방법이다. 다시 말하면, 수신된 어레이 신호들을 시간 지연하여 그 어레이 신호들의 합으로부터 위치 판별이 가능한 기법이다[5]. 빔형성 방법은 빔파워로 계산되어 스펙트럼 형태로 결과가 표현되기 때문에 이동 목표물의 위치 경향 파악에는 용이하지만, 정밀한 궤적을 추정하는 데 어려움이 있다. 따라서, 상기 음향 데이터를 기반으로 하는 위치 추정 기법은 정밀도 향상을 위해 추가적 필터링 기법이 요구된다.

본 연구에서는 빔형성 기법을 통해 획득한 이동 목표물의 궤적 추정 성능 향상을 위해 칼만 필터와 최적 스무딩 필터를 적용한다. 최적 스무딩 필터는 고정구간(fixed-interval), 고정시점(fixed-point), 그리고 고정지연(fixed-lag)로 구분되며, 본 연구에서는 고정구간 스무딩 기법을 이용한다. 고정구간 최적 스무딩 필터는 칼만 필터를 기반으로 설정된 구간에서 전방향-역방향 필터 연산을 통해 구현된다. 최적 스무딩 필터는 후처리 기법의 특성상 실시간 궤적 추정이 어려우나, 이동 목표물의 궤적 추정에 있어 실시간성보다 정확성이 우선되는 연구 및 개발을 위한 활용에 있어 적합한 필터이다. 필터 설계에 앞서 대상 목표물의 기동을 고려해 싱어 표적 모델(Singer target model)을 적용한다. 설계된 필터는 시뮬레이션과 실험을 통해 검증한다. 시뮬레이션 환경은 초기 가속 기동을 하는 미사일의 6자유도 모델을 기반으로 구성되며, 칼만 필터와 최적 스무딩 필터의 궤적 추정 성능을 확인한다. 실험 환경은 모형 로켓을 이용해 구축하며, 모형 로켓이 이동시 생성되는 소음을 마이크로폰 어레이를 이용해 측정 가능토록 구성한다. 획득한 음향 정보를 빔형성 기법을 통해 궤적 추정을 수행하며, 이 정보를 이용해 칼만 필터와 최적 스무딩 필터를 이용해 추정 성능을 보정한다. 모형 로켓 이동 궤적에 선형 궤도를 설치하며, 포토센서(photo sensor)를 배치해 이동 물체의 위치에 대한 참값을 획득한다. 이를 통해 확보된 참값을 기준으로 빔형성 기법과 칼만 필터, 그리고 최적 스무딩 필터를 이용한 이동 목표물의 궤적 추정 성능을 검증한다. 검증 결과 설계된 필터를 통해 궤적 추정 성능을 향상시킴을 확인하였으며, 칼만 필터와 비교해 최적 스무딩 필터의 이동 목표물 궤적 추정 정밀도가 높음을 확인하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 싱어 표적 모델과 최적 스무딩 필터에 대해 기술하며, 3장에서는 미사일 기동 시 설계된 필터의 초기 궤적 추정 성능 검증을 위한 수치 시뮬레이션 환경 및 결과를 나타낸다. 4장에서는 이동 목표물의 위치 및 속도 데이터 획득을 위한 마이크로

폰 어레이 기반 빔형성 방법을 소개하며, 모형 로켓 실험을 통해 빔형성 방법, 칼만 필터, 그리고 최적 스무딩 필터 성능을 나타낸다. 마지막으로, 결론 및 향후 연구는 5장에 기술한다.

II. 궤적 추정 필터

2.1 싱어 표적 모델

이동 목표물의 궤적 추정 성능 향상을 위해 본 연구에서는 칼만 필터 알고리즘 기반으로 필터를 구성한다. 대상체의 동역학 모델은 칼만 필터 구성에 있어 주된 요소 중 하나로 높은 정확도의 동역학 모델 적용 시 필터의 향상된 추정 성능을 확인 할 수 있다. 본 연구에서는 기동하는 목표물의 움직임을 모사할 수 있는 싱어 표적 모델을 선정한다. 싱어 표적 모델은 항공기, 배, 잠수함과 같이 가속 기동을 하는 목표물의 궤적 추적을 위해 제안되었으며, 가속 시간과 가속도의 상관함수(correlation function)로 아래 식으로 나타난다.

$$r(\tau) = E[a(t)a(t+\tau)] = \sigma_m^2 e^{-\alpha|\tau|} \quad (1)$$

여기서 τ는 가속 시간, $a(t)$는 시간 t에서의 가속도, σ_m^2는 이동 목표물의 가속도 분산, α는 가속도의 상관시간(correlation time)을 각각 의미한다. 싱어 모델은 α의 값에 따라 이동 목표물의 기동 모사가 가능하며, Table 1과 같이 정의한다. 목표물의 가속도 분산 σ_m^2은 Fig. 1에 도시한 이동체의 가속도 확률 분포 모델을 반영한다.

Table 1. Correlation time of acceleration[6]

correlation time	maneuver
$\alpha \cong 1/60$	lazy turn
$\alpha \cong 1/20$	evasive maneuver
$\alpha \cong 1$	atmospheric turbulence

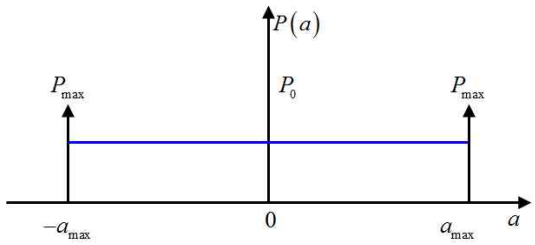

Fig. 1. Probability density function for moving target acceleration[6]

대상 목표물이 최대 가속도 $\pm a_{max}$로 기동할 확률을 P_{max}로, 기동이 없는 비가속 확률은 P_0이라 정의할 때 식(2)와 같이 균등분포로 표현된다.

$$P(a) = \frac{1-(P_0+2P_{max})}{2a_{max}} + P_0\delta(a) + P_{max}\delta(a-a_{max}) + P_{max}\delta(a+a_{max}) \quad (2)$$

이를 이용해 이동 목표물의 가속도 확률 밀도를 고려한 분산 σ_m^2은 식(3)과 같이 나타난다.

$$\sigma_m^2 = \frac{a_{max}^2}{3}[1+4P_{max}-P_0] \quad (3)$$

가속도 $a(t)$에 대한 모델은 식(1)에서 정의한 상관함수를 라플라스 변환하여 Wiener-Kolmogorov 백색화 절차(whitening procedure)를 통해 식(4)와 같이 표현 할 수 있다.

$$\dot{a}(t) = -\alpha a(t) + w(t) \quad (4)$$

위 식에서 백색 잡음(white noise)을 구성하는 상관함수 $\sigma_w^2(\tau)$는 식(5)와 같다.

$$\sigma_w^2(\tau) = 2\alpha\sigma_m^2\delta(\tau) \quad (5)$$

이를 통해 싱어 표적 모델이 구성되며, 이산화 과정을 통해 아래와 같이 정의한다.

$$\dot{x}_{k+1} = F(T,\alpha)x_k + u_k \quad (6)$$

상태벡터 x는 대상 모델의 축에 따른 위치와 속도, 가속도로 구성되며, T는 샘플링 시간을 의미한다. 시스템 상태 행렬 $F(T,\alpha)$는 식(7)과 같다.

$$F(T,\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & T & \frac{1}{\alpha^2}[-1+\alpha T+e^{-\alpha T}] \\ 0 & 1 & \frac{1}{\alpha}[1-e^{-\alpha T}] \\ 0 & 0 & e^{-\alpha T} \end{bmatrix} \quad (7)$$

u는 모델의 공정 잡음(process noise)을 나타내며, 칼만 필터에 사용 가능한 공정 잡음의 공분산은 아래와 같다[6].

$$Q_k = 2\alpha\sigma_m^2 \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$
\begin{aligned}
q_{11} &= \frac{1}{2\alpha^5}\left[1-e^{-2\alpha T}+2\alpha T+\frac{2\alpha^3T^3}{3}-2\alpha^2T^2-4\alpha Te^{-\alpha T}\right]\\
q_{12}=q_{21} &= \frac{1}{2\alpha^4}\left[e^{-2\alpha T}+1-2e^{-\alpha T}+2\alpha Te^{-\alpha T}-2\alpha T+\alpha^2T^2\right]\\
q_{13}=q_{31} &= \frac{1}{2\alpha^3}\left[1-e^{-2\alpha T}-2\alpha Te^{-\alpha T}\right]\\
q_{22} &= \frac{1}{2\alpha^3}\left[4e^{-\alpha T}-3-e^{-2\alpha T}+2\alpha T\right]\\
q_{23}=q_{32} &= \frac{1}{2\alpha^2}\left[e^{-2\alpha T}+1-2e^{-\alpha T}\right]\\
q_{33} &= \frac{1}{2\alpha}\left[1-e^{-2\alpha T}\right]
\end{aligned}
\tag{9}
$$

2.2 최적 스무딩 필터

최적 스무딩 필터는 칼만 필터를 기반으로 전방향-역방향 필터로 구성되는 후처리 기법으로 대상 물체의 동역학 모델을 반영해 센서를 통해 측정된 데이터의 추정치를 향상시키는 알고리즘이다[7]. 특히 측정 잡음에 대해 강건한 필터링 성능을 보이며, 항공우주분야뿐만 아닌 다양한 분야에서 응용되고 있다. 최적 스무딩 필터는 후처리 기법의 특성상 실시간 궤적 추정이 어려우나, 이동 목표물의 궤적 추정에 있어 실시간성보다 정확성이 우선되는 연구 및 개발을 위한 활용에 있어 적합한 필터이다. 본 연구에서는 후처리 기법인 고정구간 스무딩 필터를 설계한다. 고정구간 최적 스무딩 필터는 데이터가 획득된 구간$0 \le t \le N$에서 필터링을 수행하며 Fig. 2와 같은 절차로 알고리즘이 구성된다. 이를 위해 전방향 필터인 칼만 필터를 식(6)에 정의된 싱어 표적 모델을 이용해 설계한다. 필터 설계에 앞서 추정값($\hat{x}^f$)과 오차 공분산(P^f)의 초기값을 식(10)과 같이 설정한다.

$$
\begin{aligned}
\hat{x}_0^f &= E[x_0]\\
P_0^f &= E[(x_0-\hat{x}_0)(x_0-\hat{x}_0)^T]
\end{aligned}
\tag{10}
$$

그 후 시간에 따른 추정값과 오차 공분산 갱신을 수행하며, 공정 잡음은 식(8) 값을 적용한다. 싱어 표적 모델 설계 시 식(8)의 α와 T는 설계 변수로 값이 고정되기에 공정 잡음의 공분산 역시 고정된 값을 갖는다.

$$
\begin{aligned}
\hat{x}_k^f(-) &= F\hat{x}_{k-1}^f(+)\\
P_k^f(-) &= FP_{k-1}^f(+)F^T+Q
\end{aligned}
\tag{11}
$$

상기 식을 통해 확보된 추정값과 오차 공분산을 이용해 칼만 이득과 추정값 및 오차 공분산을 계산한다.

$$
\begin{aligned}
K_k^f &= P_k^f(-)H^T(HP_k^f(-)H^T+R)^{-1}\\
\hat{x}_k^f(+) &= \hat{x}_k^f(-)+K_k^f(z_k-H\hat{x}_k^f(-))\\
P_k^f(+) &= (I-K_k^fH)P_k^f(-)
\end{aligned}
\tag{12}
$$

역방향 필터는 칼만 필터의 역순으로 구성되는 정보 필터(information filter)를 적용한다. 역방향 필터 설계에 앞서 새로운 변수를 정의한다.

$$
\begin{aligned}
S_k^b &\equiv (P_k^b)^{-1}\\
\hat{y}_k &\equiv (P_k^b)^{-1}\hat{x}_k^b = S_k^b\hat{x}_k^b
\end{aligned}
\tag{13}
$$

정방향 필터의 역순으로 구현되는 역방향 필터는 획득한 데이터의 최종 시간 N에서 식(13)에서 정의한 변수들의 초기값을 설정한다.

$$
\begin{aligned}
S_k^b(-) &= 0\\
\hat{y}_N &= 0
\end{aligned}
\tag{14}
$$

설정한 초기값을 이용해 추정값과 오차 공분산 계산을 수행한다.

$$
\begin{aligned}
S_k^b(+) &= S_k^b(-)+H^TR^{-1}H\\
\hat{y}_k(+) &= \hat{y}_k(-)+H^TR^{-1}z_k
\end{aligned}
\tag{15}
$$

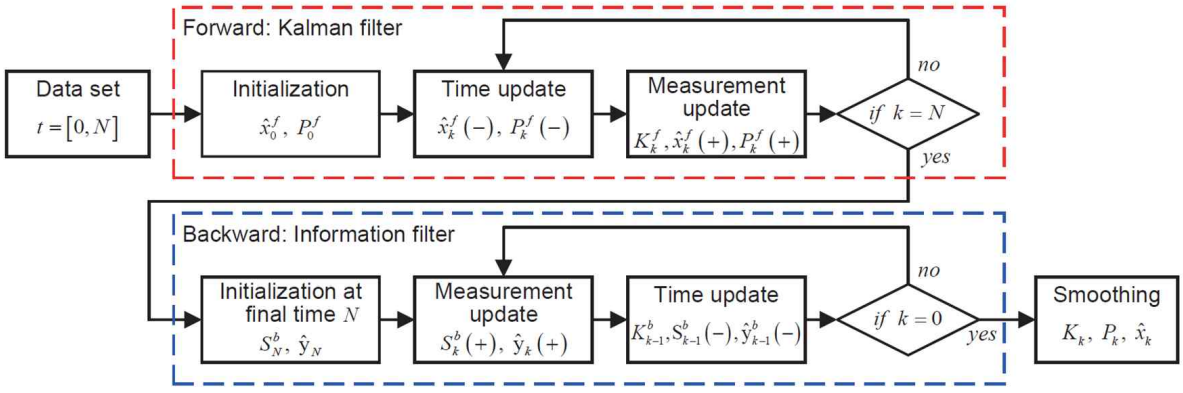

Fig. 2. Flowchart of optimal smoothing algorithm

그 후 칼만 이득과 추정값 및 오차 공분산은 공정 잡음 행렬 Γ을 포함한 공분산 Q를 통해 아래와 같이 계산한다[6].

$$K_{k-1}^{b} = S_{k}^{b}(+)(S_{k}^{b}(+) + Q^{-1})^{-1} \quad (16)$$
$$S_{k-1}^{b}(-) = F^{T}(I - K_{k-1}^{b})S_{k-1}^{b}(+)F$$
$$\hat{y}_{k-1}(-) = F^{T}(I - K_{k-1}^{b})\hat{y}_{k}(+)$$

상기 전방향-역방향 과정을 통해 확보한 오차 공분산과 추정값을 기반으로 식(17)과 같이 스무딩을 수행한다[7].

$$K_{k} = P_{k}^{f}(+)S_{k}^{b}(-)(I + P_{k}^{f}(+)S_{k}^{b}(-))^{-1} \quad (17)$$
$$P_{k} = (I - K_{k})P_{k}^{f}(+)$$
$$\hat{x}_{k} = (I - K_{k})\hat{x}_{k}^{f}(+) + P_{k}\hat{y}_{k}(-)$$

III. 이동 목표물 시뮬레이션

3.1 시뮬레이션 환경

앞절에서 유도한 최적 스무딩 필터의 추정 성능 검증을 위해 초기 가속 기동을 수행하는 미사일 비행을 모사한다. 초음속 범위에서 운용되는 미사일은 충격파로 인해 균질한 음향신호를 확보가 어렵기에 가상 측정 데이터를 이용한 스무딩 필터의 성능 검증을 수행한다. 따라서 본 연구에서는 6자유도 동역학식이 포함된 미사일 모델을 기반으로 시뮬레이션 환경을 구현하며, 알고리즘에 대한 검증을 수행한다. 측정 데이터는 3차원 좌표상 위치로 규정하며, 획득 데이터는 $100Hz$로 저장한다. 또한 가우시안 모델을 통한 측정 잡음을 설계하며, 잡음 모델의 공분산은 10으로 설정한다. 시뮬레이션은 약 260초 동안 Fig. 3과 같은 포물선 궤적 비행을 수행하며, 초기 10초 구간에 Fig. 4와 같이 가속을 수행한다.

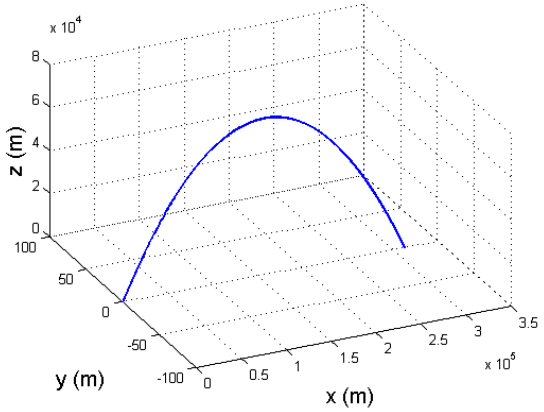

Fig. 3. Trajectory of simulated missile

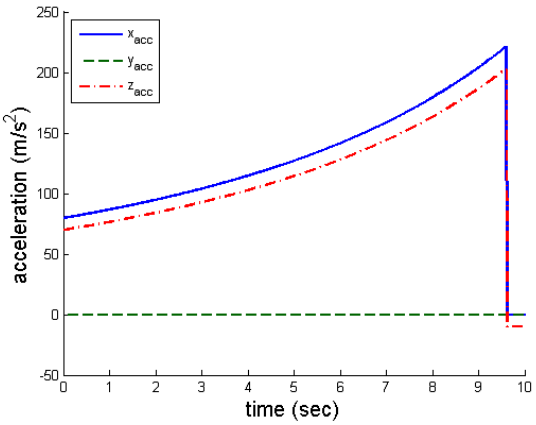

Fig. 4. Acceleration of simulated missile

3.2 시뮬레이션 궤적 추정 결과

칼만 필터와 최적 스무딩 필터를 통해 궤적 추정을 수행한다. 필터링은 초기 가속구간에서 이동 목표물의 위치 정보를 기반으로 수행한다. 싱어 표적 모델을 위한 가속도 상관시간 α는 $1/60$, 측정 잡음 공분산은 20으로 각각 설정한다. Fig. 5-7은 각 3차원 좌표에 따른 위치 추정값을 나타내며, 각각의 궤적은 참값(Ref.)과 칼만 필터 결과(KF), 그리고 최적 스무딩 필터 결과(SM)를 의미한다. 추정 결과는 Table 2에 정리한 것과 같이 측정 데이터 보다 필터링 데이터의 추정 성능이 좋으며, 모든 축상에서 최적 스무딩 필터의 궤적 추정 정밀도가 높음을 확인 할 수 있다.

Table 2. Estimation results of simulation

axis	meas(mRMS)	KF(mRMS)	SM(mRMS)
x	3.10	1.04	0.56
y	3.14	0.90	0.34
z	3.14	1.03	0.46

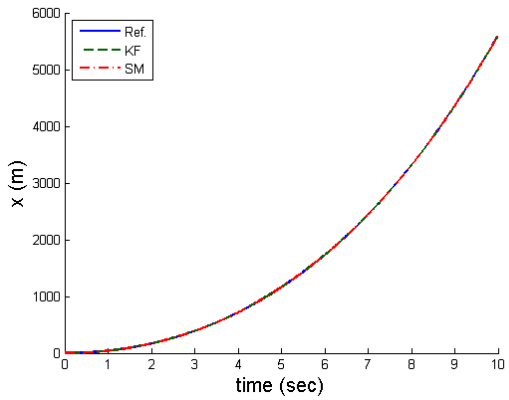

Fig. 5. Simulation result on x-axis

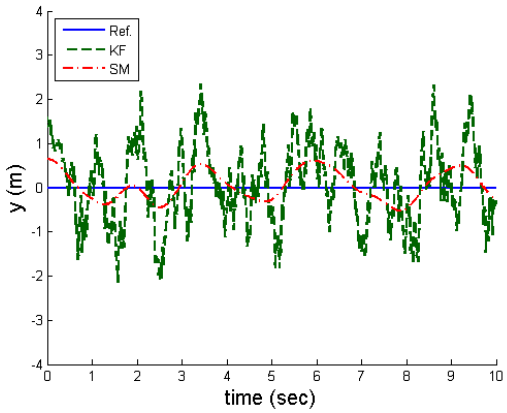

Fig. 6. Simulation result on y-axis

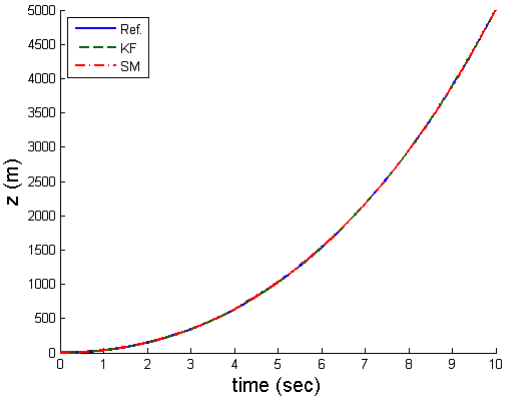

Fig. 7. Simulation result on z-axis

Ⅳ. 모형 로켓 실험

4.1 빔형성 방법

최적 스무딩 필터 성능 검증을 위한 모형 로켓 실험에 앞서 음향 신호를 통한 위치 정보 획득을 위한 빔형성 알고리즘을 구현한다. 이동 목표물로부터 방사되는 소음 측정을 위해 M개의 마이크로폰을 이용해 어레이를 구축 시 각 마이크로폰에서 측정된 주파수 f의 음압을 $\vec{p}$라고 정의한다. 확보된 음압을 이용해 상관스펙트럼행렬(cross-spectral matrix) C를 식(18)과 같이 계산된다.

$$\langle C\rangle = \vec{p}\ \vec{p}^{*} \tag{18}$$

$$\vec{p} = \begin{bmatrix} p_1(f) \\ p_2(f) \\ p_m(f) \\ \vdots \\ p_M(f) \end{bmatrix}$$

식(18)에서 $\vec{p}^{*}$는 음압의 공액 복소수이다. 측정된 소음을 점 소음원으로 가정하는 경우, 가상 소음원 위치인 n번째 소음원과 m번째 마이크로폰에 의한 조향벡터행렬, g_{nm}은 식(19)와 같다.

$$g_{nm} = \alpha_{beam}\frac{e^{jk_0 r_{rn}}}{r_{nm}}$$
$$\alpha_{beam} = \frac{1}{\sqrt{\sum_{n=1}^{N} r_{nm}^2}} \tag{19}$$

식에서 r_{nm}은 n번째 소음원과 m번째 마이크로폰의 거리를 나타내며, k_0은 파수(wave number)이다. n번째 가상 소음원에 대한 빔파워는 조향벡터의 에르메트 공액(Hermitian conjugate)에 의하여 계산 식(20)과 같이 계산된다.

$$b(n') = \vec{g}_{n'}^{\dagger} < C > \vec{g}_{n'} \tag{20}$$

가상 공간에 계산된 빔파워의 상대적인 차이로 소음원의 위치를 확인 할 수 있게 된다[8].

4.2 실험 환경

모형 로켓을 이용해 구축하며, 빔형성 방법을 이용한 위치 측정을 위해 모터를 이용해 추진 및 제트 소음이 방사되는 모형 로켓을 선정하여 실험 환경을 Fig. 8과 같이 구축한다. 모형 로켓이 발사 시 일정한 경로 생성을 위해 선형 와이어를 추종하며 이동하도록 지면으로부터 $2m$의 이격된 위치에 설치한다. 소음을 측정하기 위해 24개의 마이크로폰을 $0.03m$ 간격으로 어레이를 이동 궤적과 이격된 위치(D)에 구성하며, 비행 궤적의 참값을 획득하기 위해 $20m$간격으로 포토센서를 배치한다. 획득한 음향 정보를 빔형성 방법을 통해 궤적 추정을 수행하며, 이 정보를 이용해 칼만 필터와 최적 스무딩 필터를 이용해 추정 성능을 보정한다.

4.3 실험 궤적 추정 결과

모형 로켓을 통한 실험은 마이크로폰 어레이와 이동 궤도와의 이격거리$(10, 30, 50m)$에 따라 수행한다. 빔형성 방법을 이용한 위치는 Fig. 9와 같이 빔파워에 따른 스펙트럼 형태로 표현되기 때문에 각 측정 시간(sampling time)에 따라 여러 값이 존재할 수 있으며, 칼만 필터 사용 시 측정 데이터로 활용이 어렵다. 따라서 필터에 적합한 데이터를 위해 빔형성 결과에서 빔파워의 피크값을 측정 위치로 활용한다.

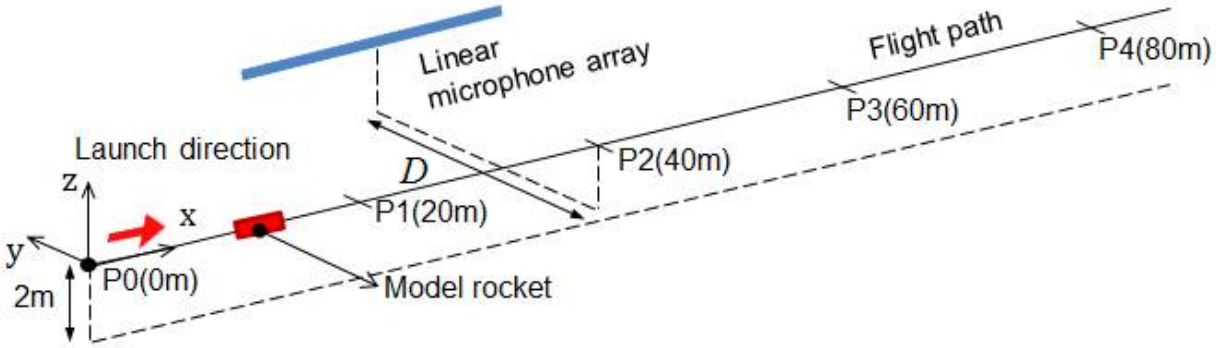

Fig. 8. Model rocket experiment environment[8]

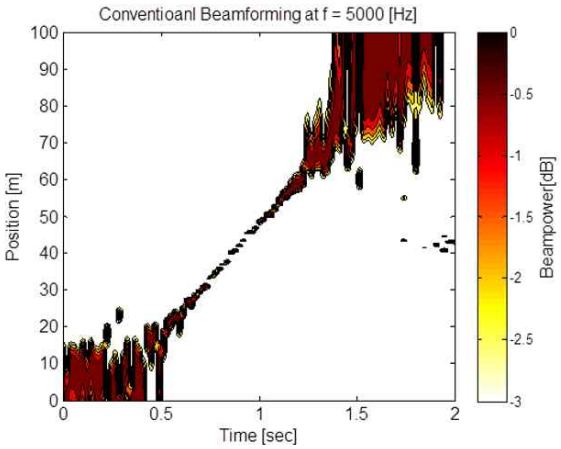

Fig. 9. Normalized beamforming results[8]

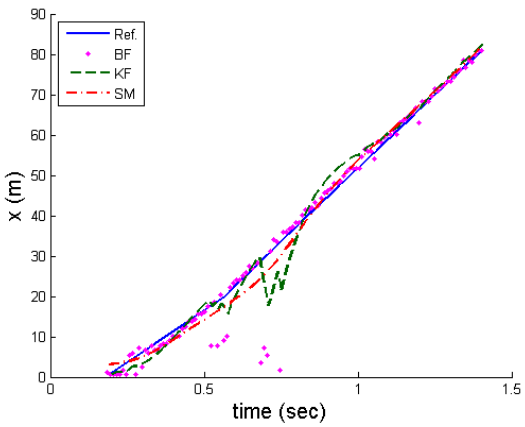

Fig. 11. Estimation results of case2($D=20m$)

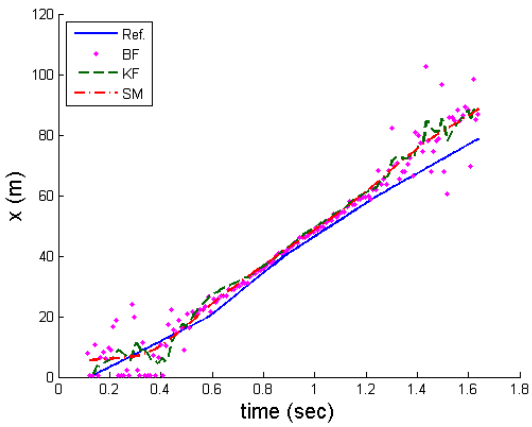

Fig. 10. Estimation results of case1($D=10m$)

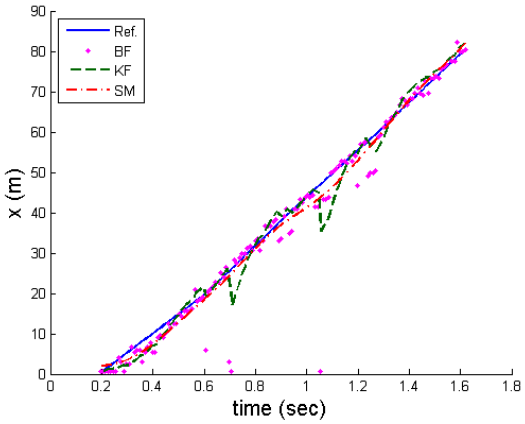

Fig. 12. Estimation results of case3($D=30m$)

앞서 언급한 것과 같이 실험 환경은 직선상에 이동하는 목표물에 대해 구축되었기에, 필터링을 위한 시스템 모델은 한 축에 대해 정의된 식(7)을 이용한다. 측정 잡음의 공분산은 1로 정의하며, 빔형성 기법과 칼만, 그리고 최적 스무딩 기법은 후처리를 통해 위치 추정을 수행한다.

Figure 10-12는 각 실험 케이스에 따른 모형 로켓 궤적 추정 결과를 나타낸다. 궤적은 포토센서를 이용해 획득한 참값($Ref.$), 빔형성 방법의 피크값(BF), 단일 칼만 필터 추정값(KF), 그리고 최적 스무딩 필터 추정값(SM)을 의미한다. 케이스 1의 추정값들이 최종단에서 참값과 이격됨이 확인된다. 이는 실험 시 획득한 소음 데이터가 편향에 따른 오차임을 확인하였다. 측정 데

Table 3. Comparison of tracking errors for experiment w.r.t. cases

case(D)	BF (mRMS)	KF (mRMS)	SM (mRMS)
case1($10m$)	7.02	5.57	4.78
case2($30m$)	5.38	3.43	2.09
case3($50m$)	5.63	3.06	1.80

이터의 분산이 발생 시 빔형성 방법과 칼만 필터의 궤적 추정 성능이 저하됨을 확인 할 수 있다.

마이크로폰 어레이와 모형 로켓 궤적의 이격거리가 $30m$인 케이스 2의 결과는 Fig. 10과 같다. 환경적 요인으로 인해 $0.5 \sim 0.7$초 구간에서 빔형성 방법의 오차를 확인 할 수 있으며, 단일 칼만 필터 역시 측정값 오차에 따라 추정 궤적의 정밀도가 저하됨을 확인 할 수 있다. 최적 스무딩 필터는 궤적 추정 성능과 종단의 정밀도가 높음을 확인할 수 있으나, 역방향 필터의 영향으로 초기 위치에 대해 오차가 나타난다.

마지막 케이스 3 역시 이전 실험 결과와 유사하게 빔형성 방법의 잡음에 의해 단일 칼만 필터 추정값의 오차가 증가함을 확인 할 수 있다. 빔형성 방법의 경우 마이크로폰 어레이와 이동 목표물의 거리가 멀어짐에 따라 앞선 실험보다 잡음이 증가했음을 보여주고 있다. 또한, 최적 스무딩 필터의 초기값 역시 일정부분 오차가 발생함이 확인 된다. 궤적 추정값들의 오차 분석한 결과 모든 실험에서 최적 스무딩 필터의 성능이 우수함을 볼 수 있다. 케이스 1에서는 칼만 필터와 유사한 궤적 오차가 있음이 나타나나, 측정 데이터의 편향성에 의한 영향으로 보인다. 최적 스무딩 필터의 초기 위치 오차 현상 역시 나타남이 확인되나, 가속에 따른 궤적 추정과 종단의 정밀도에서는 우수한 성능이 확인된다.

V. 결 론

본 논문에서는 빔형성 기법을 통해 획득한 이동 목표물의 궤적 추정 성능 향상을 위한 필터링 기법을 제안하였다. 이를 위해 칼만 필터와 고정구간 최적 스무딩 필터를 적용하였으며, 기동하는 목표물에 대한 필터링 성능 증진을 위해 싱어 표적 모델을 적용하였다. 설계된 필터의 검증을 위해 6자유도 동역학 기반 미사일 시뮬레이션 환경을 구축 하였다. 초기 가속을 통한 기동상황에서 필터링에 따른 궤적 추정 성능 검증 결과 최적 스무딩 필터가 칼만 필터와 비교해 높은 추정 정밀도를 나타냄을 확인하였다. 또한 선형 마이크로폰 어레이를 이용해 실외 실험을 수행하였다. 제트 소음 방사가 가능한 모형 로켓을 이용해 실험 환경을 구축하였으며, 마이크로폰 어레이와 비행 궤적의 이격거리에 따라 3가지 케이스로 실험하였다. 실험 결과 빔형성 기법을 통해 측정한 위치를 기반으로 구현된 필터를 적용함으로 궤적 추정 정밀도를 향상시키는 것을 확인하였다. 칼만 필터와 비교해 최적 스무딩 필터의 이동 목표물 궤적 추정 정밀도가 향상됨을 보인다. 최적 스무딩 필터의 초기 위치 오차가 발생하나, 가속에 따른 궤적 추정과 종단 위치 추정에 있어 높은 정밀도를 지닌다. 본 논문에서 구현된 최적 스무딩 필터 기법은 시뮬레이션을 통해 3차원으로 확장 가능함을 검증하였으며, 음향정보를 통한 데이터 처리 과정에서 효과적인 필터링 성능을 보임을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원(과제번호: ADD-13-01-01-02, ADD-13-01-04-11)을 받아 수행된 연구입니다.

References

1) Ha, J., Kim, B., Park, W., and Kim, S., "A Study for Direction of Arrival Estimation of Rocket Noise Using Acoustic Beamforming," Proceedings of ESNVE Spring Conference, 2012, pp.576~577.

2) Park, S., Yun, J., and Ryoo, C., "Ballistic Missile Tracking Using Unsecented Kalman Filter," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol.14, No.9, 2008, pp.898~903.

3) Wu, P., Kong, J., Bo, Y., and Li B., "A Nonlinear Kalman Smoothing Method for Ballistic Target Tracking," Proceedings of IJCCSO Conference, 2009, pp.160~162.

4) Jung, J.K. and Hwang, D.H., "Smoother Design for the Launch Point/Impact Pint Prediction of a Ballisitic Target," Proceedings of CICS Conference, 2012, pp.291~293.

5) Van Veen, B. D. and Buckley, K. M., "Beamforming: A Versatile Approach to Spatial Filtering," *IEEE ASSP Magazine*, 1988, pp. 4~24.

6) Singer, R. A., , "Estimating Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.6, No.4, 1970, pp.473~483.

7) Lewis, F. L., *Optimal Estimation*, John Wiley & Sons, inc., 1986.

8) Go, Y.J., Lee, J.H., Jung, O.J., Ha, J.H., and Choi, J.S., “Estimation of Trajectory of Model Rocket Using Microphone Array,” Proceedings of KSAS Spring Conference, 2014, pp.405~408.