

전투기 레이더 측정 특성을 고려한 추적정확도 분석

Analysis of Tracking Accuracy with Consideration of Fighter Radar Measurement Characteristics

서 정 직

Jeongjik Seo

요 약

본 논문은 전투기 레이더의 표적 추적정확도(추적오차)를 분석하는 방법에 대한 연구이다. 레이더 측정 시 발생하는 측정오차, 탐지실패, radar cross section(RCS) 요동은 측정 품질을 열화시키며, 이는 추적정확도에 영향을 미치는 요인이 될 수 있다. 따라서 정확한 추적성능분석을 위해 이러한 레이더 측정 특성을 고려하는 것이 필요하다. 본 논문에서는 측정오차, 탐지확률, RCS 요동과 같은 레이더 특성을 복합적으로 활용하여 추적정확도를 분석하는 방법에 대해서 제안한다. 제안한 분석 방법을 활용한 실험을 통해 탐지확률과 RCS 요동에 의한 추적정확도 열화를 확인할 수 있었다.

Abstract

This study analyzes the tracking accuracy(tracking errors) of fighter radar. Measurement error, detection failure, and radar cross section(RCS) fluctuation in radar measurements degrade the measurement quality and hence affect the tracking accuracy. Therefore, these radar measurement characteristics need to be considered when analyzing the tracking accuracy. In this paper, a method for analyzing the tracking accuracy is proposed; this method considers the detection error, detection probability, and RCS fluctuation. Results from experiments conducted with the proposed method show that the detection probability and RCS fluctuation affect tracking accuracy.

Key words: Radar Tracking, Kalman Filter, Tracking Performance Analysis, Active Electronically Scanned Array.

I. 서 론

레이더의 정확한 표적 탐지와 추적은 임무수행과 아군 보호를 위해 중요한 요소이다. 표적의 정확한 상태를 알기 위해서는 높은 추적정확도가 요구된다. 하지만 표적의 가속도 변화, 급격한 기동, 레이더의 표적 탐지 실패, 측정오차 등이 추적을 어렵게 한다^[1].

추적성능에 영향을 미치는 요소 중 측정오차는 열잡

음, 글린트(Glint) 효과 등 다양한 요인에 의해 발생된다. 이 중 열잡음에 의한 측정오차는 신호대잡음비(SNR)에 의해 결정된다. 또한 표적의 radar cross section(RCS)의 시간에 따른 요동은 SNR의 요동으로 이어지며, 이로 인해 레이더 오차 성분의 요동이 발생하게 된다. 이러한 측정값의 품질 저하 요소는 표적의 정확한 추적을 방해하는 요소로 작용할 수 있다. 측정오차와는 별도로 표적 탐지 실패 시 레이더의 추적기는 측정값을 활용한 추적필터

국방과학연구소(Agency for Defense Development)

· Manuscript received June 25, 2018 ; Revised July 26, 2018 ; Accepted August 14, 2018. (ID No. 20180625-068)

· Corresponding Author: Jeongjik Seo (e-mail: jjseo@add.re.kr)

갱신을 수행하지 못한다. 따라서 표적 탐지에 성공할 때까지 추적갱신이 늦어지므로 추적성능이 저하될 수 있다.

실제 환경에서 추적성능계측에는 실험적기와 레이더 운용에 많은 비용이 소모된다. 따라서 사전에 예측되는 추적성능을 분석하는 것이 효율적이다. 이를 위해서는 실제와 유사한 환경을 모의하여 추적시뮬레이션을 수행하는 것이 필요하다.

기존에 다양한 추적분석방법이 제시되었다. 참고문헌 [2]~[4]에서는 추적성능분석을 위해 측정오차의 표준편차(추정정확도)를 고정된 값으로 설정하고, Monte-Carlo 실험을 수행하였다. 하지만 이는 SNR을 고려하지 않은 측정오차이며, 탐지실패로 인한 측정값 손실도 고려되지 않았다. 반면 탐지실패로 인한 측정값 손실을 고려한 방법도 제안되었다^[5]. 하지만 특정시간 동안 측정값이 들어오지 않도록 설정한 것으로 실제 레이더 측정특성과 다르다. 참고문헌 [6]의 방법과 같이 실제 측정데이터를 활용한 것이 가장 확실하나, 이는 개발 단계에 추적성능을 예측하는데 활용할 수 없다. 참고문헌 [7]에서는 Swerling case 1의 표적을 가정한 분석방법을 제안하였다. 탐지확률과 측정오차를 평균 RCS와 Swerling 모델을 적용한 수식으로 모델링하였다. 따라서 모든 스캔에 대해 탐지확률과 추정정확도가 동일하다. 하지만 실제 상황에서는 매 스캔마다 RCS가 변화하고, 이에 따라 탐지확률과 탐지오

차가 변화하게 된다.

본 논문에서는 전투기 AESA 레이더에서 측정오차, 탐지확률, RCS 요동을 복합적으로 고려한 추적정확도 분석 방법에 대해 기술한다. RCS 요동에 의해 변하는 표적신호의 SNR을 고려하여 측정오차를 생성하고 탐지확률을 계산하여 이를 추적정확도 계산에 활용한다. 또한 통계적 결과를 얻기 위해 Monte-Carlo 방법을 사용하였다. 제안한 추적분석방법과 기존 방법을 비교하여 탐지확률과 RCS 요동에 따른 추적정확도 영향에 대해 분석하였다. 본 논문에서 제시하는 추적정확도 분석 방법에 대하여 2장에서 자세히 기술하며, 3장에서는 실험결과를 제시하며, 4장에는 결론을 도출한다.

II. 추적오차분석방법

본 논문에서는 전투기 레이더의 공대공 표적 추적상황에서의 추적오차를 통계적으로 분석하는 것을 목표로 한다. 이를 위한 추적성능분석방법의 전체구조는 그림 1과 같다. 먼저 사전에 설정된 파라미터로 항공기(ownship)와 표적기(target)의 정보로 구성된 시나리오 정보가 필요하다(scenario). 시나리오 정보는 각 측정시간에 대해 항공기와 표적기의 정보를 포함한다. 항공기의 위치, 속도, 가속도 정보와 표적기의 위치, 속도, 가속도, Swerling 모델, 평균 RCS 정보가 이에 포함된다. 또한 안테나와 파형정보

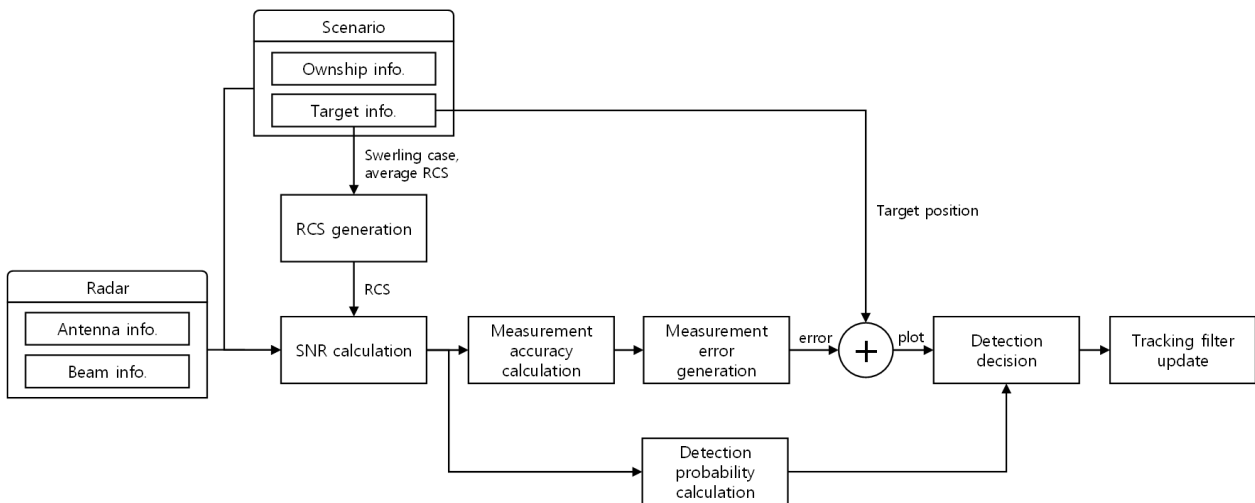


그림 1. 추적성능분석방법 구성
Fig. 1. Framework of tracking performance analysis.

등의 레이다 정보가 정의되어야 한다(radar). 안테나 이득, 최대송신전력, 손실, pulse repetition interval(PRI), 펄스폭, 펄스수 등이 이에 포함된다. 본 추적성능분석 방법에 활용되는 변수들은 2-1장에서 2-6장까지 알고리즘 설명과 함께 상세화한다.

그림 1에 기술된 추적성능분석 방법의 절차는 다음과 같다. 먼저 사전에 정의된 시나리오 정보를 활용하여 Swerling 모델에 따라 변하는 RCS를 계산한다(RCS generation). 다음으로 생성된 RCS와 레이다 정보를 활용하여 signal-to-noise ratio(SNR)을 계산한다(SNR calculation). SNR에 따른 레이다의 측정정확도(표준편차)를 거리, 각도에 대해 계산한다(measurement accuracy calculation). 계산된 측정정확도를 활용하여 측정오차를 랜덤하게 생성한다(measurement error generation). 이렇게 생성된 측정오차와 실제 표적기의 위치를 더하여 측정값을 생성한다. 측정값을 추적필터갱신에 활용하기에 앞서서 SNR에 따른 탐지확률을 우선적으로 계산한다(detection probability calculation). 탐지확률에 따라 탐지에 성공하거나 실패할 수 있으며, 성공하는 경우에는 추적필터 갱신이 수행되나, 탐지에 실패하는 경우에는 추적필터를 갱신하지 못한다(detection decision, tracking filter update). 위 과정은 한 스캔에 대해서 수행되며, 모든 스캔에 대해 반복적으로 수행하여 한 번의 비행에 대한 추적결과를 얻을 수 있다. 동일한 시나리오에서 여러 번 반복하는 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통해 최종적으로 추적성능을 얻는다.

2장의 나머지 부분에서 그림 1의 각 블록에 대해 설명한다. 2-1장에서는 RCS 생성, 2-2장에서는 SNR 계산, 2-3장은 측정정확도 계산, 2-4장에서는 탐지확률 계산, 2-5장에서는 탐지 여부 결정에 관해 기술한다. 마지막으로 2-6장에서 추적필터 업데이트에 관한 내용을 기술한다.

2-1 RCS 생성

표적의 RCS 요동 모델링을 위해 Swerling 모델을 활용한다. Swerling 모델은 표적의 RCS를 상수가 아닌 랜덤변수로 정의한다. 이때 랜덤변수의 분포는 chi-square 분포를 따른다. chi-square 분포는 DoF개의 독립적인 정규분포의 제곱의 합으로 정의된다. 각 Swerling case는 degrees of freedom(DoF)이 다르다. Swerling case 1, case 2는 DoF가

2이고, Swerling case 3, case 4는 DoF가 4인 경우이다. Case 1, case 3은 한 스캔 내에서는 RCS가 상수로 변하지 않는다고 보고, case 2, case 4는 매 펄스마다 RCS가 변한다고 본다. Swerling case 0/5는 RCS가 상수인 경우로 DoF가 무한대이다. 본 논문에서는 한 스캔 동안 RCS가 변하지 않는 case 1과 case 3, case 0/5를 관심대상으로 한다.

Swerling case 1의 경우, DoF=2, RCS는 한 스캔 내에서 상수이다. 다음과 같은 공식으로 RCS를 모델링할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 RCS_k &= \overline{RCS} \times \frac{1}{2} [(\eta_k^1)^2 + (\eta_k^2)^2], \\
 \eta_k^1 &= w_1 \eta_{k-1}^1 + w_2 n, \\
 \eta_k^2 &= w_1 \eta_{k-1}^2 + w_2 n, \\
 w_1 &= \exp\left(-\frac{t_k - t_{k-1}}{T_c}\right), w_2 = \sqrt{1 - w_1^2}.
 \end{aligned} \tag{1}$$

여기서 k 는 현재 스캔을 나타내는 값이며, n 은 표준정규 분포를 따르는 난수, \overline{RCS} 는 평균 RCS이다. T_c 는 RCS의 correlation time을 의미한다. w_1 은 time correlation을 반영하기 위해 지수형태로 표현하였다. 이전시간(t_{k-1})과 현재시간(t_k) 간의 차이가 0일 때 1이고, 차이가 증가할 때 값이 점점 작아지게 된다. 따라서 이전시간과 현재시간의 차이가 없을 때 RCS는 이전시간의 RCS 값을 그대로 가지게 되고 시간차이가 증가함에 따라 RCS 값의 변화가 커지게 된다. 여기서 w_2 는 $(w_1)^2 + (w_2)^2 = 1$ 을 만족하도록 구한 것이다.

Swerling case 3의 경우, DoF=4, RCS는 한 스캔 내에서 상수이다. Swerling case 1과 동일한 방식으로 time correlation을 고려해 주면 되나, DoF가 4인 것을 반영하여 정규 분포를 따르는 난수를 4개로 늘리면 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$\begin{aligned}
 rcs_k &= \overline{rcs} \times \frac{1}{4} [(\eta_k^1)^2 + (\eta_k^2)^2 + (\eta_k^3)^2 + (\eta_k^4)^2], \\
 \eta_k^1 &= w_1 \eta_{k-1}^1 + w_2 n, \\
 \eta_k^2 &= w_1 \eta_{k-1}^2 + w_2 n, \\
 \eta_k^3 &= w_1 \eta_{k-1}^3 + w_2 n, \\
 \eta_k^4 &= w_1 \eta_{k-1}^4 + w_2 n.
 \end{aligned} \tag{2}$$

위에서 설명한 방식을 활용하여 Swerling case 1과 case 3에 대해 RCS 요동 모델링을 할 수 있다.

2-2 SNR 계산

SNR은 다음의 레이더 방정식을 활용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$SNR = \frac{P_t G_t G_r \lambda^2 N_p \tau}{(4\pi)^3 k_B T_0 F_n L R^4} RCS_k, \quad (3)$$

여기서 P_t 는 안테나 최대송신전력, G_t 는 송신이득, G_r 는 수신이득, λ 는 파장(wavelength), N_p 는 펄스 수, τ 는 펄스폭, k_B 는 볼츠만 상수($=1.38e-23$), T_0 는 기준온도($=290$), F_n 는 Noise figure를 의미한다. L 은 모든 손실들을 합친 것이다. L 은 L_s 와 L_{at} 그리고 기타 손실을 더한 것으로, L_s 는 AESA 안테나 빔조각에 의한 손실, L_{at} 는 대기 손실을 의미한다. L_s 는 AESA 안테나의 각 소자 패턴의 영향과 안테나 유효 단면적을 같이 고려할 때 빔조각각(θ)에 대해 $L_s = 1/\cos^3\theta$ 로 정의된다^[8]. 대기 손실은 0.028 dB/km로 정의한다^[9].

2-3 측정정확도 계산 및 측정오차 생성

측정오차는 열잡음, 글린트 등에 의해 생성된다. 먼저 열잡음에 의한 측정정확도는 SNR에 대한 식으로 표현될 수 있다. 레이더가 측정하는 값은 거리와 각도 정보이며, 모노펄스 각도오차 측정방식을 사용한다고 할 때 AESA 레이더는 안테나 uv 좌표계에서 측정값을 얻는다. 거리(r), 각도(u, v)에 대한 측정오차의 표준편차는 다음과 같다^[10].

$$\begin{aligned} \sigma_r^n &= \frac{\Delta r}{k_r \sqrt{2SNR}}, \\ \sigma_u^n &= \sin\left(\frac{\theta_{3dB}^a}{k_m^u \sqrt{2SNR}}\right) \approx \frac{\theta_{3dB}^a}{k_m^u \sqrt{2SNR}}, \\ \sigma_v^n &\approx \frac{\theta_{3dB}^c}{k_m^v \sqrt{2SNR}}, \end{aligned} \quad (4)$$

본 논문에서는 측정오차의 표준편차를 측정정확도로 정의한다. 여기서 θ_{3dB}^a 와 θ_{3dB}^c 는 각각 방위방향, 고각방향 3 dB 빔폭(안테나 boresight 방향 조향 기준)을, Δr 은

거리 bin 크기를 의미한다. 모노펄스 각도 추정 방식에서 각도 오차는 작은 값이므로, 위 수식과 같이 근사가 가능하다($\sin(\theta) \approx \theta$). k_r, k_m^u, k_m^v 은 사전 설정 변수로 각각 1.81, 1.4, 1.4로 설정하였다.

글린트 효과로 인한 측정오차는 표적에 길이에 비례한다^[9]. 대부분의 항공기에서 글린트 효과에 의한 오차의 표준편차는 항공기 길이 L 에 대해 $[L/6, L/4]$ 범위 내로 나타난다^[9]. 본 논문에서는 글린트 오차를 중간 값인 $L/5$ 로 가정하여 다음과 같이 거리와 각도에 대한 오차의 표준편차를 정의한다.

$$\begin{aligned} \sigma_r^g &= \frac{L_r}{5}, \\ \sigma_u^g &= \frac{L_u}{5r}, \\ \sigma_v^g &= \frac{L_v}{5r}, \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 r 은 거리, L_r, L_u, L_v 는 각각 거리, u, v 방향 표적기의 길이이다.

열잡음에 의한 오차와 글린트 오차를 합치면 다음과 같이 측정정확도가 계산된다.

$$\begin{aligned} \sigma_r &= \sqrt{(\sigma_r^n)^2 + (\sigma_r^g)^2}, \\ \sigma_u &= \sqrt{(\sigma_u^n)^2 + (\sigma_u^g)^2}, \\ \sigma_v &= \sqrt{(\sigma_v^n)^2 + (\sigma_v^g)^2}, \end{aligned} \quad (6)$$

위에서 구해진 측정정확도를 활용하여 매 스캔마다의 측정오차를 생성할 수 있다. 각 오차 성분은 독립적인 정규분포를 따르며, 평균은 0, 표준편차는 각각 $\sigma_r, \sigma_u, \sigma_v$ 인 랜덤 변수로 가정한다. 이때 이 분포를 가지는 난수를 생성하여 각 스캔의 측정오차를 생성할 수 있다.

2.4 탐지확률 계산

Swerling case 1, 3의 경우에 한 스캔 내에서 RCS가 변화하지 않는다. 따라서 한 스캔 내에서는 Swerling case 0의 특성을 따르므로 이에 대한 탐지확률을 계산한다(매 스캔마다 변화된 RCS 값을 구하므로, Swerling 모델에 대한 고려는 RCS 계산을 통해 적용된다). 참고문헌 [9]의

2.2.1 장의 수식을 참고하면 탐지확률은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$P_d = \frac{1}{2} \operatorname{erfc}[\operatorname{erfc}^{-1}(2P_{fa}) - \sqrt{SNR}],$$

$$\operatorname{erfc}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_x^\infty e^{-t^2} dt. \quad (7)$$

여기서 P_{fa} 는 오경보 확률(false alarm probability)이다. 본 논문에서 P_{fa} 는 10^{-4} 으로 설정한다.

2-5 탐지 여부 결정

2-4장에서 구한 탐지확률 P_d 로 탐지 여부를 결정할 수 있다. 매 탐지시도마다 P_d 를 계산한 후 [0,1] 범위를 가지는 균등분포(uniform distribution)를 따르는 난수 u 를 생성한다. u 가 P_d 보다 작을 확률은 P_d 이므로 u 와 P_d 의 비교를 통해 다음 수식과 같이 탐지 여부를 결정할 수 있다.

$$d_k = \begin{cases} 1 & \text{if } P_d > u, \\ 0 & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (8)$$

여기서 d_k 는 탐지여부를 표현하는 변수로 1이면 탐지 성공, 0이면 탐지 실패를 의미한다.

2-6 추적필터 업데이트

추적성능분석을 위해 추적필터는 converted measurement Kalman filter(CMKF)를 활용하였으며, 공분산과 측정값 변환을 위해서 참고문헌 [4]의 방식을 사용하였다. 이때 측정값은 (r, u, v) 로 수신되며, 이를 north east down (NED) 좌표계로 변환하여 추적에 활용한다. 참고문헌 [11]의 discrete kalman filter의 예측과 갱신알고리즘을 적용하였다. 동역학 모델로는 constant velocity(CV) 모델을 활용하였다. 본 논문에서 사용한 전이행렬 A 와 공정잡음공분산 Q 는 다음과 같이 정의된다.

$$A = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$Q = q_{cv} \begin{bmatrix} \frac{T^4}{4} & \frac{T^3}{2} & & & & \\ & T^2 & 0 & 0 & & \\ & & \frac{T^4}{4} & \frac{T^3}{2} & & \\ 0 & 0 & & & & \\ 0 & 0 & & & \frac{T^4}{4} & \frac{T^3}{2} \\ & & & & \frac{T^3}{2} & T^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

이때 q_{cv} 는 설정파라미터로 100으로 설정하였다. 측정잡음공분산은 고정된 값을 활용하였으며, 다음과 같이 정의된다.

$$R = \begin{bmatrix} \bar{\sigma}_r^2 & 0 & 0 \\ 0 & \bar{\sigma}_u^2 & 0 \\ 0 & 0 & \bar{\sigma}_v^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

여기서 $\bar{\sigma}_r=5$, $\bar{\sigma}_u=0.0052$, $\bar{\sigma}_v=0.0052$ 로 설정하였다. 이 측정잡음공분산은 참고문헌 [4]의 방식을 통해 NED 좌표계로 변환되어 추적필터 갱신에 활용된다.

탐지에 성공한 경우, 측정값을 활용하여 추적필터를 갱신하고, 탐지에 실패한 경우에는 다음에 측정값이 들어올 때까지 예측을 수행한다.

III. 실험 결과

실험을 위해 필요한 변수에 대한 상세설정 내용을 3-1장에, 설정된 환경에서의 추적성능분석 결과를 3-2장에 기술한다.

3-1 변수 설정

실험을 위한 변수 설정은 다음과 같다. 최대송신전력은 10,000 W, 송신이득과 수신이득은 각각 35 dB이다. Noise Figure는 7 dB, 손실 L 은 기타 손실 10 dB에 안테나 스캔 손실과 대기손실을 더한 것이다. 캐리어주파수는 10 GHz 이고, PRF는 10 kHz, 펄스수는 128개, 펄스폭은 10 us, 펄스압축은 Linear frequency modulation(LFM) 5 MHz로 수

행하며, Δr 은 30 m이다. 방위각, 고각방향 3 dB 빔폭은 각각 4°, 5°로 설정하였다.

항공기의 레이더와 표적기의 기동에 관한 시나리오는 다음과 같이 정의한다. 항공기와 표적기의 초기거리는 50 km이다. 표적기와 항공기는 같은 고도(5,000 m)에서 마주 보고 서로 다가오며, 이때 속도는 각각 250 m/s이다. 시나리오는 50초간 유효하다. 표적의 길이, 너비, 높이는 각각 18, 10, 5 m로 설정하였다. 표적의 Swerling case는 1로 설정하며 평균 RCS는 1 m²이다.

실험은 Monte-Carlo를 통해 통계적인 결과를 분석하였으며, 횟수는 10,000번이다. 스캔간격은 1초로 설정하였다.

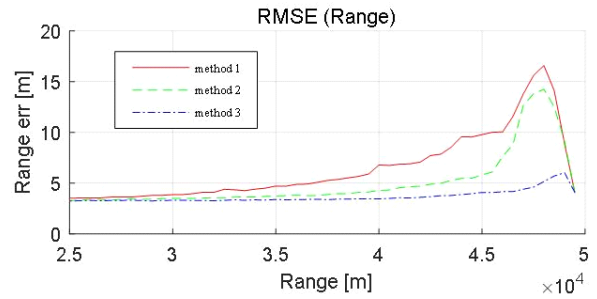
3-2 추적성능분석 결과

추적성능분석은 RCS 요동과 탐지확률이 추적정확도에 미치는 영향을 확인하기 위해 총 3가지 방법으로 이루어 졌다. 첫 번째 방법은 본 논문에서 제안한 방법으로 분석한 것이다(방법 1). 두 번째 방법은 매 스캔마다 RCS를 계산하지 않고 평균 RCS 값에 따른 SNR과 탐지확률을 적용하여 성능을 분석한 것이다(방법 2)^[7]. 이때 Swerling case 1을 고려하여 탐지확률은 다음과 같은 수식을 이용하였다^[12].

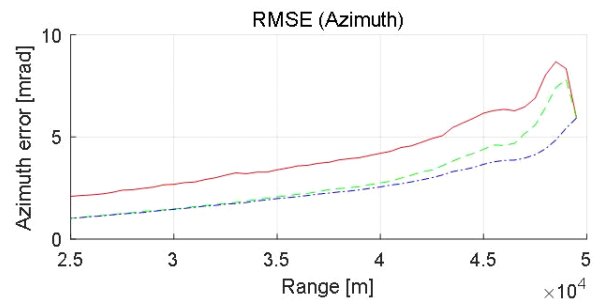
$$P_d = \exp \left[\frac{\ln P_{fa}}{1 + SNR} \right] \quad (12)$$

여기서 \overline{SNR} 은 평균 RCS에 의한 SNR이다. 세 번째 방법은 두 번째 방법에서 탐지확률이 항상 1인 경우이다(방법 3). 방법 3과 방법 2를 비교하여, 탐지확률이 추적성능에 미치는 영향을 분석하고, 방법 2와 방법 1을 비교하면서, RCS 요동을 고려하는 방법에 따른 추적정확도 차이를 분석한다.

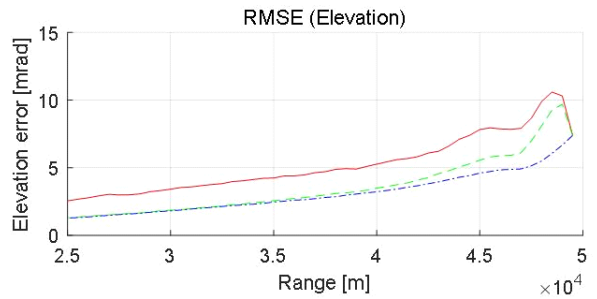
그림 2는 추적성능분석을 수행한 결과를 보여준다. method 1, 2, 3은 각 성능분석방법을 의미한다. 그림 2(a)는 거리 추적오차, 그림 2(b)는 방위각 추적오차, 그림 2(c)는 고각 추적오차를 보여준다. x축은 거리이며, y축은 각 오차(거리, 방위각, 고각)를 의미한다. 모든 분석방법에 공통적으로 거리가 가까워질수록 추적오차가 작아지는 것을 확인할 수 있다. 근접 거리에서 SNR이 높으므로 작은 측정오차와 높은 탐지확률이 획득되기 때문이다. 각 분석



(a) Range 추적 오차(RMSE)
(a) Range tracking error(RMSE)



(b) Azimuth 추적 오차(RMSE)
(b) Azimuth tracking error(RMSE)



(c) Elevation 추적 오차(RMSE)
(c) Elevation tracking error(RMSE)

그림 2. 추적성능 분석결과

Fig. 2. Results of tracking performance analysis.

방법에 대해 추적오차 차이에 대한 분석은 다음과 같다.

먼저 방법 1과 방법 2를 비교해 보면 거리, 방위각, 고각에 대해서 공통적으로 방법 1의 추적오차가 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 방법 1의 경우, 매 스캔마다 RCS 변화시켰고, 방법 2는 평균 RCS와 Swerling 모델을 활용하여 탐지확률과 측정오차를 계산한 방법이다. RCS 요동을 적용하는 방법에 따라 추적성능이 다르게 나타나는

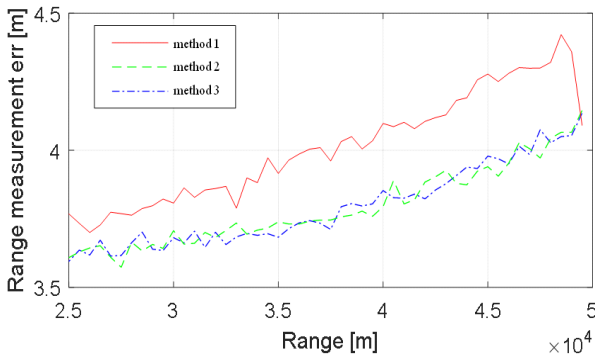


그림 3. 거리 측정 오차(RMSE)

Fig. 3. Range measurement error(RMSE).

것을 확인할 수 있는데, 이에 대한 원인은 그림 3에서 찾을 수 있다. 그림 3은 각 방법의 거리측정오차를 거리에 대해 보여준다. 10,000번의 Monte-Carlo 시뮬레이션 동안 생성된 거리측정오차의 root mean square error(RMSE)를 계산한 것이다. 방법 2와 방법 3이 거의 동일한 거리측정 오차를 가지는 것을 확인할 수 있고, 방법 1은 비교적 큰 거리측정오차를 가지는 것을 알 수 있다. 매 스캔 RCS를 계산한 경우, RCS 요동에 의해 측정오차가 커지는 효과가 발생한 것이다. 따라서 방법 1이 더 가혹한 분석환경이므로 자연스럽게 추적오차 또한 크게 나타나게 된다.

방법 3은 탐지확률을 고려하지 않고 항상 탐지에 성공하는 방법이다. 방법 2와 방법 3의 측정오차는 동일하나 방법 3이 더 자주 추적갱신을 수행하게 되므로 낮은 추적 오차를 얻게 된다.

거리가 가까워지면 질수록 방법 2와 방법 3의 추적 성능이 거의 같아지는데, 이것은 가까운 거리에서는 충분한 SNR이 확보되면서 방법 2의 탐지확률도 1에 가까워지기 때문이다. 하지만 여전히 방법 1과 방법 2, 방법 3 간에 차이가 있는데, 이는 앞서 설명한 측정오차의 차이 때문이다.

추적필터가 안정화되고 난 후 거리 45 km 지점에서의 거리추적오차는 각 방법에 대해 9.8 m, 5.8 m, 4.1 m이다. 방법1에 비해 방법 2와 방법 3이 각각 약 40 %, 58 % 정도 줄어든 추적오차를 가지는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 표적의 RCS 요동과 탐지확률을 추적성능분석에 적용하는 방법에 따라 추적성능이 크게 달라짐을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 전투기 AESA 레이더의 공대공 표적 추적 상황에서 Swerling model을 적용한 RCS 요동, SNR에 따른 탐지확률, 탐지정확도 등을 복합적으로 활용한 추적 정확도 분석 방법을 소개했다. 제안한 분석방법을 활용한 실험을 통해 RCS 요동과 탐지확률이 추적성능에 미치는 영향을 확인할 수 있었다.

References

- [1] H. Leung, Z. Hu, and M. Blanchette, "Evaluation of multiple radar target trackers in stressful environments," *IEEE Transactions Aerospace and Electronic Systems*, vol. 35, no. 2, pp. 663-674, Apr. 1999.
- [2] V. P. Jilkov, D. S. Angelova, and T. A. Semerdjiev, "Design and comparison of mode-set adaptive IMM algorithms for maneuvering target tracking," *IEEE Transactions Aerospace and Electronic Systems*, vol. 35, no. 1, pp. 343-350, Jan. 1999.
- [3] S. T. Park, J. G. Lee, "Design of a practical tracking algorithm with radar measurements," *IEEE Transactions Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 4, pp. 1337-1344, 1998.
- [4] F. Jinbin, S. Jinping, L. Songtao, and Z. Xuwang, "De-biased converted position and Doppler measurement tracking with array radar measurements in direction cosine coordinates," *IET Radar, Sonar & Navigation*, vol. 10, no. 1, pp. 155-165, 2016.
- [5] J. A. Lawton, R. J. Jesionowski, and P. Zarchan, "Comparison of four filtering options for a radar tracking problem," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 21, no. 4, pp. 618-623, 1998.
- [6] H. Leung, Z. Hu, and M. Blanchette, "Evaluation of multiple radar target trackers in stressful environments," *IEEE Transactions Aerospace and Electronic Systems*, vol. 35, no. 2, pp. 663-674, Apr. 1999.
- [7] A. Farina, B. Ristic, and L. Timmoneri, "Cramer-Rao bound for nonlinear filtering with Pd<1 and its application to

- target tracking," *IEEE Transactions on Signal Processing*, vol. 50, no. 8, pp. 1916-1924, Aug. 2002.
- [8] S. Sabatini, M. Tarantino, *Multifunction Array Radar: System Design and Analysis*, Artech House, 1994.
- [9] D. K. Barton, *Radar System Analysis and Modeling*, Artech House, 2005.
- [10] S. Blackman, R. Popoli, *Design and Analysis of Modern Tracking Systems*, Artech House, 1999.
- [11] G. Bishop, G. Welch, "An introduction to the Kalman filter," in *SIGGRAPH 2001*, Los Angeles, CA, Aug. 2001.
- [12] D. K. Barton, *Radar Equations for Modern Radar*, Artech House, 2013.

서 정 직



2013년 8월: 경북대학교 전자공학과 (공학사)
2015년 8월: 한국과학기술원 전기 및 전자
공학부 (공학석사)
2016년 2월~현재: 국방과학연구소 연구원
[주 관심분야] 능동 위상 배열 레이더, 추
적필터