

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 830-837(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.830

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

감악산 SOLT 시스템을 이용한 우주잔해물 레이저추적 성능분석

임형철*, 박종욱, 김동진, 성기평, 가능현

Laser Tracking Analysis of Space Debris using SOLT System at Mt. Gamak

Hyung-Chul Lim*, Jong-Uk Park, Dong-Jin Kim, Kipyung Seong and Neung-Hyun Ka
Korea Astronomy and Space Science Institute

ABSTRACT

Space debris has been a major issue recently for the space-active nations because its growing population is expected to increase the collision risk with operational satellites. Radar and electro-optical system has been used for space debris surveillance, which may cause unnecessary anti-collision manoeuvres due to their low tracking accuracy. So an additional tracking system is required to improve the predicted orbit accuracy and then to judge the anti-collision manoeuvres more efficiently. The laser tracking system has been considered as an alternative to decrease these unnecessary manoeuvres. Korea Astronomy and Space Science Institute has been developing a space object laser tracking system which is capable of laser tracking for satellites with retro-reflectors and for space debris using high power laser, and satellite imaging using adaptive optics. In this study, the tracking capability is analyzed for space debris using high power laser based on link budget, false alarm probability and signal detection probability.

초 록

최근 지구를 공전하는 우주잔해물의 개수가 급격하게 증가함에 따라 인공위성과의 충돌 위험성이 높아져 우주잔해물은 우주개발 국가들에게 심각한 문제로 대두되고 있다. 현재 인공위성 충돌 위험성을 감시하고 회피기동 여부를 판단하기 위해서 레이더 및 전자광학 시스템이 사용되고 있다. 그러나 레이저추적 시스템과 같이 보다 정밀한 추적데이터와 연계하여 정밀한 예측 궤도를 생성할 수 있다면 충돌회피기동 여부의 정확한 판단과 회피기동 계획 수행에 많은 도움을 줄 수 있다. 레이저추적 시스템은 가장 정밀한 거리측정 정보를 제공하기 때문에 기존 예측 궤도력 정밀도를 향상시킬 수 있는 대안으로 인식되고 있다. 한국천문연구원은 반사경을 장착한 인공위성 레이저추적, 고출력 레이저를 이용한 우주잔해물 레이저추적 및 적응광학을 이용한 우주물체 영상취득이 가능한 우주물체 레이저추적 시스템을 개발하고 있다. 본 연구에서는 우주물체 레이저추적 시스템에 사용되는 고출력 레이저를 이용한 link budget, 배경잡음에 의한 오경보 및 신호검출 확률 분석을 통해 우주잔해물 레이저추적을 위한 성능분석을 수행하였다.

Key Words : Space Object Laser Tracking(우주물체 레이저추적), Satellite Laser Ranging(인공위성 레이저추적), Link Budget(링크버짓), False Alarm Probability(오경보 확률), Signal Detection Probability(신호검출 확률)

† Received : February 17, 2015 Revised : August 10, 2015 Accepted : August 18, 2015

* Corresponding author, E-mail : hclim@kasi.re.kr

I. 서론

우주잔해물이란 지구를 선회하는 로켓 몸체, 폐기된 인공위성 및 인공위성 파편 등을 의미한다. 최근 중국이 자국 인공위성에 대한 미사일 요격과 Iridium 및 Cosmos 인공위성 충돌로 지구를 공전하는 우주잔해물의 수가 급격하게 증가하고 있다[1]. 이로 인해 크기가 10cm 이상의 우주잔해물은 29,000여개, 1cm 이상인 경우에는 740,000여개로 증가하였다[2]. 이러한 우주잔해물의 급격한 증가로 인해 국제우주정거장은 우주잔해물과의 충돌 회피를 위해 2012년에는 4회의 궤도 기동을 수행하였다[1]. 우주잔해물은 크기에 따라 카테고리1(<1cm), 카테고리2(1~10cm), 카테고리3(>10cm) 세 가지로 구분한다. 카테고리1에 속하는 우주잔해물 경우 유인우주선 등 우주비행체의 외부 보호막(shielding)을 설치하여 충돌을 방지할 수 있으나, 1cm 이상인 우주잔해물(카테고리2, 3)은 우주비행체에 심각한 손상 또는 파괴를 초래할 수 있다. 현재 레이더 및 전자광학 장비를 이용하여 카테고리3에 속하는 우주잔해물을 감시하고 있으며, 카테고리2에 해당되는 우주잔해물은 레이더 및 우주기반 관측장비로 관측이 가능하다. 그러나 이런 장비들은 추적 정밀도가 낮아 우주잔해물과의 충돌 회피를 위해 인공위성의 불필요한 궤도기동을 유발할 수 있다. 따라서 이러한 시스템과 연계하여 보다 정밀한 예측궤도를 생성하여 인공위성의 회피기동 여부를 판단할 필요성이 제기되고 있다. 레이저추적 시스템은 가장 정밀한 거리측정 정보를 제공하기 때문에 기존 예측궤도력 정밀도를 향상시킬 수 있는 대안으로 인식되고 있다[3-6].

인공위성 레이저추적(SLR, Satellite Laser Ranging) 시스템은 펄스폭이 매우 짧은 레이저를 발사하여 반사경을 장착한 인공위성으로부터 반사되어 되돌아오는 광자의 비행시간을 측정함으로써 거리정보를 제공하는 시스템이다. SLR 시스템은 현존하는 가장 정밀한 인공위성 추적 시스템으로 거리측정 정밀도가 mm 수준이다. 이러한 거리측정 정밀도로 인해 지구물리, 측지 및 자원탐사 등 다양한 분야에 활용되고 있으며, 광학 및 전자 기술의 발달로 행성탐사 및 달탐사 우주선 추적에도 활용 범위가 확대되고 있다[7]. 최근 들어 우주잔해물의 충돌 위험성이 강조되면서 나노초(nano second) 펄스폭을 가지는 고휒력 레이저를 이용하여 반사경이 없는(uncooperative) 우주잔해물 추적에 이용되고 있다[3-4, 8-9].

통상적으로 SLR 용어는 반사경을 장착한 인공

위성 레이저추적에 국한하여 사용되므로, 본 논문에서는 반사경이 없는 우주잔해물 레이저추적(DLT, Debris Laser Tracking) 범주까지 적용할 수 있는 SOLT (Space Object Laser Tracking)란 용어를 사용한다.

우주잔해물의 레이저 유효면적(laser cross section)은 반사경을 장착한 나로과학위성($1.5 \times 10^6 \text{ m}^2$) 및 다목적실용위성($3.5 \times 10^6 \text{ m}^2$)에 비해[10] 반사율이 낮아 수천 cm^2 수준으로 매우 작다. 따라서 SOLT 시스템은 고휒력 레이저를 발사하더라도 우주잔해물에 반사되어 검출기로 되돌아오는 평균 광자수(link budget)는 우주잔해물 거리, 레이저 출력, 망원경 크기 및 대기상태 등에 따라 다르지만 1,000 km 거리에 대해서 10여개 이하 수준이다. 이러한 link budget 특성과 태양에 의한 높은 배경잡음으로 인해 우주잔해물의 주간 레이저추적은 불가능하며, 상대적으로 배경잡음이 작은 야간에만 가능하다. 우주잔해물의 link budget를 증가시키기 위해서 고휒력 레이저 및 대구경 광학망원경을 사용하며, 대기에 의한 감쇄를 줄이기 위해 SOLT 시스템에 적응광학(adaptive optics)을 적용하기도 한다. 현재 기술수준으로 SOLT 시스템은 1,000 km 상공에 있는 10 cm 이하의 우주잔해물에 대해서 레이저추적이 가능하다[3]. 이러한 기술은 레이저 출력에 따라 우주잔해물 제거 및 인공위성 요격무기(Anti-Satellite Weapon)로 전향되어 사용이 가능하므로 국제사회에서는 조심스럽게 개발을 추진하고 있다. 최근 들어 지상기반 레이저추적을 이용한 우주잔해물의 정밀 궤도결정을 위해서 전 지구적 SOLT 네트워크 구축의 필요성이 제기됨에 따라 국가간 협력을 통해 국제 네트워크 구축을 시도하고 있다.

한국천문연구원은 2013년부터 우주감시 및 우주측지 연구를 위해서 SOLT 시스템 개발을 추진하고 있다[11]. 이 시스템은 반사경을 장착한 인공위성 레이저추적, 우주잔해물 레이저추적 및 인공위성 영상취득을 위한 적응광학 시스템으로 이루어져 있다. 현재 상세설계를 완료하였으며 2016년 상반기에 거창군 감악산(해발고도 905m)에 구축할 예정이다. 본 연구에서는 감악산 SOLT 시스템의 DLT 목적으로 사용되는 고휒력 레이저를 이용한 link budget, 배경잡음에 의한 오경보 및 신호검출 확률을 분석하여 우주잔해물에 대한 레이저추적 성능분석을 수행하였다.

II. 감악산 SOLT 시스템

감악산 SOLT 시스템은 광학망원경, 송수신광

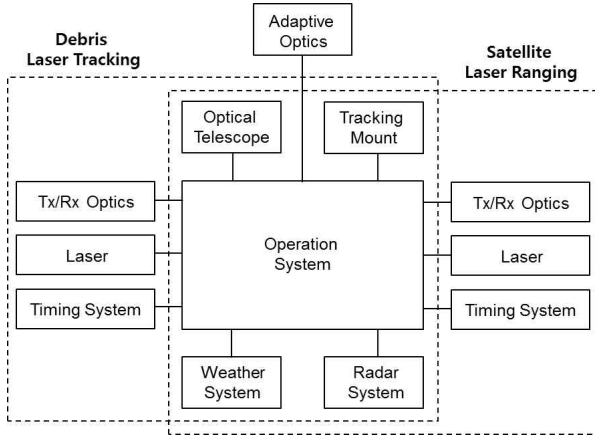


Fig. 1. Configuration of SOLT system at Mt. Gamak

학계, 레이저, 타이밍시스템, 추적마운트 및 운영시스템의 6개의 서브시스템으로 구성되어 있다. 또한 레이저에 의한 항공기 안전운행을 위해 레이저 조사방향에 대해 항공기 유무를 감시하는 레이더, 대기굴절 및 관측환경 조건을 모니터링하는 기상 시스템을 가지고 있다. Fig. 1과 같이 감악산 SOLT 시스템은 반사경을 장착한 인공위성 및 우주잔해물 레이저추적을 위해서 송수신광학계, 레이저 및 타이밍시스템은 이중화되어 있으며, 인공위성 영상취득을 위한 적응광학 시스템은 별도로 이루어져 있다. 이를 위해 망원경 피어 하단에 회전거울(C7 rotator)이 있어 광경로를 인공위성 레이저추적, 우주잔해물 레이저추적 및 적응광학 시스템의 세 방향으로 변경할 수 있으며, 회전거울은 운영시스템에 의해서 제어된다.

광학망원경은 송수신 일체형으로 주경(M1)은 100 cm 직경과 1.5 초점비를 가지며, 부경(M2)은 25 cm 직경을 가지고 4개의 온도센서에 의해 10 μm 정밀도로 초점이 자동조정되는 메카니즘을 가지고 있다. 추적마운트는 광학망원경을 지지하면서 인공위성 및 우주잔해물을 정밀하게 추적하는 기계시스템으로 추적 및 지향 정밀도가 1 arcsec 미만이다. 또한 최고 구동속도는 30 deg/sec(방위축) 및 15 deg/sec(고도축), 최고 가속도는 각각 10 deg/sec² 및 5 deg/sec²을 가진다. 운영시스템은 레이저추적을 위한 서브시스템을 제어하고, 관측환경을 모니터링하면서 관측을 수행하며, 실제 관측을 통해 원시 자료를 취득하여 가공하는 임무를 수행한다.

송수신 분리형과는 달리 감악산 SOLT 시스템은 송수신 일체형이므로 레이저 반복율에 동기되어 레이저 송신광과 광학망원경의 수신광 경로를 변화시키는 직경 25cm의 T/R 디스크를 가지고

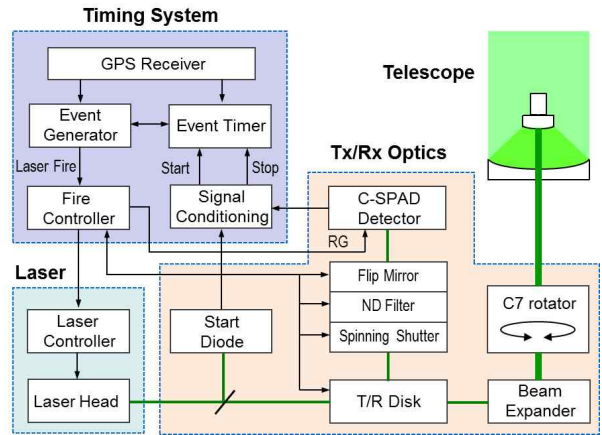


Fig. 2. Schematic diagram of space debris laser tracking using SOLT system at Mt. Gamak

Table 1. Specifications of SOLT system

Parameter	Spec.
Optical path	Common coude
M1/M2 Diameter	100/25 cm
Maximum slew rate	30 deg/sec(Az) 15 deg/sec(EI)
Tracking accuracy	< 1 arcsec
Laser wavelength	532 nm
Laser power	25 W
Laser pulse width	5 ns
Repetition rate	10 Hz
Beam size(@telescope)	100 cm
Detector type	C-SPAD
Quantum efficiency	20 %
Epoch timing	Event timer

있다. T/R 디스크는 레이저 송신광이 통과할 수 있도록 2개 홀을 가지고 있기 때문에 회전속도는 레이저 반복율의 배수로 정밀하게 제어된다. DLT을 위한 송수신 광학계는 T/R 디스크, 검출기, 빔확장기, spinning 셔터 및 잡음을 제거하는 다양한 필터들로 이루어져 있다. 레이저에서 나오는 빔 크기는 30 mm 이므로, 빔확장기를 통해 250 mm로 확대되어 쿠데 경로를 통해 광학망원경으로 전달되며, 주경 및 부경에 의해서 800 mm로 확대되어 추적물체로 발사된다. 레이저는 10 Hz 반복율, 5 ns 펄스폭, 2.5 J 펄스당 에너지 및 25 W 출력을 가지고 있다. 쿠데 경로에 있는 거울, 주경 및 부경은 고출력 펄스 레이저로부터 손상방지를 위해 특수 코팅되어 있다. 타이밍 시스템은 GPS 수신기, event timer, event generator, fire controller 및 signal conditioning으로 구성된다. event timer는 레이저의 출발 및 도착 시간을 ps

수준으로 정밀하게 측정하고, event generator는 레이저 발사 신호 및 검출기의 RG (Range Gate) 신호를 발생한다. fire controller는 레이저 발사 신호에 따라 T/R 디스크 및 spinning 셔터가 동기화되도록 제어하면서 실제 레이저 발사 신호를 생성한다. fire controller는 CAN (Controller Area Network) 통신을 통해 이들의 상태를 모니터링 하면서 동기화가 되지 않은 경우에는 검출기를 비롯한 광학부품들의 손상을 막기 위해서 레이저 발사 신호를 생성하지 않는다. signal conditioning은 Start 다이오드에서 검출한 start 신호와 C-SPAD (Compensated Single Photon Avalanche Diode)에서 검출한 stop 신호에 대해 잡음을 제거하고 event timer 입력신호 형태로 바꾸어 준다.

Figure 2는 감악산 SOLT 시스템의 우주잔해물 레이저추적 흐름도, Table 1은 시스템 사양을 보여준다.

III. Link Budget 및 신호검출 확률

3.1 Link Budget

SOLT 시스템에서 발사한 고출력 레이저 펄스는 우주잔해물로부터 반사되어 되돌아오고 광학 망원경을 통해 수신된다. 수신된 광이 쿠데경로를 통해 검출기에서 측정되는 광자 수는 시스템 하드웨어 특성, 우주잔해물 거리, 레이저 유효면적(laser cross section) 및 대기 감쇄 등에 의해 결정된다. SOLT 시스템의 검출기에서 측정되는 평균 광자 수는 다음의 link budget을 이용하여 계산할 수 있다[12].

$$N_{pe} = \eta_Q \left(\frac{E_E \lambda}{hc} \right) \eta_T G_T \sigma_{LCS} \left(\frac{1}{4\pi R^2} \right)^2 A_R \eta_R T_A^2 T_C^2 \quad (1)$$

여기서,

$$\sigma_{LCS} = \rho S \cos\theta \quad (2)$$

N_{pe} 는 레이저 펄스당 검출기에서 측정한 평균 광자수, η_Q 는 검출기 양자효율, E_T 는 레이저 펄스당 에너지, λ 는 레이저 파장, h 는 플랑크 상수, c 는 빛의 속도, η_T 는 송신 광효율, G_T 는 송신기 이득을 의미한다. σ_{LCS} 는 레이저 유효면적으로 식 (2)와 같이 광반사율(ρ), 우주잔해물 반사면적(S) 및 관측소 방향과 우주잔해물 면적의 법선벡터 사이의 각(θ)을 나타낸다. 다목적실용위성5호는 레이저 반사율을 높이기 위해 반사경을 장착하는데 레이저 유효면적이 $3.4 \times 10^6 \text{ m}^2$ 의 높은 값[을 가지는 반면, 우주잔해물의 경우 그

값이 매우 작다. 본 연구에서는 우주잔해물이 구형 형태를 가진다고 가정하여 $\cos\theta = 1$ 을 적용한다. 또한 R 은 SOLT 시스템과 우주잔해물의 거리, A_R 은 광학망원경 유효면적, η_T 는 수신 광효율, T_A 및 T_C 는 각각 단반향 대기 투과율과 권운 투과율을 의미한다.

송신기 이득은 광학망원경에서 나오는 레이저 에너지가 인공위성에 얼마나 많이 도달하는가와 관련되는 파라미터이다. SOLT 시스템은 시간적인 분포나 공간적인 분포가 가우시안 분포를 따르는 펄스 레이저를 사용하므로 가우시안 빔에 대한 송신기 이득은 식 (3)과 같이 송신빔의 발산각(θ_D , half-angle) 및 빔지향 오차(θ_E)로 표현할 수 있다[12].

$$G_T = \frac{8}{\theta_D^2} \exp \left[-2 \left(\frac{\theta_E}{\theta_D} \right)^2 \right] \quad (3)$$

SOLT 시스템의 광학망원경은 주로 카세그레 인이나 리치-크레티앙 초점 방식을 사용하므로 레이저를 수신할 때 부경은 수신광을 가리는 역할을 한다. 따라서 실제 주경이 수신할 수 있는 유효면적은 식 (4)로부터 계산할 수 있다[13].

$$A_R = A_P (1 - \gamma^2) \eta_D \left(\gamma, \frac{kr_D}{2F_S} \right) \quad (4)$$

여기서,

$$A_P = \pi r_M^2 \quad (5)$$

$$\gamma = \frac{r_M}{r_D} \quad (6)$$

$$\eta_D \left(\gamma, \frac{kr_D}{2F_S} \right) = \frac{1}{1 - \gamma^2} \int_0^{\frac{kr_D}{2F_S}} [J_1(u) - \gamma J_1(\gamma u)]^2 \frac{du}{u} \quad (7)$$

A_P 는 주경의 면적, γ 는 부경의 엄폐율, r_M 은 주경 반경, r_D 은 부경 반경, γ 는 검출기 앞단의 초점렌즈에서 나온 광자가 검출기 면적 안에 착상하는 비율, r_D 는 검출기 반경, F_S 는 주경의 초점비, J_1 은 1종 베셀함수를 의미하며, $k = 2\pi/\lambda$ 로 정의된다. 실제 SOLT 시스템에서 초점렌즈에서 나온 모든 광자를 검출하기 위해서 충분한 검출기 면적을 사용하도록 설계하므로 $\eta_D \approx 1$ 이다.

0.3~0.7 μm 파장의 가시광과 근자외선 영역에서의 대기감쇄는 주로 에어로졸 산란, 대기 분자에 의한 흡수, 오존 흡수로 알려져 있다. 또한 거의 모든 지역에서 맑은 하늘이라도 눈에 보이지 않는 권운이 있을 확률은 일정기간의 50%를 차

지하고 있으며, 전 지구적인 권운의 평균 두께는 1.341 km로 알려져 있다[14]. 이러한 대기 및 권운 투과율은 다음의 식으로 표현된다[12].

$$T_A = \exp \left[-\sigma(\lambda, V, 0) h_{SH} \sec \theta_Z \exp \left(\frac{h_S}{h_{SH}} \right) \right] \quad (8)$$

$$T_C = \exp \left[-0.14 (\psi \sec \theta_Z)^2 \right] \quad (9)$$

$\sigma(\lambda, V, 0)$ 는 해수면에서 대기 감쇄율을 의미하는데, 대기상태 및 레이저 파장에 따라 다르며 맑은 날($V=15 \text{ km}$)에 532nm 레이저 파장의 경우 약 0.25 정도의 값을 가진다. V 는 해수면에서 가시도, θ_Z 는 천정각, h_S 는 SOLT 관측소의 해발고도를 나타낸다. h_{SH} 는 스케일 높이로 1.5 km 값을 가지며, ψ 는 권운 두께이다.

식 (1)에서 알 수 있듯이 link budget은 관측소와 우주잔해물의 거리에 가장 큰 영향을 받는데, 거리는 다음과 같이 표현할 수 있다[12].

$$R = -\frac{(R_E + h_S) \cos \theta_Z + \sqrt{(R_E + h_S)^2 \cos^2 \theta_Z + 2R_E(h_D - h_S) + h_D^2 - h_S^2}}{1} \quad (10)$$

여기서 R_E 는 지구 반경, h_D 는 우주잔해물 고도를 나타낸다.

3.2 신호검출 확률

우주잔해물의 평균검출 광자수(N_{pe})는 매우 작은 레이저 유효면적으로 인해 10여개 미만 수준이며, 배경잡음과 검출기 dark current 잡음으로부터 실제 신호를 구별하기 매우 힘들다. 그러나 이러한 잡음으로부터 실제 신호를 구별하는 것은 확률적으로 표현이 가능하다. 532 nm 파장에서 주간 배경잡음 세기는 야간에 비해 매우 크기 때문에 우주잔해물에 대해 주간 레이저추적이 어려워 현재 기술로는 야간추적만 가능하다. 배경잡음에 의해 RG 개방시간 동안 검출기에 검출되는 평균 광자수는 다음 식으로 표현된다[15].

$$N_{pe}^{bg} = \frac{\eta_Q}{h\nu} N_\lambda \lambda_{BP} \Omega_R A_R \eta_R \tau_{RG} \quad (11)$$

$h\nu$ 는 레이저 광자 에너지로 532 nm 파장에 대해서 3.7×10^{-19} J를 가지며, N_λ 는 배경잡음 세기로 단위는 $\text{Watts/cm}^2\text{-ster-}\mu\text{m}$, λ_{BP} 는 광 필터의 bandpass 폭, Ω_R 는 스테라디안(steradian) 단위로 표현되는 검출기의 시야각, τ_{RG} 는 검출기의 RG 폭을 의미한다.

배경잡음 및 광신호가 없는 경우에도 검출기

는 내부 열전자에 의해서 dark current 잡음이 발생한다. 이러한 dark current 잡음에 의한 광자수는 다음 수식으로 표현된다[16].

$$N_{pe}^{dc} = \left(\frac{I_d}{e} \right) \pi r_D \tau_{RG} \quad (12)$$

I_d 는 캐소드(cathode)의 dark current 밀도로 일반적으로 10^{-15} amps/cm²의 값을 가지며, e 는 전자 전하량(1.6×10^{-19} coulombs), r_D 는 검출기 센서의 직경을 나타낸다. 감악산 SOLT 시스템은 온도 변화 및 광량에 따라 반응시간이 다른 time-walk 보상 기능을 가지는 C-SPAD 검출기를 사용한다.

광자 검출은 Poisson 확률을 따르므로 m 개의 잡음광자($N_{no} = N_{pe}^{bg} + N_{pe}^{dc}$)를 검출하는 확률 $P(m, N_{no})$ 은 식 (13)과 같이 표현되고, 이러한 잡음에 의해 한 개 이상의 광자를 검출하는 확률(P_{FA}), 즉 오경보(false alarm) 확률은 식 (14)로 계산된다[17].

$$P(m, N_{no}) = \frac{(N_{no})^m}{m!} e^{-N_{no}} \quad (13)$$

$$P_{FA} = \sum_{m=1}^{\infty} P(m, N_{no}) = 1 - P(0, N_{no}) = 1 - e^{-N_{no}} \quad (14)$$

또한 C-SPAD 응답시간 동안 검출되는 광자($N = N_{pe} + N_{no}$)에 대하여 한 개 이상의 광자를 검출하는 확률, 즉 광자검출(photon detection) 확률은 식 (15)로부터 계산된다.

$$P_{PD} = \sum_{m=1}^{\infty} P(m, N) = 1 - P(0, N) = 1 - e^{-N} \quad (15)$$

배경잡음 및 dark current 잡음으로부터 우주잔해물에서 반사되어 되돌아오는 실제 신호를 검출할 수 있는 확률, 즉 신호검출(signal detection) 확률은 식(16)를 이용하여 구할 수 있다. 따라서 레이저를 이용하여 우주잔해물을 추적할 수 있는 조건은 신호검출 확률이 오경보 확률보다 큰 경우이다.

$$P_{SD} = (1 - P_{FA}) P_{PD} \quad (16)$$

IV. 우주잔해물 레이저추적 분석

우주잔해물 레이저추적 시 추적마운트를 추적물체에 지향하고 검출기 RG를 개폐하기 위해서는 예측궤도력이 필요하다. 특히 우주잔해물은

레이저 유효면적이 작고, 거리측정 정밀도를 높이기 위해 ns 수준의 펄스 폭을 가지는 레이저를 사용하기 때문에 레이저 출력증가에 한계가 있다. 따라서 link budget를 증가하기 위해서 수십 arcsec 이하의 레이저 발산각을 사용한다. 현재 우주잔해물 레이저추적을 위해서 예측궤도력은 TLE (Two Line Element)을 사용하는데, time 바이어스는 ± 1 sec, range 바이어스는 ± 1 km 수준으로 정밀하지 못하다. 식 (11), (12)에서 볼 수 있듯이 배경잡음과 dark current 잡음은 검출기 RG 값에 비례한다. 일반적인 SLR 시스템은 정밀한 예측궤도력을 사용하므로 RG 개폐를 위해서 200~500 ns 사이의 τ_{RG} 를 사용하지만, 우주잔해물 레이저추적에서는 정밀도가 낮은 TLE 예측궤도력으로 인해 수십 μ s 수준의 RG 값을 사용하므로 배경잡음과 dark current 잡음이 크다. 또한 우주잔해물 레이저추적에서는 실제 반사되어 되돌아오는 신호가 매우 미약하기 때문에 배경잡음과 dark current 잡음으로부터 신호검출 확률을 증가시키기 위해서 bandpass 필터를 사용하여 잡음을 감소시킨다.

따라서 본 연구에서는 10 μ s의 검출기 RG 폭, 532 nm 파장에서 90% 투과율과 1 ns bandpass 폭을 가지는 협대역 필터를 사용하였다. Table 2는 레이저추적 분석에 사용되는 파라미터들을 보여준다. 달이 없고 맑은 하늘의 야간 배경잡음 세기는 $4.0 \times 10^{-10} \sim 4.0 \times 10^{-8}$ watts/cm²-ster- μ m을 가지지만[18], 감악산에서 10 km 떨어진 지점에 거창음이 있으며, 이곳에 오는 배경잡음을 고려하여 4.0×10^{-8} watts/cm²-ster- μ m을 적용하였

Table 2. Parameter values for space debris laser tracking

Parameter	Values.
Transmitting efficiency(η_T)	59.4 %
Receiving efficiency(η_R) considered bandpass filter	49.3 %
Laser beam divergency(θ_D)	10 arcsec
Tracking error(θ_E)	1 arcsec
Range gate(τ_{RG})	20 μ s
Station height(h_S)	908 m
Attenuation($\sigma(\lambda, V, 0)$)	0.25
Mean cirrus thickness(ψ)	1341 m
Background spectral radiance at night(N_λ)	4.0×10^{-8} W/cm ² -ster- μ m
Dark count rate(N_{pe}^{dc})	10 kHz
Reflectivity of space debris surface(ρ) [9]	0.16

다. 또한 검출기로 사용되는 C-SPAD의 dark current 잡음은 RG 반복율에 따라 증가하는데, 감악산 SOLT 시스템은 10 Hz 반복율을 가지므로 10 kHz를 적용하였는데[19], 이는 야간 배경잡음보다 10배 정도 크다.

Table 1은 link budget 계산에 사용된 파라미터 값들을 보여주는데, 우주잔해물의 광반사율을 0.16으로 적용하였다.

레이저의 대기 투과율은 식 (8), (9)와 같이 대기 투과율과 권운에 의한 투과율에 의해 결정되며, 양방향 투과율로 인해 link budget에 큰 영향을 준다. Fig. 3은 고도 1,000km의 우주잔해물에 대하여 고각에 따른 대기 투과율, 권운 투과율 및 관측소-우주잔해물 거리를 보여준다. 대기 및 권운 투과율은 고각 90도에서 0.8에 근사한 값을 가지고 고각이 작을수록 권운 투과율은 대

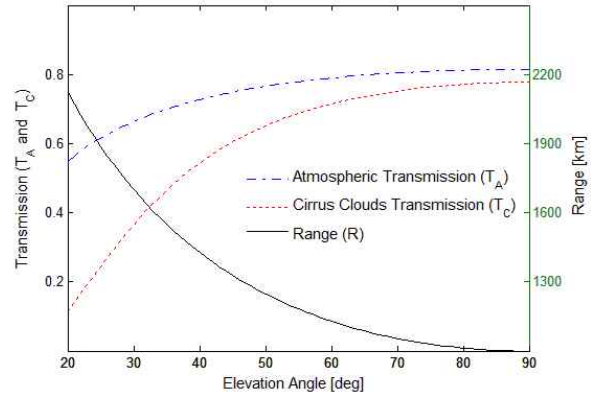


Fig. 3. One-way atmospheric transmission and range for space debris with 1,000 km altitude

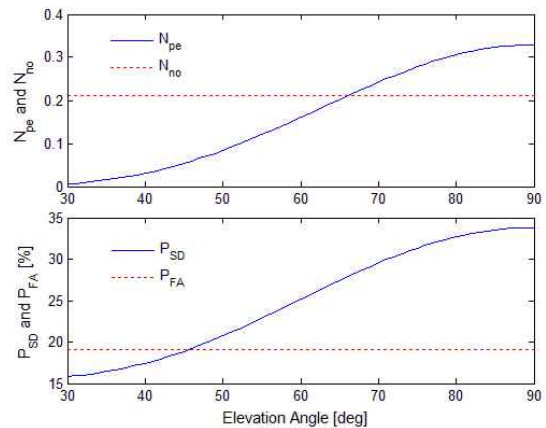


Fig. 4. Number of mean photons and noises, probabilities of signal detection and false alarm for space debris with 1,000 km altitude and 50 cm diameter

기 투과율보다 큰 감소율을 보인다.

Figure 4는 Fig. 3의 조건과 직경 50cm 우주잔해물에 대해서 고각에 따라 평균 신호 광자수 및 잡음 광자수, 신호검출 및 오경보 확률을 보여준다. 단일 발사(single shot)에 대해서 평균 신호 광자수는 0.4 이하, 신호검출 확률은 35% 이하이다. 또한 잡음 광자수는 약 0.2, 오경보 확률은 19%이므로, 감악산 SOLT 시스템은 고각 46도 이상에서 50cm 이상의 직경을 가지는 우주잔해물을 추적할 수 있는 성능을 가진다.

일반적인 SLR 시스템의 운영 고각은 20도 이상이며, 우주잔해물 레이저추적의 경우 대기 감쇄는 고각에 따라 큰 변수로 작용하므로 운영 고각은 30도 이상이 적당하다. Fig. 5는 30도, 40도 및 50도 운영 고각에 대하여 감악산 SOLT 시스템의 우주잔해물 레이저추적 성능을 보여준다. 30도 이상 운영 고각에서 1,000 km 이내에 존재

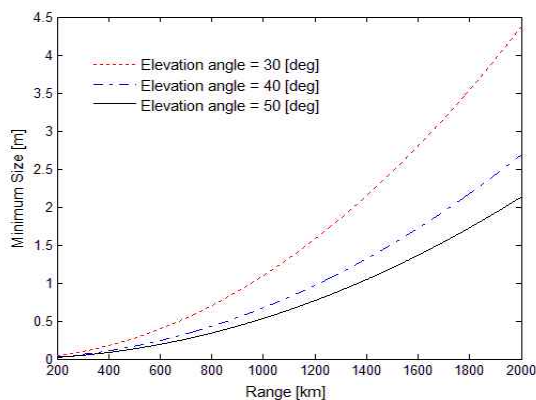


Fig. 5. Minimum size(diameter) of space debris vs range for SOLT system at Mt. Gamak

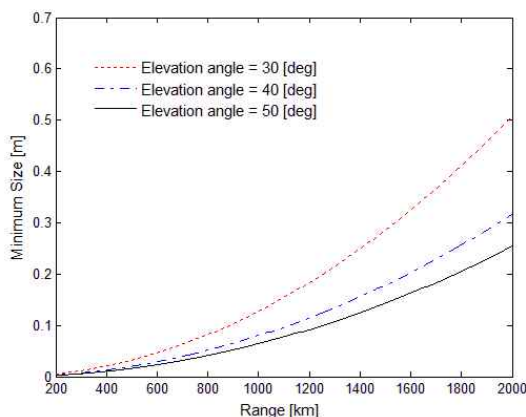


Fig. 6. Minimum size(diameter) of space debris vs range for the future SOLT system

하는 직경 1m 보다 큰 우주잔해물은 레이저추적이 가능하며, 2,000 km 이내에서는 직경 4.5m 보다 큰 우주잔해물을 레이저추적 할 수 있다.

한국천문연구원은 우주감시 네트워크 구축의 일환으로 고출력 레이저 및 대형 광학망원경을 이용한 우주잔해물 레이저추적과 인공위성 영상취득만을 목적으로 하는 SOLT 시스템 개발을 계획하고 있다. 이 시스템은 10 Hz에서 25J 펄스 에너지와 1064 nm 파장을 가지는 레이저를 사용한다. 또한 적응광학을 이용한 인공위성 영상을 개선하기 위해서 1.5 m 구경의 광학망원경과, link budget 향상을 위해 50 % 양자효율을 가지는 검출기를 사용할 예정이다. Fig. 6은 이러한 SOLT 시스템의 우주잔해물 레이저추적 성능을 보여준다. 이 시스템은 30도 이상 운영 고각에서 1,000 km 이내에 존재하는 직경 20cm 보다 큰 우주잔해물에 대해서 레이저추적이 가능하며, 2,000 km 이내에서는 직경 50cm 보다 큰 우주잔해물을 레이저추적 할 수 있는 성능을 가질 것이다.

V. 결 론

한국천문연구원이 우주감시 및 우주측지 연구를 위해 개발하고 있는 감악산 SOLT 시스템은 인공위성 및 우주잔해물 레이저추적과 적응광학을 이용한 인공위성 영상취득이 가능한 시스템이다. 감악산 SOLT 시스템은 직경 1m 이상 우주잔해물을 레이저추적할 수 있는 요구사항을 가지고 있으며, 이를 위해 link budget, 오경보 및 신호검출 확률 분석을 통해 성능을 제시하였다. 운영 고각이 30도 이상일 때 거리 1,000 km 이내에는 직경 1 m 이상, 거리 2,000 km 이내에는 4.5 m 이상의 우주잔해물 레이저추적이 가능하다. 우주잔해물 레이저추적 성능을 결정짓는 주요 요인은 광학망원경 크기와 레이저 출력이므로, 감악산 SOLT 시스템은 1.5m 광학망원경과 250 W 레이저를 적용할 경우에 대해서도 성능을 분석하였다. 레이저는 대기를 통과하면서 에너지가 크게 감소되며, 광학망원경 크기 및 레이저 출력을 증가하는 것은 기술적 한계가 있다. 따라서 카테고리2에 해당되는 우주잔해물을 레이저추적하기 위해서는 궁극적으로 대기에 의한 레이저 에너지 손실을 방지할 수 있는 적응광학이 SOLT 시스템에 적용되어야 한다.

후 기

본 연구개발은 한국천문연구원 주관으로 미래창

조과학부의 “우주측지용 레이저 추적 시스템 개발” 사업의 일환으로 수행된 연구결과이며, 이에 감사드립니다.

Reference

- 1) Jaramillo, C., “Space Security Index 2013”, Secure World Foundation, 2013
- 2) Klinkrad, H., “The Space Debris Environment and its Evolution”, The 6th IAASS Conference, Montreal, Canada, 21-23 May, 2013
- 3) Greene, B., Gao, Y., Moore, C., Wang, Y., Boiko, A., Ritchie, J., Sang, J., and Cotter, J., “Laser tracking of space debris”, in 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) Yang, W., and Qianqian, W., “The application of lidar in detecting the space debris”, Proc. of SPIE, Vol. 7160, 71601S-1
- 6) Bennet, J. C., Sang, J., Smith, C. H., and Zhang, K., “Accurate orbit predictions for debris orbit manoeuvre using ground-based lasers”, Advances In Space Research, Vol. 52, No. 11, 2013, pp.1876-1887.
- 7) Lim, H-C., McGarry, J., and Park, J-U., “Laser Ranging for Lunnar Reconnaissance Orbiter using NGLSR”, Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 38, No. 11, 2010, pp.1136~1143.
- 8) Sang, J., and Craig, S., “Performance Assessment of the EOS Space Debris Tracking System”, AIAA 2012-5018, 2012
- 9) 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 Astron. Astrophys, Vol. 12, No. 2, 2012, pp.212~218.
- 10) Lim, H-C., Seo, Y-K., Na, J-K., Bang,

- S-C., Lee, J-Y., Cho, J-H., Park, J-H., and Park, J-U., “Tracking Capability Analysis of ARGO-M Satellite Laser Ranging System for STSAT-2 and KOMPSAT-5”, Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 27, No. 3, 2010, pp.245-252
- 11) Lim, H-C., et al., “Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy”, 2014-9-730-01, Korea Astronomy and Space Science Institute, 2014
- 12) Degnan, J. J., “Milimeter Accuracy Satellite Laser Ranging: A Review”, Geodynamics Series, Vol 25, 1993, pp.133-162.
- 13) Degnan, J. J., and Klein, B. J. “Optical antenna gain”, Applied optics, Vol. 13, 1974, pp.2397-2401.
- 14) Hall, F. F. Jr., Post, M. J., Richter, R. A., Lerfeld, G. M., and Derr, R. E., “Cirrus Cloud Model, in Atmospheric Transmittance Radiance: Computer Code LOWTRAN”, Air Force Geophysics Laboratory Report AFGL-TR-83-0187, 1983
- 15) Pratt, W. K., “Laser Communications Systems”, John Wiley and Sons, New York, 1967, pp.121-135.
- 16) McGarry, J. F., Degnan, J. J., Titterton P. J., Sweeney H. E., Conklin, B. P., and Dunn P. J., “Automated tracking for advanced satellite laser ranging system”, in Proceedings of SPIE AeroSense Conference, Vol. 2739, Orlando, 1996
- 17) Yang, F., Xiao, C., Chen, W., Zhang Z., Tan, D., Gong, X., Chen, J., Huang, L., and Zhang, J., “Design and observations of satellite laser ranging system for daylight tracking at Shanghai Observatory”, Science in China, Vol. 42, No. 2, 1999, pp.198-206.
- 18) Vatsia, M. I., Stich, U. K., and Dunlap, D., “Night-sky radiant sterance from 450 to 2000 nanometers”, Research and Development Technical Report AD750609, 1972
- 19) Gibbs, P., Potter, C., Sherwood, R., Wilkinson, M., Benham, D., Smith, V., and Appleby, G., “Some Early Results of Kilohertz Laser Ranging at Herstmonceux”, in Proceedings of 15th Laser Ranging Workshop, Canberra, Australia, 2006