

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 405-412(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.405

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

확장 칼만필터를 이용한 탄도수정탄의 대기속도 추정

성재민*, 김병수

Airspeed Estimation of Course Correction Munitions
by Using Extended Kalman Filter

Jaemin Sung* and Byoung Soo Kim

ReCAPT and Dept. of Aerospace and System Engineering, Gyeongsang National University

ABSTRACT

This paper represents a filter design to estimate the airspeed of a spin-stabilized, trajectory-correctible artillery ammunition. Due to the limited power and space in operational point of view, the airspeed sensor is not installed, and thus the airspeed need to be estimated using limited sensor measurements. The only IMU measurements(three-axis specific forces and angular rates) are used in this application. The extended Kalman filter algorithm is applied since a linear filter can not cover the its wide operational range in airspeed and altitude. In the implementation of the EKF, the state and measurement equations are transformed into the no-roll frame for simple form of Jacobian matrix. The simulation study is conducted to evaluate the performance of the filter under various environment conditions of sensor noise and wind turbulence. In addition, the effect of the choice in filter design parameters, i.e. process error covariance matrices is analyzed on the performance of the estimation of airspeed and angular rates.

초 록

본 논문은 회전안정성을 갖는 탄도수정탄의 대기속도 추정을 위한 필터 설계에 대하여 설명한다. 대상 시스템은 운용상의 제약(공간, 파워)으로 인하여, 대기속도 측정을 위한 센서를 사용할 수 없다. 따라서 한정된 센서를 이용한 대기속도 추정이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 IMU(가속도계, 자이로)에서 측정하는 3축 가속도와 각속도 데이터만 이용하여, 대기속도 추정을 위한 필터를 설계하였다. 대상 시스템의 경우, 넓은 속도, 고도의 운용범위를 커버하기 위한 추정 필터가 필요하므로 본 연구에서는 확장 칼만필터를 설계하여 기존의 연구와의 차별성을 두었다. 확장 칼만필터 설계를 위한 자코비안 행렬은 NRF(No-roll frame)에서의 간략화된 선형모델을 이용하여 구성하였다. 최종적으로 센서 오차와 바람 모델을 포함한 시뮬레이션을 통해 그 성능을 검토하였다. 이때, 시뮬레이션은 설계한 대기속도와 각속도 모델 오차의 영향을 분석하기 위하여 네 가지 경우의 프로세스 공분산 행렬 값에 대한 영향을 분석하였다.

Key Words : Course Correction Munitions(탄도수정탄), Air Speed Estimation(대기속도 추정), Extended Kalman Filter(확장 칼만필터)

† Received : January 20, 2015 Revised : March 7, 2015 Accepted : April 9, 2015

* Corresponding author, E-mail : sjm@gnu.ac.kr

I. 서 론

현대 지상전에서는 민간시설이나 주거지역의 피해는 최소화하면서 목표물을 정확히 타격할 수 있는 무기체계에 대한 요구가 끊임없이 증가하고 있다. 오늘날 지대지, 공대지미사일 등과 같은 정밀무기가 많이 개발되어 있지만, 비싼 가격으로 인해 사용할 수 있는 대상이 제한적이다. 따라서 시가전과 같은 전장 임무에서 값싸고 정밀한 무기체계에 대한 대안으로 탄도수정탄이 많은 주목을 받고 있다[1-3]. 하지만 해당 기술은 일부 선진국에서 연구되어 왔으며, 관련기술의 이전을 기대하기는 어려운 실정이다.

탄도수정탄의 경우 넓은 운용범위를 가지고 있다. 따라서 모든 운용범위를 커버할 수 있는 고전제어기법을 설계하기 위해서는 동압에 따른 개인 스케줄링이 반드시 필요하다. 하지만 탄도수정탄의 경우 비행 중 센서를 작동하는 운용방식으로 인해 초기 정렬이 불가능하다. 따라서, 초기 자세 정렬 후 관성센서 값의 적분을 통해 자세를 측정할 수 없으며, 피토판을 장착할 수 없으므로 바람속도를 직접 측정 하는 것이 불가능하다. 따라서 동압에 사용되는 대기속도를 획득하기 위하여, 본 연구에서는 가속도 센서와 자이로만 사용한 비행 중 대기속도 추정필터를 설계하고자 한다. 실제 탄도수정탄의 경우 위치, 속도정보를 활용하기 위하여 GPS를 사용 한다. GPS 정보는 자세각과 각속도 예측에는 사용할 수 있지만 대기속도 추정에는 적합하지 않다. GPS만 이용한 대기속도 추정을 위한 기법이 연구되었지만 운용상 제약이 존재한다. 따라서 본 연구에서는 가속도와 각속도만 이용한다.

피토판을 사용하지 않고 대기속도를 추정하는 연구로는 단일 GPS를 사용하여 추정하는 방법 [4][5]에 대한 연구가 있다. 해당 연구는 GPS 정보와 운동방정식을 결합하여 바람속도를 추정하는 것으로, 비행 중 등속 수평상태를 유지할 수 있다는 가정 하에 유도 되므로 본 연구에서 대상으로 하는 시스템에는 적합하지 않은 방법이다. 대기속도를 추정하는 또 다른 연구로서 다중 선형 칼만필터를 이용한 MMF(Multiple Model Filter) 연구[6]가 있다. 해당 연구는 비행체의 선형모델을 이용하여 다양한 비행조건에서의 대기속도 추정필터를 설계하고, 이를 현재 비행상태에 맞게 효율적으로 전환하는 다중모델 필터에 관한 내용이다. 다중 선형모델을 사용한 추정필터와 관련해서는 MMF와 IMM(Interacting Multiple Model) 방법[7]이 있다. 해당 기법들은

다양한 비행조건에 대하여 필터들을 설계하여 확률적으로 가장 적합한 추정값을 사용하는 기법으로, 필터 추정값을 상호 독립적으로 계산하는 MMF기법과 추정값 계산 시 상호 간섭작용을 고려하는 IMM 기법으로 구분되어 연구되고 있다. 두 기법 모두 비행 조건에 따라서 다수의 모델이 필요하므로 필터 설계에 어려움이 있다.

확장 칼만필터는 자코비안 행렬을 이용하여 비선형모델의 상태를 추정할 수 있는 기법으로, 인공위성이나 비행체의 위치나 자세 추정에 널리 적용되고 있지만[8-10], 대기속도 추정을 위한 연구에는 적용된 사례가 드문 것으로 파악된다. 따라서 본 연구에서는 확장 칼만필터를 이용하여 대기속도를 추정하는 기법에 대하여 연구한다. 특히 기존의 연구[6]에서는 GPS/INS 알고리즘을 통해 획득한 자세각과 각속도 정보를 사용하였다면, 본 연구에서는 IMU센서(가속도, 각속도)를 직접 사용하여 필터를 설계한다. 특히 대상 시스템과 같이 초기 발사조건에 따라서 다양한 선형모델을 확보해야 되는 어려움을 극복하기 위해 본 연구에서는 확장 칼만필터를 이용한 대기속도 추정필터를 구성하였다. 또한 확장 칼만필터 구성에 필요한 자코비안(Jacobian) 행렬의 선형모델을 사용하여 구성하였으며, 이때 선형모델은 평형점에서의 미소교란에 대하여 정리한 것이 아니라, 탄도 상의 특정 속도에서의 미소교란에 대하여 정리하였다.

본 논문의 2절에서는 대상시스템 모델의 특징에 대하여 설명하고, 3절에서는 대기속도 추정을 위한 확장 칼만필터 설계에 대하여 설명한다. 4절에서는 시뮬레이션 수행을 위한 운용 및 바람조건과 설계 파라미터를 설명하고 그 결과를 제시한다. 최종적으로 5절에서 결론을 맺는다.

II. 대상 시스템 특징

일반적인 탄의 경우 회전안정성을 확보하기 위하여 매우 빠른 속도로 회전한다. 이를 개량한 탄도수정탄의 경우 전체탄의 회전안정성을 확보하기 위하여 빠르게 회전하는 탄체와 센서를 장착하고 구동기를 이용한 조종력을 만들기 위해 비교적 느리게 회전하는 수정신관(노즈)으로 구분 지을 수 있다. Fig. 1은 대상 시스템의 형상으로 크게 탄체와 노즈로 구분된 것을 알 수 있다. 탄체와 노즈는 베어링에 의해 롤 운동이 독립적이며, 탄체에 부착된 롤브레이크를 작동시켜 노즈의 회전속도를 유지 할 수 있도록 구성되어 있다. 노즈는 두 쌍의 카나드로 구성되어 있으며,



Fig. 1. Guided dual-spin projectile system

한 쌍의 카나드는 1축 구동기를 이용하여 피치효과를 만들어내는 역할을 하며, 다른 1축 카나드는 특정 불임각을 가지고 부착되어 롤 모멘트를 만들도록 구성되어 있다. 따라서 노즈의 회전에 의해서 수정신관의 조종력이 주기적으로 발생하게 되며, 이는 탄체의 상태변수에 반영되어 나타난다. 또한 회전하는 탄의 자이로 효과로 인하여 입력 방향과 응답 방향이 달라지는 결과를 보이게 된다. 이로 인해, 아래에서 설명하는 NRF으로 변환하더라도 주기함수로 나타나는 응답특성을 완벽하게 제거하지 못하는 특징이 있다.

본 연구에서는 수정신관의 롤각은 정확히 안다고 가정하고, 회전하지 않는 축(NRF: No-roll frame)을 기준으로 대기속도 추정필터를 설계한다. 동체축과 NRF의 관계는 식(1)과 같이 표현된다. 여기서, a_y, a_z 는 동체 Y, Z축의 가속도를 의미하며, 상첨자 B는 동체축, NR는 NRF을 의미한다. 롤각(ϕ)는 롤각속도(p_0)와 초기 롤자세각(ϕ_0)로 구성된다. 이때 롤각속도는 2Hz로 일정하며, 초기 롤자세각은 알고 있다고 가정한다.

$$\begin{bmatrix} a_y^{NR} \\ a_z^{NR} \end{bmatrix} = L(-\phi) \begin{bmatrix} a_y^B \\ a_z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\phi a_y^B - \sin\phi a_z^B \\ \sin\phi a_y^B + \cos\phi a_z^B \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서, $L(-\phi) = \begin{bmatrix} \cos\phi & -\sin\phi \\ \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}$, $\phi = p_0 t + \phi_0$

대상 시스템의 시뮬레이션 모델은 7DOF 운동방정식으로 구현된다. 이는 탄체와 노즈의 6DOF 운동방정식을 각각 정리하고, 탄체와 노즈의 구속조건을 고려하면 최종적으로 롤 운동만 독립적으로 표현할 수 있다. 본 연구에서는 기 보유 중인 7DOF 시뮬레이션 모델을 사용하여 연구하였으며, 7DOF 운동방정식의 자세한 내용은 참고문헌 [11]을 참고한다.

III. 대기속도 추정필터

3.1 확장 칼만필터 설계

확장 칼만필터를 적용한 대기속도 추정필터 설계를 위해, 식(2)와 같이 대기속도($u v w$)와 각속도($p q r$)를 상태변수로 하는 비선형 모델을 선정한다. 또한 센서에서 얻을 수 있는 각속도와 가

속도($a_x a_y a_z$)를 출력 모델로 구성한다. 이때, 프로세스 오차와 측정 오차는 일정하다고 가정한다. 확장 칼만필터를 이용한 추정필터는 식(3)과 같이 시간에 대한 업데이트(Prediction)와 식(4)와 같이 측정에 의한 업데이트(Correction)으로 구분하여 구성할 수 있으며, 확장 칼만필터는 잘 알려진 기법이므로 상세한 설명은 생략한다[12].

$$x_k = f(x_{k-1}) + w_{k-1}, x = [u v w p q r]^T \quad (2)$$

$$z_k = h(x_k) + v_k, z = [p q r a_x a_y a_z]^T$$

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}) \quad (3)$$

$$P_k^- = A_k P_{k-1} A_k^T + Q_{k-1}$$

$$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1} \quad (4)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - h(\hat{x}_k^-))$$

$$P_k = (I - K_k H_k) P_k^-$$

여기서, A_k, H_k 는 각각 상태방정식과 측정방정식의 자코비안 행렬로서 다음 절에서 설명한다.

3.2 자코비안 행렬

확장 칼만필터 설계를 위해 비선형 시스템의 자코비안 행렬을 구성해야 된다. 본 연구에서 구성하는 필터와 같이 행렬의 크기가 큰 경우 계산 시간이 많이 걸리므로, 실시간 연산에 어려움이 있을 수 있다. 따라서 본 연구에서는 자코비안 행렬을 구하기 위해 연속시간에서의 선형모델을 이용하여 구성하기로 한다.

탄도수정탄은 추력이 없고, 양력이 충분하지 않아, 비행 중 평형점(Equilibrium point)이 존재하지 않는다. 따라서 본 연구에서는 탄도 상의 특정 속도를 기준으로 구성된 선형모델을 사용한다. 이때 구성된 선형모델은 받음각과 옆미끄럼각이 작고, 짧은 직선비행에 있어서 중력은 무시한다는 가정 하에 식(5)와 같이 정리된다. 선형모델의 가정과 전개과정은 참고문헌 [13]에서 확인할 수 있다.

여기서, C_{Xu}, C_{Na}, C_{Npa} 는 각각 x축과 z축 그리고 매그너스 힘에 관한 미계수이며, C_{mq}, C_{ma} 는 각각 피치축의 댄핑계수와 미계수를 의미한다. ρ, S, m 는 각각 밀도, 기준면적, 질량을, I_{yy}, I_{xx} 는 각각 y축과 x축 기준의 관성모멘트를 의미하며, 이때 상첨자는 노즈(n)와 탄체(s)를 의미한다. p_n, p_s 은 각각 노즈와 탄체의 롤 각속도를 의미하며, D 는 공력 계산 시 사용되는 기준 길이를 의미하며, 탄체의 지름을 사용하였다. R_x

는 전체탄의 무게중심과 탄체부의 무게중심까지의 거리이다.

$$\begin{aligned}\dot{u} &= -\frac{\rho SV}{2m} C_{Xu} u \\ \dot{v} &= -\frac{\rho SV}{2m} \left[C_{N_v} v - \left(\frac{DC_{Np\alpha}^s}{2V} p_s + \frac{DC_{Np\alpha}^n}{2V} p_n \right) w \right] - Vr \\ \dot{w} &= -\frac{\rho SV}{2m} \left[C_{N_w} w - \left(\frac{DC_{Np\alpha}^s}{2V} p_s + \frac{DC_{Np\alpha}^n}{2V} p_n \right) v \right] + Vq \\ \dot{q} &= \frac{\rho V^2 SD}{2I_{yy}^T} \left(\frac{D}{2V} C_{mq} q + C_{m\alpha} \frac{w}{V} + R_x \frac{v D p_s}{2V^2} C_{Np\alpha} \right) \\ &\quad - \frac{I_{xx}^n p_n + I_{xx}^s p_s}{I_{yy}^T} r \\ \dot{r} &= \frac{\rho V^2 SD}{2I_{yy}^T} \left(\frac{D}{2V} C_{mq} r - C_{m\alpha} \frac{v}{V} + R_x \frac{w D p_s}{2V^2} C_{Np\alpha} \right) \\ &\quad + \frac{I_{xx}^n p_n + I_{xx}^s p_s}{I_{yy}^T} q\end{aligned}\quad (5)$$

여기서, 탄체의 중량이 전체중량의 97% 이상으로 R_x 값이 매우 작고, 속도의 제곱항으로 나뉘지기 때문에 매그너스 힘에 의한 각속도의 영향은 무시할 수 있다. 따라서, 식(5)를 이용하여 식(6)과 같이 간략화된 선형모델과 측정 방정식을 구성하였다. 식(6)의 상태방정식과 측정방정식은 가관측성을 가지는 것으로 확인된다. 따라서 초기자세를 알지 못하는 상태에서도, 관성센서 측정값을 사용하여 비행 중 상태를 추정할 수 있다.

$$\dot{x} = Ax = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{22} & 0 & 0 & 0 & -V \\ 0 & 0 & A_{33} & 0 & V & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{53} & 0 & A_{55} & A_{56} \\ 0 & A_{62} & 0 & 0 & A_{65} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix}\quad (6.a)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = H_k x = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ A_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix}\quad (6.b)$$

식(6)의 선형모델(A)을 이용하여 식(7)과 같이 이산화된 상태방정식의 자코비안 행렬(A_k)을 구성하였다. 여기서 Δt 는 이산시간 간격이며, 본 연구에서는 0.025초를 선정하였다.

$$A_k \approx (I + A\Delta t)\quad (7)$$

여기서, 각 행렬의 요소는 식(8)과 같다. 이때, 대상 시스템은 대칭형상 이므로, 피치축과 요축의 공력계수는 동일하게 사용할 수 있다.

$$\begin{aligned}A_{11} &= -\frac{\rho SV}{2m} C_{Xu} \\ A_{22} = A_{33} &= -\frac{\rho SV}{2m} C_{N_v} \\ A_{53} = -A_{62} &= \frac{\rho VSD}{2I_{yy}^T} C_{m\alpha} \\ A_{55} = A_{66} &= \frac{\rho VSD^2}{4I_{yy}^T} C_{mq} \\ A_{56} = -A_{65} &= -\frac{I_{xx}^n p_n + I_{xx}^s p_s}{I_{yy}^T}\end{aligned}\quad (8)$$

일반적인 칼만필터의 성능은 공력계수의 정확성에 달려 있다. 따라서 본 연구에서는 상용틀을 통해 획득한 공력데이터를 사용하였으며, 식(8)에 의해 구성된 선형모델의 오차는 없는 것으로 간주한다.

IV. 시뮬레이션 분석

4.1 시뮬레이션 조건

4.1.1 센서 오차 및 공분산 행렬 선정

각 센서는 바이어스가 없는 가우시안 표준분포를 갖는 백색잡음만 존재한다고 가정한다. 센서는 상용 MEMS 센서의 성능을 고려하여, Table 1과 같은 노이즈의 분산을 갖도록 선정한다.

확장 칼만필터 설계를 위한 측정오차에 대한 공분산은 식(9)와 같이 선정하였으며, 프로세스 오차에 대한 공분산은 Table 2와 같이 4가지 케이스를 설정하고 각각의 영향을 분석하였다. 프

Table 1. Noise properties of sensors

	Acc. (mg)	Gyro (deg/s)
1σ	10	1

Table 2. Process error covariance matrix

Case	Covariance matrix, Q
1	$diag[1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1]$
2	$diag[100 \ 100 \ 100 \ 1 \ 1 \ 1]$
3	$diag[1 \ 1 \ 1 \ 100 \ 100 \ 100]$
4	$diag[100 \ 100 \ 100 \ 100 \ 100 \ 100]$

로세스 오차의 공분산은 Case 1을 기준으로 대기속도 모델에 오차가 큰 경우, 그리고 각속도 모델의 오차가 큰 경우의 결과를 비교하고 최종적으로 Case 4의 값을 선정하였다.

$$R = I_{6 \times 6} \quad (9)$$

4.1.2 운용조건

대상 시스템의 발사조건은 출구속도 924 m/s 와 발사각 45 deg이며, 이때 비행은 약 94초 동안 이뤄진다. 대상 시스템은 지상에서 발사 후 특정 조건(시간, 고도 등) 이후에 센서를 작동하고 유도제어기법을 구현하는 방식으로 운용된다. 정점(42초) 이후 탄도 수정을 위해 조종하는 것으로 가정하고, 발사 후 40초부터 대기속도 추정이 이뤄지도록 구성한다.

본 논문에서는 MIL-F-8785C에서 규정하는 Dryden wind turbulence 모델과 전단풍(Shear wind)모델을 적용한다[14]. 이때, 지상 6 m에서의 바람은 15 m/s으로 선정하였다. 전단풍은 북풍(N) 과 동풍(E)에 대한 시뮬레이션 결과를 분석한다. Fig. 2는 본 연구에 적용된 바람모델의 예시로 동풍이 부는 경우이다. 또한, 본 연구에서 설계한 추정필터는 조종입력이 없는 상대방정식을 이용하여 구성하였다. 따라서 조종입력에 대한 영향을 파악하기 위하여 조종면이 2 Hz 주기로 10 deg 만큼 작동하는 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하였다.

4.2 시뮬레이션 결과

앞서 Table 2에서 선정한 공분산 행렬에 대한

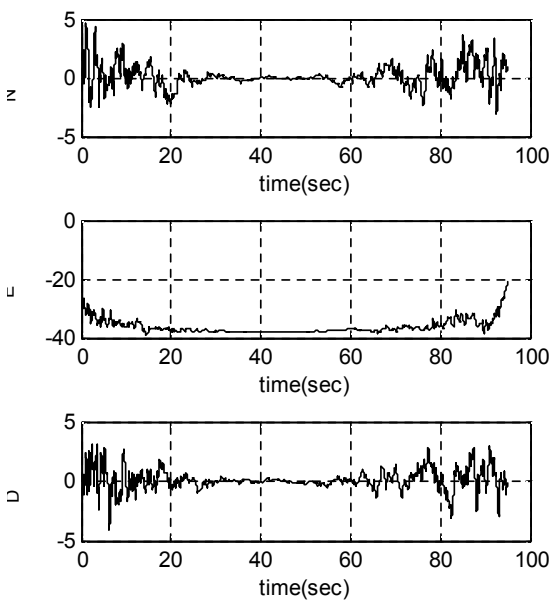


Fig. 2. Wind model example

시뮬레이션 결과는 Fig. 3~5와 같다. Fig. 3은 대기속도 모델의 오차 공분산에 따른 수렴정도를 보여주기 위하여 case 1과 case 2를 비교한 그림이다. 결과에서 보듯이 case 1의 경우 대기속도가 수렴 후(55초) 오차는 ±2 m/s 수준으로 비교적 작지만, 대기속도를 추정하는 속도가 느린 것을 알 수 있다. 이를 보완하기 위하여 case 2와 같이 공분산 행렬을 선정하였으며, 그림에서 보듯이 수렴 시 오차는 ±2 m/s 수준으로 유지되 수렴속도 1초 이내로 빨라지는 것을 알 수 있다. 이 경우, 공분산 값을 계속 증가시킬 경우 센서 오차에 대한 영향이 추정값에 크게 반영이 되어 의미 있는 추정 결과를 얻기가 어려워진다.

Figure 4는 각속도모델의 오차 공분산의 영향을 보기 위하여 case 1과 case 3을 비교한 그림이다. 결과에서 보듯이 수렴된 오차는 ±5 deg/s 수준으로 비슷하지만 수렴속도가 case 3에서 더 향상되는 것을 알 수 있다. 앞서 구성한 자코비안 행렬에서 보듯이 각속도 성분이 대기속도를 추정하는데 사용되므로, 정밀한 값이 요구된다. 따라서 본 연구에서는 최종적으로 case 4와 같이 공분산 행렬을 선정 하였으며, 그 결과는 Fig. 5와 같다. 그림에서 보듯이 수렴속도 1초 이내와 추종오차 ±2 m/s 범위로 개선된 것을 알 수 있다.

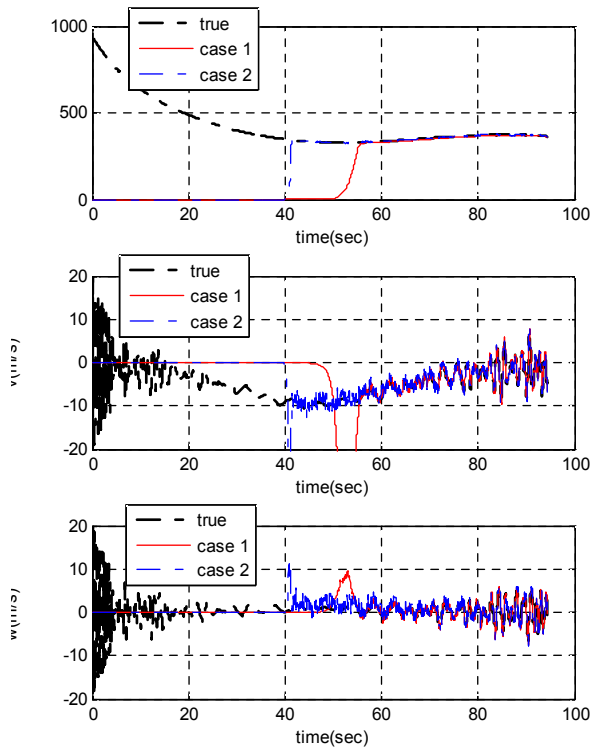


Fig. 3. Airspeed response of case 1 vs 2

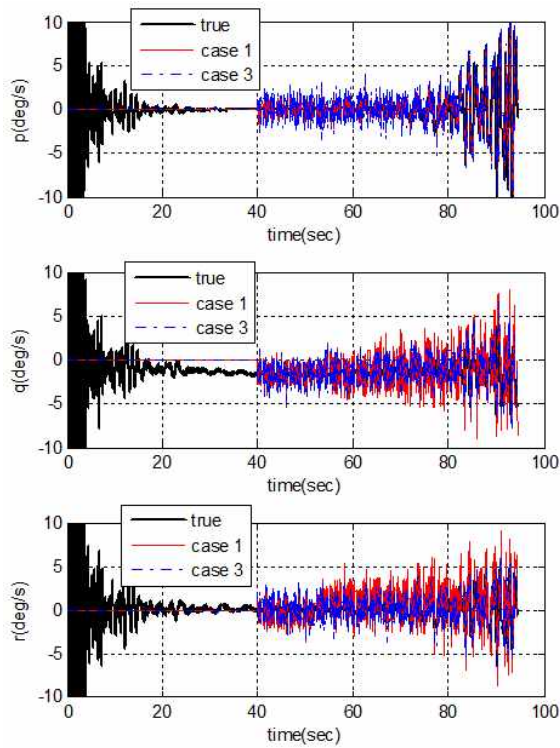


Fig. 4. Angular velocity response of case 1 vs 3

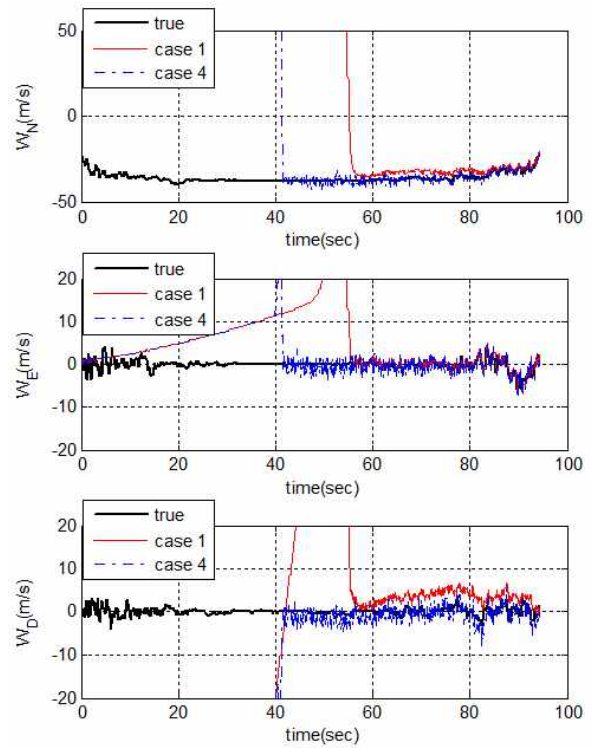


Fig. 6. Wind speed results with north wind

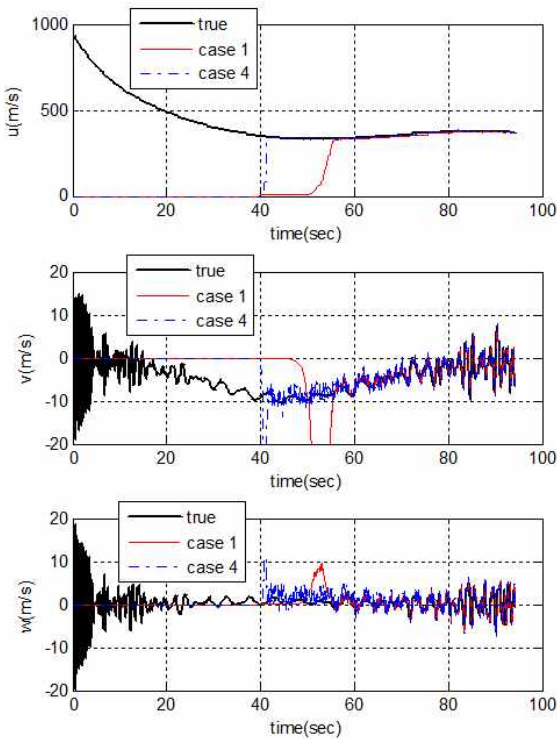


Fig. 5. Airspeed response of case 1 vs 4

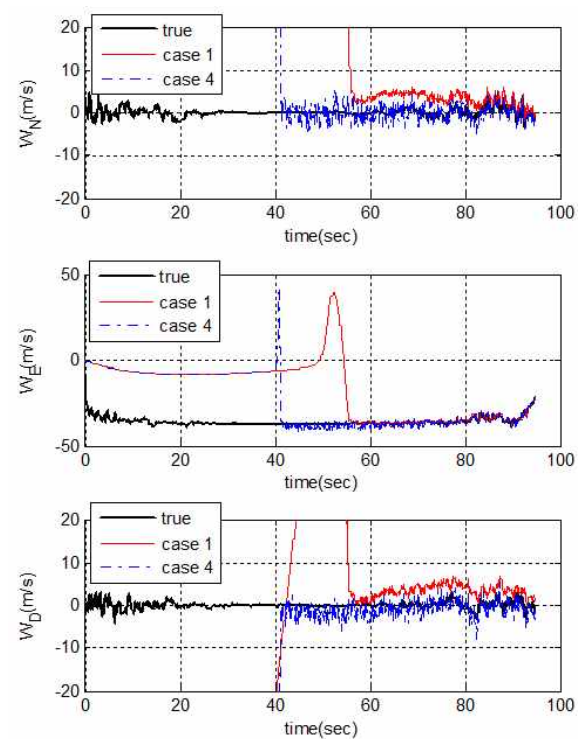


Fig. 7. Wind speed results with east wind

Figure 3~5는 대기속도를 기준으로 비교하였으므로, 직관적으로 파악하기가 어렵다. 따라서 앞서 설계한 바람모델과 추정필터 결과를 비교하기

위해 식(10)과 같이 지면속도(\bar{V}_g)와 대기속도(\bar{V}_a)의 관계를 이용하여 바람속도(\bar{V}_w)를 표현한다.

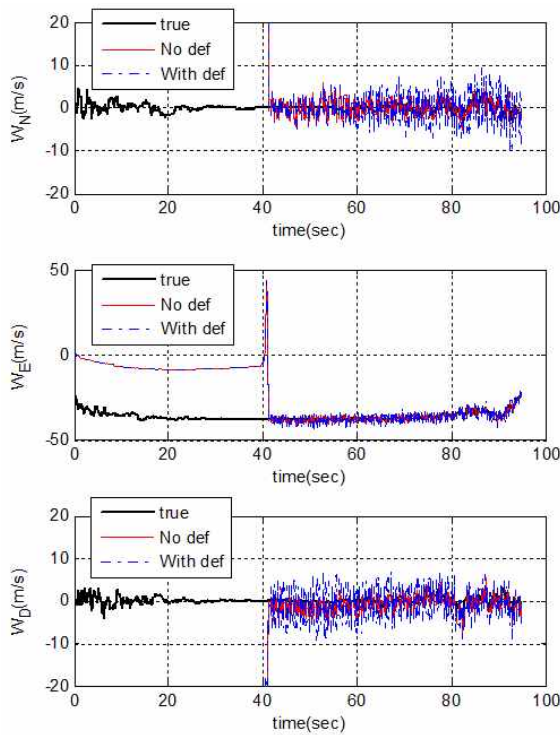


Fig. 8. Simulation results with deflection

$$\bar{V}_w = \bar{V}_g - \bar{V}_a \tag{10}$$

시뮬레이션에서 설정한 북풍은 진행방향으로 바람이 부는 경우, 동풍은 측풍이 부는 경우를 나타낸다. Fig. 6은 북풍이 부는 경우이며, 최종 설계한 모델이 1초 이내의 수렴속도와 ±2 m/s 이내의 오차 수준으로 바람을 잘 추종하는 것을 알 수 있다. Fig. 7은 동풍이 부는 경우로, 동일한 성능을 보이며 추종하는 것을 알 수 있다. Fig. 8은 조종입력이 있는 경우이다. 결과에서 보듯이 조종입력이 있는 경우가 추종결과의 진폭이 더 커는 것을 알 수 있는데, 이는 조종입력으로 인해 탄의 가속도가 진폭이 커졌기 때문인 것으로 파악된다.

V. 결 론

본 논문은 탄도수정탄의 대기속도 추정을 위한 필터를 설계하고 그 결과를 제시하였다. 대상 시스템의 경우 넓은 속도와 고도의 운용범위를 커버하기 위한 추정 필터가 필요하므로 본 연구에서는 확장 칼만필터를 적용 하였다. 또한, 확장 칼만필터의 자코비안 행렬이 클 경우, 실시간으로 계산하기 어렵기 때문에 본 논문에서는 선형 모델을 이용하여 칼만필터를 구성하였으며, 이는

기존 연구와 차별화 된 방법이다. 이때 선형모델은 탄도 상의 특정 속도에서 미소교란을 모델링한 것이다.

구성된 추정필터는 센서와 바람 모델을 포함한 시뮬레이션을 통해 그 성능을 검토하였다. 시뮬레이션은 대기속도와 각속도 모델의 오차에 대한 영향을 검토하기 위하여 프로세스 오차 공분산의 행렬을 네 가지 경우로 선정하여 수행하였다. 그 결과 측정수렴시간 1초 이내, 오차범위 ±2 m/s 의 대기속도 추정필터의 성능을 확인하였다. 또한 조종력이 고려된 경우에 대한 시뮬레이션을 수행하여 그 영향을 파악하였다.

향후, 탄도수정탄의 대기속도 추정필터를 실제 적용하기 위해서는, 센서의 장착위치에 따른 영향, 수정신관의 롤 회전에 따른 영향을 고려한 추정필터에 대한 연구가 더 진행되어야 될 것으로 판단된다. 또한, 조종입력이나 공력모델 오차로 인한 필터 모델의 불확실성을 극복 할 수 있는 적응 추정기법에 대한 연구가 필요하다.

후 기

본 논문은 2012년도 경상대학교 연구년제연구교수 과제이며, BK21 플러스 사업과 ㈜한화의 지원을 받아 수행한 연구의 일환으로, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Clancy, J. A., Bybee, T. D., Friedrich, W. A., "Fixed Canard 2-D Guidance of Artillery Projectiles," U.S. Patent 6,981,672 B2, 2006.
- 2) Bar, K., Kautzsch, K., "Spin-Stabilized Correctible-Trajectory Artillery Shell" U.S. Patent 7,584,922 B2, 2009.
- 3) Leininger, J., "Method for Correcting the Flight Path of Ballistically Fired Spin-Stabilized Artillery Ammunition," U.S. Patent 7,267,298 B2, 2007.
- 4) Lievens, K., Mulder, J., and Chu, P., "Single GPS antenna attitude determination of a fixed wing aircraft with aircraft aerodynamics," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 15-18, Aug., 2005, San Francisco, California, 2005-6056.
- 5) Cho, A., Kim, J., Lee, S., Kee, C., "Fully automatic taxiing, takeoff and landing of a

UAV using a single antenna GPS receiver only," *Proceedings of International Conference on Control, Automation and Systems*, pp. 821-825, Seoul, Korea, 2007.

6) Jin, J. H., Park, J. W., Kim, B. M., Kim, B. S., and Lee, E. Y., "Robust Airspeed Estimation of an Unpowered Gliding Vehicle by Using Multiple Model Kalman Filters," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 15, No. 8, pp. 859-866, Aug. 2009.

7) Kim, B. D., Lee, J. S., "Steady State Kalman Filter based IMM Tracking Filter for Multi-Target Tracking," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 34, no. 8, pp. 71-78, 2006.

8) Kim, Y., Jung, W., and Bang, H., "Visual Target Tracking and Relative Navigation for Unmanned Aerial Vehicles in a GPS-Denied Environment," *IJASS*, vol. 15, no. 3, pp.258-266, September, 2014.

9) Marins, J. L., Yun, X., Bachmann, E. R., McGhee, R. B., Zyda, M. J., "An extended

Kalman filter for quaternion-based orientation estimation using MARG sensors," *Proceedings of the 2001 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, Maui, Hawaii, USA, Oct. 29 - NOV. 03, 2001.

10) Cho, S. Y., Kim, B. D., Cho, Y. S., Choi, W. S., "Multi-Filter Fusion Technique for INS/GPS," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 34, no. 10, pp. 48-55, 2006.

11) Costello, M. F., "Modeling and Simulation of a Differential Roll Projectile," *Army Research Laboratory*, Jul. 2000.

12) Haykin, S. (ed) (2001) *Kalman Filtering and Neural Networks*, John Wiley & Sons, Inc., New York, USA.

13) Costello, M. F., and Peterson, A. A., "Linear Theory of a Dual-Spin Projectile in Atmospheric Flight," *Army Research Laboratory*, Feb. 2000.

14) U.S. Military., 1980, U.S. Military Specification MIL-F-8785C.