

회로에의 적용이 이루어지지 못하고 있다.

발진기는 충분한 발진주파수 대역과 출력 전력을 확보하는 것과 함께, 전력 변환 효율을 높이고 위상잡음을 줄여야 한다. 전력 변환 효율을 높이기 위한 방법은 여러 논문에서 제시된 바가 있으며,^[9] 시뮬레이터의 발달로 많은 발전을 보고 있다. 한편 위상잡음을 줄이기 위해서는 적은 저주파 잡음을 가지는 소자를 사용할 것과, 높은 Q값의 공진기를 이용할 것, 그리고 버퍼 증폭기와 피드백 회로를 이용하는 방법 등^[10] 여러 가지 방법이 제시되고 있다. 그러나 위상잡음을 줄이기 위한 방법은 아직 충분한 연구가 진행되지 못하고 있는 상태이므로 더욱 많은 연구가 진행되어야 할 것으로 기대된다.

III. DBS IDU Tuner용 주파수 변환기 개발

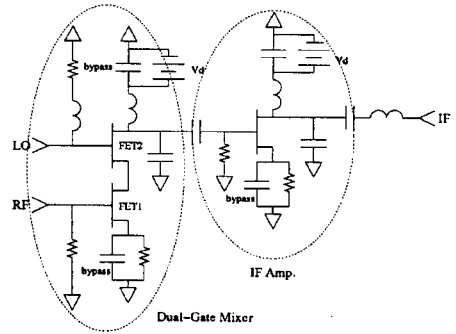
통산산업부의 공업기반기술 개발사업의 일환으로 진행된 국제상사와 포항공대의 DBS Tuner용 주파수 변환기 개발에 대해서 간단히 소개한다.^[11]

이 연구는 IDU내에 사용되는 DBS Tuner의 주파수 변환기를 MMIC로 제작하는 것을 목표로 하였으며 국제상사의 MMIC 공정을 이용하여 진행되었다.

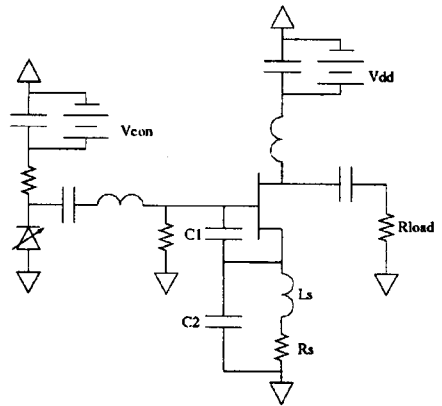
설정된 요구사항은 표1과 같은 것이었다.

〈표 1〉 DBS Tuner용 주파수 변환기 요구사항

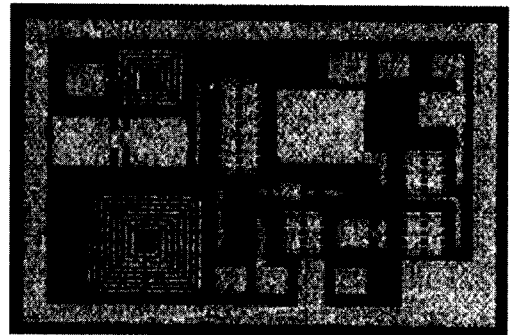
항목		요구사항
주파수	RF	950 MHz ~ 2050 MHz
	LO	1430 MHz ~ 2530 MHz
	IF	480 MHz
변환이득		> 4 dB
잡음지수		< 11dB
IIP3		> -2.5 dBm
LO 누설	IF port	< -20 dBm
	RF port	< 3 dBm
제어전압		0 ~ 20 V
발진기 위상잡음		< -65 dBc/Hz (10kHz offset)



〈그림 4〉 DBS IDU 용 주파수혼합기와 IF 증폭기



〈그림 5〉 DBS IDU 용 전압제어발진기



〈그림 6〉 DBS Tuner MMIC

주파수 변환기는 그림4와 그림5에 나타난 것처럼 듀얼게이트 혼합기와 Clapp-Gouriet 발진기, 그리고 IF 증폭기로 이루어지도록 설계하였다.

제작된 칩의 사진을 그림 6에 나타내었다. 크기는 1.45 mm × 0.88 mm 였다.

측정결과는 표2에 정리하였다. 변환이득과 선형 특성, 그리고 위상잡음등은 요구사항을 만족하였다. 그러나 발진기의 발진대역이 요구사항에 미치지 못하였고, RF 주파수 대역도 요구사항보다 좁은 결과를 보였다. 따라서 아직 제품화에는 조금 미흡하여 성능의 개선이 요구된다.

〈표 2〉 DBS Tuner MMIC 측정결과

항목		측정 결과
주파수	RF	910 MHz ~ 1830 MHz
	LO	1390 MHz ~ 2310 MHz
	IF	480 MHz
변환이득		> 8.33 dB
IIP3		-1.2 dBm
LO 누설	RF	< -10 dBm
	IF	< -30 dBm
제어전압		0 ~ 20V
발진기 위상잡음		-71 dBc/Hz

IV. 결 론

DBS는 위성통신의 한 응용분야로서 급속한 발전이 기대되고 있어서 이에 대한 기술 경쟁력을 확보해야 한다. 따라서 DBS 시스템의 특성에 적합한 RF 회로의 개발이 요구되고 있다. 또한 경쟁력 있는 제품의 개발을 위해서는 이러한 회로의 개발은 MMIC의 형태로 진행되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

[1] "Direct-Broadcast Satellites Make Home Deliveries," *Microwaves & RF*, July 1994 pp. 33-39.
 [2] Peter M. Bacon and Erinn Filtzer, "What's Behind DBS Services : MMIC Technology

and MPEG Digital Video Compression," *IEEE Trans. Microwave Theory and Tech.*, vol.43 no.7, July 1995 pp. 1680-1685.
 [3] Peter M. Bacon, E. Olsen, B. Cole, Y. Tajima, and D. Kaczman, "A Dual-Channel Ku-Band DBS Downconverter," *GaAs IC Symposium*, 1993 pp. 233-236.
 [4] Kevin Hubbard, Keven MacGowan, Clayton Kau, Duncan Smith and Stephen Maas, "A Family of Low Cost High Performance HEMT MMICs for Commercial DBS Applications," *IEEE MTT-S Digest*, 1995 pp. 1649-1652.
 [5] Wayne Kennan, Edmar Camargo, Osamu Baba and Y. Aoki, "MMIC Downconverter Translates Signals for DBS Systems," *Microwaves & RF*, Oct. 1996.
 [6] Stephen A. Maas, *Microwave Mixers*, Artech House.
 [7] M.C. Tsai, M.J. Schindler, W. Stuble, M. Ventresca, R. Binder, R. Waterman and D. Danzilio, "A Compact Wideband Balanced Mixer," *IEEE MTT-S Digest*, 1994 pp. 5-8.
 [8] Kevin W. Kobayashi and Aaron K. Oki, "A Novel Heterojunction Bipolar Transistor VCO Using an Active Tunable Inductance," *IEEE Microwave and Guided Wave Lett.*, vol.4 no.7, July 1994, pp.235-237.
 [9] Brian K. Kormanyos and Gabriel M. Rebeiz, "Oscillator Design for Maximum Added Power," *IEEE Microwave and Guided Wave Lett.*, vol.4 no.6, June 1994, pp. 205-207.
 [10] Jack Browne, "Feedback Cuts Phase Noise in Miniature VCOs," *Microwaves & RF*, June 1996, pp. 139-142.
 [11] 위성 수신용 튜너 집적회로 기술 개발에 관한 연구, 통산산업부 공업기반기술 개발사업 연구보고서, 1997

저자 소개



金 汎 晩

1947年 1月 3日生

1965年 3月~1972年 2月 서울대학교 전자공학과 졸업

1972年 9月~1974年 5月 University of Texas, Austin 전자공학과 졸업

1974年 5月~1979年 5月 Carnegie-Mellon University 전자공학과 졸업

1978年 8月~1981年 5月 GET Labs., Inc. 선임연구원

1981年 5月~1989年 7月 Texas Instruments Central Research Labs. 책임연구원

1989年 10月~1994年 6月 상업과기연 전자전기분야 분야장

1989年 8月~현재 포항공과대학교 전자전기공학과 부교수, 교수

姜 商 勳

1972年 9月 12日生

1992年 3月~1996年 2月 포항공과대학교 전자전기 공학과 졸업

1996年 3月~현재 포항공과대학교 전자전기 공학과 석사과정

위성 통신 장비의 설치 조립 및 시험 기술

박 인 환

LG정보통신 중앙연구소 전송연구단

I. 서 론

1995년 우리나라 최초의 실용위성인 무궁화 위성 1호 2호를 발사함으로써 본격적인 위성통신·위성방송 시대를 열게 되었고, 1996년 말 무궁화 3호를 주계약자로 선정된 미국 Lockheed Martin사로 발주함에 따라 곧 제 2기 위성시대를 맞이하게 될 것이다.

현재 무궁화 위성은 저속전용(VSAT)통신 서비스, 고속전용통신 서비스, 비디오 통신 서비스 및 국간중계 서비스 등 기존의 지상망이 제공하는 통신 서비스를 보완하고, 이동 위성 중계(SNG), 경미중계, 위성과의 등 위성망 고유의 다양한 서비스를 제공하고 있다.

그리고, GMPCS 및 저궤도 위성 사업에 있어서 이리듐 프로젝트에 SK텔레콤이 4.5%, 글로벌스타 프로젝트에 현대와 데이콤이 6.1%, ICO 프로젝트에 한국통신·신세기·삼성이 5.9%의 지분을 참여하여 국내 관문국 운영권과 사업권 및 일정 부분 해외 사업권을 확보하고 있다. 이러한 참여는 지상계 이동 시스템의 결정판인 IMT2000과 더불어 전 세계적으로 단일화된 무선 표준 방식을 채택, 지리적 장벽과 국경의 장벽 없는 무선통신 서비스를 제공할 예정이다.

국내 위성 사업체들은 이러한 주요 프로젝트에 적극 참여하여 위성확보 효과와 국내 시장 방어 및 국내 사업자의 해외 시장 진출의 수단으로 삼고 있으며, 국내 위성 관련 산업 발전과 첨단 기술 이전 효과도 가지려고 시스템 구축 및 단말기 생산에도 참여하고 있다.

이러한 위성 시스템 구축하기 위해서는 첨단 기술력과 자본력이 필요하다. 이러한 기술력을 구성하고 있는, 구성 요소를 살펴보면, 탑재장치(Payload), 버스(Bus), 관제소, 설치 조립 및 시험에 의한 시스템 통합 기술, 품질 인증(Product Assurance)기술로 대별될 수 있다.

본고에서는 무궁화 위성 시스템 생산에서 경험 하였던 위성체 설치 조립 및 시험에 관한 시스템 통합 기술과 품질 인증 기술에 대해 설명하고, 위

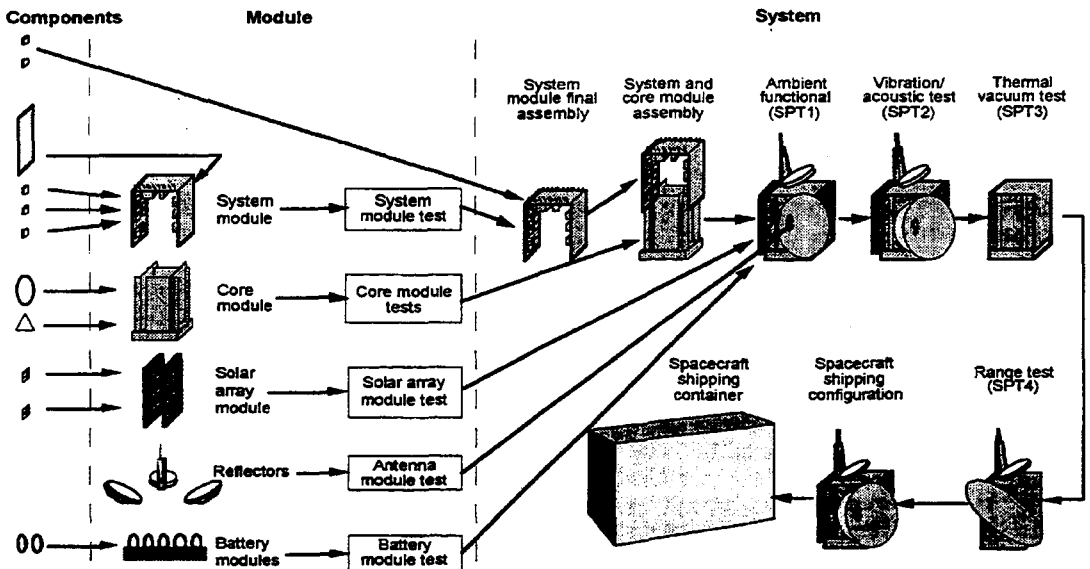
성체 궤도내 시험에 대해 간략히 기술하였다.

II. 위성 시스템 설치 조립 종합 시험 개요

위성 시스템의 종합 시험은 조립(Assembly), 시스템 통합(Integration), 그리고 여러 가지 시험 프로그램으로 구성되어 있다. 이러한 종합 시험은 위성 수명 기간 동안 일어날수 있는 성능 경향을 악조건 및 일반 조건에 대해 시뮬레이션 함으로서 요구된 위성 성능 규격을 검증한다. 또한 Protoflight 개념으로 처음 만들어진 위성체 및 Protoflight라 불리는 장치에 대해 성능 인증 및 각종 시험을 실시하고 Flight 모델의 요소를 구성한다. 일련의 반복 장치 혹은 단순 장치로 구성된 초도비행장치는 Protoflight라 명명되고, Protoflight 시험을 실시한다. 나머지 장치들은 Flight 장치라 명하고, Flight 수준의 시험을 행한다. 주요 성능 파라미터에 대한 측정 시험은 위성체에서 행하여지고, 나머지 부품들에 대해서는 발사, 궤도상

환경 조건, 설치 조립 및 통합의 경우에 초도비행 장치와 위성체에 대해 최대 Flight 수준까지 행하여진다. 여기서 성공적인 시험 완료라는 것은 측정된 모든 파라미터가 시험전에 요구된 조건을 만족하고, 시험 조항이 예측된 성능으로 구성 되어 있어야 하며 설치 조립, 통합시험의 모든 과정은 프로그램 품질 인증 계획에 의해 관찰되어야 한다. 모든 위성체는 개발인증 시험 요구서(Development/Qualification Test Requirements)를 만족하는 Assemblies, Components, Subsystems, 그리고 Modules로 구성되어 있다. 그림 1은 위성체 조립 및 통합 시험의 개요로서 Components와 Module 그리고 위성체 수준의 시험 실시 절차를 나타낸다.

- Component 시험이 행하여진 뒤, Components는 Module 조립을 위하여 준비된 생산공장으로 이동한다. 생산 장소에는 각각의 Module에 대해 조립 및 통합 시험에 능숙한 엔지니어가 있어야 한다.
- 각 Module은 생산 장소에서 동시에 만들어지고 실험되어서 시스템 통합 시험 부서(System AI&T)로 보내진다. 일부 위성 부품



〈그림 1〉 Assembly, Integration and Test Flow Overview

들은 생산 공장의 Module 부품이 아니므로 직접 System AT&I 부서로 보내진다.

- 생산 시험 라인은 System Module과 주요 핵심 Module을 조립하면서 시작된다.
- 위성체 조립을 계속하면서 시스템 성능 시험 1(SPT 1) 실시한다. 전체 형상에 대한 Alignment가 행해지고, 태양전지판에 대한 전개 Mechanism을 작동 시키고, 위성의 차폐 금박, 반사판, 배터리등을 설치하고, 반사판은 펼쳐서 전개 반경을 측정한다. 다음 반사판을 집어넣고, 태양전지를 장착한다.
- 시스템 성능 시험 1이 끝나면 발사배치에 들어가는데, 위성은 시스템 성능 시험 2(SPT 2)인 진동/음향 시험을 위해 진동/음향 시험 장치로 이동된다.
- 진동/음향 테스트가 끝나면, 태양전지판 전개 Mechanism을 다시 한번 시험하고 검증한다. 위성체의 각 부품 무게를 측정하고, Alignments를 검증한다.
- 시스템 성능 시험 3(SPT 3)에서 위성은 열 시험과 진공 시험을 거친다.
- 이 시험은 Protoflight 위성의 주요 열평형 시험을 실시한다.
- 시스템 성능 시험 4(SPT 4)인 반경 시험에서는 반사판을 장착하고, 펼친다. 병행해서, 전체위성 Bus의 성능 시험도 완수한다.
- 반경 시험 후 반사판은 다시 집어넣고, 태양전지판을 장착한다. 시험을 마치고, 발사 준비가 된 위성은 발사 장치에 운반되기 위해

운반 컨테이너에 포장된다.

모든 부품들은 AT&I 시험을 시작하기전 수명 시험을 행하여야 한다.

Table 1은 무궁화 3호의 부품의 수명 시험 자료를 보여준다.

위성체 시험의 기초 개념은 다음과 같다.

- 위성 설계 및 Protoflight 시험은 이전의 위성 시스템에서 이미 검증되어 있어야한다.
- 수락 시험은 Subassembly, Component, Module, 그리고 시스템 레벨에서 행하여져야 하며, 저난이도 시험를 통하여, 다음 고난이도 시험에서의 실패율을 줄여야한다.
- 일반적 시험 순서는 언급한 차례에 기준하여야 하며, 순서는 수정 변경 될 수 있다.
- Component에 대한 시험 상태는 최종 장비 본류 리스트에 기입되어 있어야 한다.

다음과 같은 문서들을 근거로 하여 시험 계획을 작성한다.

- Component Environmental Test Specification
 - Product Assurance Plan
 - Spacecraft Performance Specification
 - Statement of Work
 - Spacecraft Environmental Specification
- 이외에도 Detailed Spacecraft Test Plan, Launch Operations Plan 같은 시험계획을 추가할 수도 있다.

〈표 1〉 Life Test Components

Equipment	Life Test Requirement
Travelling wave tube (TWT) cathode	Accelerated 15-year cathod life test
Battery cell	15-year charge/discharge cycles accelerated
RWA bearing assembly	One and a half times operational life
Solar array drive	One and a half times operational life
Arcjet thruster	1.5 times throughput
Liquid apogee engine	One and a half times operational life

III. 위성체 시험 요구 사항

1. 기본 요구 사항

장비의 수락 시험시에는 장비가 수명기간과 발사 기간 동안 경험할 여러 가지 경우의 환경 조건에 대한 시뮬레이션을 수행하여야 하며, 장비가 운용되는 단계에 따라 최대 온도, 최대 출력, 진동 등의 악조건에서 주운용 조건, 부운용 조건에 대해 성능이 측정되어야 한다. 시험된 장비들은 장비 성능 규격을 만족하여야 하며, 측정된 데이터들은 각각의 조건에 대해 기록되어 성능을 알 수 있어야 한다. 수락시험 시에는 장비가 지정된 최대 온도와 최소 온도 내에서 구동되는지, 또한 얼마나 온도에 민감한지를 알기 위한 시험을 하여야 한다.

위성 통신 시스템은 고정 설치된 양방향 Coupler를 이용하여 위성체가 실제 운용될 때 RF 도파관의 연결을 끊지 않고, 안테나, 통신 중계기, CR&T 장비 등을 시험하고, Telemetry Data를 받아서 지상 시험 및 궤도 시험을 실시하여 위성체의 성능 결정을 할 수 있도록 설계되어야 한다.

위성체에 공급된 전원의 전류와 전압은 항상 측정할 수 있어야 한다.

상기 조건에 의해 측정된 데이터를 이용하여 Gain Slope, 특정 부품 및 모듈, 부시스템의 성능 지수 등을 유도 계산한다.

시스템의 조립, 설치 방법, 시험 절차 등은 문서로 기록되며, 이 문서를 통해 위성체 취급 방안, 성능지수 등을 도출해 낼 수 있다.

기본 시험 방안과 다르게 시험을 하려면, 기본 시험 방안에 포함된 환경 시험의 난이도, 민감성, 기간에 맞추어서 새로운 시험 방안을 만들어 문서로 기술하여야 한다.

열 환경 시험에 있어서는 실제 궤도상의 열경사와 일치된 전도 복사 환경에서 시험되어야 하고 모든 성능지수는 기록되어야 한다.

2. 시험 운영 절차

모든 시험 활동은 시험 주관자의 지시에 따라야 하고, 수락 시험시 시스템 설계 기준에 의한 시험

의 적절함에 대한 평가와 시험결과는 시스템 설계에 의해 결정되고, 시험 절차서에 기술된 절차는 위성체 및 시험 요원에 대한 잠재적, 혹은 긴급한 위험이나 비상상태가 없는 한 준수되어야 한다. 그리고 모든 시험은 시험 공차 요구 조건 내에서 시험 운영되어야 하고 정확성을 가져야 한다. 표 2는 무궁화 위성 3호의 시험 공차 요구 조건을 보여준다.

모든 시험은 관련 시험에 의해 승인 된 시험계획서와 시험절차서에 의해 행하여야 하며, 시험 데이터는 시험 시에 평가 되어야 한다. 시험 전, 시험 후에는 업무지침서(Statement of Work)와 품질 보증 계획서(Product Assurance Plan)에 의해 다음 사항에 대해 시험 검토가 행해진다.

시험전 검토 사항

- 시험항목 준비 상황
- 시험항목에 대한 시험문서 완료 및 수락 상태
- 시험 장치 수락 및 준비
- 시험 불일치 통보 절차

시험후 검토 사항

- 시험 데이터 요약 및 검토
 - 시험 완료에 대한 동의
 - 시험중에 보고된 이상현상에 대한 해결 방안
- 시험 검토에서 시험 이상 항목이나 불일치 항목이 나오면 재시험을 하게 된다.

시험 도중 다음과 같은 상황이 발생하면 시험 불일치 항목이라고 정의한다.

- 장비 성능이 시험 절차서에 기술된 시험 규격을 초과했을 시
- 측정 변수 값이 한계 공차 내에 있더라도, 측정 변수 값의 변동이 심할때
- 장비 성능 측정이 자주 중단되고, 산만하며, 설명할 수 없는 데이터 천이가 발생 시
- 시험 장비나 위성체 장비에 연결되어 시험하는 장비에 손상을 줄 수 있는 부속물에 문제점이 발견될 때
- 시험장비와 케이블의 Mismatching이 일어날 때

〈丑 2〉 Test Tolerance Control Requirement

Test Parameters		Test Parameters
Relative Humidity		±15%
Test Temperature		
Hot		+3/-0°C
Cold		+0/-3°C
Test Pressure(in Vacuum)		<10 ⁻⁵ torr
Acceleration		+5/-0%
Static Load		+5/-0%
Test Time Duration		+5/-0%
Sinusoidal Vibration Frequency		±2% or 1 Hz, whichever is greater
Sinusoidal Vibration Amplitude		±10%
Random Vibration Power Spectral Density (G ² /Hz)		
<u>Frequency Range</u>	<u>Max. Control Bandwidth</u>	
20 to 500Hz	10%	±1.5dB
500 to 2000Hz	10%	±3.0dB
Overall(G ms)		±10%
Sound Pressure Levels		
<u>1/3-Octave Midband Frequencies</u>		
0 to 80Hz		±3.0dB
80 to 2500Hz		+3.0/-1.0dB
2500 and above		±4.0dB
Overall		+3.0/-1.0dB
Shock Response Spectrum(Q=10)		±6dB with 30% of the response spectrum
<u>Natural Frequencies Spaced at 1/6-Octave Intervals</u>		center freq ampl) than nominal test spec
RF Power Level		less than ± 0.25dB
VSWR		
less than or equal to 1.35:1		less than or equal to 1.03:1
greater than or eq to 1.35:1		less than or equal to 1.05:1
Spurious Level		±0.5dB
Frequency		
Audio less than 20kHz		10ppm
Video		
up to 10 Mhz		1.0ppm
above 10MHz		.01ppm
stability, drift		0.1ppm
Voltages		
less than 5 volts		±0.2%
5 to 100 volts		±0.5%
Cuments		
less than 5 volts		±0.5%
morn than 5 volts		±1.0%
Weight		±0.25kg

〈丑 3〉 Component Test Margine

Hardware Type	Thermal		Sine Vibration		Random Vibration		Acoustic Vibration	
	Test Margin	Analysis Uncertainty	Level	Duration (oct/min)	Level	Duration (min)	Level	Duration (min)
Protoflight	±10(°C)	±5(°C)	1.25	4	1.25	1.5	2	1.5
Acceptance	±5(°C)	±5(°C)	N/A	—	1.00	1	0	1

이러한 시험 불일치 혹은 이상 항목이 Subassembly, Component, Module, 위성체의 시험에서 발생하면, 위성 품질 보증 기준에 의해 보고 되어야 하고 시험 검토위원회에서는 품질보증계획에 의거 재시험과 부가시험의 범위를 결정해야한다.

시험책임자는 시험 요원과 Component, Module, 위성체 시스템의 안전의 보장을 위해 시험을 중단 할 권한을 가지고 있고, 적절한 대안을 취할수 있다.

시험도중 운용수명을 다했거나, 오래되어 남아 거나, 다음 시험에 적합치 않은 Component나 Subassembly를 발견하면, 교환해야 한다.

시험장비는 허용공차내에서 위성규격을 만족해야하고 정확성을 가져야하며, 장비의 성능과 수명에 영향을 미치지 않아야 한다. 모든 기구물들은 이전의 Flight 장비에서 검정되어 있어야 한다. 전기적 시험은 컴퓨터에 의해 자동으로 수행되어야 하며, 측정 장비들은 정확도와 재현성을 가지고 있어야 하므로 품질 보증 계획에 의해 시험전에 보정을 해 두어야 한다. 이러한 시험 공차는 위성 시험 절차서에 기술되어 있어야 한다.

전기적으로 시험하고 있는 Component, Modules, 위성 시스템 및 시험 치구들은 건물에 접지되어 있어야 한다.

3. 시험 관련 문서

시험계획서와 시험절차서는 Module, Unit, Subsystem 및 시스템 수준에 대해 모두 작성 되어야 하고, 이력을 문서로 남겨야 하는데, 이러한 문서들은 프로젝트 수행 기간 혹은 위성 수명 기간 동안 보존 관리되어야 한다. 이력에 포함되는 데이터는 불일치 및 이상 현상, 수입 검사 결과, 시험 결과, 고장 및 고장 수리 등이 있다. 위성 품질 보증 계획에 정의된 위성 관리 데이터 역시 보존 관리되어야 하면 이러한 데이터로는 위성 위치 참고 데이터, 파트넘버, 시리얼넘버, 기능합수명 등이 있다.

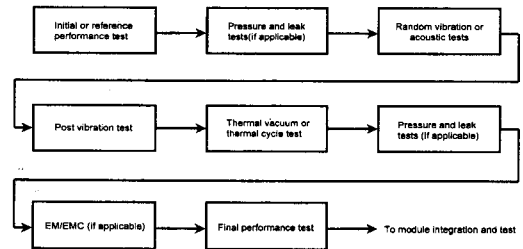
4. 시험의 구성

전체 시스템 시험은 Component Tests, Module,

Assembly, Integration Flow, 시험 변수 측정, 시스템 수준의설치 조립, 통합 시험 및 궤도내 시험(In-orbit Test) 등으로 구성된다. 이러한 시스템 시험에 대해서는 다음에 간략히 설명할것이다.

IV. Component 시험

동일한 관리 환경하에서 같은 설계 문서와 절차서 및 관리에 의해 제작된 장치는 위성 부 시스템이나, 위성체 수준에서 시스템을 조립하기 전에 수락 시험 및 Protoflight 시험을 하게 된다. 그림 2는 Component 시험을 흐름을 보여준다. 표 3은 Component의 열과 진동 시험 한도를 보여준다. 표 4는 Bus와 Payload 부품의 시험 수준을 보여준다. 표 5는 무궁화 위성 3호의 Component Test의 일부를 보여주고 있다



〈그림 2〉 Component Acceptance Test Flow

〈표 4〉 Component Test Level

Component	First Unit Testy Level	Subsequent Unit Test Level
Bus Units	Protoflight	Flight
Payload Units	Protoflight	Flight

〈丑 5〉 Component Test Summary Matrix

Payload units	Supplier	Status	Functional	Leakage	Shock	Vibe	Thermal Cycle	Thermal Vacuum	Life	Wear-in	Proof Pressure	Burst Pressure	Proof Load	ESD	EMC
Ku-band Transponder															
IFA	COMDEV	A	X			X		X							X(3)
14/12, 14/11 Receivers	CPC	A	X			X	X								X(3)
Waveguide/Coax switches	COMDEV	A	X			X	X								X(3)
Divide-by-2	COMDEV/ANAREN	A	X			X	X								X(3)
IMUX	COMDEV	A	X			X		X							X(3)
DALC	ALENIA	A	X			X	X								
TWTA	AEG/CPC	A	X			X		X	X(4)	X					
OMUX	COMDEV/BOSCH	A	X			X		X							X(3)
Ka-band Transponder															
IFA	KIP/COMDEV	P	X			X		X							X(3)
30/20 Receiver	KIP/CPC	P	X			X	X(2)	X(1)							X(3)
Waveguide/Coax Switches	KIP/COMDEV	A	X			X	X								X(3)
IMUX	KIP/COMDEV	P	X			X		X							X(3)
DALC	KIP/CPC	P	X			X	X(2)	X(1)							
TWTA	KIP/AEG	P	X			X		X	(X)4	X					
Ka-band Pointing Beacon	KIP/CPC/MELCO	P	X			X	X(2)	X(1)							X(3)
OMUX	KIP/COMDEV/BOSCH	P	X			X		X							X(3)

Note : (1) First Unit, (2) Subsequent Units, (3) Qualification units have been extensively tested for EMI/EMC; Flight units undergo a subset of EMI/EMC tests, (4) Life test on wear lut element already performed on previous programs, as illustrated in Table 1.1-1; no life test planned for KOREASAT 3.

일반 부품 수준의 수락 시험의 종류는 다음과 같다.

- Initial or Reference Performance Tests
- Proof Pressure Test
- Vibration Test
- Post-Vibration Performance Tests
- Thermal/Thermal-Vacuum Tests
- Corona Arcing Tests
- Leak Test
- Electromagnetic Interference(EMI)/Elec-

tromagnetic Compatibility(EMC)

- Multipaction, Gas Discharge, and Passive Intermodulation (PIM)
- Electrostatic Discharge (ESD) Tests
- Power Handling
- Final Performance Tests
- Component Burn-in

V. 시스템 모듈 조립, 통합, 시험

위성체는 Core와 시스템 구조물을 구성하는 패널로 구성되어 있다. Core 구조물은 추진 부시스템과 Pyro 릴레이 유닛을 둘러싸고 있다. 시스템 구조물은 통신중계기와 다른 부시스템을 보호하고 있다. 위성체의 모듈화와 시험 부서의 능력, 그리고 모듈 통합의 용이성은 위성체가 생산 시험 라인 잔류 시간을 줄이면서 병행 조립과 시험을 할 수 있게 한다.

표 6은 각 부시스템의 시험 수준을 나타낸다.

〈표 6〉 Subsystem Test Level

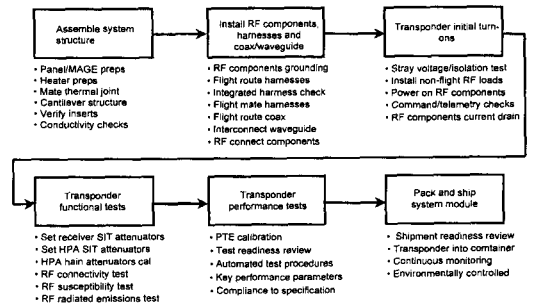
Subsystem	Test Level
Ka-band Transponder	Protoflight
Ku-band Transponder	Flight
Antenna	Flight
Structure	Flight
Thermal	Flight
Attitude Control	Flight
Electrical Power	Flight
Telemetry, Command and Ranging	Flight
Mechanisms	Flight
Propulsion	Flight

1. 위성체 구조물 조립 및 통합 시험

위성체 구조물을 형성하기 위한 Core 및 시스템 패널의 정교한 조립은 구조물 공급 업체에서 행하여지고, 버팀대와 부자재들은 Core와 시스템 패널에 설치된다. 그리고 나서 다음과 같은 구조패널과 열파이프 시험이 행하여진다.

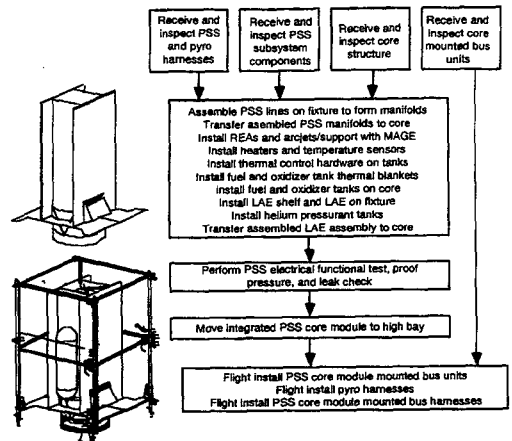
- Proof Load
- Lift Point
- Conductivity
- Grounding
- Integrity Inspection and Alignment
- Infrared Camera
- Heat Pipe Level Tests

시스템 모듈은 능동/수동 RF 부품과 시스템 구조에 설치된 수신기 안테나의 피드혼의 입력 Coupler에서 송신 안테나의 피드혼의 출력 Coupler까지의 웨이브가이드/Coax 케이블로 구성되어 있다. 이러한 시스템의 모듈 AI&T의 단계는 그림 3에 보여진다.



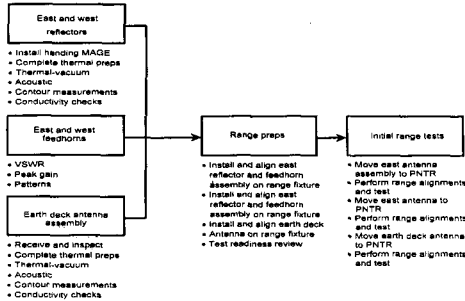
〈그림 3〉 Typical System Module AI&T

중계기에 대한 시험절차는 세가지 단계로 구성되어 있으며, Phase 1은 중계기 조립동안 하는 In-process 시험으로 구성되어 있고, Phase 2는 Workmanship과 기능 시험으로 구성되어있으며 Phase 3은 자동 RF 성능 시험이다. Core 모듈은 Core 구조물에 설치된 추진제어 부품으로 구성되어 있다. 그림 4는 Core 모듈의 조립 설치 과정을 설명하고 있다.



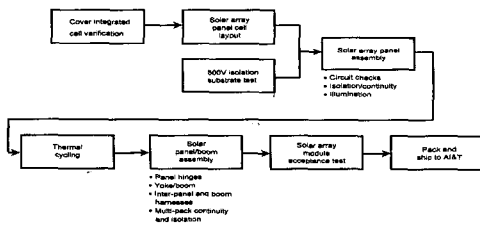
〈그림 4〉 Core Module AI&T Flow

안테나 모듈은 동서 양쪽의 반사경과 피드혼 그리고 동쪽 안테나 Assembly로 구성되어 있다. 안테나 모듈의 AI&T 흐름도는 그림 5에 나타나 있다.



〈그림 5〉 Typical Antenna Module AI&T Flow

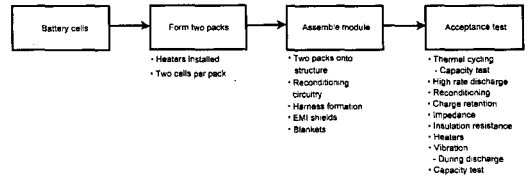
태양 전지판 모듈은 표면 전지들과, 패널, 힌지와 덤퍼, 내부 패널 뭉치, Boom Assembly와 위성체에 달려있는 Hardware등으로 구성되어 있다. 그림 6은 태양전지판의 AI&T 흐름도를 보여준다.



〈그림 6〉 Typical Solar Array Module AI&T Flow

배터리 모듈은 구조물에 달려있는 니켈-수소 전지로 구성 되어 있고, EMI 차폐가 되어 있으며, 알루미늄 포일 반사판으로 둘러싸여 있다. 그림 7 배터리 모듈의 AI&T 흐름을 보여준다.

위성체 소프트웨어는 자세제어, 열제어, 전원제어, 여분의 장비 제어 소프트웨어 모듈로 구성되어 있다. 위성체 소프트웨어는 워크스테이션 환경에서 개발되고 시험된다.



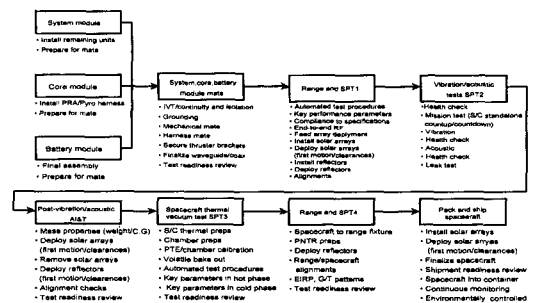
〈그림 7〉 Battery Module AI&T Flow

2. 위성체 조립 및 통합 시험

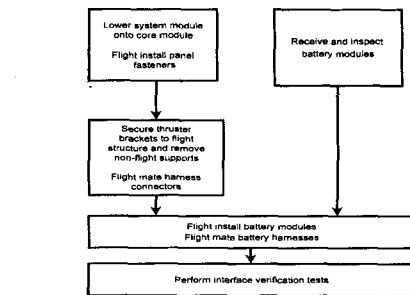
시험 모듈을 받아들인후 위성체 AI&T의 절차를 그림 8에 나타내었다.

그림 8는 시스템 성능 시험 단계 1, 2, 3을 보여준다. 그리고 표 7과 표 8은 위성체의 시험 한도를 나타낸다.

위성체 조립은 시스템과 Core 그리고 배터리 모듈을 합침으로 단일 라인으로 만들어진다. 이것은 그림 9에 보여진다.



〈그림 8〉 Typical AI & T Flow



〈그림 9〉 System and Core Module Mate Flow

〈표 7〉 Spacecraft Test Margine

Hardware	Thermal		Sine Vibration		Acoustic Vibration	
Type Classification	Test Margine	Analysis Uncertainty	Level	Duration (oct/min)	Level	Duration (min)
Proflight	±10(°C)	±10(°C)	125 ±10(°C)	4	2	1.5
Acceptance	±5(°C)	±5(°C)	N/A	-	0	1

〈표 8〉 Spacecraft Test Levels

Spacecraft	Test Level
1st Spacecraft	Protoflight
All Subsequent Specification	Flight

3. 시스템 성능 시험과 Payload 동작 상태를 점검

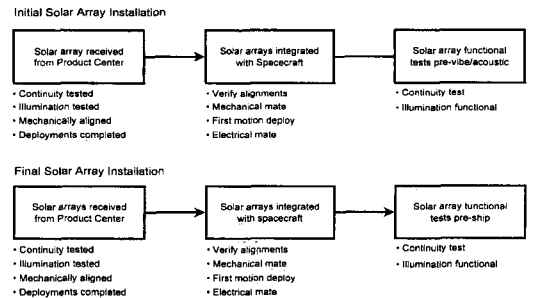
시스템 성능 시험에서는 다음과 같은 시험과 설치를 한다.

- Interface Verification Tests
- Payload Health Test
- Reflector Installation
- Transponder Performance Measurements
- Communications Command/Telemetry Compatibility Test
- TC&R RF Performance Measurement
- Solar Array Integration
- Spacecraft Dynamic Environment test
- Vibration/Acoustic Test
- Spacecraft Launch Configuration Monitoring
- Thermal Vacuum Test
- Thermal Balance Test
- Mission Test
- Performance Test
- Onboard Computer Thermal Management Verification
- Spacecraft Compatibility with Ground Station Hardware and Software
- Dry Run of On-orbit Test Plan
- Spacecraft Final Range Test and Final Bus

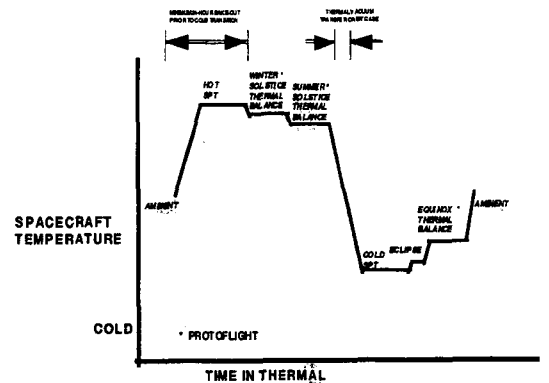
Performance Test

- Spacecraft Preparation for Shipment
- Temperature, Humidity and Shock Monitoring
- Launch Site Preparation Test

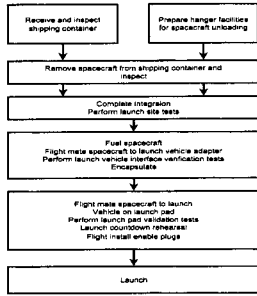
그림 10, 그림 11, 그림 12은 시스템 성능 시험에서 일어나는 AI&T를 보여준다.



〈그림 10〉 Spacecraft Level Solar Array AI&T Flow



〈그림 11〉 Spacecraft-Level Thermal-Vacuum Tests



〈그림 12〉 Spacecraft Launch Flow

VI. 시스템 통합 시험

다음은 무궁화 3호의 시스템 통합 시험시 수행하게 될 시험과 시험 싹점을 보여준다.

1. 위성중계기 부시스템 시험(Communications Transponder Subsystem Test)

〈표 9〉 Communications Transponder Subsystem Test Matrix

Communications Transponder Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A			
Command/Telemetry Function	F	X		F		F	F	X					X		F	
DC Power Drain	X	X						X					S		F	
Payload Shutdown	X															
Pin/Pout	X	S					F	S					S			
Frequency Response/Gain Slope	X	S					F	S					S		X	
Group Delay	X	S						S					S			
Frequency Conversion/OSC stability	X	S						X					X		X	
Power Transfer Characteristic	X							X								
Gain Control	X							S					S			
Intermode Tet/Amplitude Linearity	X															
In-Band Spurious	X							S								
Out-of-Band Spurious	X							S								
Noise Figure	X							X					X			
RF Sniff and Spray	F															
Connectivity	X															

X=Performance Verification
S=Subset of Performance Verification
F=Functional Operation Verification

B=Before SPT (Pretest)
D=During SPT
A=After SPT (Posttest)

SP=S/C Processing
LP=Launch Pad

2. 안테나 부시스템 시험(Antenna Subsystem Test)

〈표 10〉 Antenna Subsystem Test Matrix

Antenna Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A	SP	LP	
Flux-to-Saturate			S										S			
Gain-to-Temperature Ratio	X		S										S			
Receive Antenna Patterns	X		S										S			
EIRP	X		S										S			
Transmit Antenna Patterns	X		S										S			
Transmit and Receive Cross-Pol Isolation	X															
X = Performance Verification		B = Before SPT (Pretest)						SP = S/C Processing								
S = Subset of Performance Verification		D = During SPT						LP = Launch Pad								
F = Functional Operation Verification		A = After SPT (Posttest)														

3. 위성체 구조 부시스템의 시험 및 배치(Structure Subsystem Test, Configurations)

〈표 11〉 Structure Subsystem Test Matrix

Antenna Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A	SP	LP	
Structure Subsystem Load Test and inspection at the Vendor	X													F		
Structure Inspection(Visual)	X	F					F									
Spacecraft Dynamic Response Monitored					X											
Static Balance														X		
Spacecraft Weight							X							X		
Spacecraft Center of Gravity							X							S		
X = Performance Verification		B = Before SPT (Pretest)						SP = S/C Processing								
S = Subset of Performance Verification		D = During SPT						LP = Launch Pad								
F = Functional Operation Verification		A = After SPT (Posttest)														

4. 열 부시스템의 시험 및 배치(Thermal Subsystem Test, Configuration)

〈표 12〉 Thermal Subsystem Test Matrix

Thermal Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A			SP
Command/Telemetry Function			F		F		F		X				F		F	
DC Power Drain/Heater Resistance	X		X						X				X		F	
Onboard Computer Thermal Management			F						X				F			
Infrared Camera Test	X															
Sensor Verification	X		F						F				F		F	
X=Performance Verification		B=Before SPT (Pretest)						SP=S/C Processing								
S=Subset of Performance Verification		D=During SPT						LP=Launch Pad								
F=Functional Operation Verification		A=After SPT (Posttest)														

5. 자세 및 궤도 제어 부시스템 시험 및 배치(Attitude and Orbit Control Test)

〈표 13〉 Attitude and Orbit Control Subsystem Text Matrix

Attitude Control Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A			SP
Command Functions			X		F		F		X				X		F	
Telemetry Functions			X		F		F		X				X		F	
DC Power Drain			X						X				X		F	
Sensor Functions			X						X				X		F	
Operational Attitude Control Logic	X		F						X				X			
Transfer Orbit Logic	X								X				F			
End-to-End Go/No-Go													X		S	
Station Keeping Attitude Control Logic	X								X							
Redundancy Management/Failure Modes	X		S						S				S			
Sensor Alignment			X				F						X			
X=Performance Verification		B=Before SPT (Pretest)						SP=S/C Processing								
S=Subset of Performance Verification		D=During SPT						LP=Launch Pad								
F=Functional Operation Verification		A=After SPT (Posttest)														

6. 전원 부시스템 시험 및 배치(Electrical Power Subsystem Test, Configuration)

〈표 14〉 Electrical Power Subsystem Test Matrix

Electrical Power Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4			SP	LP	
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A	SP	LP	
Command Function	F		X		F		F		X				X		S	S
Telemetry Function	F		X		F		F		X				X		S	S
Pyro Harness Resistance	X															
DC Power Drain	X		X						X				X			
I/V Array	X						X									
Power Transition									X							
Bus Current and Voltage			X			F			X							
Shunt Regulator						F			X				X		F	
Battery Voltage and Telemetry	F		X			F			X							
Charge Current	F		F		F				X				X		F	
Battery Capacity	X								S				F		F	
Battery Converter Operation			F			F			X				F		F	
Eclipse Simulation									X							
Load Profile Test			X						X				X			
Redundancy Management/Failure			X						S				X			
X=Performance Verification		B=Before SPT (Pretest)						SP=S/C Processing								
S=Subset of Performance Verification		D=During SPT						LP=Launch Pad								
F=Functional Operation Verification		A=After SPT (Posttest)														

7. 원격검침 명령 거리측정 부시스템 시험(Telemetry, Command and Ranging Subsystem Test)

〈표 15〉 TC & R Subsystem Test Matrix

Command Telemetry and Ranging Subsystem	Module	System-Level Test												Launch SPT		
		Range and Bus SPT1			Vibration Acoustic SPT2			TV SPT3			Range and BUB SPT4					
		B	D	A	B	D	A	B	D	A	B	D	A	SP	LP	
Communications/Command Compatibility			S		F		F		X				S		F	
Operation and Redundancy	X		F						X				F			
Command Deviation	X		F						X				F			
Command Frequency	X		F						X				F			
Command Threshold					F										F	F
Command Antenna Link Verification			X						X				X			
Command Format			S		F		F		X				F		F	S
Command List																
Communications/Telemetry Compatibility			X						X							
Telemetry Redundancy																
Beacon Modulation Index	X		F						X							
Beacon Frequency and Stability	X		F						X				F			
Beacon EIRP/Power and Stability	X		F						X				F			
Beacon Antenna Link Verification																
Telemetry Encode Mode			X						X				X			
Telemetry Format			X				F		X				X			
Telemetry List			X		F		F		X				X		F	
Telemetry Accuracy			X													
Ranging Threshold	X		F													
Ranging Calibration									X							
Simultaneous Ranging			X						X				X			
On Board Computer Memory Load			X		S				S				X		S	S
Launch Vehicle Interface			S		S								S		X	X
Ground Station Compatibility							F		X						F	

X=Performance Verification
S=Subset of Performance Verification
F=Functional Operation Verification

B=Before SPT (Pretest)
D=During SPT
A=After SPT (Posttest)

SP=S/C Processing
LP=Launch Pad

이외에도 기계 부시스템 시험 배치, EMC, EMI 시험등이 있다.

VII. 궤도내 시험(In-orbit Test)

도내 시험의 종류는 아래와 같다.

궤도내 시험은 위성 발사나, 여러 가지 충격, 또는 우주공간에 대한 노출에 의해 위성중계기의 성능 저하가 일어났는지를 검사하는 시험으로 위성이 발사된 1주일 후부터 주관제소의 위성제어센터의 위성 시험 장치를 이용하여 시험하게 된다. 궤

1. 위성체 시험(Spacecraft Testing)

적절한 위성 성능과 기본 위성 임무 수명에 대한 관련 자료를 얻기위해 표 16에 기술된 시험이 행하여지며, 다른 장치에 대한 시험은 필요할 시 수행한다.

〈표 16〉 In-Orbit Spacecraft Testing

Test	Mission Phase	
	Transfer Orbit	Drift/On-Station
ASOC		
Normal mode		X
Stationkeeping and transit in mode		X
Gyro calibration accuracy		X
Earth acquisition		X
Earth reference stability		X
Antenna mapping capability		X
TC&R		
Command functional	X	X
Telemetry functiona	X	X
EPS		
Battery discharge controller		X
Battery charge controller		X
Solar array functional performance		X
PSS		
Thruster performance		X
Thermal Subsystem		
Selected payload and bus units plus heat turn on		X

2. 위성중계기 시험(Payload Testing)

적절한 위성 성능과 기본 위성 임무 수명에 대한 관련 자료를 얻기위해 표 17에 나타내어진 시

험이 수행하며, 다른 장치에 대한 시험은 필요할 시 수행하여지게 된다.

〈표 17〉 In-Orbit Payload Testing

Test	Mission Phase	
	Transfer Orbit	Drift/On-Station
Antenna Cuts		X
EIRP		X
SFD azimuth cuts		X
Gain Transfer		X
EIRP		X
In-Band Frequency Response		X
Out-Band Frequency Response		X
G/T		X
Gain Control		X
Frequency Conversion		X
TC&R RF Tests	X	
TM Carrier Frequency	X	
TM EIRP	X	X
Command Sensitivity Tests	X	X
Ranging Subsystem Tests	X	X
Telemetry Modulation Index	X	

VIII. 결 론

본고에서 위성체 개발 및 종합통합시험의 이해를 돕고자 현재 개발중인 무궁화 위성 3호를 기준으로 하여 시험 품질 보증 계획 중 위성체 부문에 대해 간략하게 소개하였다고 전체 시스템 요구 사항 분석, 그리고, 각각의 부품 및 모듈에 대한 시험 조립 절차, 각 단계에서 행하여질 시험의 종류 및 작성되어야 할 시험 문서 등에 대해서도 기술하였다. 또한 위성 발사후 실시하여야 할 궤도 내 시험의 종류에 대해 간단히 언급하였다.

현재 국내에 많은 위성 관련 연구소 및 기업체가 위성체 및 관제소 개발 및 위성장비 개발 및 연

구에 박차를 가하고 있다. 하지만, 위성통신시스템은 많은 기술이 복합된 종합 시스템으로, 보다 체계적이고, 기술적인 조립 및 시험 기술이 필요하다. 현재 선진 위성 전문 개발 업체인 Hughes, Marconi, Lockheed Martin, TRW등은 부품 개발 보다는 시스템 종합 Integration 회사로서 부품은 여러 외부에서 가장 가격 경쟁력이 있는 제품을 구입하고, 시스템 Integration을 통하여, 무한한 부가가치를 더한다. 이러한 시스템 Integration 사업에 있어 가장 중요한 기술이 시스템 설계 및 시스템 검증 시험 기술이다. 위성체 시험 기술은 체계적인 시험절차, 정확한 시험 문서의 작성이 관건이 된다. 이러한 시험 기술은 위성 시스템뿐만 아니라, 여러 가지 시스템 개발 사업의 체계 개발과 기술 보존에 큰 도움이 될 것이다. 국내 우수 업체들이 무궁화 위성 1~2호 개발 및 우리별 위성,

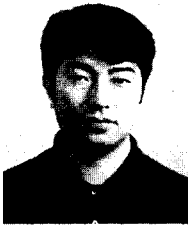
또 과학 위성 개발에 참여해 왔고, 또 앞으로 다가 올 GMPCS, IMT2000의 통신 세계에 대비해오고 있는데, 위성체의 일부 부품이나 위성체의 부시스템 개발 및 기술 보전에 있어 보다 체계적이고, 과학적인 종합 시험 기술이 시급히 요망되며, 이를 위한 끝없는 연구에 힘쓰야 하겠다.

참 고 문 헌

LG정보통신, 1995.
 [2] "KoreaSat 1, 2 GETSCO Proposal," Volume III, Technical Proposal Book 7, GE, Matra Marconi, LG정보통신, 1991
 [3] "Invitation for Bids for the Koreasat 3 System," Korea Telecom, 1996.
 [4] "Proposal for Koreasat 3 System," Volume III, Technical Proposal, Lockheed Martin, 1996.

[1] LG정보통신 위성통신실, "위성통신기술",

저 자 소 개



朴 仁 煥

1960年 10月 26日生

1984年 2月 부산대학교 기계공학과 학사

1987年 2月 부산대학교 동역학 및 제어계측 석사

1996年 3月 부산대학교 우주항공공학과 위성연구실 박사 과정

1987年 1月~1990年 7月 금성정밀(주) 연구소 연구원

1992年 3月~현재 LG정보통신 중앙연구소 전송연구단 광통신실 선임 연구원

주관심 분야: 위성통신, 위성 관제소, CDMA 위성통신 단말, 디지털 DBS 송신국 자원 및 가입자 관리 시스템 Softwar, 레이다 Target Tracking, Robot