

표적의 자세 변화를 고려한 계측 레이더의 비콘 추적 성능 분석

An Analysis of Instrumentation Radar's Beacon Tracking Performance Considering a Target Attitude

류 충 호*	예 성 혁*	황 규 환*	서 일 환*
Chung-Ho Ryu	Sung-Hyuck Ye	Gyu-Hwan Hwang	Il-Hwan Seo

Abstract

Instrumentation radar in a test range has an important role to measure target's TSPI(time, space, position, information). It is well known that it tracks a target stably using a beacon mode. But it may fail to track a target in a certain region using a beacon mode.

In this paper, we modeled a simple missile shape similar to ATCMS with two beacon antenna and analyzed an antenna radiation pattern using MLFMM(Multi Level Fast Multipole Method) method. Using the analyzed result of the radiation pattern of the antenna and the attitude data of target, we simulated beacon tracking performance of an instrumentation radar. As a result of simulation, we showed that an instrumentation radar may lose the target because it tracks a null area of the beacon antenna pattern.

Keywords : Instrumentation Radar, Beacon Tracking, MLFMM(Multi Level Fast Multipole Method), Antenna Gain

1. 서론

시험장(test range)에서 수행되는 비행시험 시 계측 레이더(instrumentation radar)의 역할은 표적을 추적하여 시공간위치정보를 제공하는데 있다.

계측 레이더가 비행 표적을 추적하는 방식은 스킨 추적(skin tracking) 방식과 비콘 추적(beacon tracking) 방식으로 나눌 수 있다. 스킨 추적은 계측 레이더가

전자파 신호를 표적에 조사하여 반사되는 신호를 추적하는 것이고, 비콘 추적은 표적에 비콘 송수신기를 탑재하여 이로부터 송신되는 약속된 신호를 추적하는 방식이다.

일반적으로 장거리 또는 저고도로 비행하는 유도무기 체계의 성능 평가 시험 시, 계측 레이더는 비콘 추적 방식으로 운용된다. 이는 계측 레이더의 추적 기능을 보강하고 비행궤적 자료에 대한 정확도의 유지 및 비상시에 사용할 수 있는 제어 신호를 포함하는데 적합하기 때문이다. 또한 스킨 추적에 비해 안정적으로 표적을 추적하는 것으로 알려져 있다^[1]. 그러나 계측 레이더가 비콘 추적을 하더라도 특정 구간에서 표적

† 2010년 2월 19일 접수~2010년 5월 10일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 류충호(chryu74@add.re.kr)

을 추적하지 못하는 상황이 발생하기도 한다. 이는 표적의 자세 변화로 인해 계측 레이더가 비콘 안테나의 전자파 방사 패턴의 널(null) 부근을 추적해서 발생하는 것으로 추정해왔으나 명확한 근거를 제시할 수 없었다. 유도무기 체계와 같은 대형 구조물에 비콘 송수신 안테나를 장착하였을 때 안테나 패턴에 대한 해석 결과를 필요로 하기 때문이다.

실제 표적에 장착된 안테나 패턴을 해석하기 위해서는 대형 구조물을 설치할 수 있는 전자파무반향실(radio anechoic chamber)에서 측정해야 하지만 국내에는 시설이나 장비가 미비한 실정이다^[2].

그러므로 전자파무반향실에서 안테나 패턴을 측정하는 대신 맥스웰(Maxwell) 방정식 기반의 전자기 계산(CEM : Computational Electro Magnetic)을 사용하여 안테나 패턴을 해석해야 한다. CEM 방식은 주로 안테나 설계나 낮은 주파수에서의 산란 현상 분석에 적용되었지만 대형 구조물에 대한 해석은 계산량의 증가로 사실상 어려웠다. 최근에 들어서야 컴퓨터 하드웨어 기술의 비약적인 발전으로 인해 중앙처리장치의 연산 속도 증가와 대용량 메모리의 적용이 가능해졌으며, 이를 바탕으로 full-wave 방식의 계산인 MoM(Method of Moment) 기반의 MLFMM 방식을 이용하여 대형 구조물에 대한 안테나 패턴 해석이 가능하게 되었다.

본 논문에서는 계측 레이더의 비콘 추적 성능을 분석하고자 상용 소프트웨어인 FEKO를 이용하여 간단한 형상의 미사일과 여기에 장착될 비콘 송수신용 안테나를 모델링하여 MLFMM 방식으로 방사 패턴을 해석하였다.

또한 안테나 패턴 해석 결과를 이용하여 계측 레이더가 비콘 추적 방식으로 모의 미사일 표적을 추적하였을 때, yaw, pitch, roll 방향의 자세 변화를 고려한 비콘 추적 성능을 분석하였다.

2. 대형 구조물의 안테나 패턴 해석

계측 레이더의 비콘 추적 성능을 분석하기 위해서는 추적의 대상이 되는 유도무기체계의 형상을 모델링해야 한다. 국내에서 개발 중인 유도무기체계의 형상에 대해서는 알려진 바가 없으므로 미국에서 개발되어 국내에 도입된 ATCMS(Army Tactical Missile System) 미사일을 참고로 하였다.

ATCMS는 길이가 약 4000mm이고, 직경이 607mm이다. ATCMS의 실 제원에 맞추어 미사일 형상을 원통(cylinder)과 원뿔(cone)의 결합체로 단순화하여 모델링하였다. 또한 미사일에 장착되는 역-F 안테나(invert-F antenna)도 간단히 모델링하여 Fig. 1에서 보는 바와 같이 실물과 유사하게 위치시켰다.

역-F 안테나는 모든 방향에 대해 신호를 송수신할 수 있는 방사패턴을 생성하는데 적합하며 시험 환경 및 미사일 장착에 유리한 것으로 알려져 있다^[2].

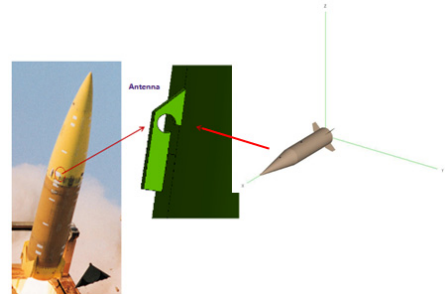


Fig. 1. 미사일 및 비콘 안테나 모델링

비콘 안테나가 미사일에 장착되기 전, 비콘 안테나 자체에 대한 빔 방사 패턴 해석 결과는 Fig. 2와 같다.

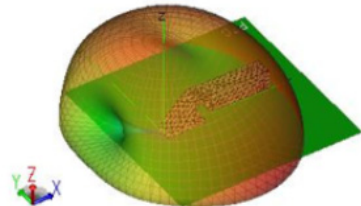


Fig. 2. 비콘 안테나 빔 방사 패턴

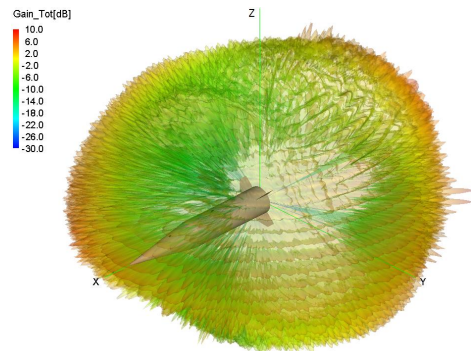


Fig. 3. 안테나 패턴 해석 결과

간단한 형상을 가진 미사일 표적에 비콘 안테나를 장착하고 MLFMM 방식으로 안테나 빔 방사 패턴을 해석한 결과는 Fig. 3과 같다.

안테나 패턴 해석 결과는 ASCII 원시자료의 형태로 획득가능하며 방위각 ϕ , 고각 θ 방향에 대한 E-Plane와 H-Plane의 이득을 포함하고 있다.

$\phi=0^\circ, 90^\circ$ 이고 $\theta=-180^\circ \sim +180^\circ$ 일 때의 E-Plane와 H-Plane의 크기를 Fig. 4와 Fig. 5에 각각 나타내었다.

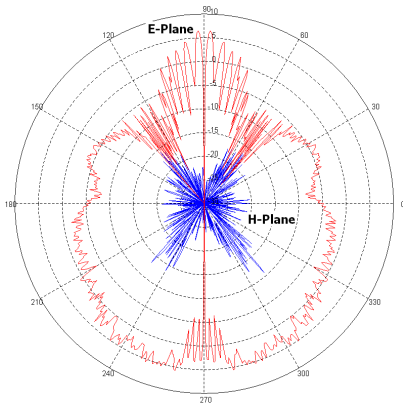


Fig. 4. $\phi=0^\circ$ 일 경우

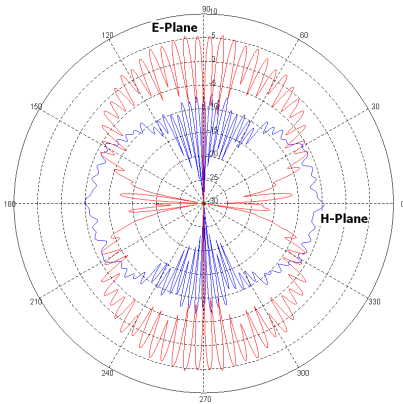


Fig. 5. $\phi=90^\circ$ 일 경우

3. 레이더방향 벡터

표적을 기준으로 계측 레이더 방향의 비콘 안테나 이득을 알기 위해서는 ϕ 와 θ 를 결정해야 한다. ϕ 와 θ 는 Fig. 6에 표시된 레이더 방향 벡터 V_{trXYZ} 를 이용하여 식 (1)과 식 (2)로부터 계산될 수 있다.

$$\phi = \cos^{-1}\left(\frac{x}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \quad (1)$$

$$\theta = 90 - \tan^{-1}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2+y^2}}\right) \quad (2)$$

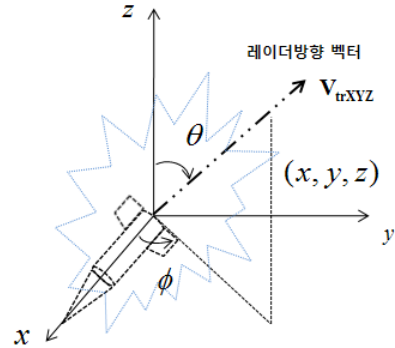


Fig. 6. 레이더 방향 안테나 이득

표적의 위치는 레이더를 기준으로 한 ENU(East North Up) 직교 좌표계 위의 한 지점으로 나타낼 수 있으며 Fig. 7에서 보는 바와 같이 E 방향으로 누워 있을 때 자세변화가 없는 것으로 가정한다.

이때 표적을 정의한 직교 좌표계의 x, y, z 축의 방향은 각각 East, North, Up방향이 된다.

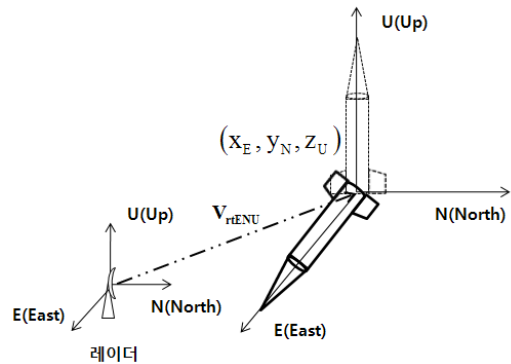


Fig. 7. 레이더 기준 ENU 직교좌표계에서 표적방향 벡터

고정된 위치에 있는 레이더 기준의 ENU 직교좌표계에서 표적의 ENU 직교 좌표계 중심까지의 벡터는 V_{rtENU} 이며, East, North, Up 방향의 단위 벡터 u_x, u_y, u_z 를 이용하여 나타내면 식 (3)과 같다.

$$\mathbf{V}_{rtENU} = x_E \mathbf{u}_x + y_N \mathbf{u}_y + z_U \mathbf{u}_z \quad (3)$$

반대로 표적 기준의 레이더방향 벡터 \mathbf{V}_{trENU} 는 \mathbf{V}_{rtENU} 와 방향이 반대가 되므로 식 (4)가 된다^[3].

$$\mathbf{V}_{trENU} = -\mathbf{V}_{rtENU} \quad (4)$$

비행 표적의 자세가 변할 경우, 표적 기준의 ENU 직교 좌표계에서 각각의 방향에 대한 단위 벡터는 East, North, Up 방향과 다르게 된다. 이를 일치시키기 위해서는 표적의 자세 변화에 따른 회전행렬 \mathbf{R}_{YPR} 을 계산해야 한다.

즉 표적 기준의 레이더방향 벡터 \mathbf{V}_{trXYZ} 에 표적의 자세 변화에 따른 회전행렬 \mathbf{R}_{YPR} 를 곱한 식 (5)로부터 \mathbf{V}_{trENU} 가 계산되며, \mathbf{V}_{trXYZ} 는 식 (6)이 된다^[3].

$$\mathbf{V}_{trENU} = \mathbf{R}_{YPR} \mathbf{V}_{trXYZ} \quad (5)$$

$$\mathbf{V}_{trXYZ} = \mathbf{R}_{YPR}^{-1} \mathbf{V}_{trENU} \quad (6)$$

가. \mathbf{V}_{trENU} 계산

표적이 비행할 때 기준이 되는 좌표계는 일반적으로 WGS84 지리 좌표계를 사용하며 시간에 대한 위도, 경도, 고도로 표현된다. WGS84 지리 좌표계는 지구의 장반경(radius of semi-major axis) a 가 6,378,137m 이고, 단반경(radius of semi-minor axis) b 가 6,356,752.3142m 인 타원체(ellipsoid)로 가정한다^[4].

WGS84 지리 좌표계로 표시된 표적의 비행 궤적상의 임의의 지점 (λ, ψ, h) 은 식 (7)을 이용하여 지구중심 지구고정(ECEF : Earth Centered Earth Fixed) 직교 좌표계로 변환될 수 있다^[4,5].

$$\mathbf{P}_t = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (h+N)\cos\lambda\cos\psi \\ (h+N)\cos\lambda\sin\psi \\ (h+(1-e^2)N)\sin\lambda \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서 N 은 황곡률 반경(radius of curvature in the prime vertical), e 는 타원체 이심률(eccentricity) 그리고 f 는 타원체 편평도(flatness)를 각각 의미하며 식 (8)~식 (10)으로 정의된다.

$$N(\lambda) = \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2(\lambda)}} \quad (8)$$

$$e = \sqrt{f(2-f)} = 8.1819191 \times 10^{-2} \quad (9)$$

$$f = \frac{a-b}{a} = 3.3528107 \times 10^{-3} \quad (10)$$

레이더 기준의 ENU 직교 좌표계에서 표적까지의 벡터 \mathbf{V}_{rtENU} 는 ECEF 직교 좌표계에서 표시된 표적의 위치 \mathbf{P}_t 와 계측 레이더의 위치 \mathbf{P}_r 과의 차이에 식 (11)의 회전행렬 \mathbf{R}_{WGS}^T 를 곱하여 식 (12)와 같이 계산된다^[5].

$$\mathbf{R}_{WGS}^T = \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ -\cos(\psi)\sin(\lambda) & -\sin(\lambda)\sin(\psi) & \cos(\lambda) \\ \cos(\lambda)\cos(\psi) & \cos(\lambda)\sin(\psi) & \sin(\lambda) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{V}_{rtENU} = \begin{bmatrix} x_E \\ y_N \\ z_U \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{WGS}^T (\mathbf{P}_t - \mathbf{P}_r) \quad (12)$$

나. \mathbf{R}_{YPR} 계산

표적의 자세변화에 따른 회전행렬 \mathbf{R}_{YPR} 를 계산하려면 yaw, pitch, roll에 대한 정의가 필요하다. 본 논문에서는 yaw를 Fig. 8에서 보는 바와 같이 진북(true north) 기준 표적의 발사 방향각 α 를 기준축으로 시계 방향의 회전각 ξ 로 정의한다.

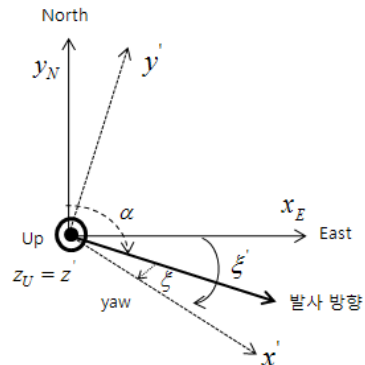


그림 8. yaw 방향 회전

yaw 방향으로 회전 후 East, North, Up은 각각 x', y', z' 축이 된다. 따라서 x', y' 축을 East, North 방향과 일치시키기 위해서는 yaw 방향의 회전 각도는 ξ' 이 되어야 하며 식 (13)과 같다. 이에 따른 회전 행렬 R_Y 는 식 (14)가 된다.

$$\xi' = \alpha + \xi - 90 \quad (13)$$

$$R_Y = \begin{bmatrix} \cos(\xi') & \sin(\xi') & 0 \\ -\sin(\xi') & \cos(\xi') & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

pitch는 Fig. 9에서 보는 바와 같이 x', y', z' 축을 y' 축에 대하여 시계 방향으로 회전한 각도 η 이며 x' 축을 기준으로 그 값을 정의한다.

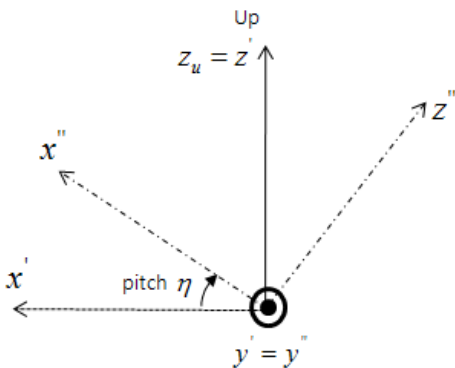


Fig. 9. pitch 방향 회전

pitch 방향 회전 후 x', y', z' 축은 x'', y'', z'' 축이 된다. 따라서 x'', z'' 축을 x', z' 축과 일치시키기 위해서는 pitch 방향 회전 각 η 만큼 회전하면 되므로 회전 행렬 R_P 는 식 (15)가 된다.

$$R_P = \begin{bmatrix} \cos(\eta) & 0 & -\sin(\eta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\eta) & 0 & \cos(\eta) \end{bmatrix} \quad (15)$$

roll은 Fig. 10에서 보는 바와 같이 x'', y'', z'' 축을 x'' 축에 대하여 시계 방향으로 회전한 각 ζ 로 정의한다.

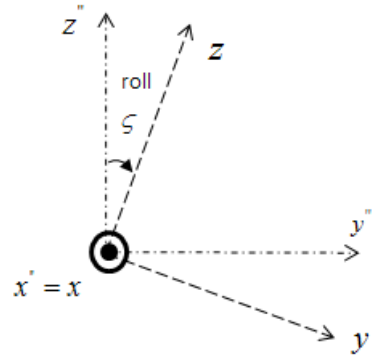


Fig. 10. roll 방향 회전

roll 방향 회전 후 x'', y'', z'' 축은 x, y, z 축이 된다. 여기서 미사일 형상이 배꼽선 정렬을 했을 때 roll 값을 0으로 설정한다고 가정하면, 정렬을 위해 회전한 roll 각도 ζ_{bias} 를 고려해야 한다.

따라서 y, z 축을 y'', z'' 축과 일치시키기 위해서는 roll 방향 회전 각 ζ' 이 되어야 하며 식 (16)과 같다. 이에 따른 회전 행렬 R_R 는 식 (17)이 된다.

$$\zeta' = \zeta + \zeta_{bias} \quad (16)$$

$$R_R = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\zeta') & \sin(\zeta') \\ 1 & -\sin(\zeta') & \cos(\zeta') \end{bmatrix} \quad (17)$$

R_Y, R_P, R_R 로 부터 R_{YPR} 는 각각의 방향에 대한 회전 행렬의 곱인 식 (18)과 같다. 또한 R_{YPR} 는 orthogonal 하므로 식 (19)가 된다^[3,6].

$$R_{YPR} = R_Y R_P R_R \quad (18)$$

$$R_{YPR}^{-1} = R_{YPR}^T \quad (19)$$

4. 계측 레이더의 비콘 추적 성능 시뮬레이션

계측 레이더의 비콘 추적 성능을 분석하기 위해서 간단한 형상을 가진 미사일 표적의 비행 궤적을 Fig. 11과 같이 생성하였다. 위도와 경도방향에서 2차함수

를 이용하여 임의의 직선궤적으로 나타내었으며, 시간에 대한 고도는 상승 후 일정 구간을 비행하다가 감소하도록 나타내기 위해 5차 함수를 이용하였다. 발사 후 A지점을 통과할 때 고도의 변화를 주었으며, B지점에서 C지점까지 비행하는 동안의 고도 변화는 크지 않다. 미사일이 목표지점을 타격하는 시점은 C지점을 통과한 후로 가정하였다.

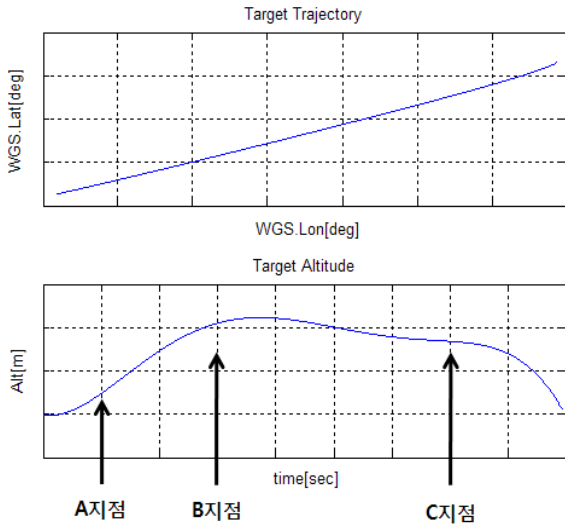


Fig. 11. 미사일 표적의 비행 경로

미사일 표적의 자세변화는 Fig. 12와 같이 정의하였다.

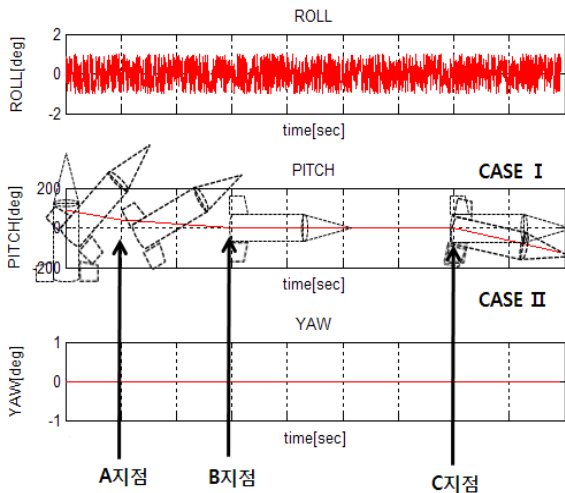


Fig. 12. 미사일 표적의 roll, pitch, yaw 변화

yaw 방향의 변화는 없는 것으로 하였으며, 이는 미사일이 초기 발사 방향을 계속해서 유지하는 것을 의미한다. roll은 $-1^\circ \sim +1^\circ$ 에서 균일 분포(uniform distribution)를 이루며 무작위로 변하는 것으로 하였다. pitch는 Fig. 12에서 보는 바와 같이 발사 초기 90° 에서 자세를 바꾼 후, A지점에서 pitch를 한 번 더 낮추기 시작하여 B지점을 지나면서부터 0° 로 비행하게 된다. 즉 수평자세로 비행을 하다가 C지점에서 수평자세 그대로 낙하하는 경우(case I)와 pitch가 일정한 기울기를 가지면서 점점 감소하는 경우(case II)로 구분하였다.

Fig. 11의 비행 궤적으로 Fig. 12의 자세변화를 하며 미사일이 비행을 할 때, 임의의 지점에 위치한 계측 레이더방향 ϕ 와 θ 의 변화는 식 (1)과 식 (2)를 이용하여 계산할 수 있으며 Fig. 13과 같다.

Fig. 13에서 보는 바와 같이 A지점과 B지점 사이에서는 방위각 ϕ 가 80° 에서 180° 로 완만하게 증가하고 있다. B지점과 C지점 사이에서는 수평비행을 하는 구간이므로 ϕ 와 θ 의 변화는 크지 않다. C지점 이후 구간에서는 case II의 경우 고각 θ 가 100° 부근에서 급격히 증가함을 알 수 있다.

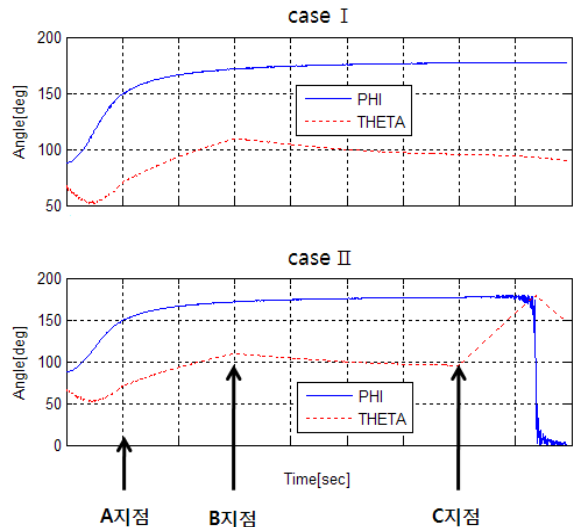


Fig. 13. case I, II에서 ϕ, θ 변화

표적이 비행하는 동안 ϕ 와 θ 가 변화에 대한 간단한 형상을 가진 미사일 표적에 장착된 비콘 안테나 이득의 변화는 Fig. 14와 같다. Fig. 14에 case I, case II의 경우에 대한 결과를 함께 표시하였다.

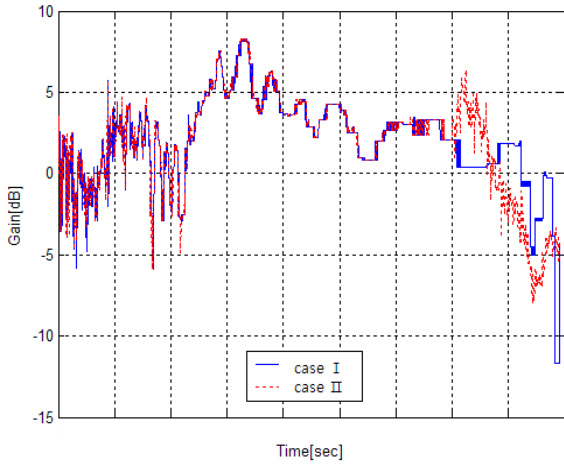


Fig. 14. 표적의 비콘 안테나 이득 변화

비콘 송수신 안테나 이득의 변화에 따른 계측 레이더의 비콘 수신 신호 상태는 신호대잡음비로 표현된다. 레이더의 비콘에 대한 신호대잡음비는 식 (20)로부터 구해진다.^[1,7]

$$S/N = \frac{P_B G_{TB} G_R \lambda^2 \tau_B}{(4\pi)^2 R^2 L k T_s} \quad (20)$$

- 여기서, P_B [Watt] : 비콘 송신기의 침투 전력
- G_{TB} [dB] : 표적 방향 비콘 송신 안테나 이득
- G_R [dB] : 레이더 안테나 이득
- λ [m] : 레이더 파장
- τ_B : 비콘 펄스 폭
- R [m] : 레이더와 표적사이의 거리
- k [J/deg.] : 볼츠만 상수
- T_s : 시스템 잡음 온도
- L [dB] : 레이더 비콘 추적시 손실

식 (20)을 dB 단위로 표현하면 식 (21)이 된다.

$$(S/N)_{dB} = P_B(dB) + G_{TB} + G_R + 2 \times \lambda(dB) + \tau_B(dB) - 21.98 - 2 \times R(dB) - L(dB) - kT_s(dB) \quad (21)$$

case I, case II에 대해 식 (21)을 이용하여 신호대잡음비를 계산하였다. 또한 비콘 안테나의 이득이 2dB로 일정할 경우(case 0)도 고려하였다. 계측 레이더

의 비콘 추적 시뮬레이션을 위한 입력 변수 값은 Table 1과 같다.

Table 1. 시뮬레이션을 위한 입력 변수 값

항목	입력값	비고
P_B	200W	
G_{TB}	2dB	Case 0 경우
G_R	45dB	
λ	3cm	
τ_B	0.5 μ s	
T_s	3400 $^\circ$ K	
L	11.5dB	대기 감쇄, 편파손실 등

각각의 경우에 대해 거리에 대한 신호대잡음비의 변화는 Fig. 15와 같다.

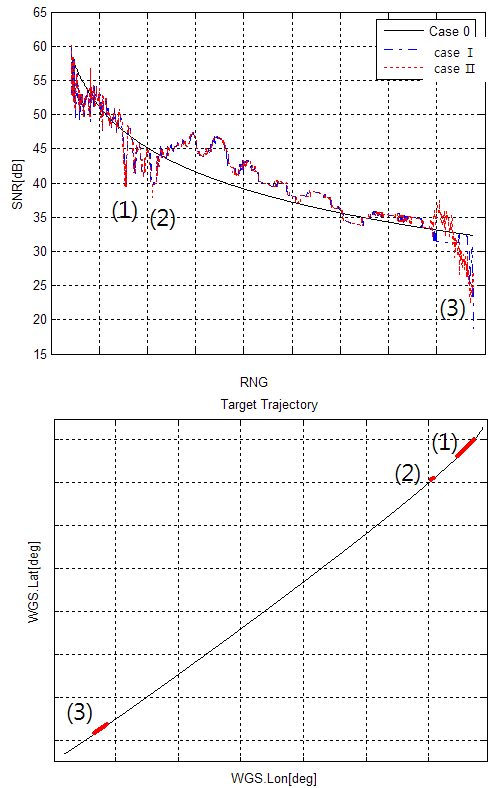


Fig. 15. case 0, I, II에서 SNR 변화 및 계측 레이더 추적 위험구간 설정 결과

신호대잡음비를 계산한 결과를 바탕으로 case II 상황에서 신호대잡음비가 급감한 구간을 Fig. 15에 비행 궤적과 함께 나타내었다.

Fig. 15에서 보는 바와 같이 비콘 안테나의 이득이 일정한 case 0의 경우, 표적의 거리가 멀어지므로 신호대잡음비는 거리의 제곱에 반비례하며 감소한다. 그러나 case II의 경우, 목표지점 타격을 위해 pitch를 변화한 후 신호대잡음비는 비콘 안테나의 이득의 변화로 인해 급격히 감소하는 구간이 발생하였다. 이러한 구간에서는 신호대잡음비의 감소로 인해 계측 레이더가 추적 게이트 내에 있는 표적을 순간적으로 놓칠 수 있음을 의미한다. 또한 case I과 같이 pitch의 변화가 없음에도 불구하고 신호대잡음비가 감소하는 구간이 나타났는데 이는 자세 변화 이외에도 표적의 위치에 따라 비콘 안테나 이득 감소가 발생할 수 있음을 보여준다고 할 수 있겠다.

5. 결론

본 논문에서는 계측 레이더가 비콘 안테나를 장착한 간단한 형상을 가진 미사일 표적을 추적했을 때의 비콘 추적 성능을 분석하였다. 일반적으로 비콘 추적이 스킨 추적에 비해 안정적으로 표적을 추적하는 것은 알려져 있지만 표적의 자세 변화나 특정 구간에서 계측 레이더의 신호대잡음비가 10dB이상 감소하는 구간이 발생할 수 있음을 시뮬레이션을 통해 제시하였다.

향후 실제 비행시험이 이루어지기 전에 표적의 예

상 비행궤적과 자세변화를 바탕으로 실제 표적에 대한 안테나 패턴 해석 결과를 적용한다면 계측레이더의 추적 위험 구간을 설정하고 이에 대한 대비책을 수립하여 추적성능을 향상시키는데 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

Reference

- [1] 예성혁, 서일환, 박종민, 홍우선, 전창기, “RIR-778X의 비콘 추적”, 국방과학연구소, DSTC-509-980425, pp. 1~2, 1998.
- [2] 신석현, “역-F 안테나의 3차원 방사패턴 분석”, 국방과학연구소, ADDR-425-070607, pp. 1~2, 2007.
- [3] Willie D. CarawayIII, “A Method for the Determination of Target Aspect Angle with Respect to a Radar”, US Army Missile Command, Technical Report RD-MG-96-32, pp. 3~8, April 1996.
- [4] 박종근, “안홍시험장 좌표체계 변환기법 연구”, 국방과학연구소, DSTC-408-000409, p. 13, 2000.
- [5] 2007 Portland Aerospace Society, “Conversion of Geodetic Coordinates to the Local Tangent Plane”, p. 3, 2007
- [6] Yakov. D. Shirman, “Computer Simulation of Aerial Target Radar Scattering, Recognition, Detection, and Tracking”, Artech House, pp. 12~13, 2002.
- [7] Byron Edde, “Radar Principles, Technology, Applications”, Prentice Hall, pp. 178~181, 1993.