

미사일 방어 체계의 위성센서 효용성 연구

The Utility of Satellite Sensors of the Missile Defense Systems

박 절 현*, 권 용 수*

Chul-Hyun Park*, and Yong-Soo Kwon*

요 약

본 논문은 탄도미사일 방어의 위성센서 효용성에 대해 추정기법을 이용하여 설명한다. 탄도미사일은 고유 비행특성상 대응시간과 대응수단을 극히 제한시킨다. 이러한 점에서 조기경보 및 감시위성은 중요한 의미를 지닌다. 미사일방어 체계의 DSP 위성과 SBIRS에 의한 미사일 발사위치 불확실성(LPU)과 중간 비행 단계의 위치불확실성(MLU)을 확장칼만필터를 사용한 추정이론에 의해 분석하고, 비회전형 DSP에 의한 상태 추정값의 불확실성을 회전형과 비교하여 정량적으로 제시했다.

ABSTRACT

This paper describes the utility of satellite sensors of the missile defense system using the estimation theory. The inherent flight characteristics of the missiles give the limitations in the response time and the countermeasures. In this point, the early warning and surveillance satellites are important. Using the Extended Kalman Filter, it is analysed LPU and MLU in DSP and SBIRS satellites, and presented the quantitative uncertainties of state estimates of non-rotational DSP compare to the rotating one.

I. 서 론

탄도미사일을 대상으로 하는 미사일 방어는 탄도 미사일 자체의 고유 비행운동 특성상, 요격체계, 센서 및 BM/CAI의 복합시스템으로 구성되며 각 비행 단계별 요격이 지속적으로 요구되는 다층복합방어 체계이다. 매우 짧은 시간 동안 탄착점에 고속으로 접근하는 탄도미사일을 요격하기 위해서는 유사시 뿐만 아니라 평시에도 지속적으로 감시 추적하여 정확한 요격정보를 획득할 수 있는 조기경보 및 감시 위성체계와 모든 센서로부터의 획득정보를 짧은 시간 내에 처리하여 방어지역의 요격미사일에 큐잉할

수 있는 체계가 요구된다. 특히, 조기경보 및 감시위성은 미사일 발사위치와 비행중인 미사일의 상태변수를 추정하는데 필요한 측정데이터를 부스트단계에서 적외선 센서를 사용하여 획득하여 지상국에 전파하는 중요한 역할을 수행한다.

이러한 위성센서의 중요성에도 불구하고 이와 관련된 논문은 매우 제한적이다.[1],[2] 본 논문은 미사일 방어 체계에 있어 위성센서 효용성을 추정기법으로 도출한 미사일 발사위치 불확실성과 중간 비행 단계 미사일 위치의 불확실성을 분석한다. DSP(Defense Support Program) 위성과 고궤도를 제외한 SBIRS(Space Based Infra-Red System) 위성에 의한 미사일 위치의 불확실성을 확장칼만필터 추정이

* 국방대학교 무기체계전공(Korea National Defense University)

· 논문번호 : 2002-11-05

· 접수일자 : 2002년 11월 5일

론에 의해 분석하고, 비회전형 DSP에 의한 상태 추정값의 불확실성을 회전형과 비교해 정량적으로 제시한다. 편의상, 미사일의 비행거리는 660 km로 가정했으며, 비행궤적 생성에 사용된 입력피라미터는 이전에 발표된 논문[3]과 동일하다.

II. 미사일 방어 체계와 위성센서

그림 1은 미사일 방어의 일반적인 개념도이다. 목표지역 방어는 탄착지점 근처에서 날아오는 미사일을 요격하는 것이며, 전방지역 방어는 부스트단계 또는 상승단계에 있는 미사일을 목표로 하고 있으므로 보다 쉽게 탄도미사일을 파괴할 수 있다. 또한, 미사일 방어를 부스트 단계, 중간 비행단계 및 재진입단계의 3단계로도 구분할 수 있다. 그림에서의 적도궤도 위성은 DSP이며, 저궤도 위성센서는 향후 운용될 SBIRS-Low 위성을 나타낸다.

DSP 위성은 미사일의 부스트 단계에서 분출하는 화염의 적외선을 탐지하여 궤적 정보를 지상에 전송한다. 이 위성은 고도 35,786 km의 정지궤도(적도궤도)에 위치하며 지구의 자전과 같은 각속도로 공전한다. DSP 체계는 총 5기의 위성으로 구성되며, 이 가운데 3기가 주 임무를 담당하고 전 지구의 약 75%(극지방을 제외한 유효탐지범위)를 탐지할 수 있다. 나머지 2기는 위협예상지역에 대한 탐지 보조 역할을 수행한다. SBIRS는 전 지구를 감시하기 위해 고궤도 위성, 적도궤도 위성, 그리고 저궤도 위성으로 구성된다. 5기의 DSP 위성, 2기의 고궤도 위성

으로 구성되는 SBIRS-High는 사거리가 짧은 미사일의 추적에 적합하고, 저궤도 위성으로 구성된 SBIRS-Low는 500~1,500 km의 고도에서 탄도미사일의 부스트 단계를 적외선 센서로 포착하며, 가시광선 센서를 이용하여 대기권에 재돌입시까지 지속적으로 탐지한다. 이 위성체계는 24~32기의 위성으로 구성되며 SBIRS-High와 연동하여 운용될 예정이다.

III. 추정이론

3-1 비선형시스템의 선형근사화

대부분의 물리적 시스템은 선형보다 비선형 시스템이 많기 때문에 일반적인 칼만필터를 사용하여 최적의 상태추정치를 얻는 데에는 어려움이 있다. 그러므로 비선형시스템을 선형화하여 사용하는 확장 칼만필터(EKF : Extended Kalman Filter)가 요구된다. 이산화 비선형시스템의 관측방정식 모델은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$z_k = h(x_k, k) + v_k \tag{1}$$

여기서, z_k 와 v_k 는 k 번째 샘플링 순간의 관측벡터와 비상관 가우시안 관측잡음이다. 비선형시스템을 칼만필터에 적용하기 위해서는 선형시스템으로 변형하는 과정을 거쳐야 한다. 시스템의 실제값과 기준궤적값(reference trajectory value)과의 편차는 다음식과 같이 표현할 수 있다.

$$\tilde{x}(t) = x(t) - \bar{x}(t) \tag{2}$$

편의상 편차 \tilde{x}_k 을 알고 있다고 가정하고 관측방정식을 나타내면, 다음과 같이 표현된다.

$$z_k = h(\tilde{x}_k + \Delta x_k, k) + v_k \tag{3}$$

같은 방법으로, 식 (3)에 대해 테일러 급수 전개식의 1차 근사항까지만 고려하면 다음과 같다.

$$z_{k+1} \approx h(\tilde{x}_k, k) + \frac{\partial h}{\partial x_k}(\tilde{x}_k, k)\Delta x_k + v_k \tag{4}$$

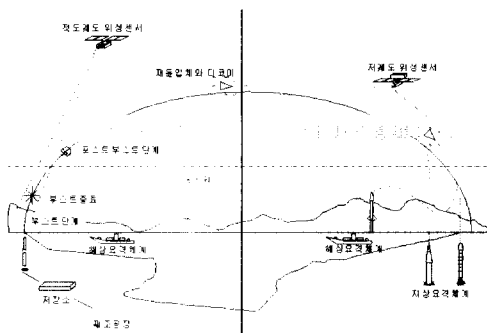


그림 1. 미사일방어 개념
Fig. 1. Concept of missile defense.

한편, $H_k = \frac{\partial h}{\partial x_k}(\hat{x}_k, k)$ 그리고 $y_k = z_k -$

$h(\hat{x}_k, k)$ 라 하면 관측방정식은 다음과 같이 선형화된 방정식으로 표현할 수 있다.

$$y_k = H_k \Delta x_k + v_k \quad (5)$$

그러므로 확장 칼만필터의 관측모델을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (6)$$

식 (6)에서 관측잡음 v_k 은 평균이 0인 백색가우시안 잡음으로, 공분산행렬(covariance matrix)은 다음과 같은 표현식이 적용된다.

$$E\{(v(t)(v(\tau))^T)\} = \tau a(t - \tau) \quad (7)$$

여기서, $E\{\cdot\}$: 기대치 또는 평균치

$\delta(t)$: Dirac delta function

$R(t)$: 관측잡음(또는 관측잡음세기의 공분산행렬)

초기 상태벡터와 공분산행렬, 또는 이전 상태벡터와 공분산행렬을 상태천이행렬을 이용하여 다음과 같이 현재의 상태벡터와 상태오차 공분산행렬을 추정한다.

$$\hat{x}_k^- = \Phi_{k-1} \hat{x}_{k-1}^+ \quad (8)$$

여기서, \hat{x}_k 는 $t=k$ 에서, $z_k = \{z_1, z_2, \dots, z_k\}$ 가 주어졌을 때의 상태추정이며, Φ_k 는 상태천이행렬로서 주어진 시간($t=k-1$)에서 상태(state)를 시간($t=k$)에서의 상태로 천이시켜준다.

$$P_k^- = \Phi_{k-1} P_{k-1}^+ \Phi_{k-1}^T + G_{k-1} Q_{k-1} G_{k-1}^T \quad (9)$$

여기서, P_k 는 오차 공분산행렬로서 실제 상태벡터 x_k 와 추정상태벡터 \hat{x}_k 와의 공분산 차이를 나타내는 행렬이며, G 는 잡음 이득행렬이다. 또한 Q_k 는 시스템 잡음 공분산행렬을 나타낸다.

또한, 새로운 관측값이 주어졌을 때, 상태의 갱신식은 다음과 같이 표현된다.

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k(Z_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (10)$$

여기서, H_k 는 관측행렬로서 관측치에 대한 실제 상태벡터의 성분과 관련된다.

칼만이득행렬 K 는 상태 추정치를 조정(tune-up)하기 위한 새로운 관측치에 대한 가중치(weight)를 나타내며 다음과 같다.

$$K_k = P_k^- H_k^T [H_k P_k^- H_k^T + R_k]^{-1} \quad (11)$$

단, R_k 는 관측오차 공분산행렬로서 입력을 발생시키는데 사용되는 장치의 정확성에 의해 결정된다. 또한, 상태오차 공분산행렬의 갱신식은 다음과 같이 표현된다.

$$P_k^+ = [I - K_k H_k] P_k^- \quad (12)$$

IV. 미사일 발사위치 및 중간단계 비행위치 추정

4-1 미사일-센서의 기하학적 연관성[4]

4-1-1 회전형 DSP 위성센서

그림 2와 같은 일반적인 구면시스템은 다음과 같이 지구중심의 직각좌표계로 나타낼 수 있다.

$$x = r \sin \theta \cos \phi \quad (13)$$

$$y = r \sin \theta \sin \phi \quad (14)$$

$$z = r \cos \theta \quad (15)$$

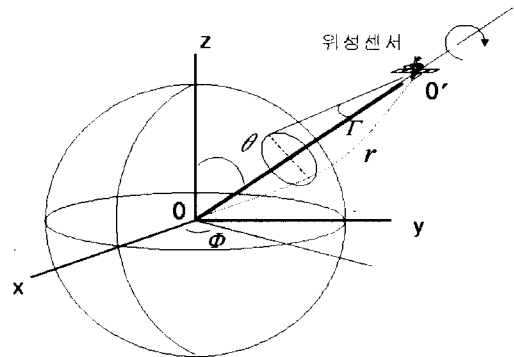


그림 2. 조기경보위성의 기하학적 표현
Fig. 2. Geometry of an early warning satellite.

여기서, 회전형 DSP 위성은 적도궤도에 위치하므로 θ 는 90° 가 된다.

이러한 시스템을 센서와 함께 회전하는 시스템으로 변환하기 위해서는 좌표순서를 정하고 나서, (i) 원점을 벡터 \vec{r} 만큼 이동시키고, (ii) x, y, z 로 구성된 좌표시스템을 축에 대해 Φ 만큼 회전시키며, (iii) 다시 y' 축에 대해 $\theta - \pi/2$ 만큼 회전시킨 후, (iv) y'', y''' 축에 대해 위성센서의 경사각 Γ 만큼을 아래로 회전시키면 다음과 같은 행렬식을 순차적으로 얻게 된다.

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi & 0 & \sin \Phi \\ -\sin \Phi & 1 & \cos \Phi \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \theta & 0 & \cos \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\cos \theta & 0 & \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{bmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Gamma & 0 & -\sin \Gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Gamma & 0 & \cos \Gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} \quad (18)$$

결과적으로 식(16)~(18)을 적용하면 그림 3과 같이 회전하는 좌표체계에서 보는 미사일의 위치에 대한 다음과 같은 관계식이 얻어진다.

$$X = x''' \cos \omega t + (x''' \cos \Gamma + z''' \sin \Gamma) \cdot \cos \Gamma (1 - \cos \omega t) - y''' \sin \Gamma \sin \omega t \quad (19)$$

$$Y = y''' \cos \omega t + (x''' \sin \Gamma - z''' \cos \Gamma) \sin \omega t \quad (20)$$

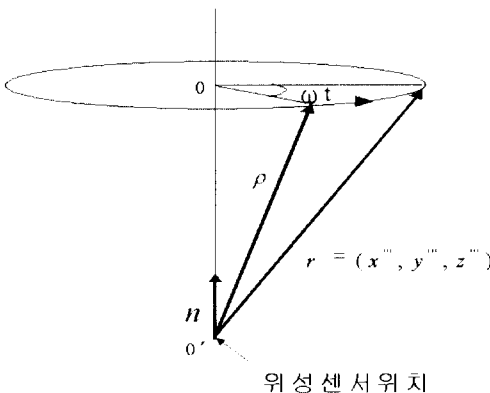


그림 3. 회전좌표계
Fig. 3. Spinning coordinates.

$$Z = z''' \cos \omega t + (x''' \cos \Gamma + z''' \sin \Gamma) \cdot \sin \Gamma (1 - \cos \omega t) + y''' \cos \Gamma \sin \omega t \quad (21)$$

또한, 센서의 관측치가 $\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_v \\ \Omega \end{bmatrix}$ 을 만족할 때, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\alpha_v = \tan^{-1} \left(-\frac{Z}{X} \right) \quad (22)$$

$$\Omega = \tan^{-1} (y''' / (z''' \cos \Gamma - x''' \sin \Gamma)) \quad (23)$$

여기서, α_v 와 Ω 는 각각 센서좌표상의 수직방향 관측 각과 회전위상각을 나타낸다. Ω 는 센서위치에서 본 단면을 지구상의 원형 디스크로 나타낼 때 시계방향으로의 각 위치이다.

4-1-2 고정형 DSP 위성센서

그림 4와 같이 고정형 위성센서는 회전형 위성센서와 거의 동일하지만(동일하게 경사각 부여), 가장 큰 차이점은, 센서가 회전하지 않는다는 것이다. 따라서, 관측치는 다음과 같이 달라진다.

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_v \\ \alpha_h \end{bmatrix} \quad (24)$$

여기서,

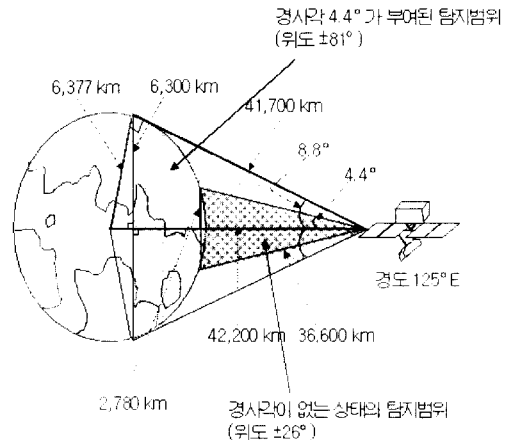


그림 4. 정지궤도 위성의 일반적 탐지범위
Fig. 4. General coverage of a GEO satellite.

$$\begin{aligned} \alpha_v &= \tan^{-1}(-z'''/x'''), \\ \alpha_h &= \tan^{-1}(-y'''/x''') \end{aligned} \quad (25)$$

4-1-3 SBIRS-Low의 저궤도 위성센서

저궤도 위성의 고도는 약 500~1,500 km이며, 정지궤도 위성보다 미사일에 상당히 가깝기 때문에 미사일의 고도를 비교적 정밀하게 관측할 수 있는 장점이 있다. 이는 미사일 발사위치와 중간 비행단계의 미사일 위치 추정의 오차를 크게 줄일 수 있다. 그러나, 지구 주위를 1.5시간에 한바퀴 정도의 속도로 공전하기 때문에, 저궤도 위성의 적외선센서로는 부스트 단계 동안 미사일을 한번 정도 관측하게 된다. 여기서는 위성 고도는 약 600 km 상공이라고 가정했다.

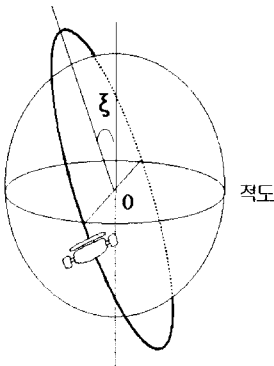


그림 5. 저궤도 위성의 궤도
Fig. 5. Orbit of a LEO satellite.

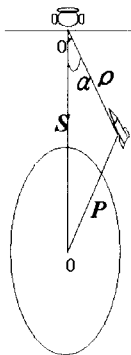


그림 6. 저궤도 위성과 미사일
Fig. 6. LEO satellite and missile.

지구중심 좌표계에서 센서중심 좌표계로 변환할 때, 정지궤도 위성의 경우는 위성 기울기를 고려하여 식 (16)~(18)로 나타내었지만, 저궤도 위성의 경우 위성 경사각 대신 위성궤도 기울기를 고려하면, 식 (18)은 다음과 같이 달라진다.

$$\begin{bmatrix} x''' \\ y''' \\ z''' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \xi & \sin \xi \\ 0 & -\sin \xi & \cos \xi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'' \\ y'' \\ z'' \end{bmatrix} \quad (26)$$

여기서, ξ는 ('위성궤도의 기울기' -90°)의 각이다. 또한, 관측치는 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.[5]

$$\begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_v \\ \alpha_h \\ \rho \end{bmatrix} \quad (27)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \rho &= \sin(\pi/2 - a) - \sqrt{P^2 - S^2 \cos^2(\pi/2 - a)}, \\ \alpha &= \tan^{-1}(\sqrt{\tan^2 \alpha_h + \tan^2 \alpha_v}) \end{aligned} \quad (28)$$

4-2 미사일 위치추정

4-2-1 미사일 발사위치 불확실성

미사일 발사위치와 관련된 불확실성(LPU : Launch Point Uncertainty)을 위도와 경도만으로 충분히 나타낼 수 있다고 가정할 때, 발사위치, w 는 미사일 상태변수에 의해 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$w = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (29)$$

여기서, x_1 과 x_2 는 각각 미사일의 발사위도와 경도를 나타내는 상태변수이다. 따라서, 발사위치 오차공분산행렬, W 는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} W &= E[(w - \hat{w})(w - \hat{w})^T] \\ &= \begin{bmatrix} \hat{p}_{11} & \hat{p}_{12} \\ \hat{p}_{21} & \hat{p}_{22} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (30)$$

이와 같이 발사위치 불확실성은 p 성분으로 구성된 2×2 행렬로부터 결정된다. w 가 타원체 내에 있을 확률은 다음 식에 의해 구해지며, $\ell=1, 2, 3$ 일 때 추정치가 오차타원체내 위치할 확률은 각각 0.393, 0.865, 0.989이다.[6]

$$(w - \hat{w})W^{-1}(w - \hat{w})^T = \ell^2 \quad (31)$$

$$\int_0^\ell \exp\left(-\frac{r^2}{2}\right)r dr = 1 - \exp\left(-\frac{\ell^2}{2}\right) \quad (32)$$

또한, 오차의 표준편차 1σ 레벨에서, 최초 발사위도 및 경도의 불확실성을 1° , 발사고도의 불확실성을 1 km라고 가정할 때 초기 오차공분산행렬은 다음 식과 같이 쓸 수 있다.

$$P_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (33)$$

4-2-2 미사일 중간단계 비행위치 불확실성

미사일 중간단계 위치 불확실성(MLU : Missile Location Uncertainty)은 중간단계 위치 오차타원체의 체적이다. 임의 비행시간에 대한 미사일 위치벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \sin \theta \cos \Phi \\ r \sin \theta \sin \Phi \\ r \cos \theta \end{bmatrix} \quad (34)$$

여기서, y 는 상태벡터에 대한 비선형 함수이므로 발사위치추정과 유사한 방법으로 유도할 수 있다.

$$y - \hat{y} \approx \left. \frac{\partial y}{\partial x} \right|_{x=\hat{x}} (x - \hat{x}) = G(x - \hat{x}) \quad (35)$$

여기서, 상태변수는 $x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}$ 의 3차원의 벡터이며, x_3 는 미사일의 고도를 나타낸다. 또한 G 는 H 행렬과 동일한 형태의 Jacobian 행렬이며 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$G = \left[\begin{array}{ccc} \frac{\partial y_1}{\partial x_1} & \frac{\partial y_1}{\partial x_2} & \frac{\partial y_1}{\partial x_3} \\ \frac{\partial y_2}{\partial x_1} & \frac{\partial y_2}{\partial x_2} & \frac{\partial y_2}{\partial x_3} \\ \frac{\partial y_3}{\partial x_1} & \frac{\partial y_3}{\partial x_2} & \frac{\partial y_3}{\partial x_3} \end{array} \right]_{x=\hat{x}} \quad (36)$$

그리고, y 에 대한 오차공분산 행렬은,

$$O = E[(y - \hat{y})(y - \hat{y})^T] = GPG^T \quad (37)$$

또한, 오차타원체의 공식 다음과 같다.

$$(y - \hat{y})O^{-1}(y - \hat{y})^T = \ell^2 \quad (38)$$

오차타원체내에 추정치가 놓일 확률은 발사위치 추정시와 유사한 방법으로 구해진다.

$$\begin{aligned} & \sqrt{\frac{2}{\pi}} \int_0^\ell \exp\left(-\frac{r^2}{2}\right)r dr \\ &= \operatorname{erf}\left(\frac{\ell}{\sqrt{2}}\right) - \ell \sqrt{\frac{2}{\pi}} \exp\left(-\frac{\ell^2}{2}\right) \end{aligned} \quad (39)$$

$$\operatorname{erf}(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-u^2} du \quad (40)$$

여기서, $\operatorname{erf}(x)$ 는 에러함수이다.

V. 시뮬레이션 결과 및 분석

그림 7은 분석모델로 사용된 최대사거리 1,000 km의 미사일을 660 km로 발사했을 때 68초 동안의 부스트단계 비행궤적으로 지상거리 변화에 따른 고도변화를 나타낸다. 또한, 그림 8은 동일한 미사일로 부스트 이후의 중간 비행단계 궤적을 나타낸다. 미사일의 발사위치는 위도 39.15°N , 경도 127.25°E 의 임의의 지점이며 발사 방위각은 185.67° 이고 탄착지점은 위도 33.25°N , 경도 126.55°E 인 지점으로 가정하였다. DSP 위성센서의 경우 경사각이 4.4° 이며 센서는 회전축을 중심으로 회전한다고 가정하였고 고정형 DSP 위성센서의 경우의 경사각은 동일하지만 회전하지 않는다고 가정하였다.

그리고 회전형 위성은 경도 15°E 및 75°E 의 적도상 정지궤도에 각각 위치해 있고, 고정형 정지궤도

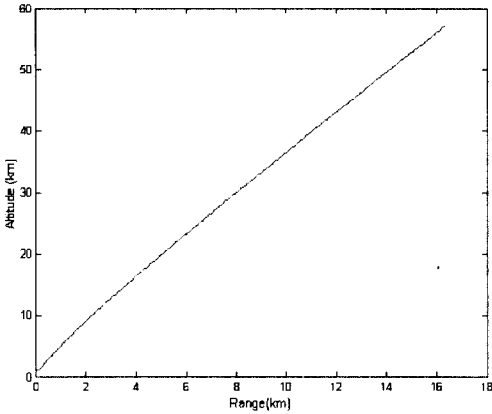


그림 7. 부스트 단계 비행궤적
Fig. 7. Flight trajectory of boost phase.

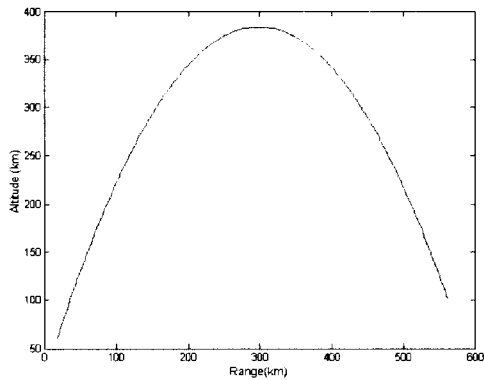


그림 8. 중간단계 비행궤적
Fig. 8. Flight trajectory of midphase.

위성은 경도 125°E 상공에 위치해 있다고 가정하였다. 또한, SBIRS-Low의 저궤도 위성은 그림 5와 같이 궤도 기울기는 $100^\circ(90^\circ + \xi)$ 이며, 관측지점은 위도 38°N, 경도 128°E, 고도 600 km로 가정했다.

5-1 미사일 발사위치 불확실성

5-1-1 DSP 위성체계(또는 SBIRS-High)

그림 9는 미사일 발사위치 불확실성(LPU)의 시뮬레이션 절차를 나타내는 흐름선도이다.

그림 10은 위도 0°, 경도 75°E에 위치한 기준 DSP 단일 회전위성의 경우로서 $\ell = 2$ 일 때의 LPU

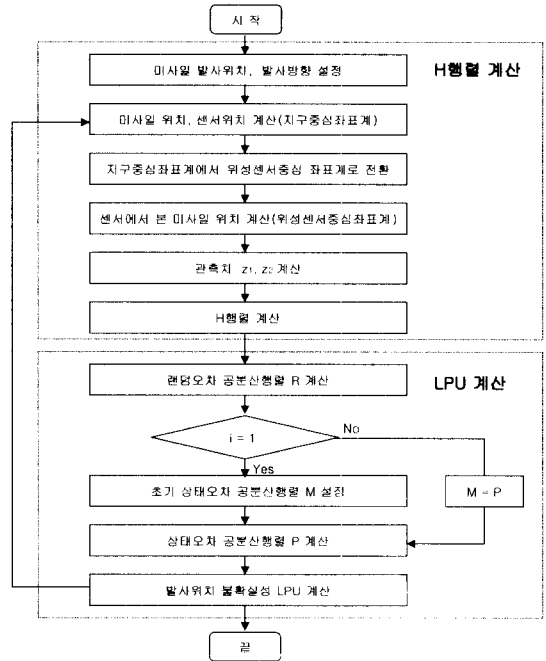


그림 9. LPU에 대한 시뮬레이션 흐름선도
Fig. 9. Simulation flow chart of LPU.

이다. 랜덤오차는 각각 30, 60 및 $100 \mu rad$ 이며, 관측시간은 미사일 발사 후 7, 27, 47 및 67초로 가정하였다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 최초의 불확실성이 초기의 관측값에 의해 매우 급격하게 감소되거나 어느 정도 이후에는 완만하게 감소된다. 그림 11은 경도 15°E에 위치한 두 번째 위성과 그림 10의 위성 관측데이터를 융합하여 계산된 LPU를 나타낸다.(두 번째 위성센서는 3, 23, 43 및 63초 때 관측값을 제공된다고 가정). 단일 위성센서를 사용했을 때보다 불확실성이 줄어들었음을 알 수 있다. 그림 12는 위성센서의 탐지간격의 변화에 따른 LPU의 변화를 나타낸다. 즉, 센서의 회전주기가 20초에서 10초, 5초로 짧아질수록, 오차가 현저히 줄어든다. 그림 13은 고정형 DSP 위성센서(위도 0°, 경도 125°E에 위치)를 사용한 경우의 시간에 대한 LPU 민감도이다. 위성센서가 회전을 전혀 하지 않기 때문에, 관측과 관측 사이의 시간간격을 고려할 필요가 없지만, 계산의 편리함을 위해 1초 간격으로 관측치가 입력됨을 가정하였다. 비록 단 한 개의 센서를 사용한다 해도 그림 11의 회전형 위성센서 2개를 사용

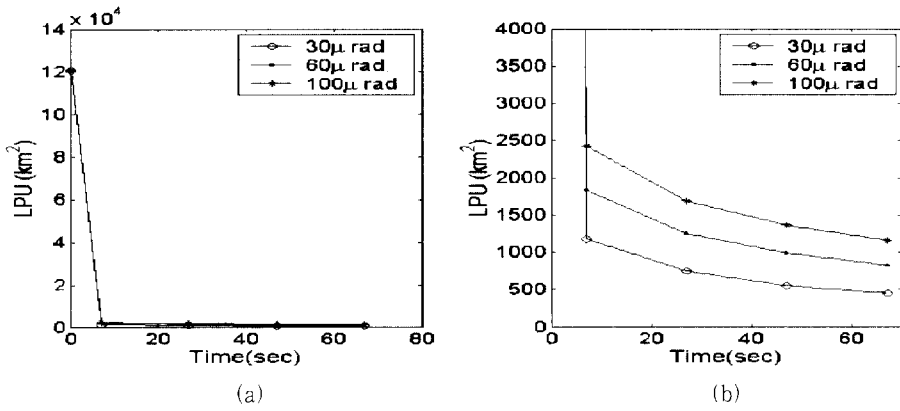


그림 10. 회전형 DSP 위성센서의 LPU 민감도(단일센서 사용)
 Fig. 10. Sensitivity of LPU to a rotating DSP sensor(1 sensor).

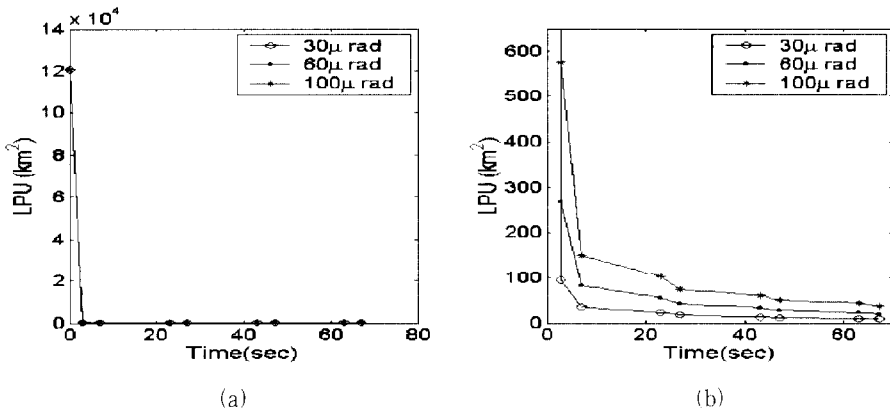


그림 11. 회전형 DSP 위성센서의 LPU 민감도(2 센서 사용)
 Fig. 11. Sensitivity of LPU to rotating DSP sensors(2 sensor).

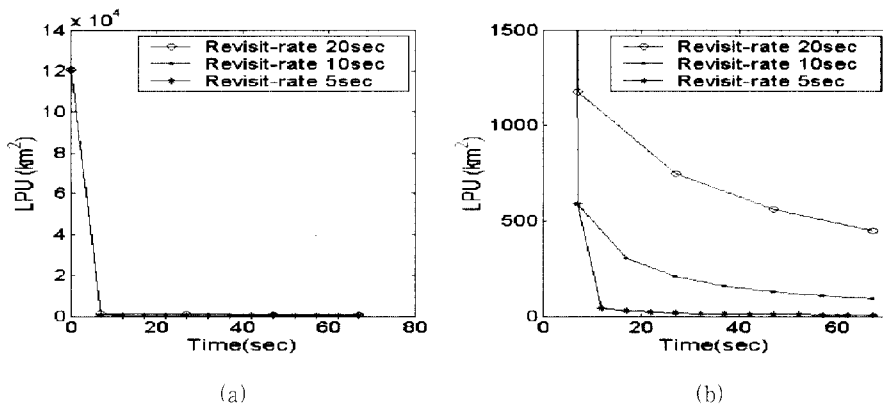


그림 12. 탐지간격의 LPU 민감도(단일센서, 30 μrad)
 Fig. 12. Sensitivity of LPU to revisit time(1 sensor, 30 μrad).

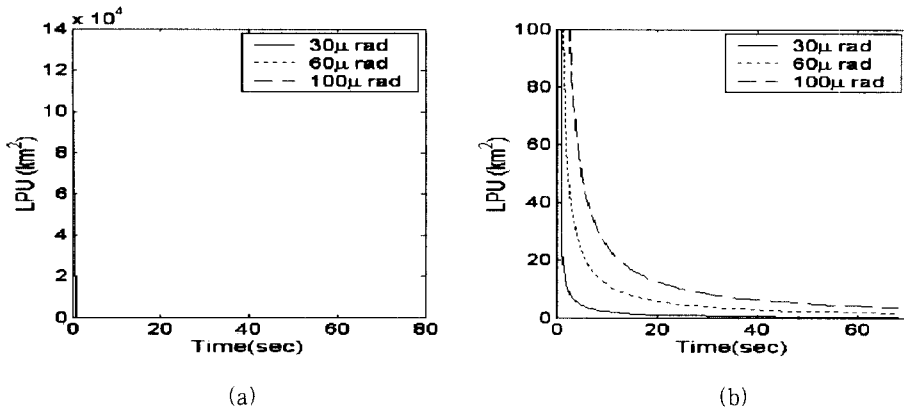


그림 13. 고정형 DSP 위성센서의 LPU 민감도(단일센서 사용)
 Fig. 13. Sensitivity of LPU to a non-rotating DSP sensor(1 sensor).

한 것보다 훨씬 낮은 오차범위를 갖는다.

모든 LPU 그래프의 (b)는 (a) 그래프상의 관측이 시작된 이후 LPU를 확대한 것이다.

5-1-2 SBIRS-Low 저궤도 위성과의 연동

5-1-1절의 DSP 위성(또는 SBIRS-High) LPU에 대해 각각 저궤도 위성의 관측데이터를 융합한 경우의 불확실성을 산출하고자 한다. 저궤도 위성은 DSP와 연동하여 부스트 단계의 미사일을 적외선 센서로 탐지하며, 광학센서를 이용하여 재진입전까지 지속적으로 추적할 수 있다. 그러나, 부스트 단계의 탐지에 있어, 저궤도 위성은 1.5시간마다 지구를 한

바퀴씩 회전하며, 한 궤도 내에 7기의 위성이 위치하기 때문에 부스트가 68초에 종료하는 탄도미사일에 대해서는 충분한 데이터 획득이 어렵다. 특히 적외선 센서로 탐지할 때 28기의 모든 위성을 사용한 다해도 부스트 단계의 미사일을 1회 이상 탐지할 수 없다. 따라서, DSP와 연동되어 얻어진 미사일의 부스트 단계 정보를 미사일 최근접 저궤도 위성에 보내서 재진입 전까지 추적하게 해야 한다. 이때, 추정된 미사일의 발사위치나 중간 비행단계 위치의 불확실성은 중간 비행단계를 탐지하는 저궤도 위성이 얼마나 빠르고 정확하게 미사일의 위치를 찾아내는지 에 직접적으로 관련된다.

그림 14는 회전형 정지궤도 위성 1기와 저궤도 위

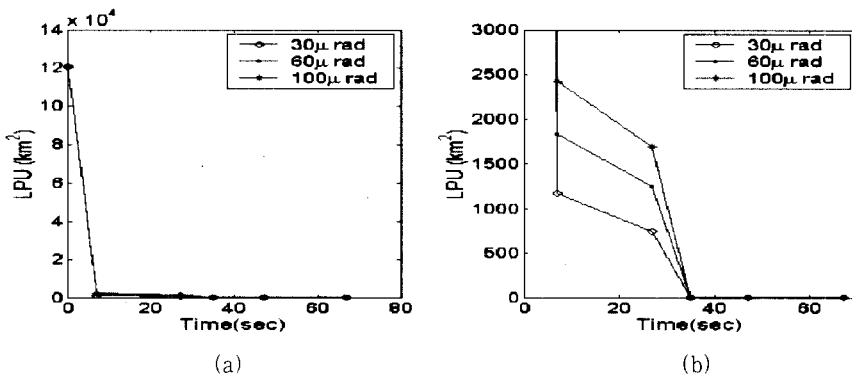


그림 14. 회전형 DSP 위성센서와 저궤도 위성센서의 데이터가 융합된 LPU 변화
 Fig. 14. Sensitivity of LPU to fused data of rotating DSP and LEO satellites.

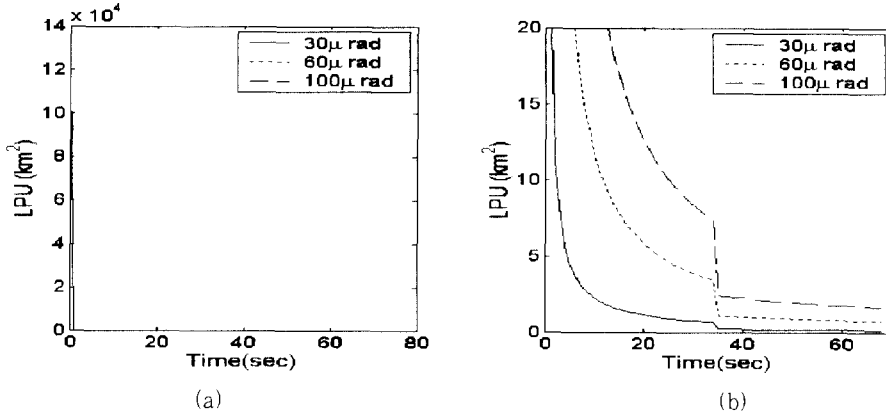


그림 15. 고정형 DSP 위성센서와 저궤도 위성센서의 데이터가 융합된 LPU 변화
 Fig. 15. Sensitivity of LPU to fused data of non-rotating DSP and LEO satellites.

성 1기의 관측데이터를 융합하여 계산된 LPU이다. 저궤도 위성의 데이터는 미사일 발사 후 35초에 단 한번 관측되었으나, 그림 11의 회전형 DSP 위성 2기 데이터를 융합한 경우보다 불확실성이 현저히 감소됨을 보여준다. 그림 15는 고정형 정지궤도 위성 1기와 저궤도 위성 1기의 관측데이터를 융합하여 산출된 LPU이다. 이 경우에도 저궤도 위성 데이터는 미사일 발사 후 35초에 단 한번 관측되었으며, 어느 위성센서의 경우보다 불확실성이 현저히 감소되었음을 알 수 있다.

5-2 미사일 중간 비행단계 위치 불확실성

5-2-1 DSP 위성체계(또는 SBIRS-High)

그림 16은 한 개의 DSP 회전위성을 가지고 처리한 재진입 이전의 중간 비행단계 MLU로 3가지 랜덤오차에 대해 나타났다. 최초 MLU는 발사위치를 추정하면서 얻어진 오차 공분산행렬을 그대로 사용하여 구했다. 그림 17은 두 개의 회전위성으로부터 얻어진 MLU이다. 한 개의 위성보다는 두 개의 위성을 사용했을 때의 오차값이 현저히 작음을 알 수

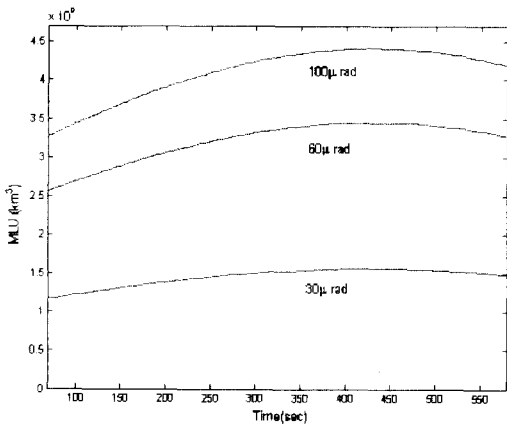


그림 16. 회전형 DSP 위성센서의 MLU 민감도(단일센서 사용)

Fig. 16. Sensitivity of MLU to a rotating DSP sensor (1 sensor).

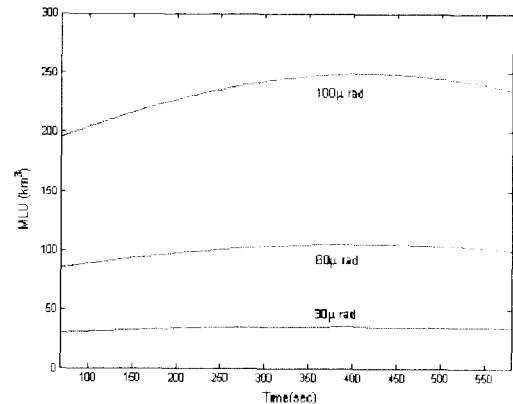


그림 17. 회전형 DSP 위성센서의 MLU 민감도(2 센서 사용)

Fig. 17. Sensitivity of MLU to rotating DSP sensors(2 sensors).

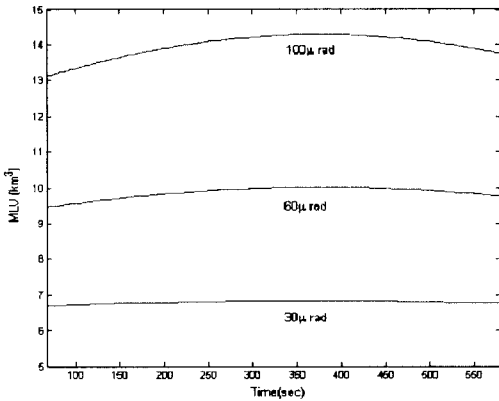


그림 18. 고정형 DSP 위성센서의 MLU 민감도(단일센서 사용)
 Fig. 18. Sensitivity of MLU to a non-rotating DSP sensor(1 sensor).

있다. 그러나 그림 18과 같이, 고정형 위성센서를 사용할 경우 단 한 개의 센서만 사용할지라도 MLU가 훨씬 줄어든다.

5-2-2 SBIRS-Low 저궤도 위성 연동

그림 19는 회전형 정지궤도 위성 1기와 저궤도 위성 1기의 관측데이터를 융합하여 계산된 MLU이다.

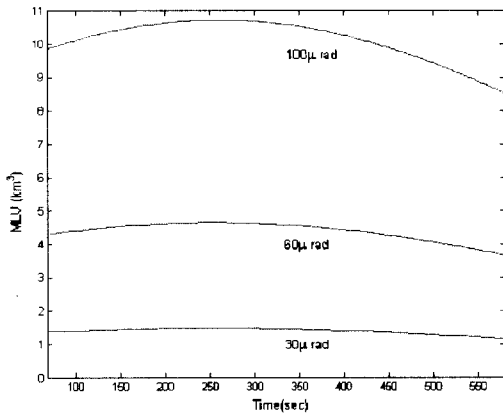


그림 19. 회전형 DSP 위성센서와 저궤도 위성 센서의 데이터가 융합된 MLU 변화
 Fig. 19. Sensitivity of MLU to fused data of rotating DSP and LEO satellites.

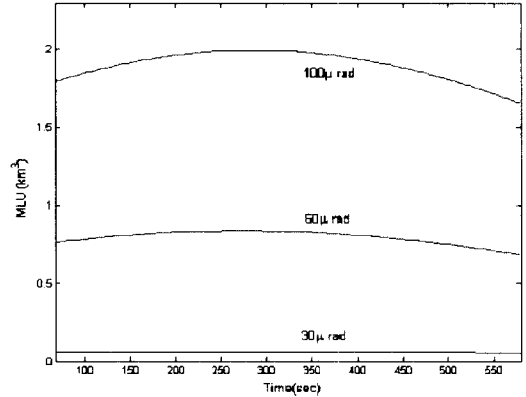


그림 20. 고정형 DSP 위성센서와 저궤도 위성센서의 데이터가 융합된 MLU 변화
 Fig. 20. Sensitivity of MLU to fused data of non-rotating DSP and LEO satellites.

저궤도 위성의 데이터는 미사일 발사후 35초에 단 한번 관측되었으며, 그림 17의 회전형 DSP 위성 2기 데이터를 융합한 경우보다 훨씬 불확실성이 작을 뿐만 아니라 전체적으로 불확실성이 감소된다. 그림 20은 고정형 정지궤도 위성 1기와 저궤도 위성 1기의 관측데이터를 융합하여 산출된 MLU들이다. 이 경우도 저궤도 위성의 데이터는 미사일 발사후 35초에 단 한번 관측되었으며, 어느 센서의 경우보다 불확실성이 가장 작으며 또한 현저히 감소됨을 알 수 있다.

VI. 결 론

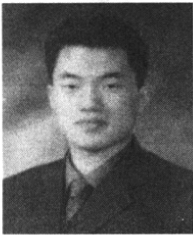
본 논문은 다양한 조건의 위성센서에서 얻어진 미사일 발사위치의 불확실성(LPU)과 중간 비행단계에서의 위치 불확실성(MLU)을 분석하였다. LPU는 최초 관측값에 의해 급격히 감소된다. 그리고 단일 센서보다 2개의 센서를 이용할 때의 LPU/MLU가 더욱 감소된다. 또한 탐지간격이 짧으면 짧을수록, 즉 고정위성의 불확실성이 회전위성보다 더욱 감소됨을 나타낸다. 향후 운용될 SBIRS 체계의 저궤도 적외선 위성센서가 기존의 DSP체계와 연동될 때 LPU와 MLU 크게 감소하는 효과를 얻을 수 있음을 밝혔다.

참 고 문 헌

- [1] 박평중, "탄도미사일 발사위치 불확실성에 관한 연구", 국방대학교 석사논문, 2000.
- [2] Jeffrey A. Isaacson and David R. Vaughan, "Estimation And Prediction of Ballistic Missile Trajectories", *RAND*, 1996.
- [3] 최봉석, "비행특성을 고려한 탄도미사일 방어

- 체계 분석", 국방대학교 석사논문, 2001.
- [4] H. Goldstein, "Classical Mechanics", Massachusetts : Addison-Wesley, 1980.
- [5] Norman J. Danis, "Space-Based Tactical Ballistic Missile Launch Parameter Estimation", *IEEE*, 1993.
- [6] A. E. Bryson and Y. C. Ho, "Applied Optimal Control", New York : Hemisphere Publishing Corporation, 1975.

박 철 현



1999년 : 육군사관학교(이학사)
2001년~현재 : 국방대학교 무기
체계학과 석사과정

권 용 수



1980년 : 해군사관학교(공학사)
1983년 : 서울대학교 전기공학과
(공학사)
1986년 : 서울대학교 전기공학과
(공학석사)
1993년 : 영국 Manchester University
전기공학과(공학박사)
1993년~1997년 : 해군사관학교 전기공학과 부교수
1997년~현재 : 국방대학교 무기체계학과 부교수
현 한국시스템엔지니어링협회 이사
관심분야 : 미사일 추적 및 유도, 항법시스템, 시스템
엔지니어링 등