

시선유도 (Line-of-Sight Guidance)

송택렬, 안조영*

한양대학교 제어계측공학과, *국방과학연구소

1. 서 론

전술유도무기체계(Tactical Missile Systems)에서 사용하는 유도방식으로는 호밍유도[1,2], 시선유도[3], 프로그램유도[4]를 들 수 있으며 지대지 유도무기체계에서 관성항법장치(Inertial Navigation System; INS)와 유도 컴퓨터에 의해 구현되는 프로그램유도 외에는 수 Km에서 수 10 km의 단거리 체계에 적합하며 주로 이동하거나 기동하는 표적을 대상으로 한다. 이러한 전술유도무기체계는 유도탄기술통제제도(Missile Technology Control Regime; MTCR)에서 규정하고있는 사거리 300Km, 탄두중량 500Kg 이상의 체계범주에 속하지 않게 되므로 구현에 필요한 부품의 수입이 가능하여 국내개발이 용이하나 외국의 완제품도 수입가능하므로 무기체계선정에 따른 치열한 경쟁이 예상되는 분야이기도 하다.

호밍유도는 유도탄에 장착된 탐색기(seeker)의 표적신호를 이용하여 표적의 시선각도 변화율에 비례하는 유도명령을 산출하여 자동비행조종장치(autopilot)에 제공하는 비례항법유도(Proportional Navigation Guidance; PNG)방식을 사용하며 대부분 발사후 망각형(fire and forget)으로 운용자의 안전성이 크고 다표적대응능력이 좋고 정밀도가 높으나 표적감지거리의 제한이 있고 탐색기에 의해 유도탄의 단가가 높고 중량이 무거운 단점이 있다. 시선유도의 원리는 유도탄의 외부에 존재하는 레이더나 전자광학장비 등의 표적추적장치가 표적을 추적하는 시선(Line-of-Sight; LOS)상에 비행중인 유도탄이 위치하도록 유도하는 것이며, 표적추적장치, 유도탄, 표적을 잇는 선이 일직선이 되도록 유도한다고 해서 3-point guidance 라고도 한다. 시선유도는 표적시선과 유도탄과의 편차각도를 감소시키기 위한 오차보상기와 표적의 기동에 대처하기 위한 feedforward 보상기로

구성된다. 오차보상기는 위상 진상을 통해 페루우프를 안정화 시키며, feedforward 보상은 유도루우프의 bandwidth를 증가시켜 표적의 기동에 대응하는 역할을 수행한다. 시선유도는 표적시선과 유도탄의 편차각도를 인지하는 부분이 탄외부에 존재하는가 또는 탄내부에 존재하는가에 따라 각각 시선지령유도(Command to Line-of-Sight Guidance; CLOS Guidance)와 Beam Riding 방식으로 나누어지며, CLOS 유도방식의 정확도가 Beam Riding 방식보다 높다고 알려져 있다[1]. 시선유도는 발사후 망각형이 아니고 다표적대응능력이 낮고 표적추적장치의 성능제한에 의해 사거리가 크면 정확도가 감소하는 단점이 있으나 유도탄의 단가가 낮고 표적추적시 multi-sensor를 활용하여 체계신뢰도를 신장시킬 수 있는 장점이 있고 적외선 탐색기를 사용하는 수동호밍유도의 단점인 날씨와 대기흡수 등에 의한 전면공격(head-on attack)능력의 제한성이 크게 감소된다.

본론에서는 전술유도무기체계에서 호밍유도의 PNG 다음으로 많이 채택하고 있는 시선지령유도의 유도루우프 설계기술에 대해 논하고자 한다. 이를 위해 유도루우프를 구성하고 있는 부체계(subsystems)인 표적추적장치, 오차보상기, feedforward 보상에 대해 살펴보고 유도루우프를 설계할 때 고려해야 할 유도오차를 발생시키는 요인인 표적의 기동, glint noise 등의 영향에 대해 분석한다, 또한 유도탄의 기동력과 지령수신기의 수신감도에 따라 결정되는 명중영역의 산출과 시선유도의 발전추세에 대해 언급하고자 한다.

2. CLOS(시선지령) 유도

CLOS유도는 유도탄을 발사 후 표적추적장치(레이더 또는 전자광학장비)의 시선을 형성하는 beam속으로 유도탄이

비행할 수 있도록 하여 추적장치의 표적시선상에 유도탄을 가능한 한 근접시키도록 하는 유도명령을 탄외부의 컴퓨터에서 산출하여 자동비행조종장치에 전달하는 방식으로 추적장치의 정확도, 표적과 유도탄의 기동력, 그리고 탄의 신호 응답 빠르기에 의해 유도오차가 결정된다. 유도명령은 추적장치에서 본 표적과 유도탄과의 시선각도 차이를 줄여 주려는 오차보상과 표적의 기동과 추적의 geometry에 의해 생성되는 가속도를 보상해 주는 feedforward보상기를 통해 형성된다. 이를 도시하면 그림 1과 같다.

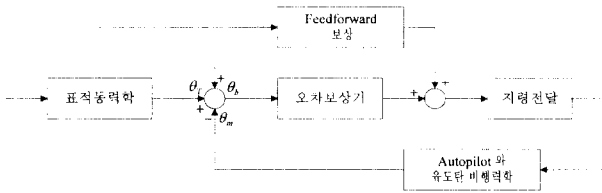


그림 1. CLOS 유도루우프.

오차보상기는 유도루우프가 안정되게 설계해야 하며 유도루우프의 반응시간이 충분히 빨라서 예상되는 표적의 기동에 대비해야 한다. 또한 유도명령의 산출에 영향을 주는 잡음(주로 추적장치의 잡음)을 허용범위치 이내로 줄일 수 있는 필터를 내장하고 있어서 잡음에 대해 유도탄의 구동장치가 작동해서 공기저항력이 유발되어 사거리가 단축되는 현상과 구동에너지의 낭비를 줄여야 한다. 그러나 오차보상기의 기능 중 안정성과 필터기능은 표적기동에 대비한 유도루우프의 빠르기와 양립할 수 없는 관계로 이 기능들의 절충이 요구된다.

발사초기의 유도탄이 공기역학적인 힘을 얻지 못하는 상황에서 발사관 또는 발사대와 유도탄의 상호작용에 의한 진동으로 초기 자세각의 오차 및 각속도가 발생하며 추력편차나 지구중력으로 인한 비행궤적의 변화가 발생하므로 추적장치의 좁은 시선각(field of view ; FOV) 속으로 유도하기가 용이치 않게 된다. 그래서 발사초기에 보다 넓은 FOV를 가지는 보조추적장치로 유도탄을 추적하거나 유도탄 내의 스트랩다운관성장치에 의해 유도탄의 추적장치의 beam에 대한 상대위치를 산출하여 유도탄을 추적장치의 좁은 FOV 속으로 유도해야 하는데 이를 Gathering 또는 Capture Guidance[5]라고 하며 이에 소요되는 시간이 최소 유효 사거리를 결정하는데 중요한 변수가 된다. 그러면 시선지령유도의 유도루우프를 구성하는 요소들을 살펴보기로 하자.

2.1 추적장치

시선지령유도를 구현하기 위해 표적추적장치는 표적의 절대위치를 측정해야 하며 이를 위해 서보시스템에 의해 추적장치의 중심선(boresight)을 표적에 정렬시킨다. 이 때 추적장치의 김발에 위치한 각도 측정기(synchro transmitter

또는 angle encoder)에 의해 기준 좌표계에 대한 표적장치 중심선의 상대각도인 오일러각이 구해진다. 표적을 사수가 추적하는 대전차 유도탄, 휴대용 지대공 유도탄 체계와 같이 반자동 시선지령유도(Semi-Automatic CLOS ;SACLOS)를 사용하는 경우에 표적추적장치의 중심선에 표적이 일치하도록 사수가 노력하며 비행중인 유도탄은 TV등 광학장비를 사용하며 표적추적장치의 중심선에 대한 상대위치를 검출하여 유도를 하게 된다. 이 경우 불완전한 표적추적과 유도탄추적과의 정렬오차로 인해 오차가 유발될 수 있다. 이 경우의 추적장치의 블럭선도를 도시하면 그림 2와 같다.

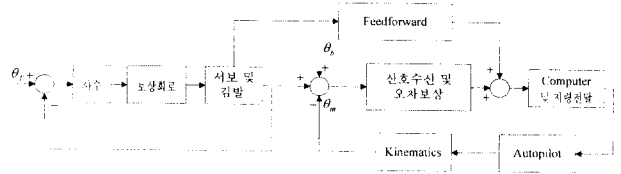


그림 2. 반자동 시선지령유도 추적장치.

이 방식과는 달리 불완전한 표적추적으로 인한 오차를 없애기 위해 하나의 추적장치로 표적과 유도탄을 동시에 추적하여 상대위치를 검출해 내는 differential tracker가 있다. 이 추적장치는 표적과 유도탄이 동시에 추적장치 FOV안에 존재하는 한 표적장치 중심선의 위치는 유도에 영향을 주지 않으나 하나의 추적장치로 2개의 신호를 수신할 때 생길 수 있는 측정치의 이득변화가 오차요인으로 작용한다. 또한 레이더 일 경우 표적의 glint noise, thermal noise, clutter등이 추가적인 오차요인이 된다. 그림 3은 이 추적장치의 블럭선도를 도시한 것이다.

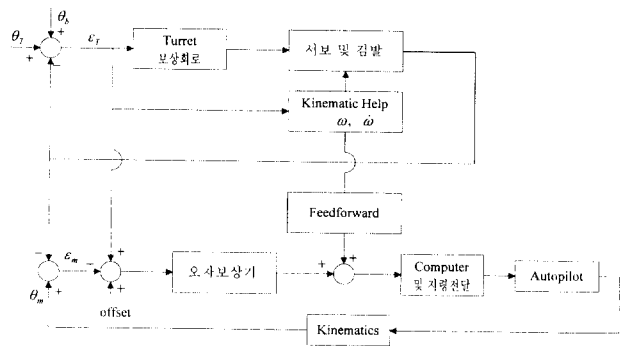


그림 3. Differential tracker.

2.2 Feedforward 보상기

이 보상기는 유도탄이 표적추적장치의 표적시선상에 존재하고 있다고 가정하고 여기에 항상 머물러 있을 수 있도록 하려면, 어떤 가속도 명령이 필요한가를 산출하는 것으로 유도탄의 유도명령에 대한 응답지연은 고려치 않고 계산한다. 이 보상기의 출력인 가속도 명령의 계산은 다음과 같다.

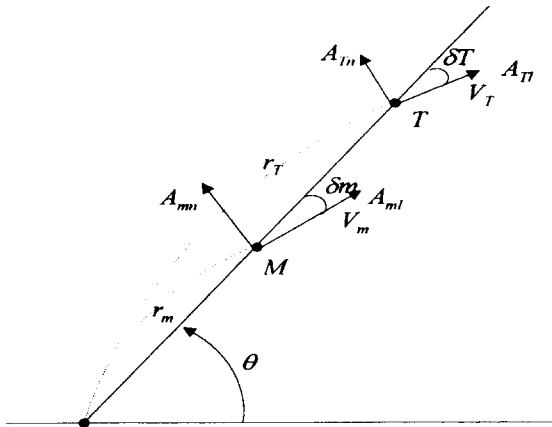


그림 4. CLOS유도의 표적-유도탄의 geometry.

그림 4는 표적추적장치가 정지해 있을 경우를 도시한 것으로 유도탄이 표적 시선상에 존재해 있는 경우의 시선변화율은

$$\dot{\theta} = -\frac{V_T \sin \delta_T}{r_T} = -\frac{V_m \sin \delta_m}{r_m}$$

을 만족하며 표적의 기동에 의한 표적시선의 각가속도는 아래식에서 구해진다.

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{r_T} [-2 \dot{r}_T \dot{\theta} + A_{Tn} \cos \delta_T - A_{Tt} \sin \delta_T]$$

또한 유도탄이 시선상에 존재해 있기 위해 필요한 횡방향 가속도 A_{mn} 은

$$A_{mn} \cos \delta_m = A_{mt} \sin \delta_m + r_m \ddot{\theta} + 2 \dot{r}_m \dot{\theta}$$

로서 $r_m = V_m \cos \delta_m$, 그리고 위에서 구한 $\dot{\theta}$ 와 $\ddot{\theta}$, 또한 $r_T = V_T \cos \delta_T$ 를 위식에 대입하면

$$A_{mn} = A_{mt} \tan \delta_m + \frac{r_m}{r_T} (A_{Tn} \cos \delta_T - A_{Tt} \sin \delta_T) \frac{1}{\cos \delta_m} - \frac{2 V_m V_T \sin(\delta_T - \delta_m)}{r_T \cos \delta_m}$$

이 되며, 위의 첫째항은 유도탄의 추력이나 공기저항력에 의한 종방향 가속도의 영향, 둘째항은 표적의 기동에 의한 영향, 마지막항은 표적추적 geometry에 의한 영향을 각각 나타낸 것이다.

2.3 오차 보상기

CLOS 유도루우프는 오차보상기가 없다면 autopilot의 위상 지연과 kinematics의 $1/s^2$ 항 때문에 본질적으로 불안정하다. 오차보상기는 비교적 고주파 영역에서 레이다 추적잡음을 줄여주기 위해 필터를 내장하고 있으며, 안정도를 확보

하기 위해 저주파 영역에서 동작하는 PID형태 또는 이를 변형시킨 제어기로 구성되어 있다. PID제어기의 P항은 오차에 비례하는 유도명령을 생성하여 D항은 안정도 확보를 위한 위상진상을 시키며 P항만 존재할 경우의 루우프 진동에 damping을 공급해 주는 역할을 하게 된다. I항은 정상상태의 오차를 줄여주는 역할을 한다. 일반적으로 Gathering 구간에서는 안정도가 중요시되며 유도탄의 위치가 기준시선에 대해 진동함을 방지하기위해 PD제어기를 사용하며 Gathering후에는 유도오차를 줄여주기 위해 PID형태의 제어기를 사용하게된다.

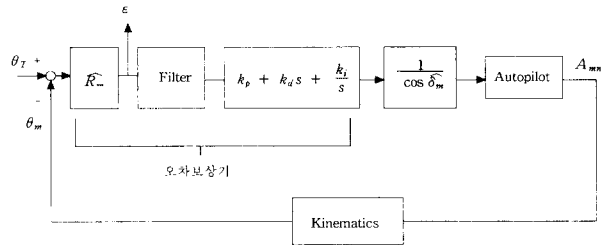


그림 5. Closed-loop.

그림 5는 CLOS 유도루우프중 오차 보상 루우프만을 도시한 것으로 kinematics 항은 V_m 이 일정하다는 가정하에

$$\frac{\theta_m}{A_{mn}} \approx \frac{\cos \delta_m}{R_m s^2}$$

로 둘 수 있으며[3], R_m 는 유도탄 거리의 추정치 또는 레이다로부터의 측정치이며, δ_m 는 표적시선에 대한 유도탄 자세각을 고려하여 명령을 생성하기 위한 δ_m 의 추정치이다. 위의 유도루우프에서 추정치들은 실제값과 같다고 가정하고 필터는 1, autopilot를

$$\frac{A_{mn}}{A_{mn_i}} = \frac{1}{1 + \tau_1 s + \tau_2 s^2}$$

로 두면, $k_i \neq 0$ 일 경우 표적이 일정한 가속도로 비행하더라도 정상상태의 오차는 0이 됨을 알 수 있다. 위에서 설명한 시선지령 유도루우프에서 유도오차를 유발하는 요인으로는 표적기동, thermal noise, glint noise, 레이다의 분해능에 의한 다표적현상을 들 수 있으며 이중 주요한 오차요인에 대한 오차해석방법은 다음과 같다.

2.3.1 표적기동

우선 $A_{Tn} = \frac{d^2}{dt^2} R_m \theta_T$ 에 대한 miss distance ϵ 의 전달함수는

$$\frac{\epsilon}{A_{Tn}} = \frac{s(1 + \tau_1 s + \tau_2 s^2)}{k_i + k_p s + k_d s^2 + s^3(1 + \tau_1 s + \tau_2 s^2)}$$

로서 오차보상기와 autopilot의 많은 변수들로서 표현되어진다. 여기서 잊식이 안정하도록 시스템 변수들을 선택한 후 A_{Tn} 으로 일정한 값을 주었을때의 miss distance ϵ 의 크기를 시뮬레이션이나 해석적인 방법을 통해 구할 수 있다. 일반적으로 autopilot의 시정수 τ_1 이 크거나 오차보상기의 k_d 항이 작을 때 유도루우프의 bandwidth가 작아지기 때문에 ϵ 의 크기는 증가한다. 그림 6은 유도루우프의 개루우프 주파수 응답을 도시한 것으로 유도루우프의 bandwidth와 k_d 의 관계를 명시해 준다.

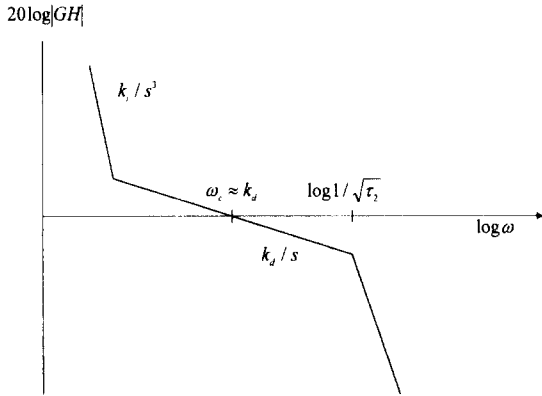


그림 6. 유도루우프의 Bode plot.

2.3.2 Glint noise

호밍유도 [1]의 경우와 같이 glint noise는 표적이 탄과 접근할수록 큰 영향을 주게 된다. 유도루우프의 bandwidth에 비해 colored noise인 glint noise의 bandwidth가 상당히 크기때문에 glint noise를 white noise로 가정하여 유도오차의 계산을 근사화 시킬 수 있다. 유도루우프를 거리단위로 고쳐서 재구성할 경우 glint noise는 그림 7과 같이 시스템에 영향을 주게 된다.

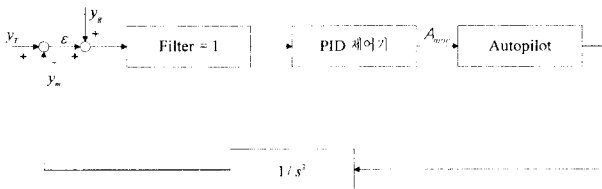


그림 7. Glint noise의 영향.

여기에서 glint noise y_g 에 의한 miss distance ϵ 은

$$\frac{\epsilon}{y_g} = \frac{-(k_i + k_p s + k_d s^2)}{k_i + k_p s + k_d s^2 + s^3(1 + \tau_1 s + \tau_2 s^2)}$$

을 만족하며 glint noise y_g 의 power spectral density를 Φ_{y_g} 라 하여 [6]의 적분공식을 이용하여 오차 ϵ 의 분산도를 계산할 수 있다. 일반적으로 오차보상기의 k_d 값이 작을수록

유도루우프의 bandwidth가 작아지고 따라서 glint noise에 대한 오차의 크기는 감소함을 나타내고 있다. 호밍유도에서와 마찬가지로 표적기동에 의해 유발되는 오차와 glint noise에 의해 유발되는 오차와 유도루우프 bandwidth와의 상관 관계를 고려하여 성능을 절충함이 필요하다.

또한 유도루우프의 설계에 있어 오차뿐만 아니라 glint noise에 의해 유발되는 유도탄의 횡방향 가속도 크기의 조절도 구동에너지의 절약, 공기저항력의 감소측면에서 상당히 중요한 의미가 있다. 가속도항은 오차항에 비해 고주파 영역에 속함으로 적절한 유도루우프의 필터를 선정하고 glint noise의 제한된 bandwidth를 고려하여 해석해야 한다. 이 경우 A_{mnc}/y_g 의 주파수 응답의 전형적인 형태는 그림 8과 같다.

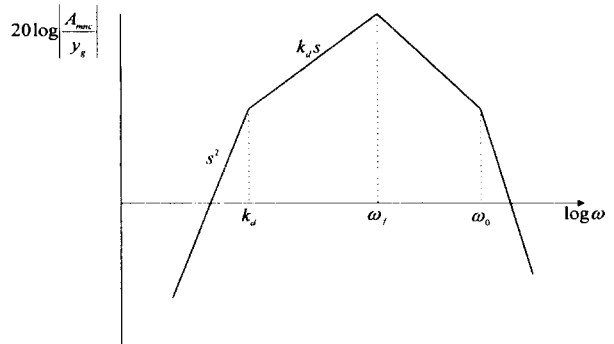


그림 8. y_g 에 의한 A_{mnc} 의 주파수 응답특성.

여기서 ω_l 는 필터를 2차로 둘 경우의 자연주파수이며 ω_o 는 colored noise의 bandwidth이다. 필터를 포함하는 오차보상기의 설계시 위 그림으로 둘러싸이는 면적을 적게하면서 앞에서 구한 유도루우프의 bandwidth를 확보함과 동시에 안정도 여유도 확보해야 한다. glint noise가 존재할 경우 표적에 탄이 근접할수록 고주파로 진동하는 큰 명령이 생성되고 유도탄 운동이 이를 필터링하는 역할을 하게된다.

또한 glint noise에 의해 구동되는 조종날개의 변위각도는 표적에 유도탄이 접근할수록 큰 영향을 받게 된다. 한정된 구동에너지를 사용하는 유도탄일 경우 구동장치의 성능의 지표의 하나인 조종날개의 변위 각속도 δ 와 더불어 구동에너지에 비례하는 조종날개의 절대변위각의 해석이 필요하다.

2.4 명중영역의 산출

시선지령 유도탄 체계의 명중영역은 주로 유도탄의 기동력의 제한성과 Gathering에 요구되는 시간으로 인해 내부경계선이 결정되며 체계반응시간, 유도탄내의 명령수신장치의 유도탄 자세 변화에 따른 수신감도 변화, 그리고 유도탄 비행속도 및 사거리, 부품작동시간에 따라 외부경계선이 정해진다. 표적오각 범위를 정할 때 표적이 주어진 속도로 일정방향으로 비행할 경우를 일반적으로 고려하며, 고객이 원

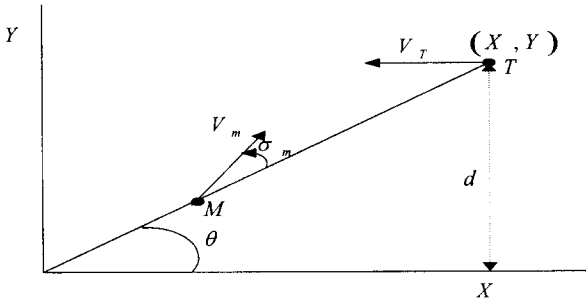


그림 9. 명중영역 산출을 위한 유도탄-표적의 geometry.

할 때 표적이 기동을 고려하게 된다. 이 경우 표적의 기동력의 크기 및 종류, 기동시점 등의 변수가 많은 관계로 명시적이지 못할 수가 있다. 표적이 그림 9와 같이 일정한 속도로 움직일 경우 요구되는 유도탄 가속도를 고려해보자.

이 경우에 요구되는 가속도는 A_{mn} 은

$$\begin{aligned} A_{mn} &= (2 \dot{r}_m \dot{\theta} + r_m \ddot{\theta}) / \cos \sigma_m - \dot{V}_m \tan \sigma_m \\ &= 2 V_m \dot{\theta} + r_m \ddot{\theta} / \cos \sigma_m - \dot{V}_m \tan \sigma_m \\ &= V_m (\dot{\theta} + \sigma_m) \end{aligned}$$

이며, σ_m 이 작아서 $\sin \sigma_m \approx \sigma_m$, $\cos \sigma_m \approx 1$ 로 가정하면

$$A_{mn} = V_m \left[\left(2 - \frac{r_m \dot{V}_m}{V_m^2} \right) \dot{\theta} + \frac{r_m}{V_m} \ddot{\theta} \right]$$

으로 표현된다. 여기서 $\theta = V_T \sin^2 \theta / d = V_T Y / (X^2 + Y^2)$ 와 $\dot{\theta} = 2 V_T^2 \sin^3 \theta \cos \theta / d^2 = 2 V_T^2 X Y / (X^2 + Y^2)^2$ 를 이용하고, 유도탄에 관계있는 시간의 함수인 r_m , V_m , \dot{V}_m 를 (X, Y) 의 함수로 위의 A_{mn} 식에 대입하면 주어진 위치에서 표적을 요격하는데 필요한 유도탄 가속도를 구할 수 있다. 실제로 (X, Y) 평면상의 원점에 중심을 둔 반구를 그리면 반구상에서는 유도탄의 변수 r_m , V_m , \dot{V}_m 가 같은 값들을 갖게 된다. 이 반구상으로 (X, Y) 를 변화시켜 요구되는 가속도를 구한 후 이 작업을 반복하여 같은 가속도가 요구되는 점들을 이어서 등가속도 곡선을 얻게 된다. 또한 요구되는 σ_m 도 같은 방법으로 얻을 수 있다[7]. 실제 유도탄이 낼 수 있는 가속도와 Gathering에 소요되는 비행거리를 고려하여 내부경계선을 정하고, 수신장치의 수신감도를 결정하는 σ_m 과 체계 반응시간 등을 고려 외부경계선을 정하게 된다.

3. 결 론

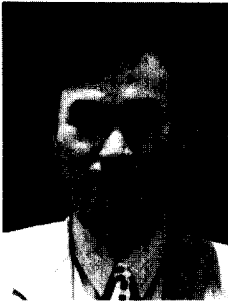
이상으로 시선유도를 사용하는 전술 유도 무기의 유도루우프를 구성하는 부체계의 특성과 유도루우프를 안정화시키고 표적의 기동에 대응하기 위한 보상기의 설계기법을 논하였다. 아울러 표적의 기동, glint noise 등이 유도오차에 미치는 영향을 분석하는 오차 해석 기법을 소개하고 기동에

대비한 유도루우프의 빠르기와 noise의 필터링에 대한 절충 연구와 자동비행조종장치의 구동장치가 noise에 과다한 반응을 나타내어 에너지를 소모하며 공기저항력을 증가시키는 것을 방지하는 적절한 필터의 설계가 필요함을 보였다. 또한 유도탄의 기동력의 제한성과 유도명령을 수신하는 안테나의 수신감도 등에 따라 결정되는 명중영역의 산출방법을 소개하였다. 대전차, 단거리 지대공 유도무기 체계에 적합한 CLOS유도에 대한 최근의 연구는 최적 및 확률제어이론을 유도루우프의 설계에 적용[8-9]하거나 feedback linearization 기법을 적용[10]하는 데서도 알 수 있듯이 현대 제어이론과의 접목이 지속적으로 시도되고 있으며, 표적추적 장치의 정확도에 따라 사거리가 제한을 받게되는 CLOS유도의 단점과 날씨와 대기의 흡수등에 의한 표적인식거리의 제한을 받는 적외선 호밍유도의 단점을 극복하기 위해 사거리를 연장시키면서도 정확도를 유지시킬수 있는 복합유도기법[7]이 연구되고 있다.

참고문헌

- [1] P. Zarchan, "Tactical and strategic missile guidance" Academic Press, 1994.
- [2] 송택렬, "호밍유도기술" 한국항공우주학회지, 제23권 제 6호, 1995.
- [3] P. Garnell, "Guided weapon control system"s Pergamon Press, 1980.
- [4] G. R. Pitman, "Inertial guidance" John Wiley & Sons Inc., 1962.
- [5] T. L. Song, T. Y. Um, J. Y. Ahn, "A passive tracking filter for missile capture," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, vol. 26, no. 5, Sep., 1990.
- [6] G. C. Newton et. al. "Analytic design of linear feedback controls" John Wiley & Sons Inc., 1957.
- [7] T. L. Song, TYUm and C. B. Park, "A study of dual-mode guidance," Proceedings of the 1st ASCC, Tokyo, July, 1994.
- [8] D. J. Roddy et. al. "Optimal controllers for bank-to-turn CLOS guidance," IEEE Proceedings, vol. 131, Pt. D. no. 4, July, 1984.
- [9] R. J. Fleming and G. W. Irwin, "Filter controllers for bank-to-turn CLOS guidance," IEEE Proceedings, vol. 134, Pt. D. no. 1, Jan., 1987.
- [10] I. J. Ha and S. Chong, "Design of a CLOS guidance law via feedback linearization," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, vol. 28, no. 1, Jan., 1992.

저 자 소 개



송 택 렬

1952년 8월 28일생

1974년 서울대학교 원자력공학과 졸업(학사)

1981년 University of Texas at Austin(미국) 항공우주공학과(석사)

1983년 University of Texas at Austin(미국) 항공우주공학과(박사)

1974년 5월~1995년 2월, 국방과학연구소 유도조종부 연구원, 선임연구원, 책임연구원, 실장

1995년 3월~현재, 한양대학교 제어계측공학과 부교수

주관심분야: 비행체의 유도제어, 표적추적 및 운동해석, 항법장치 성능개선

(425-791) 경기도 안산시 사1동 1271

TEL. 0345) 400-5217 / FAX. 0345) 406-6639 e-mail : tsong · hyunpl.hanyang.ac.kr.



안 조 영

1953년 4월 21일생

1976년 서울 대학교 전기공학과 졸업(학사)

1987년 한국과학기술원 전기 및 전자과 졸업(석사)

1976년 3월~현재 국방과학연구소 책임연구원

주관심 분야: 비행체의 유도조종제어, 표적추적 필터

(305-600) 대전광역시 유성 우체국 사서함 35-4

TEL. 042) 821-4412 / FAX. 042) 821-2224.