

# 수동형 탐색기를 장착한 호우밍 미사일의 요격성능 향상을 위한 적응 단속 기동

탁민제 류혁  
과학기술원 항공공학과

## Adaptive Intermittent Maneuvers for Intercept Performance Improvement of Homing Missile with Passive Seeker

Min-Jea Tahk Hyeok Ryu  
Dept. of Aeronautical Engineering  
KAIST

### ABSTRACT

The implementation of modern guidance law derived from optimal control theory requires accurate current states of target, for example, position, velocity and acceleration etc. But there is no sensors that measure the target states directly. So they are estimated from measurable data. For atmospheric missile engagement, direct application of the modern guidance laws may result in deterioration of intercept performance because of poor observability associated with angles only-measurements by passive seeker and homing geometry.

In this paper, a trajectory modulation method called "adaptive intermittent maneuvers" is added to the modern guidance law, so the observability is enhanced and, consequently, improved the intercept performance. The estimation algorithm called "modified gain pseudo-measurement filter" is used for tracking filter. It is assumed that the passive seeker measure the angles between line of sight and inertial frame. The Monte-Carlo simulation for realistic air-to-air intercept scenario are conducted to demonstrate the effectiveness of intermittent maneuvers.

### 1. 머리말

일반적으로 빗나간 거리(miss distance)로 표시되는 미사일 요격 성능(intercept performance)은 미사일의 종말 호우밍 단계 (terminal homing phase)에서 사용하는 유도 방식에 크게 좌우 된다. 가장 널리 사용되는 방식은 비례 항법(proportional navigation, 이하 PN)으로서 요격 미사일의 최적 가속도는 시선 변화율(line-of-sight rate)와 표적과 미사일의 접근 속도(closing velocity)의 곱에 비례하게 정해진다. 이미 실용화된 수동형탐색기를 장착한 호우밍 미사일에서는 접근 속도의 추정이 불가능하므로 실험적으로 적절한 값을 결정하여 사용하고 있다.

한편 비례 항법을 최적제어 이론으로 다시 유도해보면 미

사일의 최적 가속도가 표적의 상대 위치 및 상대 속도와 time-to-go의 함수가 됨을 보일 수 있다. 그러나, 이를 구현하기 위해서는 추적 필터를 사용하여 표적의 상대 위치 및 상대 속도를 추정하여야 한다. [2][4]

이 방법은 표적의 방향만 측정하는 수동형 탐색기의 경우에도 접근 속도를 추정하는 효과를 얻을 수 있으므로 미사일의 요격 성능을 제레식 비례항법보다 향상시킬 수 있다. 또한 추적 필터로서 표적의 가속도까지 추정하게 되면 가속하는 표적에 대한 요격 성능이 PN보다 뛰어난 증비례항법(augmented proportional navigation, 이하 APN)의 구현이 가능해진다. [8]

추적 필터의 설계에 있어서는 추정 정확도와 수렴 특성이 중요한 요구 조건이 된다. 일반적으로 표적의 방향과 거리(range)가 직접 측정되는 능동형 탐색기에서는 추적 필터의 발산 가능성은 없으나 수동형 탐색기의 경우에는 가관측성의 정도에 따라 수렴 특성이 정해진다. 불행하게도, 종말 호우밍에 사용되는 유도 방식들은 가관측성을 저하시키기 때문에 추정 정확도와 수렴 특성을 악화시키게 된다. [4]

이로인한 표적의 상대 위치, 상대 속도 및 표적의 가속도에 대한 추정 오차는 유도 법칙에 입력되어 가속도 명령에 오차를 일으키게 되므로 빗나간 거리를 크게 증가시키는 결과를 초래하게 된다.

추적 필터의 추정 정확도와 빗나간 거리는 표적의 가관측성과 밀접하게 관련되어 있기 때문에 가관측성을 향상시키기 위한 방법이 요구된다. 그러나 가관측성의 향상과 최적 유도되는 이윤배반적인 관계에 있어 가관측성 향상을 위해서는 유도 오차(guidance error)를 증가시키거나 보다 많은 제어 에너지(control energy)를 사용하여야 한다. 이러한 문제를 하나의 최적화 문제로서 다룰 수 있으나 아직까지는 별다른 이론적 발전이 이루어지지 못하고 있는 형편이다. [6] 한편, 최적 유도 법칙을 변형하여 유도 오차를 고의로 증가시켜 가관측성을 향상시키는 비행 경로 변조(trajecory modulation) 방식은 제어 에너지의 소모가 너무 크다는 단점이 있다.

단속 기동(intermittent maneuver)이란 유도 오차를 발생시키기 위해 PN 또는 APN의 유도 법칙의 적용을 단속적으로 중단하는 방식으로서 비행경로 변조 방식의 하나로 볼 수 있다. [4] 단속 기동은 수동형 탐색기를 장착한 우주 요격기(space interceptor)의 유도 방식으로 제안되었으며, 타변조방식에 비해 제어에 사용되는 연료 소모가 적다는 잇점을 가지고

있다. 본 논문에서는 수동형 호우밍 미사일에 단속 기동 방식을 적용하여 그 효과를 분석 하였으며 미사일의 가속 능력 한계에 따른 적응 단속 기동(adaptive intermittent maneuvers) 방식에 대해 연구하였다.

본 논문은 일곱 절로 구성되어 있다. 본절은 문제에 대한 간략한 서술이고, 둘째 절에서는 호우밍 미사일의 유도 방법에 대하여 서술한다. 셋째 절에서는 유도 방식에 의해 가관속성이 저하되는 문제를 이어 넷째 절에서는 단속기동 방법에 대하여 설명하였다. 다섯째 절에서는 사용한 추적 필터에 대하여 설명하고 여섯째 절에서는 시뮬레이션과 실제적인 대공 요격 상황에 적용한 결과를 보였다. 마지막 절에 본 논문의 결론을 서술하였다.

## 2. 호우밍 미사일의 유도 방법

호우밍 미사일에 사용되는 대표적인 유도법칙은 비례 항법(proportional navigation, 이하 PN)으로 요격에 필요한 미사일 가속도는

$$A_o = \Lambda_p \left[ \frac{R}{t_{go}^2} + \frac{V}{t_{go}} \right] \quad (1)$$

과 같이 계산된다. 여기서  $R = (X, Y, Z)$ ,  $V = (V_x, V_y, V_z)$ 는 각각 미사일에 대한 표적의 상대 위치, 상대 속도이고  $t_{go}$ 는 요격 때까지의 time-to-go 그리고  $\Lambda_p$ 는 유도 이득(guidance gain 또는 navigation ratio)이다.

미사일이 시선 방향으로 가속능력이 없고 표적 거리(range)가 큰 경우에는 식(1)은 고전 비례항법인

$$A_o = \Lambda_p V_o \sigma \quad (2)$$

과 같음을 보일 수 있다. 여기서  $V_o$ 는 접근속도,  $\sigma$ 은 시선 각속도이다.

비례 항법은 표적의 속도가 일정할때는 효과적이지만 표적이 가속하는 경우에는 요격성능이 크게 저하된다고 알려져 있다.

기동하는 표적에 대해서 요격 성능을 향상시키기 위해 비례 항법에 표적의 가속도를 포함시킨 증비례항법은 다음과 같은 유도 법칙을 사용한다.

$$A_o = \Lambda_p \left[ \frac{R}{t_{go}^2} + \frac{V}{t_{go}} \right] + \Lambda_a A_t \quad (3)$$

여기서  $A_t$ 는 관성 좌표계에 대한 표적의 가속도이다. 최적 제어 이론으로 계산된 유도이득  $\Lambda_p$ 와  $\Lambda_a$ 는  $t_{go}$ 의 함수이지만  $t_{go}$ 의 정확한 추정이 어렵기때문에  $t_{go}$ 가  $\infty$ 일때의 값인  $\Lambda_p = 3$ ,  $\Lambda_a = 1.5$ 를 모든  $t_{go}$ 에서 사용하기도 한다.

유도 법칙 (1), (3)을 사용하려면 미사일과 표적의 위치, 속도 및 가속도와  $t_{go}$ 를 알아야 한다. 여기서 미사일에 대한 값들은 미사일 관성 측정 장치로부터 결정할 수 있으나 표적에 대한 값들은 수동형 측정기의 경우 직접 측정할 수 없으므로 추적 필터로써 추정된 값을 사용한다. 이 경우 유도 계통은 그림 1과 같이 필터가 유도 무우프안에 포함되어 있으므로 필터의 추정 정확도가 매우 중요하다. 그리고  $t_{go}$ 는 표적 거리  $r$ 과 표적 거리 변화율  $r$ 로부터  $t_{go} = r / \dot{r}$ 로 계산하게 되므로 이 값의 정확도도 추정치의 정확도에 크게 영향을 받는다. 또한 APN을 구현하기 위해서는 표적 가속도의 추정 정

확도가 중요하다.

종래의 수동형 호우밍 미사일의 유도에는 식 (2)와 같이 탐색기로부터 측정된 시선 가속도를 직접 이용하는 고전 비례 항법이 응용되어 왔다. 그러나 식 (1) 또는 (3)의 유도방식을 적용하기 위해서는 시선 방향, 즉 표적의 방위각(bearing angle)과 고각(elevation angle)을 직접 측정하는 수동형 탐색기가 요구된다. 현존하는 스핀 안정화 적외선 탐색기는 시선 각속도만 측정 할 수 있으므로 이러한 목적에는 부적합하지만 최근 많이 연구되고 있는 FLIR(forward looking infra-red) strap down 탐색기는 시선 방향을 정밀하게 측정 할 수 있으므로 식(1) 및 식(3)의 유도방식을 사용할 경우 가장 적합한 탐색기이다. 본 논문에서는 표적의 시선 방향 즉 방위각(bearing angle)과 고각(elevation angle)의 측정이 가능하다고 가정하였다.

## 3. 유도 법칙에 의한 가관속성 저하

추적필터의 추정정확도는 가관속성에 크게 좌우된다. 일반적으로 등속으로 움직이는 표적의 추적문제에서 필터의 가관속성을 위해서는 순간 시선에 수직인 방향으로 요격 미사일이 기동해야 한다.[7][8] 그러나 기동하는 목표에 대한 일반적인 가관속성 조건은 아직 알려져 있지 않다. 그런데 표적의 기동 여부에 관계없이 시선 각속도가 0이 되면 상태 변수는 부분적으로 관측 불가능하게된다. 한편, 등속 표적에 대하여 비례 항법을 적용할때와 가속하는 표적에 대하여 증비례 항법을 적용하는 경우 시선 각속도가 0이 된다. 이러한 경우는 미사일이 표적에 접근하면서 더욱 강해진다. 이 경우 표적의 가관속성이 나빠지면서 필터의 추정 정확도가 크게 떨어지므로 유도 법칙에 의한 가속도 명령에 오차가 발생하게 된다. 이렇게 잘못된 유도 명령은 거꾸로 가관속성을 회복시키는 미사일의 운동을 일으킬 수도 있으나 많은 경우 추적 필터의 발산을 초래하여 빗나간 거리를 증가시키게 된다. 그러므로 표적의 상태 변수를 추적 필터로 추정하는 경우, 비례 항법이나 증 비례 항법과 같은 유도 법칙은 좋지 않은 결과를 보일 수 있으므로 적합치 못한 유도 방법이 된다.

이러한 문제는 미사일의 유도와 표적의 상태 추정이 독립 되어 있지 않고 서로 영향을 주므로써 발생하는 문제이다. 일반적으로 유도 오차가 증가할수록 가관속성이 향상된다. 그런데 미사일 유도의 궁극적인 목적은 유도 오차를 최소화하는 것이므로, 무조건적인 가관속성 향상은 의미가 없다. 즉 유도 법칙 적용에 의한 가관속성 저하를 보상하면서 제어 에너지를 최소화하는 유도방법이 필요하다.

## 4. 적응 단속 기동

단속 기동이란 유도 법칙으로부터 계산되는 유도 명령(guidance command)을 단속적으로 사용함으로써 유도 오차를 발생시켜 미사일이 가관속성을 위해 기동한것과 같은 효과를 얻는 유도 방법이다.[4]

단속 기동에 의한 효과를 극대화하면서 제어에너지등의 소모를 줄이기 위해서는 어떠한 방식의 단속기동을 할 것인가를 결정하여야 한다. 이전의 연구[4]에서는 우주 요격기에 주기적인 단속기동을 적용하여 빗나간 거리를 감소시킬 수 있음을 볼 수 있다. 그런데 이러한 주기적인 단속기동은 요격기하(intercept geometry), 미사일의 상태등에 관계없이 유도명령의 사용을 주기적으로만 하므로, 가관속성 향상이 필요치 않은 요격 기하에서도 유도오차를 발생시키는 문제점이 있다. 특히

요격지점 근처에서는 작은 기동으로도 충분히 가관속성 향상 효과를 얻을 수 있는 데도 필요 이상의 단속기동으로 많은 제어 에너지를 소모하게 된다. 또한 이러한 단속기동에 의한 효과는 유도 명령을 사용하는 주파수에 크게 영향을 받는데 이를 미리 결정할 수 있는 방법이 없으므로 그 효과를 언제나 기대할 수 없다.

적용 단속 기동은 유도 명령의 사용 여부를 미사일과 표적의 상태를 이용하여 결정하는 방법으로 단속 기동의 효과를 좋게 하면서 필요 이상의 유도 오차 발생과 제어 에너지 소모를 막을 수 있다. 유도 명령 사용여부는 필터의 가관속성에 따라 결정하는 방법이 최적이나 실제 가관속성은 정량적으로 표시될 수 없으므로 가관속성과 관련되는 변수의 값을 지표로 하여 결정한다. 유도 법칙으로부터의 가속도 명령은 유도 오차에 비례하고 유도 오차는 가관속성과 관련이 있으므로 지표로 사용할 수 있다. 또한 시선 각속도도 가관속성과 관계되므로 지표로 사용할 수 있다. 이들 변수는 유도 명령을 사용할 때는 감소하고 반대의 경우에는 증가하므로 지표로 사용되는 변수의 최대최소값을 미리 지정함으로써 미사일의 종말 유도중에 유도 명령 사용 여부를 결정할 수 있다. 이러한 적응 단속 기동 방법을 사용하는 경우 지표가 되는 변수의 최대, 최소 값이 단속기동의 효과에 큰 영향을 준다. 이들 값은 미사일의 기동 능력과 시물레이션 등으로부터 미리 결정할 수 있다.

### 5. 추적 필터의 구조

표적 추정에 사용되는 필터는 표적 상태를 계산하는 추정 알고리즘으로, 어떤 좌표계를 사용하는가에 따라 추정 특성이 크게 좌우된다. 표적 추적 문제의 경우, 직각 좌표계와 구 좌표계가 많이 사용되는데 어느 좌표계에서든 추적 필터는 비선형이 된다. 본 연구에서는 직각 좌표계에서 미사일과 표적의 상대 위치, 상대 속도 그리고 표적의 가속도를 필터 상태 변수로 하였다. 이 경우 표적의 운동 모형(target model)은 선형이 되나 측정 변수가 상태 변수에 비선형이 되므로 필터는 비선형이 된다.

일반적으로 비선형 필터로는, 비선형 방정식을 직접 선형화하여 사용하는, 확장 칼만 필터(extended Kalman filter)가 많이 사용된다. 그런데 수동형 탐색기에서는 시선의 방향이나 시선 각속도는 측정 가능하나 거리(range)를 측정할 수 없으므로 필터의 가관속성이 좋지 않게 된다. 이러한 경우 확장 칼만 필터의 수렴 특성이 요격 기하(intercept geometry)에 크게 좌우되므로 추적 필터로 적당하지 않다. 반면, 의사선형화(pseudo-linearization)를 이용하는 의사 측정 필터(pseudo-measurement filter)<sup>[2]</sup>에서는 선형 표적 모형과 의사선형 측정을 사용하기 때문에 확장 칼만 필터와 같은 필터에 비해 수렴 특성이 우수하다. 그런데 의사 측정 필터는 측정 잡음이 존재할 때 추정치가 편차(bias)를 일으킨다는 단점이 있다. 이는 필터 이득의 계산 알고리즘을 바꾼 이득 변경 의사 측정 필터(modified gain pseudo-measurement filter)<sup>[4]</sup>를 사용함으로써 편차를 줄일 수 있다.

본 연구에서는 운동 모형으로 Singer<sup>[1]</sup>가 제시한 방법을 사용하고 필터는 이득 변경 의사 측정 필터를 사용하였다. 사용한 알고리즘을 요약하면 그림 2와 같다.

### 6. 시물레이션과 적용 예

단속 기동의 효용성을 검토하기 위하여 실제적인 미사일 요격 상황을 설정하고 단속기동을 하지 않을 때와 주기적인

단속기동을 할 때 그리고 적용 단속기동을 할 때에 대해 시물레이션하였다. 사용한 시물레이션 프로그램은 그림 3과 같이 구성되어 있다.

본 연구에서는 다음과 같은 공대공 미사일의 요격 상황을 생각하였다. 미사일의 속도는 1000 m/sec로서 7 Km 전방에서 속도 300m/sec, 선회반경 3Km, 가속도 3G로 균형 선회하는 항공기를 요격하기 위해 중량 유도를 시작한다. 이때 시물레이션 시간 t를 0으로 하였다.

지구가 평면하다고 가정하고 관성 좌표계를 z축의 양의 방향이 아랫방향을 향하도록 설정하였다. 그리고 시물레이션을 시작할 때 미사일이 좌표계의 원점이 있다고 생각하였다. 표적 항공기와 미사일의 초기 상태를 관성좌표계의 값들로 표현하면 다음과 같다.

	위 치	속 도
미사일	( 0, 0, 0 )	( 1000, 0, 0 )
항공기	( 7000, 0, 0 )	( 0, -300, 0 )

논문의 목적이 여러 단속기동의 효용성을 살펴보는 데 있으므로 몇몇 가정을 하여 시물레이션을 간단하게 하였다. 첫째, 미사일은 횡 방향으로만 최대 20G의 기동이 가능하고 종 방향으로 일정한 속도를 유지한다. 둘째, 미사일 자동 조종장치와 조종면 작동기가 완벽하여 이 부분에서는 시간 지연이 없다. 셋째, 미사일의 관성측정장치는 정확하여 오차없이 미사일의 자세, 위치, 속도를 출력하고 미사일의 가속도계도 완벽하여 정확한 미사일의 가속도를 측정할 수 있다. 넷째, 수동형 탐색기로부터는 잡음이 포함된 시선의 방향에 대한 각도인 방위각(azimuth angle)과 고각(elevation angle)을 측정할 수 있다. 그리고 잡음은 정규분포를 갖는 백색잡음으로 표준편차가 3 milli-radians이라고 가정하였다. 다섯째, 이득 변경 의사 측정 필터는 20Hz로 새로운 추정치를 계산한다. 마지막으로 유도 지령은 추정치 계산 때마다 새로 계산되고, time-to-go는 거리와 거리 변화율의 추정값으로부터 계산한다.

미사일의 유도 법칙으로는 필터의 추정치를 사용하는 비례 항법을 사용하고 가관속성 향상을 위해 단속기동을 부가하였다. 이때 주기적인 단속기동(이하 PN/IM-P)은 주파수가 1Hz이고, 시선 변화율을 지표로 사용하는 적용 단속기동은 최대값 5 deg/sec, 최소값 4 deg/sec(이하 PN/IM-L1)과 최대값 5 deg/sec, 최소값 3 deg/sec(이하 PN/IM-L2)인 두 경우에 대하여 각각 시물레이션하였다. 이때 최소 t<sub>go</sub>는 2초로 하였다.

각 시물레이션으로부터 얻어진 빛나간 거리는 표 1과 같다. 표에서 알 수 있듯이 단속 기동을 적용하여 빛나간 거리가 감소시킬 수 있으므로 요격 성능도 좋아진다.

그림 4는 XY 평면에서 요격경로이고 그림 5는 유도 명령 사용 여부를 나타내는 그림으로 함수 값 1이 유도를 하고 있는 상태를 나타낸다. 그림 6은 표적과의 거리 추정치인데 단속 기동에 의해 필터의 추정정확도가 향상되었음을 알 수 있다. 특히 적용 단속기동에 의해 정확도가 높아졌음을 알 수 있다. 그림 7은 시선 각속도인데 단속기동에 의해 그 값이 커지고 적용 단속기동에서는 값이 최소최대값 사이에서 변한다. 그림 8은 미사일의 횡방향 가속도인데 단속 기동에 의해 유도에 필요한 가속도가 증가한다.

단속기동을 적용하면 필터의 추정 정확도가 좋아져 빛나간 거리가 감소하나 이에 비례하여 제어 에너지 소모도 증가한다.

## 7. 결론

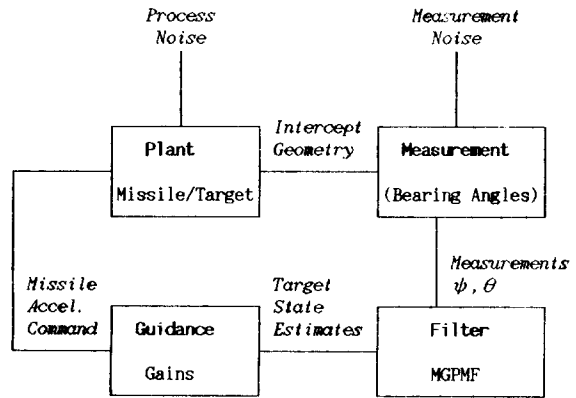
수동형 탐색기를 장착한 호우밍 미사일의 요격 성능 향상을 위한 적응 단속기동에 대하여 연구하였다. 단속기동을 비례 항법에 부가하여 필터의 추정 정확도가 높아지고 빗나간 거리가 감소된다. 시선 각속도를 이용한 적응 단속기동은 이전의 주기적인 단속기동에 비하여 효율적이다. 시선 각속도의 최대최소값을 미리 결정할 수 있고 어떠한 요격 기하에서도 단속기동 효과를 기대 할 수 있다. 다른 적응 단속기동방법으로 시선 각속도대신 유도명령률 이용하는 방법과 미사일의 시간 지연을 생각하여 미래의 가속도 명령을 예측하여 이를 이용하는 방법도 생각해 볼 수 있다.

Trial No	PN	PN/IM Periodic ( 1 Hz )	PN/IM LOS rate (4~5)	PN/IM LOS rate (3~5)
1	11.39	2.45	1.81	1.63
2	7.87	1.14	1.36	1.80
3	31.99	2.11	1.49	2.07
4	8.18	1.78	0.75	0.93
5	3.57	1.80	1.19	2.29
6	4.89	1.31	1.91	1.57
7	0.85	1.78	2.48	1.38
8	3.81	1.25	1.31	1.08
9	6.20	1.25	1.84	1.09
10	1.51	1.86	1.61	1.99

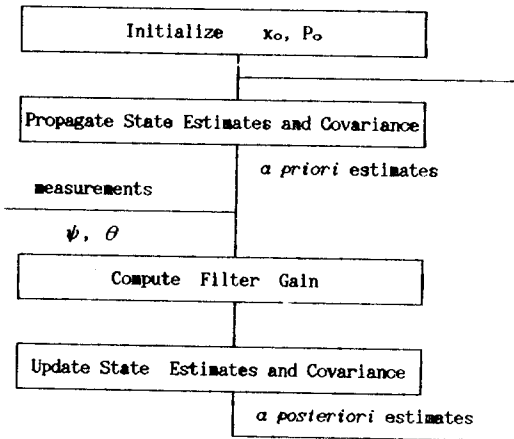
(표 1) 여러 단속 기동 방법에 의한 빗나간 거리  
(Table 1) Miss distances

## 8. 참고 문헌

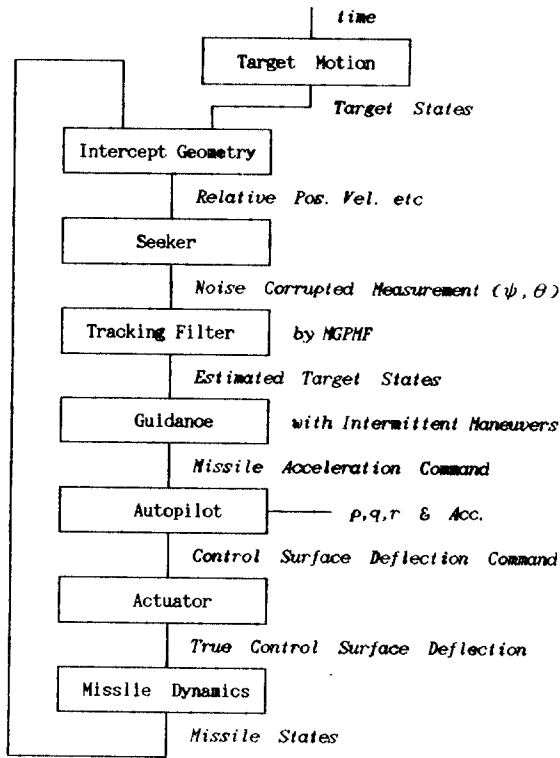
- [1] Robert A. Singer, "Estimation Optimal Tracking Filter Performance for Manned Maneuvering Targets," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-6, NO.4, July 1970
- [2] Taek L. Song, Jo Young Ahn, Chanbin Park, "Suboptimal Filter Design with Pseudomeasurements for Target Tracking," *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.24, NO.1, January 1988
- [3] Taek L. Song, Jason L. Speyer, "A Stochastic Analysis of a Modified Gain Extended Kalman with Applications to Estimation with Bearings Only Measurements," *IEEE Trans. on Automatic Control*, Vol. AC-30, NO.10, October 1985
- [4] Minjea Tahk, Jason L. Speyer, "Use of Intermittent Maneuvers for Miss Distance Reduction in Exoatmospheric Engagements,"
- [5] D.G.Hull, J.L.Speyer, "Maximum-Information Guidance for Homing Missiles," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, VOL.8, NO.4, July-August 1985
- [6] Aidala, V. J. and Nardone, S. C., "Biased Estimation Properties of the Pseudolinear Tracking Filter," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-18, No. 4, July 1982, p. 432-441.
- [7] Nardone, S. C. and Aidala, V. J., "Observability Criteria for Bearings-Only Target Motion Analysis," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-17, No. 2, March 1981, p. 162-166.
- [8] Hammel, S. E. and Aidala, V. J., "Observability Requirements for Three-Dimensional Tracking via Angle Measurements," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-21, No. 2, March 1985, p. 200-207.



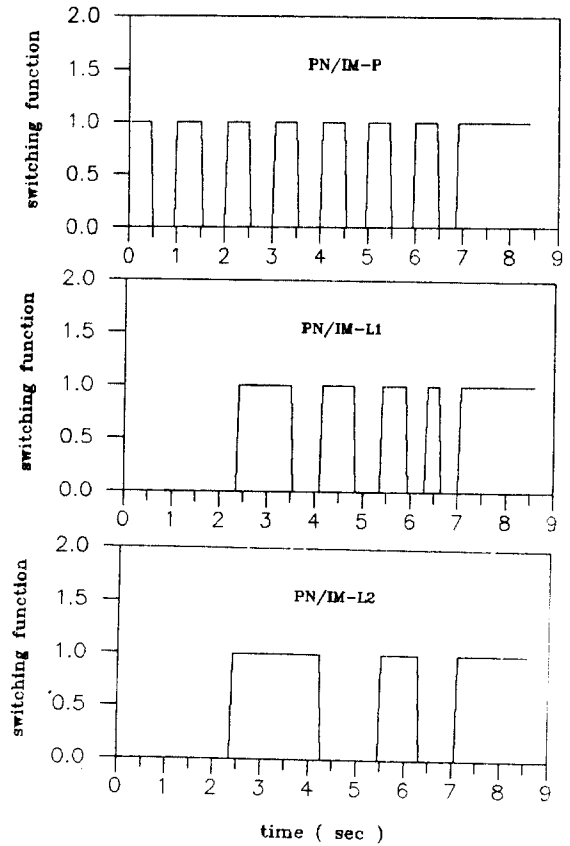
(그림 1) 추정치를 사용하는 표적 추적  
(Fig. 1) Target tracking using target state estimates



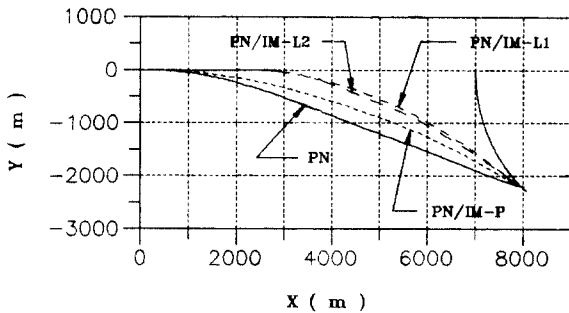
(그림 2) 필터 알고리즘  
(Fig. 2) Filter algorithm



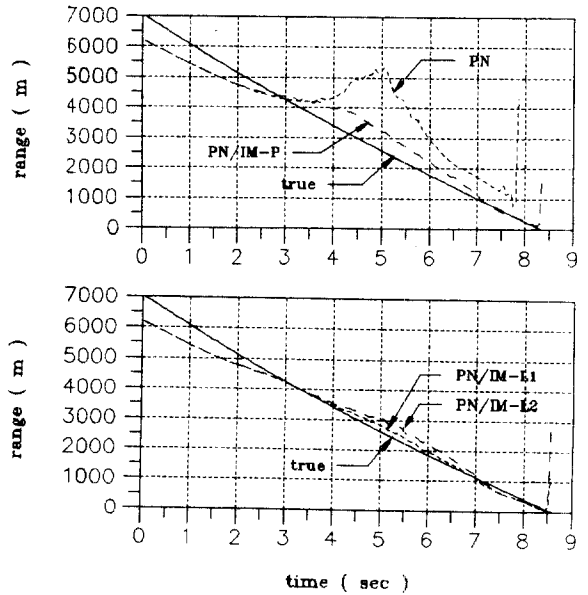
(그림 3) 시뮬레이션 프로그램의 흐름도  
(Fig. 3) Flow chart of simulation program



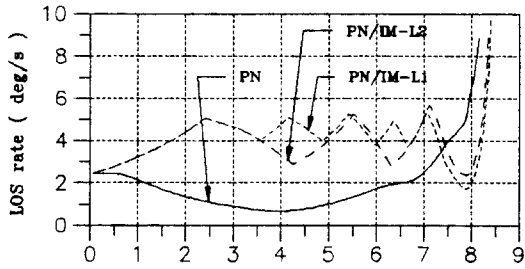
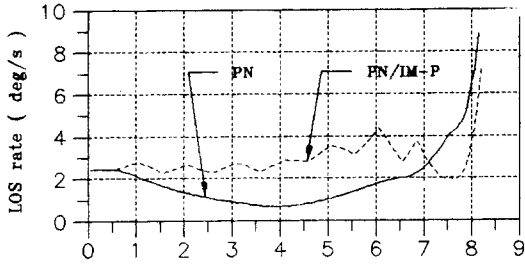
(그림 5) 스위칭 함수의 표본  
(Fig. 5) A sample of switching function



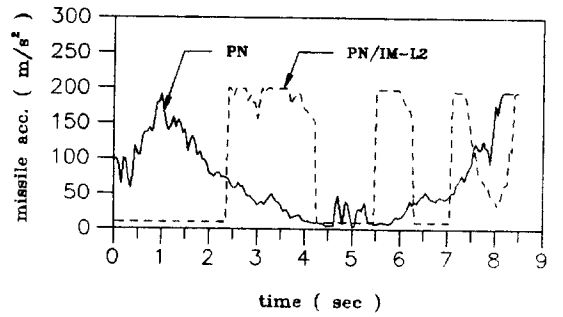
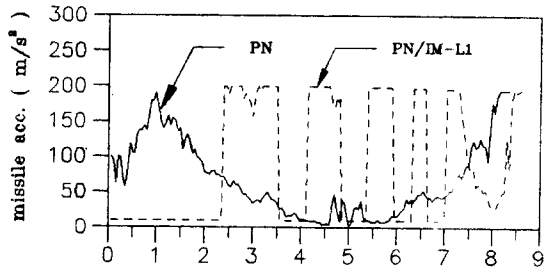
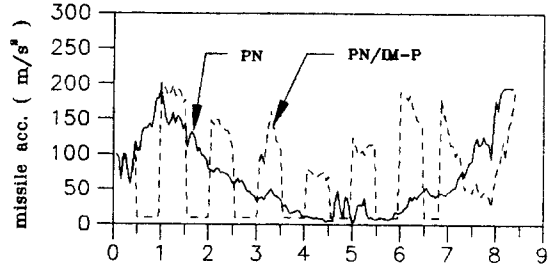
(그림 4) 요격 경로  
(Fig. 4) Intercept trajectories



(그림 6) 거리 추정치의 평균  
(Fig. 6) A means of range estimates



time ( sec )  
 (그림 7) 시선 각속도  
 (Fig. 7) LOS rates



time ( sec )  
 (그림 8) 미사일의 횡방향 가속도  
 (Fig. 8) Lateral acceleration of missile