

# 디지털 위성 중계기용 SHF 대역 저잡음 증폭장치 설계 및 구현에 대한 연구

김기중\*

The Study on the Design and Implementation of SHF band Low Noise Amplifier of Digital Satellite Communication

Ki-Jung Kim\*

요 약

본 연구는 디지털위성중계기용 SHF 대역 저잡음증폭장치의 설계 및 구현에 대해 기술하였다. 잡음지수 최소화화를 위하여 저잡음 증폭소자인 HEMT(: High Electron Mobility Transistor)소자를 적용하였고, 우주환경에 대한 사전 시뮬레이션 분석을 통하여 장비 오동작 가능성을 최소화 시켰다. 발사환경 시 발생하는 진동 및 우주 방사능에 의한 TID(: Total Ionizing Dose)에 대한 시뮬레이션을 통해 신뢰성 있는 저잡음증폭장치를 설계하였으며, 제작 후 주요 성능지표에 대해 만족여부 확인 및 사전 성능 시뮬레이션 결과와 비교하였다.

ABSTRACT

This study describes the design and implementation of SHF band Low Noise Amplifier of Digital Satellite Communication. We have applied to HEMT part to minimize Noise Figure of system. and minimized the potential for the occurrence of such erroneous operation of equipment through the simulations of the space environment. We designed a reliable Low Noise Amplifier through simulation for a TID according to the vibration generated during the launch and space radiation environment, and compared pre-simulation of main performance results to test results about main performances of Low Noise Amplifier after production.

키워드

Digital Satellite Communication, Low Noise Amplifier, Space Environment, Performance Analysis  
디지털 위성 중계기, 저잡음 증폭 장치, 우주 환경, 성능 분석

## 1. 서 론

기존 아날로그 위성 중계기에서 점차 위성중계기에 대해서도 디지털화가 가속화되고 있다. 아날로그 위성 중계기는 강우에 대한 신호의 감쇄 등의 단점을 가지

고 있다. 아날로그 위성중계기에 비해 디지털위성중계기는 자동 및 수동 이득 조정 기능 보유, 부채널 스위칭기능, 방송기능 등을 가지고 있어서 위성 통신 효율을 극대화할 수 있는 장점을 가지고 있다. 디지털위성 중계기의 개념도는 그림 1과 같다. 안테나로부터 미약

\* 교신저자 : 한화시스템 해상MFR팀  
• 접수일 : 2016. 10. 11  
• 수정완료일 : 2016. 12. 13  
• 게재확정일 : 2016. 12. 24

• Received : Oct. 11, 2016, Revised : Dec. 13, 2016, Accepted : Dec. 24, 2016  
• Corresponding Author : Ki-Jung Kim  
Naval MFR Team Hanwha System  
Email : kj08.kim@hanwha.com

한 신호의 SHF 대역의 신호를 수신하여 입력필터(IFA : Input Filter Assembly)로 필터링되고, 미약한 신호를 저잡음증폭장치(LNA : Low Noise Amplifier)로 증폭을 시켜준다. 그리고 입력다중화기(IMUX : Input Multiplexer)가 각 주파수 대역을 필터링하고 하향주파수변환기(Down Converter)를 통해 L대역으로 하향 변환한다. 그 신호는 디지털채널증폭부(Digital Channel Amplifier)를 사용하여 디지털신호처리를 하고, 다시 L대역을 상향주파수변환기(Up Converter)를 거쳐 SHF대역으로 변환한다. 상향 변환된 신호를 다시 TWTA(Traveling Wave Tube Amplifier)를 통해 고출력증폭을 하며, 채널별로 필터링을 하기 위하여 출력다중화기(OMUX : Output Multiplexer)를 거쳐서 안테나(ANT : Antenna)로 송출하게 된다[1-2].

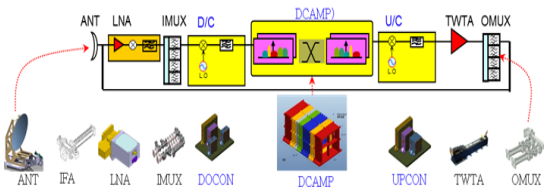


그림 1. 디지털위성중계기 개요  
Fig. 1 Overview of the digital satellite communication

본 논문에는 디지털위성중계기의 수신 성능의 핵심 기능을 하는 저잡음증폭장치의 설계, 구현 및 우주환경 분석결과에 대해 기술한다.

II. 본 론

2.1 디지털위성중계기용 저잡음증폭장치 개요

위성디지털중계기용 저잡음증폭장치는 지상위성단 말에서 송신하는 미약한 신호를 저잡음 증폭하는 역할을 한다. 저잡음증폭장치의 잡음지수는 위성중계기시스템의 수신성능 파라미터인 G/T 성능에 영향을 주는 역할로 잡음지수가 최소로 요구되어 진다. 본 위성디지털중계기용 저잡음증폭장치의 이득은 운용대역인 SHF대역에서 50dB 이상, 잡음지수는 1.5dB 이하로 구성하였으며, 우주환경분석(진동, 열진공, 방사능)을 통하여 우주환경에 운용에 문제 없음을 사전 검증하였

다.

저잡음증폭장치는 SHF 대역에서 동작을 하고, MMIC chip을 기반으로 설계하였다. 입력포트는 수신 경로 손실을 최소화하기 위하여 안테나의 WR112 웨이브가이드 포트와 연결되게끔 웨이브가이드 포트 구성되었으며, 출력포트는 하향주파수변환장치와 연결되게끔 SMA Port로 구성되었다. 저잡음증폭장치의 외부형상은 다음과 같다.

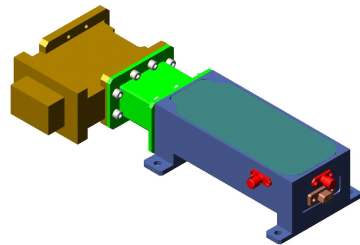


그림 2. 저잡음증폭장치의 외부형상  
Fig. 2 External figure of low noise amplifier

저잡음증폭장치의 내부구조는 다음과 같다.

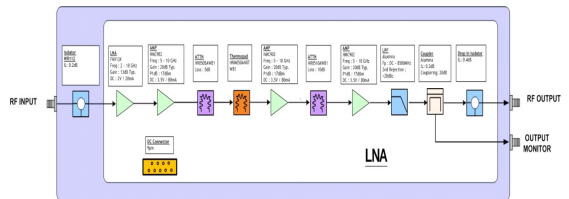


그림 3. 저잡음증폭장치의 구조  
Fig. 3 The configuration of low noise amplifier

2.2 디지털위성중계기용 저잡음증폭장치의 설계 및 시뮬레이션 결과

디지털위성중계기용 저잡음증폭장치는 전 부품에 대해서 정지케도급에서 사용가능한 부품으로 적용하였다. 세부구조를 소개하면, 첫단 증폭소자는 Alumina 기판모듈을 사용하여 HEMT Die IC를 사용하여 구성하였다[3]. HEMT LNA 소자는 잡음지수가 0.45dB 정도로 매우 우수한 소자를 적용하였다. 그 다음 두번째 증폭소자, 이득 가변을 위하여 가변이득소자, 온도에 따른 보상을 위한 Thermopad로 구성된다. 뒷단에는 Alumina 기판모듈을 사용하여 2차 하모닉 성분을 감

소시켜주는 Microstrip LPF로 구성되고, 입력단 및 중 단에는 아이솔레이터 소자를 사용하여 입/출력임피던 스 매칭에 의한 영향성을 최소화하게끔 구성하였다.

저잡음증폭장치의 PCB Layout 구성은 다음과 같 다.

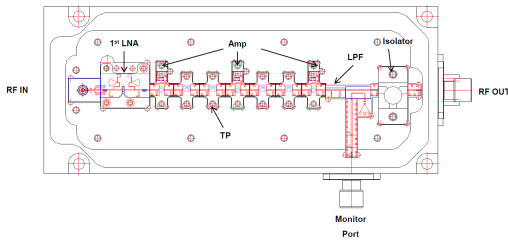


그림 4. 저잡음증폭장치의 PCB 배치 구조  
Fig. 4 PCB layout of low noise amplifier

입력단으로부터 입력단 아이솔레이터, 초단 저잡음 증폭소자, 2차 증폭기, 가변감쇄기, Microstrip LPF, 출력단 아이솔레이터 등으로 구성되어 있다.

제작 전 저잡음증폭장치의 주요 블록에 대한 시뮬 레이션을 수행하였다. 저잡음증폭장치는 다음 그림의 Budget Simulation 결과와 같이 이득 50dB 이상, 잡 음지수 1.5dB 이하로 설계 및 분석된다.

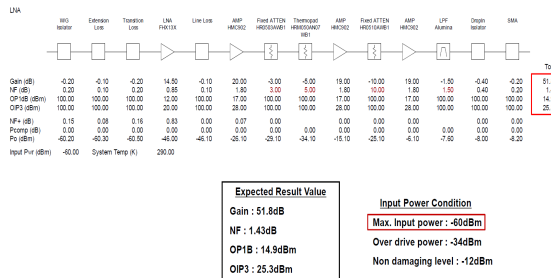


그림 5. 저잡음증폭장치의 Budget 시뮬레이션  
Fig. 5 Budget simulation of low noise amplifier

저잡음증폭장치의 주요 역할을 하는 초단의 HEMT LNA 모듈의 시뮬레이션 회로는 다음과 같다.

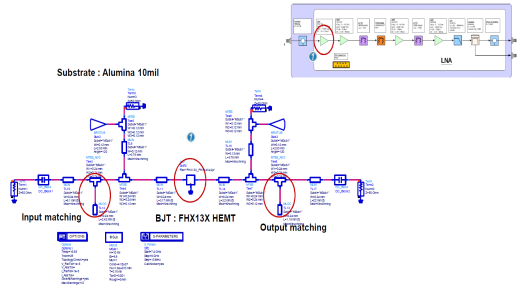


그림 6. 초단 저잡음 증폭회로 시뮬레이션 회로  
Fig. 6 Simulation circuit of 1st low noise amplifier

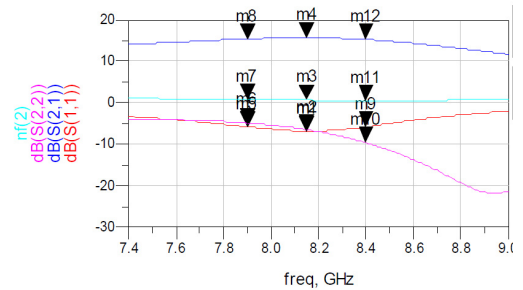


그림 7. 초단 저잡음 증폭회로 시뮬레이션 결과  
Fig. 7 Simulation result of 1st low noise amplifier

초단 HEMT소자로 구성된 저잡음증폭회로의 이득 은 약 15dB 이상, 잡음지수는 0.83dB로 분석된다.

다음은 2차 하모닉 성분을 감소시켜주는 LPF Module을 시뮬레이션 하였다. Microstrip LPF는 Alumina 10mil 두께의 기판을 사용하고 LPF의 차수 는 5단으로 구성하였다. Microstrip LPF의 선로 형태 및 시뮬레이션 회로는 다음과 같다.

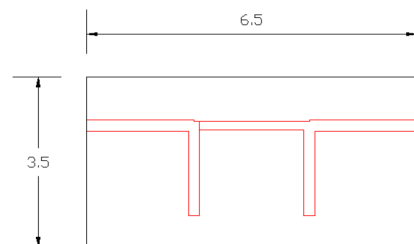


그림 7. Microstrip LPF의 PCB 배치 구조  
Fig. 7 Configuration of PCB layout of microstrip LPF

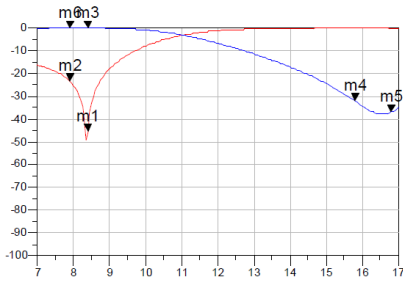


그림 8. Microstrip LPF의 시뮬레이션 결과  
Fig. 8 Simulation result of microstrip LPF

고주파까지의 특성을 분석하기 위하여 ADS의 Momentum 분석을 사용하였다. 시뮬레이션 분석결과는 다음과 같으며, 2차 하모닉에 대해서 -30dBc 이상의 감소특성을 보여준다[4-5].

**2.3 저잡음증폭장치 제작 및 주요 특성시험 결과**  
저잡음증폭장치의 제작 및 조립 사진은 다음과 같다.

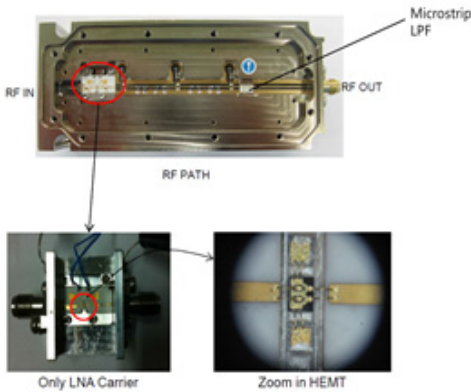


그림 9. 저잡음증폭장치의 조립사진  
Fig. 9 Assembly picture of low noise amplifier

HEMT를 적용한 초단증폭기 모듈 및 LPF 모듈은 제작 후 사전 측정을 위하여 모듈화 구성하고 저잡음 증폭장치 주 PCB에 레이저웰딩으로 선로를 연결하였다. 증폭도가 50dB 이상으로 발전에 대한 위험을 최소화하기 위하여 금속차폐구조를 적용하였다[9]. HEMT모듈은 HEMT Die를 적용하여 와이어본딩을 하여 제작하였고, LPF 모듈의 사전 시뮬레이션 분석 결과와 비슷한 결과로 2차 하모닉 제거 특성이 -

29.5dBc로 측정되었다. LPF 모듈의 측정결과는 다음과 같다.

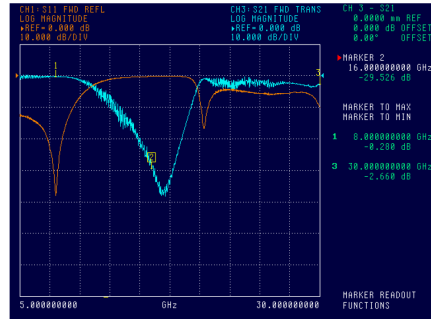


그림 10. Microstrip LPF의 측정 결과  
Fig. 10 Test Result of microstrip LPF

다음은 저잡음증폭장치의 이득 특성 및 이득평탄도, 반사손실 특성 시험결과는 다음과 같다.

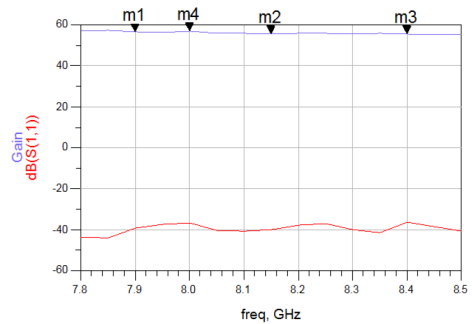


그림 11. 저잡음증폭장치의 이득 시험결과  
Fig. 11 Gain test result of low noise amplifier

저잡음증폭장치의 이득 특성은 55dB 이상으로 목표 이득성능 50dB 이상을 만족한다. 또한 이득평탄도 특성은 500MHz 대역에서 1dB 이하를 보인다.

또한 저잡음증폭장치 입/출력단 아이솔레이터 적용으로 반사손실이 -35dB 이하로 우수한 특성을 보인다.

다음은 저잡음증폭장치의 가장 중요한 특성인 잡음지수 시험결과는 다음과 같다. 시험결과와 같이 목표성능 1.5dB 이하 대비 약 0.25dB 좋은 성능인 1.24dB로 측정이 된다.



그림 12. 저잡음증폭장치의 잡음지수 시험결과  
Fig. 12 NF test result of low noise amplifier

### 2.4 디지털채널증폭부용 저잡음증폭장치의 우주 환경 시뮬레이션 분석

우주환경은 태양에 의한 방사능이 존재하는 환경과 태양표면의 흑점 등의 분출로 인한 전자회로에 입멸 스 잡음 등의 발생 및 공기가 존재하지 않아 공기에 의한 열대류가 존재하지 않는 혹독한 환경이다.

발사환경 및 우주환경에 대한 생존성을 사전 검증하기 위하여 본 논문에서는 진동, 열진공, 우주방사능에 대한 시뮬레이션을 진행하였다.

우선 발사환경의 디지털채널증폭부용 저잡음증폭장치에 대한 진동 모달분석(Modal Anlysis)는 그림 13과 같다.

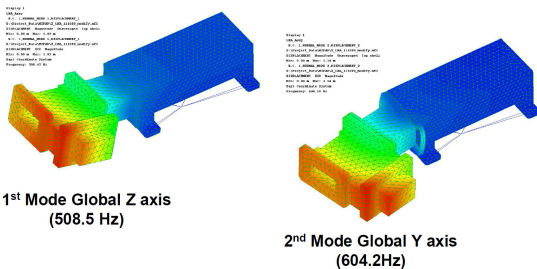


그림 13. 저잡음증폭장치의 진동분석  
Fig. 13 Vibration analysis of low noise amplifier

진동주파수가 508Hz로 시스템 요구사항인 150Hz이상으로 진동조건을 만족한다.

다음 그림은 진공상태의 최대부하를 소모하는 상황

에서의 저잡음증폭장치의 열분석을 보여준다.

우주에서는 공기가 없는 구조로 Bottom Plate만 최대운용온도로 가열되어 장비에 전도를 통해 온도가 상승된다. 또한 장비내부의 발열소자의 열도 단전도로만 Bottom Plate로 열전달되는 구조이다[6-7]. Bottom Plate는 최대 운용온도 요구사항인 +65℃로 분석을 하였다. 이때 저잡음증폭장치 외관의 가장 높은 온도는 +68.64℃로 수렴하여 외기 온도대비 약 3도 정도 상승하여 수렴되는 현상을 보인다. 내부 부품 최대 온도는 +85℃ 이상의 부품을 적용하여 안정적으로 운용이 가능할것으로 판단된다.

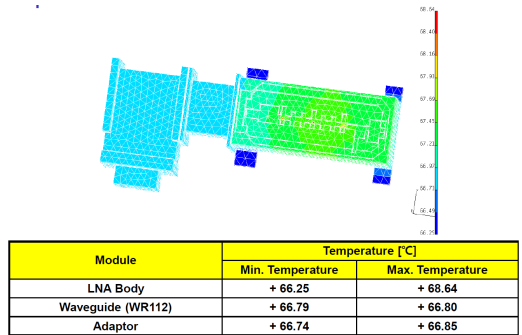


그림 14. 저잡음증폭장치의 열분석  
Fig. 14 Thermal analysis of low noise amplifier

다음은 방사능 분석으로 저잡음증폭장치의 외부에 0.8mm의 금속으로 둘러싸인 상태를 가정하고 분석을 하였다[8].

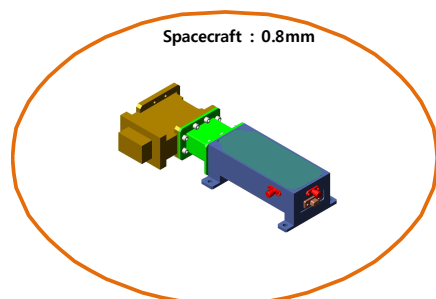


그림 15. 저잡음증폭장치의 방사능분석  
Fig. 15 Radiation analysis of low noise amplifier

방사능 피폭량 분석결과는 저잡음증폭장치의 증폭

부는 22.5krad-Si로 분석되고, 저잡음증폭장치의 전원 회로부는 38.6krad-Si로 분석된다. 사전 저잡음증폭장치의 능동 소자는 모두 100krad-Si로 적용하였기 때문에 문제가 없음을 확인하였다.

### III. 결 론

본 논문은 디지털위성중계기용 저잡음증폭장치 설계 및 구현에 대해 기술하였다. 설계 단계에서 시스템 요구사항(G/T)에 대해 저잡음증폭장치의 잡음지수 목표치에 대해 설계에 반영하였으며, 우주환경운용에 대비하여 사전 시뮬레이션을 통하여 회로에 반영하였고, 열해석 및 진동해석, 방사능해석을 통하여 사전 검증을 진행하였다.

제작전 저잡음증폭장치의 이득 및 잡음지수에 대한 시뮬레이션 분석을 진행하고 제작 후 주요 성능지표에 대해서 시험을 통하여 요구사항 만족여부 및 시뮬레이션 분석결과와 비교하였다. 본 연구 과정 및 결과를 바탕으로 고신뢰성이 요구되는 정지궤도 및 저궤도 위성용 저잡음증폭장치 개발에 활용할 예정이다.

### References

[1] K. Kim and H. Seo, "The system performance analysis and implementation of Digital Communication Satellite," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 4, no. 9, 2014, pp. 439-445.

[2] K. Kim and H. Ko, "The Optimization using PCB EM interpretation of GEO satellite's L Band Converter," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 8, no. 8, 2013, pp. 1219-1226.

[3] M. Go, "Design and Fabrication of wideband low-noise amplification stage for COMINT," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 7, no. 2, 2012, pp. 221-226.

[4] M. Go, H. Shin, and H. Park, "A RF Module for digital terrestrial and multi-standard reception," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 1, no. 1, 2006, pp. 16-27.

[5] K. Kim and B. Kim, "The Study on the design and implementation of a X-band 25W Power Amplifier Module using GaAs MMIC," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 9, no. 11, 2014, pp. 1311-1316.

[6] M. AcCullar, "Thermal vacuum testing: test preparation," In *Proc. Thermal Fluids Anal. Workshop (TFAWS 2010)*, League City, USA, Aug. 2010.

[7] S. Kim, H. Seo, J. You, E. Han, T. Kim, H. Kim, and H. Huh, "Development and verification of thermal analysis model for thermal vacuum test of satellite components," *J. Korean Soc. Aeronautical Space Sci. (KSAS)*, vol. 38, no. 8, Aug. 2010, pp. 842-847.

[8] ESA Requirements and Standards Division, "Space Engineering: Testing," *ESA ECSS-E-10-03A*, Feb. 2002.

[9] T. Kim, J. Park, and Y. Rhee, "Implementation of Ka-band Low Noise Block Converter For Satellite," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 3, no. 2, 2006, pp. 93-100.

### 저자 소개



#### 김기중(Ki-Jung Kim)

2002년 인하대학교 전기공학과 졸업(공학사)

2008년 인하대학교 대학원 전자통신학과 졸업(공학석사)

2005년~2008년 LG이노텍 부품연구소

2008년~현재 한화시스템 해상MFR팀 재직중

※ 관심분야 : 위상배열레이더, 위성중계기