

소형 발사체 원격측정시스템을 위한 링크 버짓 모델 및 시뮬레이터 개발

Development of Link Budget Model and Simulator for Telemetry System of Small Launch Vehicle

오택근*·이유상·이대현·이은수

LIG넥스원 PGM연구개발본부

TaekKeun Oh* · You-Sang Lee · Dae-Hyun Lee · Onsoo Lee

LIG Nex1, Gyeonggi-do, 13488, Korea

[요약]

본 논문에서는 소형 발사체의 원격측정시스템 링크 버짓 모델을 제안하고, 제안한 링크 버짓 모델을 바탕으로 링크 버짓 시뮬레이터를 구현하였다. 제안하는 링크 버짓 모델은 기하학적 모델과 전파 손실 모델로 구성되어 있다. 기하학적 모델은 지상국과 소형 발사체 사이의 시선각을 계산하기 위한 모델이다. 전파 손실 모델은 소형 발사체 비행 환경에 적합하도록 자유공간 손실과 소형 발사체의 시선각 및 안테나 방사 패턴 기반의 편파 손실, 지향 손실로 구성되어 있어, 복잡한 전파 환경에 대한 계산 없이 전파 손실을 계산할 수 있다. 링크 버짓 시뮬레이터는 제안하는 링크 버짓 모델을 기반으로 MATLAB으로 구현하였으며, 지상국 위치 및 소형 발사체의 궤적, 안테나의 방사 패턴 등을 기반으로, 소형 발사체의 시선각, 자유공간 손실, 편파 손실 파라미터, 지향 손실, 지상국에서의 수신 신호 레벨 등을 계산한다.

[Abstract]

In this paper, telemetry link budget model for small launch vehicle is proposed, and telemetry link budget simulator is implemented. The proposed link budget model consist of geometry model and propagation loss model. The geometry model is calculation of look angle between ground station and small launch vehicle. The propagation loss model consist of free space loss, polarization loss, and de-pointing loss which are appropriate to the small launch vehicle flight environment. The proposed propagation loss model can be calculate propagation loss without complex calculation of propagation environments. The link budget simulator is implemented in MATLAB. The simulator calculate look angle, free space loss, polarization loss parameter, de-pointing loss and received signal level in ground station by using position of ground station, routing of small launch vehicle, 3-D radiation patterns of antennas.

Key word : Small launch vehicle, Telemetry, Flight test, RF link budget simulator, Communication system.

<https://doi.org/10.12673/jant.2024.28.3.278>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 4 June 2024; Revised 24 June 2024

Accepted (Publication) 27 June 2024 (30 June 2024)

*Corresponding Author : TaekKeun Oh

Tel: +82-31-5179-7154

E-mail: taekkeun.oh@lignex1.com

1. 서론

유도탄, 드론과 같은 소형 발사체에는 비콘을 이용한 발사체 추적 시스템(vehicle tracking system), 원격 비행중단 시스템(emergency flight destination system), 원격측정시스템(telemetry system) 등 무선 링크를 사용하는 여러 통신 시스템이 장착되어 있다[1,2]. 발사체 추적 시스템은 지상국에서 송신한 비콘 신호를 발사체에서 받은 후, 다시 지상국으로 송신하여 발사체의 현재 위치를 추적하는 시스템이며, 원격 비행중단 시스템은 발사체가 비정상적인 비행을 하거나 발사체 내부에 문제가 발생했을 경우 원격으로 발사체를 자폭시키거나, 안전한 곳으로 추락시켜 발사체의 비행을 안전하게 중단시키는 시스템이다. 원격 측정시스템은 발사체 내부의 각종 장치의 상태정보 및 센서 정보, 발사체가 지상국으로부터 받은 명령 및 데이터 등을 수집하여 지상국으로 전송하는 시스템이다[3]-[6].

원격측정시스템의 송신 데이터에는 발사체 내부 전원의 전압 및 전류, 각종 장치의 자체 점검 (BIT, built-in test) 정보 및 상태(status) 정보, 발사체 내부에 설치된 온도, 진동, 가속도 등 각종 센서의 측정 데이터, 지상국으로부터 받은 명령 및 데이터 등이 포함되어 있다. 이러한 데이터는 발사체가 정상적으로 동작 및 비행을 하는지 판단하는데 중요한 역할을 하게 되며, 지상의 추적 레이더에서 발사체를 추적한 정보와 원격측정시스템에서 수집한 데이터를 종합하여 발사체의 비행 성공 여부의 판단과 비정상적인 비행 시 소형 발사체의 비행을 원격으로 중단시킬지를 판단하게 된다. 이러한 원격측정시스템은 지상국에서 데이터를 끊기지 않고 수신하는 것이 매우 중요하다. 그렇기 때문에, 소형 발사체 및 지상국의 안테나, 송/수신 시스템 설계 과정에서 미리 링크 버짓을 통하여 수신 신호 레벨 등을 예측하는 것이 중요하다.

시선각의 변화가 없는 2개의 지상국 사이의 통신이나, 원형 편파를 사용하면서 다중 반사가 거의 없고, 시선각의 변화가 작은 환경인 위성 통신에서의 링크 버짓은 일반적으로 자유공간 손실만을 고려하여 수행하게 된다[7]-[9]. 도심 환경 통신과 같이 다중 반사가 많고, 시선각의 변화가 많은 환경의 경우 ray tracing 기반으로 손실을 계산하여 링크 버짓을 수행하게 된다 [10,11]. Ray tracing 기반의 링크 버짓은 다중 반사, 반사 손실 등 주변 환경을 모두 고려할 수 있다는 장점이 있지만, ray tracing을 위한 고가의 프로그램이 필요하게 되며, 통신 환경의 복잡성에 따라 많은 시간이 투입되어야 한다.

선형 편파와 고정된 지상국을 사용하는 소형 발사체 통신 환경은, 위성 통신이나 도심 환경 통신과는 다르게 시선각 변화가 많고, 다중 반사가 거의 발생하지 않는 특징을 가지고 있다. 이러한 통신 환경 특성 때문에, 소형 발사체 통신 환경에 대하여 ray tracing 기반의 링크 버짓을 수행할 경우, 많은 비용과 시간이 투입되게 되어 효율성이 떨어지게 되고, 자유공간 손실만을 고려하기에는 많은 시선각 변화로 인하여, 링크 버짓의 정확도가 떨어지게 된다. 그렇기 때문에, 소형 발사체 링크 버짓의 경

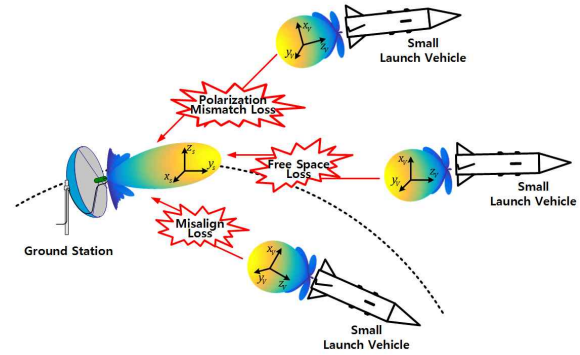


그림 1. 지상국과 소형 발사체 사이의 무선 통신 링크
 Fig. 1. Wireless communication link between ground station and small launch vehicle

우, 자유공간 손실뿐만 아니라, 편파 손실, 지향 손실도 같이 고려되어야 한다.

본 논문에서는 소형 발사체 원격측정시스템의 링크 버짓을 할 수 있는 링크 버짓 모델을 제안하고, 제안하는 모델을 바탕으로 소형 발사체 비행시험 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터를 구현하고자 한다. 제안하는 링크 버짓 모델은 비행시 시선각의 변화가 많이 발생하는 소형 발사체의 시선각을 계산하기 위한 기하학적 모델과 자유공간 손실, 편파 손실 파라미터, 지향 손실 등 전파 손실 모델로 구성되어 있다. 링크 버짓 시뮬레이터는 MATLAB으로 구현하였으며, 소형 발사체의 원격측정시스템 안테나 및 지상국 안테나의 방사 패턴, 송신기의 송신 전력, 지상국의 위치 및 소형 발사체의 예상 비행 궤적을 파라미터로 받아, 소형 발사체와 지상국 사이의 시선각, 자유공간 손실, 편파 손실 파라미터 및 지향 손실, 지상국에서의 수신 신호 레벨 등을 계산한다.

II. 소형 발사체와 지상국 사이의 기하학적 모델

그림 1은 지상국과 소형 발사체 사이의 무선 링크를 표현한 것이다. 지상국의 안테나는 고정된 자세로 설치되어 운용되고 있다고 가정하였으며, 소형 발사체는 임의의 경로를 따라 임의의 자세로 비행하고 있고, 소형 발사체의 heading(heading) 자세는 발사체의 비행 방향과 동일하다고 가정하였다. 지상국과 소형 발사체 사이의 무선 링크는 가시선 (LoS, line of sight) 링크로 가정하였으며, 전파가 전파(Propagation)하는데 있어 대기에 의한 회절, 산란, 감쇠, 비정상 전파(ducting effect 등) 및 지표면에 의한 반사 등은 고려하지 않았다. 지상국과 소형 발사체 사이의 손실 요소는 자유공간 손실, 편파 불일치에 의한 편파 손실, 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나 사이의 지향 불일치에 의한 지향 손실을 고려하였다. 편파 불일치에 의한 편파 손실과 지향 불일치에 의한 지향 손실은 지상국과 소형 발사체 안테나의 자세에 의해 결정되게 된다. 본 장에서는 편파 손실 및 지향 손실 계산에 기초가 되는 지상국과 소형 발사체 사이의 시선각 및 안테나 좌표계를 정의하고자 한다.

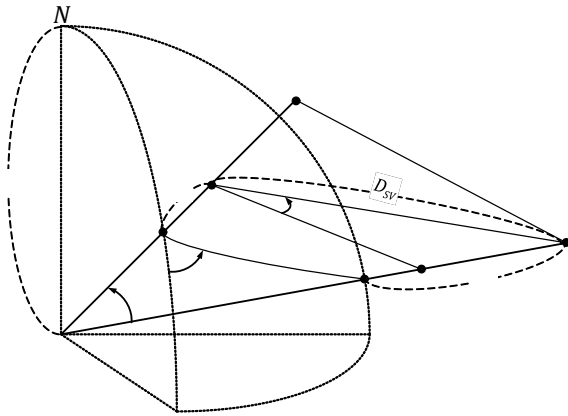


그림 2. 지상국과 소형 발사체 사이의 시선 각에 대한 기하학적 모델

Fig. 2. Geometry of look angle between ground station and small launch vehicle

2-1 지상국과 소형 발사체 사이의 시선각

그림 2는 지상국에서 소형 발사체를 바라본 시선각에 대한 기하학적 모델을 나타낸 것이다. R_E 는 지구의 반지름으로, 본문에서 지구를 반지름 6,378 km의 대원 (GC, great circle)으로 가정하였다. S 는 지표면으로부터 H_S 의 높이에 있는 지상국의 위치를 나타낸 것이며, S' 은 S 에서 지표면상에 수선을 내린 위치이다. V 는 지표면으로부터 H_V 의 높이에 있는 소형 발사체의 위치이며, V' 은 V 에서 지표면상에 수선을 내린 위치이다. S'' 은 $\overline{S'S}$ 의 연장선상에 위치하고 있으며, V' 을 포함하고 있으며 S' 에서 지표면과 평행한 평면과 $\overline{S'S}$ 가 만나는 지점이다. V'' 은 $\overline{V'V}$ 상에 위치하고 있으며, S 를 포함하고 S' 에서 지표면과 평행한 평면과 $\overline{V'V}$ 가 만나는 지점이다.

θ_{SV} 는 지구 중심 O 를 중심으로 지상국과 소형 발사체 사이의 각도이고, θ_{AZ} 는 S' 에서 V' 을 바라본 방위각이며, θ_{EL} 은 S 에서 V 를 바라본 양각, D_{SV} 는 S 와 V 사이의 거리이다. 지상국의 위치 S 는 위/경도 및 고도 (Lat_S, Lon_S, H_S)로 표현할 수 있으며, 소형 발사체의 위치 V 는 위/경도 및 고도 (Lat_V, Lon_V, H_V)로 표현할 수 있다.

지상국에서 바라본 시선각 중 방위각은 그림 2에서 지상국의 지표면상의 위치 S' 에서 소형 발사체의 지표면상의 위치 V' 을 바라본 방위각 θ_{AZ} 로 정의할 수 있다. 방위각 θ_{AZ} 는 북반구 기준으로 북극 방향이 0도, 남극 방향이 180도가 되도록 정의되며, 지상국의 지표면상 위치 $S'(Lat_S, Lon_S)$ 와 소형 발사체의 지표면상의 위치 $V'(Lat_V, Lon_V)$ 를 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다[12].

$$\theta_{AZ} = \tan^{-1} \left[\frac{\cos(Lat_V) \sin(Lon_V - Lon_S)}{\cos(Lat_S) \sin(Lat_V) - \sin(Lat_S) \cos(Lat_V) \cos(Lon_V - Lon_S)} \right] \quad (1)$$

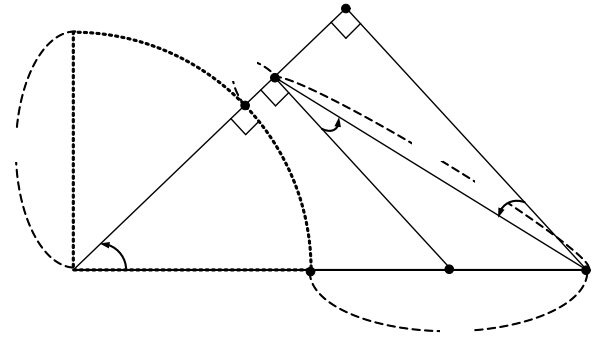


그림 3. 지상국과 소형 발사체 사이의 양각 계산을 위한 기하학적 모델

Fig. 3. Geometry for calculate elevation angle between ground station and small launch vehicle

지상국에서 소형 발사체를 바라본 시선각 중 양각은 그림 3을 이용하여 구할 수 있다. 그림 3은 그림 2에서 지구 중심 O 와 지상국의 위치 S , 소형 발사체의 위치 V 를 포함하는 평면을 나타낸 것이다. 삼각형 $OS''V$ 에서 $\overline{S''V}$ 와 $\overline{S''S}$ 는 삼각함수 \sin 및 \cos 의 정의에 의해 다음과 같이 구할 수 있다.

$$S''V = (R_E + H_V) \sin \theta_{SV} \quad (2)$$

$$\overline{S''S} = (R_E + H_V) \cos \theta_{SV} - (R_E + H_S)$$

양각 θ_{EL} 은 $\angle VSV''$ 으로 정의할 수 있으며, $\overline{SV''}$ 와 $\overline{S''V}$ 가 서로 평행이기 때문에, $\angle VSV''$ 와 $\angle SVS''$ 은 서로 같은 각도를 가지게 된다. 삼각형 $S''VS$ 에서 양각 θ_{EL} (= $\angle SVS''$)는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\tan \theta_{EL} = \frac{\overline{S''S}}{S''V} = \frac{(R_E + H_V) \cos \theta_{SV} - (R_E + H_S)}{(R_E + H_V) \sin \theta_{SV}} \quad (3)$$

$$= \cos \theta_{SV} - \frac{R_E + H_S}{R_E + H_V} = \frac{\cos \theta_{SV} - \frac{R_E + H_S}{R_E + H_V}}{\sqrt{1 - \cos^2 \theta_{SV}}}$$

$$\theta_{EL} = \tan^{-1} \left(\frac{\cos \theta_{SV} - \frac{R_E + H_S}{R_E + H_V}}{\sqrt{1 - \cos^2 \theta_{SV}}} \right)$$

수식 (3)에서 θ_{SV} 는 지상국과 소형 발사체의 지표면상의 위치 좌표인 $S'(Lat_S, Lon_S)$ 와 $V'(Lat_V, Lon_V)$ 를 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다[4].

$$\cos \theta_{SV} = \cos(90 - Lat_S) \cos(90 - Lat_V) + \sin(90 - Lat_S) \sin(90 - Lat_V) \cos(Lon_S - Lon_V) \quad (4)$$

III. 원격측정시스템 링크 버짓

3-1 자유공간 손실

일반적으로 무선 통신 시스템은 송/수신기가 가시선 상에 위치하고 있으면, 전파 모델은 가시선 링크 모델로 가정할 수 있다. 자유공간 손실 (FSL, free space loss)은 가시선 상에 있는 두 송/수신기 사이의 손실을 나타낸 것이며, 무선 통신 시스템의 링크 버짓에서 기초가 되는 파라미터이다. 자유공간 손실은 전파가 전파되는 경로상의 대기상태, 장애물 등에 의해 발생하는 반사나 회절 등을 고려하지는 못하지만, 거리에 따른 전파의 전파 손실을 예측하는데 유용하게 사용할 수 있다. 송/수신 안테나가 가시선 상에 존재하며, 반사나 회절 등의 영향이 없다고 가정했을 때에, 수신 전력 P_r 은 다음과 같이 표현할 수 있다[13].

$$P_r = \frac{G_t G_r \lambda^2}{(4\pi R)^2} P_t \quad \text{W} \quad (6)$$

수식 (6)에서 G_t 와 G_r 은 각각 송신 안테나와 수신 안테나의 이득이며, R 은 송/수신 안테나 사이의 거리, λ 는 전파되는 전파의 파장, P_t 는 송신 전력세기이다. 수신되는 전력은 거리와 주파수에 반비례한다. 자유공간 손실은 단위 이득을 가지는 송신 안테나와 단위 이득을 가지는 수신 안테나 사이의 손실로 정의할 수 있으며, 수식 (6)으로부터 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$L_{FSL} = 20 \log_{10} \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right) \text{dB} \quad (7)$$

자유공간 손실은 수식 (6)의 가시선 상의 수신 전력과 마찬가지로 안테나 사이의 거리와 주파수에 비례한다.

3-2 편파 손실

무선 통신에 사용되는 안테나는 그 목적 및 환경에 따라 다양한 편파를 사용한다. 일반적으로 송/수신단이 고정되어 있거나 송/수신단의 거리가 짧은 경우, 시스템에서는 선형 편파를 이용한다. GPS(global positioning system)와 같이 수신단이 이동하며, 수신단 안테나의 자세가 변하는 시스템에서는 원형 편파를 주로 이용한다. 송신 안테나와 수신 안테나 사이의 편파가 완벽히 일치하는 경우, 편파에 의한 손실은 없지만, 일반적으로 완벽하게 송/수신 안테나의 편파를 일치시키기는 쉽지가 않다.

그림 5는 편파 손실을 계산하기 위한 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나의 편파 벡터 모델이다. $\hat{E}_{s,v}$ 와 $\hat{E}_{s,h}$ 은 지상국 안테나의 수직, 수평 편파의 벡터이며, $\hat{E}_{v,v}$ 와 $\hat{E}_{v,h}$ 는 소형 발사체의 수직 수평 편파의 벡터이다. $\theta_{p,tilt}$ 는 지상국 안테나의

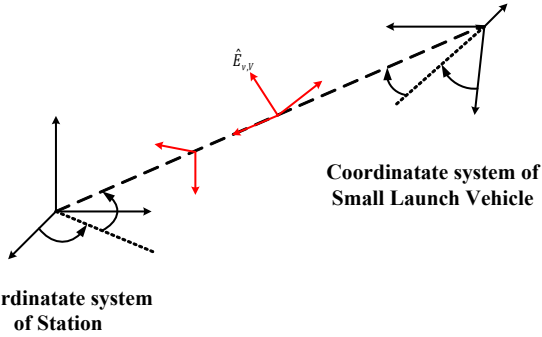


그림 4. 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나의 좌표계
Fig. 4. Antenna coordinate system of ground station and small launch vehicle

지상국과 소형 발사체 사이의 거리 D_{SV} 는 삼각형 $OS''V$ 에서 제2코사인 법칙을 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다.

$$D_{SV} = \frac{\sqrt{(R_E + H_S)^2 + (R_E + H_V)^2 - 2(R_E + H_S)(R_E + H_V)\cos\theta_{SV}}}{\quad} \quad (5)$$

소형 발사체에서 지상국을 바라본 시선각은 지상국에서 소형 발사체를 바라본 시선각과 유사하게 계산할 수 있다. 방위각의 경우, 소형 발사체의 지표면상의 위치 $V'(Lat_V, Lon_V)$ 에서 지상국의 지표면상의 위치 $S'(Lat_S, Lon_S)$ 를 바라본 방위각으로 수식 (1)을 이용하여 계산할 수 있다. 양각의 경우 수식 (3)을 이용하여 계산할 수 있다. 양각은 $-90 \sim 90$ 도의 범위를 가지며, 지표면과 수평한 방향으로 바라본 각도를 0도로 정의하기 때문에, 고도가 높은 소형 발사체에서 지상국을 바라본 양각은 음의 각도가 나오게 된다.

2-2 지상국과 소형 발사체의 안테나 좌표계

그림 4는 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나의 좌표계를 나타낸 것이다. 본 논문에서는 지상국 안테나는 지표면과 수직인 방향을 Z_s -축으로 정의하였으며, 소형 발사체 안테나는 소형 발사체의 진행 방향을 Z_v -축으로 정의하였다. 그림 4에서 $E_{s,h}$ 와 $E_{s,v}$ 는 지상국 안테나의 수평 및 수직 편파의 방향 벡터를 나타낸 것이며, $E_{v,h}$ 와 $E_{v,v}$ 는 소형 발사체 안테나의 수평 및 수직 편파의 방향 벡터를 나타낸 것이다. $\theta_{s,EL}$ 은 지상국 안테나에서 소형 발사체를 바라본 시선각에 대한 양각이며, $\theta_{s,AZ}$ 는 방위각이다. $\theta_{v,EL}$ 은 소형 발사체 안테나에서 지상국을 바라본 시선각에 대한 양각이며, $\theta_{v,AZ}$ 는 방위각이다. 지상국 안테나의 좌표계는 고정되어 있으나, 소형 발사체 안테나의 좌표계는 소형 발사체가 이동함에 따라 변하게 되며, 3장에서 소개할 편파 손실 및 지향 손실 계산시 소형 발사체의 이동 궤적에 따라 계속 계산해 주어야 한다.

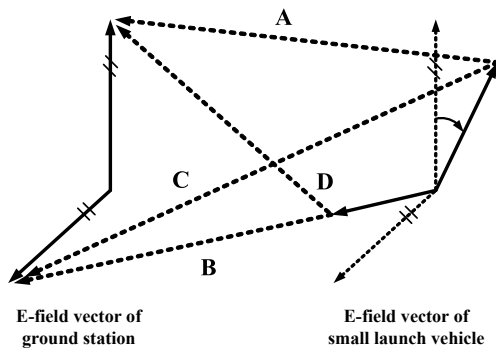


그림 5. 임의의 각 $\theta_{p,tilt}$ 로 틀어진 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나 사이의 편파 벡터
Fig. 5. Arbitrary tilted polarization vector to angle $\theta_{p,tilt}$ between ground station and small launch vehicle.

편파 벡터와 소형 발사체 안테나의 편파 벡터가 틀어져 있는 각도이다. 그림 5의 A는 소형 발사체 안테나의 수직 편파가 지상국 안테나의 수직 편파로 전달되는 경로이며, B는 소형 발사체의 수평 편파가 지상국 안테나의 수평 편파로 전달되는 경로이다. C와 D는 소형 발사체 안테나의 수직 또는 수평 편파가 지상국 안테나의 수평 또는 수직 편파로 전달되는 경로이다.

지상국 안테나의 편파 벡터와 소형 발사체 안테나의 편파 벡터의 방향이 일치하여 $\theta_{p,tilt}$ 가 0인 경우, 소형 발사체에서 송신한 전파는 A, B 경로로 지상국 안테나로 전달되며, C, D 경로로 전파되는 전파의 양은 0이 된다. 그러나, 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나의 편파가 $\theta_{p,tilt}$ 만큼 틀어져 있으면, 틀어져 있는 정도에 따라 A, B, C, D 모든 경로로 전달되는 전파가 존재하며, 극단적으로 $\theta_{p,tilt}$ 가 90 도인 경우 A, B의 경로로 전달되는 전파의 양은 0이 되며, 모든 전파가 C와 D의 경로로 전달되게 된다.

그림 5에서 송신 안테나로부터 송신된 전파의 편파 $\hat{E}_{v,H}$ 가 수신 안테나의 편파 $\hat{E}_{s,H}$ 와 $\theta_{p,tilt}$ 만큼 틀어진 경우, 송신 전파의 편파 $\hat{E}_{v,H}$ 중 일부는 $\hat{E}_{s,H}$ ($\hat{E}_{v,H \rightarrow s,H}$, 경로 B)로 전파되며, 일부는 $\hat{E}_{s,V}$ ($\hat{E}_{v,H \rightarrow s,V}$, 경로 D)로 전달된다. $\hat{E}_{s,H}$ 에서 전달되는 전파 $\hat{E}_{v,H \rightarrow s,H}$ 와 $\hat{E}_{v,H \rightarrow s,V}$ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} B : \hat{E}_{v,H \rightarrow s,H} &= \hat{E}_{v,H} \cos \theta_{p,tilt} \\ D : \hat{E}_{v,H \rightarrow s,V} &= \hat{E}_{v,H} \sin \theta_{p,tilt} \end{aligned} \quad (8)$$

수식 (8)과 마찬가지로, $\hat{E}_{v,V}$ 에서 $\hat{E}_{s,V}$ 와 $\hat{E}_{s,H}$ 로 전달되는 전파 성분인 $\hat{E}_{v,V \rightarrow s,V}$ (경로 A)와 $\hat{E}_{v,V \rightarrow s,H}$ (경로 C)는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} A : \hat{E}_{v,V \rightarrow s,V} &= \hat{E}_{v,V} \cos \theta_{p,tilt} \\ C : \hat{E}_{v,V \rightarrow s,H} &= \hat{E}_{v,V} \sin \theta_{p,tilt} \end{aligned} \quad (9)$$

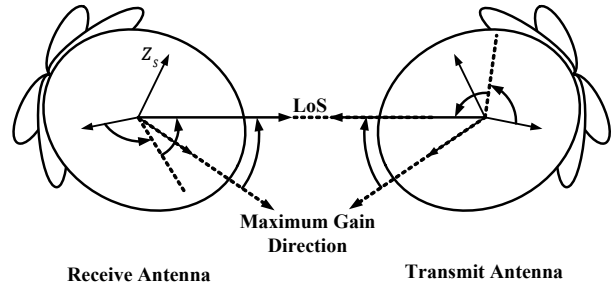


그림 6. 송수신 안테나 사이의 지향 오차
Fig. 6. Depointing error between transmit and receive antenna

3-3 지향 손실

그림 6은 송/수신 안테나 사이의 지향 오차를 표현한 것이다. 무선 통신에서 송/수신 안테나의 지향은 두 안테나가 서로 최대 이득을 가지는 방향으로 전파를 송/수신 하는 것을 의미한다. 반사 및 회절에 의한 영향을 고려하지 않은 상황에서 두 안테나가 일정한 각도로 틀어져 있는 경우, 안테나는 서로 최대 이득을 가지는 방향이 아닌 가시선 방향으로 전파를 송/수신하게 된다. 위성 통신과 같이 송/수신 안테나의 이득과 지향성이 높고, 안테나 사이의 지향이 중요한 경우, 일반적으로 다음과 같이 지향이 틀어진 각도와 송수신 안테나의 반 전력 빔 폭을 이용하여 지향 손실을 근사적으로 정의할 수 있다[14].

$$\begin{aligned} L_{point, Tx} &= 12 \left(\frac{\theta_{point, Tx}}{\theta_{3dB, Tx}} \right)^2 \\ L_{point, Rx} &= 12 \left(\frac{\theta_{point, Rx}}{\theta_{3dB, Rx}} \right)^2 \end{aligned} \quad (10)$$

위 수식에서 $\theta_{point, Tx}$ 와 $\theta_{point, Rx}$ 는 송/수신 안테나의 최대 이득 방향과 시선각 방향 사이의 각도이며, $\theta_{3dB, Tx}$ 와 $\theta_{3dB, Rx}$ 는 송/수신 안테나의 반 전력 빔폭이다. 수식 (10)은 안테나의 반 전력 빔폭이 좁으며, $\theta_{point, Tx}$ 와 $\theta_{point, Rx}$ 가 $0 \sim \theta_{3dB, Tx}$ (또는 $\theta_{3dB, Rx}$) 사이에 있는 경우에 유용하게 사용할 수 있다. 그러나, 일반적으로 소형 발사체의 원격측정시스템의 경우 송신 안테나의 경우 전 방향성 안테나를 사용하며, 지상국의 수신 안테나는 송/수신 거리에 따라 전 방향성 또는 고 지향성 안테나를 사용하기 때문에 수식 (10)은 지향 손실 계산에 적합하지 않다.

소형 발사체의 원격측정시스템의 송/수신 안테나 사이의 지향 손실을 계산하는데는 수식 (10)과 같은 근사 수식을 이용하기 보다는 실제 송/수신 안테나의 이득 패턴 및 각 안테나의 시선각을 이용하면 좀 더 정확하게 계산할 수 있다. 2장에서 소개한 지상국과 소형 발사체 사이의 시선각 및 안테나 좌표계를 바탕으로 송/수신 안테나에서 시선각 방향을 구한 후, 각 안테나의 이득 패턴에서 해당하는 이득을 이용하면, 링크 버짓 계산에서 실제 지향 오차를 정확하게 표현할 수 있다.

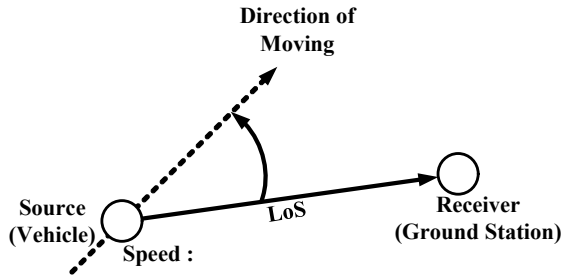


그림 7. 움직이는 물체에 대한 도플러 주파수 천이
Fig. 7. Doppler frequency shift of moving object

3-4 도플러 주파수 천이

그림 7은 움직이는 물체에 대한 도플러 효과를 나타낸 것이다. 도플러 효과는 관측자(receiver) 또는 파원(source)가 움직일 경우, 관측자에서 측정되는 신호의 주파수가 변하는 현상이며, 다음과 같은 수식으로 변화하는 주파수를 계산할 수 있다.

$$f_r = \left(\frac{c \pm v_r}{c \pm v_s} \right) f_s \tag{11}$$

수식 (11)에서 f_r 은 관측자에서 측정되는 주파수이며, f_s 은 파원에서 송신하는 주파수, v_r 은 관측자의 속도, v_s 는 파원의 속도이다. 관측자의 속도 v_r 의 부호는 관측자가 파원을 향해 이동할 경우 양수이며, 파원으로부터 멀어질 경우 음수이다. 파원의 속도 v_s 는 파원이 관측자로부터 멀어지면 양수, 가까워지면 음수이다. 본 논문에서는 관측자 (지상국 안테나)는 움직이지 않고 고정되어 있기 때문에 수식 (11)을 다음과 같이 수정하여 사용할 수 있다.

$$f_r = \left(\frac{c}{c \pm v_s} \right) f_s \tag{12}$$

수식 (11)과 수식 (12)는 파원과 관측자가 동일 선상에 위치할 경우를 나타낸 수식이다. 그림 7과 같이 파원이 관측자와 임의의 각도 $\theta_{doppler}$ 를 가지고 움직일 경우, 파원의 속도는 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$v_{s, \theta_{doppler}} = v_s \cdot \cos \theta_{doppler} \tag{13}$$

수식 (12)와 (13)를 이용하여, 파원이 관측자와 임의의 각도로 이동할 경우, 관측자에서 측정되는 주파수는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$f_r = \left(\frac{c}{c - v_s \cos \theta_{doppler}} \right) f_s \tag{14}$$

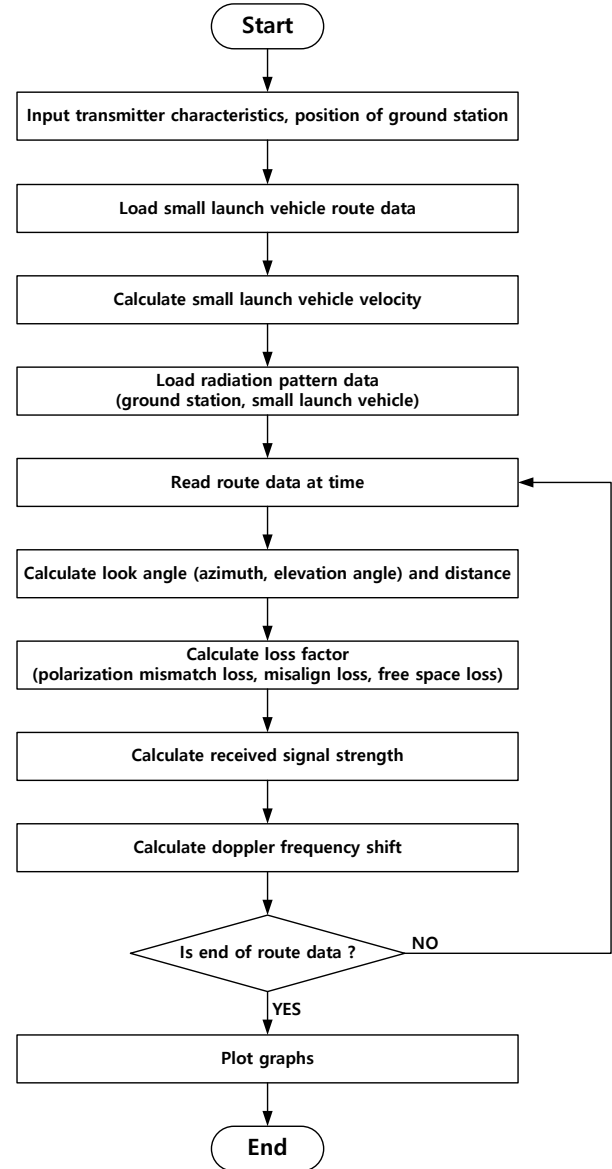


그림 8. 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터 동작 순서도
Fig. 8. Block diagram of telemetry link budget simulator

IV. 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터 구현

3-1 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터 구현

그림 8은 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터의 동작 순서도를 나타낸 것이다. 링크 버짓 시뮬레이터는 먼저 소형 발사체의 송신기 특성(송신 주파수, 송신 출력)과 지상국의 위치를 입력받는다. 다음으로 소형 발사체의 비행 궤적 데이터(위도, 경도, 고도, 시간)가 저장된 데이터 파일을 읽어 변수에 저장한 후, 수식(5)를 이용하여 소형 발사체의 속도를 계산한다. 다음 단계로는 지상국 및 소형 발사체 안테나의 3차원 이득 패턴 정보(주편파, 교차편파)가 저장된 데이터 파일을 읽는다.

* Small Launch Vehicle Route				* Co Polarization Gain Pattern (dBi)				
Time (s)	Latitude	Longitude	Height	Theta/Phi	0	1	2	3
0	36.9200	126.2000	0.00	0	5.6001	5.6001	5.6001	5.6001
1	36.9188	126.1988	0.09	1	5.59784	5.59786	5.59787	5.59788
2	36.9175	126.1975	0.19	2	5.5915	5.59153	5.59156	5.59159
3	36.9163	126.1963	0.30	3	5.58106	5.58111	5.58116	5.58121
4	39.9151	126.1951	0.45	4	5.56653	5.56661	5.56669	5.56677
5	36.9139	126.1939	0.67	5	5.54793	5.54803	5.54814	5.54825
6	36.9126	126.1926	1.02	6	5.52524	5.52538	5.52552	5.52567
7	36.9114	126.1914	1.25	7	5.49849	5.49866	5.49884	5.49903
8	36.9102	126.1902	2.54	8	5.46769	5.4679	5.46812	5.46835
9	36.9090	126.1890	3.99					
10	36.9077	126.1877	4.89					

(a) (b)

그림 9. 입력 데이터 파일 예시 - (a) 소형 발사체 궤적, (b) 안테나 이득 데이터

Fig. 9. Example of input data file - (a) small launch-vehicle route, (b) antenna gain pattern

링크 버짓 시뮬레이터에서 계산의 기준은 소형 발사체의 비행 궤적 데이터상의 시간 정보 t_x 가 된다. 기준 시간 t_x 에 대하여 소형 발사체의 자세 및 지상국에서 소형 발사체를 바라본 시선각과 거리, 소형 발사체에서 지상국을 바라본 시선각을 수식 (1) 과 수식 (3), 수식 (5)를 이용하여 계산한다. 편파 손실(L_{pol})은 앞서 계산한 소형 발사체의 자세를 바탕으로 계산하며, 지향 손실(L_{point})은 소형 발사체의 자세와 시선각을 바탕으로 계산한다. 자유공간 손실(L_{FSL})은 지상국과 소형 발사체 사이의 거리를 바탕으로 수식 (7)을 이용하여 계산한다. 계산한 손실들을 바탕으로 지상국 안테나와 소형 발사체 안테나 사이의 전체 무선 링크 손실(L_{total})을 다음과 같이 계산한다.

$$L_{total} = L_{FSL} + L_{point} + L_{pol} \text{ (dB)} \tag{15}$$

수식 (15)의 무선 링크 손실과 소형 발사체 송신기의 송신 출력($P_{tx, dBm}$)을 바탕으로 다음과 같이 지상국에서 수신하는 수신신호의 크기($P_{recv, dBm}$)를 계산한다.

$$P_{recv, dBm} = P_{tx, dBm} - L_{total} \tag{16}$$

도플러 주파수 천이는 앞서 계산한 소형 발사체의 자세와 속도를 바탕으로 수식 (14)를 이용하여 계산한다. 모든 비행 궤적 데이터에 대하여 편파 손실, 지향 손실, 자유공간 손실 및 지상국에서의 수신 신호 크기, 도플러 주파수 천이를 반복적으로 계산한다.

그림 9는 시뮬레이터 입력 데이터 파일의 예를 나타낸 것이다. 그림 9의 (a)는 소형 발사체의 비행 궤적 데이터 파일의 예시이다. 소형 발사체의 비행 궤적 데이터 파일에는 초 단위의 시간과 각 시간에 따른 소형 발사체의 비행 위치에 대한 위/경도, 고도 데이터로 구성되어 있다. 그림 9의 (b)는 지상국 및 소형 발사체 안테나의 주변편파와 교차편파에 대한 3차원 이득 데이터 파일의 예시이다. 각 안테나의 3차원 이득 데이터는 구면 좌표계 θ 와 ϕ 에 대하여 dBi 단위의 이득값으로 구성되어 있으며, θ 와 ϕ 의 범위는 $0 \sim 360$ 도 (또는 $-180 \sim 180$ 도)이다.



그림 10. 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터 실행 화면
Fig. 10. Telemetry link budget simulator

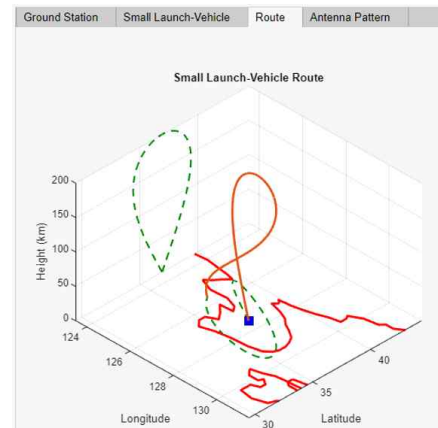


그림 11. 예제 시뮬레이션을 위한 소형 발사체의 비행 궤적
Fig. 11. Flight route of small launch-vehicle for example simulation

3-2 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터 구현 결과

그림 10은 Matlab으로 구현된 원격측정시스템 링크 버짓 시뮬레이터를 나타낸 것이다. 그림 10의 왼쪽은 시뮬레이션 설정 부분이며, 오른쪽은 시뮬레이션 결과이다. 시뮬레이션 설정은 지상국의 위치와 안테나 패턴 파일, 안테나 지향 방향을 설정하는 탭과 소형 발사체의 궤적 파일 및 안테나 패턴 파일을 설정하는 탭, 소형 발사체의 궤적 및 지상국과 소형 발사체의 안테나 패턴을 확인할 수 있는 탭으로 구성되어 있다.

시뮬레이션 결과 부분은 지상국과 소형 발사체 사이의 시선각(양각, 방위각) 및 거리, 소형 발사체의 속도를 확인할 수 있는 기하학적 시뮬레이션 결과 탭과 자유공간 손실 및 편파 손실 파라미터, 지향 손실 및 전체 손실을 확인할 수 있는 링크 버짓 결과 #1 탭, 도플러 주파수 천이 및 수신 신호 레벨을 확인할 수 있는 링크 버짓 결과 #2 탭으로 구성되어 있다.

그림 11은 예제 시뮬레이션을 위한 소형 발사체 궤적을 나타낸 것이다. 소형 발사체의 궤적은 임의로 생성하여 사용하였다. 소형 발사체가 위/경도 127.5, 36.92에서 발사되어 고도 200 km까지 상승한 후, 비행하여 위/경도 125.6, 36.92까지 비행하는 것으로 비행궤적을 생성하였으며, 지상국의 위는 소형 발사체의 초기 발사 위치로 설정하였다.

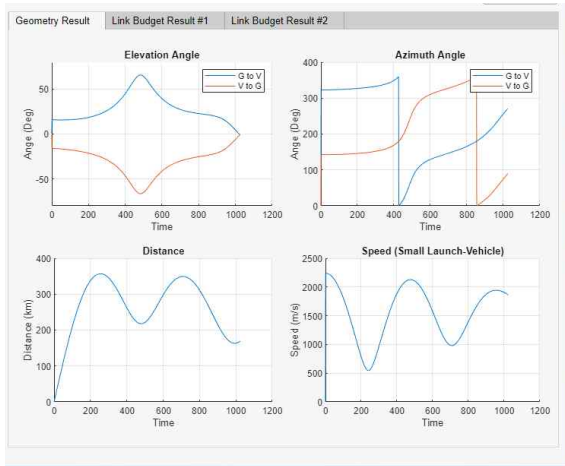


그림 12. 기하학적 시뮬레이션 결과 ; 지상국에서 소형 발사체 사이의 양각, 방위각, 지상국과 소형 발사체 사이의 거리, 소형 발사체의 속도

Fig. 12. Geometrical simulation result ; elevation angle, azimuth angle, distance between ground station and small launch vehicle, velocity of small launch vehicle

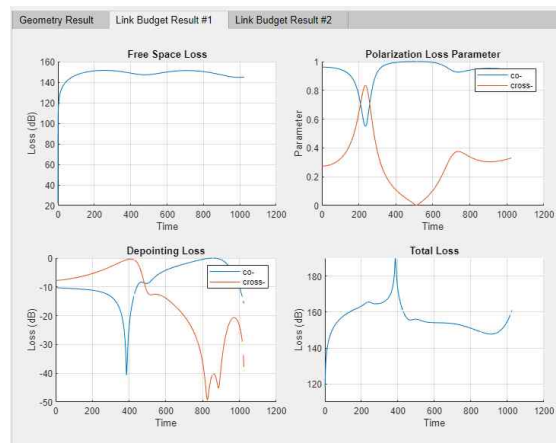


그림 13. 전기적 시뮬레이션 결과 #1; 자유공간 손실, 편파 손실 파라미터, 지향 손실, 전체 손실

Fig. 13. Electrical simulation result #1; free space loss, polarization loss parameter. depointing loss, total loss

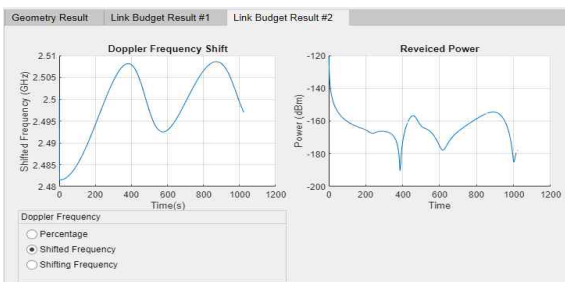


그림 14. 전기적 시뮬레이션 결과 #2; 도플러 주파수 천이, 수신 신호 레벨

Fig. 14. Electrical simulation result #2; doppler frequency shift, received power level

예제 시뮬레이션을 위한 소형 발사체의 안테나는 0 dBi를 가지는 반과장 다이폴 안테나로 가정하였으며[15]. 지상국의 안테나는 최대 이득 4 dBi를 가지는 평면형 슬롯 안테나로 가정하였다.[16]. 또한, 소형 발사체 원격측정장치의 주파수는 2.5 GHz, 송신기 출력은 0 dBm으로 설정하였다.

그림 12는 기하학적 시뮬레이션 결과 창이다. 기하학적 시뮬레이션 창에서 왼쪽 상단 그래프는 지상국과 소형발사체 사이의 양각을 나타낸 것이며, 오른쪽 상단 그래프는 지상국과 소형 발사체 사이의 방위각을, 왼쪽 하단 그래프는 지상국과 소형 발사체 사이의 거리, 오른쪽 하단 그래프는 소형 발사체의 속도를 나타낸 것이다.

그림 13은 전파손실에 대한 전기적 시뮬레이션 결과를 나타낸 것이다. 그림 13의 (a)는 시간에 따른 자유공간 손실, (b)는 편파 부정합에 의한 손실 파라미터, (c)는 지향 오차에 의한 손실, (d)는 전체 손실이다. 자유공간 손실은 최대 151 dB, 지향 오차 손실은 최대 40 dB가 나타났으며, 전체 전파 손실은 190 dB가 나타났다. 위 시뮬레이션 결과로 보면 자유공간 손실이 전체 전파 손실에 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다.

그림 14는 도플러 주파수 및 지상국에서 수신하는 수신 신호 레벨에 대한 전기적 시뮬레이션 결과를 나타낸 것이다. 그림 14의 (a)는 시간에 따른 도플러 주파수이며, (b)는 수신 신호 레벨에 대한 시뮬레이션 결과이다. 시뮬레이션 결과, 도플러 주파수 천이는 2.5 GHz 중심주파수에서 최대 약 18 MHz (중심 주파수 대비 0.74%)가 나타났으며, 지상국에서 수신되는 신호의 세기는 -190 dBm 이상으로 나타났다.

V. 결론

본 논문에서는 소형 발사체 원격측정시스템 링크 버짓을 위한 모델을 제안하고, 제안한 모델을 기반으로 링크 버짓 시뮬레이터를 구현하였다. 제안한 링크 버짓 모델은 지상국 및 소형 발사체의 시선각을 계산하기 위한 기하학적 모델과 전파 손실 모델로 구성되어 있다. 전파 손실 모델은 다중 반사가 적고, 시선각 변화가 많은 소형 발사체 비행 환경에 적합하도록 자유공간 손실과 시선각 및 안테나의 3차원 방사패턴을 기반으로 하는 편파 손실, 지향 손실로 구성되어 있다. 링크 버짓 시뮬레이터는 Matlab으로 구현하였으며, 지상국의 위치, 소형 발사체의 궤적, 안테나의 이득 패턴 등을 파라미터로 받아, 소형 발사체의 자세 및 시선각, 자유공간 손실 및 편파 손실 파라미터, 지향 손실, 지상국에서의 수신 전력 등을 계산한다. 계산한 결과를 바탕으로 실제 비행간 원격측정시스템의 수신 전력을 예측해 볼 수 있으며, 지상국 및 소형 발사체의 원격측정시스템을 설계하는데 기초 자료로 활용될 수 있다.

제안한 링크 버짓 모델 및 시뮬레이터의 경우, 아직 실제 계측 데이터를 기반으로 검증이 이루어지지 않아, 그 성능에 대한 검증 및 보완의 단계가 필요하다. 추후 연구에서는 편파 및

지향 손실에 대한 실험 및 실제 소형 발사체 비행을 통하여 계측된 데이터를 바탕으로 전파 손실 모델 및 시뮬레이터의 검증을 진행할 계획이다. 다양한 실험을 통하여 제안한 링크 버짓 모델 및 시뮬레이터에 검증이 완료된다면, 소형 발사체의 원격측정시스템뿐만 아니라, 다양한 비행체에 대한 무선 통신 시스템 설계 등 다양한 분야에서 활용이 가능할 것으로 기대된다.

References

- [1] Raytheon Missile Systems, Explanation of experiments and need for experimental license for use of several frequency bands for lab and factory missile communications testing, [Internet] Available : <https://apps.fcc.gov/els/GetAtt.html?id=187204&x=>.
- [2] Y. J. Bae, D. H. Kim, and Y. T. Choi, "The development trend of flight termination system of space launch vehicle," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 13, No. 2, pp. 178~185. Nov. 2015. Retrieved from <https://dl.nanet.go.kr/SearchDetailView.do?cn=KINX2 016065472#none>
- [3] D.-S. Cho and S.-W. Rha, "Development of video transmission system for rocket," *The Institute of Electronics Engineers of Korea – Telecommunications*, Vol. 46, pp. 60-65, 2009. Retrieved from <https://koreascience.kr/article/JAKO200909651052580.page>
- [4] O.-H. Park, B. Nho, and G. Kang, "Study of flight test instrumentation data telemetry on the aircraft", in *KSAS 2018 Fall Conference*, Jeju: Korea, p.1219-1220, 2018.
- [5] J.-S. Kang and M.-Y. Rhee, "A study on the airborne PCM telemetry system", *The Journal of The Korean Institute of Communication Sciences*, Vol. 8, pp.1-11, 1983. Retrieved from <https://koreascience.kr/article/JAKO198311920629583.page>
- [6] D.-H. Lee, T. Oh, D.-H. Park, H.-K. Lee, D.-H. Park, and H.-J Song, "Test-bed design for the evaluation of wireless communication system on small launch vehicle," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 22, No. 4, pp. 311-318, Aug. 2018. Retrieved from https://koni.or.kr/index.php?hCode=REF_07_02
- [7] D. Kim and D. Song, "User link design and link budget analysis of military low earth orbit satellite communication system," *The Journal of Korean Institute of Communications and Information Science*, Vol. 48, No. 05, pp. 607-611, May. 2023. DOI: <https://doi.org/10.7840/kics.2023.48.5.607>
- [8] J.-T. Youn, Y. Kim, H. Park, and J. Park, "Radio transmission link design based on a test bed considering a multi-beam active phase array antenna," *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, Vol.25, No.11, pp.1574-1580, Nov. 2021. DOI: <http://doi.org/10.6109/jkiice.2021.25.11.1574>
- [9] D. Yoon, "Development of ground system to improve link reliability of flight termination system for guided missiles," *Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering*, Vol. 24, No. 7, pp. 891-897, Jul. 2020. DOI: <http://doi.org/10.6109/jkiice.2020.24.7.891>
- [10] K.-T. Park, H.-H. Lee, J.-W. Lee, J.-H. Kwon, C.-H. Hyung, and J.-H. Hwang, "Path loss prediction applying empirical model in civil buildings with external trees," *The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science*, Vol. 34, No. 5, pp. 399-408, May. 2023. DOI: <http://dx.doi.org/10.5515/KJKIEES.2023.34.5.399>
- [11] S. Ma, H. Cheng, and H. Lee, "A practical approach to indoor path loss modeling based on deep learning," *Journal of Computing Science and Engineering*, Vol.15, No.2, pp.84-95, June. 2021. DOI: <http://dx.doi.org/10.5626/JCSE.2021.15.2.84>
- [12] G. Maral, M. Bousquet, and Z. Sun, *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*, 5th. ed, NJ : WILEY, Ch. 2, pp. 35-41.
- [13] D. M. Pozar, *Microwave Engineering*, 4th ed. Danvers, NJ : WILEY, Ch.14, pp. 673, 2007.
- [14] G. Maral, M. Bousquet, and Z. Sun, *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*, 5th. ed, NJ : WILEY, Ch. 5, p. 175.
- [15] C. A. Balanis, *Antenna Theory : Analysis and Design*, 4th ed. Danvers, NJ : WILEY , Ch. 4, pp. 176-179, 2016.
- [16] T. Oh, Y.-G. Lim, C.-B. Chae, and Y. Lee "Dual-polarization slot antenna with high cross-polarization discrimination for indoor small-cell MIMO systems," *IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters*, Vol. 14, pp. 374-377, 2015. DOI: 10.1109/LAWP.2014.2364517



오 택 근 (TaeckKeun Oh)

2010년 2월 : 인하대학교 전자공학과 (공학사)

2015년 2월 : 연세대학교 전자전기공학과 (공학석사)

2015년 1월 ~ 현재 : LIG넥스원 선임연구원

※ 관심분야 : 마이크로파 회로해석 및 설계, 위상배열 안테나 시스템, 디지털 및 아날로그 신호처리, 임베디드 시스템



이 유 상 (You-Sang Lee)

2006년 2월 : 경희대학교 컴퓨터공학과 (공학사)

2006년 2월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원

※ 관심분야 : 유도무기, 탄 체계



이 대 현 (Dae-Hyun Lee)

2008년 2월 : 경희대학교 동서의료공학과 (공학사)

2010년 2월 : 경희대학교 동서의료공학과 (공학석사)

2013년 5월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원

※ 관심분야 : 유도무기, 탄 체계, 신호처리, 임베디드 시스템



이 온 수 (Onsoo Lee)

2007년 2월 : 한양대학교 기계공학과 (공학사)

2019년 8월 : 한양대학교 기계공학과 (공학석사)

2006년 12월 ~ 현재 : LIG넥스원 수석연구원

※ 관심분야 : 유도무기 체계설계, 구조설계, 동특성 분석