



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(9), 771-780(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.9.771

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

1.5m급 다목적형 레이저 추적 시스템 예비 성능 분석

손석현¹, 임재성²

Preliminary Performances Analysis of 1.5-m Scale Multi-Purpose Laser Ranging System

Seok-Hyeon Son¹ and Jae-Sung Lim²Hanwha Systems¹, Ajou University²

ABSTRACT

The space Debris laser ranging system is called to be a definite type of satellite laser ranging system that measures the distance to satellites. It is a system that performs POD (Precise Orbit Determination) by measuring time of flight by firing a laser. Distance precision can be measured in mm-level units, and it is the most precise system among existing systems. Currently, KASI has built SLR in Sejong and Geochang, and utilized SLR data to verify the precise orbits of the STSAT-2C and KOMASAT-5. In recent years, due to the fall or collision of space debris, its satellites have been threatened, and in terms of security, laser tracking of space objects is receiving great interest in order to protect their own space assets and protect the safety of the people. In this paper, a 1.5m-class main mirror was applied for the system design of a multipurpose laser tracking system that considers satellite laser ranging and space object laser tracking. System preliminary performance analysis was performed based on Link Budget analysis considering specifications of major components.

초 록

우주물체 레이저 추적(DLR : space Debris Laser Ranging) 시스템은 인공위성까지의 거리를 측정하는 인공위성 레이저 추적(SLR : Satellite Laser Ranging) 시스템의 확장형이라고 할 수 있다. 레이저를 발사하여 수신하는 광자 왕복하는 시간을 측정하여 궤도 결정하는 시스템이다. 거리 정밀도는 mm급 단위로 측정 가능하고 현존하는 시스템 중 가장 정밀한 시스템이다. 현재 한국천문연구원 인공위성 레이저 추적 시스템을 세종 및 거창에 구축하였고, 나로호 과학위성, 다목적 실용위성 5호의 정밀궤도를 검증하기 위해 SLR 데이터를 활용하였다. 최근 몇 년간 우주쓰레기의 추락 또는 충돌로 인해 자국의 위성이 위협받고 있고, 이는 안보적인 측면에서 자국 우주자산 보호, 국민의 안전을 보호하기 위해 우주물체 레이저 추적이 지대한 관심을 받고 있다. 본 논문에서는 인공위성 레이 추적, 우주물체 레이저 추적을 고려한 다목적형 레이저 추적 시스템의 시스템 설계를 위하여 1.5m 급 주경을 적용하였다. 그리고 주요 구성품의 성능(레이저 파장, 레이저 출력) 등을 고려하여 링크버짓 분석을 통해 시스템 예비 성능 분석을 수행하였다.

Key Words : Satellite(인공위성), Space Debris(우주물체), Satellite Laser Ranging(인공위성 레이저 거리측정 시스템), Link Budget(링크버짓), Signal Detection Probability(신호검출 확률), Space Object Laser Tracking(우주물체 레이저추적)

† Received : April 5, 2021 Revised : June 1, 2021 Accepted : June 24, 2021

¹ Senior Engineer, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : jaslim@ajou.ac.kr, ORCID 0000-0003-0080-9398

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

전 세계적으로 약 3,000여 개 인공위성이 우주공간에서 운용되고 있으며, 최근에는 우주잔해물의 추락, 우주 물체간 충돌 등이 빈번하게 발생하여 우주감시 기술의 중요성이 강조되고 있다. 특히 미래 우주 항공 전력에서 가장 중요하게 대두되는 적성국의 위성 감시 정찰 무력화 능력 확보를 위한 다목적형 레이저 추적 시스템이 각광받고 있다. 레이저 추적시스템은 목표물이 반사경 장착 위성의 거리를 측정하는 시스템은 인공위성 레이저 추적 시스템(SLR, Satellite Laser Ranging)으로 정의되며, 우주쓰레기 혹은 우주물체를 레이저 추적하는 시스템은 우주물체 레이저 추적 시스템(DLR, Debris Laser Ranging)으로 정의되기도 한다. 레이저 추적 시스템의 역할은 타국 군사 위성의 정찰, 감청 시도 등으로부터 국가 자산 정보 보호를 위해 한반도 상공을 통과하는 위성 정밀 궤도 추적 및 식별하고, 자국의 위성의 궤도를 정밀하게 측정·추적하여 궤도제어 및 기동을 위한 검·보정을 지원하는 국가안보와 직결되는 임무를 수행한다[1].

SLR(Satellite Laser Ranging) 시스템은 인공위성 레이저 추적 시스템으로서, 지상에서 레이저를 발사하여 궤도에 따라 반사경 장착위성 및 반사경 미장착 위성과 우주물체까지의 거리를 정밀 측정하고 탐지/추적하는 시스템이다. 특히 SLR 시스템은 레이저 반사경(Retro-Reflector)이 장착된 인공위성을 대상으로 지구중심고정좌표계(ECEF)에서 위성의 위치 및 속도벡터를 정밀하게 예측된 궤도정보(Consolidated Prediction Format)를 이용하여, 인공위성까지 거리를 밀리미터(mm) 수준으로 정밀하게 측정한다. SLR 시스템의 원리는 Fig. 1과 같이 지상에서 극초단파 펄스레이저 발사 시간과 인공위성으로부터 반사되어 되돌아온 레이저의 도착시간을 바탕으로 비행시간(Time of Flight)을 측정하고 이를 이용하여 거리를 계산하는 방식이다[2-5].

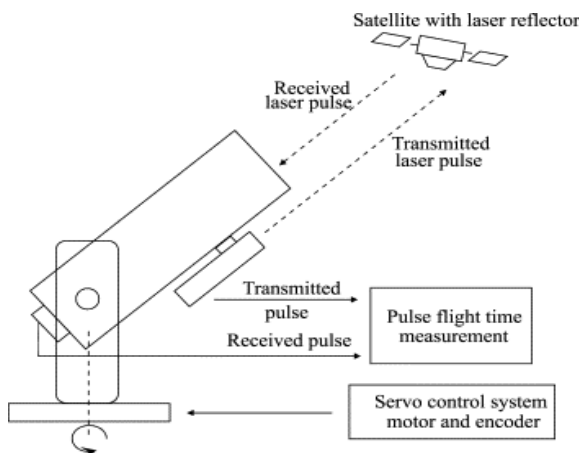


Fig. 1. Basic principle of SLR system [5]

일반적으로 레이저 추적 시스템은 광학망원경을 레이저의 송신부와 수신부로 분리하는 송수신 분리형, 공통으로 사용하는 송수신 일체형으로 구분된다.

송수신 분리형은 수신광학계를 카세그레인(cassegrain), 송수신 일체형은 커먼쿠데(Common Coude) 방식을 적용한다. 송수신 분리형의 경우 대기에 의한 후방산란광(back scattering)을 감소시키고, 고반복율 레이저를 이용한 거리측정 구현이 용이하나, 송신 및 수신 망원경의 정렬이 상당히 어렵다. 이에 반해 송수신 일체형은 송수신 망원경의 광 정렬이 필요없고 최적화된 광기구가 설계가 가능하지만 후방산란광이 증가하고 고반복율 레이저를 적용하기에는 많은 제약사항이 발생한다[6].

본 논문에서는 고도 250km~36,000km 상공의 레이저 반사경을 탑재한 인공위성 및 반사경을 미탑재한 인공위성 또는 우주물체에 대한 레이저 추적 시스템을 송수신 일체형으로 설계하고, 1.5m급 주반사경을 적용하였다. 탐지 성능 분석을 위해 링크버짓분석을 통해 평균광자검출수를 도출하고, 이를 기반으로 신호검출확률 결과값을 얻음으로써 시스템의 탐지 가능 여부를 판단할 것이다. 이러한 연구 결과는 개발 단계인 차세대 우주물체 정밀 추적·식별 시스템 기술 개발에 시스템 성능 분석에 유용하게 적용될 것으로 기대된다.

II. 다목적형 레이저 추적 시스템

레이저 추적 시스템은 Fig. 2와 같이 광학망원경, 추적마운트, 송수신 광학계, 레이저, 타이밍 시스템, 운영시스템 등으로 구성된다. 광학망원경은 레이저빔을 최종단에서 송신 및 수신하는 하는 기능이며, 주반사경과 부반사경으로 구성된다. 추적마운트는 궤도정보 기반으로 빠르고 정밀하게 구동하는 역할로서 서보시스템으로 구성된다.

송수신 광학계는 레이저 발사 및 수신 레이저 광자를 광학망원경으로 유도하는 기능으로, 회전 미러

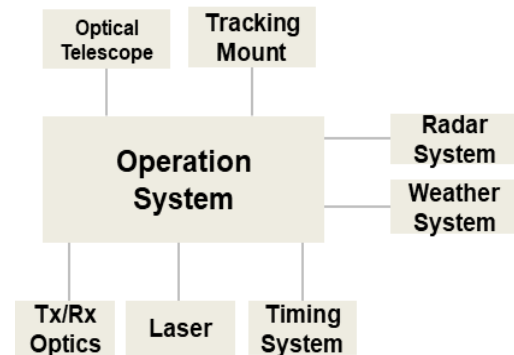


Fig. 2. Basic Configuration of Laser Ranging System

Table 1. Parameters of multi-purpose laser ranging system

Parameter	Specification	
	SLR	DLR
Optical path	Common Coude	
M1/M2 Diameter	150/39 cm	
Laser beam divergency	20arcsec(LEO) 12arcsec(MEO) 8arcsec(GEO)	20aresec
Field of view (night)	20arcsec(LEO) 16aresec(MEO) 12aresec(GEO)	20aresec
Field of view (day)	12arcsec(LEO) 10aresec(MEO) 8aresec(GEO)	12arcsec
Transmitting Efficiency	58.7%	
Receiving Efficiency	49.9%(night), 13.8%(day)	
Maximum slew rate	30 deg/sec (Az), 15 deg/sec (El)	
Tracking Error	< 1arcsec	
Laser wavelenth	532nm	1064nm
Pulse Energy	15mJ	4J
Laser Pulse width	20ps	1ns
Detector type	C-SPAD	IR-SPAD
Detector diameter	200um	80um
Quantum Effi.	20%	20%
Range gate	200ns	10us

및 초점 광학계 형태로 구성되어 실내에 구성된다. 레이저는 파장대역, 출력, 펄스 에너지, 펄스 폭 등 요소로 인해 레이저 추적시스템의 거리측정 정밀도에 영향을 미치는 주요 요소이다. 타이밍 시스템은 광자검출모듈, 이벤트타이머, 타이밍 시스템을 제어하는 역할을 하는 레인지 게이트 생성기 등으로 구성되며, 송신광 및 수신광을 검출, 검출 순간의 시간을 측정하는 과정을 통해 레이저의 비행시간(Time of Flight)을 계산하여 목표물과 지상 관측소간의 거리를 정밀하게 측정하는 기능을 담당한다. 운영시스템은 레이저 추적에 필요한 각종 서브시스템과 장비를 제어하고 획득된 데이터를 통합처리 하는 기능을 담당한다.

Table 1은 다목적형 레이저 추적 시스템의 시스템 성능분석을 위한 설계 요소를 보여주며, 광학망원경, 레이저, 추적마운트, 광자검출모듈의 주요 사양을 적용하였다.

III. 시스템 성능 분석

3.1 인공위성 레이저 추적 성능 분석

인공위성 레이저 추적 시스템(SLR)은 최근에 Nd:Yag 재질의 532nm 파장대역, 펄스폭 ps급의 레이저를 사용하여 거리정밀도 mm급의 성능을 발휘한다. 이러한 레이저를 사용하는 배경은 Table 2와 같이 반사경 장착 위성은 레이저 유효면적(laser cross section)이 크기 때문이다.

또한 인공위성 레이저 추적 시스템은 높은 궤도 예측력을 갖는 CPF(Consolidated Prediction Format)를 사용함으로 인해 광자검출모듈의 RG(Range Gate) 시간은 200ns~500ns 수준의 값을 사용한다. 광자검출모듈의 경우 정밀한 거리 측정을 위해 온도 등으로 인한 시간 오차를 보정하여 감지하는 C-SPAD (Compensated Single Photon Avalanche Diode)를 적용한다. 최근에는 레이저 광자를 전자로 변환되는 효율인 양자효율이 35% 이상인 제품이 출시되고 있다.

3.1.1 반사경 장착 인공위성 링크버짓

SLR 시스템의 성능 분석을 하기 위해서는 레이더 링크버짓 수식에서 유래된 레이저 링크버짓 분석을 통해 목표물에 대한 레이저를 이용한 탐지 여부를 확인할 수 있다. 링크버짓의 결과값은 평균광자검출수(N_{pc})로서 평균광자검출수(N_{pe})의 값이 클수록 목표물에 대한 탐지 확률도 높아지는 비례적인 관계를 갖고 있다. SLR 시스템의 링크버짓 식 (1)은 다음과 같다[7].

$$N_{pe} = (E_T \frac{\lambda}{hc}) G_t \sigma_{ocs} (\frac{1}{4\pi R^2})^2 A_r T_a^2 T_c^2 \eta_t \eta_r \eta_d \quad (1)$$

여기서 E_T 은 레이저의 펄스 당 에너지, h 는 플랑크 상수, λ 는 레이저 파장대역, c 는 광자의 속도, G_t 는 송신 망원경 이득, R 은 목표물과 관측소간의 거리, σ_{ocs} 는 목표물의 레이저 반사체의 유효면적, A_r 은 수신 망원경의 유효 구경 면적, T_a 는 대기 투과율, T_c 는 권운 투과율, η_t 는 송신 광학계 효율, η_r 은 수신

Table 2. Specifications of satellite with retro-reflectors

Target	Altitude (km)	# of Reflectors	Laser Cross Section(m ²)
Starlette	815	60	0.65x10 ⁶
Lageos-2	5,625	426	7x10 ⁶
GK2B	35,786	84	269x10 ⁶

광학계 효율, η_d 는 광자검출모듈의 양자효율을 의미한다. 식 (1)에서 알 수 있듯이 목표물로 반사되어 되 돌아오는 광자 수는 시스템의 하드웨어 특성, 목표물과의 거리, 레이저 반사체의 유효단면적(laser cross section), 대기 감쇄 등에 의해 평균 광자 검출수(N_{pc})가 결정된다. 평균광자검출수(N_{pc})는 단일 발사(Single laser shot) 기준으로 분석된다.

$$G_T = \frac{8}{\theta_D^2} \exp\left[-2\left(\frac{\theta_P}{\theta_D}\right)^2\right] \quad (2)$$

송신기 이득은 광학망원경에서 나오는 레이저가 목표물에 얼마나 많이 도달할 수 있는지의 주요 파라미터로서 식 (2)와 같이 송신빔의 발산 반각(θ_D , half-angle), 빔 지향 오차(θ_P)로 표현할 수 있다[7].

지상관측소와 목표물 간의 거리는 평균광자검출수에 큰 영향성을 미치고 식 (3)과 표현된다[7].

$$R = \frac{-(R_E + h_s) \cos \theta_Z + \sqrt{(R_E + h_s)^2 \cos^2 \theta_Z + 2R_E(h_D - h_s) + h_D^2 - h_s^2}}{1} \quad (3)$$

여기서 R_E 는 지구반경(6,378km)을 나타내며, θ_Z 는 천정각, h_D 는 목표물의 고도, h_s 는 지상관측소의 해발고도를 나타낸다. 본 논문에서의 h_s 는 거창 레이저 추적 시스템의 해발고도(908m)를 적용한다.

다목적형 레이저 추적 시스템은 카세그레인 초점 방식을 사용하므로 레이저 광자를 수신할 때 부경에 의해 수신 광을 가리게 된다. 따라서 실제 광학망원경의 유효면적은 식 (4)로 계산할 수 있다[8].

$$A_r = A_p(1 - \gamma^2)\eta_D \quad (4)$$

여기서,

$$A_p = \pi r_{M1}^2 \quad (5)$$

$$\gamma = \frac{r_{M2}}{r_{M1}} \quad (6)$$

A_p 는 주경의 면적, γ 는 부경의 엠펬율, r_{M1} 은 주경의 반지름, r_{M2} 는 부경의 반지름을 의미한다. 레이저 추적시스템은 초점렌즈에서 나온 모든 광자를 검출하기 위해 광자검출모듈의 면적을 충분히 사용하도록 설계하므로 $\eta_D \approx 1$ 을 적용하였다.

다음은 532nm 파장대역의 레이저를 사용하여 Table 2의 위성들에 대해서 평균광자검출수를 분석하였다. 고각에 따라 분석한 야간기준 평균광자검출수는 Fig. 3과 같다.

Starlette 위성의 경우 평균 광자 검출수는 약 46,956

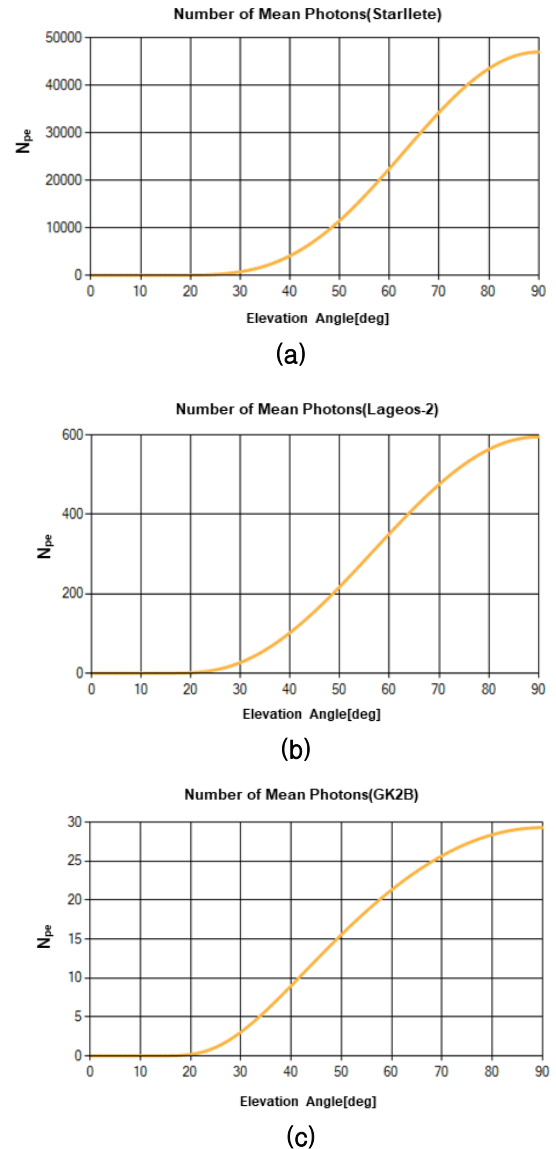


Fig. 3. Number of mean photons in nighttime for (a) Starlette, (b) Lageos-2, (c) GK2B

개 이하이며, 고각 약 16도 이상에서 1개 이상이 검출된다. Lageos-2의 경우 평균 광자 검출수는 약 595개 이하이며, 고각 약 20도 이상에서 1개 이상이 검출된다. GK2B의 경우 평균 광자 검출수는 약 29개 이하이며, 고각 약 25도 이상에서 1개 이상이 검출된다.

Figure 4는 주간 기준 평균광자 검출수를 분석한 것이다. Starlette 위성의 경우 평균 광자 검출수는 약 12,971개 이하이며, 고각 약 16도 이상에서 1개 이상이 검출된다. Lageos-2의 경우 평균 광자 검출수는 약 164개 이하이며, 고각 약 20도 이상에서 1개 이상이 검출된다. GK2B의 경우 평균 광자 검출수는 약 8개 이하이며, 고각 약 25도 이상에서 1개 이상이 검출된다.

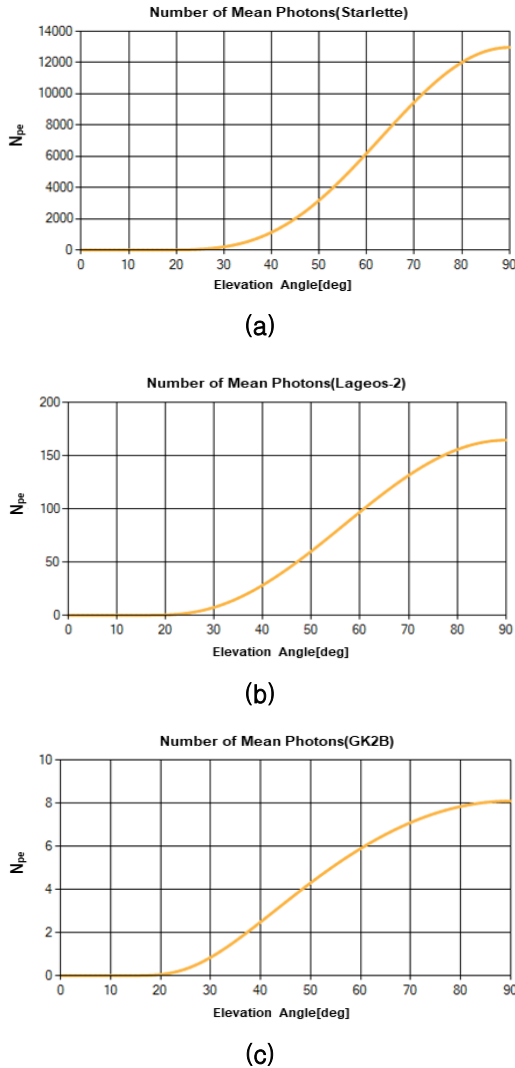


Fig. 4. Number of mean photons in daylight for (a) Starlette, (b) Lageos-2, (c) GK2B

3.1.2 야간 신호 검출 확률

반사경 장착된 위성의 경우 레이저 반사율을 높이기 위해 레이저 유효 면적이 높은 값을 가지기 때문에, 단일 발사 기준 평균 광자 검출 수의 값이 크다. 또한 정밀한 궤도 예측 정보 CPF를 사용하기 때문에 Range Gate 시간(200ns~500ns)이 짧고, 이로 인해 광자검출모듈의 열적원인 등에 발생하는 dark current 잡음에 의한 영향성은 미미하므로 무시해도 된다. 이 밖에도 야간의 경우는 532nm 파장대역의 배경잡음이 4~400 [W/m²·srad·m] 수준[12]이기 때문에 잡음에 의한 영향성은 실제 신호검출확률에 적용하지 않아도 된다. 광자 검출 확률은 Poisson 확률을 따르므로 야간 신호검출 확률은 평균광자검출수에 결정되고, 수식은 (7)과 같다.

$$P_{SD}(N_{pc}) = 1 - \exp(-N_{pc}) \quad (7)$$

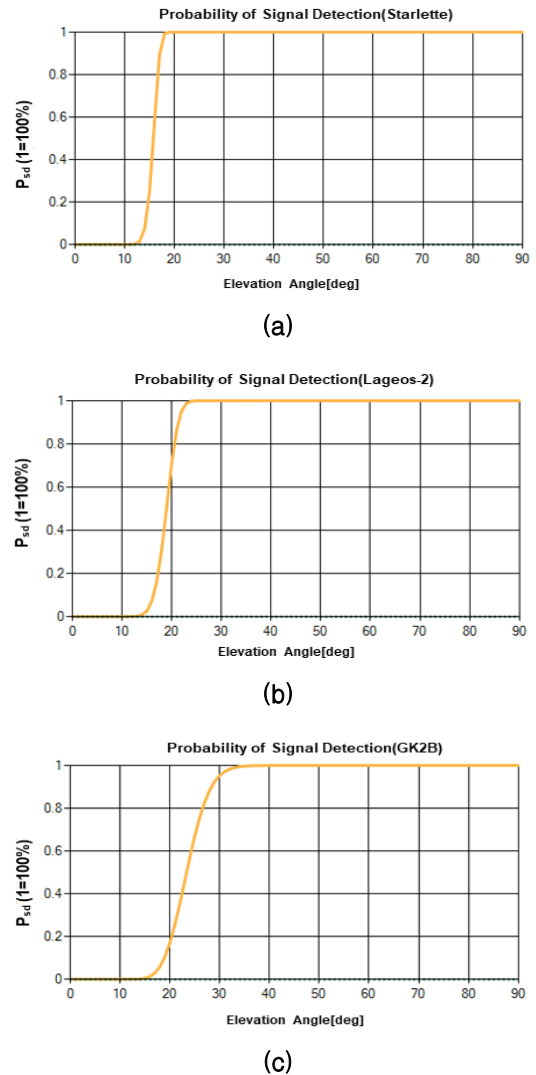


Fig. 5. The probabilities of signal detection in nighttime for (a) Starlette, (b) Lageos-2, (c) GK2B

만약 평균광자검출수(N_{pc}) 값이 1 이상의 값이 도출되면 신호 검출 확률은 63.2% 이상으로 계산된다.

Figure 5는 Starlette, Lageos-2, GK2B의 야간 신호 검출확률 결과로서 약 100% 이하로 레이저 추적 가능성이 있다고 볼 수 있다. Starlette 위성은 고각 16도 이상, Lageos-2 위성은 고각 20도 이상, GK2B 위성은 고각 25도 이상에서 평균광자 검출수 1 이상이 검출되므로 63.9% 이상의 값의 신호 검출 확률을 갖는다. 위성의 고도가 높아질수록 관측거리가 길어짐으로 인해 평균광자검출수가 작아지므로 레이저 추적 시스템의 고각이 높아지는 경향을 보인다.

3.1.3 주간 신호 검출 확률

주간인 경우 신호 검출 확률은 잡음에 의한 영향성이 반영되어야 한다. 특히 532nm 파장대역의 주간 배경 잡음은 야간에 대비하여 10⁵배만큼 크다. 주간

배경 잡음의 수준은 $4 \times 10^5 \sim 4 \times 10^7$ [$W/m^2 \cdot srad \cdot m$]이다 [12]. 이 중 Worst Case를 고려하여 본 논문에서는 4×10^7 [$W/m^2 \cdot srad \cdot m$] 값을 적용하였다. 배경잡음에 의해 Range Gate 개방시간 동안 광자검출모듈에 의한 평균 광자 검출수는 다음 식 (8)로 표현된다[9].

$$N_{pe}^{bg} = \frac{\eta_d}{hc} N_\lambda \lambda_{BP} \Omega_R \eta_r \tau_{RG} \quad (8)$$

여기서 N_λ 는 배경잡음 세기, λ_{BP} 는 필터의 Band-pass 폭, Ω_R 는 스테라디안(steradian)의 단위로 표현되는 광자검출모듈의 시야각, τ_{RG} 는 광자검출 모듈의 Range Gate 개방시간을 의미한다. 반사경 장착 위성의 경우 CPF 궤도 데이터 기반으로 정밀 추적하기 때문에 RG 개방시간의 의한 영향성이 작아 광자검출모듈의 dark current의 영향성은 배제한다.

배경잡음에 의한 광자검출 확률(P_{FA}), 즉 오경보율(false alarm) 확률은 다음과 같이 계산된다.

$$P_{FA}(N_{pe}^{bg}) = 1 - \exp(-N_{pe}^{bg}) \quad (9)$$

위성에서 반사되어 되돌아오는 광자 수(N_S), 잡음에 의한 광자 수(N_N)의 합($N = N_S + N_N$)에 의한 광자검출 확률은 Poisson 확률을 적용한 수식은 다음과 같다.

$$P_{PD}(N) = 1 - \exp(-N) \quad (10)$$

잡음으로부터 실제 신호를 검출할 수 있는 확률은 식 (11)을 이용하여 구할 수 있다. 레이저를 이용하여 실제 신호 검출확률은 오경보율보다 큰 경우 탐지가 가능하다고 볼 수 있다.

$$P_{SD} = (1 - P_{FA}) P_{PD} \quad (11)$$

주간인 경우, 배경잡음에 의한 영향성을 최소화하기 위해 필터를 사용하여 수신 광학계 효율을 13.8% 낮추어 오경보율을 낮춘다. 또한 Table 1과 같이 궤도별 목표물의 속도 수차에 따라 수신 시야각을 조절함에 따라 식 (8)에 의해 광자검출수가 변화에 따라 오경보율이 차이가 난다. 수신 광학계 효율 및 수신 시야각을 조절하여도 목표물에 의한 평균광자검출수는 충분히 크기 때문에 실제 신호 검출 확률을 높일 수 있다.

배경잡음에 의한 오경보율(P_{FA})은 저궤도 위성인 Starlette의 경우 11.7%, 중궤도 위성인 Lageos-2의 경우 8.2%, 정지궤도 위성인 GK2B의 경우 5.4%로 계산된다. 이를 바탕으로 분석한 결과는 Fig. 6과 같다.

Starlette 위성의 경우 실제 신호 검출확률은 약 88.4%, 고각 16도 이상에서 실제 신호가 검출되고, Lageos-2의 경우 실제 검출확률은 약 91.8%, 고각 18도 이상 검출, GK2B의 경우 실제 검출확률은 약 94.6%, 고각 21도 이상 실제 신호가 검출된다. 위성

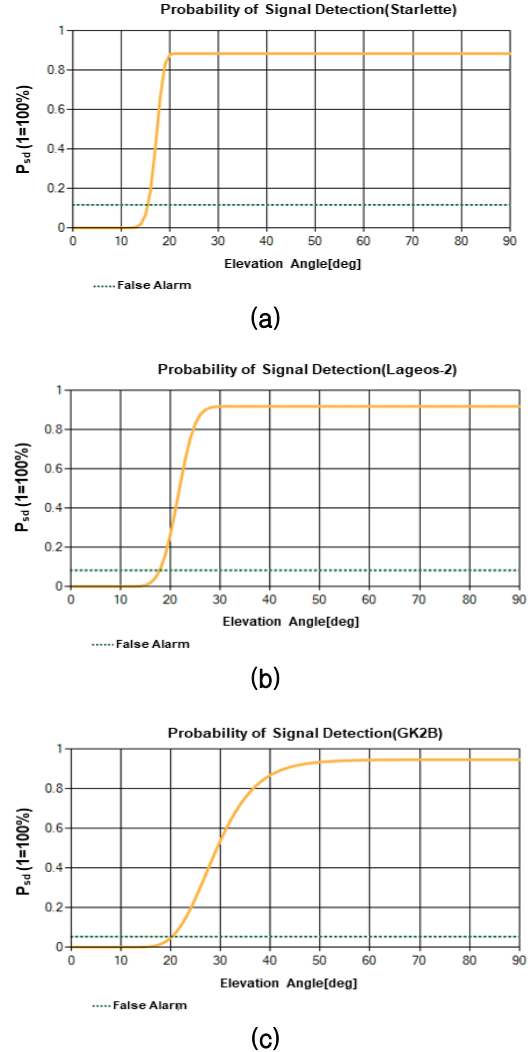


Fig. 6. The probabilities of signal detection and false alarm in daylight for (a) Starlette, (b) Lageos-2, (c) GK2B

의 고도에 따라 송신빔 발산각을 설정함에 따라 실제 신호 검출 확률이 높아지는 경향을 보인다.

3.1.4 가시거리에 따른 성능 분석

Link Budget 분석에 따르면 레이저 추적 시스템은 대기투과율 및 권운 투과율에 의한 영향성이 있다. 대기투과율은 주로 에어로졸 산란, 대기 분자에 의한 흡수, 오존에 흡수에 따라 대기 감쇄율이 영향을 미친다. 권운 투과율은 맑은 하늘일지라도 눈에 보이지 않는 권운이 있을 수 있다. 전 지구상 지역의 평균 권운의 두께는 1.341km로 알려져 있다[14]. 대기 투과율 및 권운의 투과율은 다음과 같은 수식으로 표현된다[7].

$$T_a = \exp[-\sigma(\lambda, V) h_{sh} \sec \theta_z \exp(\frac{h_s}{h_{sh}})] \quad (12)$$

$$T_c = \exp[-0.14(\psi \sec \theta_z)^2] \quad (13)$$

θ_z 는 천정각, h_s 는 지상관측소의 해발고도, h_{SH} 는 높이에 따라 밀도가 일정하다고 가정한 균질대기인 스케일높이로 1.5km 값을 가지며, ψ 는 권운의 두께이다. 대기감쇄율($\sigma(\lambda, V)$)은 레이저 파장 및 가시 거리에 따라 다르며, q 값은 가시거리 50km 이상인 경우 1.6, 가시거리 6km 이상 & 50km 이하인 경우 1.3, 가시거리 6km 이하인 경우 $0.585 V^{1/3}$ 을 적용한다. 대기감쇄율의 식 (14)와 같다[13].

$$\sigma(\lambda, V) = \frac{3.912}{V} \left(\frac{\lambda}{550} \right)^{-q} \quad (14)$$

앞서 분석한 Figs. 3~6은 가시거리 15km 기준을 적용하였다. 다음은 대표적인 반사경 장착 위성인 Lageos-2에 대하여 가시 거리에 따라 평균 광자 검출 수 및 신호검출확률을 야간 및 주간에 따라 분석하였다. 가시거리는 Worst Case인 안개가 짙은 환경인 5km, 대한민국 가시거리 환경을 고려한 평균적인 가시거리 15km, Best Case인 가시거리 60km를 적용하였다.

Figure 7에서 확인할 수 있듯이 Lageos-2의 야간 평균 광자검출수는 가시거리 5km인 경우 244개 이하, 가시거리 15km인 경우 590개 이하, 가시거리 60km인 경우 831개 이하로 검출된다. 평균광자검출수 1개 이상이 탐지되는 신호 검출확률인 63.2% 되는 경우는 가시거리 5km는 고각 25도 이상, 가시거리 15km는 고각 20도 이상, 가시거리 60km는 고각 18도 이상으로 분석된다.

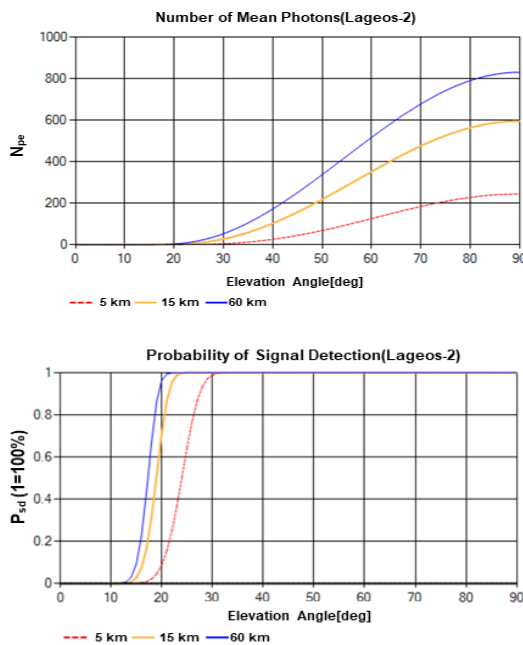


Fig. 7. Number of mean photons and probabilities of signal detection in nighttime for Lageos-2 by different visibility distance

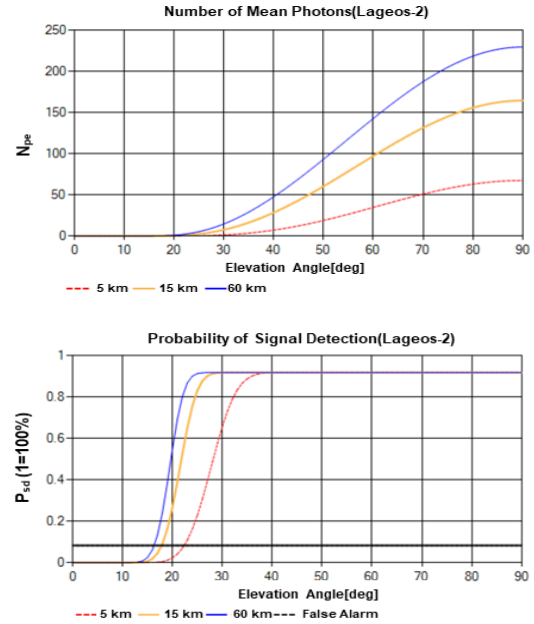


Fig. 8. Number of mean photons and probabilities of signal detection and false alarm in daylight for Lageos-2 by different visibility distance

Figure 8은 주간인 경우를 분석한 것이다. Lageos-2의 주간 평균 광자검출수는 가시거리 5km인 경우 67개 이하, 가시거리 15km인 경우 164개 이하, 가시거리 60km인 경우 229개 이하로 검출된다. 오경보율은 약 8.2%이며, 실제 신호가 검출되는 경우는 가시거리 5km는 고각 23도 이상, 가시거리 15km는 고각 18도 이상, 가시거리 60km는 고각 17도 이상으로 분석된다.

3.2 우주물체 레이저 추적 성능 분석

우주물체는 반사경 장착 위성과 달리 레이저 유효면적(laser cross section)이 매우 작다. 이로 인해 레이저 출력이 수 μ 급 이상을 선정해야 되어야 한다. 또한 낮은 궤도 예측력을 갖는 TLE(Two Line Elements)를 사용하여 거리 오차(Range Bias)가 ± 1 km의 오차를 갖기 때문에 RG 시간도 us 수준의 값을 사용한다. 이러한 사유로 인해 532nm 대역보다 광자 수가 많은 레이저 파장대역을 근적외선 대역인 1064nm를 적용하고 고출력 펄스에너지, ns 수준의 펄스폭을 갖는 레이저를 선정한다. 또한 1064nm 대역에 반응하는 20% 이상의 높은 양자효율을 갖는 광자검출모듈을 선정해야 한다. 본 논문에서는 Graz SLR 시스템에서 사용한 Princeton LightWave 회사의 IR-SPAD을 적용하여 분석하고자 한다.

3.2.1 우주물체 링크버짓

우주물체 링크버짓 분석은 식 (1)과 동일하다. 여기서 레이저 유효면적은 $\sigma_{LCS} = \rho S \cos \theta$ 을 적용한다. 본

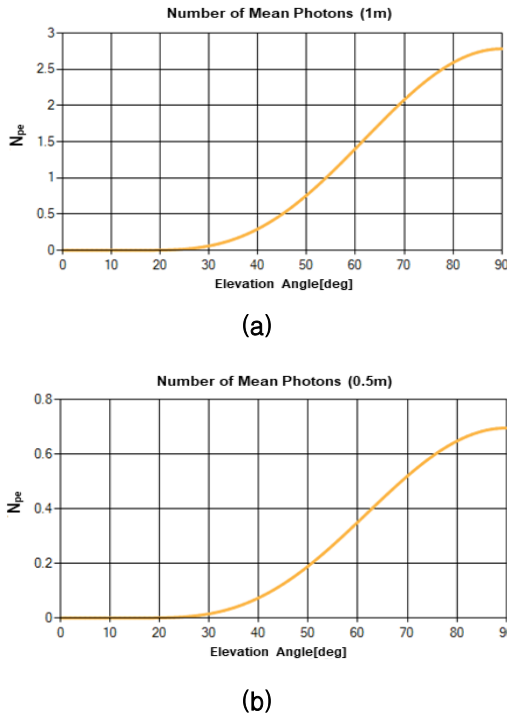


Fig. 9. Number of mean photons in nighttime for space debris with (a) 1m & (b) 50cm diameter at altitude of 1,000km

논문에서는 우주잔해물이 구형형태를 가진다고 가정하여 $\cos\theta=1$ 을 적용하고, 반사율(ρ)은 0.16으로 적용하였다[11].

Figure 9는 1,000km 고도의 우주물체 1m 및 0.5m 크기에 대해 야간 환경의 평균 광자 검출수 분석 결과이다. 1m 크기의 레이저 유효단면적은 0.1257m^2 , 0.5m 크기는 0.0314m^2 로 계산된다. 이를 바탕으로 Link Budget 분석한 결과 평균광자검출수는 1m 크기는 2.78개 이하, 0.5m는 0.7개 이하로 분석된다.

3.2.2 야간 신호 검출 확률

우주물체의 경우 1,064nm 파장대역의 광자검출모듈을 사용하기 때문에 배경 잡음은 $20\sim 100 [\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{srad} \cdot \text{m}]$ 으로[12] 532nm 대역보다 영향성이 작아 무시할 수 있을 정도이다. 하지만 RG 개방시간이 us 수준이므로 dark current 잡음은 고려되어야 한다. 광자검출 모듈의 내부 열전자에 의한 dark current 잡음에 의한 광자수는 다음 수식 (15)로 표현된다[10].

$$N_{pe}^{dc} = \left(\frac{I_d}{e}\right) \pi r_D^2 \tau_{RG} \quad (15)$$

I_d 는 dark current 밀도로서 1064nm 광자검출모듈에서는 일반적으로 $9 \times 10^{-13} [\text{A}/\text{cm}^2]$ 의 값을 가지며, e 는 전하량(1.6×10^{-19} coulombs), r_D 는 광자검출모듈의 센서 직경으로 80um 값을, τ_{RG} 는 개방시간으로 10us 값을 적용한다.

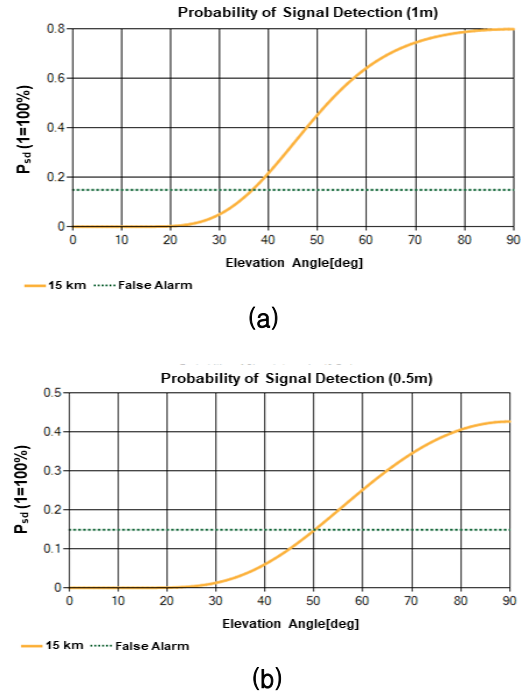


Fig. 10. The probabilities of signal detection and false alarm in nighttime for space debris with (a) 1m & (b) 50cm diameter at altitude of 1,000km

Figure 10은 실제 신호검출 확률 수식 (11)을 적용하여 분석한 결과이다. 광자검출모듈의 dark current에 의한 광자수는 0.157개, 오경보율(P_{FA})은 14.9%로 계산된다. 이를 바탕으로 분석한 결과 고도 1,000km, 1m 크기 우주물체의 실제 신호 검출확률은 약 79.8% 이하, 고각 37도 이상에서 실제 신호가 검출되고, 0.5m 크기의 경우 실제 검출확률은 약 42.6%, 고각 51도 이상에서 신호가 검출된다.

3.2.3 송신빔 발산각의 영향성

우주물체는 주로 200km~1,000km 고도에 발사체의 로켓 몸체(1m 이상 크기)에 의한 우주 잔해물이 많이 포진해 있다. 우주물체의 경우 반사경 장착 위성 대비 반사율이 작아 유효단면적의 차이가 많이 난다. 이 부분을 시스템적으로 송신빔 발산각을 조절함으로써 평균광자검출수 및 실제신호확률을 향상시킬수 있다. Fig. 11은 송신빔발산각 8 arcsec을 적용할 경우 고도 1,000km의 50cm 크기에 대한 평균광자검출수 및 실제 신호 검출 확률 그래프이다.

송신빔발산각 8 arcsec 기준 평균광자검출수는 약 3.9 이하의 결과값이 도출되며, 실제 신호검출확률은 약 83.4% 이하, 고각 35도 이상에서 신호 검출이 가능하다. Fig. 10(b)의 송신빔발산각 20 arcsec와 비교할 경우 신호검출확률의 차이는 약 40.8% 이상이며, 추적마운트를 통한 운용 고각 차이는 약 16도 이상이다.

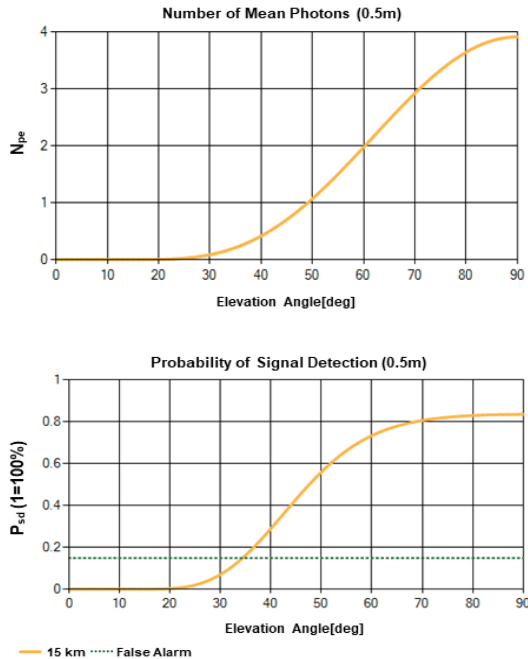


Fig. 11. Number of mean photons and probabilities of signal detection and false alarm with 8 arcsec of far field divergence angle

3.2.4 최소 탐지 크기 분석

우주물체에 대하여 Link Budget 분석과 실제 신호 검출확률에 대해 분석한 결과를 바탕으로 다목적형 레이저 추적 시스템의 최소 탐지 크기 또한 분석이 가능하다. 일반적으로 우주물체 레이저 추적 시스템은 대기에 의한 영향성에 의해 고각 30도 이상에서 운용하는 것이 적당하다.

Figure 12는 고각에 따라 최소 탐지크기를 분석한 결과이다. 송신빔 발산각의 20 arcsec 기준 직경 1m 보다 큰 우주물체를 탐지 가능한 경우는 고각 30도에서는 약 700km 이내, 고각 40도에서는 약 1,000km 이내, 고각 50도에서는 약 1,400km 이내로 확인할 수 있다.

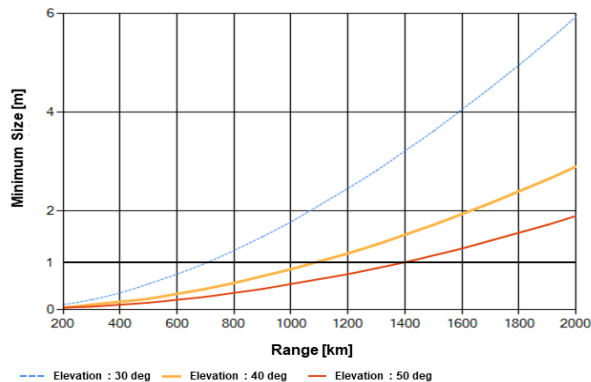


Fig. 12. Minimum size of space debris vs range

IV. 결 론

반사경 장착 위성의 거리를 측정하는 SLR(Satellite Laser Ranging) 시스템은 532nm 파장대역의 15mJ의 펄스 에너지를 갖는 레이저를 적용하였고, 우주쓰레기 또는 우주물체에 대한 거리 측정하는 DLR(Debris Laser Ranging) 시스템은 1,064nm 파장대역의 4J의 펄스 에너지를 갖는 레이저 적용하여 추적 성능을 분석하였다. 또한 현재 수급 가능한 광자검출모듈 및 bandpass 필터 등을 적용한 실제 제품 기반으로 분석하였기 때문에 시스템 성능 분석 결과가 신뢰성이 높다고 할 수 있다. 본 논문에서는 Link Budget, 오경보율, 주/야간 실제 신호검출 확률을 분석함으로써 시스템의 성능 분석 결과를 제시하였다. 최종적으로 최소 탐지 크기를 분석함으로써 1.5m급 구경을 갖는 레이저 추적시스템의 송신빔 발산각 20 arcsec로 적용 가능하고 시스템의 우수성을 확인할 수 있었다.

본 논문에서 1.5m급 주반사경 및 레이저 출력, 레이저 파장대역 등을 고려한 분석 결과를 바탕으로 송수신일체형인 1.5m급 다목적형 레이저 추적시스템이 개발될 예정이다. 향후 개발될 우주물체 레이저 거리 추적 시스템 개발에 본 논문의 연구결과가 시스템 성능 분석에 기여할 수 있을 것이다.

References

- 1) Lim, H. C., Park, J. U., Kim, D. J., Seong, K. P. and Ka, N. H., "Laser Tracking Analysis of Space Debris using SOLT System at Mt. Gamak," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 9, September 2015, pp. 830~837.
- 2) Sung, K. P., Choi, E. J., Lim, H. C., Jung, C. G., Kim, I. Y. and Choi, J. S., "Development of Operation Software for High Repetition rate Satellite Laser Ranging," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 12, December 2016, pp. 1103~1111.
- 3) Grene, B., Gao, Y., More, C., Wang, Y., Boiko, A., Ritchie, J., Sang, J. and Cotter, J., "Laser tracking of space debris," *Proceedings of 13th Laser Ranging Workshop, Washington, 2002*.
- 4) Kirchner, G., Koidl, F., Friederich, F., Buske, I., Volker, U. and Riede, W., "Laser measurements to space debris from Graz SLR station," *Advances in Space Research*, Vol. 51, No. 1, 2013, pp. 21~23.
- 5) Wang, P., Zhu, W., Zou, T. and Guo, T., "A correction method of encoder bias in satellite laser ranging system," *Journal of Geodesy and Geodynamics*, Vol. 4, No. 3, March 2013, pp. 61~64.

- 6) Park, J. U., et al., "Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy," KASI, 2009.
- 7) Degnan, J. J., "Milimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review," *Geodynamics Series*, Vol 25, 1993, pp. 13~162.
- 8) Degnan, J. J. and Klein, B. J., "Optical antenna gain," *Applied optics*, Vol. 13, 1974, pp. 2397~2401.
- 9) Prat, W. K., "Laser Communications Systems," *John Wiley and Sons, New York*, 1967, pp. 121~135.
- 10) McGary, J. F., Degnan, J. J., Titerton, P. J., Sweney, H. E., Conklin, B. P. and Dun, P. J., "Automated tracking for advanced satellite laser ranging system," *Proceedings of SPIE AeroSense Conference*, Vol. 2739, Orlando, 1996.
- 11) Zhang, Z-P., Yang, F-M., Zhang, H-F., Wu, Z-B., Chen, J-P., Li, P. and Meng, W-D., "The use of laser ranging to measure space debris," *Research in Astronomy and Astrophysics*, Vol. 12, No. 2, 2012, pp. 212~218.
- 12) Vatsia, M. I., Stich, U. K. and Dunlap, D., "Night-sky radiant sterance from 450 to 200 nanometers," *Research and Development Technical Report AD750609*, 1972.
- 13) Kim, I. I., McArthur, B. and Korevaar, E., "Comparison of laser beam propagation at 785nm and 1550nm in fog and haze for optical wireless communications," *Proceeding of SPIE*, 4214, 2001, pp. 26~37.
- 14) Hal, F. F. Jr., Post, M. J., Richter, R. A., Lorfald, G. M. and Der, R. E., "Cirrus Cloud Model, in Atmospheric Transmittance Radiance: Computer Code LOWTRAN," *Air Force Geophysics Laboratory Report AFGL-TR-83-0187*, 1983.