

위성-지상간 광통신용 지상단말기의 위성 지향을 위한 PAA 도출 및 제어 알고리즘

윤 태 현^{*,1)}

¹⁾ 국방과학연구소 지상기술연구원

Point Ahead Angle(PAA) Estimation and a Control Algorithm for Satellite-Pointing of the Ground Terminal in Satellite-to-Ground Optical Communication

Taehyun Yoon^{*,1)}

¹⁾ Ground Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 12 January 2024 / Revised 3 March 2024 / Accepted 31 March 2024)

Abstract

Free-space optical communication technology enables the high-speed data transmission and excellent anti-jamming security. We conduct research on satellite-to-ground free-space optical communication links for high-speed transmission of large-capacity surveillance and reconnaissance data. Since the satellite continues to move along its orbit while the optical signal is transmitted between the satellite and the ground, the pointing angle of the beam from the ground terminal needs to be corrected by Point Ahead Angle(PAA) so that the transmitted light reaches the expected location of the satellite. In this paper, we present the algorithm for PAA estimation and control.

Key Words : Point Ahead Angle(광음직임차 지향각), Ray Tracing(광선 추적), Free-Space Optical Communication(자유공간 광통신), Newton-Gauss Method(뉴턴-가우스 반복법)

1. 서론

자유공간 광통신은 광섬유가 아닌 자유공간에서 전파되는 빛을 이용해 데이터를 무선으로 전송하는 통신 기술로서, 현재 널리 사용되는 Radio Frequency(RF) 통신과 비교하여 다음과 같은 다양한 장점을 갖는다

^[1-3]: ① 좁은 발산각을 가진 빔이 상대 단말기를 정확히 지향하기 때문에 제 3자에 의한 도청이 어려우며 높은 보안성이 확보된다. ② 또한 이 같은 특성은 에너지 효율을 높여 낮은 전력 소모로 운용이 가능하다. ③ 자유공간 광통신은 주로 800-1,700 nm 파장 범위의 레이저를 사용한다. 따라서 높은 반송파 주파수로 인해 RF 대비 몇 배로 대역폭이 향상되어 Gbps 수준의 전송속도를 가능하게 한다. ④ RF 통신은 한정된 주파수를 민간과 국방 영역에서 공유하여야 하며 양측

* Corresponding author, E-mail: taehyunyoon@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

에서 모두 데이터의 대용량 고속 전송에 대한 요구가 증가하고 있으므로 충분한 주파수 자원의 확보에 어려움이 따른다. 자유공간 광통신은 좁은 발산각의 빔이 각 단말기 간의 링크를 독립적으로 연결하므로 주파수 스펙트럼에 관한 규제와 라이선스가 불필요하다. 이러한 자유공간 광통신이 갖는 장점들로 인해 선진국에서는 지상, 항공, 위성, 수상 등 다양한 플랫폼 사이의 국방 통신 링크를 구현하기 위하여 활발한 연구가 진행 중이다.

한편, 국가 간에 우주개발이 경쟁적으로 진행되면서 우주는 새로운 군사작전의 영역으로 등장하게 되었다. 미국, 일본, 러시아, 중국 등의 국방 선진국에선 이미 우주군 부대를 창설하여 미래의 우주전에 대비하고 있다⁴⁾. 군사 목적의 우주 개발에서 가장 선도적인 분야로는 합성개구레이더(SAR) 또는 전자광학, 적외선 장비 등을 이용하여 적군 이상행동의 감시정찰을 하는 정찰위성과 위성 통신 시스템 구축을 위한 통신위성을 꼽을 수 있다. 정찰위성과 통신위성 모두 효율적인 활용을 위해서는 영상정보와 같은 대용량 데이터의 고속 전송 기술이 필수적이다. 자유공간 광통신 링크는 이와 같은 현대 우주군의 요구에 부합하며, 위성의 역할이 중요한 미래 우주전에 있어 필수적인 기술이다.

위성-지상간 자유공간 무선 광통신에서 RF 등 다른 통신 수단이 없는 환경을 가정하면 지상 단말기는 위성 단말기가 송신한 비콘 광신호 또는 위성에서 반사된 태양광을 통해 위성의 위치를 파악한다. 위성에서 광신호가 송신 또는 반사된 후 지상에 도달할 때까지 위성은 계속하여 궤도를 따라 운동하므로 지상단말기가 인식하는 위성의 위치는 실제로 빛의 이동 시간 이전에 위성이 있던 위치이다. 마찬가지로 지상단말기가 위성을 향해 광신호를 송신할 때 빛이 위성에 도달할 때까지 위성이 계속하여 움직이므로 빛의 이동 시간 동안 위성의 움직임을 계산하여 예상되는 위치를 향해 광신호를 송신해야 한다. 이렇게 관측되는 위성의 각위치와 송신광 지향각의 차이를 Point Ahead Angle(PAA)이라고 한다. PAA를 정확히 계산하고 그에 맞게 지향각을 조절하는 것은 위성-지상간 광통신에서 지상단말기가 위성을 추적하고 시선(Line Of Sight, LOS)을 유지하는 데에 필수적인 요소이다.

본 논문에서 우리는 500 km 저궤도 위성용 자유공간 광통신 기술의 지상단말기 개발을 위한 PAA 도출 및 제어 알고리즘을 제시한다. 먼저 2장에서 PAA의

개념과 고도 500 km 저궤도 위성의 PAA 값에 대한 분석을 한다. 다음으로 3장에서 외부 데이터 참조 또는 지상단말기의 관측 정보를 이용해 위성의 운동 정보를 획득하고, 이를 바탕으로 위성의 PAA를 계산하는 방법을 알아본다. 4장에서는 현재 개발 중인 위성-지상 자유공간 광통신용 지상단말기의 광학계 구조를 소개한다. 마지막으로 5장에서 본 논문의 핵심 주제인 목표 PAA 값을 구현하기 위한 Point Ahead Mirror(PAM)의 회전 제어값을 도출하는 알고리즘과 실행 결과를 제시한다.

2. 저궤도 위성 PAA 분석

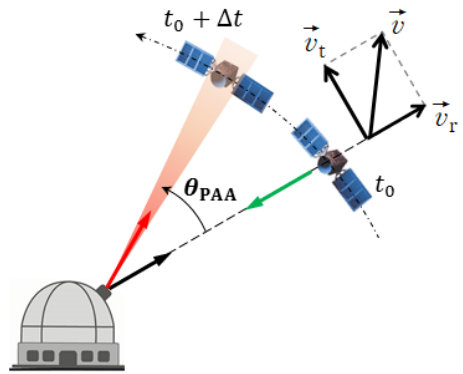


Fig. 1. Concept of Point Ahead Angle(PAA) because of the satellite's velocity in its orbit motion

지상 관찰자 중심의 좌표계에서 위성의 운동 속도 \vec{v} 는 Fig. 1과 같이 반경방향의 속도 \vec{v}_r 과 접선 방향의 속도 \vec{v}_t 의 합으로 표현된다.

$$\vec{v} = \vec{v}_r + \vec{v}_t \tag{1}$$

반경방향 속도 \vec{v}_r 은 도플러 효과에 의한 송수신 광의 파장 변화를 유발시키나 이로 인한 파장의 변화는 ~20 pm 수준으로 On-Off Keying(OOK) 변조를 사용하는 본 통신 링크에서 무시할 수 있는 수준이다.

한편, 접선방향 속도 \vec{v}_t 로 인해 광신호가 이동하는 동안 위성이 접선방향으로 운동하며, 이를 보정하고 시선을 유지하기 위해 지상단말기는 송신광을 PAA만큼 위성의 전방으로 지향하여야 한다. 이 PAA 값은

다음과 같이 구할 수 있다.

$$\Psi_{PAA} = 2 \times \frac{v_t}{c} \quad (2)$$

여기서 c 는 진공에서 빛의 속도를 의미한다.

Fig. 2는 관측자의 천정(zenith)을 지나가는 고도 500 km 저궤도 위성의 천정 거리(각도)에 따른 PAA 값(위)과 PAA 값의 시간에 따른 변화량(아래)을 나타낸다. 위성이 천정 위치를 지날 때, 즉 고각 90°에서 PAA는 최대값 51 μrad 을 가지며, PAA의 변화량의 절대값은 고각 56° 부근에서 최대값 26 $\mu\text{rad/s}$ 를 갖는다. 일반적인 위성-지상간 자유공간 광통신의 송신빔 발산각은 20-200 μrad 범위에 있으므로^[5] PAA 지향을 위해 고정밀·고속 조향 시스템이 요구되지는 않는다. Fig. 2에서 고각 35°의 수직선은 본 연구개발에서 목표하는 통신 범위인 고각 구간(35°-90°)를 표시한다.

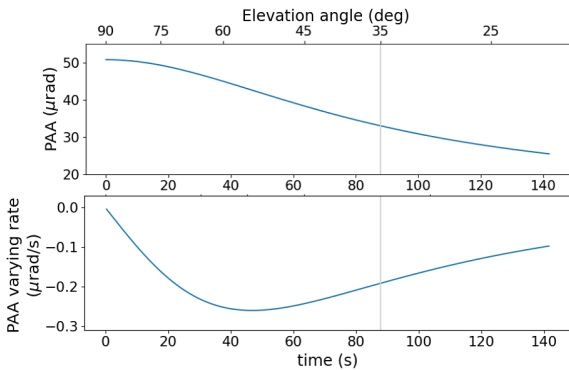


Fig. 2. Analysis of PAA for the low-earth orbit satellite that passes through the the observer's zenith with the altitude of 500 km

3. 위성 운동 정보 및 PAA 도출

위성의 위치 및 운동 정보는 북미우주방위사령부에서 관측 후 계산되어 발표하는 특정 시각 위성의 궤도 정보인 TLE(Two-Line Elements) 데이터로부터 획득할 수 있다^[6]. TLE 데이터는 위성 운동을 기술하는 하나의 모델인 단순 섭동 모델(Simplified perturbation model)에 특화되어 있으므로, TLE 데이터에 SGP(Simplified General Perturbations), SGP4, SDP(Simplified

Deep Space Perturbations)4, SGP8 및 SDP8와 같은 단순 섭동 모델을 적용하여 특정 시간에 위성의 위치 및 운동 상태를 계산할 수 있다. TLE 데이터를 이용해 계산한 위성의 위치 정확도는 저궤도 위성의 경우 epoch 내에서 1 km 내외로 알려져 있다^[7].

전시 등의 상황에 네트워크 두절로 외부 데이터 참조가 불가능하게 된 경우 과거의 TLE 데이터를 사용한 궤도 전파는 TLE Epoch 시각으로부터 경과 시간이 클수록 오차가 증가하기 때문에 대안의 방법이 필요하다. 이 경우 지상단말기가 최초 위성 지향 및 추적에 성공한다면 지상단말기의 감별이 위성을 지향하는 각도를 통해서 위성의 위치 및 운동 정보 도출이 가능하다. 일반적으로 위성의 운동 정보를 완전하게 기술하기 위해서 다음과 같은 6개의 독립 변수가 필요하다; 타원 궤도의 긴반지름(semi-major axis) a , 궤도 이심률(eccentricity) e , 궤도 경사(inclination) i , 승교점 경도(longitude of the ascending node) Ω , 근일점 편각(argument of periapsis) ω , 진근점 이각(true anomaly) ν 또는 근지점 통과 시각(time of periapsis passage) T . 이들 변수는 다른 다양한 변수의 조합으로 상호 전환이 가능하며, 구체적인 과정은 참고문헌^[8]에서 확인할 수 있다.

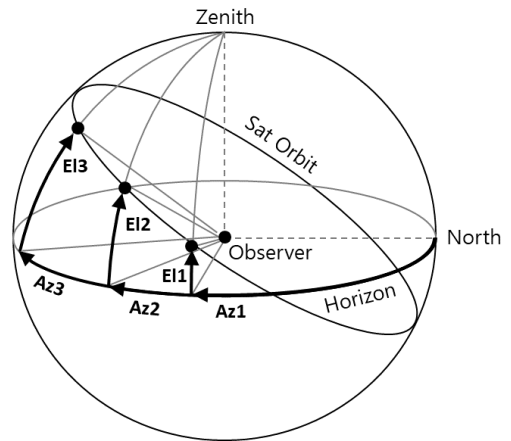


Fig. 3. Schematic of three angular (azimuth and elevation) satellite observations in the observer-centered coordinate

지상단말기가 위성을 지향하는 각도 정보는 방위각 (azimuth)과 고각(elevation) 두 개의 값을 가지므로, 위성의 운동을 묘사하기 위해서 적어도 세 점($i = 1, 2,$

3)의 지향각 정보가 필요하다(Fig. 3). 측정된 방위각, 고각 정보는 위성의 운동을 기술하기 위해 먼저 지구 중심의 IJK 좌표로 변환된다. IJK 좌표계는 천구의 춘분점 벡터(I)와 지구의 궤도 축(K), 그리고 이에 수직인 축(J)으로 구성된 직교좌표계를 나타낸다. 이 정보를 바탕으로 가우스 방법(Gauss's technique)으로 알려진 반복법을 통해서 위성의 정확한 위치와 속도를 점근적으로 근사할 수 있다.

가우스 방법의 절차는 아래와 같이 간략하게 정리된다. 지구 중심 IJK 좌표계에서 위성의 위치 벡터 \vec{r}_i 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\vec{r}_i = \rho_i \hat{L}_i + \vec{r}_{\text{site}}, \quad i = 1, 2, 3 \quad (3)$$

여기서 ρ_i 는 관측자와 위성 사이의 거리, \hat{L}_i 관측자가 위성을 바라보는 시선의 단위 벡터, \vec{r}_{site} 는 지구 중심에서 관측자를 향하는 벡터를 의미한다.

위성 궤도 상의 세 점의 위치는 하나의 평면에 위치하게 된다. 세 개의 벡터 $\vec{r}_1, \vec{r}_2, \vec{r}_3$ 가 가리키는 세 점을 포함하는 평면은 다음 관계를 만족하는 임의의 계수 c_1, c_2, c_3 를 이용해 표현된다.

$$c_1 \vec{r}_1 + c_2 \vec{r}_2 + c_3 \vec{r}_3 = 0 \quad (4)$$

식 (3)과 식 (4)를 결합하여 행렬 표현으로 나타내면

$$\begin{bmatrix} c_1 \rho_1 \\ c_2 \rho_2 \\ c_3 \rho_3 \end{bmatrix} = \mathbf{L}^{-1} \begin{bmatrix} \vec{r}_{\text{site}1} & \vec{r}_{\text{site}2} & \vec{r}_{\text{site}3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -c_1 \\ -c_2 \\ -c_3 \end{bmatrix} \quad (5)$$

의 관계를 얻는다. 세 점에서 측정된 위성의 시간과 위치 정보를 바탕으로 Herrick-Gibbs 방법을 사용하여 중앙점에서 위성의 속도를 추정할 수 있다. 이 속도 정보를 이용해 관측되는 위성의 궤도 평면을 기술하는 c_1, c_2, c_3 를 구한다. 이를 식 (5)에 대입하여 ρ_1, ρ_2, ρ_3 값, 즉 위치 $\vec{r}_1, \vec{r}_2, \vec{r}_3$ 값을 새롭게 갱신하며, 새로운 위치 벡터를 기반으로 다시 속도를 추정할 수 있다. 위의 과정을 반복하면 원하는 정확도까지 위성의 위치와 속도를 근사하여 구할 수 있다^{9,10}.

위의 방법으로 구한 위성의 궤도는 충분한 정확도를 갖지 않기 때문에, 실제 위성의 정밀궤도는 연속적

인 측정을 통해 구한 일련의 위성의 위치와 속도 정보를 초기값으로 하여 다양한 차분보정(differential correction)을 적용하여 결정된다. 대표적인 방법으로 축적된 데이터를 일괄적으로 처리하는 배치 최소제곱법(batch least-squares)과 실시간으로 입력된 데이터를 연속적으로 처리하는 칼만 필터(Kalman filter) 등이 있다. 또한 시간의 경과에 따라 누적되는 오차를 보정 및 정확도 향상을 위해 칼만 스무더(Kalman smoother) 등의 스무더가 병행 사용된다¹¹⁻¹³.

정밀궤도로부터 주어진 현재 위성의 위치와 속도로부터 경도 λ 와 위도 ϕ 에 위치한 지상단말기의 PAA는 아래와 같이 계산할 수 있다. IJK 좌표계의 위치 벡터 \vec{r} 와 속도 벡터 \vec{v} 는 식 (6)의 행렬 계산을 통해 지상 관측자 중심 SEZ(South-East-Zenith) 좌표계의 위치 벡터 $\vec{\rho}$ 속도 벡터 $\vec{\rho} \dot{v}$ 로 변환되며

$$\vec{\rho} = \mathbf{D}(\vec{r} - \vec{r}_{\text{site}}) \quad \text{and} \quad \vec{\rho} \dot{v} = \mathbf{D} \vec{v}, \quad (6)$$

변환 행렬 \mathbf{D} 는 아래와 같다.

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \sin\phi \cos L & \sin\phi \sin L & -\cos\phi \\ -\sin L & \cos L & 0 \\ \cos\phi \cos L & \cos\phi \sin L & \sin\phi \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서 L 은 지상단말기 위치의 지방항성시(Local Sidereal Time, LST)을 의미하며, 그리니치(Greenwich) 항성시 G 를 이용해 $L = G + \lambda$ 와 같이 표현된다.

지평좌표계를 이루는 세 성분인 거리 ρ , 고각 El, 방위각 Az는 SEZ 좌표계에서 표현된 위치 벡터 $\vec{\rho} = \rho_S \hat{S} + \rho_E \hat{E} + \rho_Z \hat{Z}$ 의 각 성분을 이용해 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho = \sqrt{\rho_S^2 + \rho_E^2 + \rho_Z^2} \quad (8)$$

$$\text{El} = \arcsin(\rho_Z / \rho), \quad \text{Az} = \arctan(-\rho_E / \rho_S)$$

식 (8)을 시간에 대하여 미분하여 아래와 같이 지평좌표계에서 각 성분의 시간에 따른 변화량을 구한다.

$$\dot{\rho} = \frac{1}{\rho} (\rho_S \dot{\rho}_S + \rho_E \dot{\rho}_E + \rho_Z \dot{\rho}_Z) \quad (9)$$

$$\dot{\text{El}} = \frac{\dot{\rho}_Z - \dot{\rho} \sin \text{El}}{\sqrt{\rho_S^2 + \rho_E^2}}, \quad \dot{\text{Az}} = \frac{-\rho_E \dot{\rho}_S + \rho_E \dot{\rho}_S}{\rho_S^2 + \rho_E^2}$$

식 (9)에서 표현된 고각과 방위각의 시간에 대한 변화량을 식 (2)에 대입하여 아래와 같이 고각과 방위각 방향의 PAA를 도출할 수 있다⁹⁾.

$$\begin{aligned} \psi_{PAA,EI} &= 2 \times \frac{v_{EI}}{c} = 2 \times \frac{\rho \dot{E}I}{c} \\ \psi_{PAA,Az} &= 2 \times \frac{v_{Az}}{c} = 2 \times \frac{\rho \dot{A}z}{c} \end{aligned} \quad (10)$$

4. 지상단말기 송수신 광학계

이 장에서는 본 연구에서 설계 및 제작한 지상단말기의 송수신 광학계 구조를 소개한다. 광원에서 방사한 1,550 nm 파장의 레이저 빔은 미세조정된 Point Ahead Mirror(PAM)에 반사되어 PAA 값을 반영하게 된다. 이 빔은 광속분리기에서 반사되며 Fast Steering Mirror(FSM)에 의해 정확히 위성과 시선을 유지하도록 고속 정밀 지향된다. 이후 송신빔은 대구경 광학계를 지나며 약 21배로 크기가 확대되며 이에 따라 발산각이 조정된다. 본 연구에서 대구경 광학계를 통과한 송신빔은 ~100 μ rad 발산각을 가지며, 이는 500 km 거리에서 직경 50 m의 빔 사이즈에 해당한다.

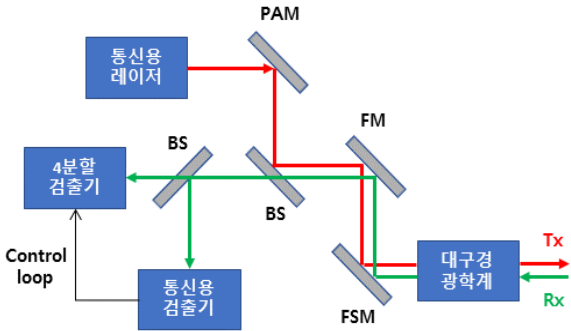


Fig. 4. Block diagram of the transmitting and receiving optical system in the ground terminal. BS: beam splitter, FM: fixed mirror, FSM: fast steering mirror, PAM: point ahead mirror

입사한 수신빔은 대구경 광학계를 지나면서 그 직경이 줄어들어 위에서 언급한 FSM에 반사되며, 이후 광속분리기를 통과한 수신빔은 검출기부로 진입한다. 검출기부는 수신빔의 정확한 지향을 모니터링하는 4

분할 검출기(Quadrant Detector, QD)와 통신 신호를 검출하는 통신용 검출기로 구성된다. 4분할 검출기에서 검출된 신호는 FSM 구동기에 전달되어 closed-loop를 형성하여 수신빔이 4분할 검출기의 중앙에 입사하도록 FSM의 지향을 정밀 조정한다. 검출기부는 광속분리기를 통과한 수신빔이 4분할 검출기 중앙에 입사할 때, 광속분리기에서 반사된 수신빔이 통신용 검출기에 집중되도록 사전에 설치 및 정렬된다.

5. PAM 제어 알고리즘

광학계에서 송신되는 주광선(chief ray)은 PAM의 회전에 따라 지향각이 조정되어 대구경 광학계의 출사면의 특정 위치에서 특정 각도로 출사된다. 본 연구에서 대구경 광학계의 직경은 70 cm임에 반해 ~50 μ rad는 500 km 거리에서 25 m의 위치 차이를 발생시키므로 지향정확도는 주로 지향각도에 의해 결정되며 출사면에서 광선의 위치에 의한 영향은 무시할 수 있다. 3장에서 도출한 PAA를 지향하기 위해서 PAA 값과 함께 출사면에서 광선의 위치가 주어진다면, 출사면에서부터 역방향의 광선 추적을 통해 PAM의 회전각을 계산할 수 있다. 하지만 일반적으로 위성의 운동을 통해 계산한 PAA 값만이 주어지며, 출사면과 주광선이 만나는 교점의 위치 정보가 없으므로 곡면이 포함된 광학계에서는 역방향 광선 추적으로 PAM의 회전각을 도출하는 것이 불가능하다.

본 논문에서 제시하는 알고리즘은 송신광의 정방향 광선 추적과 수치해석 방법을 결합하여 주어진 PAA 값을 목표값으로 하는 PAM의 회전 제어값을 계산한다. 레이저와 증폭기를 통해 방산된 정방향의 송신광선은 다음과 같이 기준에 알려진 절차를 적용하여 추적할 수 있다(Fig. 5)¹⁴⁾. (i) 기준 좌표계($\bar{X}, \bar{Y}, \bar{Z}$)에서 면 S-1과 광선의 교점 좌표 \bar{P}_{S-1} 와 진행방향 \bar{k}_{S-1} 을 면 S와 광축의 교점 중심의 좌표계(X, Y, Z)로 변환 (ii) X, Y, Z 좌표계에서 면 S와 광선의 교점 P_S 계산 (iii) 면 S에서 굴절 및 반사로 인한 새로운 광선 방향 k_S 계산 (iv) 새로운 교점 P_S 과 진행 방향 k_S 을 기준 좌표계로 변환 (v) 뒤이은 면들에 i에서 iv의 과정을 순차적으로 반복 적용. 이는 광선 추적의 일반적인 방법으로, 이와 같은 과정을 통해서 임의의 굴절률과 형태를 갖는 굴절 또는 반사면에서 일어나

는 모든 광선의 변화의 추적이 가능하다. 본 연구에서는 프로그래밍 언어 python을 이용해 광선 추적 알고리즘을 구현하였으며, 상용 광학 설계 프로그램인 Synopsys CODE V의 시뮬레이션 결과를 이용해 상호 검증하였다.

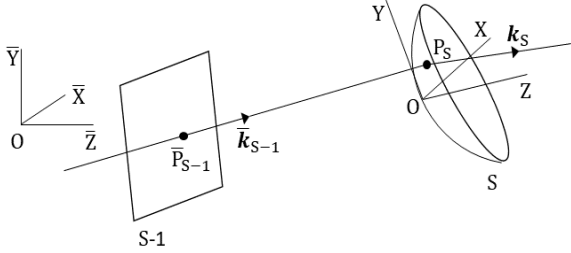


Fig. 5. Schematic of ray tracing

PAM 제어값을 구하기 위한 수치해석 방법의 적용을 위해 본 논문은 다음과 같은 표기를 정의한다.

- PAM의 두 축의 회전 각: θ_1, θ_2
- 대구경 광학계의 출사면 상의 직교 좌표계에서 두 축의 현재 지향각: ψ_{Az}, ψ_{EI}
- 두 축의 목표 PAA: $\psi_{PAA,Az}, \psi_{PAA,EI}$

PAM 제어는 함수 값 ψ_{Az}, ψ_{EI} 를 각각 $\psi_{Az,PAA}, \psi_{EI,PAA}$ 과 일치하게 만드는 두 개의 변수 θ_1, θ_2 값을 찾는 수학적 문제로 치환할 수 있다. 이는 수식으로 다음과 같은 연립방정식으로 표현된다.

$$\begin{aligned} f_1 &= \psi_{Az}(\theta_1, \theta_2) - \psi_{PAA,Az} = 0 \\ f_2 &= \psi_{EI}(\theta_1, \theta_2) - \psi_{PAA,EI} = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

이를 벡터 $\mathbf{F} = [f_1, f_2]$ 와 $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2]$ 를 정의하여 다시 표현하면 다음과 같다.

$$\mathbf{F}(\boldsymbol{\theta}) = 0 \quad (12)$$

이 연립방정식의 해는 해석적 풀이가 불가능하여 일반적으로 뉴턴-가우스(Newton-Gauss) 방법으로 알려진 반복법을 통해 수치해를 구할 수 있다. \mathbf{F} 는 두 개의 변수로 표현되는 2차원 벡터 함수이므로 자코비안(Jacobian)이 다음과 같은 2×2 행렬로 표현된다.

$$\mathbf{J} = \begin{vmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial \theta_1} & \frac{\partial f_1}{\partial \theta_2} \\ \frac{\partial f_2}{\partial \theta_1} & \frac{\partial f_2}{\partial \theta_2} \end{vmatrix} \quad (13)$$

반복법 시작에 앞서 사용자는 근사 여부 판정을 위한 기준값인 미소값 ϵ 를 결정해야 한다.

주어진 PAA를 구현하기 위한 PAM 제어값을 도출하는 뉴턴-가우스 반복법은 아래 절차에 의해 시행된다^[15,16].

- ① θ_1, θ_2 에 현재 PAM의 회전 각도 대입
- ② ‘ $f_1 < \epsilon$ and $f_2 < \epsilon$ ’ 여부 판정
→ 참이면 반복문(loop) 종료, 거짓이면 ③으로 이동
- ③ 다음의 유한차분법(Finite difference method)을 이용하여 각 변수에 대한 편미분값 및 Jacobian 계산

$$\frac{\partial f_i}{\partial \theta_j} = \frac{f_i(\theta_j + \Delta\theta_j) - f_i(\theta_j - \Delta\theta_j)}{2\Delta\theta_j} \quad (14)$$

- ④ 식 (9)와 같이 PAM 각도 업데이트

$$\boldsymbol{\theta}_{\text{new}} = \boldsymbol{\theta}_{\text{old}} - \alpha \mathbf{J}^{-1} \mathbf{F} \quad (15)$$

식 (15)에서 α 는 변수 조정 크기를 결정하는 학습률(learning rate)을 의미하며, 뉴턴-가우스 방법에서는 일반적으로 $\alpha = 1$ 을 사용한다.

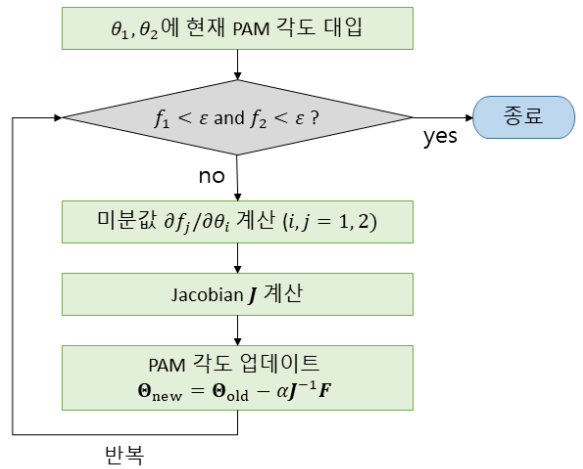


Fig. 6. Flowchart of the algorithm using the Gauss-Newton method

②의 조건이 참이 될 때까지, 즉 원하는 정확도를 얻을 때까지 ②에서 ④의 과정 반복을 반복한다. Fig. 6은 뉴턴-가우스 반복법을 이용한 위 알고리즘의 순서도를 나타낸다.

Table 4는 4장에서 소개한 본 과제의 광학계 모델을 위의 알고리즘에 적용한 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 이 예시는 유한차분법의 미소구간 크기로 0.002°를 사용하였으며, 서로 다른 초기 PAM 회전 상태와 목표 PAA 값에서 본 알고리즘의 반복 횟수에 따른 PAA와 지향각 사이의 오차를 결과값으로 표현하고 있다. 저궤도 위성-지상간 자유공간 광통신에서 PAA의 범위와 일반적인 빔 발산각은 수십 μrad 수준이므로 오차가 1 μrad 이하라면 필요한 정확도를 만족할 수 있다. Table 1의 결과로부터 모든 경우에 단 한번의 반복 시행으로 0.1 μrad 이내의 정확도를 갖는 해가 도출되었음을 볼 수 있다. 또한 두 번의 반복만으로 실제 공학적 활용에서 무시할 수 있는 수준으로 오차가 감소함이 확인된다.

Table 1. Examples of algorithm implementation under various conditions

Case	초기 PAM각 (10^{-3} deg)		목표 PAA (μrad)		반복 수	지향 오차 (μrad)	
	x	y	x'	y'		Az	Ei
	1	0	0	-25		38	1
					2	-1.3×10^{-8}	8.8×10^{-10}
					3	8.5×10^{-12}	-2.2×10^{-11}
2	40	20	30	-20	1	-1.3×10^{-2}	2.8×10^{-2}
					2	1.2×10^{-8}	2.3×10^{-9}
					3	3.9×10^{-12}	-1.6×10^{-11}
3	-10	50	-25	25	1	-3.3×10^{-2}	7.3×10^{-2}
					2	9.7×10^{-8}	3.5×10^{-8}
					3	-9.7×10^{-12}	-2.4×10^{-11}

이와 같은 결과는 송신빔의 진행이 설계한 광학계의 축과 일치하며 PAM의 회전 크기가 항상 상대적으로 작은 값을 유지하기 때문이다. 이러한 조건에서 근축 근사(paraxial approximation)가 적용되며, 변수와 결과값 사이에 높은 선형성이 존재한다. 즉, 관심 구간에서 미분값이 거의 일정하며 이로 인해 목표값까지

빠른 수렴이 가능하다.

Fig. 7은 두 가지 고정된 PAM의 y(x)축 회전각(0° , 0.03°)에서 PAM의 x(y)축 회전에 따른 송신광의 방위각과 고각 방향의 지향각을 나타낸다. 그래프를 통해 우리가 필요한 51 μrad 이내의 지향각 범위에서 PAM의 회전각과 지향각 사이의 선형성을 확인할 수 있다. 또한 이로부터 유한차분법의 미소구간 크기로 광학계 모델이 선형적 특성을 갖는 0.1° 미만의 PAM 회전각이 적절할 것으로 판단되며, 이 미소구간 영역에서 본 알고리즘이 항상 지향각을 PAA에 수렴시킴을 시뮬레이션으로 확인하였다.

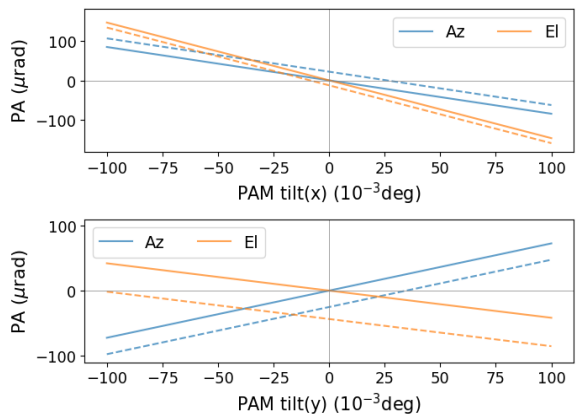


Fig. 7. Estimated point angles (top) as a function of PAM tilting angle in the x direction at fixed y angles 0° (solid) and 0.03° (dashed) and (bottom) as a function of PAM tilting angle in the y direction at fixed PAM angles in the x direction at fixed x angles 0° (solid) and 0.03° (dashed)

만일 큰 회전각을 요구하여 근축 근사가 적용되지 않거나 더 복잡한 광학계를 사용한다면 PAM의 회전각과 광학계의 지향각 사이에 선형성이 약해질 수 있다. 이 경우 학습률 α 를 적절하게 조정하여 반복법의 효율을 높일 수 있다. 학습률이 높으면 산출되는 결과 속도가 빨라지지만 오버플로우가 발생하여 변수 값이 진동하며 발산할 수 있고, 반대로 학습률이 너무 낮으면 산출되는 결과 속도가 느려지고 경우에 따라 실행 과정 자체가 멈출 수 있다. 효율적으로 해를 구하려면 학습률을 처음에는 크게, 그리고 점점 작게하는 것이 바람직하다고 알려져 있다. 광학계의 비선형성이 큰

경우에 딥 러닝 분야에서 다양하게 연구되고 있는 학습률 조정 방법을 채택하여 효율성을 높이는 방법을 고려할 수 있다^[17,18].

Fig. 8은 점근적 근사 과정의 시각화를 위해 학습률을 $\alpha = 0.3$ 으로 임의의 조정하여 실행한 결과이다. PAM의 초기 회전 상태 $\theta_1 = 0^\circ$, $\theta_2 = 0^\circ$ 과 미소값 $\epsilon = 0.1 \mu\text{rad}$ 의 조건에서 송신빔이 주어진 PAA 값 $\phi_{1,\text{PAA}} = -25 \mu\text{rad}$, $\phi_{2,\text{PAA}} = 38 \mu\text{rad}$ 를 지향하도록 PAM 제어값을 계산하는 과정을 보여준다. 이 예제에서 36회의 반복 후에 두 축에서 지향각과 PAA 사이의 오차가 모두 미소값 이내의 조건을 만족하여 과정이 종료된다. Fig. 8(a)는 반복수에 따라 PAM의 두 축의 회전각의 변화를 나타낸다. PAM의 x , y 축의 회전값은 각각 $-10.6 \times 10^{-3} \text{ deg}$, $-48.5 \times 10^{-3} \text{ deg}$ 로 계산된다. Fig. 8(b)는 반복수에 따라 변화하는 송신빔의 방위각 및 고각 방향의 지향각을 보여준다. 그래프의 수평 점선은 두 축에서 목표 PAA 값을 나타내며, 이를 통해 반복이 진행됨에 따라 실제 지향각이 PAA 값에 점근적으로 근사해가는 것을 확인할 수 있다.

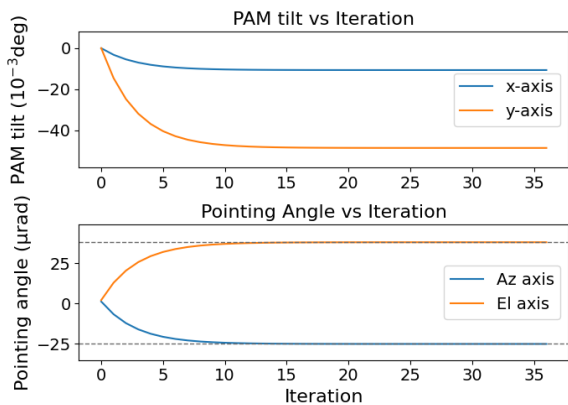


Fig. 8. Asymptotic approach of (top) the PAM's rotation angle to the solution and (bottom) the corresponding pointing angle to the PAA versus the iteration number by Newton-Gauss iterative method

6. 결론

본 논문에서는 위성-지상간 자유공간 광통신 링크의 시선을 유지하기 위하여 지상단말기에서 필요한 PAA

를 계산하고 이를 지향하기 위한 PAM의 제어 각도를 도출하는 알고리즘을 제시하였다. 본 논문에서는 고도 500 km 저궤도 위성의 PAA에 대해 분석하고, 외부 데이터 참조 또는 지상단말기의 독자적인 위성 관측 정보를 통해 위성의 운동을 기술하고 PAA를 계산하는 방법을 소개하였다. 또한 역방향의 광선 추적을 사용할 수 없는 곡면을 포함한 광학계에서 물리적인 문제를 수학적 연립방정식으로 치환하였다. 이를 가우스-뉴턴 방법을 이용하여 PAM의 제어값 도출 알고리즘과 예시를 통한 실제 계산 결과를 제시하였다. 본 알고리즘은 반복법을 사용하지만 변수인 PAM의 회전각과 결과인 송신빔의 지향각 사이에 높은 선형성으로 인해 대부분 경우 1회 반복만으로 필요한 정확도를 만족하는 해가 도출된다. 따라서 큰 컴퓨팅 자원을 요하지 않아 빠른 연산이 필요한 실시간 제어에 적합하다. 향후 인터프리터 언어가 아닌 C와 같은 컴파일러 언어를 이용한 알고리즘 구현 또는 FPGA와 같은 하드웨어를 이용하는 개선 방안을 통해 추가적인 속도 향상이 가능하다.

현대에 이르러 군에서 사용하는 위성이 고용량의 감시정찰 정보를 수집함에 따라 이를 고속으로 지상에 전송하기 위한 자유공간 광통신에 대한 요구가 증가하고 있다. 본 논문에서 제시한 알고리즘은 임의의 형상과 물질로 구성된 일반적인 광학계에서 주어진 PAA를 정확히 지향하기 위한 거울의 조향 각도를 계산하여 위성-지상간 광통신 링크의 품질과 안정성 향상에 기여할 수 있다.

후 기

이 논문은 2023년 정부의 재원으로 수행된 연구 결과임.

References

- [1] K. Anbarasi, C. Hemanth, R. G. Sangeetha, "A review on channel models in free space optical communication systems," Optics & Laser Technology, Vol. 97, pp. 161-171, 2017.
- [2] S. Kumar and N. Sharma, "Emerging Military Applications of Free Space Optical Communication

- Technology: A Detailed Review,” *Journal of Physics: Conference Series*, Vol. 2161, No. 1, p. 012011, 2022.
- [3] J. C. Juarez, et al., “Free-Space Optical Communications for Next-generation Military Networks,” *IEEE Communications Magazine*, Vol. 44, No. 11, pp. 46-51, November, 2006.
- [4] K. Park, “Ultra-low orbit satellites for surveillance and reconnaissance,” *SPREC Global Issue Report*, Vol. 9, pp. 20-23, September, 2023.
- [5] P. L. Thompson, et al., “NASA’s LCOT(low-cost optical terminal) FSOS(free-space optical subsystem): concept, design, build, and test,” *Proc. SPIE 12413, Free-Space Laser Communications XXXV, 124130X*, 2023.
- [6] celestrak.org/NORAD/elements/
- [7] D. Ly, et al., “Correcting TLEs at epoch: Application to the GPS constellation,” *J. Space Saf. Eng.*, Vol. 7, Issue 3, pp. 302-306, September, 2020.
- [8] R. R. Bate, “Fundamentals of Astrodynamics: Second Edition,” Dover Publication, Mineola, New York, 2020.
- [9] D. A. Vallado, “Fundamentals of Astrodynamics and Applications - Fifth Edition,” Portland, Oregon, 2022.
- [10] B. R. Townsend, “Space Based Satellite Tracking and Characterization Utilizing Non-Imaging Passive Sensors,” Air Force Institute of Technology, 2008.
- [11] B. D. Tapley, et al., “Statistical Orbit Determination,” Academic Press, Massachusetts, 2004.
- [12] D. Hobbs and P. Bohm, “Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites,” *Annals of the MarieCurie Fellowship Association*, Vol. 4, pp. 1-7, 2006.
- [13] W. K. Lee, et al., “Orbit Determination Of GPS and KOREASAT 2 Satellite Using Angle-Only Data and Requirements for Optical Tracking System,” *J. Astron. space Sci.* Vol. 21, pp. 221-232, 2004.
- [14] G. H. Spencer and M. V. R. K. Murty, “General Ray-Tracing Procedure,” *J. Opt. Soc. Am*, Vol. 52, pp. 672-678, 1962.
- [15] R. Fletcher, “Practical methods of optimization,” John Wiley & Sons, Inc., New York, 1987.
- [16] A. Bjorck, “Numerical Methods for Least Squares Problems,” SIAM, Philadelphia, 1996.
- [17] N. Qian, “On the momentum term in gradient descent learning algorithms,” *Neural Networks*, Vol. 12, Issue 1, pp. 145-151, 1999.
- [18] M. D. Zeiler, “ADADELTA: An Adaptive Learning Rate Method,” *arXiv:1212.5701*, 2012.