

로젯 주사 탐색기의 추적 시뮬레이션

정회원 장 성 갑*, 홍 현 기*, 최 종 수*

Tracking Simulation of Rosette Scanning Seeker

Sung-gabb Jahng*, Hyun-ki Hong*, Jong-soo Choi* *Regular Members*

요 약

열 추적 미사일에 장착되는 적외선 탐색기는 표적에서 방사되는 열을 적외선 검출기로 탐지하고 위치 신호를 계산하여 미사일의 서보 (servo) 시스템에 제공하는 장치이다. 여러 탐색기 중에서 로젯 주사 탐색기는 적외선 단 소자 검출기가 로젯 패턴으로 전체 시계 (total field of view: TFOV)를 주사하여 표적의 2차원 영상을 제공한다. 검출되는 영상은 전체 시계내의 표적의 위치에 따라서 형태가 다르게 나타난다. 따라서 기존의 표적 추적 방법 중에서 입력 영상의 형태에 상관없이 추적할 수 있는 알고리즘을 찾아 적용할 필요가 있다.

본 논문에서는 다양한 추적 기법 중에서 기존에 로젯 주사 탐색기에 적용한 투영 기법 (Projective technique)과 새롭게 적용할 무게중심 기법 (Moment technique)을 비교 검토한다. 또한 3차원 공간상의 시뮬레이션을 통하여 이들의 추적 성능을 평가하고, 적용 가능한 알고리즘으로서 무게중심 기법의 우수성을 확인한다.

ABSTRACT

The infrared seeker, mounted on the thermal-tracking missile, is a device that detects heats radiated from a target, calculates its position, and provides the results with servo system of the missile. Among various kinds of seekers, the rosette-scanning seeker is a tracker in which a single infrared detector scans the total field of view (TFOV) in a rosette pattern, and then produces 2D image about a target. Since the detected image has various shapes with the position of the target in the TFOV, it is necessary that we investigate the tracking algorithm applicable to the different shapes.

In this paper, we make a comparative study of the projective technique and the moment one among the various target tracking techniques. Using the 3degree of freedom (DOF) simulator, we evaluate the above two algorithms and confirm the good performance of the moment technique as a tracking one.

1. 서 론

표적의 방사열을 검출하여 추적하는 적외선 유도 미사일의 핵심 부품은 적외선 탐색기이다. 탐색기는 검출기에 입사되는 적외선 신호로부터 탐색기 시계내의 표적 위치를 정확하게 계산하여 미사일 서보 (servo) 시스템으로 제공해야 한다. 표적의 위치 계산 방식은 탐색기의 종류 및 적용된 신호 처리 기법에 따라서 다양하다[1-9]. 본 논문은 로젯 주사 탐색기에 적용할

수 있는 추적 알고리즘을 검토하고 3차원 공간에서 이들의 추적 성능을 평가하기 위한 시뮬레이션에 관한 연구이다.

로젯 주사 탐색기는 적외선 검출기가 로젯 모양의 패턴을 따라 전체 시계(total field of view: TFOV)를 주사하여 표적을 검출한다. 로젯 패턴은 서로 반대 방향으로 회전하는 두 개의 광학 시스템에 의해 형성된다. 로젯 주사 탐색기는 검출기의 주사에 의해 표적을 검출하고 2차원 영상을 제공한다[10-14]. 입력된

* 중앙대학교 전자공학과(jsk@candy.ee.cau.ac.kr) 정회원
논문번호: 98174-0416, 접수일자: 1998년 4월 16일

영상으로부터 표적의 이동을 추적하는 기법은 크게 상관 추적 기법과 중심점 추적 기법으로 나누어진다. 상관 추적 기법은 현재 프레임의 영상에서 표적으로 설정된 영역과 다음 프레임의 검색 영역의 상관도를 계산하여 상관도가 높은 영역으로 표적이 이동했다고 추정하는 기법이다. 중심점 추적 기법은 검출된 영상의 밝기 정보로부터 문턱치를 구하여 배경과 표적을 분리 추출하고, 추출된 이동 표적 영역의 중심점을 구하여 움직임을 추정하는 기법이다[15-18]. 그러나 로켓 주사 탐색기의 주사 속도가 앞서기 중심과 끝이 다르고, 주사 패턴의 형태가 장미꽃 유사기 모양으로 형성되기 때문에 같은 모양의 표적도 전체 시계내의 위치에 따라 다른 형상으로 검출된다. 또한 로켓 주사 탐색기는 단소자 검출기의 주사에 의해 적외선 영상을 취득하기 때문에 일반 카메라 영상과는 달리 밝기 분포의 차이가 크지 않다. 따라서 표적 영역의 상관성을 이용한 추적 기법은 본 연구에 적용하기 어려우며, 중심점 추적 기법도 일부 기능이 제한되거나 변형된 형태로 로켓 주사 탐색기에 적용할 수 있다.

본 논문에서는 기존 문헌에서 로켓 주사 탐색기에 적용한 중심점 추적 기법중 투영 기법(Projective technique)을 분석하고 이 기법의 부정확성에 대하여 논하며, 그 대안으로 무게중심 기법(moment technique)을 적용하여 검토한다[13][17]. 투영 기법과 무게중심 기법의 성능을 3차원 공간상에서 비교 평가하기 위하여 미사일의 3자유도(degree of freedom: DOF) 운동을 분석하고 추적 시뮬레이션을 실행한다[19-22]. 시뮬레이션 결과를 통하여 투영 기법보다 무게중심 기법을 로켓 주사 탐색기에 적용하는 것이 더 타당함을 확인한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. I장 서론에 이어 II장에서는 로켓 주사 탐색기의 기존 연구에 대한 고찰과 투영 기법 및 무게중심 기법을 검토한다. III장에서는 3DOF 미사일 모델링에 대하여 논하고 IV장에서는 구성된 시뮬레이션 루프와 두개의 추적 기법의 모의실험 결과를 제시한다. 끝으로 V장에서는 결론 및 향후 연구 방향에 대하여 논한다.

II. 로켓 주사 탐색기

1. 기존 연구에 대한 고찰

로켓 주사 탐색기는 로켓 패턴 주사를 통하여 표적의 위치 정보를 얻는 탐색기이다. 로켓 패턴은 그림 1(a)와 같이 썩기 모양으로 된 두 개의 광학계를 일정한 속도 비율로 서로 반대 방향으로 회전시킴으로써 이루어진다. 그림 1(b)는 로켓 주사에 의해 형성

된 패턴을 보여 준다. 이러한 로켓 주사 패턴은 순시시계(instantaneous FOV: IFOV)로 표현되는 적외선 검출기의 시간에 따른 차적이다.

식(1)은 2차원 직교좌표에서 적외선 검출기의 순시 위치를 나타내고 있다. 여기서 δ 는 로켓 주사 패턴의 전체 시계의 반경을 나타내고, f_1, f_2 는 광학계 프리즘의 회전 주파수를 나타낸다[9-14].

$$\begin{aligned} x(t) &= \frac{\delta}{2} (\cos 2\pi f_1 t + \cos 2\pi f_2 t) \\ y(t) &= \frac{\delta}{2} (\sin 2\pi f_1 t - \sin 2\pi f_2 t) \end{aligned} \quad (1)$$

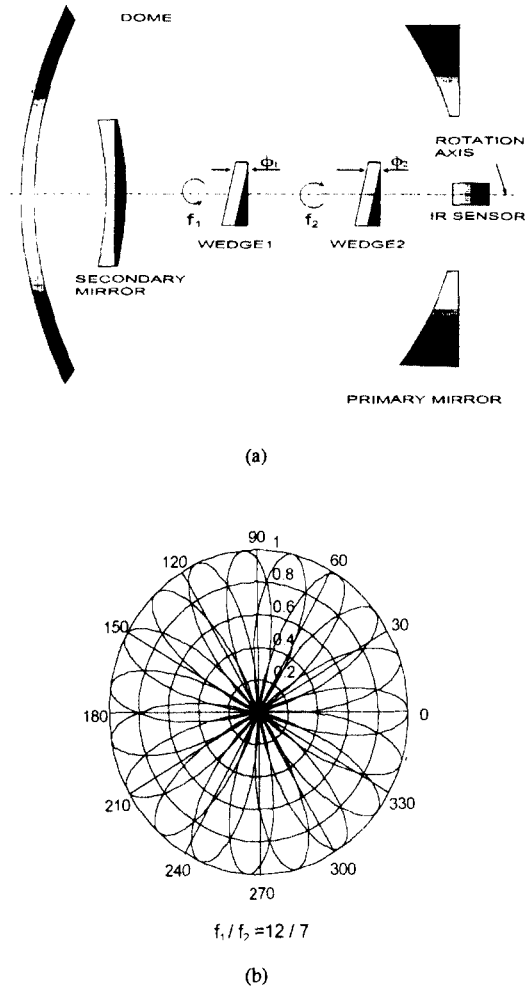


그림 1. (a) 로켓 주사 탐색기 구조 및 (b) 로켓 주사 패턴.
Fig. 1 (a) Scheme of optics for the rosette scanning seeker and (b) its scanning pattern.

로젯 주사 탐색기는 순시 시계가 작을수록 높은 영상 분해능을 가진다. 그러나 순시 시계를 너무 작게 설정하게 되면 전체 시계 내에서 보이지 않는 영역이 발생하고 완전 탐색이 불가능하게 된다. 따라서 본 논문에서는 작은 크기를 갖지만 완전 탐색을 실현하는 순시 시계 설계 방법으로 참고 문헌 [10]의 방식을 적용하였다. 순시 시계의 크기 ω 는 다음과 같이 표현된다.

$$\omega = \delta \cos(\pi/\Delta N) \sqrt{2 - 2 \cos(2\pi/N)} \quad (2)$$

여기서 $\Delta N = (f_1 - f_2)/f$, $N = (f_1 + f_2)/f$ 이며, f 는 f_1 과 f_2 의 최대 공약수이다.

2. 투영 기법 (Projective technique)

로젯 주사 탐색기에서 검출된 표적은 전체 시계 내에서 일정한 분포를 가진 2차원 영상으로 해석할 수 있지만 동일한 표적도 전체 시계내의 위치에 따라 검출되는 표적의 크기나 형태가 그림 2(a)와 같이 다르게 나타난다. 그림 2(a)에서 각 표적의 위치는 $a = (0.4, 0.4)$, $b = (0, 0)$, $c = (0.11, -0.4)$, $d = (-0.4, -0.4)$ 이고 그들의 반경은 0.032로 동일하다. 동일 표적에 대한 검출 결과가 전체 시계내의 표적 위치에 따라서 다르게 나타나기 때문에 기존 문헌에서는 그림 2(b)와 같이 입력된 영상을 패턴의 수직 및 수평축상으로 투영하고, 각 축상에서 최대 정점을 갖는 값을 입력 영상의 중심점으로 계산하는 투영 기법을 적용하였다[13].

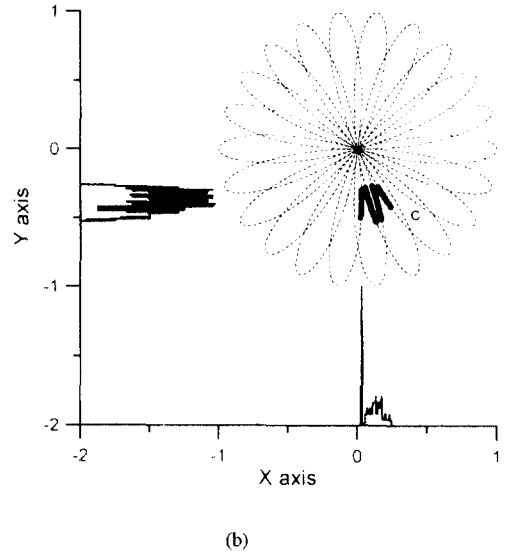
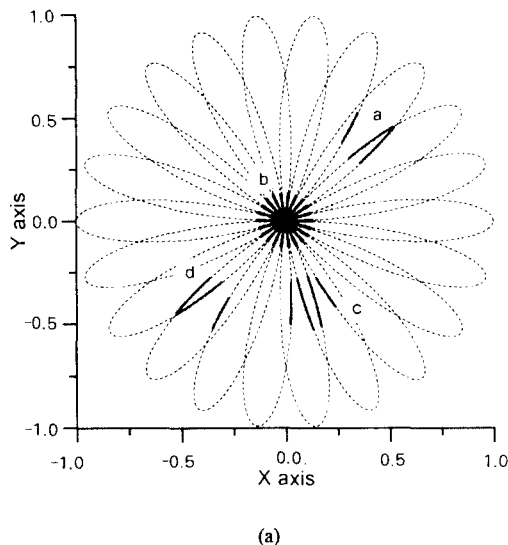


그림 2. (a) 로젯 주사 탐색기에서 검출된 원표적 및 (b) 투영영상.

Fig. 2 (a) The circular target detected by the rosette scanning seeker and (b) the projective images.

투영 기법을 로젯 주사 탐색기에 적용하기 위해서 다음과 같은 과정을 필요로 한다.

1. 수식(1)과 같이 시간상 등간격으로 되어있는 로젯 패턴의 형태를 공간상 등간격으로 변환해야 한다. 즉 $x(t)$, $y(t)$ 를 $x(i)$, $y(i)$ 로 간격이 ΔN 인 $N \times N$ 개의 화소를 가지는 영상으로 변환한다. 여기서 $i, j = 1, 2, \dots, N$ 이고 $\Delta N = 2\delta/N$ 이다.
2. 입력된 순시 위치를 $N \times N$ 영상의 대응 화소점으로 변환하기 위하여 식(3)과 같이 배열 번호 i, j 를 구한다.

$$i = \lfloor \frac{x(i) + \delta}{\Delta N} \rfloor + 1, \quad j = \lfloor \frac{y(i) + \delta}{\Delta N} \rfloor + 1 \quad (3)$$

여기서 $\lfloor x \rfloor$ 는 x 를 넘지않는 최대 정수를 의미한다.

3. 계산된 대응 화소점 $I(i, j)$ 에 입력 신호의 세기를 저장한다.
4. 한 주기 로젯 주사가 끝난 후 식(4)를 이용하여 수평 및 수직 축에 대한 투영 영상을 구한다.

$$I_i = \frac{1}{N_i} \sum_{j=1}^N I(i, j), \quad I_j = \frac{1}{N_j} \sum_{i=1}^N I(i, j) \quad (4)$$

5. 투영된 영상에서 최대값을 갖는 화소점의 배열 번호 i, j 를 구하고 1개 이상의 동일한 최대값을 갖는 i, j 가 있다면 그들의 평균을 취한다.
6. 식(5)에 의하여 입력된 영상의 중심점을 추정한다.

$$\hat{x} = \Delta N * i - \delta, \quad \hat{y} = \Delta N * j - \delta \quad (5)$$

투영 기법의 단점은 입력된 영상을 수평 및 수직 축으로 투영하기 위하여 많은 계산량을 요구한다. 또한 그림 2(b)와 같이 로켓 패턴의 앞사귀가 수직 또는 수평으로 되는 부분에 표적이 위치하게 되면 실제 표적의 중심으로부터 멀리 떨어진 곳에서 투영 영상이 최대값을 갖게 된다. 이러한 오차는 미사일이 표적을 추적하지 못하는 원인이 된다.

3. 무게중심 기법 (Moment technique)

무게중심 기법은 수식이 간단하고 계산량이 적기 때문에 신속한 계산을 요하는 미사일 탐색기의 표적 신호처리 알고리즘으로 적용하기가 용이하다. 로켓 주사 탐색기에 적용한 무게중심 기법은 패턴의 1주기 동안 입력되는 순시 위치 신호의 평균값을 계산하여 표적의 중심점을 구하는 간단한 신호처리 기법이다[17]. 그림 2(a)의 검출 표적 영상 분포는 로켓 패턴의 1주기 동안에 검출된 순시 위치의 분포이다. 따라서 1주기 동안 검출된 각각의 순시 위치를 더하고 검출된 횟수로 나누면 1주기 평균위치를 구할 수 있다. 검출 표적의 1주기 평균위치는 다음과 같다.

$$X_i = \frac{\sum_{n=1}^{N_i} X_i(n) \cdot W_i(n)}{\sum_{n=1}^{N_i} W_i(n)}, \quad Y_i = \frac{\sum_{n=1}^{N_i} Y_i(n) \cdot W_i(n)}{\sum_{n=1}^{N_i} W_i(n)} \quad (6)$$

여기서 표적의 복사 세기가 가변 문턱치 레벨 $I_{TH}(i)$ 보다 크면 $W_i(n) = 1$ 이고 작으면 $W_i(n) = 0$ 이다. 또한 $I_{TH}(i) = K_{TH} * I_{AVG}(i-1)$, $K_{TH} \geq 0.5$ 이며 i 는 스캔 주기 번호 (scan frame number)이다. $X_i(n)$ 와 $Y_i(n)$ 는 검출기의 순시 위치이고, 1주기 동안의 샘플링 수인 n 의 범위는 $n = 1, 2, 3, \dots, 1/\Delta t$ 이며, Δt 는 샘플링 시간이다.

식(6)에서 적외선 검출기로 입력되는 신호는 일정한 문턱치 레벨인 $I_{TH}(i)$ 이상일 때 표적으로 인식된

다. 표적과 탐색기 사이의 거리에 따라 입력되는 적외선 신호의 크기는 변한다. 이러한 변화는 자동 이득 조정회로 (auto gain controller: AGC)에 의하여 일정한 수준의 세기로 고정시킬 수 있다. 그러나 표적 및 배경 신호가 같은 크기로 출력될 경우 두 신호의 분리가 불가능해지고 결국 탐색기는 표적을 추적하지 못한다. 따라서 AGC에 의한 입력 신호의 크기 조정보다는 고정된 문턱치 레벨을 가변함으로써 거리에 따른 변화에 대응해야 한다. 본 연구에서 적용한 가변 문턱치 레벨 $I_{TH}(i)$ 는 이전 스캔 프레임에서 검출된 표적의 평균 세기의 1/2이상이다.

III. 3자유도 미사일 모델링

1. 미사일의 운동

3자유도 모델링은 미사일 동체축 (body frame)에서 각 축 방향의 힘 성분만을 고려한 것이다[19-22]. 그림 3은 미사일 동체의 각 축 방향의 힘 성분 및 속도 성분을 보여 주고 있다. 미사일의 무게 중심과 압력 중심이 같다고 가정하면 동체축의 원점은 이들 점과 일치한다. 또한 미사일의 진행 방향을 X 축으로 하고 나머지 축은 오른손 법칙으로 정한다.

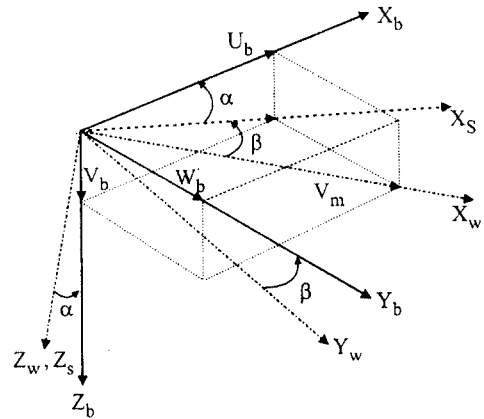


그림 3. 미사일의 동체축
Fig. 3 The body frame of the missile.

그림 3에서 받음각 (angle of attack) α 에 의한 축은 안정축 (stability frame: 아래 첨자 s)이고 옆 미끄러짐 각 (angle of side-slip) β 에 의한 축은 바람축 (wind frame: 아래 첨자 w)이다. 이들 두 각을 고려할 때 미

사일의 실제 진행 방향은 X_w 가 된다. 식(7)는 미사일의 진행 방향 속도를 동체축 성분으로 변환한 것이다. 식(7)에서 V_m 은 X_w 축 방향의 속도이고 U_b , V_b , W_b 는 동체축에서 X, Y, Z축 방향의 속도 성분이다.

$$\begin{aligned} U_b &= V_m \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ V_b &= V_m \cdot \sin \beta \\ W_b &= V_m \cdot \sin \alpha \cdot \cos \beta \end{aligned} \quad (7)$$

NED (North, East, Down) 좌표계를 3차원 기준 좌표계로 정하면 동체축에서 힘 성분은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F_{xb} &= T - C_d \cdot q \cdot S_{ref} - m \cdot g \cdot \sin \theta \\ F_{yb} &= C_{na} \cdot q \cdot S_{ref} \cdot \beta \\ F_{zb} &= C_{na} \cdot q \cdot S_{ref} \cdot \alpha + m \cdot g \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (8)$$

여기서 θ 는 NED 좌표계상의 미사일 고각 (angle of elevation), T 는 추력, C_d 는 축력 계수 (drag coefficient), 동압 (dynamic pressure)은 $q=0.5\rho \cdot V_m$ (ρ 는 공기 밀도), S_{ref} 는 미사일의 기준 단면적 (reference area), m 과 g 는 미사일의 질량과 중력 가속도이고 C_{na} 는 수직력 계수 (normal force coefficient)이다. 샘플링 구간 내의 가속도가 일정하다고 가정하면 NED 좌표계에서 다음 샘플링 구간의 미사일 속도는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V_m(t + \Delta t) &= V_m(t) + \dot{V}_m \Delta t = V_m(t) + \frac{F_{xw}}{m} \Delta t \\ &= V_m(t) + \frac{\Delta t}{m} (F_{xb} \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta \\ &\quad + F_{yb} \cdot \sin \beta + F_{zb} \cdot \sin \alpha \cos \beta) \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 Δt 는 샘플링 시간, \dot{V}_m 은 미사일의 가속도, F_{xw} 는 바람축에서 X축 방향의 힘 성분이다. 또한 NED 좌표계 상의 다음 샘플링 구간에서 미사일 위치는

$$\begin{aligned} X_m(t + \Delta t) &= X_m(t) + U_r \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \dot{U}_r \cdot \Delta t^2 \\ Y_m(t + \Delta t) &= Y_m(t) + V_r \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \dot{V}_r \cdot \Delta t^2 \\ Z_m(t + \Delta t) &= Z_m(t) + W_r \cdot \Delta t + \frac{1}{2} \dot{W}_r \cdot \Delta t^2 \end{aligned} \quad (10)$$

이고, 여기서 동체축상의 속도 성분을 NED 좌표계로 변환한 U_r , V_r , W_r 은 다음과 같다.

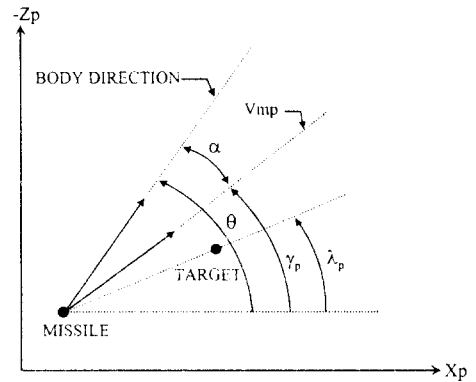
$$\begin{aligned} U_r &= U_b \cdot \cos \theta \cdot \cos \Psi - V_b \cdot \sin \Psi + Z_b \cdot \sin \theta \cdot \cos \Psi \\ V_r &= U_b \cdot \cos \theta \cdot \sin \Psi + V_b \cdot \cos \Psi + Z_b \cdot \sin \theta \cdot \sin \Psi \\ W_r &= -U_b \cdot \sin \theta + Z_b \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (11)$$

여기서 Ψ 는 NED 좌표계상의 미사일 방위각 (angle of azimuth)이다. 가속도 성분 \dot{U}_r , \dot{V}_r , \dot{W}_r 도 식(11)과 같이 구한다. 이와 같이 동체축에서 이루어 지는 미사일의 운동을 NED 좌표계로 변환하여 해당 샘플링 구간의 속도 및 위치를 계산한다.

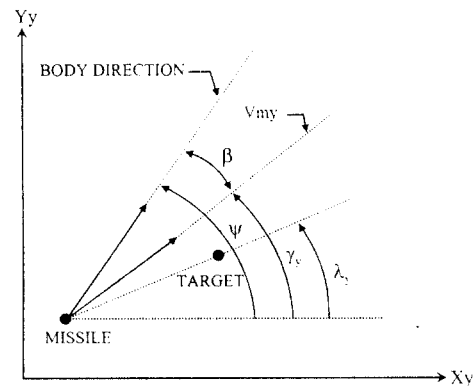
2. 3차원 좌표의 2차원 분리 해석

2.1 Pitch평면과 yaw평면 상의 미사일 운동

3차원 공간에서 미사일과 표적의 운동에 대한 간단한 해석을 얻기 위하여 그림 4와 같이 수평면 (yaw



(a)



(b)

그림 4. 기준 좌표계 내의 미사일 운동에 대한 2차원 해석: (a) 수직면 및 (b) 수평면

Fig. 4 Two-dimensional analysis on the motion of the missile in the reference frame: (a) pitch plane and (b) yaw plane

plane)과 수직면 (pitch plane)상의 움직임으로 분리하고 그 결과를 3차원 공간으로 결합하는 방법을 이용한다. 그림 4에서 두 개의 좌표는 가상의 좌표로서 pitch평면은 미사일 방위각 Ψ 만큼 그리고 yaw평면은 미사일 고각 θ 만큼 NED 좌표계를 각각 회전한 것이다. 또한 γ_p 와 γ_y 는 조종각 (angle of steering)이고 λ_p 와 λ_y 는 시선각 (line of sight: LOS)이며 아래 첨자 p와 y는 각각 pitch 평면과 yaw 평면을 의미한다.

Pitch평면과 yaw평면 상의 속도 V_{mp} 와 V_{my} 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} V_{mp} &= V_m \cdot \cos \beta \\ V_{my} &= V_m \cdot \cos \alpha \end{aligned} \quad (12)$$

동체축상에서 미사일의 힘 성분을 pitch평면과 yaw평면으로 분리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F_{xp} &= F_{xb} \cdot \cos \alpha + F_{zb} \cdot \sin \alpha \\ F_{yp} &= F_{yb} \\ F_{zp} &= -F_{xb} \cdot \sin \alpha + F_{zb} \cdot \cos \alpha \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} F_{xy} &= F_{xb} \cdot \cos \beta + F_{zb} \cdot \sin \beta \\ F_{yy} &= -F_{xb} \cdot \sin \beta + F_{yb} \cdot \cos \beta \\ F_{zy} &= F_{zb} \end{aligned} \quad (14)$$

여기서 첫 번째 아래 첨자와 두 번째 아래 첨자는 각각 X, Y, Z 방향과 pitch평면(p) 및 yaw평면(y)을 의미한다. 또한 pitch평면과 yaw평면 상에서 미사일 위치는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} X_{mp} &= X_m \cdot \cos \Psi + Y_m \cdot \sin \Psi \\ Y_{mp} &= -X_m \cdot \sin \Psi + Y_m \cdot \cos \Psi \\ Z_{mp} &= Z_m \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} X_{my} &= X_m \cdot \cos \theta - Y_m \cdot \sin \theta \\ Y_{my} &= Y_m \\ Z_{my} &= X_m \cdot \sin \theta + Z_m \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (16)$$

식(15), 식(16)과 동일한 방법으로 pitch평면과 yaw평면 상의 표적 위치를 구할 수 있다.

2.2 Pitch평면과 yaw평면 상의 미사일 기동

비례 제어 유도 법칙 (proportional navigation guidance law: PNG)을 이용하여 각 평면 상에서 미사일을 기동한다. 미사일은 평형 조건하에서 비행하고 미사일 기동에 필요한 명령 가속도는 진행 방향의 수직 축에만 존재한다고 가정한다. PNG 적용을 위하여 명령 조종각 변화율과 시선각 변화율을 구한다. 각 평면 상의 조종각 변화율은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{\gamma}_p &= a_{zp} / V_{mp} \\ \dot{\gamma}_y &= a_{zy} / V_{my} \end{aligned} \quad (17)$$

여기서 a_{zp} , a_{zy} 는 각 평면 상의 수직 가속도이다. 또한 각 평면에서 시선각은 식(18)과 같이 표현되고 이들 시선각이 미사일의 탐색기에 입력되어 시선각 변화율이 출력된다.

$$\begin{aligned} \lambda_p &= \tan^{-1} \left(\frac{Z_{ip} - Z_{mp}}{X_{ip} - X_{mp}} \right) \\ \lambda_y &= \tan^{-1} \left(\frac{Z_{iy} - Z_{my}}{X_{iy} - X_{my}} \right) \end{aligned} \quad (18)$$

비선형성을 고려하지 않은 간단한 비례 항법 유도 법칙을 적용한다. 시선각 변화율에 일정한 비례 상수(K)를 곱하고 식(17)에서 미사일 기동에 필요한 각 평면 상의 수직 가속도 명령을 유도하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} a_{npc} &= V_{mp} \cdot K \cdot \dot{\lambda}_p \\ a_{nyc} &= V_{my} \cdot K \cdot \dot{\lambda}_y \end{aligned} \quad (19)$$

식(19), 식(13), 식(14)에서 pitch 평면의 명령 받음 각 (command angle of attack)과 yaw 평면의 명령 옆 미끄러짐 각 (command angle of side-slip)을 구한다. 여기서 α_c 와 β_c 가 작다고 가정하면 $\sin \alpha_c \cong \alpha_c$, $\cos \alpha_c \cong 1$ 이고 $\sin \beta_c \cong \beta_c$, $\cos \beta_c \cong 1$ 이므로 구하는 각 평면의 명령각은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \alpha_c &= \frac{m \cdot a_{npc} - m \cdot g \cdot \cos \theta}{C_{na} \cdot q \cdot S_{ref} - T + m \cdot g \cdot \sin \theta + C_{na} \cdot q \cdot S_{ref}} \\ \beta_c &= \frac{m \cdot a_{nyc}}{C_{na} \cdot q \cdot S_{ref} - T + m \cdot g \cdot \sin \theta + C_{na} \cdot q \cdot S_{ref}} \end{aligned} \quad (20)$$

식(20)의 명령각이 자동 조종장치 (auto pilot)로 입

력되어 미사일이 조정된다. 본 시뮬레이션에서는 간단한 2차 전달 함수를 자동 조정장치로 사용한다. 자동 조종장치를 통과한 명령각은 각 평면 상에서 시간당 변화율로 출력된다. 이 출력을 이용하여 다음 샘플링 구간의 받음각과 옆 미끄러짐 각을 다음과 같이 구한다.

$$\begin{aligned} \alpha(t + \Delta t) &= \alpha(t) + \dot{\alpha} \cdot \Delta t \\ \beta(t + \Delta t) &= \beta(t) + \dot{\beta} \cdot \Delta t \end{aligned} \quad (21)$$

또한 다음 샘플링 구간에서 미사일 기동에 필요한 조종각과 고각 및 방위각은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \gamma_p(t + \Delta t) &= \gamma_p(t) + \dot{\gamma}_p \cdot \Delta t \\ \gamma_y(t + \Delta t) &= \gamma_y(t) + \dot{\gamma}_y \cdot \Delta t \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \theta(t + \Delta t) &= \gamma_p(t + \Delta t) + \alpha(t + \Delta t) \\ \Psi(t + \Delta t) &= \gamma_y(t + \Delta t) + \beta(t + \Delta t) \end{aligned} \quad (23)$$

IV. 모의 실험 및 결과

1. 모의 실험의 구성

그림 5는 로켓 주사 탐색기의 3자유도 시뮬레이션 구성도를 나타낸다. 1번 블록(aerodynamics)은 미사일의 비행에 따른 공기 밀도, 온도, 압력 등을 계산하고 식(7)과 식(8)에 대입하여 미사일의 각 축방향 힘과 속도를 구한다. 2번 블록(missile geometry)은 1번 블록에서 계산된 값을 이용하여 분리된 2개 평면(수직 평면과 수평 평면)상의 좌표를 구한다.

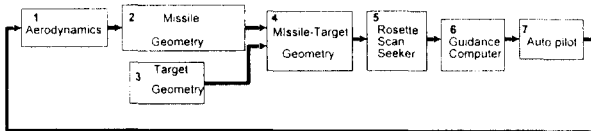


그림 5. 로켓 주사 탐색기의 3 자유도 시뮬레이션 구성도.
Fig. 5 Block diagram of 3DOF simulation of the rosette scanning seeker.

3번 블록(target geometry)은 표적의 기동에 따른 분리된 2개 평면 상의 표적 좌표를 계산한다. 4번 블록(missile-target geometry)은 미사일과 표적 사이의

시선각을 각각 분리된 2개 평면 상에서 구하고 5번의 로켓 주사 탐색기 블록(rosette scan seeker)으로 입력한다. 로켓 주사 탐색기 블록은 로켓 주사 탐색기와 rate gyroscope로 구성되어 있다. 이 블록에서는 투영 기법 및 무게중심 기법을 적용하여 입력된 표적의 시선각을 구하고, 출력되는 시선각을 rate gyroscope에 입력하여 고각 변화율(pitch rate)과 방위각 변화율(yaw rate)을 구한다. 이 시선각 변화율을 6번의 유도 제어 컴퓨터 블록(guidance computer)으로 입력하고 비례 제어 항법 상수에 의해 각 평면 상의 명령 받음각(α_c)과 명령 옆 미끄러짐 각(β_c)을 구한다. 7번 자동 조종장치 블록(auto pilot)은 명령각 변화율을 계산하고 다음 샘플링 구간의 명령각을 구한다. 7번 블록에서 구한 명령각은 다시 1번 블록으로 입력되어 다음 샘플링 구간에서 사용할 공력을 구한다. 3자유도 시뮬레이션은 미사일과 표적의 빗 맞힘 거리(miss distance)가 가장 적을 때 종료된다.

2. 로켓 주사 탐색기

그림 6은 로켓 주사 탐색기의 구성도를 나타낸다. 회전하는 두개의 프리즘(optic driver)을 통과한 표적의 시선각은 적외선 검출기로 입력된다. 이들 신호는 펄스 증폭기를 거치며 신호처리에 필요한 크기로 증폭된다. 문턱치 검출기(threshold checker)는 배경 신호의 간섭을 배제하기 위한 것으로서 가변 문턱치 값을 취한다. 이 블록을 거친 신호는 표적의 위치를 구하기 위한 신호 처리 블록으로 입력되고, 적용된 신호처리 기법(투영 기법 및 무게중심 기법)을 이용하여 표적의 시선각이 계산된다. 시뮬레이션에 적용된 탐색기의 제원은 다음과 같다. 프리즘1의 회전수는 78,000 rpm이고 프리즘2의 회전수는 54,000 rpm이다. 검출기 반경은 0.1006이고 전체 시계의 반경은 1이다. 그리고 로켓 주사 탐색기의 1주기 스캔 시간은 10msec 이고 매 10μsec마다 적외선 검출기로 전체 시계내의 신호를 입력한다.

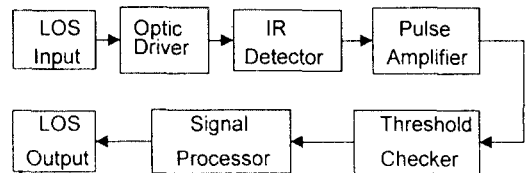
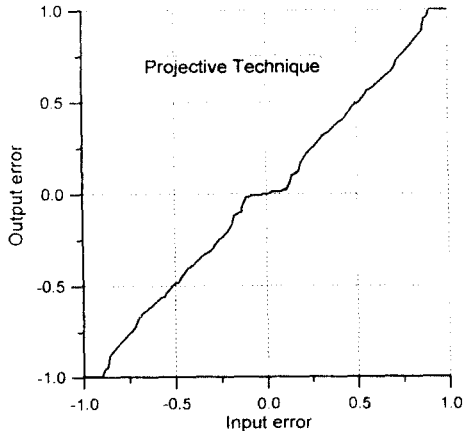
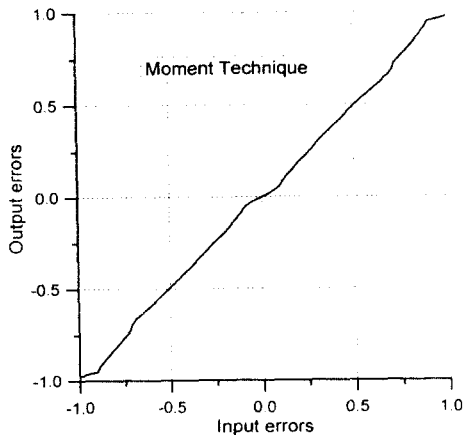


그림 6. 로켓 주사 탐색기의 구성도.
Fig. 6 Block diagram of the rosette scanning seeker.

그림 7은 투영 기법과 무게중심 기법을 이용하여 로켓 주사 탐색기의 정적 이득을 구한 그림이다. 이 곡선들은 추적 루프를 제거한 그림 6의 입력 부분에 정규화된 표적의 시선각을 -1부터 +1까지 0.01간격으로 이동시켜 탐색기에 입력하고 그 출력 결과를 도식화한 것이다.



(a)



(b)

그림 7. 로켓 주사 탐색기의 정적 이득 곡선: (a) 투영 기법 (b) 무게중심 기법.

Fig. 7 The static gain curve of the RSIS: (a) projective technique and (b) moment technique.

그림 7(a)의 투영 기법에 의한 정적 이득 곡선은 그림 7(b)의 무게중심 기법에 의한 정적 이득 곡선보

다 좋지 않은 이득 특성을 보이고 있다. 이것은 그림 2(b)의 경우처럼 입력된 표적 중심점과 계산된 중심점과의 오차에 기인한 것이다. 특히 패턴의 중심부에서는 잎사귀의 형태가 각 축과 평행하기 때문에 투영 기법에 의한 계산 오차가 더욱 커진다. 그러나 무게중심 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기는 투영 기법을 적용한 것과는 달리 전체 시계내에서 거의 선형성을 유지하고 있다. 그러므로 무게중심 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기는 투영 기법을 적용한 것 보다 표적의 중심점 계산을 더 정확하게 한다는 것을 알 수 있다.

적외선 검출기를 통과한 신호는 거리에 따라서 그 크기가 달라진다. 이러한 신호는 펄스 증폭기에서 일률적으로 같은 증폭률로 증폭된다. 미사일 기동 초기의 입력 신호보다 표적에 근접할 때의 입력 신호의 세기가 더 크다. 따라서 문턱치 레벨이 너무 낮게 설정되면 배경의 잡음 신호를 표적 신호로 잘못 인식할 수 있고, 너무 높게 설정되면 기동 초기의 표적 신호를 놓칠 수가 있다. 이러한 결점을 보완하기 위해서 가변 문턱치 레벨을 이용하여 표적을 판단한다. 그림 8은 문턱치 검출기의 출력이며 이 곳에서는 가변 문턱치 레벨에 의해 표적으로 인식된 신호만을 출력한다. 신호 처리부에 입력되는 시선각은 투영 기법 및 무게중심 기법에 의해 직교 좌표상의 표적의 중심좌표로 처리된다.

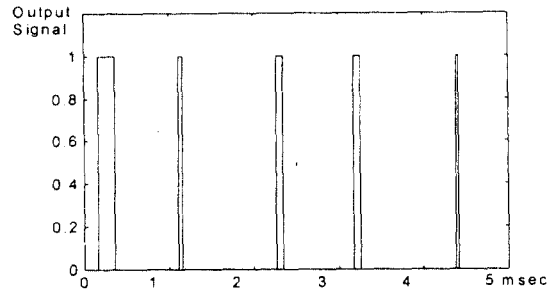


그림 8. 문턱치 검출기의 출력.

Fig. 8 Pulse signal from the threshold checker.

3. Rate gyroscope의 구성

탐색기 블록에서 나온 출력은 시선각 변화율을 얻기 위해서 그림 9과 같은 rate gyroscope에 입력된다. Rate gyroscope는 고속으로 회전하는 회전자의 세차 운동을 이용한 것이다. 미사일 탐색기에서 계산된 표적의 위치가 입력되면 항상 표적이 탐색기의 전체 시

계 중심부에 있도록 탐색기를 제어한다. 이 rate gyroscope는 비례 적분 증폭기 (proportional plus integrated amplifier: PPI), 짐발 (gimbal) 그리고 하나의 적분기로 구성된다[23][24].

그림 9에서 짐발 블록의 상수는 다음과 같다. H는 회전자의 각 모멘트 (angular moment of wheel), K는 스프링 상수 (spring constant of torsion bar), I_{OA} 는 짐발의 관성 모멘트 (inertia moment of gimbal), C_d 는 댐핑 계수 (damping coefficient of viscous damper)이다. 회전자의 관성은 짐발의 관성과 같다고 가정한다. 일반적으로 미사일에 적용되는 rate gyroscope의 자연 주파수(natural frequency)는 80Hz이상이고 댐핑율은 0.7부터 1사이에서 선택된다. 본 시뮬레이션에서 사용한 회전자의 속도는 24,000 rpm이고 이때 회전자의 각속도는 800π rad/s이다[22].

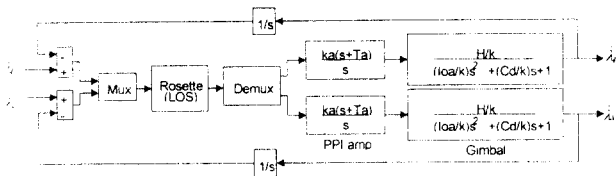


그림 9. 레이트 자이로스코프의 구성도.
Fig. 9 Block diagram of the rate gyroscope.

4. 시뮬레이션 결과

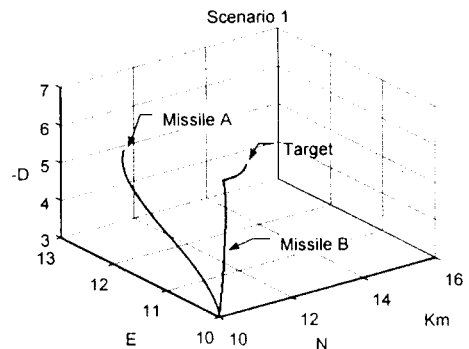
본 논문에서 실시한 시뮬레이션은 3개의 시나리오로 구성된다. 각 시나리오는 표적의 기동 가속도에 의해 분류된다. 표적은 시나리오 1에서는 +y축(East) 방향, 시나리오 2에서는 -y축(East) 방향, 시나리오 3에서는 -z축(Down) 방향으로 중력의 2배의 가속도로 기동한다. 미사일 발사 순간에 표적의 위치는 탐색기의 전체 시계중심에 있다고 가정한다. 미사일의 발사 순간의 무게는 80Kg, 초기 추력은 32000 N, 무게중심 부분의 단면적은 0.049m², 직경은 0.25m이다. 또한 최대 명령각은 ±15 deg이고 최대 명령 가속도는 25g 이내로 제한하였다. 미사일 발사 후 rate gyroscope의 회전자가 안정화될 때까지 0.2초 동안은 초기 설정 방향 및 속도로 비행하며 이 시간 후부터 비례 항법 유도가 적용된다.

표 1은 각 시나리오에 대하여 무게중심 기법 및 투영 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기의 추적 시뮬레이션의 초기 조건 및 결과를 보여 준다. 그림 10은 3개의 시나리오 상에서 표적 기동에 대한 미사일의 추적 과정을 NED좌표계로 표현한 것이다. 그림 10에서

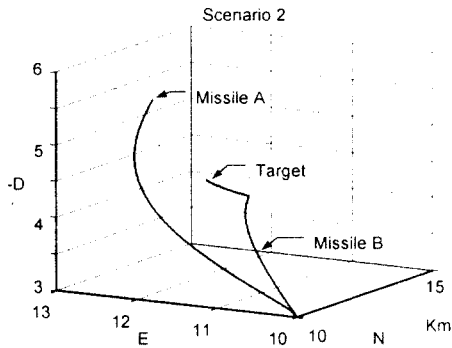
표 1. 시뮬레이션의 초기 조건 및 결과.
Table 1. Results and initial conditions of simulation.

	Scenario 1	Scenario 2	Scenario 3
Maneuvering accelerations of target	+2g to the east	-2g to the east	-2g to the down
Initial position of target (Km)	N = 14.69, E = 12.71, D = -3.96		
Initial velocities of target	200 m/s		
Maneuvering direction of target (deg)	Azimuth angle = -150, Elevation angle = 0		
Initial position of missile (Km)	N = 10.0, E = 10.0, D = -3.0		
Initial velocities of missile	Mach 0.9		
Constants of PNG	2.5	2.7	2.7
Miss distances	Moment technique	3.3357 m	4.0218 m
	Projective technique	Tracking failure	

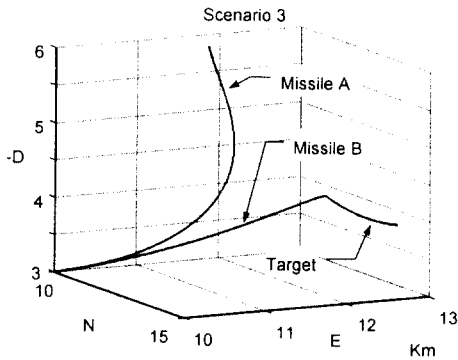
missile A와 missile B는 로켓 주사 탐색기의 표적 신호 처리용으로 각각 투영 기법 및 무게중심 기법을 적용한 미사일을 의미한다. 투영 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기의 경우에 그림 2(b)와 같은 오차가 누적되어 표적을 추적하지 못함을 알 수 있다. 반면에 무게중심 기법을 적용한 missile B는 표적을 잘 추적하고 있다. 미사일과 표적의 가장 근접한 거리를 의미하는 빗 맞힘 거리는 표 1에서 보듯이 무게중심 기법을 적용했을 때 6m 이내이다. 문헌 [25]를 참조하면 미사일에 장착된 탄두의 종류에 따라서 다소 차이는 있지만 일반적으로 10m 이내의 빗 맞힘 거리는 대부분의 미사일에 100%에 가까운 살상확률 (Kill probability)을 제공한다. 따라서 로켓 주사 탐색기의 신호 처리 기법으로 문헌[13]에서 적용한 투영 기법보다 무게중심 기법을 적용하는 것이 타당함을 알 수 있다.



(a)



(b)



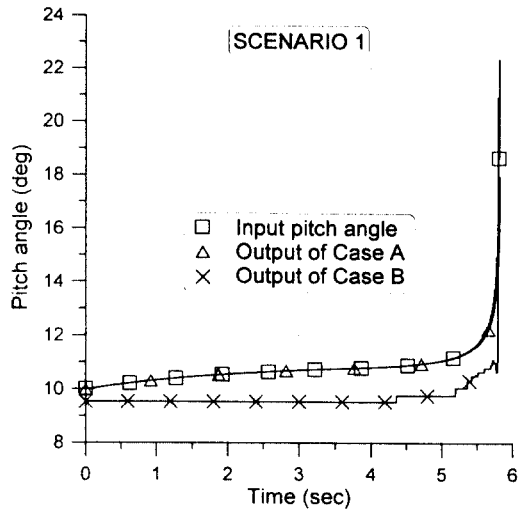
(c)

그림 10. NED 좌표상의 표적 추적: (a) 시나리오 1 (b) 시나리오 2 (c) 시나리오 3.

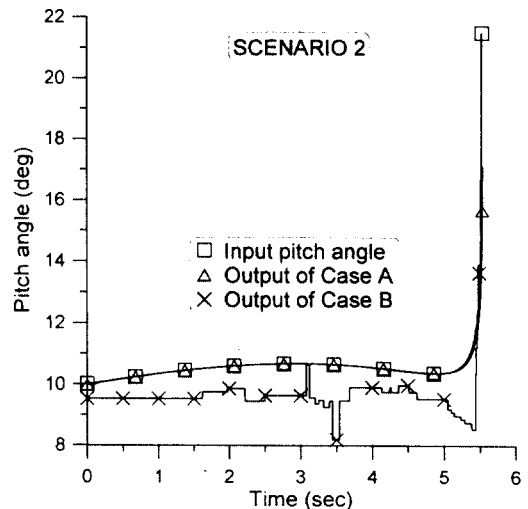
Fig. 10 Target tracking on the NED frame : (a) Scenario 1, (b) Scenario 2, and (c) Scenario 3.

그림 11과 그림 12는 투영 기법과 무게중심 기법을 각각 적용한 로켓 주사 탐색기의 신호 처리 결과를 비교하기 위하여, 3개의 시나리오상에서 로켓 주사 탐색기로 입력되는 시선각과 출력되는 시선각을 고각과 방위각으로 분리하여 표현한 그림이다. 또한 동일 조건하에서 입력 대 출력 특성을 비교하기 위하여, 추적이 잘되는 missile B의 시선각을 기준 시선각으로 정하고, 추적 loop를 제거한 후 각각 투영 기법 및 무게중심 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기에 기준 시선각을 입력하고 그 출력을 도식화 하였다. 그림 11과 그림 12은 무게중심 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기의 출력이 투영 기법을 적용한 것 보다 입력 신호에 더 유사함을 보여 준다.

미사일 발사 초기에 먼 거리에 있는 표적은 회피 기동을 하여도 탐색기의 중심부를 벗어나지 못한다. 따라서 그림 11와 그림 12처럼 미사일 기동 후 약 5초 동안 탐색기는 입력 시선각을 정확하게 계산하여 출력한다. 5초 이후 미사일과 표적간의 거리가 가까워지면 시선각은 짧은 시간동안에 급격히 변한다. 이러한 경우라도 표적을 정확히 추적하기 위해서 가능한 계산량이 적고 신뢰성이 높은 추적 알고리즘이 필요하다. 그림 11와 그림 12에서 비교한 결과를 보면 5초 이후



(a)



(b)

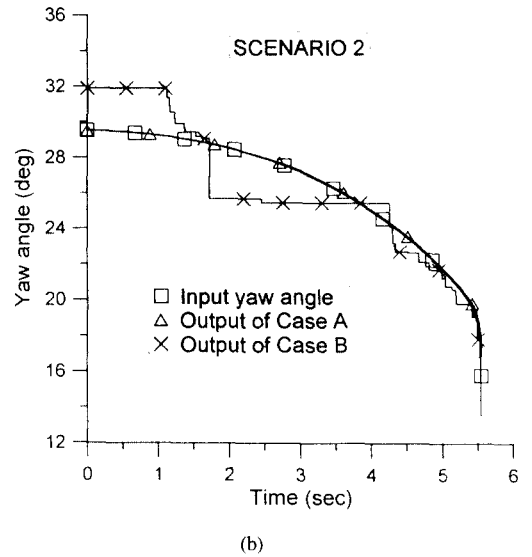
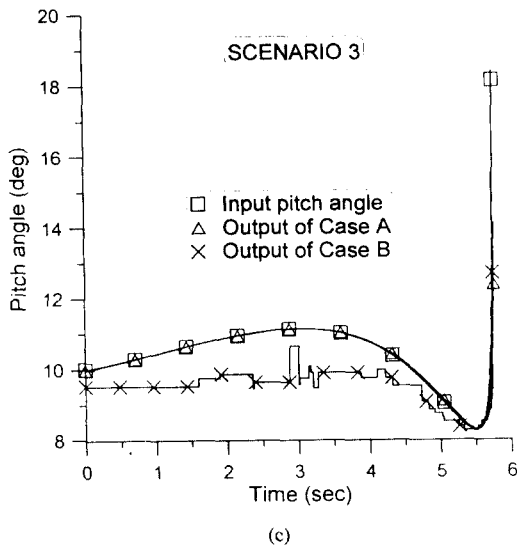


그림 11. 로켓 주사 탐색기의 입력 및 출력 고각: (a) 시나리오 1 (b) 시나리오 2 (c) 시나리오 3.

Fig. 11 Input and output pitch angle of the rosette scanning seeker: (a) Scenario 1, (b) Scenario 2, and (c) Scenario 3

급격히 변하는 시선각이 입력되어도 무게중심 기법을 적용한 로켓 주사 탐색기는 이를 충분히 추적하지만, 투영 기법을 적용한 것은 추적 초기부터 심한 오차를 보여 주고 있다. 따라서 그림 10과 그림 11 및 그림 12

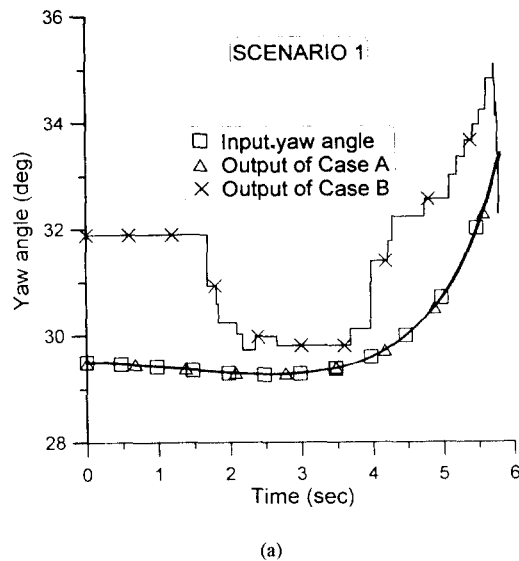
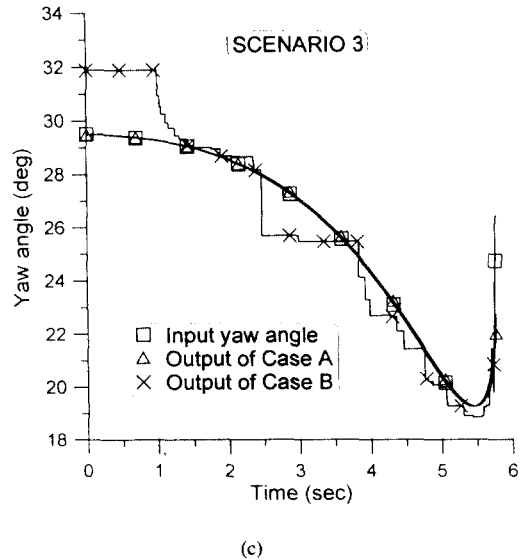


그림 12. 로켓 주사 탐색기의 입력 및 출력 방위각: (a) 시나리오 1 (b) 시나리오 2 (c) 시나리오 3.

Fig. 12 Input and output yaw angle of the rosette scanning seeker: (a) Scenario 1, (b) Scenario 2, and (c) Scenario 3.

의 시뮬레이션 결과를 검토해 보면, 본 논문에서 로켓 주사 탐색기의 신호 처리 기법으로 적용한 무게중심 기법이 기존 문헌에서 적용한 투영 기법보다 표적을 정확하고 신속하게 추적함을 확인할 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 로켓 주사 탐색기에서 실시간 처리가 가능한 표적 신호 처리 기법으로 무게중심 기법을 적용하고, 기존 문헌에서 적용한 투영 기법과 성능을 비교 검토하였다. 또한 이들 기법들의 추적 성능을 성능평가를 위하여 3자유도 추적 시뮬레이션을 실시하고 결과를 분석하였다. 기존 문헌에서 적용한 투영 기법은 로켓 패턴의 특성 때문에 패턴의 유사도가 각 축에 평행한 부분에서는 중심점의 계산이 심한 오차를 보임을 확인하였다. 또한 3자유도 추적 시뮬레이션 결과를 통하여 이러한 계산 오차 때문에 미사일이 표적을 추적하지 못함을 확인하였다.

본 논문에서 적용한 무게중심 기법은 1주기 동안에 검출된 표적의 순시 위치를 평균하여 전체 시계내의 위치를 계산하는 간단한 신호처리 방식이다. 또한 거리에 따라 검출기에 입력되는 적외선 세기의 변화에 적응하기 위해 가변 문턱치 방식을 적용하였다. 3자유도 추적 시뮬레이션을 통하여 살상 확률이 100%에 근접하는 결과를 얻었다. 또한 그림 11와 그림 12의 시뮬레이션 결과로부터 무게중심 기법을 적용한 탐색기가 입력 시선각을 정확하게 계산하여 출력함을 알 수 있었다. 따라서 본 논문에서 적용한 무게중심 기법은 간단하여 실시간 처리가 가능하고, 표적의 추적 성능이 우수함을 알 수 있었다. 이러한 무게중심 기법을 기본으로 선평탄과 같은 표적의 대응능력을 피할 수 있는 탐색기의 반 대응 알고리즘에 대한 연구를 진행할 예정이다.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소 및 서울대 지동제어특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구 결과입니다. 본 연구에 도움을 주신 국방과학연구소 유인익 선임연구원에 감사 드립니다.

참 고 문 헌

1. J.S. Accetta and D.L. Shumaker, *The Infrared and Electro-Optical Systems Handbook*, Vol. 7-Ch.3, Vol. 3-Ch.1~Ch.3, SPIE Optical Engineering Press, Bellingham, Washington, 1993.
2. R.C. Hudson, *Infrared Systems Engineering*, John Wiley & Sons, NY, 1969.
3. S.H. Han, H.K. Hong and J.S. Choi, "Dynamic Simulation of Infrared Reticle Seekers and an Efficient Counter-Countermeasure Algorithm," *Opt. Eng.*, Vol. 36, No. 8, pp. 2341-2345, 1997.
4. H.K. Hong, S.H. Han and J.S. Choi, "Simulation of the Spinning Concentric Angular Ring Reticle Seeker and an Efficient Counter-Countermeasure," *Opt. Eng.*, Vol. 36, No. 11, pp. 3206-3211, 1997.
5. 한성현, 홍현기, 최중수, "다중 표적에 대한 적외선 레티클 탐색기의 오차 신호 분석," *한국통신학회 논문지*, Vol. 21, No. 6, pp. 1438-1446, 1996.
6. 홍현기, 한성현, 최중수, "Segmented Focal Plane Array를 이용한 개선된 레티클 탐색기," *한국통신학회 논문지*, Vol. 21, No. 10, pp. 2670-2678, 1996.
7. 한성현, 홍현기, 최중수, "적외선 레티클 탐색기의 동적 시뮬레이션 및 효율적인 반대응 알고리즘," *한국통신학회 논문지*, Vol. 21, No. 12, pp. 3165-3173, 1996.
8. H.K. Hong, S.H. Han and J.S. Choi, "Simulation of an Improved Reticle Seeker Using the Segmented Focal Plane Array," *Opt. Eng.*, Vol. 38, No. 3, pp. 883-888, 1997.
9. G.J. Zissis and W.L. Wolfe, *The Infrared Handbook*, Ch. 10 and Ch. 22, Environmental Research Institute of Michigan, Ann Arbor, MI, 1985.
10. S.G. Jahng, H.K. Hong, S.H. Han, and J.S. Choi, "Design and analysis of improved instantaneous field of view of rosette scanning infrared seeker," *Elect. Lett.*, IEE, Vol. 33, No. 23, pp. 1964-1965, 1997.
11. 장성갑, 홍현기, 한성현, 최중수, "로켓 주사 적외선 탐색기의 순시 시계에 관한 연구," *전자공학회 논문지*, Vol. 35-S, No. 7, pp. 1000-1007, 1998.
12. F.A. Rosell, "Prism Scanner," *Journal of the Optical society of America*, Vol. 50, No. 6, pp. 521-526, June 1960.
13. Wan Haifeng, Liang Zhi, Zhang Qing, and Su Xinzhi, "A double band infrared image processing system using rosette scanning," *Proc. SPIE*, Vol. 2894, pp. 2-10, 1996.
14. T. Tajima, S. Wakabayashi, M. Kondo, and T. Takei, "Rosette scan infrared sensor," *Proc. SPIE*, Vol. 219, pp. 51-57, 1980.
15. 이장규, 이상욱, 최중수, 박래홍, "비행중 표적인식 및 신호처리 연구," *국방과학연구소 TEM-417-970132*, pp. 172-222, 1997.
16. P.K. Sahoo, S. Soltani, A.K.C. Wong, and Y.C. Chen, "A survey of thresholding techniques,"

Comput. Vision Graphics Image Process., Vol. 41, pp. 233-260, 1988.

17. W.H. Tsai, "Moment-preserving thresholding: A new approach," *Comput. Vision Graphics Image Process.*, Vol. 29, pp. 377-393, 1985.
18. L.G. Hassebrook, R.W. Cogn, and R.R. Duncan, "Strategy for autonomous control of correlation-based trackers," *Proc. Optical Pattern Recognition VIII*, SPIE, Vol 3073, pp. 45-55, 1997.
19. Robert H.M. Macfadzean, "Surface-based air defect system analysis," Ch. 5 and Ch. 6, Artech House, London, 1992.
20. T.G. Gainer and S. Hoffman, "Summary of transformation equations and equations of motion used in free-flight and wind-tunnel data reduction and analysis," *NASA-SP-3070*, 1972.
21. J.H. Blakelock, *Automatic control of aircraft and missiles*, John Wiley & Sons, NY, 1991.
22. P. Garnell, *Guided weapon control systems*, Brassey's Defence Publishers, London, 1980.
23. G.C. Newton, Jr., "Comparison of vibratory and rotating wheel gyroscopic rate indicators," *Appl. Of Industry Trans. American Inst. of Elect. Eng.*, pp. 143-150, July 1960.
24. A.K. Rue, "Precision stabilization systems," *IEEE Trans. on aerospace and electronic systems*, Vol. AES-10, No. 1, pp. 34-42, January 1974.
25. 서진현, 김유단, 황홍석, "유도 무기 체계 생존성 및 효과 분석 소프트웨어 연구," 제3회 자동제어 특화연구센터 workshop, pp. 9-21, 1997.



장성갑 (Sung-Gab Jahng) 정회원
 1961년 10월 28일생
 1988년 2월: 중앙대학교 전자공학과 졸업(공학사).
 1990년 2월: 중앙대학교 대학원 전자공학과 석사과정 졸업(공학석사).
 1996년 9월~현재: 중앙대학교 전자공학과 박사과정.

1988년 1월~1993년 12월: 동인전자 개발실.
 1992년 9월~현재: 부천대학 컴퓨터 제어과 겸직 교수.
 1994년 1월~1996년 12월: J & L SYS 대표.
 1997년 1월~현재: 용인전자 시스템 개발실.
 <연구분야> 적외선 신호처리, 광 변조 시스템, 마이크로 프로세서 응용 개발 등임.

홍현기 (hyun-Ki Hong) 정회원
 1968년 8월 2일생
 1993년 2월: 중앙대학교 전자공학과 졸업(공학사).
 1995년 2월: 중앙대학교 대학원 전자공학과 졸업(공학석사).
 1998년 8월: 중앙대학교 대학원 전자공학과 졸업(공학박사).
 <연구분야> 광 변조 시스템, 신호처리, 마이크로프로세서 응용 개발 등임.

최종수 (Jong-soo Choi) 정회원
 1949년 5월 3일생
 1975년 2월: 인하대학교 전기공학과 졸업(공학사).
 1977년 2월: 서울대학교 대학원 전자공학과 졸업(공학석사).
 1981년 2월: 일본 Keio대학 전기공학과 졸업(공학박사).
 1981년 2월~8월: Aloka(주) 연구소 연구원.
 1981년 9월~현재: 중앙대학교 전자공학과 교수
 <연구분야> 적외선 신호처리, 컴퓨터 시각, 영상 압축 및 영상 처리 등임.