Journal of KIIT. Vol. 15, No. 11, pp. 55-63, Nov. 30, 2017. pISSN 1598-8619, eISSN 2093-7571 55
http://dx.doi.org/10.14801/jkiit.2017.15.11.55

기동특성을 사용한 우주표적들 간의 변별 성능 분석

최인오*, 강기봉**, 김시호***, 정주호****, 김경태*****, 박상홍******

Performance Analysis of the Discrimination between Space-targets Using the Maneuvering

In-O Choi*, Ki-Bong Kang**, Si-Ho Kim***, Joo-Ho Jung****, Kyung-Tae Kim*****, and Sang-Hong Park******

방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 레이다/IR 표적식별 특화연구실 사업의 일환으로 수행되었음

요 약

탄도미사일의 탐지 및 추적은 우주표적들 간의 변별 문제를 해결해야 가능하다. 대표적인 우주표적으로는 탄두와 기만체가 있으며, 이들은 형상정보가 매우 유사하기 때문에 레이더에서 획득되는 RCS(Radar Coss Sction) 및 HRRP(High Resolution Range Profile) 정보만으로는 정확한 변별이 어렵다. 본 연구에서는 효율적인 우주표적 간의 변별을 위하여 기동특성으로부터 탄도계수를 추출하는 기법을 제안한다. 제안된 기법은 탄두와 기만체의 기동 궤적을 칼만필터로 각각 추적한 후, 고도 100km이하의 내기권에서 각 표적들의 탄도계수를 실시간 추정하여 가장 낮은 값을 가지는 표적을 탄두로 변별한다. 물리광학(Physical Optics) 기법을 이용하여 실제 미세운동에 따른 표적의 RCS 변화를 이용한 시뮬레이션 결과, 내기권에서 추출된 탄도계수로부터 효율적인 변별이 수행되는 것을 확인할 수 있었다.

Abstract

Detection and tracking of ballistic missile can be possible when the discrimination between space-targets is possible. Since representative space-targets such as warhead and decoy have similar shapes, radar crosssection (RCS) and high resolution range profile are not suitable for discrimination. In this paper, an effective discrimination method based on the ballistic factor is proposed. The proposed method uses Kalman-filter to track a real-time maneuvering trajectory and extracts the ballistic factor from an estimated trajectory at altitudes less than 100km. Since the ballistic factor of warhead is generally larger than decoys, effective discrimination is conducted. In simulations using the RCS values predicted by the physical optics in which targets are engaged in high-maneuver and micro-motion, the proposed method efficiently discriminated targets.

Keywords
micro-doppler, ballistic missile, ballistic factor, radar, ISAR

* 포항공과대학교 전자전기공학과 박사과정
- ORCID: http://orcid.org/0000-0002-0410-1066
** 포항공과대학교 전자전기공학과 연구원
- ORCID: http://orcid.org/0000-0003-2846-3616
*** 국방과학연구소 연구원
- ORCID: http://orcid.org/0000-0001-7632-822X
**** KAIST 국방무인화기술 특화연구센터 연구교수
- ORCID: http://orcid.org/0000-0001-7087-8079
***** 포항공과대학교 전자전기공학과 교수
- ORCID: http://orcid.org/0000-0003-1200-5282
****** 부경대학교 전자공학과 부교수(교신저자)
- ORCID: http://orcid.org/0000-0001-8512-1431

· Received: Oct. 13, 2017, Revised: Oct. 30, 2017, Accepted: Nov. 02, 2017
· Corresponding Author: Sang-Hong Park
Dept. of Electronic Engineering, Pukyoung National University Korea,
Tel.: +82-51-629-6224, Email: radar@pknu.ac.kr

Ⅰ. 서 론

탄도미사일은 일반적으로 추진, 중간 및 종착의 3단계로 구성된 기동궤적을 가진다[1]. 먼저 추진단계에서 모든 연료를 소모하여 고도 100km 이상의 외기권으로 진입한 후, 소모된 연료탱크는 분리되고 표적은 매우 낮은 대기밀도의 중간단계에 놓이게 된다. 이때 탄도미사일은 지상레이더 및 조기경보레이더에 의한 탐지 및 추적을 피하기 위해 탄두와 기만체로 구성된 우주표적들로 분리된다[2-4]. 기만체의 경우, 탄두와 유사한 형상을 가지는 우주표적이기 때문에 대표적인 레이더 반사신호인 레이더 단면적(RCS, Radar Cross Section), 고해상도 거리측면도(HRRP, High Resolution Range Profile) 및 역합성개구면레이더(ISAR, Inverse Synthetic Aperture Radar) 영상[5]으로는 탄두와의 정확한 변별이 불가능하다. 따라서 이들을 보다 효율적으로 변별하기 위해서는 형상학적 정보가 아닌 다른 특징이 추출되어야 한다.

변별을 위한 대표적인 특징으로는 미세운동 및 기동 특성이 있다. 먼저 미세운동은 형상학적 특징 및 자세제어장치 유무로 인하여 발생하며, 이를 바탕으로 한 변별 연구는 최근까지 다양하게 수행되어 왔다. 하지만 미세운동 특징은 시간-주파수 영상을 기반으로 많은 계산량을 요구하기 때문에 실용성 측면에서 문제점이 제기되어 왔다[6]. 반면에 기동특성의 경우에는 국내외적으로 변별 연구 결과가 많지는 않지만, 실시간 추적을 통한 특징 추출이 가능하다는 이점이 있다. 따라서 기동특성으로부터 효율적인 특징을 추출 할 수 있을 경우, 보다 실용적인 변별이 가능할 것이다.

우주표적들의 기동특성은 기동궤적의 중간단계에서 낮은 대기밀도로 인하여 중력과 항력에 의해서만 정의된다[7]. 이때 중력가속도의 영향을 제외하면 탄두와 기만체 간의 기동특성 차이점은 오직 항력 가속도에 의해서만 결정된다고 볼 수 있다. 하지만, 중간단계에서는 매우 낮은 대기밀도로 인하여 이와 비례하는 항력 가속도가 매우 작으며, 사실상 중력가속도에 의한 영향이 지배적으로 나타난다. 그러나 고도 100km이하의 종착단계에 진입할 경우, 대기밀도는 기하급수적으로 증가하면서 탄두와 기만체간의 항력가속도 차이도 크게 나타나기 시작한다. 이때 항력가속도의 차이점은 주로 표적의 물리적 특징인 질량, 표면적 및 항력계수로 인해 발생되며, 이 3가지 변수들로 구성된 수치 값을 일반적으로 탄도계수라고 정의한다. 그리고 보통 탄두는 핵과 같은 무거운 물질들로 구성되기 때문에 상대적으로 기만체보다 질량이 큰 특징을 가지며, 이 특징은 질량과 반비례 관계인 탄도계수에서도 쉽게 확인될 수 있다. 따라서 종착단계에서 나타난 우주표적들 중 가장 낮은 탄도계수를 가지는 표적을 탄두로 선택 할 경우, 효율적인 변별을 수행할 수 있게 된다.

본 논문에서는 종착단계에서 탄두와 기만체간의 변별을 위하여 탄도계수를 특징으로 추출하는 알고리즘을 바탕으로 변별 성능을 분석하였다. 먼저 제안된 기법은 표적의 기동궤적을 추정하기 위하여 칼만필터(KF, Kalman Filter)를 사용한 추적단계로 시작한다. 이때 우주표적들로부터 획득되는 RCS는 표적 형상 및 관측각도에 따라 매우 민감하게 변화기 때문에 KF 성능에도 큰 영향을 준다. 따라서 탄두와 기만체의 형상에 대한 고주파 수치해석기법인 물리광학(PO, Physical Optics)를 사용하여 RCS를 분석한 후, 기동 및 미세운동을 가지는 우주표적과 레이더 간의 관측각도에 따른 RCS 변화를 고려하여 레이더 신호모델링을 수행하였다. 이후 KF로 추정한 기동궤적 정보를 바탕으로 실시간 탄도계수 추출을 수행한 뒤, 최종적으로 우주표적들로부터 추출된 탄도계수들 중 가장 작은 값을 가지는 표적을 탄두로 변별한다. 본 논문에서는 제안된 기법의 효용성 검증을 위하여 원뿔형상 탄두와 원뿔, 원통형상의 2가지 기만체들을 사용한 변별 시뮬레이션을 수행하였다.

Ⅱ. 수학적 모델링

2.1 기동궤적

중간 및 종착단계에 있는 탄두의 기동궤적 모델링을 위해 먼저 공기 저항력 D을 다음과 같이 고려한다[7].

$$D=\frac{1}{2}\rho(t)SC_DV^2, \rho(t)=1.126\exp\left(-\frac{H}{7254}\right) \quad (1)$$

여기서 $\rho(t)$는 대기밀도, H는 고도, S는 표면적, C_D는 항력계수 그리고 V는 속도이다. 이때 공기저항력에 대한 항력가속도 a_D는 뉴턴 제2법칙에 따라 다음과 같이 정의된다.

$$a_D=\frac{1}{2m}\rho(t)SC_DV^2 \quad (2)$$

여기서 m는 질량이다. 만약 초기발사각도 ϕ으로 추진될 경우, 수평 및 수직방향의 가속도 a_x, a_z는 다음과 같다.

$$a_x=a_D\cos(\phi), \quad (3)$$
$$a_z=a_D\sin(\phi)-g(t), g(t)=g_0\frac{r}{r_e}$$

여기서 g_0는 중력가속도, r_e는 지구반경 그리고 r는 지구중심에서 표적까지 거리이다. 따라서 최종적으로 수평 및 수직방향의 궤적 $X(t), Z(t)$은 두 번의 적분연산을 통하여 다음과 같이 정의된다.

$$X(t)=\{V_0\cos(\phi)\}t-\frac{1}{2}a_xt^2, \quad (4)$$
$$Z(t)=\{V_0\sin(\phi)\}t-\frac{1}{2}a_zt^2$$

여기서 V_0는 초기발사속도이다. 기만체의 기동궤적은 표적 형상 정보에 맞는 3가지 변수 m, S 및 C_D를 선택하여 탄두 궤적 모델링과 동일한 방식으로 구성된다.

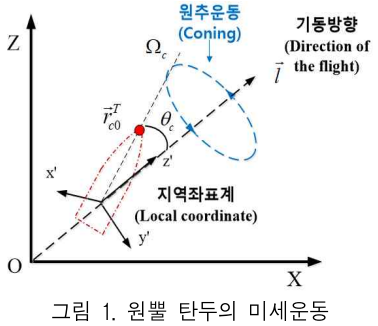


그림 1. 원뿔 탄두의 미세운동
Fig. 1. Micro-motion(coning) of a cone-shaped warhead

2.2 미세운동

탄두의 대표적인 미세운동은 원추(Coning) 및 장동(Nutation)이 있으며, 장동은 미세한 진동운동이기 때문에 본 연구에서는 관측각도 변화에 큰 영향을 주는 원추운동만을 고려하였다. 원추운동은 기동방향을 기준으로 원추각도 θ_c만큼 표적이 기울어진 상태에서 기동방향을 회전축 $\vec{l}=[l_{x'}, l_{y'}, l_{z'}]$으로 회전하는 운동이며, 로드리게스 회전공식을 적용할 경우, 시간 t에 대하여 회전 행렬 R_c을 다음과 같이 간단히 표현할 수 있다[8][9].

$$R_c=I+\hat{e}\sin\Omega_ct+\hat{e}^2(1-\cos\Omega_ct) \quad (5)$$

여기서 I는 단위행렬, Ω_c는 원추운동 각속도 그리고 $\hat{e}$는 다음과 같다.

$$\hat{e}=\begin{bmatrix} 0 & -l_{z'} & l_{y'} \\ l_{z'} & 0 & -l_{x'} \\ -l_{y'} & l_{x'} & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

따라서 실시간 탄두의 위치벡터 $\vec{r}_c(t)$는 지역좌표계 내에서 다음과 같이 정의된다(그림 1).

$$\vec{r}_c(t)=R_c\vec{r}_{c0}^{\,T}=R_c[x_{c0}', y_{c0}', z_{c0}']^T \quad (7)$$

여기서 $\vec{r}_0^{\,T}$는 탄두의 초기위치벡터이다.

기만체의 경우, 대표적인 미세운동으로 떨림(Wobble)을 고려하였다(그림 2).

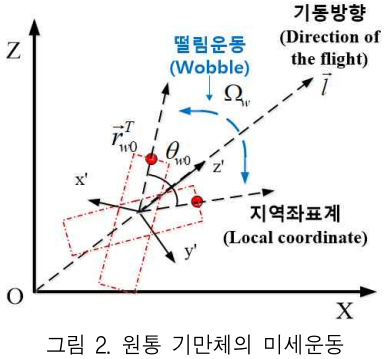


그림 2. 원통 기만체의 미세운동
Fig. 2. Micro-motion(wobbling) of a cylinder-shaped decoy

이는 임의의 회전축 벡터를 법선으로 가지는 평면(떨림운동 평면)에서 정현파적으로 $\pm\theta_{w0}$ 범위에서 회전하는 것으로 가정할 수 있으며, 이러한 떨림운동 평면을 정의하기 위해서는 새로운 좌표계를 사용해야 한다. 이를 위하여 지역좌표계에서 회전축 벡터를 z'축으로 가정할 경우, 떨림운동 평면은 $x'y'$평면으로 정의되며 각 축의 단위벡터를 $\vec{a}_{x'}$, $\vec{a}_{y'}, \vec{a}_{z'}$으로 계산한 후, 변환행렬 $A=[\vec{a}_{x'}, \vec{a}_{y'}, \vec{a}_{z'}]$을 다음과 같이 구성할 수 있다.

$$A=\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} \vec{a}_{x'}(1) & \vec{a}_{y'}(1) & \vec{a}_{z'}(1) \\ \vec{a}_{x'}(2) & \vec{a}_{y'}(2) & \vec{a}_{z'}(2) \\ \vec{a}_{x'}(3) & \vec{a}_{y'}(3) & \vec{a}_{z'}(3) \end{bmatrix} \tag{8}$$

이를 기만체 위치벡터와 곱할 경우, 새로운 좌표계로 변환된다. 이때 변환된 좌표계에서 떨림운동의 회전특성을 적용시키기 위한 떨림운동 회전행렬 B는 다음과 같이 정의된다.

$$B=\begin{bmatrix} \cos\theta_w(t) & -\sin\theta_w(t) & 0 \\ \sin\theta_w(t) & \cos\theta_w(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$
$$\theta_w(t)=\theta_{w0}\sin\Omega_w t \tag{9}$$

여기서 θ_{w0}는 떨림운동 크기, Ω_w는 떨림운동의 각속도이다. 변환된 새로운 좌표계에서 회전 행렬 B를 이용하여 정현파적으로 회전시킨 후, 원래의 좌표계로 역 변환하는 행렬인 A^T를 곱하여 최종적으로 떨림운동으로 인한 실시간 위치 좌표 $\vec{r}_w(t)$를 다음과 같이 모델링하였다[7].

$$\vec{r}_w(t)=R_w\vec{r}_{wo}^{\,T}=(ABA^T)\vec{r}_{wo}^{\,T} \tag{10}$$

여기서 $\vec{r}_{w0}^{\,T}$는 기만체의 초기위치벡터이다.

2.3 RCS

탄두와 기만체는 대표적으로 원뿔형상을 가지기 때문에 X밴드(10GHz)를 사용하는 레이더 입장에서 PO를 사용한 고주파 근사를 통해 RCS 분석이 가능하다. 먼저 원뿔 형상의 경우 RCS $\sigma_f(\theta)$는 다음과 같이 정의된다[10].

$$\sigma_f(\theta)=\frac{\lambda h\tan(\alpha)}{8\pi\sin(\theta)}\{\tan(\theta+\alpha)\}^2, \tan(\alpha)=\frac{d_f}{h} \tag{11}$$

여기서 λ는 파장, h는 원뿔 높이, d_f는 반지름 그리고 θ는 관측각도이다. 그리고 추가적으로 원통형상 기만체의 RCS $\sigma_c(\theta)$는 다음과 같다[10].

$$\sigma_c(\theta)=\frac{\lambda d_c\sin(\theta)}{8\pi\{\cos(\theta)\}^2} \tag{12}$$

여기서 d_c는 원통의 반지름이다. 이때 미세운동 및 기동하는 표적의 위치벡터와 레이더 시선방향벡터 간의 관측각도 θ를 계산할 수 있을 경우, 실시간 RCS 변화를 계산할 수 있다. 먼저 국부좌표계에서 미세운동 및 기동하는 탄두의 위치벡터는 식 (4)와 식 (7)을 사용하여 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$\vec{r}_{wahead}(t)=[X(t),0,Z(t)]^T+\vec{r}_c(t) \tag{13}$$

만약 레이더 시선방향벡터가 $\vec{k}^T=[k_x, k_y, k_z]^T$ 일 경우, 탄두에 대한 관측각도 θ는 제 2 코사인법칙에 따라 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\theta=acos\left(\frac{\vec{r}_{warhead}^{\,T}(t)\bullet\vec{k}^T}{|\vec{r}_{warhead}^{\,T}(t)||\vec{k}^T|}\right) \tag{14}$$

여기서 $\bullet$는 내적 연산자이다. 기만체의 경우, 식 (13)에서 기만체의 기동궤적 및 식 (10)을 사용하여 수행된다.

III. 제안된 기법

제안된 기법은 탄두와 기만체들에 대한 KF 기반의 기동궤적 추적단계와 탄도계수 특징 추출단계로 나뉜다.

3.1 기동궤적 추적단계

본 연구에서는 표적의 RCS 변화에 따른 탄도계수 특징추출 성능을 집중적으로 분석하기 위하여 확장 칼만필터(Extended Kalman-Filter)가 아닌 다소 간단한 KF를 추적기법으로 사용하였다. 먼저 초기 6차원 위치 및 속도벡터 $\vec{p}_0$와 초기 6×6 측정오차 공분산 행렬 P_0에 대한 예측과정을 시작으로 다음과 같이 수행된다.

$$\vec{p}_k^- = A\vec{p}_{k-1} \tag{15}$$

$$P_k^- = AP_{k-1}A^T + Q \tag{16}$$

여기서 $\vec{p}_k^-$와 P_k^-는 k번째 예측 값들이며, Q는 시스템 내에서 발생하는 잡음오차 공분산 행렬, 그리고 A는 상태벡터를 예측하기 위한 시스템 행렬로 다음과 같이 정의된다.

$$A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & dt & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & dt & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & dt \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{17}$$

여기서 dt는 추적 주기이다. 이때 예측된 상태벡터로 위치 및 속도벡터를 추정하기 위해 k번째 칼만이득 K_k를 아래와 같이 정의한다.

$$K_k = P_k^- H^T (HP_k^- H^T + R)^{-1} \tag{18}$$

위 식에서 R는 레이더에 들어오는 잡음오차 공분산 행렬, $H = I_{6\times6}$는 관측 행렬로 정규직교 단위행렬이다. 따라서 k번째 위치 및 속도벡터는 다음과 같이 추정된다.

$$\vec{p}_k = \vec{p}_k^- + K_k(\vec{d}_k - H\vec{p}_k^-) \tag{19}$$

위 식에서 $\vec{d}_k$는 현재 레이더로 측정된 표적의 위치벡터이며, 표적이 탄두일 경우 다음과 같이 정의된다.

$$\vec{d}_k = \left[\vec{r}_{wahead}^{\,T}(t), 0, 0, 0\right]^T \tag{20}$$

식 (20)은 표적의 RCS 크기 정보에 따라 탐지 성공 유무가 결정된다. 본 연구에서는 RCS 탐지 임계값에 따른 기동 및 미세운동을 가지는 표적의 탐지 및 추적 가능성을 함께 분석한다.

3.2 탄도계수 추출단계

탄도계수 γ는 식 (1)에서 정의한 질량, 표면적 및 항력계수로 구성되며, 다음과 같이 식 (2)와 연관성을 가진다.

$$\gamma = \frac{C_D S}{m} = \frac{2a_D}{\rho(H)V^2} \tag{21}$$

이때 항력가속도 a_D, 속도 V 및 고도 H를 추정할 경우, 표적 고유의 물리적 특징인 탄도계수를 추출 할 수 있다. 만약 KF를 통해 표적의 실시간 위치 및 속도벡터 $\vec{p}_k = \left[\hat{X}, \hat{Y}, \hat{Z}, \hat{v}_x, \hat{v}_y, \hat{v}_z\right]$를 획득할 경우, 3가지 변수들은 다음과 같이 추정된다.

$$H = \hat{Z} \tag{22}$$

$$V = \sqrt{\hat{v}_x^2 + \hat{v}_y^2 + \hat{v}_z^2} \tag{23}$$

$$a_D = \frac{\hat{v}_x\hat{a}_x + \hat{v}_y\hat{a}_y + \hat{v}_z\left(\hat{a}_z + \hat{g}(t)\right)}{V} \tag{24}$$

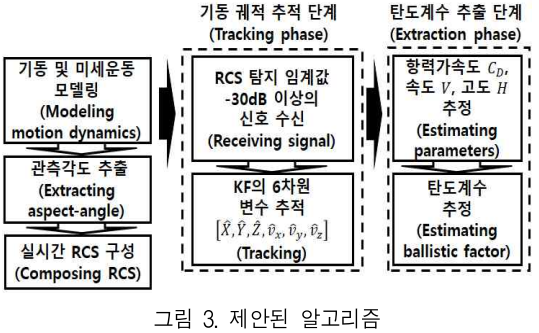


그림 3. 제안된 알고리즘
Fig. 3. Proposed algorithm

$[\hat{a}_x, \hat{a}_y, \hat{a}_z]$는 속도벡터의 미분연산을 통해 추정된 가속도벡터, 그리고 $\hat{g}(t)$는 실시간 위치벡터로 계산된 중력가속도이다. 제안된 알고리즘 절차는 그림 3과 같다.

Ⅳ. 시뮬레이션 결과

시뮬레이션을 위하여 먼저 표 1, 2의 탄두와 기만체들에 대한 형상학적 특징 및 기동변수들을 바탕으로 2차원 기동 궤적을 구성하였다(그림 4). 이때 2대의 기만체들은 외기권 내 중간단계 지점인 224.45초에서 탄두와 함께 분리된 후, 330초에서 종착단계에 진입하게 된다. 이때 각각의 미세운동도 기동궤적과 함께 모델링하였다(표 3).

표 1. 우주표적들의 규격
Table 1. Specifications of space-targets

	질량 (Mass) [kg]	표면적 (Surface) $[m^2]$	항력계수 (Coefficient) Drag	높이 (Height) [m]	직경 (Diameter) [m]
탄두 (Warhead)	700	0.6079	0.21	1	0.22
원뿔 기만체 (Cone decoy)	200	0.6079	0.21	1	0.22
원통 기만체 (Cylinder decoy)	400	0.6079	0.45	1	0.22

표 2. 기동 변수들
Table 2. Maneuvering motion parameters

중력가속도(Gravity acceleration), $g_0[m^2/s]$	9.81
지구반경(Radius of Earth), r_e[km]	6.378
초기 발사각도(Initial angle of fire), ϕ[degree]	45
총 기동 시간(Maneuvering time) [s]	421.75

표 3. 미세운동 변수들
Table 3. Micro-motion parameters

원추운동 각속도(Angular velocity of coning), Ω_c[rad/s]	31.4
원추 각도(Coning angle), θ_c[degree]	8
떨림운동 각속도(Angular velocity of wobble), Ω_w[rad/s]	31.4
떨림운동 각도폭(Angle width of wobble), θ_{w0}[degree]	40

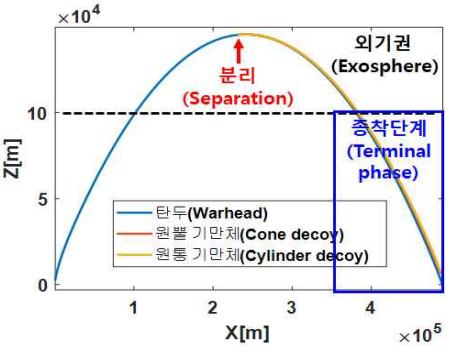


그림 4. 우주표적들의 기동 궤적
Fig. 4. Trajectory of space-targets

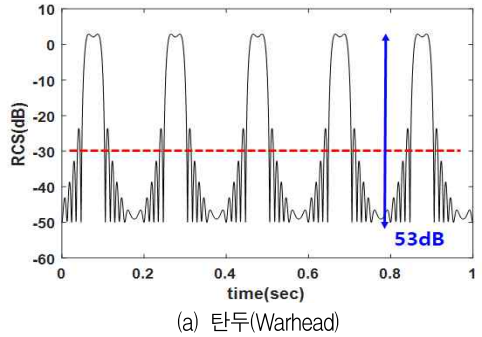
본 연구에서는 관측각도 변화에 따른 탄도계수 추출 성능 분석을 위하여 지상레이더 위치에 대한 2가지 시나리오를 고려하였다. 첫 번째 시나리오에서 레이더는 미사일 사거리 중앙 $[250,0,0]$km에 위치되고, 두 번째 시나리오는 미사일 종착지 근처 $[450,0,0]$km에 위치된다.

4.1 $[250,0,0]$km의 지상 레이더

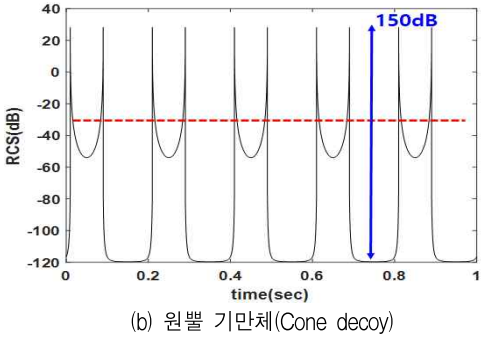
첫 번째 시나리오에서 종착단계 진입 시점인 330~331초 동안 나타나는 우주표적들의 RCS 변화 특성은 그림 5와 같다. 고도 100km인 330초에서 탄두의 초기관측각도는 157°이고, 최대 RCS는 약 5dB로 나타났다(그림 5(a)). 이와 동시에 미세운동에 의하여 관측각도는 90°~157°까지 변화하였으며, 그 결과 최대 53dB의 RCS변화폭을 가지면서 주기적으로 나타남을 알 수 있었다. 반면에 기만체들의 경우, 미세운동 역학특성으로 인해 상대적으로 극심하게 RCS가 변화함을 알 수 있었다(그림 5). 이때 RCS 탐지 임계값을 -30dB로 설정할 경우, 탄두의 RCS는 330.06초에서 최대 값이 나타나고 0.2초 후에 다시 최대 RCS가 나타남을 확인하였다(그림 5(a)). 이는 원추운동 각속도 Ω_c=31.4(=2π(5))이기 때문에 RCS가 주기적으로 나타나는 것이다. 따라서 KF를 사용한 최적의 탄두 탐지 및 추적 방법은 330.06초부터 0.2초 간격으로 수행되어야 한다.

만약 최적화된 KF(표 4)를 사용 할 경우, 종착단계 구간인 330~400초에서 그림 6과 같이 탄도계수가 추출되었다. 탄도계수의 이론값은 식 (21)에 표 1의 질량, 표면적 및 항력계수 값들을 대입 할 경우

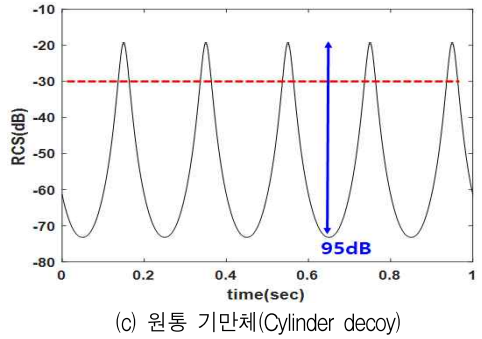
추정될 수 있으며, 그 결과 이론값 1.82×10^{-4}은 제안된 기법으로 추정된 결과 1.84×10^{-4}와 유사함을 확인할 수 있었다. 마찬가지로 2가지 기만체들의 이론값 6.38×10^{-4}, 6.83×10^{-4}도 추정값 0.64×10^{-4}, 0.69×10^{-4}과 유사하였으며, 탄두의 탄도계수가 가장 작은 값을 가짐을 확인할 수 있었다.



(a) 탄두(Warhead)



(b) 원뿔 기만체(Cone decoy)



(c) 원통 기만체(Cylinder decoy)

그림 5. 우주표적들의 실시간 RCS

Fig. 5. Real-time RCS of space-targets

표 4. 탄두 추적을 위한 KF 변수들

Table 4. KF parameters for tracking warhead

추적 시작 시점(Start time of tracking) [sec]	330.06
추적 주기(Period of tracking), dt [sec]	0.2
시스템 및 센서 잡음의 표준편차 (Standard deviation of system and sensor noise)	0.01

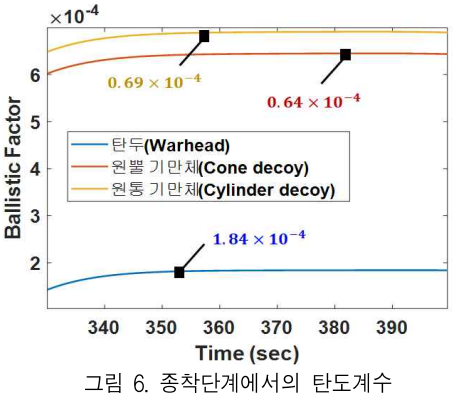
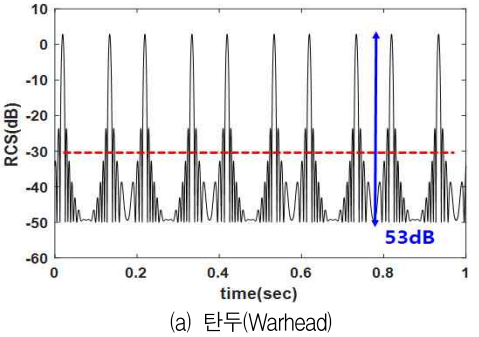
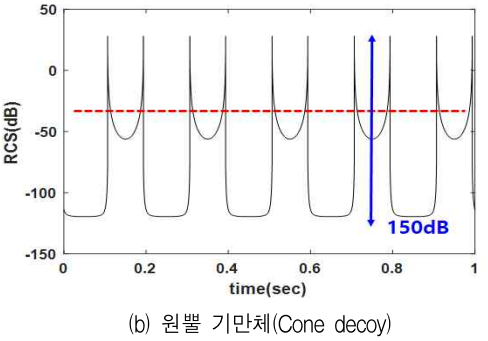


그림 6. 종착단계에서의 탄도계수

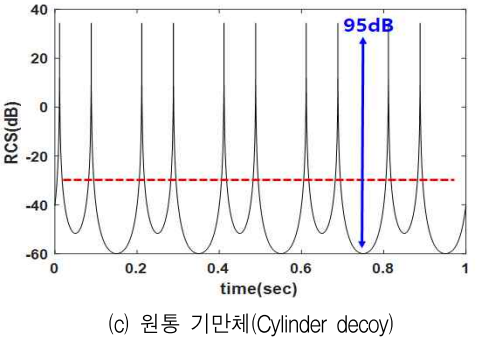
Fig. 6. Ballistic factor in the terminal phase



(a) 탄두(Warhead)



(b) 원뿔 기만체(Cone decoy)



(c) 원통 기만체(Cylinder decoy)

그림 7. 우주표적들의 실시간 RCS

Fig. 7. Real-time RCS of space-targets

4.2 [450,0,0]km의 지상 레이더

두 번째 시나리오에서는 지상 레이더가 미사일 종착지 부근에 위치하기 때문에, RCS 변화특성이 다르게 나타났다(그림 7). 먼저 330초에서 탄두의 초기관측각도는 70°이고, 미세운동에 의하여 12°~128°의 관측각도 변화가 나타났다. 이때 그림 7(a)에서 RCS 변화폭은 첫 번째 시나리오와 유사하지만, 변화주기는 두 배로 증가함을 볼 수 있었다. 이러한 점은 원뿔 형상의 RCS가 관측각도 75°에서 최대값을 가지기 때문이다. 반면에 기만체의 경우에는 원통 기만체의 최대 RCS가 첫 번째 시나리오보다 50dB만큼 증가하였다(그림 7(c)). 이는 원통 RCS가 관측각도 90°에서 매우 크게 나타나기 때문이다.

앞서 첫 번째 시나리오에서 최적화 된 KF를 그대로 사용할 경우, 두 번째 시나리오에서 우주표적들의 탐지 및 추적이 불가능하였다. 이는 매 탐지 순간마다 나타나는 RCS가 RCS 탐지 임계값 -30dB보다 낮게 나타나기 때문이다. 따라서 RCS를 단순히 통계적 모델링으로 수행하거나 미세운동영향을 무시할 경우, 추적 및 탐지가 실패할 확률이 매우 높음을 의미한다.

V. 결 론

본 연구에서는 기동특성에서 추출된 탄도계수를 기반으로 우주표적들 간의 변별 기법 성능을 분석하였다. 일반적으로 기존의 추적기법들은 단순히 표적들을 통계적 모델링으로 가정하지만, 본 연구에서는 실제 우주표적들의 형상들에 PO 기반의 수치해석을 통한 RCS 분석과 기동 및 미세운동에 의한 관측각도 변화를 함께 고려하였다. 시뮬레이션 결과, 탐지 및 추적의 성공여부는 관측각도 변화에 따른 RCS에 매우 의존적으로 나타났으며, RCS 변화특성에 최적화된 KF를 사용할 경우 탄도계수가 성공적으로 추출됨을 확인할 수 있었다.

향후 본 연구에서는 우주표적들의 특징들을 바탕으로 최적의 탐지 및 추적기법을 개발할 예정이다. 특히, 실제 추적 환경 특성을 고려하기 위하여 모노펄스 레이더 기반의 거리, 방위각 및 고각 추정과 최적화된 비선형 확장칼만필터를 통한 탄도계수 추출을 수행할 것이다.

References

[1] N. George and A. Theodore, "Future challenges to ballistic missile defense", IEEE spectrum, Sep. 1997.

[2] Y. X. Liu, X. Li, and Z. W. Zhuang, "The presession signature of aerospace target and it's application in radar target recognition", J. Develop. Natural Sci., Vol. 14, No. 11, pp. 1329-1332, 2004.

[3] H. Rathore, M. Katukuri, D. Rao, and B. N. Murthy, "Real-time embedded software design for onboard computer of anti-ballistic missile system", ICCCT. 2014 International Conference on, pp. 1-5, Dec. 2014.

[4] T. T. H. Le, J. H. Kim, J. H. Kim, and H. W. Kim, "An Approach to Build an Efficient Intrusion Detection Classifier", Journal of Platform Technology, Vol. 3, No. 4, pp. 43-52, Dec. 2015.

[5] I. O Choi, J. H. Jung, K. T. Kim, and S. H. Park, "An improved method to recognize range profiles using statistical hypothesis test and principal component analysis", Journal of KIIT, Vol. 15, No. 1, pp. 115-122, Jun. 2013.

[6] I. O Choi, S. H. Kim, J. H. Jung, K. T. Kim, and S. H. Park, "An efficient method to extract the micro-motion parameter of the missile using the time-frequency image", Journal of KIEES, Vol. 27, No. 6, pp. 557-565, Jun. 2016.

[7] H. S. Kim, "A Requirement Assessment Algorithm for Anti-Ballistic Missile Considering Ballistic Missile's Flight Characteristics", KIMST, 2011.

[8] V. C. Chen, F. Li, S. Ho, and H. Wechsler, "Micro-Doppler effect in radar", IEEE Trans. Aero. Electron Syst., Vol. 42, No. 1, pp. 2-21, Oct. 2006.

[9] I. O. Choi, S. H. Kim, J. H. Jung, K. T. Kim, and S. H. Park, "An Efficient Method to Extract

the Micro-Motion Parameter of the Missile Using the Time-Frequency Image", JEES, Vol. 27, 6, pp. 557-565, Jun. 2016.

[10] B. Mahafza, Radar Systems and Design using MATLAB, Champman & Hall/CRC Press LLC, Jan. 2000.

저자소개

최 인 오 (In-O Choi)

2012년 8월 : 부경대학교 전자정보통신공학과(공학사)
2014년 8월 : 부경대학교 전자공학과(공학석사)
2015년 9월 ~ 현재 : 포항공과대학교 전자전기공학과 박사과정
관심분야 : 미세도플러 분석, 레이다 표적인식, 레이다 신호처리, 패턴인식, 스펙트럼 추정

강 기 봉 (Ki-Bong Kang)

2015년 2월 : 부경대학교 전자공학과(공학사)
2017년 2월 : 부경대학교 전자공학과(공학석사)
2017년 2월 ~ 현재 : 포항공과대학교 전자전기공학과 연구원
관심분야 : 레이다 표적식별, 레이다 신호처리, 미세도플러 분석 등

김 시 호 (Si-Ho Kim)

1998년 2월 : 경북대학교 전자공학과(공학사)
2001년 2월 : 경북대학교 전자공학과(공학석사)
2006년 2월 : 경북대학교 전자공학과(공학박사)
2011년 1월 ~ 현재 : 국방과학연구소 연구원
관심분야 : 레이다 신호처리, 레이다 표적 인식

정 주 호 (Joo-Ho Jung)

1991년 2월 : 공군사관학교 전자공학과(공학사)
1995년 2월 : 서울대학교 전자공학과(공학사)
1998년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학석사)
2007년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학박사)
2013년 2월 : 고려대학교 경영학과(MBA)
2013년 3월 ~ 현재 : 한택에너지 대표이사
2016년 1월 ~ 현재 : KAIST 국방무인화기술 특화연구센터 연구 교수
관심분야 : 풍력단지 EMI/EMC 분석, 포탄 RCS 분석, 레이다 표적식별, 방산경제 및 R/D 전략 등

김 경 태 (Kyung-Tae Kim)

1994년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학사)
1996년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학석사)
1999년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학박사)
2002년 3월 ~ 2011년 2월 : 영남대학교 전자공학과 교수
2011년 3월 ~ 현재 : 포항공과대학교 전자전기공학과 교수
2012년 9월 ~ 현재 : 레이다/IR 표적식별 특화연구실 실장
관심분야 : 레이다 신호 처리 및 영상, 레이다 표적인식 및 패턴인식, 전자기수치해석 및 RCS 측정

박 상 홍 (Sang-Hong Park)

2004년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학사)
2007년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학석사)
2010년 2월 : 포항공과대학교 전자전기공학과(공학박사)
2010년 9월 ~ 현재 : 부경대학교 전자공학과 부교수
관심분야 : 미세도플러 분석, 풍력단지 EMI/EMC 분석, 레이다표적인식, 레이다영상, 레이다 신호처리 등