

# 저궤도 위성 간 자유공간 광통신의 궤도 예측 및 빔 추적 검증

김건, 장용훈, 송영진, 오승현, 이정범, 이상현\*  
고려대학교

{imgunkim99, disclose, thd4090, seunghyunoh, felix9698, sanghyunlee}@korea.ac.kr

## Orbit Prediction and Beam Tracking Verification for Low Earth Orbit Satellite Free-Space Optical Communications

Gun Kim, Jang Yong Hun, Youngjin Song, Seung Hyun Oh, Wookjin Lee, Jeongbum Lee,  
and Sang Hyun Lee  
Korea Univ.

### 요 약

본 논문은 저궤도 위성 간 자유공간 광통신(FSO)에서 확장 칼만 필터(EKF) 기반 Point-Ahead Angle(PAA) 예측을 통한 coarse acquisition 과 PID 기반 fine tracking 을 결합한 빔 추적 시스템을 제안한다. 제안된 시스템은 실험실 환경에서 위성 간 시나리오를 모사하며, 초기 정렬 오차 조건에서 EKF-PAA 를 통해 빔을 검출 범위 내로 획득하고, PID 제어를 통해 정밀 추적함을 검증하였다.

### I. 저궤도 위성 간 광통신

글로벌 데이터 트래픽 증가와 인터넷 소외 지역 해소를 위해 저궤도(Low earth orbit, LEO) 위성 통신이 차세대 인프라로 주목받고 있다. 특히 레이저 기반 위성 간 통신(Inter-satellite link, ISL)은 지상을 경유하지 않고 데이터를 직접 중계하여, 기존 벤트 파이프(Bent-pipe) 방식 대비 전송 지연과 경로 손실을 줄인다.

저궤도 위성은 약 7km/s 속도로 공전하므로 상대 위성의 위치가 지속적으로 변하고, 이에 따라 자유공간 광통신(Free space optical, FSO) 링크의 정렬이 불안정해진다. 안정적인 링크 유지를 위해서는 정밀한 포인팅, 획득, 추적(Pointing, acquisition and tracking, PAT)이 요구된다[1, 2].

본 논문에서는 저궤도 위성 간 통신을 위한 시공간적 불일치를 보정하기 위해 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter, EKF)를 적용하여 상대 위성의 궤도를 추정하고, 포인트 어헤드 각(Point-Ahead Angle, PAA)을 예측하는 시스템 모델을 제시하며, 이를 지상 데모 테스트베드에 구현하여 실제 빔 추적 성능을 검증하였다.

### II. 테스트베드 구축 및 빔 추적 검증

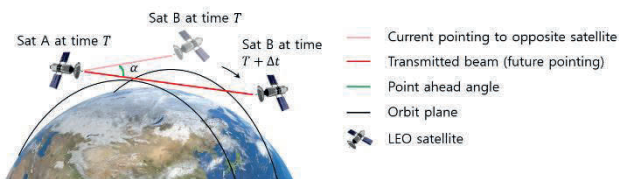


그림 1. 저궤도 위성 간 PAA를 이용한 빔 조준

저궤도 위성 간 FSO 통신을 함에 있어, 빛의 전파 지연 동안 위성이 궤도를 따라 이동하므로, 송신 위성은 현재 위치가 아닌 미래 위치를 향해 빔을 조준해야 한다. 이때 두 위치 간의 각도 차이(Point-Ahead Angle, PAA)는 상대 속도  $v_{rel}$ , 위성 간 거리  $d$ , 광속  $c$ 에 의해 근사적으로

$$\theta_{PAA} \approx \left( \frac{v_{rel} \cdot d}{c} \right) \dots (1)$$

로 나타낼 수 있다.

그림 1은 위성 A가 전파 지연 동안 이동하는 위성 B의 미래 위치를 향해 빔을 조준하는 과정을 나타낸다. 위성 A는 TLE로부터 상대 궤도 정보를 수신하지만, 데이터 갱신 주기 사이에는 예측 오차가 누적되어 정확한 조준이 어렵다. 따라서 위성 A는 이전 시점의 운동 상태와 새로 수신된 관측 정보를 결합하여 상대 위성의 다음 위치를 추정하고, 그 결과를 통해 PAA를 보정한다. 위성 A는 B의 상대 위치와 속도를 다음과 같이 추적한다.

$$\mathbf{x}_k = [x_k, \dot{x}_k, y_k, \dot{y}_k, z_k, \dot{z}_k]^T \dots (2)$$

시간 간격  $\Delta t$ 에서 상태는 등속 운동 모델을 기반으로

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{F}\mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_k, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \Delta t \mathbf{I}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \dots (3)$$

로 예측된다. 여기서  $\mathbf{w}_k$ 는 궤도 섭동이나 미세한 자세 흔들림과 같이 환경적 요인을 반영한 값이다. 위성 A는 관측 시점에서 상대 거리와 방위각과 고도각을 측정하며, 측정값  $\mathbf{z}_k$ 와 상태  $\mathbf{x}_k$ 의 관계는

$$\mathbf{z}_k = h(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k, h(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \\ \tan^{-1}(y/x) \\ \tan^{-1}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right) \end{bmatrix} \dots (4)$$

으로 나타낼 수 있다. 예측된 궤도 상태와 실제 관측값의 차이는

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \dots (5)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - h(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})] \dots (6)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} \dots (7)$$

식 (5)-(7) 과정을 통해 위성 A 는 상대 위성의 현재 운동 상태를 지속적으로 예측 및 추정하고, 이후의 PAA 를 결정할 수 있다.

보정된  $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ 로부터 상대 위치  $\mathbf{r}_{AB} = [x, y, z]^T$ 와 상대 속도  $\mathbf{v}_{AB} = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$ 를 구하면, 빔이 A에서 B까지 도달하는 전파 지연 시간  $\Delta t_{prop} = |\mathbf{r}_{AB}|/c$  동안 수신 위성이 이동할 위치는

$$\mathbf{r}_{B,prop} = \mathbf{r}_{AB} + \mathbf{v}_{AB} \cdot \Delta t_{prop} \dots (8)$$

로 나타난다. 이때 송신 방향  $\mathbf{r}_{AB}$  과 예측된 수신 방향  $\mathbf{r}_{B,prop}$  사이의 각도는 식 (9)와 같이 나타낸다.

$$\theta_{PAA} = \arccos\left(\frac{\mathbf{r}_{B,prop} \cdot \mathbf{r}_{AB}}{|\mathbf{r}_{B,prop}| |\mathbf{r}_{AB}|}\right) \dots (9)$$

이 과정을 통해 TLE 데이터로부터 추출된 상대 위성 궤도 상 위치하는 지점을 추적하는 과정을 거친다. 도출된 PAA는 초기 빔 정렬을 위한 coarse acquisition 단계에서 사용되며, 이후 PID 제어를 통해 추출된 위치 오차를 기반으로 fine acquisition 및 tracking 을 수행한다. 타겟 지점을 (0, 0) 로 정의하고, 위치 오차는 식 (10)과 같다.

$$e_x = x - x_{target}, e_y = y - y_{target} \dots (10)$$

식 (10)에서 도출된 오차는 PID 제어기의 입력으로 사용되며, 출력값은 식(11)을 통해 도출된다.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \dots (11)$$

여기서  $K_p, K_i, K_d$  는 각각 비례, 적분, 미분 이득으로,  $K_p$  는 현재 오차에 비례하여 제어 출력을 제공하며,  $K_i$  는 누적된 오차를 보상하고,  $K_d$  는 오차 변화율을 반영하여 오버슈트를 억제한다. PID 출력값  $u(t)$ 는 각도 명령으로 변환되어 PAT 장비를 조정해 빔이 타겟으로 이동을 보상함으로써 링크 정렬의 지속성과 정확도를 확보한다.

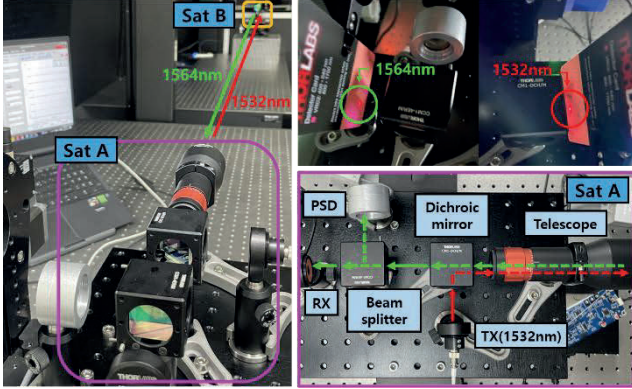


그림 2. 저궤도 위성 간 PAT 지상 데모 테스트베드

그림 2 는 저궤도 위성 간 거리 1000km 에서 동일 고도로 서로를 바라보는 양방향 통신 시나리오를 실험실 수준으로 축소 모사한 지상 데모 테스트베드이다. 위성 A 는 1532nm 파장의 빔을 송출하며 Dichroic mirror 에 의해 반사되어 Telescope 를 통해 위성 B 로 전달된다. 위성 B 로부터 송출된 1564nm 파장의 빔은 위성 A 의 Telescope 로 수신되어 Dichroic mirror 를 투과한 후 Beam splitter 를 통해 PSD 와 Power meter 로 분배된다. QPD 는 빔의 위치 정보를 측정하고 Power meter 는 수신 광 세기를 측정한다. TLE 데이터 갱신 지연 시 1000km 거리에서 궤도 예측 오차가 수십 km에 달할 수 있으며 약 25 mrad 의 각도 오차로 나타날 수 있다. 따라서, 초기 상태에서 Gimbal 탑재 위성 A 의 Telescope 는 고정된 플레이트 탑재 위성 B 의 Telescope 와의 광축으로부터 100mm 떨어진 misalignment 상태로 설정하였다.

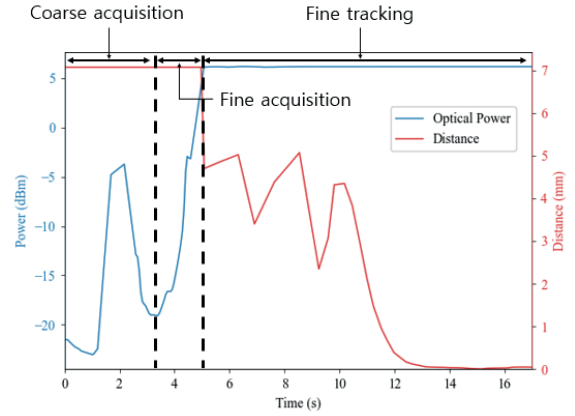


그림 3. 시간에 따른 PAT 수행 및 빔 정렬 과정

그림 3은 위성 A가 1564nm 빔을 송출하고 있는 위성 B의 위치를 예측하여 PSD로부터 검출된 빔 위치를 기반으로 Gimbal을 구동하며 타겟과의 오차를 점진적으로 줄이는 과정을 나타낸다. 빨간색은 QPD에 검출된 빔 중심과 타겟 지점간 거리를 나타내고, 파란색은 Power meter에서 측정된 수신 광 파워를 나타낸다. 초기 100mm misalignment 상태에서 EKF-PAA 기반 coarse acquisition을 거쳐 PSD에서 빔이 검출되면 PID 제어를 통해 빔을 타겟 중심으로 이동시키는 fine acquisition을 통해 거리가 점진적으로 감소하여 광 링크를 형성한다. 이후 fine tracking 단계에서는 타겟을 추적하여 광 링크가 안정적으로 유지되는 것을 확인할 수 있다.

### III. 결론

본 논문에서는 FSO 기반 저궤도 위성 간 통신에서 PAT를 달성하기 위해 EKF를 이용한 정밀한 PAA 예측 및 추정 기술을 제안하고, 이를 자체 구축 테스트베드를 통해 검증하였다. 이는 군집 위성 네트워크의 가용 용량을 크게 증가시켜 재난 대응, 인터넷 소외 지역 연결, 대용량 데이터 전송 등 차세대 위성 통신망 구현을 위한 핵심 기술적 토대를 제공한다.

### ACKNOWLEDGMENT

이 논문은 2021년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 정보통신기획평가원의 지원(No.2021-0-00467, 지능형 6G 무선 액세스 시스템, No.2021-0-00260, 저궤도 군집 소형 위성 간 통신 기술 개발)을 받아 수행된 연구임.

### 참고 문헌

- [1] H. Kaushal and G. Kaddoum, "Optical Communication in Space: Challenges and Mitigation Techniques," in IEEE Communications Surveys & Tutorials, vol. 19, no. 1, pp. 57-96, Firstquarter 2017.
- [2] Y. Kaymak et al., "A Survey on Acquisition, Tracking, and Pointing Mechanisms for Mobile Free-Space Optical Communications," in IEEE Communications Surveys & Tutorials, vol. 20, no. 2, pp. 1104-1123, Secondquarter 2018.