



발사체 안테나 이득패턴을 이용한 팔라우추적소 링크버짓 분석

김춘원¹, 권순호², 이태진³, 김동현⁴

Linkbudget Analysis of Palau Tracking Station Using Antenna Gain of Launch Vehicle

Chun-Won Kim¹, Soon-Ho Kwon², Tae-Jin Lee³ and Dong-Hyun Kim⁴

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Republic of Korea¹⁻⁴

Sunchon National University, Suncheon, Republic of Korea¹

ABSTRACT

In this paper, we analyzed linkbudget with comparing actual received level of telemetry system at Palau Tracking Station. Because Palau Tracking Station participated in the launch mission for the first time and lack of verification tests for antenna tracking and signal reception performance, we analyzed the linkbudget more accurately by predicting transmit antenna polarization gain according to the trajectory and attitude of launch vehicle. The analysis results were used to analyze signal reception range, antenna operation angle and LHCP/RHCP received level. The actual received level of the antenna was similar to the linkbudget result as a result of the launch mission operation.

초 록

본 논문에서는 팔라우추적소 원격자료수신장비 링크버짓 결과를 예측하고 실제 신호수신레벨과 비교 분석하였다. 팔라우추적소는 발사 임무에 처음으로 참여하였으며, 지리적 특성상 비행시험 등 안테나 추적 및 신호 수신 성능에 대한 검증 시험에 어려움이 있어 발사체 궤도 및 자세각에 따른 송신 안테나 편파별 이득 값의 변화를 예측하여 보다 정확하게 링크버짓을 분석하였다. 분석결과는 팔라우추적소 신호 수신 가능 구간, 안테나 구동각도와 좌현/우현 편파 예상 수신레벨 분석에 활용되었고, 발사임무 운용 결과 안테나 실제 수신레벨은 링크버짓 결과와 유사함을 확인하였다.

Key Words : Linkbudget(링크버짓), RF Receive Level(RF수신레벨), Telemetry(텔레메트리)

1. 서 론

팔라우추적소에서 운용하는 원격자료수신장비는 신호를 추적하여 발사체 3단 엔진 종료 및 위성 궤도 진입 여부 등 비행 상태 정보와 영상 신호를 수신하기 위해 구축되었다. 추적소에서 발사체를 자동추적하기 위해 원격자료수신장비 신호획득 지점 및 예상 신호 세기에 대한

분석을 위해 링크버짓은 매우 중요하다. 2013년 나로호 발사 당시에는 링크버짓을 통해 남태평양 해상에서 선박에 원격자료수신장비를 싣고 운용하였으며, 유럽우주국(ESA)/프랑스국립우주연구센터(CNES) 국제협력과제에서는 프랑스 기아나 우주센터에서 발사한 베가/소유즈 발사체가 동북아시아 상공을 통과할 때 제주추적소 신호수신 구간을 이를 통해 분석하였다. 한국형발사체 발사계획

† Received : March 7, 2022 Revised : May 12, 2022 Accepted : June 13, 2022

¹ Senior Researcher, ^{2,4} Principal Researcher, ³ Senior Engineer

¹ Corresponding author, E-mail : chunwon@kari.re.kr, ORCID 0000-0001-6746-836X

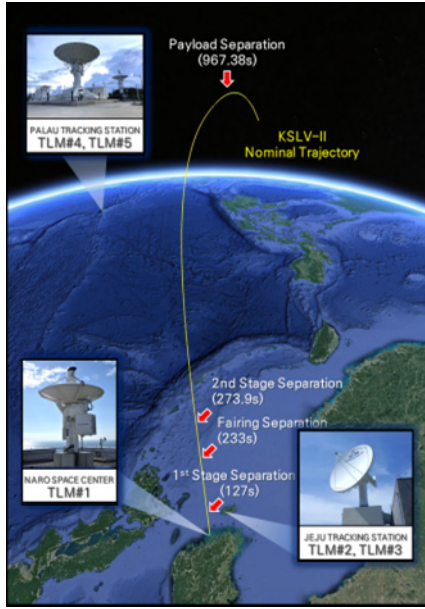


Fig. 1. KSLV-II Trajectory

에 따른 고도와 거리를 분석하면 팔라우추적소에서는 Fig. 1과 같이 2,370km 떨어진 지점에서부터 가시선에 확보될 것으로 예상되며 제주추적소는 팔라우추적소 신호 수신 약 300초 이후에 가시선이 종료될 것으로 예측되어 진다. 따라서 팔라우추적소에서는 제주추적소 추적 종료 이전에 신호를 정상 수신하여 자동추적모드로 전환하여야 한다. 따라서 본 논문에서는 링크버짓 분석을 통해 팔라우추적소 발사 임무 구간에서의 이론적 신호수신 세기를 예측하고 실제 신호세기와 비교 분석하고자 한다. 또한 보다 정확한 신호 수신세기를 예측하기 위한 방법으로 발사체 고도, 위치, 자세각 정보에 따른 안테나 편파별 지향성 팩터를 반영하여 링크버짓 분석 정확성을 높이고자 한다.

II. 본 론

2.1 원격자료수신장비 링크버짓 분석

한국형발사체 누리호의 링크버짓을 수행하기 위해서는 발사체에 탑재된 전력증폭기와 안테나, 케이블 손실을 포함한 송신기의 EIRP 분석이 필요하다. 송신기 전력 증폭기는 20W(43dBm)이며, 전력증폭기는 3.5dB 손실을 갖는 전력분배기에서 3m 케이블을 통해 안테나 2개로 신호를 분배하며 약 2dB의 손실을 가진다. 송신안테나의 이득패턴은 항공기 동체의 접지(GND) 구조 및 지향각에 의존하며 시뮬레이션 패턴은 Fig. 2와 같다[1]. 발사체에 장착된 안테나 이득 패턴은 시뮬레이션 결과를 참고할 때 발사체를 감싸는 안테나의 이득 분포는 최대 +6dBi, 최소 -80dBi, 평균이득 -3dBi를 가질 것으로 예상된다.

발사체에 장착된 안테나 이득 패턴은 시뮬레이션 결과를 참고할 때 발사체를 감싸는 안테나의 이득 분포는 최

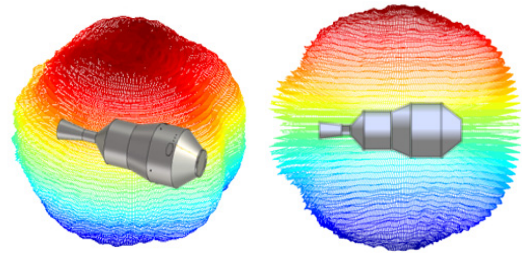


Fig. 2. KSLV-II Antenna radiation pattern

대 +6dBi, 최소 -80dBi, 평균이득 -3dBi를 가질 것으로 예상된다. 따라서 발사체 빔커버리지 100% 만족하기 위한 안테나 이득은 -80dBi이나 최소, 최대 값간 차이가 86dB로 큰 차이를 가져 정확한 신호수신레벨을 예측하기 어렵게 된다. 이에 RCC(Range Commanders Council) 텔레메트리 그룹에서는 텔레메트리 시스템에 대해 정의한 표준문서 IRIG 119-06에서는 발사체 빔커버리지 90%를 만족시키는 안테나 이득을 -12dBi로 정의하여 링크버짓에 활용하고 있다[2].

팔라우추적소 원격자료수신장비는 40ft 길이의 안테나 트레일러와 장비 운용 셀터로 구성된다. 안테나 트레일러는 안테나 시스템이 장착되는 장비로 7.3m 반사판, 급전 혼을 이용하여 모노펄스추적방식의 신호를 자동추적하는 장치로 반사판안테나, 페데스탈, 안테나 구동 및 제어장치로 구성된다. 표준 셀터는 원격자료수신장비 운용실로 신호수신장치, 신호저장장치, 데이터처리시스템, GPS 장치, 계측기, 감시제어시스템으로 Fig. 3과 같이 구성된다.

팔라우추적소 원격자료수신장비는 한국형발사체가 발사되는 나로우주센터로부터 약 3,000km 떨어진 태평양에 위치하고 있어 지구 곡률에 의한 가시선 차폐가 발생한다. 또한 안테나 고각 구동범위가 0도에서 90도로 국한되므로 지구 곡률에 의한 가시선 확보거리를 누리호

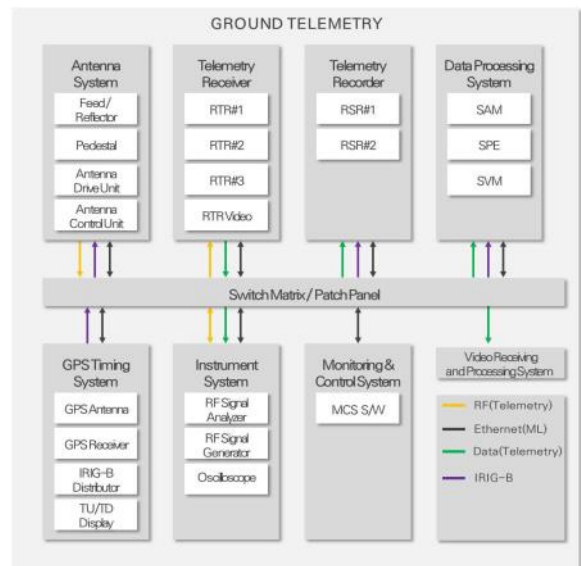


Fig. 3. Telemetry Configuration

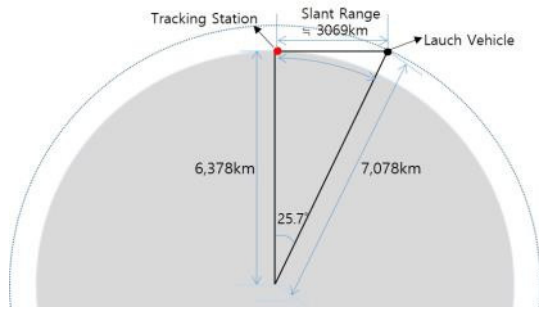


Fig. 4. Line of Sight of Palau Tracking Station

최대 고도인 700km 기준으로 Fig. 4와 같이 계산하여 약 3,069km로 구하였다. Table 1은 최대 신호 수신 거리 3,069km에 대한 링크버킷 결과이다. 한국형발사체 On-board EIRP는 발사체 송신기 고출력증폭기(20W), 케이블 손실(2dB), 전력분배기 손실(3.5dB)과 안테나 90% 커버리지 이득 -12dBi로 계산하였고 이때 EIRP는 25.5dBm이다.

팔라우추적소 원격자료수신장비 안테나에서 신호 수신 이후 구간에 대해서는 안테나에서 셀터까지의 피드 손실, 케이블 및 증폭기(Line Amp) 등 신호경로에서의 이득, 손실을 반영하여 안테나 제어장치까지의 예상수신 신호 레벨을 분석하였다. 링크버킷을 통한 예상 신호 수신레벨

Table 1. Linkbudget of Telemetry

Parameter	Performance	remarks
Frequency	22xxMHz	
EIRP	Tx power	20W 43 dBm
	Antenna Gain	-12 dBi
	Divider Loss	-3.5 dB
	Cable loss	-2 dB
Free Space Loss	-169.2 dB	3,069km
Tracking Loss	-0.5 dB	
Polarization Loss	-3 dB	
Multi Path Loss	-1 dB	
Ground Antenna Gain	42 dBi	
Ground Carrier Level	-108.7 dBm	
LNA Gain	42 dB	
Feed Loss	-5 dB	
Pedestal Cable Loss	-12.1 dB	
Line Amp Gain	18.1 dB	
Outdoor Cable Loss	-6.6 dB	
I/O Panel Loss	-0.5 dB	
Indoor Cable Loss	-5 dB	
Expected Receive Level	-77.8 dB	

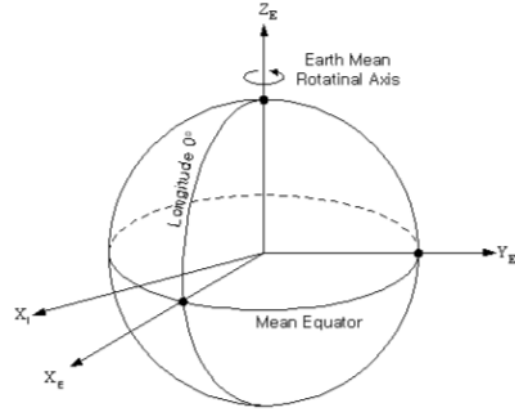


Fig. 5. ECEF Coordinate

분석 결과 안테나 제어장치에 입력되는 신호 수신레벨은 -77.8dBm으로 예측되었고 이는 안테나 제어장치의 해당 주파수, 대역폭, 주변 지형, 지물에 대한 잡음레벨을 포함 최저 수신 감도 -80dBm보다 약 2dB 높은 수준이다.

링크버킷을 발사임무시간 전체에 대해 분석하기 위해선 발사체 궤적에 따른 고도 정보를 반영하여 발사 임무 시간에 따른 거리정보를 추출하여야 한다. 이를 분석하기 위해 발사체 궤도와 팔라우추적소 지상국 GPS 좌표계를 지구의 적도면과 자전축을 기준으로 하는 지구중심고정좌표계(ECEF, Earth-Centered Earth Fixed Frame)로 변환하기 위해 식 (1)을 사용하여 팔라우지상국(x_G,y_G,z_G)과 발사체(x_L,y_L,z_L)에 대한 좌표를 계산하였다. ECEF로 바뀌진 좌표계는 팔라우지상국 기준 발사체 지향 벡터(x_{GL},y_{GL},z_{GL})로 식 (2)를 활용하여 변환 가능하며 식 (3)으로부터 고각과 방위각, 거리 산출이 가능하다.

$$\begin{pmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left(\frac{a}{\chi} + h \right) \cos\phi \cos\lambda \\ \left(\frac{a}{\chi} + h \right) \cos\phi \sin\lambda \\ \left(\frac{a(1-e^2)}{\chi} + h \right) \sin\phi \end{pmatrix} \quad (1)$$

여기서 a는 지구 장축 반지름 6378,137m, e²은 지구 장축과 단축 비율에 대한 지구곡률 나타내는 6.694*10⁻³ 이고 $\chi = \sqrt{1 - e^2 \sin^2\phi}$ 으로 표현되는 변수이며 ϕ, λ, h 는 위도, 경도, 고도를 나타내며, $\phi_G, \lambda_G, R, el, az$ 는 팔라우추적소 위도, 경도, 발사체까지의 거리, 안테나 고각 및 방위각이다.

$$\begin{pmatrix} x_{LG} \\ y_{LG} \\ z_{LG} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin(\phi_G)\cos(\lambda_G) - \sin(\phi_G)\sin(\lambda_G)\cos(\phi_G) & \cos(\phi_G) \\ -\sin(\lambda_G) & \cos(\lambda_G) & 0 \\ \cos(\phi_G)\cos(\lambda_G) & \cos(\phi_G)\sin(\lambda_G) & \sin(\phi_G) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_L - x_G \\ y_L - y_G \\ z_L - z_G \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$R = \sqrt{(x_{LG})^2 + (y_{LG})^2 + (z_{LG})^2},$$

$$el = \text{atan}\left(\frac{z_{LG}}{\sqrt{(x_{LG})^2 + (y_{LG})^2}}\right), az = \text{atan}\left(\frac{y_{LG}}{x_{LG}}\right) \quad (3)$$

식 (1)–(3)의 과정을 통해 발사업무 시간에 따른 팔라우추적소에서 발사체까지의 거리를 분석하여 Table 1에 넣어 링크버짓을 계산하면 안테나 최대 이득 +6dBi에 의한 최대 신호수신 레벨과 발사체 90% 커버리지에 대한 최저 신호수신 레벨을 분석할 수 있다. Fig. 6은 발사체 발사 시각(CT, Count Time)을 기준으로 한 시간에 따른 예상 신호 수신 레벨과와 지향각을 나타낸다. 분석 결과, 발사 후 약 400초부터 1,200초까지 가시선이 정상 확보되며 신호 수신 거리는 발사체 진행 방향에 따라 팔라우 기준 -2,300km에서 +3,063km로 예측할 수 있다. 발사체 90% 커버리지에 대한 신호수신 레벨을 예측하면 가시선 확보 이후 수신 세기는 -75dBm으로 시작하여 800초 부근에서 신호수신세기가 최대 -65dBm까지 상승하고, 이후 발사체와 거리가 다시 멀어지며 신호가 -78dBm까지 감쇄함을 예측할 수 있다. 안테나 최대 이득값을 기준으로 할 경우 수신레벨은 18dB 증가한다.

링크 버짓 예상 결과는 원격자료수신장비 운용 상 중요한 정보를 추출할 수 있다. 안테나 신호 수신 획득 구간과 예상 신호 수신레벨 예측을 통해 안테나 모노펄스 자동추적모드 전환 및 해제 기준을 설정할 수 있다. 안테나 운용각은 주변 장애물 및 통신환경에 의한 전파 간섭 정도를 확인할 수 있으며, 임무 시간 예측을 통해 안테나 제어장치, 수신기, 신호저장장치, 데이터처리 장치 등 중요 장비에 대한 데이터 저장 시간 및 용량을 예측할 수 있다. 마지막으로 원격자료수신장비 신호수신레벨과 시스템 잡음 레벨을 비교함으로써 수신데이터에 대한 통신 품질 예측이 가능하다. 하지만 본 절에서의 방법과 같이 발사체 빔 커버리지 90%를 기준으로 한 분석방법의 경우 안테나 이득 값의 범위가 6dBi에서 -12dBi로까지 수신레벨의 최대, 최소값 간 차이가 18dB로 매우 크기 때문에 정확한 수신레벨을 예측할 수 없다. 특히 수신레벨 -78dBm은 수신기 최저 수신감도 -80dBm과 유사하여 데이터 품질이 보장되지 않음을 쉽게 예측할 수 있다. 따라서 안테나 편파별 상세 수신레벨 예측 및 데이터 품질이 확보되는 구간을 보다 정밀하게 분석을 하기 위해서는 발사체 궤도 및 자세각 변화에 따른 안테나 편파별 이득 특성을 반영한 수신기 예상 수신레벨이 분석되어야 한다.

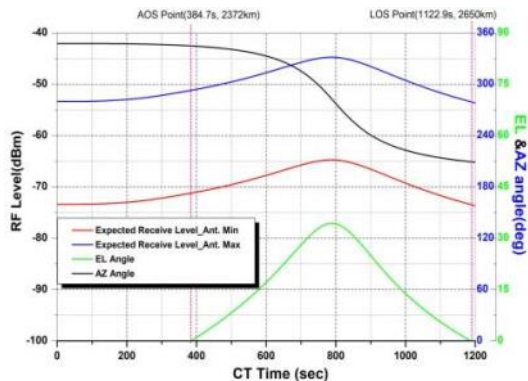


Fig. 6. Telemetry Antenna El/Az angled and Expected Receive Level

2.3 발사체 자세각에 따른 안테나 이득 분석

2.2절에서의 분석 방법은 발사체 궤적에 따른 안테나 이득이 반영되지 않은 링크 버짓 결과로 보다 정확한 계산을 하기 위해서는 발사체 위치 및 자세각에 따른 안테나 이득을 산출하여야 한다. 발사체 위치 및 자세각에 따른 발사체에서 지상국을 바라보는 안테나 각도를 계산하기 위해서는 Fig. 10과 같이 정의된 발사체 기립 기준 고각에 해당하는 Cone 각도와 방위각에 해당하는 Clock 각도를 계산하여야 한다. 이는 발사체 안테나 패턴을 기준으로 발사체에서 팔라우추적소를 바라보는 벡터계산을 통해 가능하다[3].

ECEF로 변환된 좌표계(x_E, y_E, z_E)는 지구 자전에 의한 좌표 회전을 고려한 지구중심관성좌표계(ECI, Earth Centered Inertial Frame) 좌표로 변환(x_I, y_I, z_I)되어야 하며, 좌표 회전 식 (4)를 활용하면 된다. 여기서 w 는 지구의 자전시간 24시간(86,400초)에 대한 초당 회전속도 $0.00417^\circ/s$ 를 나타낸다.

발사체가 놓이는 발사대의 위치 보정을 위해 발사체의 방위각, 위도, 경도 초기위치($LP_{az}, LP_{lat}, LP_{lon}$)에 의한 좌표회전을 Guidance 좌표계(x_{GI}, y_{GI}, z_{GI})로 식 (5)를 사용하여 변환한다. 발사체 자세각 pitch, roll, yaw에 따른 자세각 변환값(θ, ϕ, ψ)에 의한 좌표회전을 BODY Fixed 좌표계(x_{BF}, y_{BF}, z_{BF})를 식 (6)을 사용하여 계산할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(w) & -\sin(w) & 0 \\ \sin(w) & \cos(w) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} x_{GI} \\ y_{GI} \\ z_{GI} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(LP_{az}) & 0 & -\sin(LP_{az}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(LP_{az}) & 0 & \cos(LP_{az}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(LP_{lat}) & \sin(LP_{lat}) \\ 0 & -\sin(LP_{lat}) & \cos(LP_{lat}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(LP_{lon}) & \sin(LP_{lon}) & 0 \\ -\sin(LP_{lon}) & \cos(LP_{lon}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (5)$$

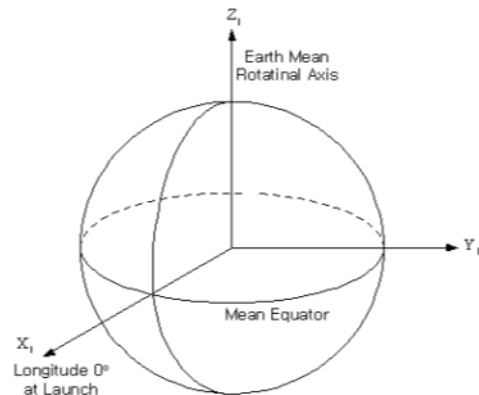


Fig. 7. ECI Coordinate

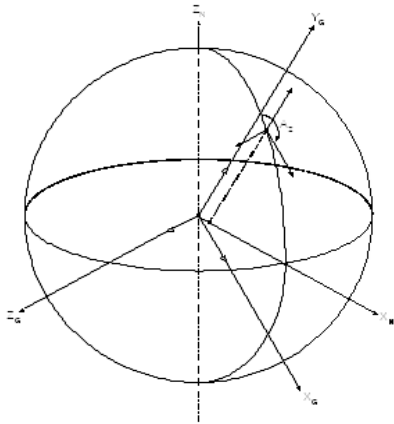


Fig. 8. GUIDANCE Coordinate

$$\begin{pmatrix} x_{BF} \\ y_{BF} \\ z_{BF} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\psi) & 0 & -\sin(\psi) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\psi) & 0 & \cos(\psi) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$\begin{pmatrix} x_{AP} \\ y_{AP} \\ z_{AP} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{BF} \\ y_{BF} \\ z_{BF} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_{GI} \\ y_{GI} \\ z_{GI} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_I \\ y_I \\ z_I \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{pmatrix} x_{GL} \\ y_{GL} \\ z_{GL} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{AP} \\ y_{AP} \\ z_{AP} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_G - x_L \\ y_G - y_L \\ z_G - z_L \end{pmatrix} \quad (8)$$

$$Cone = \text{atan}\left(\frac{x_{GL}^t}{\sqrt{y_{GL}^2 + z_{GL}^2}}\right), \quad Clock = \text{atan}\left(\frac{y^t}{z^t}\right) \quad (9)$$

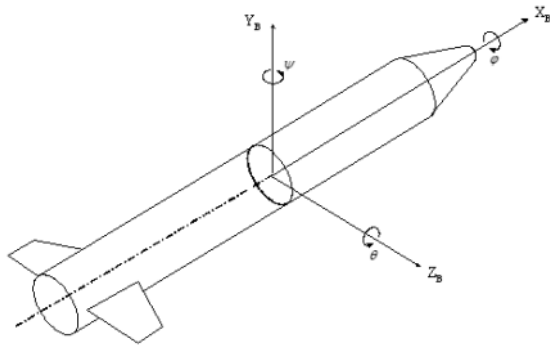


Fig. 9. BODY Fixed Coordinate

Figure 10은 안테나 패턴 좌표계를 나타낸다. 발사체를 ECEF 좌표계에 놓고 발사체를 ECI, GUIDANCE, BODY FIXEd 좌표계로 변경하였다. 이는 발사체의 지구 자전, 발사체 초기 위치, 발사체 자세각 변화에 의한 좌표 회전 벡터로 안테나 패턴 좌표계 (x_{AP}, y_{AP}, z_{AP}) 는 식 (7)을 사용하여 예측할 수 있으며, 발사체에서 팔라우지상국을 지향하는 벡터 x_{GL}, y_{GL}, z_{GL} 과 cone, clock 각도를 식 (8), (9)를 사용하여 계산할 수 있다.

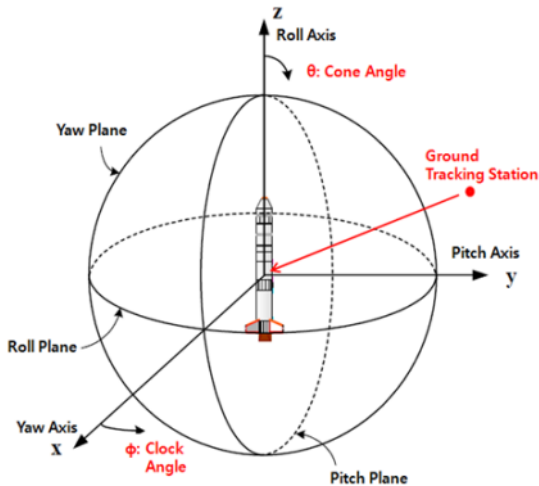


Fig. 10. Antenna Pattern Coordinate

한국형 발사체 발사임무를 통해 수신된 데이터를 분석하여 Fig. 11과 같이 발사체에서 팔라우지상국을 바라보는 Cone, Clock 각도를 계산하였다. Cone, Clock 각도는 단분리, 페어링 분리, 위성 분리 등 중요 이벤트 때 자세각이 크게 변화하며 1,100s 이후 발사체 자세제어 종료로 인하여 자세각이 불안정하게 등락함을 확인할 수 있었다.

Figure 12는 발사체 Cone, Clock 각도 변화에 따른 안테나 LHCP, RHCP 이득 변화를 예측한 결과이다. 중

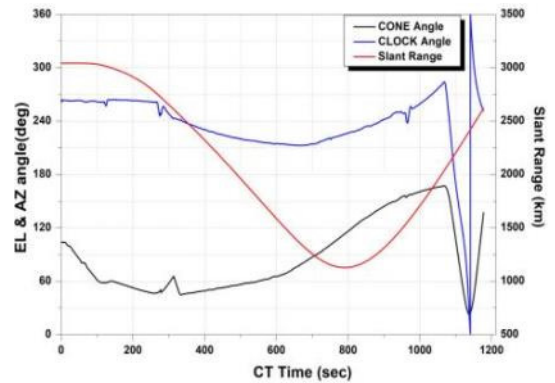


Fig. 11. Cone/Clock Angle and Slant Range

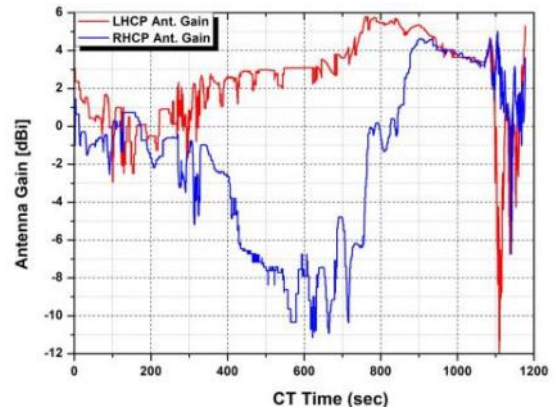


Fig. 12. Transmit Antenna Gain of Launch Vehicle

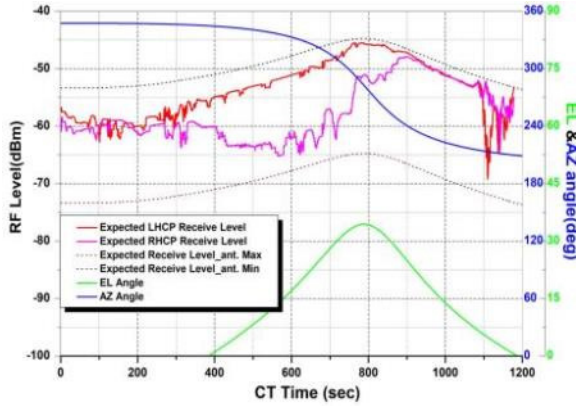


Fig. 13. Antenna Angle and Expected Receive Level

전 발사체 커버리지 90%로 표현된 안테나 이득 +6dB_i ~ -12dB_i의 이득 분포와 유사한 범위를 갖지만 발사 시간에 따른 편파별 안테나 이득 값을 예측할 수 있어 보다 정밀한 레벨 값과 우세 편파 신호를 선정할 수 있으며 발사체 종료 이벤트 순간, 가시선 시작, 종료 시점의 상세 레벨 분석이 가능하다.

마지막으로 발사시간에 따른 안테나 편파별 이득과 거리 값을 Table 1 링크버짓의 안테나 이득과 수리 거리 항목에 반영하면 보다 정밀한 팔라우추적소 예상 수신 신호 레벨을 Fig. 13과 같이 계산할 수 있다. 계산 결과 예상 신호 수신 레벨은 발사체 빔커버리지 90%를 기준으로 한 이득 값보다 최대 12dB까지 오차 범위를 줄일 수 있으며, 편파별 우세 신호 분석이 가능하다. 또한 CT+150s, CT+350s, CT+1100s 등 단분리, 페어링 분리, 위성 분리 등 중요 이벤트 때 자세각 변화에 따라 신호 수신레벨이 크게 변화되는 구간 분석이 가능하다. 분석된 신호 수신 레벨은 모노펄스 자동추적 모드 진입 및 해제 조건 설정과 수신기 잡음레벨과 비교하여 데이터 품질 확인에 활용 가능하다.

2.4 장비 운용 결과

팔라우추적소 원격자료수신장비는 Fig. 14와 같이 신뢰회특지점 지향하여 신호수신을 대기하다 가시선이 확보된 이후 안테나 반전력 빔폭 $\pm 0.6^\circ$ 이내에서 신호 수신 레벨이 링크버짓 예상값인 -65dBm 이상으로 신호가 수신되는 것을 확인하여 약 CT+400s 경에 자동추적 모드로 전환하였다. 주변 지형지물에 의한 가시선 차폐로 신호세기가 급감한 약 CT+1150s까지 자동추적모드는 유지하였으며 이후 안테나 고각이 0도 이하가 되어 안테나 구동을 중단하고 발사 임무를 종료하였다. 안테나 운용각도는 주변 장애물 및 지형에 영향을 크게 받는 가시선 확보 이전, 종료 부근을 제외하고 방위각, 고각 방향 모두 오차가 거의 없이 계산 값과 동일했으며, 안테나 예상 신호 수신레벨은 LHCP, RHCP 두 채널 모두 발사 임무 전 구간 동안 최대 -45dBm, 최소 -69dBm으로 링크버짓 결과와 유사하게 수신되었다. 다만, CT+1050s

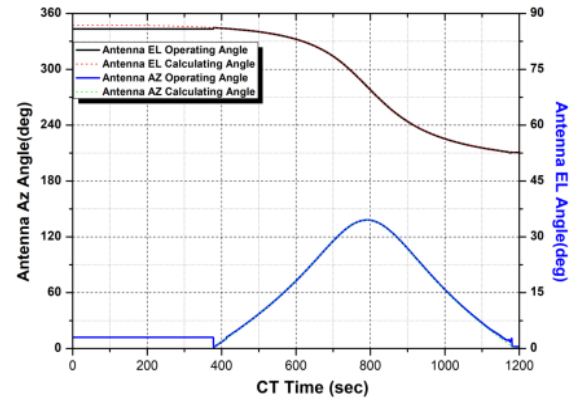


Fig. 14. Antenna Calculating and Operating Angle

이후 3단 발사체의 자세제어 종료로 인하여 자세각이 크게 변화하기 시작했으며 그로 인해 지상국의 RF수신레벨이 빠르게 등락을 반복하며 불안정한 값으로 수신되었다.

Figure 15는 발사 임무 시간에 따른 팔라우추적소 원격자료수신장비의 발사체 안테나 이득 변화 정보를 반영한 링크버짓 계산 결과와 실제 수신 레벨을 비교한 결과이다. 팔라우추적소 신호수신레벨은 신호 수신 구간 전반에 걸쳐 LHCP가 RHCP보다 크게 수신되고 CT+550s ~ +750s 사이에 RHCP가 크게 신호가 감소하며 자세제어 종료 시점 CT+1100s 이후 신호 수신 세기가 불안정하게 등락을 알 수 있다. 예측 레벨과 실제 수신 레벨 값의 차이는 유사 경향성을 갖지만 일부 구간에서는 최대 8dB의 오차로 불일치하는 결과를 보인다. 오차의 원인은 첫째, 가시선 확보 구간과 종료 구간에 해당하는 CT+400s 이전과 CT+1100s 이후 구간에서는 멀티 패스 및 주변 장애물과 지형에 의한 영향이 발생했기 때문이다. 둘째, 분석에 사용된 안테나 이득 값이 실 측정값이 아닌 0.5° resolution을 갖는 시뮬레이션 결과를 이용했기 때문이다. 안테나의 이득 값은 안테나 장착 위치, 접지면의 크기, 접지면의 재질, 도색 성분, 주변 구조물 등에 따라 전계 세기 및 위상이 달라져 실제 장착 전후 이득 패턴 사이에는 큰 차이를 가진다. 특히 발사체 엔

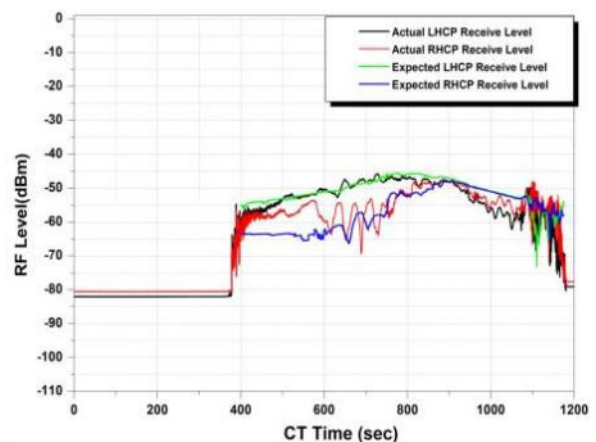


Fig. 15. Expected and Actual receive Level

진부, 상단 페어링 부, 두 개 안테나가 장착 평면 방향을 지향 시 안테나 이득이 NULL에 해당되어 그 오차가 더욱 커지게 된다[4]. 마지막으로 지상안테나의 반전력 빔 폭 내 최대신호세기 부분을 추적하는 장비 특성도 반영되어야 오차를 줄일 수 있다. 따라서 보다 정확한 예상 수신 레벨을 계산하기 위해서는 발사체 안테나 장착 후 측정된 편파별 안테나 이득 패턴이 반영되어야 하지만 안테나를 장착한 발사체 안테나 이득 패턴에 대한 실측정은 불가능하기 때문에 본 분석 방법을 활용한 링크 버짓은 편파별 예상 신호 수신 레벨 분석과 이를 통한 보다 정확한 수신데이터의 품질 예측, 향후 발사 임무 시 과거 경향성 분석 자료로 활용하는 데 적합하다 판단된다[5].

III. 결 론

본 논문에서는 팔라우추적소 원격자료수신장비 링크버짓 결과를 통해 안테나 운용각도와 발사체-팔라우지상국 간 거리, 예상 신호수신세기를 분석하였다. 링크버짓을 통해 팔라우추적소 가시선 확보 구간과 안테나 운용각도, 신호 수신레벨을 예측하였다. 링크버짓 결과는 최초 발사 궤적에 따른 발사체 안테나 패턴을 고려하지 않고 발사체 커버리지 90%에 해당하는 안테나 이득을 기준으로 EIRP 최소값과 최대값에 따라 예상 수신레벨을 분석하였다. 하지만 이 경우 신호수신레벨의 예측값이 18dB 오차를 가져 정확한 예측이 불가능하며 편파별 우세 신호와 데이터 품질에 대한 예측이 불가능하다. 따라서 팔라우추적소 원격자료수신장비의 보다 정확한 수신레벨을 예측하기 위하여 팔라우추적소에서 수신된 데이터를 분석하여 발사체 궤도 및 자세각에 따른 발사체에서 팔라우추적소를 바라보는 안테나 이득을 계산 후 예상 수신레벨을 예측하고 실제 수신레벨과 비교 분석하였다.

본 논문에서 사용한 링크 버짓 예상 결과는 원격자료 수신장비 운용상 중요한 안테나 신호 수신 획득 지점과 편파별 예상 신호 수신레벨을 보다 정확하게 예측 가능하며 안테나 모노펄스 자동추적모드 전환 및 해제 기준 수치 설정값에 활용 가능하였다. 장비 운용 결과, 안테나

장비는 최소 -65dBm에서 최대 -40dBm의 레벨로 신호를 수신하였으며 우세 수신 편파 신호 역시 일치하는 결과를 보였다. 다만, 일부 구간에서 최대 오차 8dB가 발생하였으며 이는 주변 지형, 지물에 의한 전파 간섭과 시뮬레이션 결과를 통해 계산된 안테나 이득을 사용하였기 때문에 발생한 것으로 예측되며, 지상안테나의 추적 기능에 의한 이득 변화도 반영되어야 정확한 분석이 가능함을 확인하였다. 하지만 발사체 위치 및 자세각 변화에 따른 안테나 이득 계산을 통해 예측된 수신 신호 레벨 분석은 기존 분석 방법 대비 정확한 분석이 가능하며 이를 통해 수신 데이터 품질 예측과 신호 레벨 변화 경향성 분석에 활용 가능하여 차후 발사체 발사 임무 시 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

References

- 1) Ji, K. M., "RF Link Design for the 3rd Stage Telemetry System of KSLV-II," *Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2019, pp. 902~903.
- 2) IRIG Standard 119-06, *Telemetry Application Handbook*, RCC, 2006.
- 3) Kwon, S. H., Lee, S. I., Kim, S. K., Lee, S. H., Kim, D. H. and Oh, C. Y., "Analysis on radiation pattern of the on-board telemetry antenna by using the 3rd flight data of KSLV-I," *Proceedings of Korean Institute of Communications and Information Sciences*, June 2013, pp. 778~779.
- 4) Balanis, C. A., *Antenna Theory Analysis and Design*, 2nd Edition, *John Wiley & Sons*, 1997.
- 5) Kim, D. H., Kwon, S. H., Kim, C. W., Han, J. W., Choi, Y. T. and Kim, K. M., "Dynamic Link Analysis of Nuri Test Launch Vehicle Using the flight Data," *Journal of Korean Institute of Communications and Information Sciences*, Vol. 44, No. 8, August 2019, pp. 1566~1568.