JKIICE Journal of the Korea Institute of Information and Communication Engineering

한국정보통신학회논문지 Vol. 24, No. 7: 891~897, Jul. 2020

유도무기 비행종단시스템의 통신 신뢰도 향상을 위한 지상국 시스템 개발

윤동식*

Development of Ground System to Improve Link Reliability of Flight Termination System for Guided Missiles

Dongsik Yoon*

*Researcher, The 5th R&D Institute, Agency for Defense Development, Taean 32143, Korea

요 약

비행종단시스템은 지상국과 탑재체로 구성되며, 발사체가 계속 비행하는 것이 위험하다고 판단할 경우 강제로 비행을 종단시키는 역할을 한다. 이를 위해서는 비행 구간 내내 일정 수준 이상의 통신 신뢰도를 유지하여야 하나, 국내 유도무기 시험장에서는 점차 요구 성능이 늘어남에 따라 해당 조건을 일부 충족하지 못했다. 본 논문에서는 비행종단시스템의 링크 버짓을 분석하였고, 필요한 링크 마진을 확보할 수 있도록 지상국에 해당하는 비상종료 명령 송신 시스템을 설계 및 개발하였다. 이후 탑재체에서의 수신 신호세기를 측정하여 기존 송신시스템과의 성능을 비교하였으며, 이로써 비행종단시스템의 통신 신뢰도가 향상되었음을 확인하였다.

ABSTRACT

A flight termination system, which consists of ground and vehicle systems, forcibly terminates flight if it is deemed dangerous. In order to accomplish this, the system should maintain the link reliability above a certain level throughout the whole flight. However, the national proving ground for guided missiles could not fully meet that condition because of the gradually improving performance criteria. In this paper, we have analyzed the link budget for the flight termination system. Furthermore, we have designed and developed an emergency destruction command transmitter system, which is a ground system of the flight termination system, to provide the necessary link margin. Afterwards, we measured the received signal strength at the vehicle system and compared it with that of the existing transmitter system. We hereby confirmed that the link reliability of the flight termination system improved.

키워드 : 비행종단시스템, 통신 신뢰도, 링크 마진, 링크 버짓, 수신 신호세기

Keywords : Flight Termination System, Link Reliability, Link Margin, Link Budget, Received Signal Strength

Received 11 March 2020, **Revised** 30 March 2020, **Accepted** 28 April 2020

* **Corresponding Author** Dongsik Yoon(E-mail:dsyoon@add.re.kr, Tel:+82-41-671-2105)
Researcher, The 5th R&D Institute, Agency for Defense Development, Taean 32143, Korea

Open Access http://doi.org/10.6109/jkiice.2020.24.7.891 print ISSN: 2234-4772 online ISSN: 2288-4165

ⓒThis is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/li-censes/by-nc/3.0/) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.
Copyright Ⓒ The Korea Institute of Information and Communication Engineering.

Ⅰ. 서 론

비행종단시스템(FTS: Flight Termination System)은 우주발사체, 시험용 유도무기 등 발사체가 비행하는 과정에서 예상 비행 궤적을 벗어나 사전 설정된 안전구역을 이탈하거나 비정상 상황이 발생했을 경우, 의도치 않은 곳에 추락하여 인적, 물적 피해가 발생하는 것을 방지하기 위한 안전장치로서 비행을 종단시키는 시스템이다[1]. FTS는 지상에서 원격 명령 신호를 송신하는 지상국(Ground System), 해당 신호를 발사체에서 수신하고 처리하는 탑재체(Vehicle System)로 구성된다[2].

비상상황 발생 시 비행 통제원이 지상국에서 비상종료(ED: Emergency Destruction) 명령을 인가할 경우 탑재체에서는 수신안테나를 통해 해당 명령을 수신 및 해독하고, 장착된 소량의 폭약을 기폭시킴으로써 비행체를 분리시킨다. 지상국과 탑재체 간에는 비행 내내 통신 연결을 유지하여 정상상태 신호를 송·수신하도록 되어 있으며, 미리 정해진 수 초 간 통신이 두절될 경우 탑재체에서는 통제 불능 상태로 간주하여 자체적으로 자동폭파(SD: Self Destruction) 명령을 내린다. 따라서 비행 전 구간 동안 일정 수준 이상의 통신 신뢰도(Reliability)를 유지하여야 한다.

현 국내 유도무기 시험장에서는 점차 다수의 유도무기 체계가 개발됨에 따라 발사체의 종류, 비행 궤적, 사거리, 고도, 발사지, 탄착지 등이 다양해져 기존 운용 중인 FTS의 한계를 보이고 있다. 본 논문에서는 실제 유도무기 비행시험 수행 시 운용하는 기존 FTS의 규격 및 통신 신뢰도를 나타내고, 이를 개선하기 위해 FTS 구성 중 지상국에 해당하는 비상종료 명령 송신시스템의 요구성능을 분석한다. 이를 바탕으로 신규 송신시스템을 설계 및 개발하고, 기존 송신시스템과의 성능을 비교한다.

Ⅱ장에서는 비상종료 명령 송신시스템의 전반적인 구성 및 각 장치의 기능에 대해 설명한다. Ⅲ장에서는 일정 수준 이상의 통신 신뢰도를 만족하는 신규 송신시스템 설계를 위해, 다중경로 간섭으로 인한 손실 등을 고려하여 링크 버짓을 분석 및 비교한다. Ⅳ장에서는 설계한 대로 제작한 신규 송신시스템의 실제 성능 개선 효과를 확인하기 위해 동일한 제원 및 비행궤적을 가진 발사체 내 탑재체에서의 실제 수신 신호세기를 기존 송신시스템과 비교하고, Ⅴ장에서 결론을 맺는다.

Ⅱ. 비상종료 명령 송신시스템

비상종료 명령 송신시스템은 그림 1과 같이 비상종료 명령발생기, 통제장치, 송신장치, 고출력증폭장치(HPA: High Power Amplifier), 페데스탈 및 송신안테나, 안테나제어장치, 모니터링장치 등으로 구성된다.

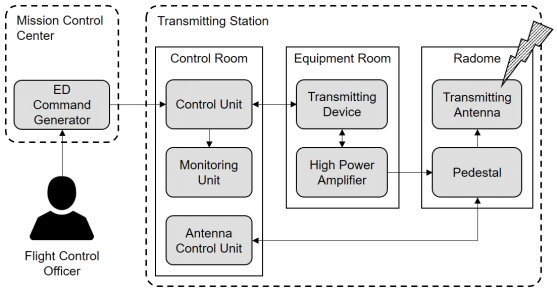

Fig. 1 Ground System of the Flight Termination System

2.1. 비상종료 명령발생기

비행 통제원이 상황에 맞게 판단하여 ED 명령을 인가하는 장치인 비상종료 명령발생기는 비행시험 통제소(MCC: Mission Control Center)에 위치한다. 해당 명령은 광통신을 통해 통제장치로 전달된다. ED 명령 인가를 위해서는 사전에 ED 준비 버튼을 눌러야 하며, ED 준비 활성화 시 통제장치에서의 자체적인 제어는 불가능하다.

2.2. 통제장치

통제장치는 비상종료 명령 송신소의 통제실에 위치하며, 장비 운용자가 전반적인 송신시스템 구성 장비들의 전압, 전류, 명령 상태 등을 확인할 수 있다. 운용자는 redundancy를 위해 이중화된 각 송신기의 전원을 제어할 수 있으며, 비상종료 명령발생기의 ED 준비 비활성화 시 ED 명령 또는 탑재체의 SD 점검을 위해 무변조 신호를 송출하는 송신중단 명령을 인가할 수도 있다. 해당 명령 또는 비상종료 명령발생기로부터 전달받은 명령은 송신소의 장비실에 위치한 송신장치로 다시 전달된다.

2.3. 송신장치

비상종료 명령 송신소의 장비실에 위치하는 송신장치는 통제장치로부터 특정 명령을 전달받으면 해당 명령 코드를 encoder에서 생성하는 역할을 한다. 송신시스

템의 명령 신호는 UHF 대역에서 PCM/FM(Pulse Code Modulation/Frequency Modulation)으로 널리 알려져 있는 CPFSK(Continuous Phase Frequency Shift Keying) 변조 기법을 사용하여 송신하고 있으며, 이는 1970년대 이후 유명한 텔레메트리 변조 기법으로 미국 RCC(Range Commanders Council)의 권고사항이기도 하다[3, 4].

송신장치 내부에는 생성 코드 및 출력에 이상이 없는지 자체적으로 검증하는 수신기가 포함된다. 송신 경로는 이중화되어 있으며, 송신 중인 경로에 오류가 감지되면 다른 경로로 자동 변환된다.

2.4. 고출력증폭장치

시스템의 신뢰성을 높이기 위해 이중화되어있는 HPA는 장비실에 위치하며, 송신장치에서 생성된 무선 주파수(RF: Radio Frequency) 신호를 증폭시켜 송신안테나로 전송한다. 이때 일정한 출력을 얻을 수 있도록 자동레벨 제어(ALC: Automatic Level Control) 기능을 수행한다. HPA의 최종 출력은 일부 분기되어 송신장치의 수신기로 전달되며, 신호를 해독하고 프레임동기 상태 및 출력 값을 확인하여 이상 여부가 파악된다.

2.5. 페데스탈 및 송신안테나

실외에 위치하는 페데스탈은 레이돔으로 보호되며, 페데스탈에 설치된 송신안테나의 지향 방향을 조정할 수 있도록 방위각 및 고각 모터가 내장되어 있다. 송신안테나의 3-dB 빔폭은 각각 40° 이상으로, 비행체를 정밀 추적하지 않더라도 명령 신호가 원활히 수신되도록 하였다. 송신안테나 편파는 좌원형편파(LHCP: Left Hand Circular Polarization)이다.

2.6. 안테나제어장치

통제실에 위치하는 안테나제어장치는 운용자가 지상국 및 탑재체 간 이루는 각도, 탑재체의 수신안테나 배치 등을 고려하여 송신안테나의 방위각 및 고각 지향 방향을 설정하면, 이에 맞게 조정하도록 페데스탈에 명령을 내린다.

2.7. 모니터링장치

통제실에 위치하는 모니터링장치는 운용자가 송신시스템의 상태와 발사체의 비행 상황을 파악하기 위해 크게 세 가지로 구성된다.

우선 통제장치로부터 수집된 각 장비들의 전압, 전류, 출력 등을 실시간으로 확인하고 저장할 수 있는 시스템 감시장치가 있다. 이는 운영체제가 포함된 컴퓨터이며, 통제장치를 제어할 수 없도록 단방향으로 수신만 가능하다.

두 번째로, 송신안테나를 통해 최종 송출되는 명령 신호의 코드 및 출력에 이상이 없는지 검증하기 위한 송신신호 모니터링장치가 있다. 송신소로부터 수 km 떨어진 장소에 탑재체에 포함되는 것과 동일한 수신안테나를 설치한 후, 이로부터 수신된 신호를 FM 복조하여 명령 코드 및 수신 신호세기를 검출한다. 해당 결과는 통제실에 있는 운용자가 실시간 확인 가능하다.

마지막으로 발사점, 탄착점, 선박 위치, 텔레메트리 수신 및 레이더 추적 정보 등 비행시험 상황을 표 및 지도 위에 전시하는 가시화장치가 있다. 이를 통해 비행궤적, 비행체의 각종 상태 및 탑재체의 명령 수신 상태 등을 실시간으로 파악할 수 있다.

Ⅲ. 신규 송신시스템 설계

국내 유도무기 시험장에서 운용 중인 FTS는 점차 개발되는 다양한 유도무기 체계의 비행시험을 수행함에 있어 성능 한계를 보이고 있다. 이러한 FTS의 통신 신뢰도를 향상시키기 위해 지상국에 해당하는 비상종료 명령 송신시스템의 최적 요구 성능을 도출하고, 이를 만족하는 송신시스템을 설계하고자 한다.

3.1. 통신 신뢰도

FTS 설계를 위해서는 일정 수준 이상의 통신 신뢰도 유지를 위한 최적의 요구 성능을 도출하는 것이 필요하다. 미국 RCC에서는 FTS가 신뢰수준(Confidence Level) 95%일 때 99.9% 이상의 통계적 예측 신뢰도를 갖고, 탑재체 수신기에서는 비행종단 임무 종료 시까지 비행 기준궤적 상의 매 위치마다 12dB 이상의 링크 마진을 유지하도록 권고하고 있다[5]. 실제 미국 대부분의 유도무기 FTS 시험장에서는 비트 오류율(BER: Bit Error Rate)이 10^{-6}일 때 최소 12dB의 링크 마진을 가지고 있다[3].

디지털 통신 시스템에서의 RF 링크 통신 신뢰도는 특정 디지털 변조 기법과 연관된 BER로 평가할 수 있으며, 이는 수신기에서의 신호 대 잡음비(SNR: Signal to Noise Ratio)와 관련되어 있다[6]. 현 시스템에 적용된

변/복조 기법에서 10^{-6}의 BER을 만족하기 위해 요구되는 SNR은 약 13dB이며, 이는 12dB 이상의 링크 마진 조건을 충족하기 위해서는 실제 수신기에서 수신되는 SNR 값이 전 비행 구간에서 25dB 이상 되도록 설계해야 한다는 의미이다. dB 단위로 표현한 SNR은 식 (1)과 같이 계산할 수 있다.

$$SNR = 10\log_{10}\left(\frac{E_b}{N_0}\right) = P_{TX} - 30 + G_{TX} + G_{RX} - L_{FS} - 10\log_{10}(kT_SR) \quad (1)$$

이때 E_b는 비트 당 에너지, N_0는 잡음 전력 밀도, P_{TX}는 송신출력, G_{TX}는 송신안테나 이득, G_{RX}는 수신안테나 이득, L_{FS}는 경로손실, k는 볼츠만 상수, T_S는 안테나 잡음온도와 수신기 잡음온도의 합인 시스템 잡음온도, R은 bit rate이다.

그 중, L_{FS}는 dB 단위로 나타낸 자유공간 손실을 의미하며 식 (2)를 통해 계산할 수 있다[7].

$$L_{FS} = 20\log_{10}\left(4\pi\frac{D}{\lambda}\right) \quad (2)$$

이때 D는 송·수신안테나 간 통신 거리, λ는 캐리어 주파수의 자유공간 파장이다.

한편, 링크 마진은 수신기가 해독할 수 있는 최소 수신전력, 즉 수신감도(Receiver‘s Sensitivity) 대비 예상되는 실제 최소 수신전력이 얼마나 더 높은지를 의미하기도 한다[8]. 예를 들어 어떤 통신 시스템의 링크 마진이 15dB이면, 외부 요인 등으로 인해 송신기와 수신기 간 감쇠가 추가적으로 15dB까지 발생하더라도 시스템이 정상 동작할 수 있다는 뜻이다. 이러한 링크 마진에는 송신시스템 및 수신기의 안테나 이득 같은 RF 특성, 연기 또는 화염 감쇠로 인한 경로 손실, 비행 궤적 등이 영향을 끼친다.

시스템을 설계할 때 특정 값 이상의 링크 마진을 확보하려면 우선 링크 버짓을 계산해야 한다. 링크 버짓은 두 노드 간 통신 링크에서의 다양한 이득 및 손실들을 나타내며, 안정적인 통신 연결을 위해 필요한 전력 또는 안테나 이득이 얼마인지를 계산하는 데 사용된다. 이를 표현하면 식 (3)과 같다[7].

$$P_{RX} = P_{TX} + G_{TX} - L_{TX} - L_{FS} - L_M + G_{RX} - L_{RX} \quad (3)$$

이때 P_{RX}는 수신전력, L_{TX}는 송신기 손실(케이블, 커넥터, divider 등), L_M은 기타 손실, L_{RX}는 수신기 손실(케이블, 커넥터 등)을 나타낸다.

3.2. 다중경로 손실

장거리 해상 통신 환경에서는 자유공간 손실을 반영한 직접파 뿐 아니라 해수면 반사파에 의한 다중경로 간섭이 존재하므로, 2-Ray 모델을 고려하여 링크 마진을 추가 확보해야 한다[9]. 송·수신안테나가 서로 수십~수백 km 떨어져 있는 경우에는 그림 2와 같이 지구 곡률을 반영한 구형 지구 모델을 사용함으로써 보다 정확한 예측이 가능하다[10]. 이때 h_{tx}는 송신안테나의 고도, h_{rx}는 수신안테나의 고도, d는 고도를 고려하지 않은 송·수신안테나 간 거리이다.

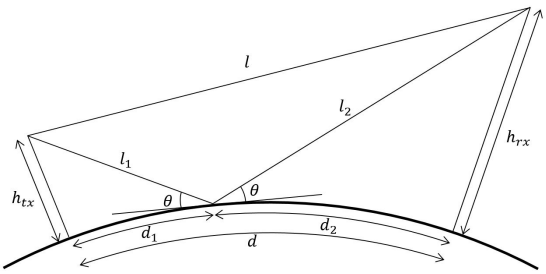

Fig. 2 Direct and Reflected Rays in a Spherical Earth

직접파와 해수면 반사파의 총 수신 전압은 직접파 수신 전압의 F배 크기를 가진다. 이때 F는 식 (4)로 표현되는 전파 지수이며, 자유공간 대비 실제 수신 전계 강도의 비를 의미한다[11].

$$F = \left|1 + D\rho e^{j\phi - j\frac{2\pi}{\lambda}\triangle l}\right| \quad (4)$$

식 (4)에서 직접파 및 반사파 간 경로 차를 의미하는 $\triangle l = l_1 + l_2 - l$은 식 (5)와 같으며, 이 값에 따라 보강간섭 혹은 상쇄간섭이 이루어진다.

$$\triangle l = \frac{2h_{tx}h_{rx}}{d}\left(1 - \frac{d_1}{2R_eh_{tx}}\right)\left(1 - \frac{d_2}{2R_eh_{rx}}\right) \quad (5)$$

이때 R_e는 등가 지구 반경으로 실제 지구 반경의 4/3배이며, 그림 2에서의 $d_1 = d - d_2$는 $h_{tx} \le h_{rx}$일 때 식 (6)으로 구할 수 있다.

$$d_1 = \frac{d}{2} + p\cos\left(\frac{1}{3}cos^{-1}\frac{2R_e(h_{tx} - h_{rx})d}{p^3} + \frac{\pi}{3}\right) \quad (6)$$

식 (6)에서의 p는 식 (7)과 같다.

$$p=\sqrt{\frac{4R_e(h_{tx}+h_{rx})+d^2}{3}} \tag{7}$$

또한, 식 (4)에서 $\rho e^{j\phi}$는 프레넬 반사계수로서, 편파에 따라 식 (8)과 같이 계산된다.

$$\rho e^{j\phi}=\begin{cases}\dfrac{\epsilon_c\sin\theta-\sqrt{\epsilon_c-\cos^2\theta}}{\epsilon_c\sin\theta+\sqrt{\epsilon_c-\cos^2\theta}} & \text{vertical polarization}\\ \dfrac{\sin\theta-\sqrt{\epsilon_c-\cos^2\theta}}{\sin\theta+\sqrt{\epsilon_c-\cos^2\theta}} & \text{horizontal polarization}\end{cases} \tag{8}$$

이때 $\epsilon_c=\epsilon_r-j\dfrac{\sigma\lambda}{2\pi c\epsilon_0}$는 복소 유전율이며, ϵ_r은 상대 유전율로 해수면에서 80, σ는 전도도로 해수면에서 5, $c=3.0\times10^8$는 빛의 속력, $\epsilon_0=8.85\times10^{-12}$는 진공의 유전율이다. 또한, 그림 2에서의 θ는 반사파 입사각의 여각으로서 식 (9)에 의해 구할 수 있다.

$$\theta=\tan^{-1}\frac{1}{d}\left\{h_{tx}+h_{rx}-\frac{1}{2R_e}\left(d_1^2+d_2^2\right)\right\} \tag{9}$$

마지막으로 식 (4)에서의 D는 지구 곡률을 반영하는 발산 계수이며, 식 (10)으로 계산할 수 있다.

$$D=\left\{1+\frac{4d_1d_2^2}{d(2R_eh_{rx}-d_2^2)}\right\}^{-\frac{1}{2}} \tag{10}$$

이러한 다중경로 손실이 실제 운용 중인 FTS의 통신 환경에 주는 영향을 확인하기 위해, 다수의 해상 비행시험에 2-Ray 구형 지구 모델을 적용하여 수신 신호세기를 예측하고 이를 실제 결과와 비교하였다. 그 중 하나의 예로, 특정 비행시험 일부 구간에서의 실제 수신 신호세기 및 예측을 그림 3과 같이 나타내었다.

그림 3에서의 비행시험은 두 개의 역 F형 수신 안테나가 대칭으로 장착된 탑재체로 수행하였으며, 지상국으로부터 멀어지는 직선 방향으로 수평 비행하였을 때 안테나 방사 패턴에 의해 수직 편파만 수신되는 점을 고려하였다[12]. 그 결과, 자유공간 전파 손실 뿐 아니라 해수면 반사파를 추가 반영함으로써 보다 정확한 수신 신호세기 예측이 가능함을 확인할 수 있다. 그림 3에서 통신 거리가 132~144km일 때 실제 수신 신호세기가 급격히 약화하는 현상을 보이는데, 이는 지상국과 탑재체의 정렬 상태에 따라 간혹 한쪽 수신 안테나의 수신 신호세기가 약해지는 것이다. 만약 이로 인해 프레임 동기 획득에 실패할 경우에는 반대쪽 수신 안테나로 전환하여 수신 신호세기를 회복하도록 되어 있다.

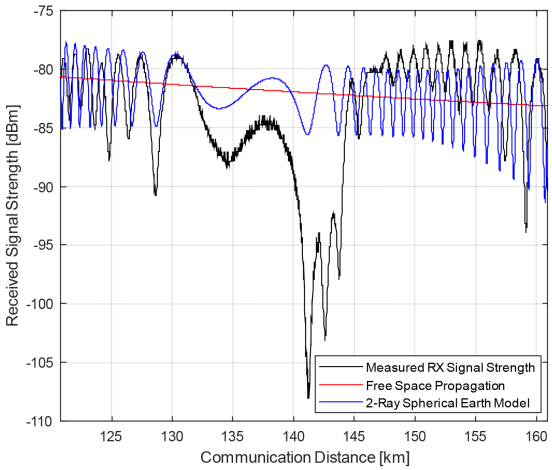

Fig. 3 Comparison of the Measured and Predicted Received Signal Strengths

이처럼 다수 비행시험에서의 실제 수신 결과와 자유공간 손실 예측, 다중경로 손실 예측을 각각 비교한 결과, 자유공간 손실만을 고려했을 때에 비해 추가 5dB의 다중경로 손실 L_{MP}를 반영하는 것이 안전하다고 판단하였다.

3.3. 링크 버짓 분석

앞서 분석한 내용 및 기존 운용 중인 FTS 성능 규격을 바탕으로, 링크 버짓을 표 1과 같이 계산하였다. 기타 손실 L_M으로는 송·수신 안테나의 편파가 각각 원형 편파, 선형 편파이므로 이 차이로 인한 편파 손실 3dB를 고려하였으며, 송·수신 안테나가 서로 최대 이득을 가지는 방향으로 정렬되지 않았을 때 발생하는 지향오차 손실을 3dB로 고려하였다[2].

그 결과, 기존 FTS의 링크 마진은 9.4dB로서 비행 전 구간 동안 12dB 이상 유지하는 권고 조건을 충족하지 않는다[5]. 이는 설계 당시에 비해 비행시험 대상인 국내 유도무기 체계의 다양화 및 기술 진보에 따라 통신 거리가 늘어나는 등 요구 성능이 높아졌기 때문이다.

이에 따라, 향후 비행시험 수행 시 비행 궤적 상의 매 위치마다 12dB 이상의 링크 마진을 확보하도록 신규 비상종료 명령 송신시스템을 설계하였다. 신규 송신시스

템의 링크 버짓은 마찬가지로 표 1에 분석하였다.

Table. 1 RF Link Budget

Parameter	Existing System	Proposed System
Frequency(MHz)	000(UHF-band)	
Communication Distance(km)	500	
PTX(dBm)	53	60
GTX(dBi)	2	Wide beam: 1 Narrow beam: 15
LTX(dB)	5	
LFS(dB)	139.1 @ Frequency=430MHz	
LMP(dB)	5	
LM(dB)	6	
GRX(dBi)	0	
LRX(dB)	0.5	
PRX(dBm)	-100.6	Wide beam: -94.6 Narrow beam: -80.6
Receiver's Sensitivity (dBm)	-110.0	
Link Margin(dB)	9.4	Wide beam: 15.4 Narrow beam: 29.4

이때 다양한 시험 특성에 따라 적절한 FTS 운용을 위해, 3-dB 빔폭이 넓은 wide beam과 빔폭이 좁은 대신 안테나 이득이 높은 narrow beam의 송신안테나를 동시에 도입하기로 하였다. 두 안테나는 운용자의 판단 및 선택에 따라 안테나선택장치를 통해 전환되며, 동일한 페데스탈에 장착된다. 또한, HPA의 최대 송신 출력을 높임으로써 결과적으로 송신안테나의 선택과 관계없이 링크 마진을 12dB 이상 확보하도록 설계하였다.

Ⅳ. 신규 송신시스템 개발 및 성능 확인

Ⅲ장에서 설계한 성능 규격을 바탕으로, 실제 신규 비상종료 명령 송신시스템을 개발 완료하였다. 또한 신규 송신시스템의 이론적 설계에 따른 성능 향상을 직접 확인하기 위해, 특정 유도무기 비행시험에 투입하여 탑재체에서의 수신 신호세기를 측정하였다. 해당 시험은 기존 송신시스템을 운용했을 때와 발사점, 탄착점, 비행궤적, 탑재체 등의 조건이 동일하므로 성능 비교가 용이할 것으로 판단하였다. 신규 송신시스템의 송신안테나는 narrow beam을 선택하여 사용하였으며, 이때 탑재체에서의 수신 신호세기는 기존 송신시스템을 운용했을 때에 비해 20dB 높을 것으로 예상하였다.

위의 비행시험을 기존 및 신규 송신시스템으로 각각 수행했을 때, 일부 구간에서의 수신 신호세기를 그림 4와 같이 비교하였다.

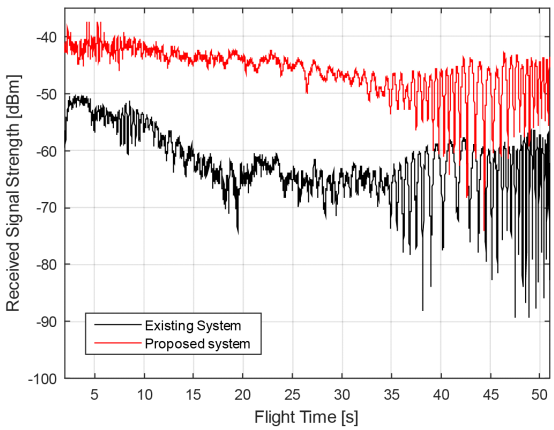

Fig. 4 Comparison of the Received Signal Strengths with Existing and Proposed Systems

그림 4에서의 측정 결과를 보면, 기존 및 신규 송신시스템의 수신 신호세기 차이는 약 20dB임을 확인할 수 있다. 이는 표 1에서 분석했듯이 신규 송신시스템의 송신 출력이 기존 송신시스템보다 7dB 높고, narrow beam 송신안테나의 안테나 이득이 기존보다 13dB 높기 때문이다.

해당 비행시험은 비교적 짧은 거리를 비행했으나, 타 시험과 동일한 해상 환경에서 수행하였으므로 장거리 비행시험에서도 유사한 결과를 얻을 것으로 예상된다. 또한, narrow beam 안테나를 운용할 때에는 지향 정확도 개선을 위해 탑재체로부터 실시간 위치 정보를 안테나제어장치에서 수신하여 추적 가능하도록 하였으므로, 지향오차 손실을 보다 더 줄일 수도 있다.

이처럼 Ⅲ장에서의 설계에 따라 제작한 신규 송신시스템을 실제 운용해봄으로써, 비행종단시스템의 성능이 향상되었음을 확인하였다. 이로써 전 비행 구간에서 향상된 통신 신뢰도를 유지할 수 있는 링크 마진을 확보했다고 볼 수 있다.

Ⅴ. 결 론

본 논문에서는 발사체 비행시험 시 비정상 상황에 대비하여 안전장치로서 운용하는 FTS에 대해 소개하였다. 국내 유도무기 시험장에서 운용 중인 기존 FTS의 성능 한계를 극복하고 통신 신뢰도를 향상시키기 위해, FTS 구성 중 지상국에 해당하는 비상종료 명령 송신시스템을 설계 및 개발하고자 하였다.

먼저 송신시스템의 구성 및 각 장치의 기능에 대해 기술하였으며, 송신시스템 설계 시 최적의 요구 성능을 도출하기 위해 필요한 링크 마진과 이를 확보하기 위한 링크 버짓 산출 과정을 나타내었다. 추가적으로 장거리 해상 통신 환경인 시험장의 특수 상황을 고려하여 다중경로 간섭에 의한 손실을 반영하였으며, 여러 성능 규격을 토대로 기존 송신시스템의 링크 버짓을 분석하였다.

이를 활용하여, 요구 성능을 충족하기 위해 필요한 링크 마진을 확보할 수 있는 신규 송신시스템을 설계 및 개발하였고, 기존 송신시스템과의 성능 비교를 위해 탑재체에서의 수신 신호세기를 각각 측정하였다. 그 결과, 송신시스템 설계에 따라 예상한 대로 수신 신호세기가 높게 나타났음을 확인하였다.

이로써 FTS의 통신 신뢰도가 향상됨에 따라 시험장에서의 안정적인 운용이 가능해졌다. 향후에는 다중 발사체 지원 및 보안 강화를 위한 차세대 비행종단시스템(EFTS: Enhanced FTS), 장거리 다중 송신소 핸드오버를 위한 송신시스템 선택장치 등 추가 기능을 점차 도입하고자 한다.

REFERENCES

[1] S. S. Hwang, Y. C. Lim, and J. D. Lee, "Investigation of FTS Command Sequence of Foreign Countries," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 32, no. 6, pp. 148-152, Aug. 2004.

[2] S. Lee, Y. Bae, C. Oh, H. Lee, "The design of Ground Flight Termination System for Space Launch Application," *Aerospace Engineering and Technology*, vol. 7, no. 1, pp. 229-235, July 2008.

[3] Range Safety Group, Flight Termination Standing Committee, Range Commanders Council, "Enhanced Flight Termination System Study Phase I-IV Reports," New Mexico: Range Commanders Council, Special Report RS-38, 2002.

[4] Telemetry Group, "Telemetry Standards," New Mexico: Range Commanders Council, Document 106-19, 2019.

[5] Range Safety Group, "Flight Termination Systems Commonality Standard," New Mexico: Range Commanders Council, Document 319-19, 2019.

[6] O. Popescu, "Power Budgets for CubeSat Radios to Support Ground Communications and Inter-Satellite Links," *IEEE Access*, vol. 5, pp. 12618-12625, June 2017.

[7] J. Zyren, and A. Petrick, "Tutorial on Basic Link Budget Analysis," California: Intersil Corporation, Application Note AN9804.1, 1998.

[8] J. N. Pelton, S. Madry, and S. Camacho-Lara, *Handbook of Satellite Applications*, 2nd ed. Switzerland: Springer International Publishing AG, 2017.

[9] Y. Ryu, J. Ahn, "Optimum Elevation Angle Control of the Receiving Antenna for the Long Distance Air-Ground Common Data Link," The Journal of Korean Institute of Communications and Information Sciences, vol. 41, no. 11, pp. 1528-1538, Nov. 2016.

[10] J. Kim, "Overcoming Two-Ray Propagation Loss of Parabolic Trajectory Air-Vehicles via Received Signal Strength Prediction in Maritime Environments," The Journal of Korean Institute of Communications and Information Sciences, vol. 42, no. 7, pp. 1306-1315, July 2017.

[11] R. E. Collin, *Antennas and Radiowave Propagation*, International Student ed. Singapore: McGraw-Hill Book Company, 1985.

[12] K. Kim, Y. Tak, S. Shin, "Measurement of UHF-Band Propagation Loss for the Long Range Maritime Communication Environment," The Journal of Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science, vol. 17, no. 5, pp. 490-499, May 2006.

윤동식(Dongsik Yoon)

2015년 2월 : 한양대학교 융합전자공학부 학사
2017년 2월 : 한국과학기술원 전기 및 전자공학부 석사
2017년 2월~현재 : 국방과학연구소 연구원
※관심분야 : 마이크로파 및 전파방송, 데이터통신 및 네트워크, 해양안보 및 군사/국방과학