

정밀 유도포탄 개발 및 기술 현황

이 글에서는 정밀유도포탄의 국내외 개발 현황과 특징에 대하여 분석하고, 정밀유도포탄을 개발하기 위해 소프트웨어 관점에서의 주요 설계 요소와 설계 방법에 대하여 기술하였다. 소프트웨어적으로 해결해야 되는 문제로 초기자세 예측과 바람 예측을 제기하였으며, 칼만필터를 활용하여 각 알고리즘을 설계하는 방안에 대하여 제시하고 있다. 뿐만 아니라 정밀한 결과를 위하여 GPS/INS 통합 알고리즘과 유도명령을 구성하는 방안에 대하여 기술하였다.

김병수 경상대학교 기계항공공학부, 교수

e-mail : bskim@gnu.ac.kr

머리말

기존의 포탄은 피해 정도를 판단하였을 때 목표물의 50m의 공간 안에 떨어지면 명중으로 간주하였다. 그만큼 기본적으로 포탄의 정밀도가 떨어지는 것을 의미한다. 뿐만 아니라 포신의 기본오차, 마모, 운용환경 등의 여러 조건에 의하여 포탄의 공산오차(CEP: Circular Error Probability)는 더 증가한다. K9 자주포의 경우 공산오차를 줄이기 위해 TOT(Time on Target) 사격능력을 지니고 있지만, 특정 사거리 이상의 거리에서는 이 방법 역시 사용하기 곤란하다. 또한 장약에 의한 사정거리가 늘어나게 되면 공산오차는 더욱 커질 것이다. 시가전과 같은 경우 민간에 피해를 줄 수 있으므로 더욱 정밀한 명중률이 요구되는 상황이다.

또한 오인 조준으로 인한 문제를 해결 하기 위한 방법도 요구된다.

오늘날 한 발 혹은 수 발의 발사로 원하는 목표를 수 m 이내로 타격하여 임무를 완수할 수 있는 미사일이 개발되어 있다. 하지만 미사일은 가격이 너무 비싸다는 단점이 있으므로, 전장에서 임무에 맞춰서 유연하게 활용하기에는 무리가 있다.

따라서 기존의 포병 시스템을 활용하면서도 정밀도가 높고 효율적인 포탄 개발이 요구되고 있다. 이에 국내외에서는 기존 포탄을 개량하여 만든 정밀 유도포탄(Precision Guided Munition)과 기존 포탄은 그대로 두고 추가적인 Kit를 부착하는 형태인 탄도수정탄(Course Correction Munition)에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 그림 1은 대상 시스템의 형상을 나타내

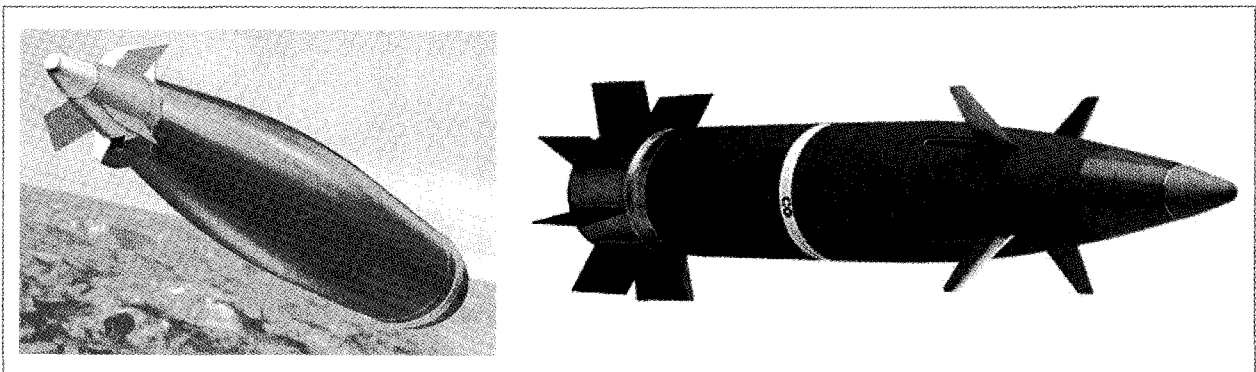


그림 1 탄도수정탄(좌), 정밀유도포탄(우)

는 그림으로서 좌측의 그림은 탄도수정탄, 우측의 그림은 정밀유도포탄으로 실제 미국에서 개발하여 배치 중인 엑스칼리버 모델이다.

정밀유도포탄의 운용 개념을 보면 먼저 포에서 발사된 후 비행안정성 확보를 위해 고속으로 회전하며 비행하게 된다. 고속회전 상태로 일정시간 비행 후, 탄 후방에 적재된 꼬리날개를 전개하여 탄의 회전을 감소시키게 된다. 탄의 회전속도가 일정속도 이하로 감소되면 활공비행을 위한 주 날개 혹은 카나드가 전개되어 본격적인 활공비행이 이루어지게 되며, 종말단계에서는 목표지점 상공에서 급강하하여 목표지점에 탄착하게 된다. 이때 조종면은 꼬리날개 혹은 카나드를 활용한다.

탄도수정탄은 신관 전체 혹은 부착된 키트가 탄체와 회전분리되어 움직이는 형태로 탄체의 회전을 감소시키지 않고 유도하는 방법이다.

정밀유도포탄과 탄도수정탄의 경우 조종면 제어 방법에서 차이가 있지만, 필요한 알고리즘과 유도 명령 등은 유사하다. 따라서 이 글에서는 정밀유도포탄을 기준으로 설명하기로 한다.

포탄은 발사 시 수만 g의 충격과, 수천 RPM의 고속 회전을 하는 특징이 있다. 이는 전자 장비 및 계측 시스템에는 고장 및 오작동을 일으킬 수 있는 원인이 되며, 운용상에 제약이 발생한다. 따라서 정밀유도포탄의 경우 전자 계측장비의 온전한 활용을 위하여 센서의 전원을 끈 상태로 발사를 한 후 특정 시간이 지난 후 센서의 전원을 켜주는 방식으로 운용을 해야 된다. 또한

정밀유도포탄은 큰 전력 소모로 인하여 바람속도 측정을 위한 피토관을 사용하지 않는다.

이와 같은 운용개념으로 인하여 정밀유도포탄의 유도제어 알고리즘 적용 시 초기 자세 추정 알고리즘과 바람 예측 알고리즘이 필요하며, 이는 정밀유도포탄의 성공적인 개발의 주요한 요소라고 할 수 있다.

따라서 이 글에서는 국내외 개발 현황과 정밀유도포탄의 특징에 대하여 설명하고, 정밀유도포탄을 개발하기 위해 소프트웨어 관점에서 주요 설계 요소와 설계 방법에 대하여 설명한다.

개발 현황

국외 개발 현황

현재의 국외에서는 미국을 중심으로 많은 연구가 진행되었으며, 그외 독일, 영국, 프랑스, 스웨덴 등의 국가에서 개발 중이다. 대부분의 국가에서 개발하는 포탄은 유사한 형태이므로, 미국의 경우만 대표적으로 언급한다. 표 1은 미국에서 개발 중인 모델에 대한 제원과 특징을 정리한 내용이다.

Excalibur는 2006년 이라크와 아프간에 배치된 모델이다. 사정거리에 관계없이 10m의 공산오차를 가지며, 좌우 15도의 오인조준 발사의 경우에도 문제없이 목표물을 명중시키는 성능을 가지고 있다. 다만 가격이 3만 9,000달러로서 너무 비싼 것이 단점으로 지적된다.

ERGM과 BTERM은 미 해군에서 사용하기 위해 개발 중인 정밀유도포탄으로 일반적인 함포에서 사용할 수 있다. LRLAP는 미 해군에서 개발 중인 AGS(Advanced Gun Systems)에 사용하기 위하여 개발 중인 모델이다.

탄도수정탄의 경우 미국, 독일 이스라엘 등에서 연구가 진행되고 있으며, 신관에 장착하는 Kit 형태로 포탄의 규격에는

표 1 국외 연구 현황

항목	명칭				
	Excalibur	ERGM	BTERM	LRLAP	
제원	길이	1.00m	1.55m	1.55m	2.20m
	지름	0.155m	0.127m	0.127m	0.155m
	질량	48kg	50kg	44kg	118kg
공산오차(CEP)	10m	20m	5m		
사거리	35/50km	76km	80km	135km	
조종방법	4개 카나드 사용	카나드	2개 카나드 사용	카나드	
유도항법	GPS/INS	GPS/INS	GPS/INS	GPS/INS	
보유국가	미국	미국	미국	미국	
비고	2006년 배치	2011년 배치예정	2006년 비행시험	2004년 비행시험	

크게 영향이 없다. 공산오차는 50m 정도로 정밀유도탄과 비교하여 정밀도는 떨어지는 편이지만, 가격이 저렴한 장점이 있다. 현재 미국에서는 개발이 완료되어 양산 중인 것으로 파악된다.

국내 개발 현황

국내에서는 국방과학연구소를 중심으로 155mm 곡사포를 대상으로 관련 연구가 진행 중이며, GPS/INS 항법 시스템과 4개의 Tail Fin을 조정하여 비행하는 시스템이다. 국내에서 개발 중인 정밀유도포탄의 특징은 주 날개 장착으로 활공비행이 가능하며, 이로 인하여 사거리가 크게 향상되는 장점이 있다.

관련 연구기술 분야 및 설계 방안

초기자세 예측을 위한 알고리즘

일반적으로 항공기의 자세는 IMU 센서값을 적분하여 계산하는데, 이때 초기값은 지상에서 고정된 상태에서 정렬한다. 하지만 대상 시스템과 같이 일정 시간이 지난 후 In-motion 상태에서 IMU 센서가 켜질 경우 초기 자세각을 모르기 때문에 자세각을 추정하는데 문제가 된다. 이를 해결하기 위해서는 초기 자세를 예측하기 위한 알고리즘이 필요하다. 초기 자세를 예측하기 위한 방법으로는 서로 다른 센서 정보를 이용하여 원하는 값을 예측하는 필터링 기법이 요구되며, 현재 칼만필터가 널리 사용되고 있다.

회전하는 물체에 대한 자세 예측을 위해 GPS와 자이로센서를 이용한 연구가 진행되었으며, 가속도와 자이로센서를 이용하여 자세를 추정하는 방법도 많이 연구가 진행되었다. 하지만 전자의 경우 회전속도가 달라지거나 회전이 없을 경우 자세를 예측하는데 문제가 있으며, 후자의 경우 물체의 가속도가 있을 경우 가속도 센서값을 신뢰할 수 없는 단점이 있다. 따라서 이런 문제를 보완하여 얼마나 정밀하게 초기 자세를 예측하느냐가 정밀유도포탄의 정밀도를 향상시킬수 있는 중요한 요소이다.

제어기법연구

대상 시스템을 원하는 곳으로 이동시키기 위해

서는 유도 알고리즘에서 생성된 명령을 추종하는 제어기 설계가 필요하다. 현재 다양한 제어 기법이 존재하며, 이 글에서는 가장 일반적이고 널리 사용된 고전제어기법인 PID 제어기법에 대하여 설명하고, PID제어기법이 가지는 문제를 해결하기 위한 방법으로 신경회로망 제어기법을 설명한다.

가. PID 제어기법

PID 제어기는 실제 응용분야에서 가장 많이 사용되고 오래된 제어기법이다. PID 제어기는 기본적으로 입력과 피드백되는 상태변수의 오차를 계산하고 이 오차값을 이용하여 제어에 필요한 조종입력을 계산하는 구조로 되어 있다.

표준적인 형태의 PID 제어기는 세 개의 항을 더하여 계산하도록 구성되어 있으며, 각각 오차에 상수를 곱하는 비례(proportional)항과 오차를 적분(integral)하여 상수를 곱하는 적분항, 오차를 미분(derivative)하여 상수를 곱하는 미분항으로 구성되어 있다. 각 항의 상수값을 이득 혹은 게인(gain)이라고 하고, 적절한 게인을 수학적 혹은 실험적/경험적 방법을 통해 계산하는 과정을 튜닝(tuning)이라고 한다. PID 제어기법의 단점으로는 게인을 튜닝하는 과정이 경험적으로 이뤄지며, 시간이 많이 소요되는 점이다.

정밀유도포탄을 위한 제어기는 종축 가속도 추종을 위한 제어기와, 롤각 추종을 위한 제어기로 설계된다. 그림 2는 PI제어기를 적용한 종축 가속도 추종 제어기의 블록선도이다.

나. 신경회로망 제어기법

고전 제어기법은 정확한 공력 데이터를 얻기 위

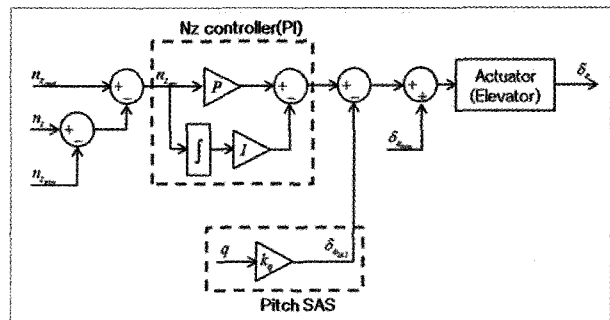


그림 2 PID 제어 블록선도

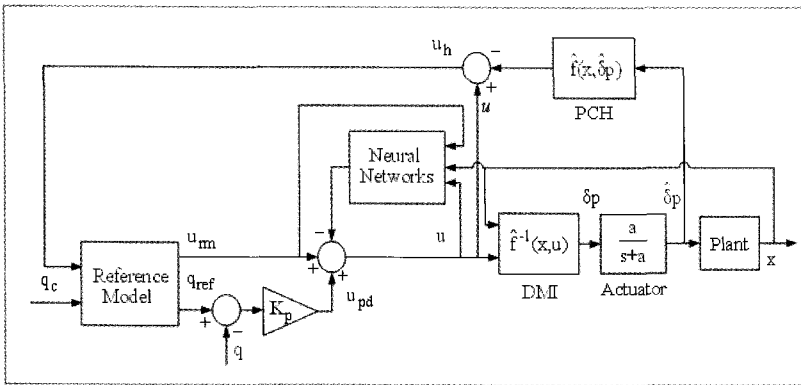


그림 3 신경회로망을 적용한 블록선도

해 많은 수의 풍동실험을 실행해야 하며 제어기 설계를 위해 개인 튜닝이 필요하기 때문에 최근 제어기를 설계하기 위해서는 많은 비용과 시간이 소요된다. 이러한 손실을 줄일 수 있는 대안으로 동적모델 역변환(DMI)기법이 있다. DMI기법은 비선형시스템을 선형시스템으로 변환하여 제어기를 구성하는데 이론상으로는 개인 스케줄링이 필요없는 완벽한 제어기를 구성할 수 있다. 하지만 완벽한 역변환을 위해 정확한 공력데이터가 필요하다. 따라서 현실적으로 DMI기법을 적용하기 위해, 신경회로망과 같은 적응제어법칙이 제안되고 있다. 신경회로망은 역변환 과정에서 생기는 역변환 오차를 제거해 줌으로써 모델 역변환이 완벽하게 이루어지도록 도와준다.

신경회로망은 인간의 신경신호 전달과정을 수학적으로 모델링한 알고리즘으로서, PID 제어와 달리 실시간으로 학습하여 현재 상태에 더 적합한 조종면 입력을 생성하는 장점이 있다. 따라서 신경회로망은 외란, 고장발생 등 제어기 설계 시 예측하기 힘들거나, 예측을 하더라도 수많은 경우에 대하여 개인 튜닝을 할 수 없는 현실적인 문제를 해결할 수 있는 장점이 있다. 그림 3은 신경회로망을 적용한 블록선도이다.

유도 명령 알고리즘

정밀유도포탄을 원하는 곳으로 비행시키기 위해서 정밀유도포탄과 목표물의 좌표를 이용하여 유도 명령을 생성하여야 한다. 뿐만 아니라 사거리 향상을 위한 최적 활강 속도 명령도 생성하여야 한다. 정밀유도포탄은 기동성능이 미사일과 같이 크지 않으므로 일반적으

로 유도명령 구성에 사용되는 PN Guidance는 적절하지 못하다.

대상 시스템의 유도명령은 크게 활공날개 전개 후 최적활강속도로 비행하는 중기단계와 탄착각을 만족하기 위한 종말단계로 구분된다.

가. 최적활강속도 유도법칙

대상 시스템은 자체 추력이 없으므로 초기 발사 시 위치에너지와 운동에너지를 최대한 활용하여 표적에 도달하여야 한다. 최적속도 제어는 고도 제어를 통해 이루어지므로, 최적활강속도를 맞추기 위해서는 피치 가속도를 이용해서 위치에너지와 운동에너지 교환을 통한 속도 제어가 이루어져야 한다. 이때 최적 활강 속도는 식 (1)과 같이 주어진다.

$$V^* = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_w}} \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \quad (1)$$

여기에서 W 는 대상 비행체의 무게, S_w 는 날개의 면적, ρ 는 공기밀도, C_{D_0} 와 k 는 근사화된 공력 계수를 나타낸다. 위의 최적활강속도 식은 공기밀도의 함수이기 때문에, 고도가 낮아질수록 최적활강속도는 감소하는 특징을 가지고 있다. 또한 최적활강속도를 구하기 위해서는 근사화된 공력 계수가 필요하다.

나. t-go 다항식 유도법칙

최적유도법칙 중의 하나인 t_{go} 다항식 유도법칙은, 가속도 프로파일을 t_{go} 의 함수로 가정하고, 탄착 방향 및 탄착 가속도 등의 제약 조건을 만족시키도록 개발된 최적유도법칙 중 하나이다. t_{go} 다항식 유도 법칙은 다른 유도 법칙에 비해 t_{go} 오차에 강건하다는 특징이 있으며, 탄착 방향의 요구 조건을 충족시킬 수가 있다.

호밍 유도에서는 t_{go} 를 정확히 예측하는 것이 중요한데, 속도와 남은 거리로부터 t_{go} 를 예측할 수 있다(단, 이 방법은 수직 낙하의 경우에는 적용 불가능). 그런데 호밍 유도에서는 t_{go} 가 0에 가까워지면 유도명령이 발산할 가능성이 크므로 t_{go} 값이 어느 값 이하가 되면 호

명유도를 중단하고 자유낙하 하도록 해야 한다.

GPS/INS 항법 시스템 설계

관성항법장치는(INS: Inertial Navigation System)는 가속도 센서와 각속도 센서로 구성되어 있으며, 이를 이용하여 관성좌표계에서의 가속도와 각속도를 측정한다. 이를 적분하여 속도, 위치, 자세를 결정하는 장치이다. 관성항법 시스템은 초기 위치를 알고 있을 때 측정된 가속도와 미리 알고 있는 중력가속도를 합하여 이를 두 번 적분하면 현재 위치를 알 수 있다는 간단한 원리에 기초하고 있다. 그런데 실제 응용에 있어서는 가속도 측정 및 중력장 정보에 오차가 있고, 가속도계의 방향에도 오차가 있으므로 시간이 지날수록 위치 오차의 크기가 계속 증가하게 된다. 즉, 관성항법 시스템은 위치의 급격한 변화량을 정밀하게 측정할 수 있지만, 편차(bias)는 점점 증가하게 된다. 한편, 위성항법(GPS) 시스템에서는 시간이 오래 지나도 바이어스가 증가하지 않는다는 장점이 있으나 측위가 연속적으로 이루어지지 못하고 일정 간격으로 두고 이루어지게 된다. 이와 같이 두 항법 시스템은 각각 상이한 장단점을 가지고 있으므로 두 가지 기법을 함께 사용하면 양 기법의 장점을 살리는 항법 시스템이 가능하다. 이러한 항법의 개념은 초기에는 보완 관성항법(Aided INS)이

란 명칭으로 개발되었으며 최근에는 통합항법 시스템이라고 불리고 있다. INS와 GPS의 결합 방식에는 약결합(feedforward)과 강결합(feedback) 방식이 쓰인다. 그림 4에서의 왼쪽 그림은 약결합 방식을 나타내며, 오른쪽 그림은 강결합 방식을 나타낸다. 약결합 방식에서는 칼만 필터에 의해 추정되는 오차가 INS의 출력에 보상되는 방식인 반면, 강결합 방식에서는, 칼만 필터의 의해 추정 되는 오차를 INS 알고리즘 계산에 피드백 되는 방식이다.

바람속도 추정 필터 설계

최대 사거리를 위해서는 활강각(glide path angle)을 최소로 하는 비행속도(airspeed)로 비행하여야 하는데, 이 비행속도는 바람속도의 함수이므로 바람속도를 알 수 있는 방법이 요구된다. 또한 일반적으로 제어 알고리즘에 적용하는 고전제어기법인 PID 제어법칙은 대기속도(airspeed)에 대해 계인 스케줄링을 하고 있다. 바람이 없는 경우에는 대기속도와 지상속도(ground speed)가 같으므로 GPS에서 획득한 지상속도를 계인 스케줄링에 사용해도 되지만, 바람이 있을 경우에는 지상속도와 대기속도가 다르므로 제어기의 강건한 성능 및 안정성을 위해서는 바람속도에 대한 정보가 필요하다.

대상 비행체에 탑재되어 있는 센서는 GPS/INS 인데, 이는 비행체의 지면속도(관성좌표계를 기준으로 관측한 비행체의 속도)를 측정하므로 GPS/INS 데이터를 이용한 대기속도 및 바람속도의 추정이 요구된다.

지면속도(\vec{v}_g), 대기속도(\vec{v}_a), 바람속도(\vec{v}_w)의 기본관계식은 다음의 벡터 방정식으로 표현된다.

$$\vec{v}_g = \vec{v}_a + \vec{v}_w \quad \text{or} \quad \vec{v}_w = \vec{v}_g - \vec{v}_a \quad (2)$$

여기서 지면속도는 GPS/INS 센서로부터 측정이 가능

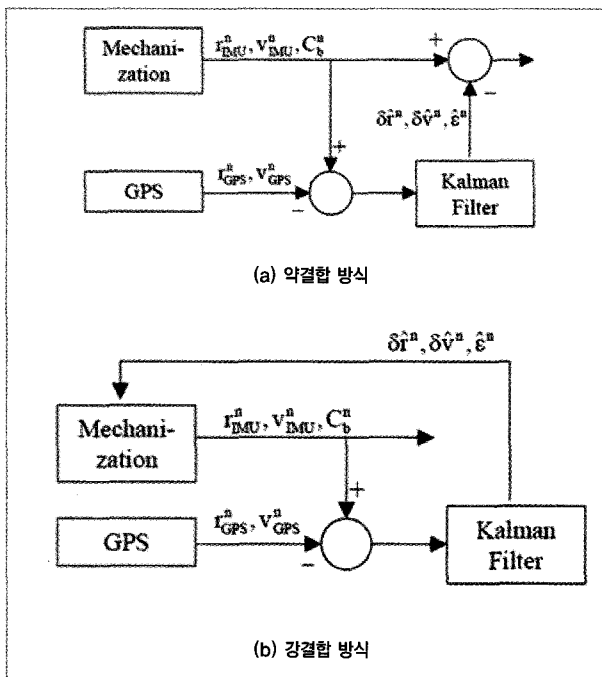


그림 4 INS/GPS 결합 방식

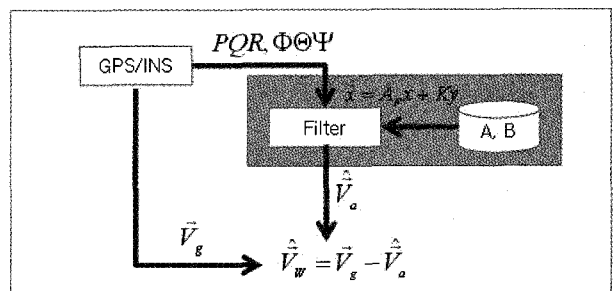


그림 5 대기속도 및 바람속도 추정 개념도

하며, 대기속도와 바람속도는 둘 중 하나를 추정하고 관 계식으로부터 나머지를 추정하여야 한다.

그림 5의 개념도에서처럼 대기속도는 비행체의 운동방정식과 공력데이터를 근거로 해서 운동 상태변수 를 추정하는 필터를 통해서 얻는다. 일반적으로 칼만 필 터를 이용하여 대기속도를 추정한다.

대상 비행체를 특정 트림조건에 대해서 이산시 간, 선형, 시불변 시스템으로 모델링하고 필터계인은 정 상상태 계인을 적용하여 간단하게 구성한다.

$$\text{System: } \begin{aligned} x_{k+1} &= A_d x_k + B_d u_k + v_k \\ y_k &= C x_k + w_k \end{aligned} \quad (3)$$

$$E[v_k, v_{k_2}^T] = Q_d \delta(k_1 - k_2), E[w_k, w_{k_2}^T] = R_d \delta(k_1 - k_2)$$

$$\text{Filter: } \hat{x}_{k+1} = A_d \hat{x}_k + B_d u_k + K(y_k - C \hat{x}_k) \quad (4)$$

$$\begin{aligned} K &= P C^T (C P C^T + R)^{-1} \\ P &= A P A^T - A P C^T (C P C^T + R_d) C P A^T + Q_d \end{aligned} \quad (5)$$

Q_d 와 R_d 를 선정하면 계인이 정해진다. Q_d 를 증 가시키면 시스템 운동모델에 불확실성이 많음을 의미하 고, 이에 따라 출력을 더 신뢰하게 된다. 즉, 출력에 대 한 계인을 증가시키면 추정오차의 수렴이 빨라지지만 출력에 포함된 노이즈의 영향을 많이 받는다. 대기속도 추정필터의 성능은 대략 바람속도 $\pm 30\text{m/s}$ 이하에서 그 성능을 보장한다. 따라서 각 고도에서 예상되는 속도 범위 내에 여러 개의 추정필터를 설계하여 추정 성능을 확보하고, 고도 변화에 따라 적절한 시점에서 필터를 전 환하여 추정성능을 유지한다.

맺음말

오늘날 전장에서 단순히 많은 화력을 보유하고 있는 것이 승리할 확률이 높은 것이 아니라, 얼마나 정 밀하게 원하는 목표물을 파괴, 제거할 수 있는지가 더 중 요하다. 따라서 재래식 포탄과 같이 정밀도가 떨어지는 무기는 앞으로 점점 활용가치가 떨어질 것이며, 야전 혹 은 해전에서의 포탄의 활용은 점점 줄어들 것이다.

한편 미사일은 원하는 임무를 수행함에 있어서 높은 성공률을 보이지만 단가가 비싸서 전장에서 적절 히 활용하기에는 무리가 있다. 또한 기존의 구축되어 있 는 포병 시스템과 함정의 포신들을 전부 교체 혹은 제거 하고 미사일 체계로 구축을 하기에는 비용적인 문제가 있다. 따라서 기존의 시스템을 활용하여 미사일과 유사 한 성능을 낼 수 있는 정밀 유도포탄의 개발이 요구되고 있으며, 현재 국내외의 정밀 유도포탄에 대한 관심이 증 가하고 있으며, 많은 연구가 진행되고 있다.

이 글에서는 정밀 유도포탄 개발을 위해서 소프 트웨어적으로 해결해야 되는 문제로 초기자세 예측과 바람예측을 들었으며, 칼만 필터를 활용하여 각 알고리 즘을 설계하는 방안에 대하여 제시하고 있다. 뿐만 아니 라 정밀한 결과를 위하여 GPS/INS 통합 알고리즘과 유도명령을 구성하는 방안에 대하여 기술하였다.

아직 정밀 유도포탄은 국외에서도 많이 개발되 지 않은 상황이며, 우리나라는 뛰어난 IT 기술을 보유하고 있으므로 향후 연구를 통하여 세계에서 앞서가는 정 밀 유도포탄 시스템을 개발할 수 있을 것으로 생각된다.

기계용어해설

유성 기어(Planetary Gear)

맞물리는 1쌍의 기어 한쪽은 고정되어 있고, 다른 쪽은 이와 맞물린 상태로 그 주위를 회전하는 기구의 기어 전동 장치.

샘플링 검사(Sampling Inspection)

로트의 물품 가운데에서 발췌한 시료를 조사하고 그 결과를 판정기준과 비교하여 로트의 합격여부를 결정하는 검사.

샌드 블라스트(Sand Blasting)

주물이나 강재 등의 표면에 붙어있는 모래나 스케일 등을 제거하기 위하여 모래분사기로 모래를 금속 표면에 분 사하는 작업.