

## 정지궤도복합위성 레이저 레인징 가능 시간대 해석

박봉규<sup>1,†</sup> · 최재동<sup>1</sup> · 이상률<sup>1</sup><sup>1</sup>한국항공우주연구원

## GEO-KOMPSAT-2 Laser Ranging Time Slot Analysis

Bongkyu Park<sup>1,†</sup>, Jaedong Choi<sup>1</sup>, Sang-Ryool Lee<sup>1</sup><sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

## Abstract

In 2018 and 2019, GEO-KOMPSAT-2A and GEO-KOMPSAT-2B will be launched in order to succeed the COMS mission. The two satellites will be collocated in  $128.25 \pm 0.05$  degrees East. For precise ranging and orbit determination, the GEO-KOMPSAT-2B will be equipped with LRA (Laser Retroreflector Assembly) and SLR (Satellite Laser Ranging) systems will be utilized. This systems are located in Geochang. In this case, the laser beam emitted from the SLR station can cause problems in terms of safety of optical payloads and image quality. As a solution of this possibility, the laser ranging will be done during the night time when the shutters of the optical payloads remain closed. Still, the optical payload of the GEO-KOMPSAT-2A is not safe from the laser beam because its optical payload shall continue its mission for 24 hours a day. In order to handle this problem, the laser ranging shall be limited to time slots when the angular distance between two satellites observed from the Geochang SLR station is large enough. In this paper, through orbit simulations, the characteristics of variation of the angular distance between the two satellites is analyzed to figure out the time slots when laser ranging is allowed.

## 초 록

정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT) 2A와 2B는 천리안위성의 임무를 승계하기 위해 각각 2018년과 2019년에 발사되어 동경  $128.25 \pm 0.05$ 도의 정지궤도상에 위치할 예정이다. 그 중에서 정지궤도복합위성 2B는 정밀 거리측정을 위해 LRA(Laser Retroreflector Assembly)를 장착하였으며 거창에 위치한 SLR(Satellite Laser Ranging) 시스템을 적용할 예정이다. 이 경우 거리측정을 위해 지상에서 발사된 레이저가 위성 상에 장착된 광학탑재체에 입사될 경우 탑재체의 안전성이나 영상품질에 영향을 줄 수 있다. 이 문제를 해결하기 위해 기본적으로 정지궤도복합위성 2B의 셔터가 닫혀 있는 야간시간대에만 레인징을 수행하도록 할 계획이다. 하지만 동일 경도상에 위치한 정지궤도복합위성 2A는 하루 24시간 영상획득을 수행하기 때문에 야간 시간대에 레인징을 수행하더라도 영향을 줄 수 있다. 이를 해결하기 위해서는 거창 SLR Station에서 바라본 정지궤도복합위성 2A와 2B의 사이각이 일정 이상일 때 레이저 레인징을 수행하도록 하여야 한다. 이러한 관점에서 본 논문에서는 궤도 시뮬레이션을 통하여 두 위성 사이의 연간 각거리 변화 특성을 파악하고 레이저 레인징이 가능한 시간대를 분석하였다.

**Key Words** : GEO-KOMPSAT-2(정지궤도복합위성), Satellite Laser Ranging(위성레이저레인징), Orbit Determination(궤도결정), Satellite Collocation(위성 상대위치유지, 위성 동일경도위치유지)

## 1. 서 론

Received: Oct. 26, 2017 Revised: Jan. 29, 2018 Accepted: Jan. 31, 2018

† Corresponding Author

Tel: +82-042-860-2465, E-mail: pbk@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

통신, 해양, 기상탑재체를 장착한 천리안위성의 임무

를 승계하기 위해 한국항공우주연구원이 개발 중인 정지궤도복합위성 2A 및 2B는 각각 기상/우주기상 및 해양/환경 탑재체를 탑재하고 2018년 말과 2019년 중순 이후에 발사되어 동경 128.2도에서 주어진 임무를 수행할 예정이다[1-2]. 정지궤도복합위성은 2010년 발사되어 7년 동안 성공적으로 임무를 수행하고 있는 천리안위성의 임무를 승계하게 된다. 천리안 위성은 당초 2018년 3월 까지 임무를 수행하는 것으로 계획되었지만 잔여연료량이 충분하고 위성의 상태 또한 비교적 양호한 상태를 유지하고 있어 항공우주연구원은 내부적으로 분석을 통해 천리안 위성의 임무연장이 가능할 것으로 내다보고 있다.

정지궤도복합위성의 임무를 정상적으로 수행하기 위해서는 비교적 정밀한 궤도정보가 요구된다. 천리안위성의 경우는 항공우주연구원에 위치한 위성 추적소를 이용하여 약 18km 가량의 궤도정밀도를 유지하고 있지만 정지궤도복합위성의 경우는 고해상도 영상을 획득하기 위해 약 3km 수준의 궤도결정 정밀도를 요구한다. 이를 위해 국내와 국외에 각각 설치된 2개의 추적소를 이용하여 레인징을 수행할 계획이다. 정지궤도복합위성 2B는 추가적으로 SLR(Satellite Laser Ranging) 시스템을 적용할 예정이다. 정지궤도복합위성 2B의 SLR 시스템의 적용 목적은 궤도결정 정밀도를 보다 안정적으로 유지하기 위한 것과 더불어 차세대 위성에서 예상되는 고정밀 궤도결정 요구사항을 만족하기 위한 기반기술을 축적하기 위한 부분이 있다.

정지궤도복합위성 2B는 해양과 환경광학 탑재체를 탑재하고 있어 주간에 해양과 대기환경을 모니터링하는 역할을 수행하게 되는데 24시간 연속적으로 임무를 수행하는 정지궤도복합위성 2A와는 달리 주로 주간에 임무를 수행하고 야간에는 셔터를 닫은 상태에서 대기하게 된다. 정지궤도복합위성 2B는 Fig. 1과 같이 레이저 반사경(LRA)을 추가적으로 탑재하여 탑재체가 임무를 수행하지 않는 야간 시간대에 지상국과의 정밀 거리측정을 수행할 수 있도록 되어있다. LRA는 지상 SLR 시스템으로부터 발사된 레이저를 발사된 위치로 반사해주는 역할을 수행한다. 지상에서는 반사된 레이저의 도달 지연 시간을 측정하여 정밀하게 거리를 측정하게 되는데 이 때 예상되는 정밀도는 수 mm에서 수십 mm 수준인 것으로 파악된다[3,4]. 10m 수준의

RF 기반의 레인징 시스템과 비교해 상당한 정밀도로 거리 측정이 가능하다.

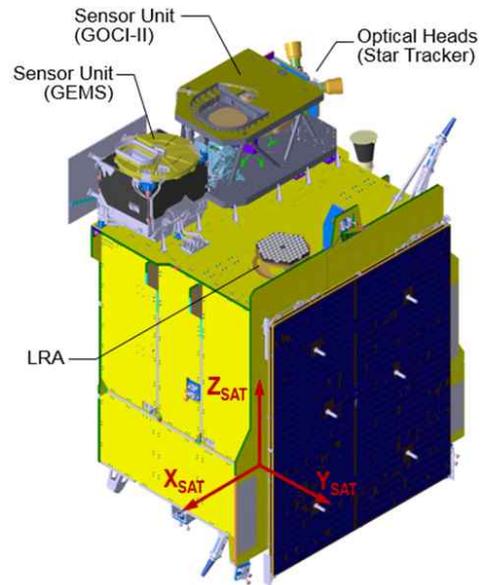


Fig. 1 GK2B with LRA(Laser Retro-reflector Assembly)(출처: GK2B CDR자료)

중국의 항법위성인 Beidou위성을 대상으로 세계 각국에 분포된 SLR 시스템을 적용하여 레인징 및 궤도결정을 수행한 다음 중첩법을 적용하여 성능을 분석한 결과에 따르면 궤도결정 정밀도는 수십 cm에서 수 meter에 이르는 것으로 파악되었다[3]. 정지궤도복합위성의 경우는 Fig. 2와 같이 한국천문연구원(Korea Astronomy and Space Science Institute)이 거창에 설치한 SLR 시스템을 적용하여 거리측정 및 궤도결정을 수행할 예정이다. 단일 SLR 시스템을 사용하기 때문에 궤도정밀도는 200m 정도로 예측하고 있다. 이와 같이 비교적 낮은 궤도결정 성능에도 불구하고 거창에 위치한 단일 SLR만을 적용하는 이유는 SLR 레인징에 따른 정지궤도복합위성의 관측 성능 저하를 최소화하여 제한하기 위함이다. 앞서서도 언급한 바와 같이 정지궤도복합위성 2A와 2B는 동일 경도인 동경 128.2도에 동일경도위치유지(Collocation)될 예정이다. 따라서 셔터가 닫힌 야간 시간대에 SLR 레인징을 하는 경우에도 정지궤도복합위성 2A에 영향을 줄 수 있다. 이러한 영향을 최소화하기 위해 거창 SLR 시스템을 적용하는 것이다. 거창 SLR만을 적용하더라도 정지궤도복합위성 2A에 영향을 주지 않기 위해서

는 거장에서 바라본 두 위성 사이의 각거리가 충분할 경우에 만 SLR 레인징을 수행하여야 한다.

본 논문에서는 동일 경도에 동일경도위치유지를 수행하는 정지궤도복합위성 2A와 2B를 고려하여 SLR 레인징이 가능한 시간대를 궤도 시뮬레이션을 통하여 분석하였다.

## 2. Satellite Ranging System

### 2.1 GK2B SLR Ranging System

앞에서도 언급한 바와 같이 정지궤도복합위성에 적용할 SLR 시스템은 Fig. 2의 천문연에서 거창 감악산에 설치한 SLR 시스템이다. 감악산 SLR 시스템의 발산각(Divergence Angle)은 규격상 8arcsec로서 정지궤도위성이 위치한 고도 36,000km에서 레이저 빔의 직경은 1.5 km에 이른다. 방위각과 양각 정보는 1 arcsec까지 측정이 가능하나 감악산 SLR 시스템은 구성상 기본적으로 각도 데이터는 사용하지 않는다.

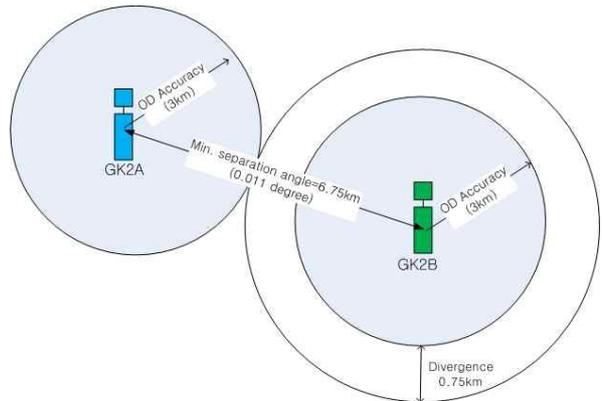


**Fig. 2** GEOCHANG SLR Ranging Station  
Established by KASI(출처: GK2B SLR CDR)

### 2.2 GK2B SLR Ranging Constraints

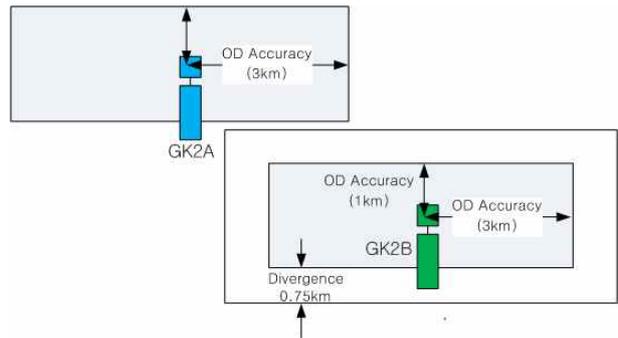
앞서 언급한 바와 같이 SLR 레인징을 수행하기 위해서는 정지궤도복합위성 2A에 영향을 주지 않도록 거장에서 바라본 두 위성사이의 시선 각거리가 충분히 확보되어야 한다. 정지궤도복합위성은 해외에 위치한 추적소와 대전에 위치한 추적소를 이용하여 3km이내의 정밀도로 궤도결정을 수행한다[5]. 레이저의 빔폭이 정지궤도상에서 대략적으로 1.5km 임을 감안할 때

아래 Fig. 3과 같이 두 위성 사이의 각거리가 0.011도 이상일 때 SLR 레인징이 가능함을 알 수 있다.



**Fig. 3** GK2B SLR Ranging Constraint(Case 1)

정지궤도복합위성 설계과정에서 추가적인 궤도 분석 결과 정지궤도복합위성의 궤도정밀도는 진행방향으로는 3km, 궤도면에 수직한 방향으로는 1km 가량의 정밀도가 확보됨을 확인하였다. 이 경우 Fig. 4와 같이 동서 방향으로는 0.011도 남북방향으로는 0.0044도의 각거리가 요구된다. 본 논문에서는 위의 두 가지 가정의 각거리를 모두 고려하여 SLR 적용 가능 시간대를 분석하였다.



**Fig. 4** GK2B SLR Ranging Constraint(Case 2)

## 3. 정지궤도복합위성 궤도

### 3.1 Orbit Allocation

정지궤도복합위성이 발사되면 동경  $128.2 \pm 0.05$ 도에 위치한 천리안위성을  $128.15 \pm 0.05$ 도로 이동시키고 동경  $128.25 \pm 0.05$ 도에 두 기의 위성, 즉 정지궤도복합위성 2A와 2B를 동일경도에 위치유지 시키는

계획을 가지고 있다.

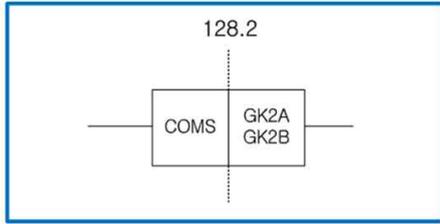


Fig. 5 GK2 Station-keeping Box Allocation

사용되는 동일경도위치유지 기법은 참고문헌[6]에 소개된 바와 같이 두 위성의 경도는 동일하게 유지하고 궤도의 이심율벡터(Eccentricity Vector) 차이와 궤도경사각벡터(Inclination Vector) 차이를 서로 평행하게 유지하게 하는 방법이다. 즉,

$$(\vec{e}_1 - \vec{e}_2) \cdot (\vec{i}_1 - \vec{i}_2) = 0 \quad (1)$$

여기서 이심율벡터( $\vec{e}$ )와 궤도경사각벡터( $\vec{i}$ )은 참고문헌[7]의 정의에 따른다. 즉 이심율 벡터는 크기가 궤도 이심율과 동일하고 궤도근지점을 향하는 벡터를 의미하며 궤도경사각 벡터는 크기는 궤도경사각과 동일하며 승교점적경을 향하는 벡터를 의미한다.

이 경우 두 위성은 Fig. 6과 같이 반경방향의 최대 거리와 궤도면수직방향의 거리가 서로 90도 위상을 가지게 되어 반경방향의 거리가 0이 되는 위치에서 남북방향의 거리가 최대가 되고 반대로 남북방향의 거리가 0이 되는 위치에서 반경방향의 거리가 최대가 된다. 이 경우 두 궤도면이 만나는 지점, 즉 노드 지점에서 최소 거리가 나타나게 된다. 태양과 달의 중력에 의하여 위성의 궤도면은 ECI 좌표의 x-축, 즉 춘분점을 향하게 서서히 기울어지게 된다. 이를 보정하기 위해 남북위치유지(North/South Station-keeping)를 주기적으로 수행하여 두 위성의 궤도경사각벡터를 아래와 같이 초기화한다.

$$\vec{i}_a = 0.0^\circ \vec{u}_x - 0.04^\circ \vec{u}_y \quad (2)$$

$$\vec{i}_b = -0.005^\circ \vec{u}_x - 0.0^\circ \vec{u}_y \quad (3)$$

이에 따라 두 궤도면이 만나는 노드의 위치는 대체적으로 y-축을 향하게 된다. 이러한 이유로 두 위성 사이의 거리는 계절적인 경향성이 나타나게 된다. 정지궤도복합위성의 경우 실제적으로는 남북위치유지시 연

료 사용량을 줄이기 위해 최적화된 기법을 사용하는 것을 고려하고 있으나 여기서는 위와 같이 항상 고정된 위치로 궤도경사각 벡터를 초기화하는 방법을 고려하였다.

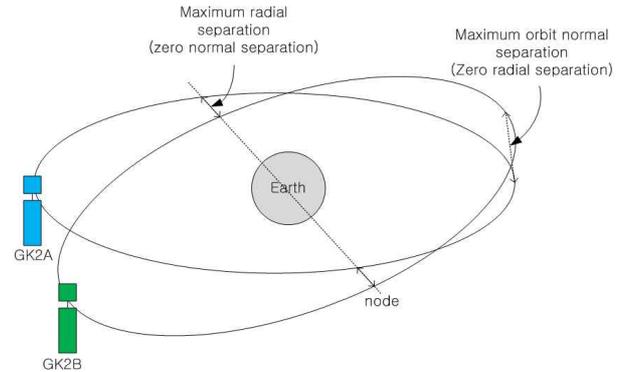


Fig. 6 GK2 Collocation Strategy

### 3.2 두 위성 사이의 각거리 계산

두 위성사이의 각거리는 SLR 추적소를 기준으로 한 두 위성의 ECI 위치벡터를  $\vec{R}_a$  과  $\vec{R}_b$ 라고 할 경우 아래와 같이 계산이 가능하다.

$$\theta = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{R}_a \cdot \vec{R}_b}{|\vec{R}_a| |\vec{R}_b|} \right) \quad (4)$$

그리고 궤도면 및 궤도수직한 방향의 분리각거리는 대략적으로 아래와 같이 계산이 가능하다.

$$\vec{R}_a = r_{ax} \vec{i} + r_{ay} \vec{j} + r_{az} \vec{k} \quad (5)$$

$$\vec{R}_b = r_{bx} \vec{i} + r_{by} \vec{j} + r_{bz} \vec{k} \quad (6)$$

$$\vec{R} = r_{ax} \vec{i} + r_{ay} \vec{j} + r_{bz} \vec{k} \quad (7)$$

$$\theta_{ew} \approx \cos^{-1} \left( \frac{\vec{R} \cdot \vec{R}_b}{|\vec{R}| |\vec{R}_b|} \right) \quad (8)$$

$$\theta_{ns} = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{R} \cdot \vec{R}_a}{|\vec{R}| |\vec{R}_a|} \right) \quad (9)$$

여기서  $\theta_{ew}$ 와  $\theta_{ns}$ 는 동서방향과 남북방향의 시선 각거리를 의미한다.

## 4. 시뮬레이션 및 결과분석

시뮬레이션을 위하여 두 위성의 초기 궤도요소는 동경  $128.25 \pm 0.05$ 도에 위치한 정지궤도위성을 가정하

여 동일한 값을 가지는 것으로 하였으며 위치유지작업이 진행됨에 따라서 점차적으로 서로 다른 값으로 수렴하여 동일경도위치유지가 이루어지도록 하였다.

시뮬레이션은 2019년 1월 1일부터 365일의 기간에 대해 수행하였다. 본 시뮬레이션에서는 위치유지작업이 7일 간격으로 수행되는 것으로 가정하였고 일반적인 운영개념을 적용하여 남북위치유지 이틀 이후에 동서위치유지 작업을 수행하는 것으로 가정하였다. 즉 동서위치유지 수행 5일 후에 다시 남북위치유지 작업이 수행되는 일정이다. 본 시뮬레이션은 항공우주연구원에서 자체 개발한 AstroLibrary라는 C++ 기반의 도구를 사용하여 수행되었다. AstroLibrary는 태양과 달의 인력과 태양풍의 외란을 고려하여 지구중심의 궤도운동을 시뮬레이션할 수 있도록 개발된 라이브러리이다. 1994년에 Fotran 형태로 초기 버전이 개발되어 천리안위성과 정지궤도복합위성의 임무해석에 적용되었다.

Figure 7은 1년 동안 두 위성의 경도변화를 보여주고 있다. 초기에 두 위성이 동일한 경도를 유지하다가 위치유지작업이 진행됨에 따라 점차적으로 경도차를 나타내고 있음을 볼 수 있다. Figure 7에서 초기 경도가 128.33도까지 증가하는 이유는 초기 설정된 궤도의 장반경이 작아서 동쪽방향으로 급속히 표류하는 현상에 기인한 것이다. 이러한 현상은 첫 번째 동서위치유지가 수행된 이후에는 발생하지 않음을 알 수 있다.

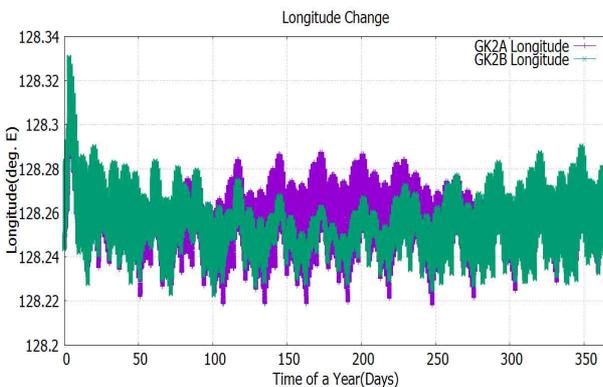


Fig. 7 Longitude Change over a Year

Figure 8은 두 위성사이의 궤도면 수직인 방향과 반경방향의 거리 변화를 보여주고 있다. 원점부근에 나타난 궤적은 두 위성에 대해 같은 초기궤도 파라미터를 적용하였기 때문에 나타나는 것으로 남북위치유지

가 진행됨에 따라서 남북방향으로는 최대 약 30km, 동서방향으로는 최대 6km의 거리를 유지함을 볼 수 있다. 두 방향의 거리성분이 90도의 위상을 가짐으로서 위성간의 거리가 항상 일정이상 유지됨을 확인할 수 있다. 본 그림으로부터 두 위성간의 최소거리는 약 6km에 이르는 것을 확인할 수 있다.

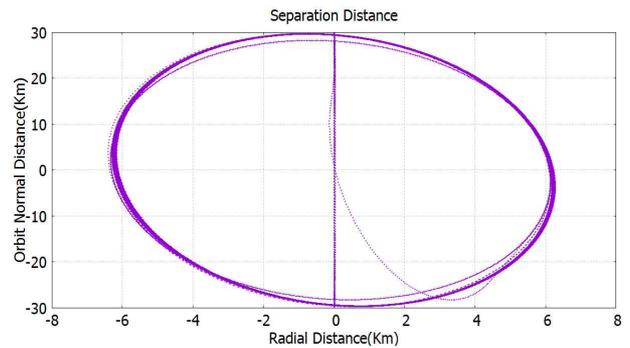


Fig. 8 Separation Distance

Figure 9와 10은 거창 SLR 추적소에서 바라봤을 때 관측되는 동서 방향과 남북방향의 시선각거리 차이를 각각 보여주고 있다.

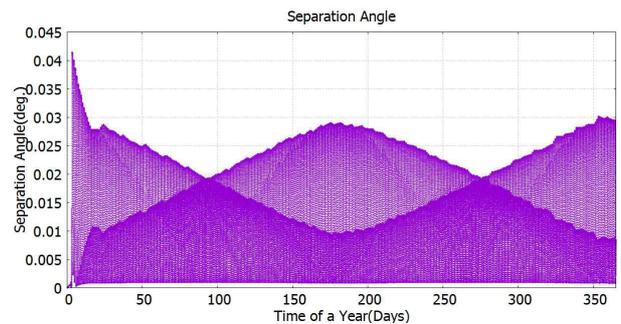


Fig. 9 East/West Separation Angle observed from Geochang SLR station

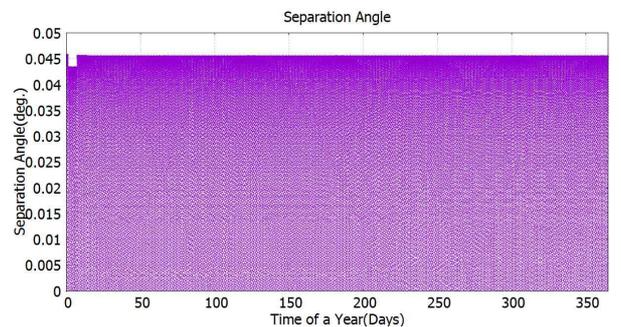
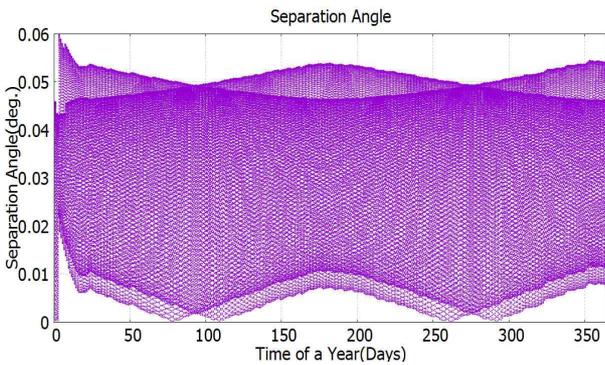


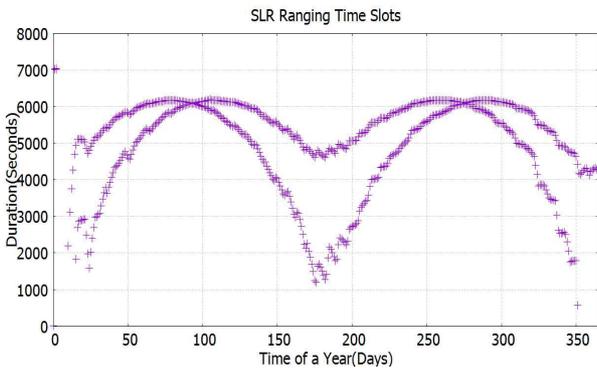
Fig. 10 North/South Separation Angle observed from Geochang SLR station

동서방향의 각거리는 연중 편차가 있으나 0도에서 최대 0.03도의 값을 가지고 있음을 볼 수 있다. 남북방향의 각거리는 연중 동일한 분포를 가지며 0도에서 최대 0.045도의 값을 가지는 것을 볼 수 있다. Figure 11은 남북방향과 동서방향의 각거리를 종합한 절대 각거리 변화를 나타내고 있다. 동서방향의 각거리 변화로 인하여 전체적으로 계절적인 경향성을 나타내고 있다.



**Fig. 11** Separation Angle observed from Geochang SLR station

Figure 12는 절대각거리가 0.011도 이하인 경우 SLR 레인징이 불가능하다고 가정했을 경우, 하루 중 레인징이 허용되지 않는 시간(duration)을 보여주고 있다. SLR 레인징이 허용되지 않는 시간은 대략 동절기와 하절기에 짧고 춘추분 근처에서 길어지는 것을 확인할 수 있다. 또한 시간은 최대 6,200초 까지 지속됨을 알 수 있다.

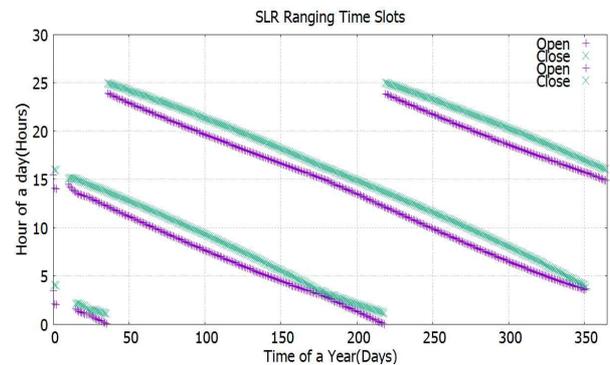


**Fig. 12** Duration of SLR Ranging Forbidden Time(Sep. angle: 0.011 deg)

그래프가 2개의 라인으로 표현된 것은 하루 2회 SLR

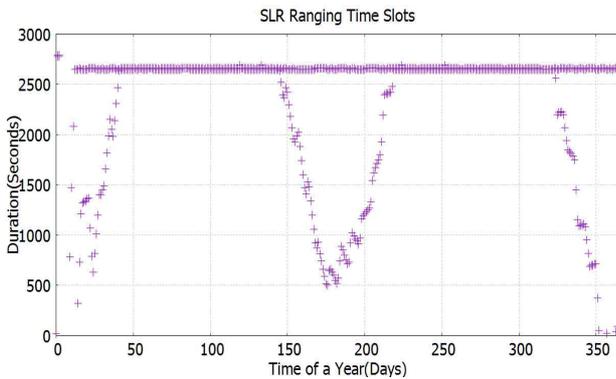
레인징이 허용되지 않는 시간대가 존재함을 의미한다. 낮 시간대(UTC 20:30~11:15)에는 탑재체 영상획득을 위해 이미 SLR 레인징이 불가능하기 때문에 두 위성 사이의 시선각 제한사항으로 추가로 발생하는 레인징 불가능 시간대는 하나로 볼 수 있다. 춘분과 추분 근처에서는 두 위성의 시선각 제한사항으로 생겨나는 추가적인 SLR 레인징 제한시간이 존재하지 않는 구간도 발생한다.

Figure 13은 UTC 기준으로 SLR 레인징이 허용되지 않는 구체적인 시간대를 나타내고 있다. 연중 시간대가 선형적으로 이동하고 있음을 볼 수 있다. 초기 일부 구간에서 시간대가 나타나지 않은 구간은 앞에서 언급한 바와 같이 두 위성의 초기 궤도요소를 동일한 값으로 설정하고 시뮬레이션을 시작하였기 때문이며 실제적인 환경과 일치하지 않아 유의미한 정보를 제공하고 있지는 않다.

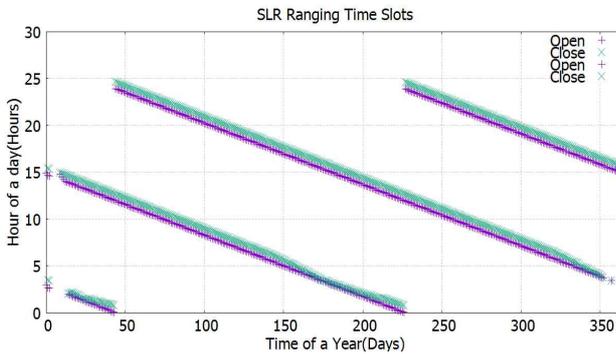


**Fig. 13** SLR Ranging Slot over a Year(Sep. angle: 0.011 deg.)

Figure 14와 Fig. 15는 최소 요구되는 시선각거리를 동서 방향에 대해 0.011도, 남북방향으로 0.0044도를 적용할 경우 SLR 레인징이 불가능한 시간을 나타내고 있다. SLR 레인징이 불가능한 시간은 2,700초 이하로 앞에서 나타난 결과와 비교했을 때 67% 가량 감소했음을 알 수 있다. 이 경우 SLR 레인징이 허용되지 않는 시간 2,700초를 비껴서 한 시간 간격으로 레인징을 수행할 경우 궤도결정 정밀도에 큰 영향을 주지 않을 것으로 판단된다. Figure 15에서는 앞 Fig. 13과 비교했을 때 선형 분포 특성이 더욱 두드러지게 나타남 알 수 있다.



**Fig. 14** Duration of SLR Ranging Forbidden Time(Sep. angle:EW=0.011 deg., NS=0.0044 deg.)



**Fig. 15** SLR Ranging Slot over a Year(Sep. angle: EW=0.011 deg., NS=0.0044 deg.)

### 5. 결 론

본 논문에서는 정지궤도복합위성 2B의 레이저 레인징 가능 시간대를 분석하였다. 정지궤도복합위성 2A의 운영에 영향을 주지 않기 위해 충분한 시선 각거리가 확보되는 조건에서 정지궤도복합위성 2B의 레이저 레인징을 수행하도록 하였다. 동서방향과 남북방향을 구분하지 않고 절대적인 최소 각거리 조건으로 0.011도를 적용했을 때 하루 2회, 최대 6,200초 동안 레인징이 불가능한 시간대가 발생함을 알 수 있었다. 실제 예상되는 궤도결정 정밀도를 적용하여 동서방향에 대해 0.011도 남북방향으로 0.0044도의 최소 시선각거리를 적용했을 때에는 최대 2,700초 동안 레이저 레인징이 불가능한 시간대가 하루 두 번 발생함을 확인할 수 있었다. 이 경우 한 시간 간격으로 SLR 레인징 데이터를 확보하는데 문제가 없어 궤도결정 정밀도에 영

향을 주지 않을 것으로 판단된다. 본 연구결과는 대략적으로 SLR 레인징이 불가능한 시간대를 파악하고 레인징 계획을 수립하는데 도움이 될 것으로 기대된다.

### 후 기

본 논문은 과학기술정보통신부에서 지원하는 “정지궤도복합위성 개발”과제의 결과물입니다.

### References

- [1] B. K. Park, J. D. Choi, “Optimization of GEO-KOMPSAT-2 Apogee Engine Burn Plan”, *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 10, No. 4, pp 90-97, 2017.
- [2] B. K. Park, K. H. Yang and S. C. Lee, “Simulation Study on GEO-KOMPSAT Operational Orbit Injection”, *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 10, No. 2, pp.65-73, 2011.
- [3] Gang Zhao, Shanshi Zhou, Xuhua Zhou and Bin Wu, “Precise Orbit Determination of BeiDou Satellites Using Satellite Laser Ranging”, *China Satellite Navigation Conference(CSNC) Proceeding*, pp 221-229, 2013.
- [4] Yang Fumin, Chen Wanzhen, Wang Yuanming, Li Pu, “Laser Retro-reflector Arrays on the Compass Satellites”, *Proceedings of the 16th International Workshop on Laser Ranging*, pp 617-622, 2008.
- [5] B. K. Park, S. I. Ahn, B. Y. Kim, “Monte-Carlo Simulation for GEO-KOMPSAT2 Orbit Determination Accuracy”, *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 2, pp 40-47, 2013.
- [6] B.K Park, M. J. Tahk, H. C. Bang, “Station Collocation Design Algorithm for Multiple Geostationary Satellites Operation”, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No. 6, pp 889-893, 2003.
- [7] Pocha, J.J., *Mission Design for Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1987.