

무궁화 위성시스템과 위성기술 동향

元鍾男, 李明洙
韓國通信 衛星事業團

I. 서 론

1964년 5월 위성통신 시대의 개막을 알리는 INTEL-SAT 1호의 성공적인 발사 이후에 위성통신의 발전은 주로 해저 케이블에 의해 가능한 영역을 넘어선 대양간의 국제전화에 대한 수요에 따라서 이루어졌다. 즉 광역의 커버리지를 갖는 안테나를 탑재한 작은 위성으로 아주 외진 산골짜기에 위치한 크고 비싼 지상 터미널 사이에 미약한 신호를 전송하는 것이 고작이었다. 그러나 70년대와 80년대에 들어와서 이러한 양상은 점차 변하여 위성통신 payload는 좀 더 지향성 있는 안테나를 이용하게 되었고 다중 빔, 고출력 증폭기, 좀더 높은 주파수 대역의 이용이 가능하게 되면서 지상 터미널의 크기와 가격을 상당히 줄이게 되었다.

2000년을 바라보면서 기술 발전은 좀 더 좁은 빔폭, 증가된 빔의 수와 위성출력, 디지털 신호의 재생을 위한 on-board processing의 도입, 상하향 빔간의 신호에 대한 패킷스위칭의 실현, 필요시 동작으로 hop될 수 있는 위상 배열 협대역 다중빔 안테나(phased array narrow multibeam antenna)의 위성 탑재, 많은 상향 반송파를 프로그램 제어에 의해서 일괄적으로 디멀티플렉싱/복조할 수 있는 on-board 처리 등의 방향으로 신진되고 있다.

이러한 기술개발의 목표는 지구상의 어떤 곳에서나 매우 작고 값싼 지상 터미널을 이용하여 일대일의 지상링크에 방해를 주지 않고, 고정 및 이동 터미널을 통해 매우 효과적인 음성, 데이터 및 비디오 서비스 등의 통신 서비스를 제공함에 있다.

아울러, 위성을 이용한 제공 서비스의 다양화와 운용 주파수 대역, 채널당 전력, 위성수명 등이 현저하게 향상

되면서 국가 및 지역위성의 수가 증가하고 있으며, 위성 시스템은 국가 및 지역통신망 구축에 중요한 위치를 차지하게 되었다. 즉 위성당 트랜스폰더 채널 수, 트랜스폰더 채널당 회선 용량, 위성레도 수명의 증가로 전체 시스템에 대한 회선당 가격의 저하로 통신위성의 역할이 급격히 증대되고 있다.

국가 위성에 도입된 기술도 통신 payload, 위성체 버스 설계, 지상 터미널 성능분야등에서 급격히 발전하고 있다. 보다 가벼운 중량의 구조, 보다 고 효율의 전력변환 및 보다 높은 추진력은 payload 중량 부문과 운용 수명을 향상시켜서 트랜스폰더 채널 수와 전력 레벨의 증가를 가져오게 하였다. 지상 터미널 분야도 수신기 감도, 증폭기 신뢰도 및 모뎀 효율이 증가하여 연간 회선당 시스템 운용비의 지속적인 절감을 가져오게 되었다.

본고에서는 현재 널리 활용되고 있는 위성체 관련 기술에 대해서 현재의 기술수준등을 개략적으로 기술하고 1995년 발사를 목표로 추진중인 무궁화호 시스템의 구성을 소개하였으며, 그에 따른 제공 가능한 서비스 형태를 검토하고자 한다.

II. 위성기술 동향

위성시스템의 구성은 크게 payload, bus, 지상장치로 대별되는데 이중 payload와 bus 부문이 위성체(spacecraft)를 형성한다. 통신용 탑재체인 payload는 위성안테나와 트랜스폰더로 구성되며 버스부문은 자세제어제(attitude control system), 전원제(electric power system), 열제어(thermal control system), 구조계(structure system) 및 TC&R계

(telemetry, command and ranging)로 구성된다.

위성을 이용한 통신기능 수행에 있어 중추적인 역할을 담당하는 통신위성 payload에 사용되는 기술을 논하는 데 있어 편의상 payload를 몇개의 기능 블록으로 나누어 보는 것이 바람직하다. 신호가 위성체에서 처리되는 경로에 따라 기능은 수신안테나, 저잡음 증폭기, 주파수변환(대개 저잡음 증폭부와 함께 수신기로 통합), 다중화, 신호경로, 고전력 증폭, 전송 안테나에 의한 신호 전송으로 나누어 진다. 이러한 기능들은 크게 송수신 안테나부, 신호 증폭부, 신호경로부로 대별할 수 있다.

Payload에서의 기술이용을 평가하는데 위성가격을 대략적으로 살펴보는 것도 도움이 된다. 정지 궤도상의 위성가격을 좌우하는 것은 위성체 가격과 발사가격이다. 통신위성을 설계, 제조, 조립 및 시험하는 비용은 주로 전체적인 위성무게와 밀접한 관계를 갖는다. 그러므로 위성체 무게의 효율적인 이용이 매우 중요하게 된다. 통신 payload는 보통 위성체 무게의 약 25%를 차지한다. Payload 무게와 위성체 발사 무게사이의 관계를 예를 들어 조사하여 보면 payload 무게 1Kg을 줄이면 발사 무게는 약 8Kg을 줄이는 결과가 된다.

그러므로 payload에 대한 기술개선의 목표는 최소의 무게를 가지면서 우수한 성능과 수명 기간동안 높은 신뢰성을 유지하는 부속들을 설계, 제조하는 것이다.

따라서 본고에서는 위성체 시스템에서 통신의 핵심을 이루는 payload에 초점을 맞추어 현재의 위성기술 동향을 논하고자 한다.

1. 안테나 기술

현재 정지궤도상에서 이용되고 있는 안테나는 크게 global coverage를 제공하는 horn 안테나, 단일 offset reflector를 이용하여 서로 직교한 편파를 가지며 다중빔을 발생시키는 shaped-beam 안테나 및 한개 또는 두개 이상의 feed horn을 가지며 단일 reflector로 구성된 steerable spot beam 안테나로 구별된다. 단일 또는 이중 편파(dual polarization)를 갖는 global horn의 설계는 이미 잘 해석되어 있고 이득에 있어서도 개선이 구현되었다. Shaped-beam 안테나의 경우 단일 reflector 시스템이 현재 널리 사용되는데, 이것은 무게가 가볍고 위성체상에 간단하게 설치되며, focal plane이나 최적화된 feed locus 표면에 feed cluster를 위치시키는 것이 가능하기 때문이다.

Offset parabolic 단일 reflector는 가장 널리 사용되는데 이것은 편파 순수도 문제를 야기시키는 blockage를 최소화하거나 이득, 빔폭, 측대파 및 편파성능을 열화시키

이상적인 feed 위치로부터 야기되는 위상변이에 의한 scan 빔의 제한을 없앨 수 있기 때문이다. 그러나 성능열화는 긴 focal length에 의해서 줄일 수 있지만 궁극적으로 기계적 설치의 문제가 있고 안테나 전개 메카니즘이 필요하여 위성 dynamics를 더욱 조정하기 어렵게 한다.

Shaped-beam 안테나는 대개 고체나 그물형상의 표면을 갖는 단일 parabolic reflector로 구현되어 빔이 feed 군집에 의해 방사된다. 저손실의 빔구성망(BFN : beam forming network)은 이 feed들에 위상과 크기에 적당한 여기(excitation)를 제공한다. BFN은 대개 저손실에 대해 최적인 반면 질량과 부피가 큰 단점이 있다. 스위칭 가능한 BFN은 궤도에서 재구성을 위해 이용된다.

이 형태의 안테나를 사용한 예로는 1989년 발사된 INTÉLSAT VI 계열을 들 수 있다. 이것은 C밴드에 할당된 대역폭을 6배 가량 재사용하는데 즉 2개의 반구빔과 4개의 지역빔 (2개는 동, 2개는 서)을 사용한다. 아울러 이중 편파의 global 안테나와 Ku-band의 이동 spot beam을 이용하고 있다. 3680MHz 대역폭을 통해 동시에 2만 4천 회선의 양방향 전화호출은 물론 3개의 TV 채널까지 수용할 수 있어 효과적인 이용이 가능하게 된다. 디지털 전송인 경우 12만 회선의 양방향 전화호출이 C-band에서는 580MHz 대역, Ku-band에서는 500MHz 대역에서 가능하다. 그러나 송신기에서 방사부까지의 감쇠 손실이 약 3~4dB로, 유용한 송신 전력의 절반이상이 낭비됨을 의미한다. 따라서 이러한 기술은 많은 수의 출력을 송출함에 적합하지 못하므로 새로운 해결책을 모색하여야 한다.

2. 신호 증폭부

1) 저잡음 증폭기

위성 수신기는 현재 FET(field effect transistor)나 HEMT(high electron mobility transistor)와 같은 discrete device를 이용한 저잡음 수신기를 사용하고 있으며, 대개 MIC(microwave integrated circuit)를 이용하여 구성된다. FET는 이미 실제 위성체에 활용되고 있으나 HEMT는 space-qualified된 상태이다. FET를 사용하는 경우 동작온도범위에서 수신기 잡음지수는 C-band에서 3.0dB 이하, Ku-band에서 4.5dB 이하를 나타내며, HEMT의 경우는 같은 조건하의 C-band와 Ku-band에서 각각 2.0dB와 3.5dB를 나타낸다.

2) 송신 증폭기

현재 송신증폭기로는 주로 TWTA가 사용되고 있

다. C-band와 Ku-band에서 튜브의 RF 출력전력은 50~80W까지 가능하다. 대표적인 65W Ku-band TWTA의 무게는 3.2Kg 정도로 TWT가 1Kg, power supply가 2.2 Kg 정도를 차지한다. 200~300W 정도의 고전력 튜브도 방송용으로 개발되었지만 사용되고 있지는 않다. TWTA의 DC-to-RF 효율은 40%, 튜브효율은 60% 정도까지 접근하고 있다. 그러나 TWTA가 허용 가능한 intermodulation과 cross-modulation 레벨의 back-off에서 동작하는 경우 그 효율은 급격히 감소하게 된다. 증폭기당 단일 반송파인 경우 포화점에서의 증폭기 동작이 가능하지만 다중 반송파의 경우는 back-off가 요구되어 20~30dB의 two carrier C/I가 요구된다. 이것은 결과적으로 DC-to RF 효율을 10~20% 감소시키게 된다.

지난 과거 수년동안 SSPA(solid state power amplifier)는 C-band에서 10W까지의 출력을 갖도록 개발되었고, 그 이후 SSPA는 많은 위성에서 이용되었으며, C-band에서 20W까지의 출력을 갖도록 개발되었다. Ku-band에서는 RF출력이 5~10W, 효율이 40%가 되는 SSPA가 개발되었다. 그 이상의 고출력 증폭기가 개발은 되었지만 그 효율이 매우 낮으며 Ku-band인 20GHz에서는 RF출력이 12W, 효율이 15.5%되는 SSPA가 실질적으로 개발되었을 뿐이다. 그러나 SSAP는 그 효율은 낮지만 TWT에 비해 포화점 가까이에에서의 선형성이 좋고, 낮은 전압에서 동작하며, 신뢰성이 좋고, 무게가 가볍다는 이점이 있다.

3. 신호 Routing

현재 이중모드(하나의 물리적인 cavity에 두 개의 전기적 mode가 존재하는) 필터가 운용중인 위성체에 널리 사용되고 있다. 고속의 on-board 복조를 위해서 균지연이 equalized된 pulse-shaping 필터와 같은 복잡한 필터 기능이 하나의 가벼운 무게구조를 가지면서 실현된 것이다. 사전 왜곡된 필터기능을 이용하거나, quadruple mode 필터를 이용하여 채널당 0.15Kg의 무게가 나가는 입력다중화기가 coaxial 구조로 구현되었다. 이 기술을 이용한 출력 다중화기도 이미 개발 완료되었다.

RF matrix 스위치는 많은 위성프로그램에서 SS-TDMA를 위해 개발되었다. 개발된 RF 매트릭스 스위치에서는 MIC 기술을 이용하였으며, 매트릭스의 직접접에 사용된 PIN 다이오드나 dual-gate FET 스위치는 고속의 driver에 의해서 제어된다. 그러나 신뢰성 및 조립기술의 제한으로 15×15 이상의 매트릭스 구현은 어려운 실정이다.

베이스밴드에서의 빔을 상호 연결하기 위해서 RF 반

송파는 먼저 복조되어야 한다. 전송속도에 따라 on-board 디지털 신호를 복조하는 방법은 2가지로 대별된다. 50Mbps 이상의 고속 전송에 대해서는 마이크로웨이브 pulse-shaping 채널필터와 디지털 논리를 갖는 애널로그 다중화기로 구성되는 애널로그 회로가 사용된다. 저속의 경우는 채널필터와 저속의 디지털 회로를 거치면서 애널로그 방식에 의해 주파수 변환되도록 구현되었다.

NASA에서 진행중인 ACTS(advanced communication technology satellite) 프로그램에 따라 110/27.5 Mbps급의 모델이 개발되었다. On-board 베이스밴드 처리 기술도 미래의 통신위성에 사용 가능토록 유럽과 일본에서 개발중에 있다.

1990년에 발사된 이탈리아의 실험 통신위성인 ITAL-SAT에서는 9개의 복조기, 베이스밴드 스위치 매트릭스, 12개의 재변조기를 이용하여 147Mbps에서 SS-TDMA로 6개의 spot beam을 연결하는 베이스밴드 처리 payload를 탑재하고 있다.

4. 위성체 버스 기술

발사시 위성체 중량에 있어 가장 큰 비중을 차지하는 것은 위성 수명 기간동안 station-keeping을 위해 사용되는 연료이다. 현재 두 가지 종류의 액체연료(hydrazine과 nitrogen tetroxide)를 갖는 bi-propellant 시스템이 널리 사용되는데 두 액체연료는 분리 저장되어서 점화된다. 화학에너지보다 전기에너지가 station-keeping을 위해 사용할 수 있다면 상당한 무게 감소가 이루어질 수 있다. Ion beam을 이용하여 이러한 전기 thruster가 개발되고 있으며 일본의 실험위성 프로그램에서 제일 먼저 사용될 전망이다.

NiH₂ 배터리는 NiCd에 비해 7대5 정도의 더 큰 DOD(depth of discharge)를 허용하여서 NiCd 배터리보다 과충전으로 인한 해가 적다. 현재 NiCd 대신 NiH₂가 널리 사용되고 있다. 하나의 CPV(common pressure cavity)에 수용되는 NiH₂ 배터리의 출현으로 그 활용이 가속화될 것이다. NiH₂ CPV 배터리는 Kg당 3WH를 제공하는 NiCd 배터리에 비해 Kg당 4.2WH의 에너지 출력이 가능하다.

또 하나의 변화는 실리콘 solar cell 대신 GaAs로의 대체이다. GaAs solar cell은 태양광을 전기로 변환하는 효율이 더 높다는 것이다. 이론적으로 실리콘이 22%, GaAs가 24%이다. 더욱이 solar photon은 GaAs로의 침투 두께가 얇아서 solar cell 자체가 얇아지고 그로 인해 위성체 무게가 가벼워지는 것이다. 현재 solar cell panel은 위성 수면동안 Van Allen 방사 belt에 의

한 손상의 보상을 위해서 10%의 마진을 갖고 동작하도록 설계된다. 얇은 cell은 이온화에 의한 방사 손상이 작아 GaAs로의 대체는 우선적으로 군사위성에 적용될 것이다.

5. 위성체 자세제어

초기의 위성은 omnidirectional antenna로 모든 방향으로 신호를 방사하였다. 오늘날 통신위성은 지구의 한지점에 방사전력을 협대역 빔으로 전송하는 안테나를 탑재하게 되었다. 위성의 방향은 위성체의 자세제어 부속 시스템에 의해서 유지되는데 body-stabilized와 spin-stabilized 방식으로 대별된다. 그러한 자세제어시스템에 대한 개념이 그림 1에 도시되었다. Pointing에 대한 오차는 센서에 의해서 검출되고, rotation wheel의 속도(또는 축)를 변화시켜서 교정한다. 만약 wheel의 속도가 한계에 다다르게 되면 thruster를 이용하여 wheel 속도를 줄일 수 있게 된다.

자세제어 시스템에 대해 요구되는 성능은 존재하는

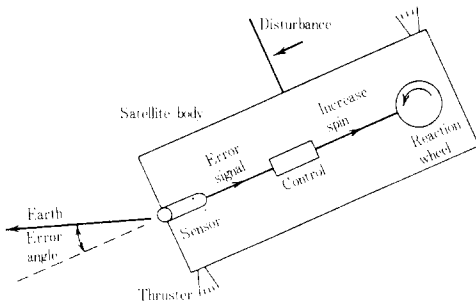


그림 1. 위성체 자세제어 시스템

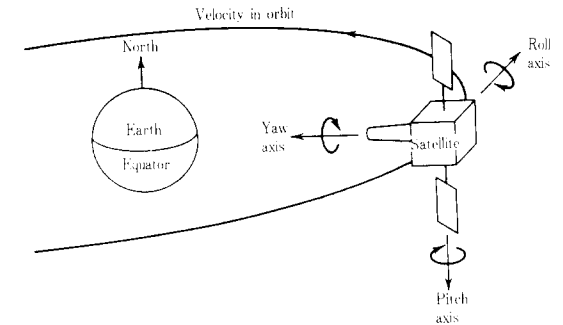


그림 2. 위성 자세제어를 위한 좌표계

disturbance torque와 요구되는 pointing accuracy에 의해서 설정된다. 정지위성에 대한 주요한 disturbance는 태양방사의 불균형 및 thruster의 오배열에 의한 torque이다. 자세제어를 위해서 사용된 주요 센서는 지구센서 또는 RF 센서이지만 태양센서, stat tracker 및 gyroscope 등의 다른 장치가 자세제어를 위해서 사용된다. 양방향으로 회전할 수 있는 reaction wheel과 한 방향으로만 회전하는 momentum wheel이 위성의 자세를 교정하기 위해서 사용된다. 이때 hydrazine thruster는 wheel이 더 이상 자세제어를 유지할 수 없을 때 주로 사용된다. 끝으로 제어시스템은 센서로부터 정보를 얻어 wheel과 thruster에 적당한 정보를 보내게 된다.

자세제어에 사용되는 기본적인 물리적 개념이 표 1에 열거되어 있다. 이 개념들은 전체 위성에 적용되거나 위성체의 wheel에 적용되기도 한다.

위성의 자세를 정의하는데 사용되는 좌표계가 그림 2에 도시되었다. 좌표계는 위성의 구조에 대해서 고정되어 있다.

표 1. 자세제어에 사용된 기본 물리개념

Quantity	Formula	Dimensions		Linear analog
		Metric	English	
Angle	θ	rad	rad	Distance
Angular velocity	$\omega = \dot{\theta}$	rad/sec	rad/sec	Speed
Torque	$N = Fd$	N·m	ft·lb	Force
Angular momentum	$h = Nt$	N·m·sec	ft·lb·sec	Momentum
Moment of inertia	$I = h/\omega$	N·m·sec ²	ft·lb·sec ²	Mass
Radius of gyration	$rg = I/m$	Kg·m ²	slug·ft ²	
		m	ft	

* Torque N equal to force F times lever arm d, the perpendicular distance to center of rotation.

좌표계의 원점은 위성체의 무게중심이 된다. 대개의 위성 자세제어에서 yaw축은 좌표계의 원점과 지구무게 중심을 지나는 선으로 지구 방향이 양의 값을 가지며 pitch 축은 궤도평면과 수직인 축이다. 보통 남쪽이 양의 방향이며, roll축은 yaw와 pitch 축에 서로 직교한 축으로 움직이는 방향이 양의 방향으로 속도벡터가 된다. 이 축들에 대한 회전은 오른손 법칙에 따라 정의되는데 즉, 축을 따라 오른 손가락을 돌릴 때 엄지손이 양의 방향을 가리키며 다른 손가락의 방향이 양의 회전방향인 것이다. 따라서 양의 pitch 회전은 빔을 동쪽으로, 양의 roll 회전은 빔을 북쪽으로 그리고 양의 yaw 회전은 빔을 시계방향으로 돌리게 하는 효과를 갖는다.

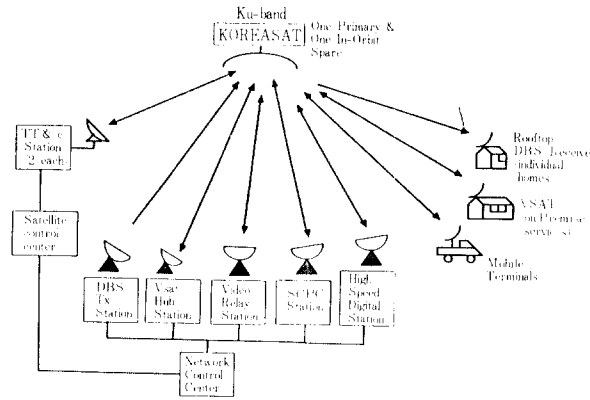


그림 3. 무궁화 위성 시스템 전체 구성도

III. 무궁화 위성 시스템 개요

1. 개요

무궁화 위성(KOREASAT)은 한국에서의 첫번째 위성시스템으로 방송과 통신서비스를 목적으로 하는 복합 위성시스템이다. 무궁화 위성 프로그램에서의 우주부문은 2개의 위성이 적도 상공 동경 116도의 정지궤도상에 위치하게 되며 지상부문은 하나의 위성제어센터, 두개의 관제소 그리고 하나의 망제어 센터로 구성된다. 위성체는 최소 10년의 설계수명을 갖게 되며 두개의 위성이 각각 1995년 4월과 10월에 발사될 예정이다. 이러한 무궁화 위성시스템의 전체적인 구성이 그림 3에 도시되었다. 위성체 서비스 수명종료시 궤도상에서의 위성체 신뢰도가 73% 이상으로 설계된 무궁화 위성체에 의해 제공될 서비스는 아래와 같다.

- 직접방송서비스(DBS) : 표준 NTSC TV 방송
- 비디오 중계
- 국간 중계
- 광대역 및 협대역 디지털데이터 서비스(VSAT)
- 도서벽지 및 행정통신 서비스(SCPC)

2. DBS 부속 시스템

DBS 부속 시스템은 신호를 수신, 증폭, 전송하는 중계기와 안테나로 구성되어 있으며 2개의 위성(주/예비)을 이용하여 6개의 14/11GHz RF채널을 제공한다. 각각의 위성은 6개의 DBS 채널중 동시에 3개의 어느 채널도 제공할 수 있다. DBS 부속시스템의 주된 이용 목적은 고품질 NTSC 컬러비디오 신호를 음성다중으로 전송하는데 있으며 부차적으로 다음의 신호를 전송하는데 있다.

- NTSC TV(다중 디지털 또는 아날로그 오디오 부반송파를 수반)
- MAC(multiplexed analog component) TV 신호
- HD(high definition) TV

DBS 부속시스템의 구성도가 그림 4에 도시되었다. 14/11GHz DBS 부속시스템은 최소한 다음 사항을 제공하게 된다.

- LHCP(left-hand circular polarization) 수신안테나 빔과 LHCP 송신 안테나 빔
- 입력 필터와 예비 RF 스위치 기능을 갖는 2개의 수신기
- 6개의 채널(2, 4, 6, 8, 10, 12번)에 대해 분리된 전송모를 제공하기 위한 입력 다중화기 및 스위치 매트릭스
- 신뢰도 요구조건을 만족시키기 위해 적절한 용장성(redundancy) 구성을 갖는 6개의 RF 채널 증폭기. RF 채널 증폭기의 입력과 출력에 RF 스위치 매트릭스가 연결됨.
- 모든 6개의 채널에 대한 출력 다중화기를 RF 송신 안테나로 연결
- 각 RF 채널에 대해 명령에 의해 조정되는 채널이득조정기(CGC)가 ALC(automatic level control) 후단에 위치

무궁화 위성에서 사용되는 주파수 계획은 6개의 RF 채널을 27MHz 대역폭으로 WARC-77의 최종결의에 따라 할당했으며 이는 그림 5에 도시되었다.

기본적으로 주위성은 2, 6, 12번을, 예비위성은 2, 6, 10번의 채널을 사용하나 2개의 위성은 6개의 채널중 3개

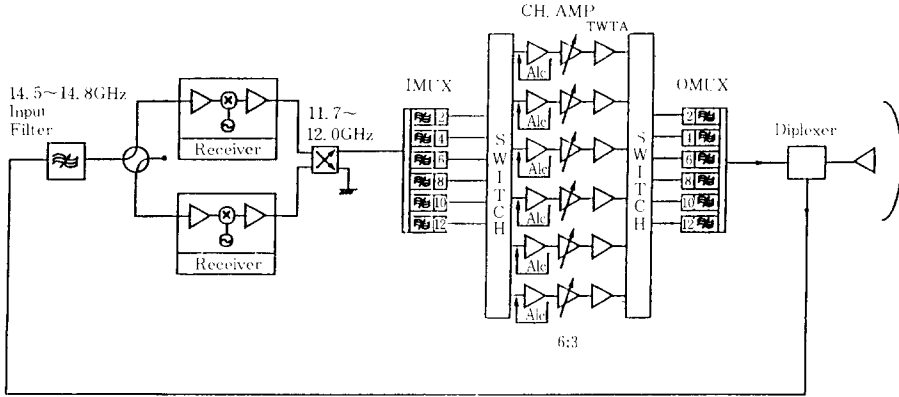


그림 4. DBS 부속시스템 구성

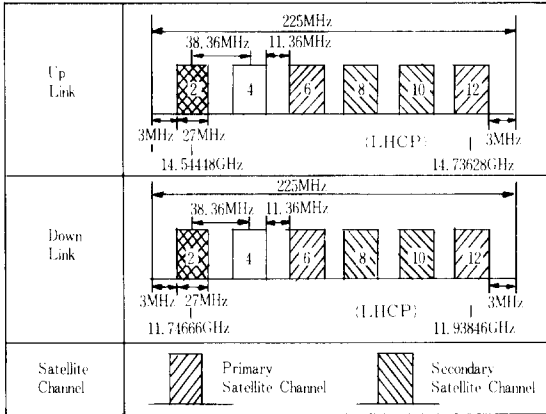


그림 5. DBS 주파수 계획

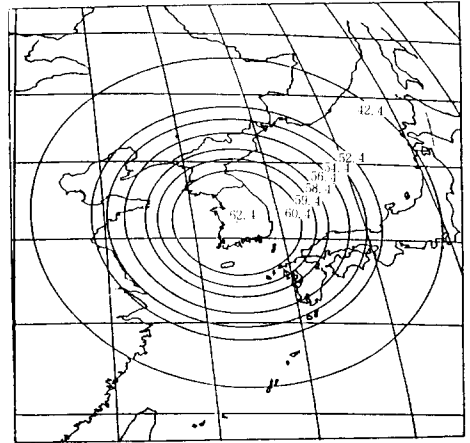


그림 6. DBS 부속시스템의 EIRP contour

의 어느 채널도 제공할 수 있도록 설계되어 있다. DBS 부속 시스템은 상·하향 링크에 대해서 LHCP를 사용한다.

각각의 동작 RF 채널에 대해 포화 EIRP 값은 EOC (edge of coverage)에서 59.4dBW 이상이며 DBS 부속 시스템이 수용하는 EIRP contour는 그림 6에 도시되었다. 이때 수신 G/T는 12.6dB/K이다.

3. FSS 부속 시스템

FSS 부속 시스템은 신호를 수신, 증폭, 전송하는 중계기와 안테나로 구성되어 있으며 주 위성에 의해 12개의 14/12GHz 채널이 제공되며 다른 12개의 직교편파된

14/12GHz 채널이 예비위성에 의해서 제공된다. FSS 부속 시스템의 구성이 그림 7에 도시되었다.

FSS 부속 시스템의 어떤 RF 채널에서도 다음의 전송 형태가 가능하게 설계되었다.

- 아날로그 FM 전송
 - 다중 오디오 반송파를 갖는 단일 반송파의 FM-NTSC 컬러 TV, HDTV, MAC TV
- 디지털 전송
 - PCM-TDM-QPSK-TDMA를 이용한 60Mbps까지의 전송속도를 갖는 단일 반송파 디지털 트렁크
 - 64Kbps까지의 전송속도를 갖는 SCPC-QPSK-FDMA 방식의 도서벽지 통신

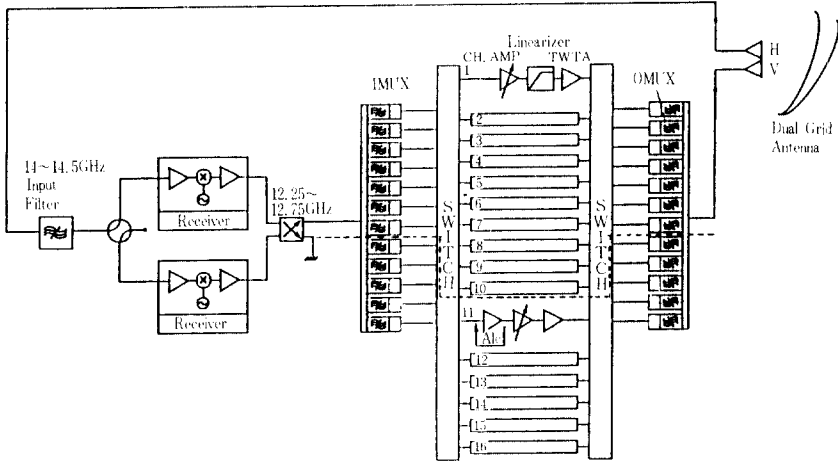


그림 7. FSS 부속시스템의 구성

- 다중 반송파 TDMA를 이용한 광대역 디지털 통신

- VSAT 통신

주, 예비위성의 FSS 부속시스템은 최소한 다음 사항을 각각 제공한다.

- 주위성은 1개의 수평편파 수신안테나 빔과 1개의 수직편파 송신안테나빔으로 구성되고 예비위성은 1개의 수직편파 수신안테나 빔과 1개의 수평편파 송신안테나 빔으로 구성된다.
- 입력 필터와 예비 RF 스위칭 기능을 갖는 2개의 수신기가 있어 최소 1개의 수신기 사용이 항상 가능
- 12개 RF 채널에 대해 분리된 전송로를 제공하기 위한 입력다중화기
- 적어도 4개의 예비 채널 증폭기를 갖는 12개 채널 증폭기를 제공하여야 하며 각각은 전체 신뢰도 요구조건을 만족시키기 위해 전력증폭기 및 구동증폭기로 구성된다. RF 스위치 매트릭스는 채널 증폭기의 입력과 출력에 연결된다.
- 채널 증폭기는 다음의 2가지 형태로 분리된다.
 - 2개의 예비기를 갖는 8개의 채널증폭기 : 각각은 TWTA 전단에 선형화기를 갖고 ALC 기능이 없음.
 - 2개의 예비기를 갖는 4개의 채널 증폭기 : 각각은 ALC 기능을 갖고 선형화기는 없음.
- RF 신호를 송신 안테나 빔으로 전송하기 위한 출력다중화기와 RF 스위치 매트릭스

• 각 RF 채널에 대한 CGC가 입력다중화기와 전력증폭기 사이에 위치

주, 예비 위성의 12개의 RF 채널에 할당된 주파수 및 편파계획은 그림 8과 같다.

Primary Satellite	Up Link	
	Down Link	
Secondary Satellite	Up Link	
	Down Link	

그림 8. FSS 주파수 및 편파 계획

단일 반송파 운용에 대한 각 RF 채널의 EIRP 값은 EOC에서 50.2dBW이며 그에 따른 EIRP contour는 그림 9와 같다. 수신 G/T는 13.4dB/K이다.

4. 위성버스 부속시스템

무궁화 위성의 버스 부속시스템은 다음과 같이 구성된다.

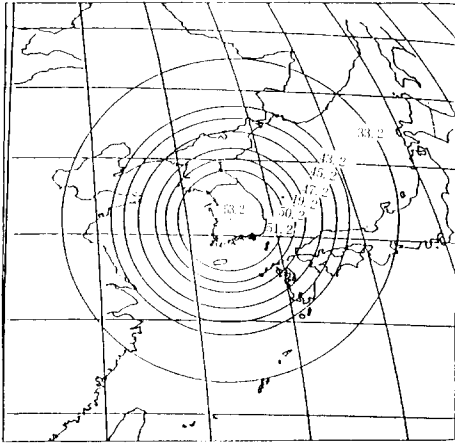


그림 9. FSS 부속시스템의 EIRP contour

- TC & R(telemetry command and range) 부속 시스템
- 전력제어 부속시스템
- 자세제어 부속시스템
- 추진 부속시스템
- 열제어 부속시스템
- 구조 부속시스템

TC & R 부속시스템은 위성체를 제어하고 감시할 수 있는 능력을 제공하고 위성체의 자세 불안정 기간동안 위성체를 제어할 수 있는 모든 요구조건을 만족해야 한다. 무궁화 위성에서는 이를 위해서 Ku 밴드 두 채널을 사용하도록 설계되었다. 한 채널은 정상운용시 사용되며 다른 하나는 천이궤도(궤도저장시) 및 비정상 운용시 사용된다. 정상운용 상태시 1회의 명령으로 성공적으로 명령을 수행할 확률은 최소 99.98% 이상이며, 명령의 전력밀도는 단위 미터면적당 -90dBW이다. 여러 원인에 의해 잘못된 명령에 대한 면역성(false command immunity)은 10⁻⁶이며 모든 명령 신호는 암호화되어 있다.

전력제어 부속시스템은 추진원인 태양전지, 에너지 저장용 배터리와 전력조절 및 보호회로로 구성된다. 전력제어 부속시스템의 전력분배 부속시스템은 태양전지, 배터리 및 모든 위성체 부하간에 전력을 전달하고 어떤 점에서의 고장이 위성체 성능의 영구 열화를 초래하는 것을 방지하도록 설계되었다.

자세제어 및 궤도결정 부속시스템은 위성체 자세의 적절한 제어를 위해 위성체 서비스 기간동안 공칭궤도

(동경116도의 정지궤도)위치에서 남북, 동서 방향으로 +/- 0.05도의 정확도를 유지시켜 주도록 설계되었다.

추진 부속시스템은 위성체의 궤도 속도, 궤도 경사, 자세 및 회전비율을 제어하는데 요구되는 추진연료와 추진원을 제공한다. 고체 엔진과 액체 이중추진연료 추진계는 정지궤도로의 아포지 모터의 분사등 주요 속도 방향 조절용으로 이용된다.

열제어 부속시스템은 발사전, 발사, 천이궤도, 저장 궤도 및 정지궤도에 이르기까지 최악의 조건하에서 요구되는 온도치내에서 모든 장비 및 구조를 유지시켜 준다. 또한 위성 수명기간 동안 계절적환경 및 모든 위성체 운용상의 문제점을 고려하여 설계되어 있다.

구조 부속시스템은 모든 위성체 부속시스템과 소자들을 기계적으로 지탱한다. 이 시스템은 구조적 질량을 최적화하고 제조, 조립, 시험, 지상조작, 운송, 발사, 아포지 모터의 점화 및 자세회득을 포함한 모든 동적 및 정적 부하 조합의 범위를 수용할 수 있도록 설계 되었다.

5. 지상제어 시스템

지상제어 시스템은 위성제어센터, 주/부 관제소, 망제어센터 및 2개의 통신시스템 감시장치로 구성되었으며 그 구성도가 그림 10에 도시되었다.

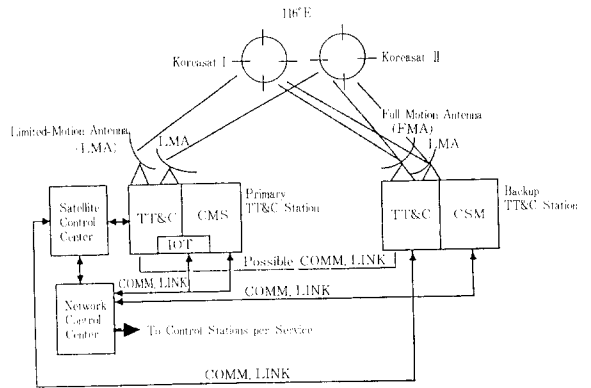


그림 10. 지상제어시스템 구성도

지상제어 시스템은 발사, 천이궤도, 예비동작시험, 정상궤도동작, 지구 지향성의 재획득등을 포함한 모든 예측 가능한 조건하에서 위성을 제어 및 감시하는 기능을 갖는다. 관제소와 위성제어센터간, 관제소와 망제어

센터간의 통신링크는 지상부문에 대한 감시, 제어 및 데이터 전송로로 이용된다. 관제소간에도 직접적인 통신망이 구성되어 있어 긴급시 예비 위성제어센터와 부관제소간의 통신망으로 사용될 수 있다.

1) 위성제어센터

위성제어센터(SCC : satellite control center)는 주관제소와 같은 위치에 있으며 다음의 기능을 수행한다.

- 주/부 관제소로 부터의 텔레메트리 신호 감시
- 주의와 경보 레벨로 설정된 한계치 이상 및 이하에 대한 텔레메트리 신호의 제한적 점검
- 예비로 저장되지 않는 텔레메트리 파라메타의 48 시간 저장 및 장기 저장과 분석을 위한 선별 데이터 저장
- 실시간 SCC, 주/부 관제소 상태 및 구성과 텔레메트리, 실시간 및 저장데이터 저장
- 위성체 데이터 분석
- 궤도결정 및 예측, 자세예측, 방향조정 파라메타 생성등

2) 주관제소

주관제소는 기본적으로 텔레메트리, 거리측정, 명령, 추적기능을 수행하며 SCC의 실시간 컴퓨터 장비를 공유한다. 주관제소는 단순한 위성제어 워크스테이션을 설치하여 단순화된 예비 SCC 기능을 수행한다. 긴급사태시 단순화된 SCC 기능을 수행하기 위한 모든 데이터 베이스는 실시간 컴퓨터에 위치하며 SCC 고장시 또는 SCC와 주관제소간의 통신 두절시 시스템의 제어를 주관제소에서 보장하기 위해 동시에 주 및 부관제소 실시간 컴퓨터에 최신화된 정보가 입력된다.

주관제소는 TTC/IOT(in-orbit test)를 위해 2개의 직경 4~5m의 제한구동안테나(LMA : limited motion antenna)를 가지며 이들은 각각 주위성 및 예비위성의 추적, 텔레메트리, 명령 및 거리측정을 담당한다.

3) 부관제소

주관제소로 부터 약 200Km이상 이격된 부관제소는 SCC기능을 제외하면 주관제소와 같은 기능을 수행한다. 미션운용단계에서 천이궤도(또는 대기궤도)동안에는 SCC와 연계된 부관제소를 사용하고, 미션운용단계의 비가시 기간동안에는 범세계 관제망을 무궁화 위성의 SCC와 연결하여 사용할 예정이다. 부관제소는 TTC/IOT 운용을 위해 2개의 안테나를 갖는다. 1개의 직경 4~5m의 제한 구동 안테나는 주 또는 예비위성의 명령, 텔레메트리, 거리측정을 수행하는 예비안테나이며 다른 1개의 직경 11~12m의 전 구동안테나(FMA : full motion antenna)로 발사, 초기운용 및 긴급사태시

사용될 예비 안테나이다.

4) 망제어 센터

SCC와 주관제소와 동일한 장소에 위치하여 위성의 IOT, 반복적인 시험 및 통신시스템을 감시한다. 망제어 센터는 통신감시 및 국가 위성시스템을 관리하기 위한 통신시스템 감시(CSM : communication system monitoring)처리의 핵심이며 CSM장치를 액세스하여 통신 시스템내의 간섭, 이상상태를 감시한다.

5) 통신시스템 감시(CSM)장치

CSM은 NCC와 직접 연결되며, 여러 형태의 반송파 주요 파라메타 측정, 위성체 중계기 성능 파라메타를 측정하는 역할을 수행한다.

IV. 맺 음 말

위성통신은 지난 25년간 지속적인 발전을 거듭한 끝에 국제통신망이나 국가통신망에서 상당 부분의 전화 서비스를 제공하여 왔으며 최근에 들어서는 비즈니스 데이터, 음성, teleconference, 이동 통신 및 TV/데이터 방송에까지 그 영역을 확대하고 있다. 현재 광통신 시스템이 널리 확산됨에 따라서 국제 전화시장에서 위성 통신이 위협을 받고는 있지만 위성통신 자체가 지니고 있는 성질, 즉 커버리지내의 임의 두점간을 요구에 따라 유통성 있게 서비스를 제공할 수 있는 점이나 통신의 신뢰성 등으로 인해 현재의 위성통신의 위치는 앞으로도 보장될 수 있을 것으로 전망한다. 특히 위성 시스템이 지상의 어느 곳에서도 작은 고정 및 이동 지상 터미날을 통해서 음성, 데이터, 이미지 및 location 서비스를 제공할 수 있게 됨에 따라 위성을 이용한 새로운 통신 시장 개척이 활발히 이루어 질 것으로 예상된다.

이러한 통신 서비스 시장의 확보를 위성 통신이 점유할 수 있는 원동력은 바로 기술의 발전에 기인하는 것으로, 우선 가까운 장래에 다중 액세스 및 작은 지상터미날 능력의 확장이 가능하게 될 것이며, 장기적으로는 높은 G/T 및 EIRP와 on-board processing을 처리하는 위성의 등장과 함께 작고 값싼 가격의 지상 터미날을 통하여 음성, 데이터 및 teleconferencing 서비스가 가능하도록 기술발전이 진행될 것이다. 이것은 위성음성 및 데이터 패킷 스위칭하여 새로운 네트워크의 구성을 갖도록 진화함을 의미하는 것이다.

그러나 지금 국내의 위성에 관련한 기술 수준은 거의

전무한 상태라 해도 과언이 아닐 정도로 낙후해 있다. 물론 지상 안테나의 제작 및 설치, 직접위성 방송 수신 기의 제작등 지상 부문에 관련한 몇가지의 기술은 국산화되어 수출에 기여하고는 있지만 위성통신을 위한 핵심이 기술인 위성체 버스, payload의 전자장치, 위성 안테나 등 첨단분야는 전무한 상태이다.

따라서 1995년 4월에 발사를 목표로 하고 있는 제1세대 무궁화호 사업은 여러가지로 의미가 있다고 할 수 있다. 무궁화호 위성 사업의 성공적인 수행을 통해 사회 전반에 걸친 영향, 즉 문화, 교육, 정치, 경제에 획기적인 전환점이 되어서 앞으로의 정보화사회(telematic society)의 근간 통신망으로 한 역할을 담당할 것임에는 틀림이 없는 사실이며 아울러 국내의 첨단 위성기술 축적을 위해서도 매우 중요한 기회가 될 수 있는 것이다. 그것은 무궁화호 위성 구매 과정에 기술전수 및 교육 훈련이 함께 포함되어 있기 때문이다.

현재 한국통신에서는 국내의 위성 기술의 축적을 위해서 한국전자통신연구소 및 한국 항공우주연구소에 상당 비용의 연구비를 출연하여 위성체 버스, 위성 중계기, 위성망 설계, 관제소 및 위성망 제어센터 운용 S/W, 지상장비 SCPC(single channel per carrier) 및 VSAT(very small aperture terminal)의 개발을 주도함으로써 국내 위성기술 축적에 크게 기여하고 있다. 그러나 국내 업체와 한국전자통신연구소가 공동 개발을 추진하고 있는 지상장비를 제외한 나머지 분야는 현재 외국의 수준과 비교하면 기본 설계수준에 불과하다고 할 수 있다. 이러한

국내의 기술 여건을 능률적이고 효과적으로 극복하기 위해서는 무궁화 위성 사업을 통해 위성체 전반에 걸친 기술을 체계적으로 전수받는 것이 상당히 중요하게 된다. 다시 말하면 각 기술분야에 대해서 국내 여건을 고려하여 분야별로 설계, 시험, 제작, 조립기술의 습득을 물론 교육 및 훈련을 종합적으로 수용할 수 있도록 한국통신이 주체가 되어 산업체 및 연구소가 합심하여 종합적인 방안을 수립하여 시행하는 것이다. 산업체는 산업체 나름대로의 국제경쟁력이 있으며 경제성이 있는 분야에 대해서는 물론 활용가능성이 있는 분야에 대해서 아낌없는 인력 및 비용을 투자해야 하며 연구소는 연구소 나름대로 설계 및 개발분야에서 헌신적인 노력을 경주해야 할 것이며, 또한 한국통신을 비롯한 정부에서는 정책적인 차원에서 지원을 아끼지 말아야 할 것이다.

參 考 文 獻

- [1] 한국전자통신공사 사업지원단, 국내 위성통신방송망 구성에 관한 연구, 최종보고서, 1987년 12월
- [2] W.L. Morgan et al., *Communications Satellite Handbook*, John Wiley & Sons, New York, 1989.
- [3] CCIR, *Handbook Satellite Communications*, Geneva, 1988.
- [4] IEEE, "Proceedings: Special Issue on Satellite Communications", July 1990.

筆 者 紹 介



李 明 洙
 1957년 5월 7日生
 1983년 2월 연세대학교 공과대학 전자공학과(공학사)
 1985년 2월 연세대학교 대학원 전자공학과(공학석사)
 1989년 8월 연세대학교 대학원 전자공학과(공학박사)
 1987년 3월~1990년 8월 연세대 전자공학과 강사
 1990년 4월~1990년 8월 한국통신 연구개발단 선임연구원
 1990년 8월~현재 한국통신 위성사업단 위성기술부장
 주관심분야 : BISDN, 위성통신, 이동통신, 통신망 간의 interworking등



元 鍾 男
 1960년 11월 1日生
 1983년 2월 아주대학교 전자공학과(공학사)
 1985년 2월 아주대학교 대학원 전자공학과(공학석사)
 1986년 5월~1990년 8월 한국통신 연구개발단 전임연구원
 1990년 8월~현재 한국통신 위성사업단 전임연구원
 주관심분야 : 위성통신, 디지털 제어 등