

## 광학 우주 관측 시스템의 미지 우주물체 위치 추적 분석

현철<sup>1\*</sup> · 이상욱<sup>1</sup> · 이호진<sup>1</sup> · 박승욱<sup>2</sup>

### Tracking Analysis of Unknown Space Objects in Optical Space Observation Systems

Chul Hyun<sup>1\*</sup> · Sangwook Lee<sup>1</sup> · Hojin Lee<sup>1</sup> · Seung-Wook Park<sup>2</sup>

<sup>1\*</sup>Chief researcher, Department of System Engineering, LIG Nex1, Seongnam, 13488 Korea

<sup>2</sup>Chief researcher, EO/IR System R&D, LIG Nex1, Yongin, 16911 Korea

#### 요약

본 논문에서는 지상의 광학 관측 시스템에서 미지 우주물체를 짧은 주기로 촬영할 때의 연속 추적 가능성을 확인해 본다. 저궤도영역으로 한정된 대상 표적에 대해 모의 관측 데이터를 생성하였고, 표적특성을 고려하여 예측 오차의 성능지수를 설정하였다. 칼만 필터를 이용하여 표적의 다음 위치를 예측하였고, 등속도/등가속도 표적 기동 모델이 미지 우주물체의 방위각/고도각 두 축에 적용되었다. 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과, 최대 비선형구간의 최대 오차 비율이 2% 미만으로 나타나 연속적인 추적을 보장할 수 있다고 판단할 수 있었다. 등가속도 모델이 케이스별 예측 오차값의 변화가 적어서, 미지 우주물체의 추적에 더 적합하였다. 이러한 분석은 광학 관측을 이용한 미지 우주물체 궤도 결정의 기초를 제공할 수 있다.

#### ABSTRACT

In this paper, we check the possibility of continuous tracking when photographing unknown space objects in a short period of time in an optical observation system on the ground. Simulated observation data were generated for target limited to low-orbit areas. The performance index of the prediction error was set in consideration of the property of targets. Kalman Filter was applied to predict the next location of the target. A constant velocity/acceleration dynamic model was applied to the two axes of the azimuth/elevation of the unknown space object respectively. As a result of performing the Monte Carlo simulation, the maximum error ratio of the maximum nonlinear section was less than 2%, which could be determined to ensure continuous tracking. The CA model had little change in the prediction error value for each case, making it more suitable for tracking unknown space objects. This analysis could provide a foundation for determining the orbit of unknown space objects using optical observation.

**키워드** : 우주상황인식, 우주물체 추적, 표적 기동 모델, 칼만필터

**Keywords** : Space situation awareness, Space object tracking, Target dynamic model, Kalman filter

Received 28 September 2021, Revised 29 September 2021, Accepted 10 October 2021

\* Corresponding Author Chul Hyun(E-mail:chul.hyun@gmail.com, Tel:+82-31-8026-4293)

Chief researcher, Department of System Engineering, LIG Nex1, Seongnam, 13488 Korea

Open Access <http://doi.org/10.6109/jkiice.2021.25.12.1826>

print ISSN: 2234-4772 online ISSN: 2288-4165

© This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.  
Copyright © The Korea Institute of Information and Communication Engineering.

## I. 서 론

우주 공간에는 인공위성을 비롯한 우주선, 발사체 등의 다양한 인공 우주물체 수만 개가 존재하고 있다[1]. 스페이스X사의 스타링크 프로젝트와 같이 대량의 위성을 띄워 연결시키는 거대 군집 임무 등으로 인한 우주물체 수의 폭발적인 증가[2-4]와 소행성, 혜성, 유성체 등의 위협은 고가의 상용 위성이나 군사위성과의 충돌 가능성을 높이고[5], 우주물체 간의 충돌로 인한 파편의 지상 낙하 또는 적성국의 정찰 위성에 의한 국내 정찰 등의 위험성이 존재하는 상황[1,6]에서 자국의 우주 자산을 보호하고 원활한 서비스를 진행하기 위한 우주상황인식(Space Situation Awareness, SSA)의 중요성은 날이 갈수록 커지고 있다[7].

유럽우주국(ESA)은 이러한 우주상황인식을 우주 감시 및 추적(SST, Space Surveillance and Tracking), 우주 기상(SWE, Space Weather), 지구 근접 천체 관측(NEO, Near Earth Object)의 세 분야로 분류하고 있다. 이 중 우주물체 감시 및 추적(SST)은 지구궤도를 돌고 있는 활동 중이거나 활동 중이 아닌 위성과 폐기된 발사체, 우주 파편 등을 감시하는 우주상황인식(SAA)의 가장 기본적인 분야로서 미국, 유럽 등의 우주 선진국에서는 이와 관련된 연구가 활발하게 진행되고 있다[7-9].

우주물체 감시 및 추적에 사용되는 센서는 관측 위치에 따라 지상기반 및 우주기반으로 나눌 수 있으며, 센서의 종류에 따라 크게 레이더와 광학 시스템으로 구분할 수 있다[7,8]. 광학 관측은 각도 정보를 생성하고, 레이더 관측은 거리, 거리변화율, 관측자 기준 각도 정보를 생성한다. 우주 선진국에서는 높은 정밀성을 위해 레이더 및 광학 시스템에 레이저 시스템을 병행하여 통합적인 우주 추적 및 감시 시스템을 구축하는 추세이지만 [10] 광학 관측만을 이용한 우주 감시활동 사이트(미국의 GEODSS, 일본의 BSGC 천문대 등)들도 여전히 운영되고 있다[11,12].

광학 관측은 근본적으로 하늘의 일정 영역에 대한 사진을 찍는 것으로서, 표적의 거리 정보를 바로 획득할 수는 없으나 검출할 수 있는 대상의 고도 범위가 넓고 종류도 다양하다는 특징을 지닌다[12]. 광학 관측 시스템은 기능적인 면에서 촬영 영상을 얻어내는 광시야 망원경과 카메라부, 영상처리를 통하여 표적을 식별하고 정보를 산출해주는 영상처리부, 산출된 정보를 통해 다

음 망원경 위치를 예상하는 망원경 제어 시스템(TCS, Telescope Control System), 그리고 TCS의 명령대로 망원경을 구동시키는 마운트 제어 시스템(MCS, Mount Control System)으로 구분할 수 있다. 기존 관련 연구 문헌들은 주로 표적 식별을 위한 영상처리나 TLE(Two Line Element) 정보를 알고 있는 위성에 대한 추적 활동에 초점을 맞추었지만, 본 논문에서는 촬영과 영상처리가 정상적으로 수행된다는 가정하에, 사전 정보가 없는 미지의 우주물체에 대한 TCS 구현에 중점을 두었다.

광학 관측 데이터에는 표적의 거리 정보가 없지만, 각 위치와 시간 정보가 포함된 세 쌍의 광학 관측 자료를 이용하면 Laplace, Gauss, Double-r 반복법 등을 활용하여 우주물체의 궤도를 결정할 수 있다[10]. 그러나 이러한 세 점의 광학관측 데이터를 이용하여 우주물체의 예비궤도를 결정하는 방법은 한정된 정보를 이용하여 궤도를 근사하는 방법이기 때문에, 관측 데이터값이 부정확하면 결과의 정확성을 보장할 수 없다. 우주물체가 점으로 촬영되는 포인트 추적의 경우, 산출되는 각도 정보에는 정렬오차, 엔코더 오차등이 섞일 수 있지만, 수 초 가량의 노출 시간을 갖고 촬영된 스트릭(streak) 영상을 이용하면 이미 알려진 별지도(starmap)와의 비교를 통하여 보다 정확한 결과값의 산출이 가능하다.

궤도 정보를 알 수 없는 미지의 우주물체에 대하여 광학 관측을 통하여 한 장의 스트릭(streak) 영상을 얻게 되었을 때, 두 번째와 세 번째 영상을 찍기 위한 다음 촬영 위치를 추정하는 방법이 검토된 바 있다. 이러한 상황은 그림 1(a)의 개념도로 표현될 수 있다. 그러나, 1초 내외의 스트릭 영상에 포함된 정보만을 이용해서는 수 초에서 수십 초 이후의 다음 스트릭 촬영 위치를 1deg~2deg 정도의 시야각 범위 안으로 예측하는 데는 한계가 있었다[1].

본 논문에서는 지상의 관측소에서 미지의 우주물체에 대하여, 수 초 단위의 노출 시간 동안 스트릭 영상을 얻는 형태가 아니라, 초당 수~수십 프레임의 짧은 주기로 촬영할 때, 표적을 망원경 시야각에서 놓치지 않고 연속적으로 추적 가능한지를 시뮬레이션을 통하여 확인해 본다. 이는 그림1(b)의 개념도로 표현된다. 대상 우주물체는 고도 1000km 이하의 저궤도영역으로 한정하였고, 가정된 상황에서 추적에 더 적합한 표적 동역학 모델과 예측 알고리즘이 무엇인지도 함께 분석해 본다.

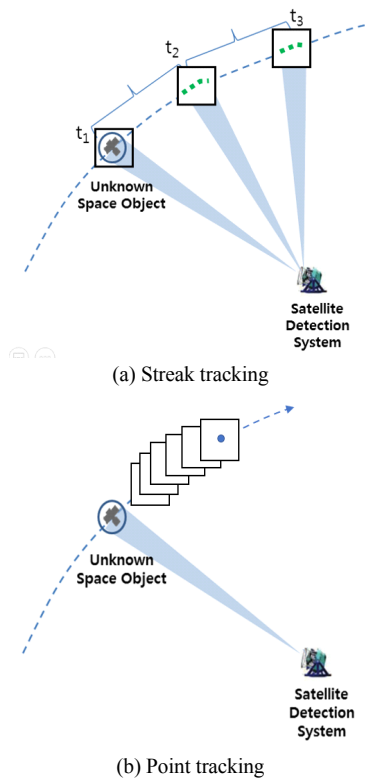


Fig. 1 Schematic diagrams for optical tracking system

본 논문은 2장에서 AGI사의 상용 프로그램을 이용한 모의 관측 데이터 생성과 대상 표적의 특징을 기술하고, 3장에서는 망원경의 지향 고도각에 따라서 시야각 내에 관측되는 방위각의 범위가 바뀌는 성질을 고려한 성능지수 설정 내용을 정리한다. 4장에서는 가정되는 표적 동역학에 따라서 다르게 구현되는 표적 위치 예측 칼만 필터와 시뮬레이션 수행 시의 가정사항을 서술한다. 5장에서 케이스 별 시뮬레이션 수행 결과와 성능 값을 정리하고 6장에서 결론을 내린다.

## II. 표적 모의 데이터

기존 연구에서 광학 관측을 통해 얻어지는 1초 내외의 스트리밍 영상 내의 정보만으로는, 미지 우주물체의 수초에서 수십 초 이후의 위치를 예측하는데 한계점이 있었다. 특히 비선형 특성이 커지는 표적 궤적의 최대 고도각 부근에서, 위치 예측 오차가 망원경의 시야각 보다

크게 나타나 연속적인 추적과 스트리밍 촬영을 보장할 수 없었다. 미지의 우주물체에 대한 연속적인 추적 가능성 여부를 확인하고, 추적 성능을 향상시킬 수 있는 접근 방법을 검토하기 위하여, 본 논문에서는 기존 연구에서 사용한 데이터를 그대로 다시 활용하였다.

한반도 내의 임의의 지점에 있는 관측소에서 관측이 가능한 저궤도 위성을 대상으로, AGI(Analytical Graphics, Inc)사에서 만든 상용 툴인 STK(Systems Tool Kit)를 활용하여 우주물체의 궤도 운동을 모사하였다.

관측소에서의 관측 궤적의 특성에 영향을 미치는 주요인으로서 표적(우주 물체)의 고도와, 관측되는 표적의 최대 고도각 두 가지를 설정하였다. 고도는 대략적으로 300km/500km/700km의 세 가지로 나누고, 최대 고도각은 관측소 기준 45도/60도/80도 부근인 세 경우로 나누어서, 총 9개의 케이스에 대하여 추적 성능을 검토하였다. 고도 300km 부근에서는 ISS(International Space Station), 고도 500km 근처는 지구 관측 위성인 WV-1 (WorldView 1), 그리고 고도 700km 근방은 국내 위성인 KOMPSAT-3로 각각 선정하여, 본 논문의 우주 물체 표적 모의 데이터 생성에 활용하였다.

총 9가지의 케이스에 대하여 고도별/최대고도각별 관측소 기준의 방위각/고도각 그래프를 그림 2에 도시하였다.

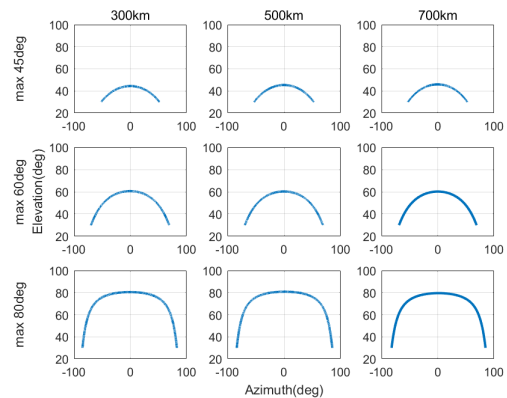
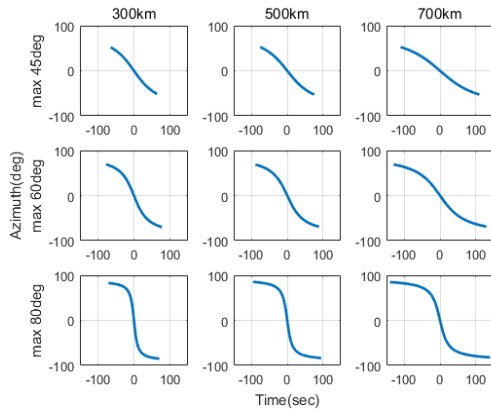


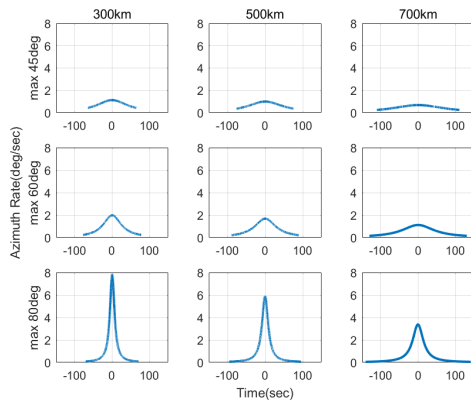
Fig. 2 Trajectories of targets

그림 3에는 고도각보다 비선형 특성이 두드러지는 방위각(Azimuth)방향에 대하여, 각도와 각속도를 시간에 대하여 정규화된 형태로 각각 도시하였다. 최대고도각이 커질수록 고도는 낮을수록 비선형성이 크게 나타남을 확인할 수 있다. 방위각 방향의 각속도가 도시된

그림 3(b)를 보면, 고도 300km/최대고도각 80도 에서 순간 각속도가 최대 8deg/sec에 육박하는데, 비선형적인 특성을 고려했을 때 최대고도각이 80도 이상되는 경우라면, 방위각 방향의 순간 각속도는 10deg/sec 이상이 될 것으로 예상 가능하다.



(a) Azimuth Angle



(b) Azimuth Rate

Fig. 3 Azimuth trajectories

### III. 성능지수 설정

지상 관측소에서 관측되는 표적의 위치 정보는 망원경의 2차원 시야각 내에 촬영된 표적 위치를 고도각과 방위각으로 환산하여 계산할 수 있다. 이때, 고도각과 방위각은 구면좌표계에서 정의되는 것이기 때문에 망원경의 지향 고도각에 따라서 시야각 내에 관측되는 방위각의 범위가 바뀌게 된다. 이 개념은 그림 4에 도시되어 있다. 고도각이 증가함에 따라 검출기 시야각 내에

포함되는 방위각의 범위가 증가함을 볼 수 있다.

직교좌표계 내에서 그림 5를 바탕으로, 고도각에 따라서 망원경 시야각에 포함되는 방위각 범위가 얼마나 달라지는지를 수식으로 정리해 보았다.

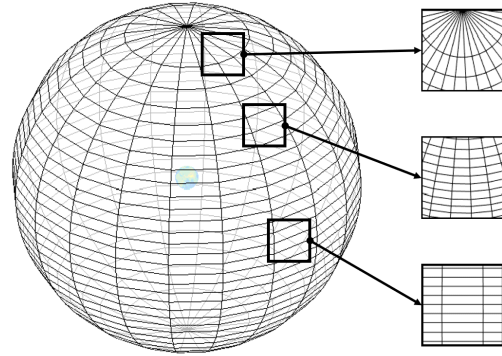


Fig. 4 Changes in azimuth range for elevation angles

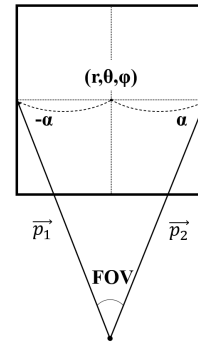


Fig. 5 Coordinatization of LOS vector from the focal plane to spherical coordinate

본 논문에서는 일반적인 구면좌표계의 표현과는 다르게,  $\theta$ 를 z축으로부터 표적까지의 각도가 아닌, 관측소의 지평면으로부터 표적이 이루는 각이라 정의하고 접근한다. 위 가정하에서 구면좌표계의  $(r, \theta, \phi)$  좌표는, 식 (1)과 같은 과정을 통해 직교좌표계의  $(x, y, z)$ 로 변환할 수 있다.

$$\begin{aligned} x &= r \cos \theta \cos \phi \\ y &= r \cos \theta \sin \phi \\ z &= r \sin \theta \end{aligned} \quad (1)$$

지상 관측소의 위치를 직교좌표계의 원점으로 가정하고, 고도각  $\theta$ 에서 망원경의 시야각 내의 방위각 범위를  $[-\alpha, \alpha]$ 라 하면, 그림 4의  $\vec{p}_1, \vec{p}_2$ 는 다음 식(2)와 같

이 표현된다.

$$\begin{aligned} \vec{p}_1 &= r[\cos\theta\cos(\phi-\alpha), \cos\theta\sin(\phi-\alpha), \sin\theta] \quad (2) \\ \vec{p}_2 &= r[\cos\theta\cos(\phi+\alpha), \cos\theta\sin(\phi+\alpha), \sin\theta] \end{aligned}$$

시야각 FOV 내의 방위각 범위를  $2\alpha$ 라하고, 방위각 범위( $2\alpha$ )와 시야각(FOV)의 비를 환산계수(Scale Factor)를 SF라 했을 때, 벡터의 내적과 코사인법칙을 적용하여 풀어진 결과는 식(3)과 같다.

$$SF = \frac{2\alpha}{FOV} = \frac{\arccos\left[\frac{\cos(FOV)-1}{\cos^2\theta} + 1\right]}{FOV} \quad (3)$$

식(3)으로 표현되는 고도각에 대한 환산계수 값을 그래프로 그려보면 다음 그림6과 같다.

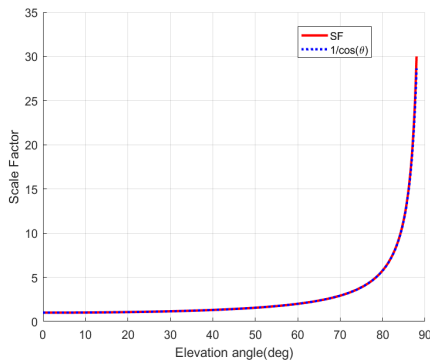


Fig. 6 Plot of scale factor

고도각이 0도 에서 1이었던 환산계수 값이, 고도각이 커질수록 증가하여 80도 부근에서는 5보다 큰 값이 되고, 80도 이상에서는 급격하게 값이 커진다. 일반적인 근사식으로 사용되는  $1/\cos(\theta)$ 과 식(3)의 값을 비교해 보면, 오차값이 77도 이하의 고도각에서는 0.1% 미만으로 근사 되지만, 88도에서는 4.5%까지 증가하는 특성을 보인다.

본 논문에서는 포인트 추적을 수행할 때의 방위각 방향의 예측 오차값을 망원경 시야각 FOV값과 단순 비교하지 않고, 식(3)을 바탕으로 고도각에 대한 환산계수(SF)를 고려하여 시야각의 중심으로부터 표적이 벗어난 위치의 상대적인 비율 값을 예측 오차라 정의하고, 이를 기준으로 예측 성능 값을 비교하였다. 이러한 관점에서는 방위각의 각속도 값 자체는 크더라도, 고도각에 따른 SF만큼 크기가 경감되는 효과가 있어서, 실제 추적과정

에서 망원경 마운트가 따라가야 할 속도는 표적의 고도각에 따라서 작아질 수 있다. 그림3(b)에서 표현된 방위각 방향의 속도를 SF를 고려하여 추적 시 필요한 마운트 구동 속도 형태로 다시 그려본 결과는 그림7과 같다. 비선형성이 가장 커지는 300km고도, 최대고도각 80도의 경우 방위각 방향의 각속도가 산술적으로 8deg/sec 까지 나타나지만, 이를 추적하기 위한 마운트의 속도는 1.5deg/sec 이하임을 확인할 수 있다.

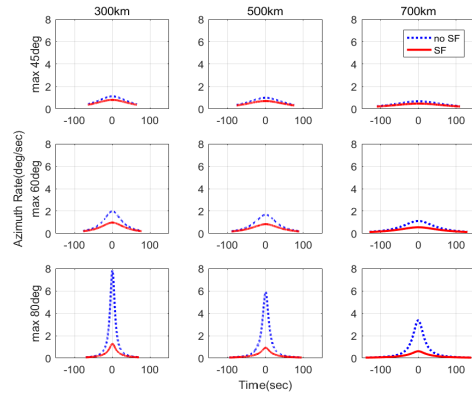


Fig. 7 Azimuth rate with respect to scale factor

#### IV. 예측 알고리즘

미지의 우주물체는 궤도 운동에 대한 사전 정보가 없기 때문에, 방위각/고도각 두 축에 각각 선형 Kalman Filter를 적용하여 다음 위치를 예측하였다. 표적의 기동 동역학 모델에 따라서 칼만필터 식의 구현과 예측 성능이 달라질 수 있으므로, 본 논문에서는 등속도 모델/등가속도 모델 두 가지의 경우를 고려하였고 각각의 성능을 비교, 분석해 보았다.

##### 4.1. 등속도 모델(Constant Velocity Model)

표적이 일정한 속도를 유지하는 경우의 동역학 모델로 보편적으로 많이 사용되는 모델이다[13]. 표적의 상태 변수는 방위각( $x$ )과 고도각( $y$ )의 위치와 속도만 사용한다. 혼동을 피하기 위하여 상태변수는 대문자를 사용하였다.

$$X(k) = [x_k, y_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k]^T \quad (4)$$

표적이 항상 일정한 속도를 유지하는 등속모델은 식(5)와 같다.

$$X(k+1) = FX(k) + Gw(k) \quad (5)$$

$w(k)$ 는 동역학 모델의 불확실성을 의미하고 백색 가우시안 잡음으로 설정하였다. 식(5)의 상태전이행렬은 식(6)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} I_2 & TI_2 \\ 0_2 & I_2 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} T^2 I_2 \\ TI_2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

식(6)의  $0_2$ 는  $2 \times 2$  영행렬이고,  $I_2$ 는  $2 \times 2$  단위행렬이다.  $T$ 는 연속적인 촬영 사이의 간격 시간을 의미한다.

#### 4.2. 등가속도 모델(Constant Acceleration Model)

표적이 등가속도 형태의 기동을 할 때 이용하는 일반적인 기동 모델로, 본 논문에서는 Wiener-process 가속도 모델 중 Wiener-sequence 가속도 모델을 적용한다[13].

표적의 상태 변수는 방위각( $x$ )과 고도각( $y$ )의 위치, 속도와 가속도를 사용하였다.

$$X(k) = [x_k, y_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k, \ddot{x}_k, \ddot{y}_k]^T \quad (7)$$

동역학식은 식(5)와 동일하게 표현할 수 있고, 등가속도 모델에서의 상태전이행렬은 식(8)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} I_2 & TI_2 & T^2 I_2 / 2 \\ 0_2 & I_2 & TI_2 \\ 0_2 & 0_2 & I_2 \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} T^2 I_2 / 2 \\ TI_2 \\ I_2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

#### 4.3. 가정사항

본 절에서는 칼만필터를 우주물체 추적 시스템에 적용할 때, 본 연구에서의 추가 가정사항을 살펴보도록 한다. 우선 본 연구에 적용된 타이밍 개념도는 그림 8과 같다.

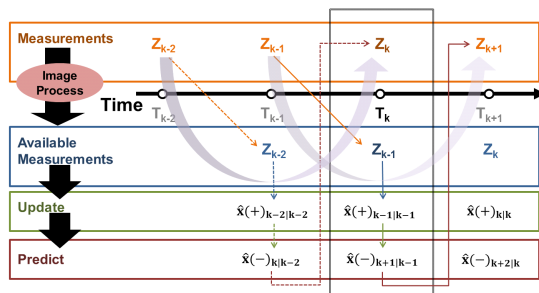


Fig. 8 Kalman filter timing diagram

그림8에서 가로 방향은 시간의 흐름을 나타내고, 세로 방향은 각 타이밍에서 수행되는 알고리즘 내용을 표현한다. 00Hz로 연속적인 촬영이 이루어질 때, 각 시간에 망원경의 카메라에 촬영된 이미지는 영상처리 과정을 통하여 예측 알고리즘에서 활용할 수 있는 데이터가 된다. 영상정보의 전달, 표적확인, 표적 위치 계산등의 과정에 일정 정도의 시간 지연을 고려하여,  $[k-2]$  타이밍에 촬영된 정보는 한 스텝 지연되어, 그 다음 스텝의  $[k-1]$ 에 활용 가능한 것으로 가정하고 예측 성능을 분석하였다.

그림7에서  $k$ 번째 스텝에서 활용 가능한 정보는  $[k-1]$ 번째 촬영된 영상의 정보이고,  $[k]$ 에서  $[k-1]$ 의 측정 정보를 활용하여  $[k-1]$ 번째의 상태변수를 업데이트(update)한다. 현재 시간  $[k]$ 에서는 다음 시간  $[k+1]$ 에서의 우주 물체의 위치를 예측하여야 하므로,  $[k]$ 에서 업데이트된  $[k-1]$ 의 상태변수를 이용하여  $[k+1]$ 의 상태를 예측(predict)하는 형태로 구성되어 있다. 물론 우주물체의 다음 위치를 예측하기 위한 과정만이 2 step predict이고, 칼만 필터의 내부적으로는 1 step predict가 적용된다. 다만 영상처리 지연 때문에 전체적으로 한 스텝이 지연되어 진행되는 것이 일반적인 경우와는 다르다.

## V. 시뮬레이션

2장의 그림1에 표시된 모의 데이터가 일정량의 잡음이 포함된 형태로 연속적으로 촬영될 때, 4장의 예측 알고리즘을 적용한 예측값과 true값의 차이를 3장에서 설정된 성능지수를 적용하여, 시야각 중심으로부터 표적이 벗어난 정도를 예측 오차로 정의하고 이를 분석해 본다.

우선 칼만 필터를 적용하기 전에, 화면상의 표적 위치 정보를 갖고 단순하게 전(pre) 스텝의 속도를 산출하고 선형적으로 간이 예측을 수행했을 때의 결과를 칼만 필터를 적용한 결과와 비교해 보았다. 그림 9는 이 비교 결과를 도시한 그림이다.

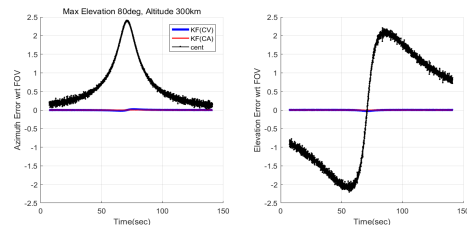


Fig. 9 Comparison of predict error(linear vs. KF)

고도 300km, 최대 고도각 80도로 비선형성이 가장 큰 경우의 결과로, y축은 예측 오차값을 시야각 크기와 대비하여 정규화시킨 값이다. 단순 중심 추적의 결과는 방위각/고도각 예측 오차가 시야각의 2배 이상인 구간이 존재하므로, 단순 중심 추적으로는 표적의 측정 가능한 전체 구간에 대하여 연속적인 추적을 보장할 수 없다고 결론지을 수 있다.

4장에서 소개된 등속도(CV) 모델과 등가속도(CA) 모델이 적용된 칼만 필터 예측 성능을 살펴보도록 한다. 그림9와 같은 조건에서의 CV모델 적용/CA모델 적용 칼만 필터 예측 오차 결과가 그림10에 도시되어 있다.

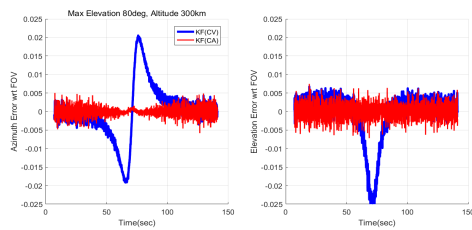


Fig. 10 Comparison of predict error(1 CASE)

두 표적 동역학 모델 모두 최대 비선형 구간에서도 예측 오차가 시야각 대비 0.025 이하인 것을 확인할 수 있다. 다만 CV모델 적용 결과는, 비선형성이 큰 구간에서 예측 오차도 증가하는 반면, CA모델은 표적의 전체 구간에서 상대적으로 안정적인 예측 결과물을 얻고 있음을 볼 수 있다.

그림10은 그림2의 한 경우에 대하여 시간에 따른 예측 오차를 정리한 것이다. 궤적 특성별로 예측 성능의 경향이 다를 수 있으므로 그림2의 9가지 전체 케이스에 대하여 시뮬레이션을 수행하고 결과를 그림 11, 12에 정리하여 도시하였다. 각 케이스별로 300번의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였으며, 그림 11은 300번의 몬테카를로 시뮬레이션의 제곱평균제곱근(Root Mean Square: RMS)값을 도시한 것이고, 그림12는 예측 오차중 최대

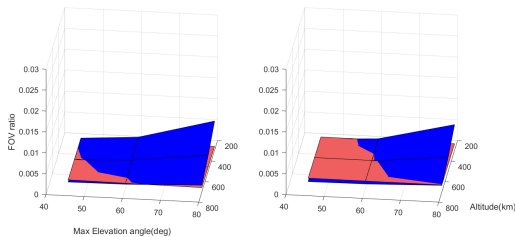


Fig. 11 Comparison of predict error(RMS)

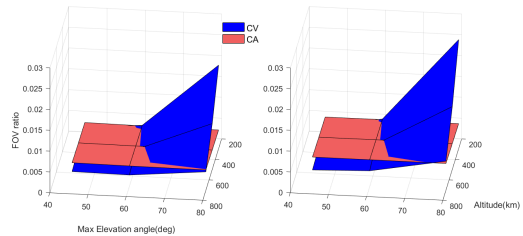


Fig. 12 Comparison of predict error(MAX)

값을 도시한 결과이다.

CV모델 적용 시의 예측 오차의 최대값은 방위각/고도각 각각 0.02/0.003 이하였고, CA모델의 최대값은 각각 0.005/0.007 이하로 나타났다. 통계적인 예측 성능을 확인할 수 있는 예측 오차의 RMS값은 CV모델 0.007/0.007이하, CA모델 0.002/0.002 이하로 매우 작은 결과값을 보인다.

방위각의 예측 오차는 3장에서 검토한 내용과 같이 시야각 범위에 대한 비율 값이므로, 정규화된 예측 오차 값이 1 근처라면 시야각의 가장자리에 위치하는 것이고, 0에 가까울수록 화면의 중심부에 위치하는 것으로 생각하면 된다. 예측 오차의 최대값을 살펴본 이유는 연속적인 촬영과 추적을 하는 과정에서 예측 오차값이 시야각의 범위를 넘어서면 추적과정 중에 표적을 놓칠 수 있으므로 이 부분을 확인해 보기 위함이다. 그림 12에서 전체 경우의 최대값은 0.02 이하의 값으로, 두 가지 추정 알고리즘 모두 예측값만으로 판단했을 때는, 예측 오차 때문에 추적이 실패하는 일 없이 전 구간에서 연속적인 추적이 가능하다는 것을 알 수 있고, 두 가지 표적동역학 모델이 모두 매우 작은 예측 오차값을 보이지만, 케이스마다 다른 경향을 보이는 CV모델보다는 전체적으로 안정성을 보여주는 CA모델이 미지의 우주물체 추적에는 더욱 적합하다고 결론 내릴 수 있겠다.

## VI. 결 론

지상의 광학 관측 시스템에서 미지 우주물체를 초당 수~수십 프레임의 짧은 주기로 촬영할 때의 연속 추적 가능성을 확인해 보았다.

고도 1000km 이하의 저궤도영역으로 한정된 대상 우주물체에 대해, 상용 프로그램을 이용하여 모의 관측 데이터를 생성하였고, 망원경의 지향 고도각에 따라서 시

야각 내에 관측되는 방위각의 범위가 바뀌는 성질을 고려하여 예측 오차의 성능지수를 설정하였다.

궤도 운동에 대한 사전 정보가 없는 미지의 우주물체의 방위각/고도각 두 축에, 각각 등속도/등가속도 표적 기동 모델이 적용된 Kalman Filter를 적용하여 관측소 기준의 다음 위치를 예측하였다.

고도별/최대고도각별로 총 9가지 경우에 대하여 생성된 모의 관측 데이터를 적용하여 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과, 최대 비선형구간의 최대 오차 비율이 2% 미만으로 나타나 예측 오차 관점에서는 연속적인 추적을 보장할 수 있다고 판단할 수 있었다. 두 가지 표적 기동 모델 모두 작은 예측 오차를 보였으나, 등가속도 모델이 등속도 모델과 비교 시, 상대적으로 예측 오차값의 변화가 적어서, 미지 우주물체의 추적에 더 적합하였다.

이러한 분석 결과는 광학 관측 시스템에서 미지 우주물체 궤도 결정을 위한 3쌍의 스트릭 영상 데이터를 얻기 위한 기반을 제공할 수 있다.

본 연구에서는 위치 예측 오차 관점에서만 미지 우주물체 추적 가능성을 검토하였다. 실제 지상 관측소에서 연속적인 추적을 하기 위해서는, 표적의 위치 예측과 더불어 그에 상응하는 마운트 김발의 구동과 전체적인 시스템 수준에서의 추적 알고리즘도 필요하므로, 추후 보다 종합적인 관점에서의 추적 성능을 분석해야 할 것이다.

## References

[1] C. Hyun, S. W. Lee, H. J. Lee, and J. M. Lee, "Streak Estimation Method for Obtaining Orbital Information of Unknown Space Objects," *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, vol. 22, no. 11, pp. 1448-1454, Nov. 2018.

[2] J. W. Cho, S. H. Choi, S. S. Lee, and S. R. Park, "Contemplation of the Need to cooperate civil and military For Development of Milita," in *Proceeding of the KSAS fall conference*, pp. 719-720, 2020.

[3] J. H. Lee, W. G. Kim, B. S. Lee, and D. W. Chung, "A Conjunction Analysis and Collision Avoidance Strategies of LEO for SSA," in *Proceeding of the KSAS fall conference*, pp. 398-399, 2017.

[4] L. Grush. (2018, February). SpaceX is about to launch two of its space Internet satellites - the first of nearly 12,000

[Internet]. Available: <https://www.theverge.com/2018/2/15/17016208/>.

[5] H. Kim, "Space Security and Space Situational Awareness," in *Proceeding of the KSAS fall conference*, pp. 513-515, 2018.

[6] H. J. Lee and S. W. Lee, "Detection performance analysis of the telescope considering pointing angle command error," *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, vol. 21, no. 1, pp. 237-243, Jan. 2017.

[7] K. Y. Yu and D. W. Chung, "Tracking and Orbit Determination of International Space Station using Radar," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 44, no. 5, pp. 447-454, May. 2016.

[8] K. Y. Yu, D. W. Chung, D. K. Kim, and H. S. Shim, "Research Trends on Space Object Surveillance and Tracking using a Ground-based Radar," in *Proceeding of the KSAS fall conference*, pp. 1756-1759, 2015.

[9] H. Krag, H. Klinkrad, T. Flohrer, and E. Fletcher, "The European Surveillance and Tracking System - Services and Design Drivers," in *Proceeding of SpaceOps 2010*, AIAA 2010-1927, 2012.

[10] O. J. Hwang and J. H. Jo, "Trends of Initial Orbit Determination Accuracy for Time Interval Change Between Three Pairs of Measurement Datas," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 26, no. 4, pp. 529-546, Dec. 2009.

[11] GEODSS, *A GEODSS Sourcebook*, U.S. Air Force, 2008.

[12] J. Choi, B. Y. Kim, H. S. Yim, H. Y. Chang, J. N. Yoon, M. J. Kim, and O. J. Hwang, "Orbit Determination Using Angle-Only Data for MEO & GEO Satellite and Obsolete," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 26, no. 1, pp. 111-126, Mar. 2009.

[13] X. R. Li and V. P. Jilkov, "Survey of maneuvering target tracking. Part I. Dynamic models," in *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 39, no. 4, pp. 1333-1364, Oct. 2003.





**현 철(Chul Hyun)**

2001.2 서울대학교 전기공학부 학사  
2011.2 서울대학교 전기컴퓨터공학부 박사  
2011~현재 LIG넥스원(주) 수석연구원  
※관심분야 : Navigation, Guidance, Control, Modeling and Simulation



**이상욱(Sangwook Lee)**

2000.2 서울대학교 물리학과 학사  
2009.5 Univ. of Rochester 물리학과 박사  
2010~2013 Flaum Eye Institute Researcher  
2014~현재 LIG넥스원(주) 수석연구원  
※관심분야 : Optics, Modeling and Simulation



**이호진(Hojin Lee)**

2004.2 서울대학교 항공우주공학과 공학석사  
2011.2 서울대학교 기계항공공학부 공학박사  
2011~현재 LIG넥스원(주) 수석연구원  
※관심분야 : Dynamics & Control, Satellite, Modeling and Simulation



**박승욱(Seung-Wook Park)**

2007.2 고려대학교 전기전자전파공학부 학사  
2007.1~현재 LIG넥스원(주) 수석연구원  
※관심분야 : 임베디드 시스템, 디지털 신호처리