

위성통신 중계기 개발을 위한 시험 방법

정 병 현/한국전자통신연구소 위성시스템연구실

차례

- I. 개 요
- II. 위성통신 중계기 개발을 위한 모델
- III. 전기적 성능 시험 및 환경 시험
- IV. 위성통신 중계기의 통합 및 시험
- V. 결 론

I. 개 요

위성통신 중계기를 지상 환경이 아닌 우주환경에서 동작하도록 설계, 제작, 시험하는 것은 간단하지 않다. 그 이유는 우주 환경은 지상 환경과 다르고, 발사 과정의 심한 환경을 거쳐야 하기 때문이다. 그리고 사소한 고장일 경우 지상에서는 손쉽게 수리할 수 있지만 발사체를 떠난 위성을 수리할 수 있는 방법은 막연하다. 따라서 발사 전에 지상에서 모든 과정을 세심하게 점검하여 실패가 없도록 하여야 한다.

이러한 실패를 최소화하기 위하여 중계기 개발에서는 아래와 같이 몇가지 모델로 나누어서 개발하고, 모델에 따라 종류 및 레벨을 달리하여 시험하게 된다.

- 브레드 보오드(bread board) 모델
- 엔지니어링(engineering) 모델
- 인증(qualification) 모델
- 준 비행(protoflight) 모델
- 비행(flight) 모델

시험은 부품과 완성된 시스템 뿐만 아니라 조립/통합하는 과정에서도 시험을 수행한다. 이는 AIT(Assembly Integration Test)라 불리며, 엄격한 시험을 통과하여 비행 인증된 부품들을 가지고 조립/통합/시험하는 것으로 위성통신 중계기의 통합을 완료하여 발사할 때까지의 작업을 의미한다.

II. 위성통신 중계기 개발을 위한 모델

개요에서 언급한 위성통신 중계기 개발을 위한 표준 모델들은 다음과 같다.

• 브레드 보오드 모델

위성통신 중계기의 전기적 성능만을 개발, 검증하기 위한 모델이므로 모양, 질량, 크기, 재질 등을 고려하지 않는다. 따라서 이 모델은 전기적 성능 시험만을 수행한다.

• 엔지니어링 모델

위성통신 중계기의 전기적 성능 뿐만 아니라 모양, 질량, 크기 등을 실제 발사될 중계기와 동일하게 제작하여 시험한다. 그러나 이 모델에서 재질을 고려하지 않으므로 환경 시험은 수행하지 않는다.

• 인증 모델

발사할 위성통신 중계기와 동일하게 설계, 제

작, 시험하여 설계의 여유를 검사하는 것을 목적으로 하기 때문에 발사는 하지 않는다. 따라서 환경 시험 레벨을 비행 모델보다 더 심하게 하여서 시험한다.

•준 비행 모델

비행 모델을 개발하기 전에 하나 이상을 미리 제작하는 모델로서, 비행 모델 중계기와 동일하게 설계, 제작, 시험한다. 시험 레벨과 시험 기간은 인증 모델과 비행 모델 중간 정도에서 적절히 선택한다. 이 모델은 경제적인 면을 고려하여 개발 초기부터 발사용으로 사용할 목적으로 개발하는 경우와 예비용으로 개발하여, 차후 개발될 비행 모델의 성능이 만족할 수준이 아니거나 또는 개발 기간을 맞추기 어려울 경우에 발사에 사용한다.

•비행 모델

앞 단계의 모델 개발이 성공한 후에, 발사를 목적으로 제작 시험하므로 발사 환경 및 우주환경과 동일한 시험 환경에서 철저한 시험을 거친다.

브레드 보오드 모델부터 비행 모델까지 5개의 모델을 개발, 제작하는 이유는 개발 과정에서 발생할 수 있는 오류를 최대한 줄이는 것을 목적으로 하기 때문에, 실제 위성통신 중계기를 개발하고자 할 경우에는 과거의 개발 경험에 따라서 앞에서 소개한 모델을 모두 개발, 제작할 필요는 없고 개발자의 실정에 맞게 각 단계의 모델을 변경, 수정하여 종종 개발한다. 어떤 경우에는 엔지니어링 모델의 시험과 인증 모델 시험을 수행하는 EQM(Engineering Qualification Model)을 개발 시험하고, 다음 단계에서 준 비행 모델을 개발 시험하고, 마지막으로 비행 모델을 개발 시험한다. 또 다른 경우는 EM과 QM을 각각 개발하고 난후 PFM을 개발하는 경우도 있다.

모델에 따라서 수행하는 시험을 요약하면(표

1)의 모델별 시험과 같다.

표 1. 모델별 수행 시험

시험	전기적 성능 시험	DC 소비 전력과 질량, 모양, 크기	환경 시험
브레드 보오드 모델	○		
엔지니어링 모델	○	○	
인증 모델	○	○	○
준비행 모델	○	○	○
비행 모델	○	○	○

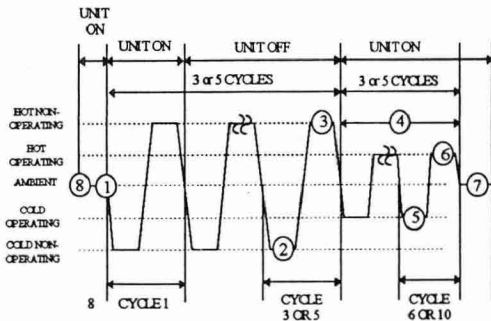
위의 모델별 시험은 부품이나 시스템이나 동일하게 시험을 수행하지만, 시험 레벨, 시험 기간, 그리고 전기적 성능을 측정하는 파라미터는 모델과 시험 대상에 따라 다르게 한다.

Ⅲ. 전기적 성능 시험 및 환경 시험

전기적 성능 시험은 모든 모델에서 수행하며, 시험 파라미터는 시험 부품이나 시스템의 특성을 잘 나타낼 수 있는 것으로 한다. 부품의 시험 파라미터는 부품에 따라서 매우 다양하지만 그중 중계기의 특성을 나타내는 파라미터들을 나열하면 이득, 군 지연, 위상 천이, 반사 손실(return loss), 입력 VSWR, 출력 VSWR, 잡음 지수(noise figure), RF output power, spurious output inside band, spurious output outside band, overdrive conditions, frequency conversion, amplitude linearity total phase shift, AM/PM conversion coefficient, AM/PM transfer coefficient, input gain slope,..., 등으로 이외에도 많다. 따라서 개발하고자 하는 중계

기 시스템의 전기적 특성을 측정하기에 적합한 파라미터를 선정하여 시험한다.

브레드 보오드 모델, 엔지니어링 모델의 전기적 시험은 우주 환경이 아닌 일반적인 실험실에서 시험하면 되지만, 인증 모델, 준 비행 모델, 비행 모델의 전기적 시험은 지상(ambient) 환경(MIL-STD-2164(EC)기준에 의하면 온도 $23 \pm 2^\circ\text{C}$, 대기압력 $96.45 + 66 / - 10.0 \text{ kPa}$, 상대습도 $50 \pm 5 \text{ percent}$)에서 시험하고 열-진공 시험 중에 고온 및 저온 상태에서 시험을 수행한다.(그림 1)은 일반적인 열-진공 시험 절차를 나타낸 것이며 그림에서 Test 1과 Test 7은 지상 환경에서 전기적 성능 시험을 하는 것이고, Test 2와 Test 3은 시험은 하지 않고 전원만 ON/OFF 하는 것이고, Test 5와 Test 6은 저온과 고온 상태에서 전기적 성능 시험을 하는 것이다.



- Test 1 : Initial Ambient Performance Test
- Test 2 : Turn ON/OFF
- Test 3 : Turn ON/OFF
- Test 4 : Continuous Monitoring and Functional Verification
- Test 5 : Cold Performance Test
- Test 6 : Hot Performance Test
- Test 7 : Final Ambient Performance Test
- Test 8 : Rapid Depressurization During Chamber Pumpdown

인증 모델 : 10 사이클
 준 비행 모델 : 10 사이클
 비행 모델 : 6 사이클

그림 1. 열-진공 시험 절차

DC 소비 전력과 질량, 크기, 모양의 측정 및 시험도 마찬가지로 부품과 시스템 모두에서 수행한다. 또한 필요시 무게 중심, 관성 모우멘트등도 함께 측정한다.

환경 시험은 인증 모델부터 수행하는 시험으로 가장 많은 시간과 노력이 요구되는 시험이다. 그 이유는 위성이 놓이게 되는 발사 환경부터 우주 환경까지 다양한 환경을 시뮬레이션하여 시험해야 하기 때문이다. 시뮬레이션 환경 시험을 나열하면 대략 열-진공 시험, 진동 시험, EMC/ESD (electromagnetic compatibility/electrostatic discharge) 시험, 음향(Acoustic) 시험,..., 등이다. 인증 모델, 준 비행 모델, 그리고 비행 모델에서 수행하는 시험의 종류는 대개 거의 동일하지만, 시험 기간과 시험의 레벨을 달리하여 시험한다. 대개 동일하고 시험 순서는 시험 대상에 따라 다르지만 일반적인 경우는 다음과 같다.

● 인증모델과 준 비행 모델의 시험 순서

- 사인(sine) 진동 전 survey
- 사인 진동 시험
- 사인 진동 후 survey
- 랜덤(random) 진동 시험
- 랜덤 진동 후 survey
- 진공 상태
- 열-진공 시험
- ESD(electromagnetic compatibility)
- EMC(electrostatic discharge)

● 비행 모델의 시험 순서

- 랜덤 진동 전 survey
- 랜덤 진동 시험
- 랜덤 진동 후 survey
- 진공 상태
- 열-진공 시험
- EMC

이 시험 순서는 위성이 발사에서 우주 환경에 놓이기까지 거치는 환경들의 순서와 가급적 같도록 한다. 그리고 진동 시험 전, 후에 survey를 하는 이유는 진동 시험 과정에서 기계적인 이상이 발생하였는지를 점검하기 위한 것으로, 약 0.5g 정도에서 고유 진동수를 조사하여 비교하는 것이다. 사인 진동 시험을 인증 모델과 준비행 모델에서만 수행하고 비행 모델에서 수행하지 않는 것은 이 시험이 구조 설계의 한계를 검토하기 위한 것으로 비행 조건을 대표하는 것이 아니기 때문이다. 환경 시험은 (표 2)와 같이 모델에 따라 시험 수준을 달리한다. 진동 시험의 경우에는 진동의 세기와 시험의 기간을 모델에 따라서 비행 수준과 같거나 더 심하게 한다. 열-진공 시험은 비행 환경의 온도 보다 $\pm 10^{\circ}\text{C}$ 정도까지 더 심하게 시험하고, 열-주기 횟수도 모델에 따라서 다르게 한다.

표 2. 모델별 환경 시험 수준의 예

모델	인증 모델	준 비행 모델	비행 모델
진동 수준	1.5배	1.25배	1배
진동 기간	2배	1.5배	1배
상, 하한 온도 범위	± 10	± 10	± 5
열 주기	10회	10회	6회

음향 시험을 부품보다는 넓은 면적을 갖는 안테나 또는 위성통신 중계기 시스템 전체가 동적인 환경에 견딜 수 있는지를 시험한다.

ESD/EMC 시험은 부품이나 시스템이 외부의 전자기에 대하여 영향을 받지 않고, 부품 상호간 또는 중계기와 버스(Bus; 중계기를 탑재하는 위성체) 상호간에 영향을 주거나 받지않아야 하므로 이를 시험한다.

환경 시험 전후에 (그림 2)와 같이 전기적 성능 시험을 수행하여 환경 시험 동안 부품이나 시

스템에 성능 저하나 고장이 발생하였는지 점검한다.



그림 2. 환경 시험과 전기적 시험의 절차

(그림 2)의 시험 절차는 일반적인 경우에 관한 것이고, 이밖의 환경 시험을 하였을 경우에도 전기적 성능 시험을 수행하여 부품이나 시스템의 성능을 점검하여야 한다.

IV. 위성통신 중계기의 통합 및 시험

비행 모델 위성통신 중계기를 개발하기 위해서는 통합 및 시험에 우선하여 전기적인 성능과 기계적인 성능을 만족하도록 설계한다. 전기적인 성능은 각종 시뮬레이션 및 브레드 보오드 모델 및 엔지니어링 모델을 제작하여 설계를 검증하고, 기계적인 성능은 STM(thermo-structural model) 모델을 제작하여 검증한다. STM 모델은 위성통신 중계기 보다는 위성체 개발에 더 관련이 있지만 위성통신 중계기에 영향을 미치므로 간단히 소개하겠다. STM 모델은 실제 위성체의 모양과 재질이 동일한 규격으로 하여 제작한다. 다만 위성통신 중계기 부품들이 부착될 위치에는 mock-up이라 불리는 모양, 질량, 크기가 동일한 모형 부품을 부착한다. STM 모델을 가지고 질량 특성 시험, 음향 시험, 진동 시험, Solar 시험 등을 수행하여 개발하고자 하는 위성체의 기계적 설계에 반영한다. 그리고 STM 모델의 시험 결과에 따라서 각종 부품이 놓이게 될 환경을 분석하고, 환경 시험의 규격으로 결정하여 이 규격에 따라서 위성통신 중계기용 부품을 구입하거나 자체 제작하고 시험 한다.

중계기의 전기적인 성능과 기계적인 성능을 만

족하도록 설계가 끝나면 이 설계 규격에 적합한 부품인지 검증하는 전기적인 성능 시험, DC 소비 전력과 질량, 모양, 크기의 측정, 그리고 환경 시험 등의 필요한 모든 시험을 수행한다. 외부 구매 부품의 경우는 이 규격에 맞는지 확인한다. 부품을 초기에 철저히 시험해야 한다. 그 이유는 부품의 결함을 초기 발견하는 것이 시간적, 경제적, 그리고 시스템 신뢰도 측면에서 효율적이기 때문이다.

모든 필요한 시험을 거쳐 비행 인증된 부품을 가지고 조립 및 통합을 시작한다. 통합은 위성 구조에 알맞게 몇가지 부분으로 나누어 실시한다. 판넬구조로 된 위성통신 중계기의 경우는 판넬별로 통합/시험하고 나서, 이 판넬들을 다시 통합하여 중계기 서브시스템을 시험하고, 안테나 서브시스템과 통합/시험한다. 스피너형의 위성의 경우 회전 부분과 회전하지 않는 부분을 나누어 통합/시험한다. 위성의 통합 및 시험은 위성의 구조와 성능을 시험하기 용이하게 나누어서 실시하므로 상황에 따라서 적절히 몇가지 부분으로 나누어 실시하면 된다.

통합이 끝나면 시험을 실시하는데 전기적인 성능 시험을 수행하기 위해서 EGSE(Electrical Ground Support Equipment)가 필요하고 기계적인 환경 시험을 수행하기 위해서는 MGSE(Mechanical Ground Support Equipment)가 필요하다. EGSE를 이용하여 수행하는 시험은 III장에서 기술한 중계기의 전기적 특성을 나타내는 파라미터들을 시험하고, MGSE를 이용하여 진동시험, 열-진공 시험, 음향 시험 등을 수행한다.

통합과 시험이 끝나면 위성통신 중계기를 위성체에 탑재하기 위하여 이동하기 편리하도록 위성통신 중계기는 분해된다. 이동이 완료되면 위성통신 중계기는 재통합되고 EGSE와 MGSE를 이용하여 재시험한다.

재통합과 재시험이 성공적으로 이루어지면 발사장으로 이동되어, 이동중에 문제 없는지 시험

한다. 이것은 위성이 발사되기 전에 수행하는 최종 시험이다.

다음은 위성이 발사되어 궤도에 진입한 다음 수행하는 시험인 IOT(In-Orbit Test) 시험이다. 발사 과정에서 위성통신 중계기의 고장 및 성능 저하가 발생하였는지를 시험하므로 전기적 성능과 원격 측정 및 명령(Telemetry/Telecommand)을 시험한다.

IV장에서 소개한 내용을 요약하면 대부분의 위성통신 중계기가(그림 3)의 INTELSAT VI 시험 절차를 따른다.

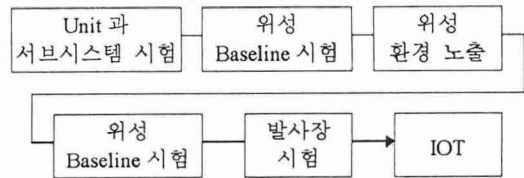


그림 3. INTELSAT VI의 시험 절차

V. 결 론

위성통신 중계기와 지상용 중계기를 개발 제작하는데 가장 큰 차이점이 시험이라고 해도 잘못된 말이 아닐 만큼 시험이 중요하다. 그 이유는 일단 발사된 위성통신 중계기는 약간의 고장이 발생하더라도 수리할 수 있는 방법이 막연하다. 따라서 지상에서 개발, 제작할 때 철저한 시험을 수행하여 실패를 사전에 예방해야 한다. 그러한 예방 방법으로 여기서 개발 모델들을 소개하고, 이 모델에 따라 수행해야 하는 시험, 그리고 시스템 통합 및 시험에 관하여 전반적 사항을 기술하였다.

여기서 언급한 사항은 일반적인 것을 중심으로 참고문헌의 자료를 예를 들어 설명하였다. 따라서 위성통신 중계기의 개발은 개발 경험, 위성의 구조 및 질량, 위성이 놓이게 되는 궤도 등에 따

라 알맞은 개발 계획을 세워 추진해야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. *Test Requirements for Space Vehicles*, MIL-STD-1540B(USAF), pp.19-78, 10 October 1982.
2. *Environmental Stress Screening Process for Electronic Equipment*, MIL-STD-2164(EC), pp.10, 5 April 1982.
3. Ke Shou-Quan, Jin Xun-shu, "Environmental Testing for Chinese Communications Satellites," Proceedings of the International Symposium on Environmental Testing for Space Programs-Test Facilities & Methods, pp.99-101, held at ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 26-29 June 1990 (ESA SP-304, September 1990)
4. R. Bruni, F. Carptia, M. Francesi, A. "Inannarelli, Integrazion E prove Del Satellite-Satellite Integration and Test," RIVISTA TECNICA SELENIA(ITALSAT), vol. III No.4 pp.241-270, 1990.
5. George A, Tadler. PhD., "INTELSAT VI Satellite Test Program," IEEE AOTUTESTCON, pp.75-67, 1991.
6. M. Bandecchi, B. Melton, J. J. Gujer, "EGSE : A Validation Tool for Satellite Simulator?," ESA Bulletin, No. 75, pp. 67-72, Aug. 1993.
7. 천용식, 이상설, 이주진, "위성체 개발에 필요한 우주환경 시험기술," 통신위성·우주산업 연구회, 제2권3호 pp.76-82, Dec. 1994.

筆者紹介



▲정 병 현

- 1992년 : 금오공과대학 전자제어공학과(공학석사)
- 1992년~현재 : 한국전자통신연구소 위성시스템연구실 연구원