

# Smart-UAV 데이터링크 신뢰성 향상을 위한 RF 시스템 및 통신 링크 분석

준회원 황인용\*, 유갑선\* 정회원 김학선\*\*

## The Analysis of RF System and Communication Link for improvement in reliability of Smart UAV Data-Link

In-Yong Hwang\*, Kap-Seon Yu\* Associate member, Hak-Sun Kim\*\* Regular Members

### 요약

본 논문에서는 스마트 무인항공기의 데이터 링크의 신뢰성 향상을 위하여 그것을 구성하는 RF 송수신 시스템의 성능 분석 및 통신링크 분석을 수행하였다. 시스템 분석은 데이터 링크의 개발 사양서 및 사용되는 부품의 data sheet를 참조하여 시스템 시뮬레이션 툴인 Agilent EEsos ADS(Advanced Design System)을 이용하여 수행하였고, 통신링크 분석은 스마트 무인항공기 운용 환경에 맞는 다양한 전파 모델들을 이용하여 분석하였다. 그 결과, 시뮬레이션 결과와 개발 사양서에서 나타난 문제점들을 제시하였고 통신링크 분석을 통해 나타난 문제점 및 시스템 설계를 위한 고려사항에 대하여 제시하였다.

**Key Words:** Smart-UAV, Data-Link, Communication Link Analysis, Doppler-Shift, Free Space Loss Fade-Margin, Fresnel Zone

### ABSTRACT

In this paper, we have performed the analysis of RF transceiver system and communication link for the improvement in reliability of Smart-UAV(Unmanned Aerial Vehicles) Data-Link. The system analysis performed using the development specification of the data link and data sheet of using components through the system simulation tool that is Agilent EEsos ADS. Also, the communication link analysis performed using a variety of propagation models for the smart UAV operation environments. As a result, we have presented problems appeared in the simulation results and development specification. As well as, we have presented about several problems and consideration issue for system design through the communication link analysis.

### I. 서론

최근 모든 산업에 있어서 자동화와 함께 무인화가 진행되고 있고 국가적 차원에서도 국방 안보에 무인 시스템을 활용하여 인명과 재산을 보호하려는 데 큰 관심을 가지고 있는 추세에 있다 이 모든 것들이 가능하게 된 계기는 통신 기술의 발달에 있다고 해도 과언이 아니다 특히 항공기 개발 산업은

매우 방대하고 다양한 자료들이 서로 조화가 이루어져 하나의 시스템으로 구성되는 종합적인 기술 산업으로서, 항공, 정밀기계, 전기, 전자, 통신, 재료 공학 등 관련 기술을 총 망라하는 연구개발 집약형의 종합 기술이다 21세기 뉴 프론티어 사업의 일환으로 진행되고 있는 스마트 무인기 시스템 개발은 항공기 시스템과 무인 시스템을 통합하여 개발하여야 하기 때문에 기존의 유인기 개발사업 보다는

\* 한밭대학교 정보통신 전문대학원

\*\* 한밭대학교 정보통신전문대학원 교수

논문번호 : KICS2004-10-249, 접수일자 : 2004년 10월 27일

※본 논문은 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업스마트무인기기술개발의 일환으로 수행되었음

다양한 기술 분야의 절충과 조화가 필요하리라 본다. 이러한 스마트 무인기의 개발은 비행체 전자장비, 통신장비, 임무장비, 관제장비 등의 부 체계 요소를 종합하여 최적의 성능을 발휘할 수 있는 설계 및 개발을 수행해 나감과 동시에 적절한 임무장비의 확보 및 처리 시스템 개발 체계 운용을 위한 지원 장비의 개발 무인 항공기의 안정성을 확보하기 위한 무인기의 인증에 대한 연구들이 필요한데 무인 항공기는 그 특성상 조종사 없이 오직 통신에 의해서 운용되고 임무 수행을 하기 때문에 데이터 링크에 대한 신뢰성 연구는 필수적이다 따라서 본 논문에서는 스마트 무인기 운용을 위한 데이터 링크의 개념과 그것을 구성하는 RF 통신 시스템 성능 분석을 기본 설계 보고서<sup>1)</sup>로부터 분석하였고 통신 링크 분석을 통하여 그 결과로 나타난 여러 가지 문제점 및 요구사항을 도출하였다 참고로, 스마트 무인항공기 성능 분석은 주 링크(Main Link) 중심으로 분석하였고, 시스템 분석에 사용된 시뮬레이션 툴은 Agilent EEs of ADS를 사용하였다

## II. 데이터 링크의 개념 및 Smart UAV 제원

일반적으로 데이터 링크란 무인 항공기를 운용하기 위한 통신 시스템 전반을 일컫는 것으로서 무인기의 전체적인 시스템에 있어서 아주 중요한 부분을 차지하고 있다. 왜냐하면, 아래 그림 1과 같이 데이터 링크를 통해서 지상 관제장비와 무인 항공기 사이에 통신 링크를 구성시켜 무인 항공기에서 수집된 정보와 비행기의 상태정보를 지상 관제장비에 손실 없이 정확하게 전송시켜 필요한 정보를 획득하고, 지상 관제장비에서는 무인 항공기로부터 전

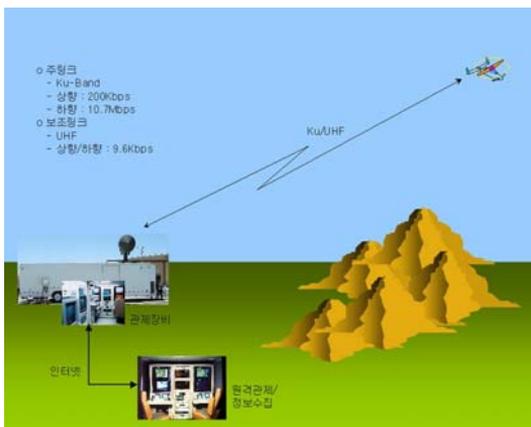


그림 1. UAV 데이터 링크 개념도

송된 정보를 분석하고 무인 항공기의 상태를 체크하여 적절한 임무 수행 명령과 비행에 대한 명령을 주어 무인 항공기가 적절히 원격 통제 될 수 있도록 해야 하기 때문이다.

또한, 무인 항공기에서 통신의 안정성을 위한 데이터링크의 중복성에 대한 고려는 아주 중요한데 데이터의 중복성이란 주 링크(Main Link)와 보조 링크(Sub Link)를 두어 평소시에는 주 링크를 이용하여 무인 항공기를 운용하고 주 링크에서 문제가 발생시 곧바로 보조 링크로 전환시켜 무인 항공기와 지상 관제장비 사이에 통신이 두절되지 않도록 하여 때와 장소에 관계없이 통신 및 운용상 안정성을 확보하기 위한 것이다. 본 논문에서는 주 링크 중심으로 시스템 성능 분석이 이루어졌기 때문에 주 링크에 관한 사항만 언급하기로 하였다

표 1. 스마트 무인기 데이터 링크(주 링크) 제원

	상향링크(Up-Link)	하향링크(Down-Link)
주파수	14.5 GHz~14.8GHz	15.05GHz~15.35GHz
운용거리	최대 200 km	최대 200 km
데이터 율	200 kbps	10.7 Mbps
변조방식	DSSS	FSK
지상 안테나 이득	42 dBi	42 dBi
탑재 안테나 이득	2dBi	2dBi

스마트 무인기 데이터 링크의 제원은 위의 표 1과 같다. 표 1에서 보는 것과 같이 주 링크는 Ku 대역을 사용하고 참고로, 보조링크는 UHF 대역을 사용) 이들 각각 상향링크(Up-link)와 하향링크(Down-link)를 가지며, 데이터 전송율(Data Rate) 또한 다르다. 왜냐하면, 상향링크는 의사 위성 정보와 비행체를 운용하기 위한 컨트롤 신호가 주로 사용되기 때문에 신뢰성이 높은 저속통신을 요구하게 되고 외부 잡음 및 간섭에 강한 DSSS(Direct Sequence Spread Spectrum) 방식을 사용하며 비화 통신이 주를 이루게 된다. 하향링크는 비행체로부터 수집된 정보를 지상 관제장비로 전송하는 것으로서 수집된 정보는 대부분 영상 및 이미지 정보이기 때문에 비교적 높은 데이터 전송율(Data rate)이 요구된다. 또한 스마트 무인기의 운용거리는 최대 200 km까지 운용 가능하여야 한다

제원상의 문제점을 지적하면 상향/하향링크의 주파수 선정에 있어서 문제점을 가지고 있다 일반적인 mobile 통신 시스템을 예를 들면, 설계 시 보통 높은 주파수 대역을 기지국에서 낮은 주파수 대역

을 이동국에서 채택하고 있다 왜냐하면 주파수가 높을수록 더 큰 자유 공간 손실을 가지게 되기 때문에 손실을 보상하기 위한 더 높은 송신 전력이 필요하게 된다. 그 결과 시스템 측면에서 더 많은 전력을 소비하게 되므로 만약 이동국에서 높은 주파수 대역을 채택했을 경우 배터리 수명에 큰 영향을 미치기 때문에 대부분 라인(Line) 전력을 이용하는 기지국에서 높은 주파수 대역을 채택하고 있는 것이 일반적이고 모든 통신 시스템이 이러한 규칙을 따르고 있다. 따라서 스마트 무인항공기의 데이터 링크도 이러한 원칙에 맞추어 주파수 선정을 해야 할 필요가 있다.

### III. 주 링크 통신 시스템의 RF 특성 및 시스템 블록도

스마트 무인기의 데이터링크 통신 시스템의 주 링크 RF 특성은 아래 표 2와 표 3과 같이 상향링크와 하향링크로 구분하여 나타내었고, 실제 제작될 통신 시스템의 블록도를 아래 그림 2와 3에 지상 Ku 대역 송수신기와 탑재 Ku 대역 송수신기로 구분하여 나타내었다.

표 2. 상향링크 RF 특성

RF Characteristics			
Frequency Range	TX & RX : 14.5[GHz] ~ 14.8 [GHz]		
Frequency Resolution	5[MHz] Increments , 60 Channels Selects		
Noise Figure(RX)	1.5 [dB] max.		
Input Dynamic Range(RX)	-10 [dBm] max.		
RF In/Output Impedance	50 [Ohms]		
IF Parts Characteristics			
파라미터	Min	Typ	Max
Intermediate Frequency	70		
IF Input	-90		-10
IF Output		0	
Bandwidth			20
In/Out Impedance	50		

표 3. 하향링크 RF 특성

RF Characteristics			
Frequency Range	TX & RX : 15.05[GHz] ~ 15.35 [GHz]		
Frequency Resolution	5[MHz] Increments , 60 Channels Selects		
Noise Figure(RX)	1.5 [dB] max.		
Input Dynamic Range(RX)	-10 [dBm] max.		
RF In/Output Impedance	50 [Ohms]		
IF Parts Characteristics			
파라미터	Min	Typ	Max
Intermediate Frequency	2450		
IF Output		0	
Bandwidth			20
In/Out Impedance	50		

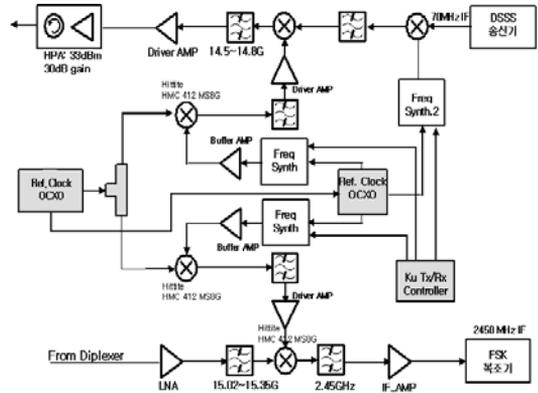


그림 2. 지상 Ku 대역 송수신기 블록도

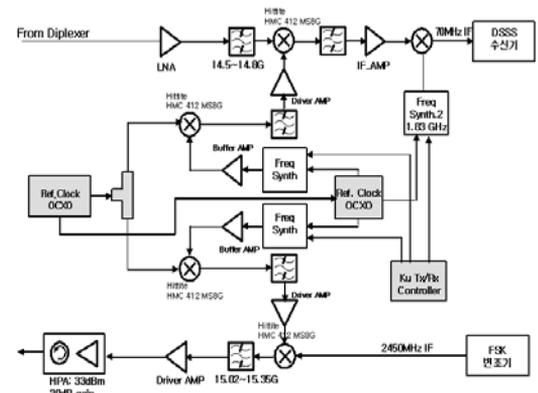


그림 3. 탑재 Ku 대역 송수신기 블록도

### IV. RF 송수신 시스템 시뮬레이션 분석

4장에서는 앞에서 제시된 RF 특성과 시스템 구조 그리고 실제 시스템 구성에 사용될 부품들의 특성을 이용하여 스마트 무인기 데이터링크 RF 송수신 시스템을 시뮬레이션 상에 모델링을 구축하고 시스템 분석을 통해서 기본 설계 보고서로부터 도출된 문제점들과 비교 분석하게 된다

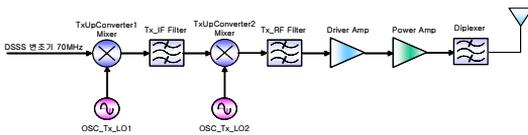
#### 5.1 상향링크 RF 송수신 시스템

그림 2와 3에서 보는 것과 같이 상향 링크는 DSSS 방식을 사용하고 슈퍼헤테로다인(Super-Heterodyne) 구조를 가지며 RF에서 IF로 또는 IF에서 RF로 주파수 변환 할 때 Double Conversion 방식을 사용하고 있다. 위와 같은 구조는 시스템의 구현을 위한 비용(Cost)과 부피(Size) 면에서 취약점을 가지고 있지만 수신단 IF단에 적절한 필터의 선택과 주파수 선정을 통해서 우수한 감도(Sensitivity)와

선택도(Selectivity)를 가질 수 있고, 다중 변환 과정을 거치게 됨으로서 호모다인 수신기에서 발생하는 DC 오프셋 문제와 누설(Leakage) 문제가 수신기의 동작특성에 방해되지 않는 장점을 가지고 있다. 이러한 특징들을 바탕으로 신뢰성 높은 스마트 무인 항공기의 DSSS 송수신 시스템을 설계 및 구현할 수 있게 된다. 여기서는 소단원에 관한 내용을 간단히 살펴본다.

### 5.1.1 상향링크 송신기(Up-Link Transmitter)

송신기에서는 전송하고자 하는 신호를 수신기까지 원활하게 전달하기 위해 충분한 신호의 증폭이 필요한데, 이때, 신호의 왜곡뿐만 아니라 원치 않는 방사(Emission)가 일어나지 않도록 주의해야 한다. 이러한 송신기의 성능을 평가하는 파라미터로는 최대 출력 전력(Maximum Output Power)과 인접 채널 누설 비(ACLR)가 있다. 아래 그림 4는 DSSS 방식의 송신기의 구조와 사용되는 부품의 정보를 간략하게 나타냈다.



부품	Gain[dB]	NF[dB]	IP3[dBm]
Mixer (TxUpconverter1)	-9.2	9.2	34
Tx_RF Filter	-2	2	
Mixer (TxUpconverter1)	-10	10	21
Tx_RF Filter	-2	2	
Driver Amp	13.5	4.5	30
Power Amp	30	5	43
Diplexer	-1.8	1.8	

그림 4. 상향링크 송신기 구조 및 부품정보

#### -Maximum Output Power

시스템 설계 사양에서 요구하는 기저대역의 출력 전력은 -15dBm~20dBm으로 규정되어 있고, 송신기의 출력 전력은 33dBm을 요구하고 있다. 위 그림 4의 구조와 부품정보를 이용하여 시뮬레이션 상에 설계된 DSSS 방식 송신기의 기저대역 출력을 -20dBm~40dBm까지 변화시켜 Power Budget을 수행하여 그때의 Output Power, Gain Compression을 보았고, 시뮬레이션 결과는 아래 그림 5와 같다.

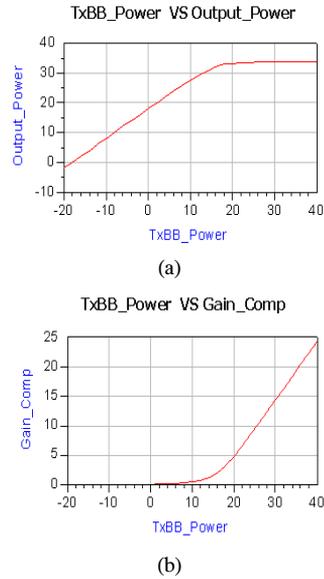


그림 5. Maximum Output Power 시뮬레이션 결과

위 결과에서 (a)의 Output Power를 보면 기저대역의 입력 전력이 15dBm에서 송신단 출력이 포화되는 것을 확인할 수 있다. 참고로, 이러한 포화 영역에서는 (b)와 같이 입력 레벨이 증가함에 따라 Gain-Compression이 발생되어 비선형 동작을 하게 된다. 또한 전력 증폭기의 선형성을 확보하기 위한 방법으로 P1dB 보다 약 3dB정도 낮은 영역으로 Back-Off 시켜서 선형성을 고려하면 기저대역의 출력 전력의 범위는 최대 12dBm이 되고, 이때 송신단 최대 출력은 29dBm으로서 설계 사양에서 요구하는 33dBm을 만족시키지 못하는 문제점을 가지게 된다.

#### -ACLR(Adjacent Channel Leakage Ratio) 시뮬레이션

ACLR은 송신단 전력 증폭기의 혼변조 왜곡 특성을 평가하기 위한 것으로서 이것은 송신기 전력 증폭기의 출력신호가 다른 채널의 신호에 어느 정도 간섭을 일으키는지를 나타내는 것으로서 ACPR (Adjacent Channel Power Ratio)과 같은 선형성의 지표로 사용된다. 왜냐하면, 신호가 전력 증폭기와 같은 비선형 특성을 가지는 소자를 통과하게 되면 신호의 증폭과 함께 주파수 스펙트럼이 넓게 퍼지는 "Spectral Regrowth" 현상이 나타나고, 그 결과 송신 전력이 자기 채널이 아닌 인접 채널로 흘러 들어가서 인접 채널의 SNR(Signal to Noise Ratio)을 저하시키는 결과를 가져오게 되므로 ACLR 평가는 송신단 성능 테스트에서 필수적이다. 이러한

송신기의 인접 채널 누설 비 특성에 가장 큰 영향을 미치는 것은 부품들의 선형성 특히 전력 증폭기의 선형지수인 IP3에 의해서 크게 좌우된다. 본 논문에서 주 채널과 인접 채널을 모두 20MHz 씩셋을 주어 각각의 전력밀도에 대한 차이를 시뮬레이션을 수행 한 결과 ACLR의 값은 약 -95dBc/20MHz의 결과를 보였다. 하지만, 이렇게 분석된 값은 스마트 무인항공기에서 적용하기 위한 Ku-Band 시스템에 대한 표준이나 설계 사양서에는 명시가 되어 있지 않기 때문에 실제 송수신부 전체를 구성하여 그 적절성에 대한 확인 및 검토가 필요할 것으로 사료된다.

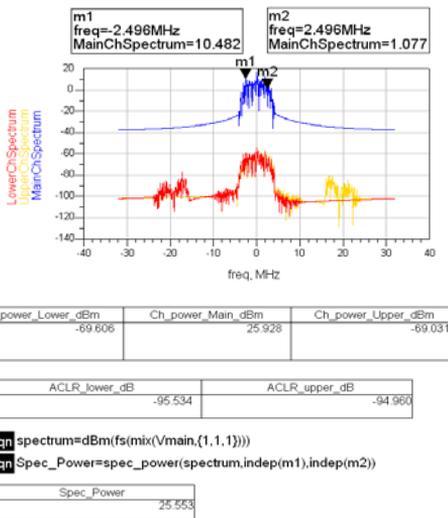
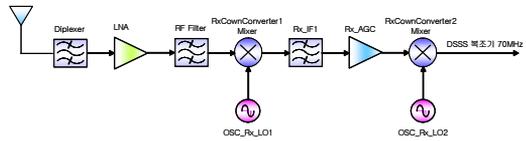


그림 6. ACLR 시뮬레이션 결과

5.1.2 상향링크 수신기 (Up-Link Receiver)

수신기는 송신기 안테나로부터 방사된 신호를 수신하여 원래의 데이터로 복조(Demodulation)하는 것을 목적으로 하고 있다. 이때 수신된 신호는 원래의 신호뿐만 아니라 주위의 환경으로부터의 많은 간섭 신호와 잡음들이 함께하기 때문에 간섭 신호들로부터 원래의 신호를 적절히 구분하는 능력은 수신기에 있어서 아주 중요하다. 또한 잡음, 간섭 신호의 제거, 밴드 및 채널의 선택 그리고 민감도(Sensitivity) 등의 수신기 성능에 영향을 주는 파라미터들에 대한 평가는 필수적이다. 5.1.2절에서는 그림 7의 상향링크 수신기의 구조와 부품 파라미터를 이용하여 수신기의 성능 평가에 사용되는 파라미터인 잡음지수(NF), IIP3를 시뮬레이션을 통하여 분석하였다. 아래 그림 7은 상향링크 수신기 블록도와



부품	Gain[dB]	NF [dB]	IP3[dBm]
Diplexer	-2	2	
LNA	30	1.5	28
RF Filter	-2	-2	
Mixer (TxDownConverter1)	-10	10	21
Rx_LF1 Filter	-2	2	
Rx_AGC	21	5.5	20
Mixer (TxDownConverter1)	-9.2	9.2	34

그림 7. 상향링크 수신기 구성도 및 부품정보

부품 정보를 나타낸다.

-잡음지수(Noise Figure) 및 이득(Gain)

송신기에서 방사된 신호를 수신하는 수신기는 다른 간섭신호와 지형지물로부터 감쇄 및 왜곡된 신호들로부터 잡음과 간섭을 최소화하면서 원하는 신호를 충분히 증폭시켜야 한다. 왜냐하면, 시스템 설계 측면에서 시스템 전체 또는 각 부품의 입력 부분에 잡음의 존재 여부에 따라서 시스템의 감도(Sensitivity) 능력이 제한을 받기 때문이다. 따라서 각 부품이나 시스템에서 잡음의 양이 얼마나 되는지 그리고 그것이 시스템에 얼마나 영향을 미치는지 평가가 필요하게 되는데 이러한 평가의 지표로 사용되는 것이 잡음지수(Noise Figure)이다. 그림 7의 송신기 구조와 부품정보를 이용하여 시뮬레이션을 통해 분석된 시스템 잡음지수와 이득은 3.898dB와 25.8dB로 분석되었다. 하지만, 기본 설계 보고서에서 제시된 시스템 잡음지수는 1.5dB로 제시되었기 때문에 시스템 잡음지수에 대한 고려가 필요하리라 사료된다. 아래 그림 8은 시뮬레이션 결과를 나타내고 있다.

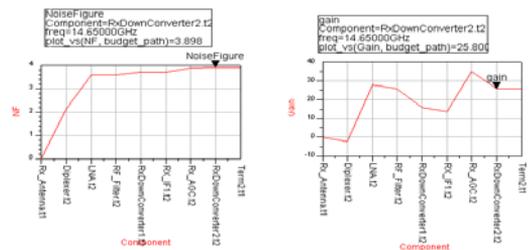
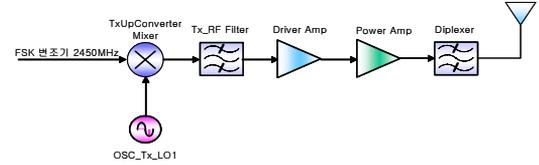


그림 8. 잡음지수 및 이득 시뮬레이션 결과

– 혼변조 스퓨리어스 응답

혼변조 스퓨리어스 응답은 수신단 전체의 선형성 (Linearity)을 평가하기 위한 것으로서 일반적으로 Two-tone 테스트를 통하여 평가할 수 있다 이것은 입력으로 원래 채널과 일정한 오프셋을 갖는 다른 채널 상에 Two-tone의 간섭 신호를 주면 이들에 의한 3차 혼변조 성분이 우리가 원하는 채널 밴드로 들어오게 되어 채널의 SNR을 떨어뜨리는 결과를 가져오게 된다 하지만, 시스템 선형성의 높고 낮음에 따라서 위와 같은 3차 혼변조 성분에 의한 영향이 미치는 정도가 다르기 때문에 수신단 시스템의 선형성의 평가는 필수적이다



부품	Gain [dB]	NF [dB]	IP3 [dBm]
Mixer (TxUpconverter)	-10	10	21
Tx_RF Filter	-2	2	
Driver Amp	13.5	4.5	30
Power Amp	30	5	43
Diplexer	-1.8	1.8	

그림 10. 하향링크 송신기 구성도 및 부품정보

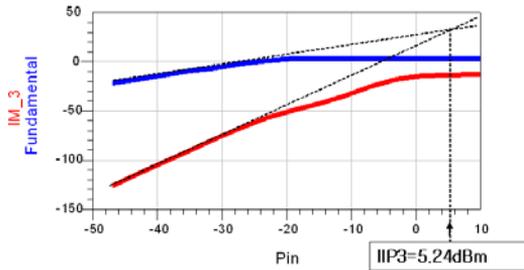


그림 9. IIP3 시뮬레이션 결과

위 그림 9는 IIP3를 구하기 위한 Two-tone 테스트 시뮬레이션 결과를 나타내고 있다 여기서, 시뮬레이션 조건은 수신단의 입력을 -47dBm ~ 10dBm 까지 Sweep 하였고, 입력 파워의 변화에 대한 원래 기준신호의 기울기와 Two-tone의 3차 혼변조 성분의 기울기의 변화를 이용하여 수신단의 선형성을 가늠하는 지표인 IIP3를 산출한 결과 5.24dBm의 IIP3를 얻었고, 이것은 비교적 선형성이 확보된 수신 시스템인 것을 확인할 수 있었다

5.2 하향링크 RF 송수신 시스템

하향링크 송수신 시스템은 FSK 방식을 사용하고 2450MHz의 Single IF를 갖는 헤테로다인 구조를 채택하고 있다 위 그림 2와 3에서 제시된 시스템 블록도와 부품정보를 이용하여 상향링크와 같은 방법으로 시스템 시뮬레이션을 수행하였기 때문에 여기에서 이론은 생략하기로 하겠다

5.2.1 하향링크 송신기(Down-Link Transmitter)

– Maximum Output Power

시스템 기본 설계 보고서에서 제공하는 FSK 송신기의 기저대역의 출력은 일반적인 경우 0dBm 그

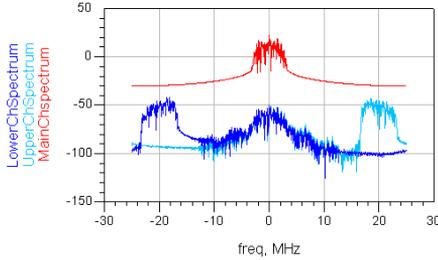


그림 11. Maximum Output Power

리고 송신단의 출력은 33dBm으로 제공하고 있다 여기에서는 송신단 기저대역의 출력의 변화(15dBm ~ 30dBm)를 주어 Power Budget을 수행하여 송신단 출력의 변화를 살펴보았다 그 결과 상향링크 송신기와 유사하게 기저대역의 레벨 변화에 대한 송신단 출력의 변화가 선형적이지 못한 결과를 가지는 것을 알 수 있다

– ACLR 시뮬레이션

상향링크 송신기와 같은 조건으로 ACLR을 시뮬레이션 한 결과 하향링크 송신기에서의 인접 채널 누설 비는 약 -62dBc/20MHz의 값을 갖는 것으로 분석되었다.



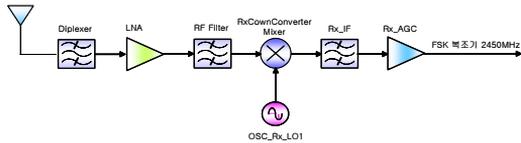
Ch_power_Lower_dBm	Ch_power_Main_dBm	Ch_power_Upper_dBm
-30.140	31.937	-29.465
ACLR_lower_dB		ACLR_upper_dB
-62.078		-61.403

그림 12. ACLR 시뮬레이션 결과

5.2.2 하향링크 수신기(Down-Link Receiver)

-잡음지수(Noise Figure) 및 이득(Gain)

시뮬레이션 결과 FSK 방식의 수신기는 3.88dB의 잡음지수와 34.99dB의 이득을 얻을 수 있었다. 여



부품	Gain[dB]	NF[dB]	IP3[dBm]
Diplexer	-2	2	
LNA	30	1.5	28
RF Filter	-2	-2	
Mixer (TxDownConverter1)	-10	10	21
Rx_IF1 Filter	-2	2	
Rx AGC	21	5.5	20

그림 13. 하향링크 수신기 구성도 및 부품정보

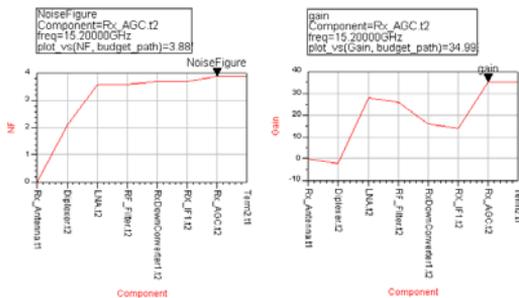


그림 14. 잡음지수 및 이득 시뮬레이션 결과

기에서도 시스템 기본 설계 보고서를 참조하여 비교해 본 결과 보고서상에 제시된 1.5dB의 잡음지수에 대한 고려가 필요할 것으로 사료된다

-혼변조 스퓨리어스 응답

FSK 수신기의 선형성을 나타내는 IIP3값을 Two-tone 시뮬레이션을 통해서 산출한 결과 -14.786dBm의 값을 갖는 것으로 분석 되었다

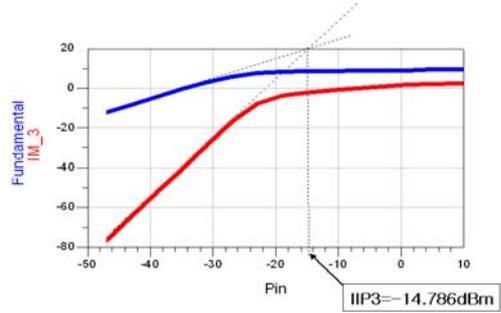


그림 15. 시뮬레이션 결과

V. 스마트 무인항공기 통신 링크 분석

스마트 무인항공기의 통신링크 분석은 운용 환경에 따른 여러 가지 영향들을 현재 통신 분야에서 사용하고 있는 다양한 모델링을 사용하여 분석 및 평가하는 것으로서 실제 시스템 제작 후 테스트 결과와는 다소 차이를 보일 수 있으나 시스템 설계 단계에서 정량적인 평가의 기준이 되기 때문에 필수적으로 수행되어야 한다. 본 논문에서 수행된 통신링크 분석은 1) 도플러 쉬프트 2)자유공간 손실 3) LOS(Line Of Sight) 링크상의 장애물에 의한 손실 및 추가손실 분석 4) 시스템 설계를 위한 Fade Margin 산출과 함께 필요한 부분은 시뮬레이션을 이용하여 수행하였고 분석된 내용은 다음과 같다

5.1 도플러 쉬프트(Doppler Shift)

도플러 쉬프트는 무선통신 시스템의 빠른 이동성에 의해서 송수신기 사이에 전송되는 전파의 전파경로나 시간 및 위상의 변화가 발생되어 결국 송신기에서 송신한 신호주파수가 변화되어 수신기에 수신되는 현상을 말하며 이렇게 변화된 주파수를 도플러 주파수(Doppler Frequency)라 한다. 아래 그림 16은 도플러 쉬프트에 대한 개념도를 나타내고 있다

그림과 같이 무인 항공기가 A 지점에서 A'로 이동할 경우 지상 관제장비로부터 송신된 신호의 수신은 이동속도(v)와 이동 거리(d) 그리고 전송 경로

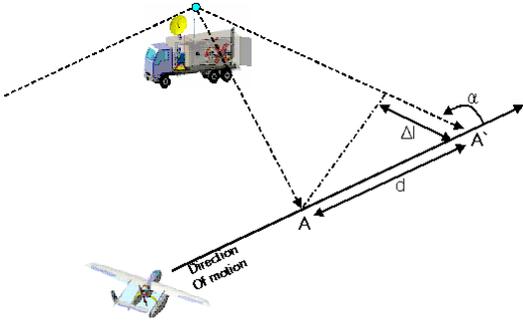


그림 16. 도플러 쉬프트의 개념도

의 길이( $\Delta l$ )의 영향을 받게 된다. 참고로,  $\alpha$ 는 무인 항공기의 이동에 의해서 발생하는 공간상의 각도를 말한다.

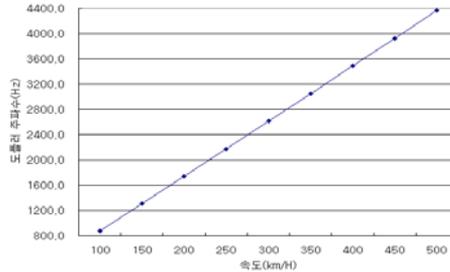
따라서 무인 항공기의 이동성에 의해 발생하는 위상과 주파수 변화는 다음과 같이 표현될 수 있다

$$\Delta\phi = -\frac{2\pi}{\lambda} \Delta l = -\frac{2\pi\Delta t}{\lambda} \cos \alpha \quad (1)$$

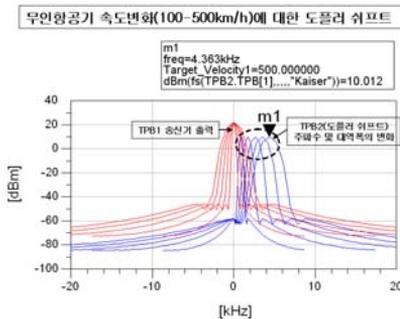
$$f = -\frac{1}{2\pi} \frac{\Delta\phi}{\Delta t} = \frac{v}{\lambda} \cos \alpha \quad (2)$$

위 수식으로부터 알 수 있는 것과 같이 도플러 쉬프트는 운용 주파수와 이동체의 속도에 의해서 직접적인 영향을 받는 것을 알 수 있다 따라서 시속 300km/h 이상의 아주 빠른 이동성을 가지는 스마트 무인 항공기의 경우 도플러 쉬프트에 대한 고려는 필수적이다 실제로 이동하는 수신기에 수신되는 전파들은 다양한 경로를 가지고 있고 이들의 위상은 연속적 또는 불규칙적인 변화를 갖는다 또한 수신기를 기준으로 들어오는 신호의 방향에 따라서 도플러 쉬프트가 다르게 나타나고 주파수에 따라서 미치는 영향이 각각 다르기 때문에 통신을 위해 설정된 주파수 대역 내의 채널들이 받는 영향 또한 다르다. 그 결과 도플러 쉬프트에 의한 주파수 및 대역폭의 변화로 인해서 채널 상호간에 간섭을 일으켜 통신상의 문제를 야기 시킬 수 있기 때문에 무인 항공기 데이터링크 설계 시 도플러 쉬프트에 의한 영향이 충분히 고려된 채널 설정이 요구된다.<sup>[4]</sup>

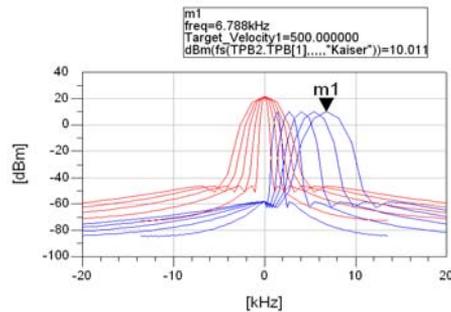
아래 그림 17의 그래프와 시뮬레이션 결과는 스마트 무인항공기 운용 시 나타날 수 있는 도플러 쉬프트에 대한 분석 결과로서 운용조건은 14.65GHz의 운용 주파수, 지상 관제장비와 무인 항공기 사이에 형성되는 공간상의 각도  $\alpha=50^\circ$ 로 설정하고 무인



(a) 도플러 쉬프트 산출결과



(b) 공간상의 각도  $\alpha=50^\circ$



(c) 공간상의 각도  $\alpha=0^\circ$

그림 17. 시뮬레이션 결과

항공기 속도를 100-500km/h로 변화하여 분석한 결과와 시뮬레이션 상에 도플러 모델링을 구축하여 위와 같은 조건에서의 시뮬레이션을 수행한 결과와 함께 공간상의 각도가 없이( $\alpha=0^\circ$ ) 송수신기 사이에 가까워지고 멀어지는 현상에 대한 시뮬레이션 분석 결과를 보이고 있다. 결과에서 보는 것과 같이 속도의 변화에 따라서 주파수 및 대역폭의 변화에 영향을 미치는 것을 알 수 있고 송수신기 사이에 공간상의 각도가 없이 멀고 가까워지는 현상만 작용할 경우 이러한 영향은 더욱 심해지는 것을 결과로부터 확인할 수 있다.

5.2 자유공간 손실(Free Space Loss)

Ku 대역을 이용하는 스마트 무인항공기의 통신에서 자유공간에서의 전파의 손실을 예측하기 위하여 Friss Equation이라는 전파 모델을 사용하는데 이 모델은 아래 수식과 같이 나타낼 수 있다

$$L_{PF} = 10 \log(P_T / P_R) = -10 \log_{10} G_T - 10 \log_{10} G_R + 20 \log_{10} f + 20 \log_{10} d - 147.5 \quad (3)$$

$$L_{PF} = 92.45 + 20 \log_{10} f_c (GHz) + 20 \log_{10} d (km) \quad : GHz \text{ 단위}$$

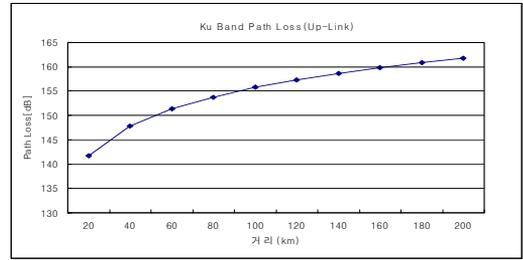
$$L_{PF} = 32.45 + 20 \log_{10} f_c (MHz) + 20 \log_{10} d (km) \quad : MHz \text{ 단위}$$

스마트 무인기의 통신은 최대 200km 떨어진 지점에서도 통신이 가능해야 하기 때문에 본 논문에서는 사용 주파수에서 전파 손실을 아래 그림18에서 보는 것과 같이 거리에 따라 분석하였다(참고로, 전파손실은 상향링크와 하향링크 모두에 대하여 분석되었다.) 분석된 결과에서 보는 것과 같이 자유공간 손실은 사용 주파수와 송수신 사이의 거리에 의해서 영향을 받는 것을 알 수 있다

5.3 LOS 링크상의 장애물에 의한 손실

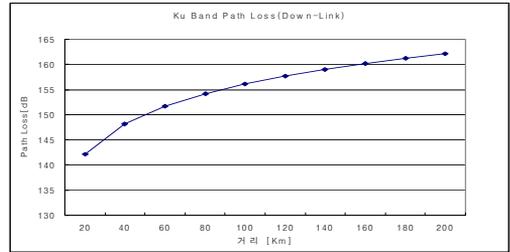
5.3.1 프레즈넬 존(Fresnel Zone) 분석

프레즈넬 존은 송수신 사이에 장애물의 유무에 따른 전파손실의 고려 사항에 대하여 평가할 수 있는 기준이 되기 때문에 장애물에 의한 손실을 고려하기 전에 가장 먼저 분석되어야 한다. 분석된 프레즈넬 존의 송수신 사이 임의의 지점에 존재하는 장애물이 첫 번째 프레즈넬 반경의 60% 이상을 차지하게 되면, 자유공간 손실과 장애물에 의한 손실이 함께 고려되어야 하고, 반대의 경우는 송수신 사이에 클리어런스(Clearance)가 확보된 것이므로 장애



Fc = 14.65GHz

(a) 상향링크



Fc = 15.25GHz

(b) 하향링크

그림 18. Ku 대역 전파손실

물에 의한 손실의 영향을 무시할 수 있어서 송수신 사이의 자유 공간 손실만 고려하면 된다. 이와 같이 첫 번째 프레즈넬 영역에서 장애물에 의한 손실을 고려하는 이유는 송신기 방사 전력의 대부분이 첫 번째 프레즈넬 영역 내부에 있기 때문이다.

위의 개념들을 기본으로 하여, 프레즈넬 영역을 산출하는 공식은 아래 그림 19와 수식들로 나타낼 수 있다. 참고로, 여기서는 실무에서 사용되는 거리와 주파수 단위를 기준으로 나타내었다.

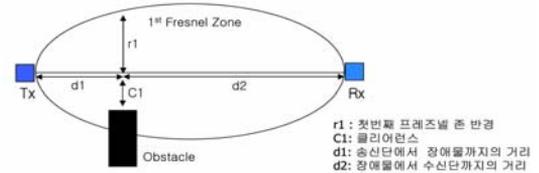


그림 19. 프레즈넬 존 클리어런스의 개념도

■ 제1 프레즈넬 반경 F1

$$F1 = \frac{17.3}{\sqrt{f}} \sqrt{\frac{d1(D-d1)}{D}} \quad [meter] \quad (4)$$

$$= \sqrt{\frac{300d1(D-d1)}{f \cdot D}}$$

여기서,  $D$  : 송수신 사이의 구간거리[Km]  
 $d1$  : 송신기 안테나에서 임의의 거리[Km]  
 $f$  : 운용 주파수[GHz]

■ 제2 프레즈넬 반경  $F2$

$$F2 = \sqrt{2} \times F1 \quad (5)$$

■ 제 $n$  프레즈넬 반경  $Fn$

$$Fn = \sqrt{n} \times F1 \quad (6)$$

위 공식들을 이용하여 전송 환경에 따라 필요한 프레즈넬 반경을 구해서 실제 계산된 전송구간에 얼마만큼의 클리어런스를 확보해야 하는지를 확인할 필요성이 있다. 또한,  $n$ 이 커지면 커질수록  $\sqrt{n} \times F1$ 으로 계산한 것은 오차가 발생하므로 이것은  $n$ 이 5보다 작은 경우에만 적용하도록 권하며 5보다 큰 경우에는  $\sqrt{(2n-1)} \times F1$ 으로 계산해야 정확한 값을 얻을 수 있다.

본 논문에서는 위의 수식들을 이용하여 무인항공기의 통신링크를 위한 프레즈넬 반경을 분석하였다. 거리  $D$ 는 50km, 임의의 거리  $d1$ 은 2km, 그리고 사용 주파수는 14.65GHz의 조건에서 프레즈넬 반경을 도출하고 그림으로 나타내면 다음과 같다

$$F1 = \sqrt{\frac{300 \times 2 \times 48}{14.65 \times 50}} = 6.27 \text{ [meter]} \quad (7)$$

$$F2 = \sqrt{2} \times F1 = 8.87 \text{ [meter]}$$

$$F3 = \sqrt{3} \times F1 = 10.86 \text{ [meter]}$$

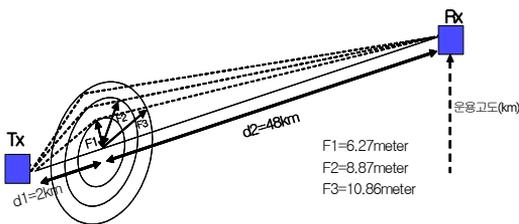


그림 20. 프레즈넬 존 분석 결과

앞의 분석 결과로부터 클리어런스 반경을 도출하면 3.762[meter]가 된다. 즉 첫 번째 클리어런스 반경으로부터 3.762[meter]이내에 장애물이 존재하는 경우 장애물에 의한 손실을 고려해야 하고 그렇지 않은 경우에는 송수신 사이의 자유공간 손실만 고려하여도 무방하다.

5.3.2 장애물 회절손실<sup>[3]</sup>

스마트 무인항공기의 운용 중에 장애물에 의한 회절 손실이 발생할 수 있는 가능성을 아래 그림 21과 같이 제시하였다. 참고로 그림 21에서의 가정은 앞에서 설명한 프레즈넬 존 이론에서 장애물이 첫 번째 프레즈넬 존 반경의 60% 이상 점유하고 있을 경우를 나타낸다.

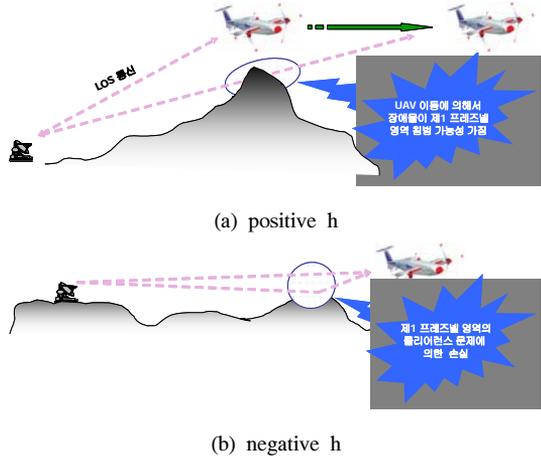


그림 21. 장애물 발생 가능성의 예

운용거리가 200km이고 운용고도 또한 가변적으로 변하는 무인항공기의 경우 거리가 증가할수록 그림 21과 같이 지상 관제장비와 항공기간의 통신을 위한 각도는 점차 감소하게 되고 결국 예상치 못한 장애물의 출현에 의해 위의 가정과 같은 문제들이 발생되어 회절 현상을 통해 통신상의 문제를 야기 시킬 수 있기 때문에 회절 손실의 정도를 분석하여 통신의 가능 여부를 확인할 필요성이 있다. 따라서 본 논문에서는 위 가정들을 아래 그림 22와 같이 간단히 모델링 하여 회절 손실에 대한 분석을 하였다.

그림 22의 (a)는 가장 일반적인 회절 손실에 대한 모델링을 나타내고 있다. 즉 송수신단 사이에 형성되는 전파 경로가 장애물에 의해 차단되어 있는 것으로서 이러한 경우를 "Positive(+) h"라고 한다. 그리고 (b)와 같이 송수신단 사이에 LOS는 유지하고 있지만, 장애물이 첫 번째 프레즈넬 존 반경의 60% 이상 점유 하게 되어 회절 손실이 발생하는 경우로서 전형적인 마이크로웨이브 통신에 적용할 수 있는 조건이 여기에 속한다고 볼 수 있고 이러한 경우를 "Negative(-) h" 라고 한다.

위 가정으로부터 발생된 장애물이 프레즈넬 존에

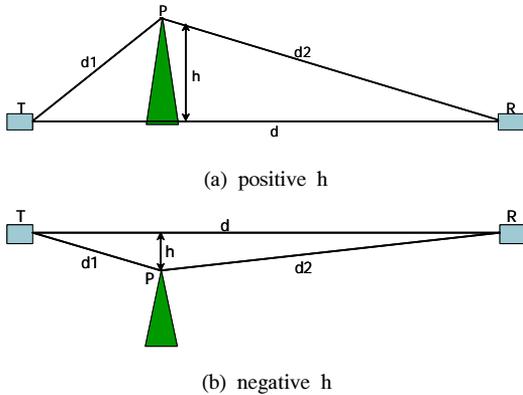


그림 22. 회절 손실의 모델링

영향을 주는지의 여부를 확인하기 위한 파라미터인  $h$ 를 산출해야 하는데 이것의 기본 수식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$h = 2\sqrt{\frac{\lambda d_1 d_2}{d_1 + d_2}} \quad (8)$$

여기서,  $d_1$  : 송신단과 장애물 정상 사이의 거리  
 $d_2$  : 장애물 정상과 수신단 사이의 거리  
 $\lambda$  : 파장

위 수식을 편의상 주파수에 대하여 표현하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$h = 17.3\sqrt{\frac{d_1 d_2}{f(d_1 + d_2)}} \quad (9)$$

여기서  $f$ 는 GHz,  $d_1$ 과  $d_2$ 는 km,  $h$ 는 meter

$$h = 72.1\sqrt{\frac{d_1 d_2}{f(d_1 + d_2)}} \quad (10)$$

여기서  $f$ 는 GHz,  $d_1$ 과  $d_2$ 는 mile,  $h$ 는 feet  
 따라서 위에서 전개된 수식을 이용하여  $h$ 를 산출하여 프레즈넬 존과의 영향을 분석한 후 회절 손실에 대한 고려 여부를 결정하게 된다

그 다음으로 회절 파라미터인  $v$  파라미터 값을 구해야 한다. 이것은 그림 22 (a)와 같이 직접 경로가 차단되었을 경우에  $v$  파라미터는 +값을 가지고 (b)와 같이 직접 경로가 어느 정도 클리어런스를 가질 때는  $v$  파라미터는 -값을 그리고 직접 경로가 장애물을 스치고 지나갈 때에는  $v$  파라미터는 0이

된다. 본 논문에서는 (a)와 같이 모델링 되어진 하나의 장애물을 넘는 상황 즉 positive  $h$ 의 조건에서 회절 손실을 예측하여 보았다

그림 (a)로부터  $v$  파라미터를 도출하는 수식은 아래와 같다.

$$v = 2\sqrt{\frac{\Delta d}{\lambda}} \quad (11)$$

여기서  $\Delta d = d_1 + d_2 - d$

마지막으로, 구해진  $v$  파라미터를 이용하여 dB 단위의 knife-edge 회절 손실을 구하는 근사법은 아래 수식으로부터 계산되어질 수 있다

$$L(v) = 6.9 + 20 \log[\sqrt{v^2 + 1} + v] \quad (12)$$

한 예로서 아래 그림 23과 같이 25km의 직선거리를 가지는 두 포인트 사이에 스마트 무인기의 링크(14.65GHz)가 동작하기를 원한다 한쪽 끝으로부터 5km 지점에 두 링크 보다 100m 높은 봉우리가 존재한다고 가정하고 이 봉우리를 knife-edge로 모델링화 하고 봉우리의 정상에서 종단점으로 경로는 LOS와 함께 적절한 프레즈넬 클리어런스를 가정하여 예상되는 경로 손실을 계산하면 다음과 같다

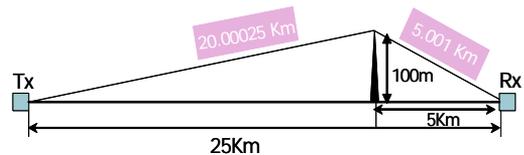


그림 23. knife-edge 링크 구성도

먼저  $v$  파라미터를 도출하기 위해  $\Delta d$ 를 계산한 후 이것을  $v$  파라미터에 적용시킨다 (참고로,  $\lambda = 0.0205\text{cm}$ )

$$\begin{aligned} \Delta d &= (d_1 + d_2) - d \\ &= (20.00025 \text{ km} + 5.001 \text{ km}) - 25 \text{ km} \\ &= 1.25 \text{ m} \end{aligned} \quad (13)$$

$$v = 2\sqrt{\frac{\Delta d}{\lambda}} = 15.6 \quad (14)$$

이렇게 구한  $v$  파라미터 값을 회절 손실 계산식에 대입하여 구하면 아래 수식과 같이 36.7dB의 회절 손실 값을 구할 수 있다.

$$L(v) = 6.9 + 20\log[(\sqrt{v^2 + 1} + v)] = 36.7 \text{ [dB]} \quad (15)$$

하지만, 위에서 구한 장애물에 의한 회절 손실 이외에 고려되어야 할 것은 장애물 정상의 상태 즉 굴곡의 정도 또는 얼마나 round 되었는지의 여부에 따라 추가 손실이 발생하게 된다 이것에 대한 개념도는 아래 그림 24와 같이 나타낼 수 있다.

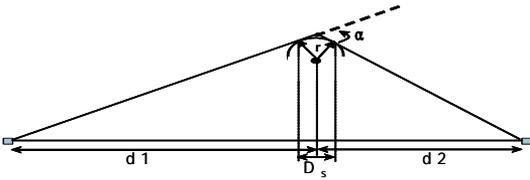


그림 24. 추가 손실의 개념도

위 그림에서 보여 지는 것과 같이 장애물의 꼭대기는 반경 r의 원주로서 모델링 될 수 있다 손실을 계산하기 위해 실제 장애물의 분석표 작도를 필요로 하고, 그 다음 그것들의 독특한 원근법으로부터 볼 수 있는 장애물의 가장 높은 부분을 스치고 지나가는 링크의 종단점 으로부터 직선을 그린 후 파라미터 D<sub>s</sub>, d<sub>1</sub>, d<sub>2</sub>가 평가되어 아래 수식과 같이 계산되어지는 반경 r을 구한다. 참고로, 각도 α는 라디안 단위로 측정된다

$$r = \frac{2D_s d_1 d_2}{\alpha(d_1^2 + d_2^2)} \quad (16)$$

위에서 구해진 반경 r을 아래 수식에 대입하여 초과 손실 계수(Lex)를 구하게 된다

$$Lex = 11.7\alpha \sqrt{\frac{\pi r}{\lambda}} \text{ dB} \quad (17)$$

이렇게 구해진 초과 손실 계수는 장애물 정상의 roughness를 위한 보정 계수이다 예를 들어, 만약 장애물이 평탄한 정보보다는 오히려 나무로 덮여있는 언덕이라면, 초과 손실은 아래 수식 18에서 예상된 것의 약 65%가 된다. 일반적으로 좀더 평탄한 장애물일수록 더 큰 손실이 발생하게 된다

제시된 예제와 같은 조건에서 장애물 정상의 상태에 의해서 발생하는 초과 손실을 유도하면 D<sub>s</sub>=10meter, α=1.43 or 0.025가 되며 아래 수식에서와 같이 장애물 정상의 반경 r과 초과 손실은 각각 188.26m 그리고 49.7dB가 된다.

$$r = \frac{2D_s d_1 d_2}{\alpha(d_1^2 + d_2^2)} = 188.26 \text{ meter} \quad (18)$$

$$Lex = 11.7 \times 0.025 \times \sqrt{\frac{\pi \times 188.26}{0.0205}} = 49.7 \text{ dB} \quad (19)$$

이렇게 구한 회절 손실과 초과 손실을 최종적으로 자유공간 손실에 더하게 되면 스마트 무인 항공기 운용 중에 장애물 발생 시 신호 감쇄의 정도를 예측할 수 있다

### 5.3.3 LOS 링크상의 추가 손실

일반적으로 마이크로웨이브 통신은 지표 위 10km 이내의 대기층인 대류권 통신을 기본으로 하고 있기 때문에 구름이나 물방울 강우와 같은 기상학적 특성에 큰 영향을 받는다. 특히 강우는 전파 감쇄의 주요 원인이 되는데 폭우는 대략 1dB/km의 감쇄를 갖게 되고 안개, 모래, 먼지 등에 의한 감쇄 또한 주파수가 높아질수록 그 영향은 커지지만 안개의 경우 15GHz이하에서는 일반적으로 무시한다. 또한 대기 중의 구름이나 물방울의 경우 50km의 경로 조건에서 11GHz에서는 약 0.7dB의 흡수를 받는다.

### 5.3.4 총 손실

본 논문에서 분석된 바에 의하면 5.3.3절에서의 기상 상태에 의한 추가 손실은 고려하지 않고 링크의 운용 거리가 25km인 상황에서 자유공간 손실은 143.7dB이고, 위에서 분석된 장애물에 의한 회절 손실은 추가 손실과의 합에 의해 86.4dB 이므로 총 손실은 230.1dB가 된다. 게다가 기상 상태에 의한 손실과 시스템에 의해 발생하는 손실이 추가된다면 총 손실 값은 더욱 커질 것이다. 분석된 결과를 보면 총 손실은 너무 큰 것을 알 수 있고 만약 스마트 무인항공기를 운용 중에 예상치 못한 장애물이 발생했을 경우 링크의 동작에 큰 영향을 미칠 수 있을 가능성이 클 것이다. 그러므로 마이크로웨이브 통신이 LOS 통신을 해야 하는 이유가 여기에 있다 해도 과언이 아니다.

아울러, 앞에서 분석된 장애물 발생에 대한 대책이 요구된다. 예를 들어, 지상 관제장비와 무인항공기 사이에 위성을 이용하여 링크를 연결해줄 수 있는 SATCOM(Satellite Communications)과 같은 매개체의 활용 방안에 대한 고려를 들 수 있다. 참고로, 현재 무인 항공기로 운용되고 있는 프레데터(Predator)나 글로벌 호크(Global Hawk)의 경우

SATCOM을 이용하여 통신 링크를 구성시켜 운용하고 있기 때문에 장소에 관계없이 LOS 통신이 가능하게 된 것이다. 하지만, 스마트 무인항공기의 경우는 이러한 고려 사항이 없고 단지 지상 관제장비와 무인항공기 사이의 통신 링크만 설정되어 있기 때문에 앞에서 분석된 장애물에 의한 손실의 문제를 해결하기 위해 SATCOM을 이용하거나 현재 개발 중에 있는 성층권 비행선을 통하여 링크를 형성하는 방안과 같이 지상에서 무인항공기와 지상 관제장비 사이에 통신 링크를 중계할 수 있는 매개체에 대한 방안들이 고려되어야 할 것이다

5.4 시스템 설계를 위한 Fade Margin 산출

무선 통신에서는 대기 환경 또는 전파의 지표반사 등 여러 요인에 의해 수신 레벨이 변하는 페이딩(Fading)이 발생하게 되는데, 이 경우 수신기에서 필요로 하는 수신 레벨을 일정 레벨 이상이 되도록 Fade Margin을 두어 통신의 안정성을 확보해야 한다. 이러한 Fade Margin은 송신기 출력 또는 송수신 안테나의 이득을 증강하는 방법을 통해 조절 가능하게 된다. 본 논문에서는 현재 설계중인 무인 항공기의 통신 시스템의 파라미터들과 위에서 도출한 자유공간 손실(25km기준)을 이용하여 Fade Margin을 도출해 내어 현재 시스템이 어느 정도의 Fade Margin을 가지고 통신상의 안정성을 확보하고 있는지 평가하였다. 참고로, 이 분석은 지상 관제장비와 무인 항공기 사이에 장애물에 의한 영향이 없다는 가정 하에 분석한 것이다

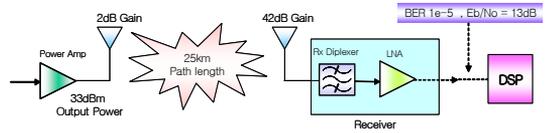


그림 26. Down-Link(FSK 방식)의 개념도

표 5. Down-Link 송수신에 의한 Fade Margin 산출

Parameter	Unit	Value	비고
Operating Frequency	GHz	15.2	
Operating Range	km	25	
Temperature	K	290	
Free Space Loss			
FREE SPACE LOSS	dB	144	$32.45+20\log Fc+20\log Fo$
Rain Atten. Loss	dB	8	
Fog/Cloud Atten. Loss	dB	1.5	120 meter Visibility
Pointing Mismatch Loss	dB	0.5	
Total Propagation Loss	dB	154	
Input Noise	dBm	-101	$N_n=kTB$ (BW = 20 MHz)
Input Signal(1)	dBm	-77	수신기 Diplexer 입력(25km Path Loss 적용)
SNR <sub>req</sub>	dB	13	$E_b/N_o = 13dB(1e-5)$ , $G_p = 18dB$
Eb/No로부터 요구되는 Input Signal 산출			
SNR <sub>in</sub>	dB	16.88	설계된 수신단 NF(= 3.898 dB) 적용
Input Signal(2)	dBm	-84.12	BER 1e-5, Eb/No= 13dB 를 만족하기 위한 Input Signal
Fade Margin	dB	7.12	= Input Signal(1) - Input Signal(2)

일반적인 경우 통신 시스템의 Fade Margin은 25km를 기준으로 했을 경우 약 30dB 정도를 두고 있다.<sup>[5]</sup> 위에서 산출한 Fade Margin은 DSSS RF 송수신 시스템의 경우, 25.372dB이고 FSK RF 송수신 시스템의 경우 7.12dB로 분석되었다. 따라서 위 시스템으로 실제 통신에 적용하게 되면 통신상의 안정성을 보장받지 못하게 될 가능성이 크기 때문에 시스템 설계 시 Fade Margin을 고려한 설계가 요구된다.

VI. 결론

본 논문에서는 스마트 무인기의 데이터링크의 신뢰성을 향상시키기 위한 방안으로 RF 송수신 시스템의 성능 및 통신 링크에 대한 분석을 수행하였다. 시뮬레이션 결과로부터 나타난 RF 시스템의 문제점으로는 상/하향링크 송신단 기저대역 출력범위에 따른 전력 증폭기의 출력의 변화가 선형성을 가지지 못하는 것으로서 이 둘의 적절한 조율이 요구되고 상/하향링크 송신기의 ACLR의 값은 각각 -95dBc/20MHz와 -62dBc/Hz의 결과를 보였다. 이 값은 Ku-Band 시스템에 대한 표준이나 무인항공기 설계 사양서에는 명시되어 있지 않기 때문에 송수신부 전체를 구성하여 그 적절성에 대한 확인 및 검토가 필요하다. 또한 수신단에서는 기본 설계 보고서상의 1.5dB 잡음지수에 대한 고려가 필요하다. 또한 통신 링크 분석에서는 1)도플러 쉬프트 2)자유공간 손실 2)장애물 회절손실 3)LOS 링크상의 추

그림 25. Up-Link(DSSS 방식)의 개념도

표 4. Up-Link 송수신에 의한 Fade Margin 산출

Parameter	Unit	Value	비고
Operating Frequency	GHz	14.65	
Operating Range	km	25	
Temperature	K	290	
Free Space Loss			
FREE SPACE LOSS	dB	143.73	$32.45+20\log Fc+20\log Fo$
Rain Atten. Loss	dB	8	
Fog/Cloud Atten. Loss	dB	1.5	120 meter Visibility
Pointing Mismatch Loss	dB	0.5	
Total Propagation Loss	dB	153.73	
Input Noise	dBm	-101	$N_n=kTB$ (BW = 20 MHz)
Input Signal(1)	dBm	-76.73	수신기 Diplexer 입력(25km Path Loss 적용)
SNR <sub>req</sub>	dB	-5	$E_b/N_o = 13dB(1e-5)$ , $G_p = 18dB$
Eb/No로부터 요구되는 Input Signal 산출			
SNR <sub>in</sub>	dB	-1.102	설계된 수신단 NF(= 3.898 dB) 적용
Input Signal(2)	dBm	-102.102	BER 1e-5, Eb/No= 13dB 를 만족하기 위한 Input Signal
Fade Margin	dB	25.372	= Input Signal(1) - Input Signal(2)

가 손실 4) Fade Margin 산출과 함께 여러 문제점들을 도출하였다.

따라서 앞에서 제시된 문제점들에 대한 고려와 함께 통신 링크분석 자료를 기초로 하여 시스템 설계 시 참조한다면 효율적인 시스템을 구현을 위한 방안을 모색할 수 있을 것이다. 아울러 추후에 연구되어야 할 사항이 있다면 실제 시스템 제작 후에 앞에서 분석된 결과들에 대한 타당성 검증과 함께 LOS 통신을 위한 방안 중에서 SATCOM 또는 성층권 비행선을 통한 링크의 형성에 따른 효율성에 대한 연구가 추가되어야 할 것이다

참 고 문 헌

- [1] 스마트 무인기 기술개발사업단 “송수신 장치 및 영상처리 장치 기본설계보고서, 2003.12
- [2] 황인용, 정해역, 김학선, “Smart-UAV 데이터 링크의 Ku-Band RF 송수신 시스템 성능 분석에 관한 연구”, 한국 통신학회 하계 종합학술발표회논문초록집 Vol.29, 7. 2004
- [3] Barry McLarn, “VHF/UHF/Microwave Radio Propagation: A Primer for Digital Experimenter”
- [4] Parsons, J.D, “The Mobile Radio Propagation Channel - Second Edition”, Wiley & Sons
- [5] 한국전자통신연구소, “무선국 치국을 위한 설계 시스템 개발”, 12, 1995
- [6] 곽준호, 윤여송, 황인용, 정해역, “이동통신 시스템 RF 성능 분석 및 설계”, RF 회로 및 시스템 연구실 2003
- [7] NE3210S01, NE4210S01 “X to Ku Band Super Low Noise Amplifier N-Channel HJ-FET”, NEC Corporation, 1999
- [8] HMC141/HMC142, “GaAs MMIC Double-Balanced Mixer, 6-18 GHz”, Hittite Microwave Corp.
- [9]  $\mu$ PC2763TB, “3 V, Super minimold silicon MMIC medium output power amplifier for mobile Communication”, NCE Corporation
- [10] HMC485MS8G, “High IP3 GaAs MMIC Mixer with Intergrated LO Amplifier, 1.7-2.2GHz”, Hittite Microwave Corp.
- [11] HMC441LM1, “GaAs PHEMT MMIC Medium Power Amplifier, 7.0-15.5 GHz”, Hittite Microwave Corp.

황 인 용(In-Yong Hwang)

준회원



분석

2003년 2월 한밭대학교 전자공학과 졸업, 공학사  
 2005년 2월 한밭대학교 정보통신 전문대학원 졸업, 공학석사  
 <관심분야> 이동통신 단말기 RF 시스템 설계 및 성능

유 갑 선(Kap-Seon Yu)

준회원



2004년 2월 한밭대학교 정보통신·컴퓨터공학부 정보통신공학과 졸업, 공학사  
 2004년 2월~현재 한밭대학교 정보통신 전문대학원 석사과정  
 <관심분야> RFID 시스템 설계 및 성능 분석

김 학 선(Hak-Sun Kim)

정회원



1986년 2월 한국항공대학교 항공전자공학과, 공학사  
 1990년 2월 한국항공대학교 항공전자공학과, 공학석사  
 1993년 8월 한국항공대학교 항공전자공학과, 공학박사  
 1993년8월~현재 한밭대학교 정보통신·컴퓨터공학부 전과공학과 정교수  
 <관심분야> UWB 시스템 분석/설계, RF 시스템 분석/설계, 이동통신 단말기 RF Block 설계/제작/측정, MMIC설계