추적기능을 가진 지상위성 수신장치기술

나 정 웅*·윤 명 중*·최 규 홍**·김 수 용***
(*한국과학기술원 전기 및 전자공학과 교수, **연세대 이과대 천문기상학과 부교수, ***한국과학기술원 물리학과 부교수)

1. 서 론

위성을 추적하고 위성으로부터 발사된 전자파 신호를 수신할 수 있는 지상국 기술에 대하여 소개하려 한다.

통신·방송위성은 적도 상공의 지상 고도 36,000여 Km 떨어진 궤도를 지구 자전 주기로 공전 함으로써 지상에서 보기에는 정지되어 있는 위성으로 보인다. 이러한 정지궤도 위성과 통신하는 지상국은 그 수신 감도에 따라 Intelsat에서 규격을 A에서 부터 F까지 정하고 있다. 표준 A형은 안테나 직경이 15~18m, 이득대 잡음온도비(G/T)가 35dB/K이며, 제일 작은 standand F는 6/4GHz대에서 안테나 직경이 3.5m~8m이다. 텔레비젼 방송 수신은 현재 직경이 30cm정도의 작은 안테나로도 가능하게 되어 지상국의 감도 및 안테나 크기는 다양해지고 있다.

정지궤도 위성과는 다르게 지구의 남북 궤도를 도는 과학위성, 원격탐사위성, 첩보위성 및 기상위성 등은 지상에서 볼때 한쪽 지평선에서 떠 올라와서 그 반대편 지평선으로 질때까지 한번에 10여분을 관찰할 수 있을 뿐이다. 따라서 이러한 위성과 통신을 하기 위해서 지상국 안테나는 위성을 따라 빠른 속도로 추적할 수 있어야 한다.

추적과 수신 기능을 동시에 가지는 지상국으로 손쉽게 전파를 수신 할 수 있는 위성으로는 지구의 대기 및 해양관측을 목표로 하는 NOAA 위성을 들 수 있다. NOAA 위성의 신호전송은 정보량이 적은 저해상도(APT ; 약 4Km) 전송으로 VHF대역(137.50 및 137.62MHz)을 사용하고 정보량이 많은 고해상도(HRPT ; 1.1Km) 전송에는 L-대역(1698.2,

사진 1. 개발 설치된 NOAA 위성 수신국

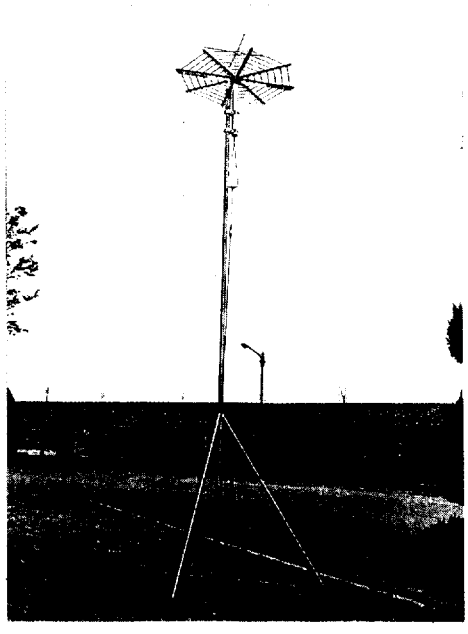

사진 2. APT 수신용 turnstile antenna

1702.5, 1707.0MHz)이 사용된다.

저해상도(APT) 수신장치는 누구나 쉽게 설치 이용할 수 있는 수신기이다. 그러나 고해상도(HRPT) 수신장치는 지상국이 갖추어야 할 기술들이 포함되어있는 전문 수신장치다.

지난 3년간 과학기술처 국책사업 및 체신부 전파연구소 지원사업으로 개발된 HRPT 수신 지상국(사진1)의 개발내용[1] 및 과학기술대에서 개발된 APT 수신장치(사진2) 및 수신영상 재현 결과를 중심으로 지상국 기술을 살펴보려 한다.

2. 시스템 예산 및 수신 계통도

NOAA 위성은 지상 수직 높이 870Km의 원궤도로 남북방향으로 회전하는 위성이다. 위성과 지상국까지의 거리는 궤도의 기울어진 각도에 따라 다르며 고도각이 65.5°이면 약 900Km이며, 25°이면 약 1,600Km의 거리에 있게 된다. NOAA 위성의 출력 등 기술적인 특성을 표 1에 표시하였다.

수신 신호 세력을 P_R이라 하면 P_R은 위성에서 복사되는 전력과 송신 안테나 이득에 비례하고 위성과 지상국간의 거리의 자승에 반비례하며, 수신 안테나의 이득에 비례하는 다음의 관계식으로 주어진다.

표 1 NOAA 위성의 HRPT 전송특성

Type of transmitted signal	S-Band phase modulated
	Split phase
	665.4K bits per second
System Output	
Frequency & Polarization	1698.0 MH_Z right hand circular
	1707.0 MH_Z right hand circular
	1702.5 MH_Z* left hand circular
EIRP at 63° from nadir	36.8 dbm worst case
	40.4 dbm nominal
Antenna	
Gain at 63° from nadir	2.1 dbi, minimum
Ellipticity	6.0 db, maximum
Transmitter	
Power out	5.25 watts minimum
Modulation Index	2.35±0.12 radians
Premoulation filter, type	5 th order, 0.05°, equiripple phase
3 db bandwidth	2.4MH_Z
Frequency stability	$\pm 2\times 10^{-5}$

*Not Planned for HRPT use unless 1698 and 1707 MH_Z transmitters have failed.

$$P_R=\frac{P_TG_T}{4\pi R^2}(\eta A)=P_TG_TG_R\left(\frac{\lambda}{4\pi R}\right)^2 \quad (1)$$

여기서 P_T는 송신 복사 전력, G_T 및 G_R은 송신 안테나 및 수신 안테나의 이득, R은 위성과 지구국간의 거리, η는 수신 안테나의 효율, A는 수신 안테나 면적이며, λ를 자유공간에서 전자파의 파장이라 할 때 $\eta A=G_R\frac{\lambda^2}{4\pi}$의 관계를 이용하였다.

EIRP(effective isotropic radiated power)란 (1)식에서 P_TG_T를 의미하며, $\left(\frac{\lambda}{4\pi R}\right)^2$항을 자유 공간 경로 손실이라 부른다. 실제로는 비나 눈 등 악천후에 의한 부가 손실을 고려해 주어야 하며, 안테나 지향 오차등에 의한 손실등을 (1)식에 부가하여 계산하거나, 이들 부가 손실을 margin으로 따로 계상하는 방법도 사용된다.

또 하나의 중요한 관계식은 잡음에 관한 식으로서 수신기의 복조기 입력단 열잡음 전력을 P_N이라 하면

$$P_N=kT_SB_NG \quad (2)$$

여기서 k는 Boltzmann 상수로 $-228.6dBw/K/H_Z$이며, T_S는 전 수신기 시스템의 등가 잡음 온도, B_N은 수신기의 잡음 대역, 그리고 G는 수신기의 전 이득이다. 복조기 전단까지의 잡음 전력인 (2)식과 신호 전력인 (1)식에 G를 곱한 값의 비를 반송파대 잡음비 C/N으로 표시하며,

$$\frac{C}{N}=\frac{(P_TG_T)G_R}{kT_SB_N}\left(\frac{\lambda}{4\pi R}\right)^2 \quad (3)$$

을 얻는다.

수신기의 등가 잡음 온도 T_s는 외부에서 원하지 않는 신호가 안테나를 통해 들어오는 잡음 T_a 등을 포함시켜

$$T_s=\alpha T_a+(1-\alpha)T_f+T_1+\frac{T_2}{G_1}+\frac{T_m}{G_1G_2}+\frac{T_l}{G_1G_2G_m} \quad (4)$$

로 표시되며[1], 여기서 α는 feed line의 이득이며, T_f는 feeder 잡음 온도, T_1 및 G_1은 초단 저잡음 증폭기의 잡음온도 및 이득, T_2 및 G_2는 그외 rf 증폭기의 잡음온도 및 이득, T_m 및 G_m은 혼합기의 잡음온도 및 이득, T_l는 중간주파 증폭기의 잡음온도

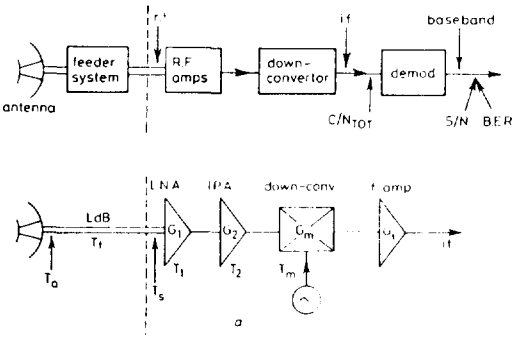

그림 1. 수신기 계통도 및 잡음온도 계산

이다. 이들 수신기의 계통도를 그림 1에 보인다.

수신 시스템의 감도를 보여주는 수치로 G/T 또는 figure of merit이란 말을 사용한다. (3)식에서 (G_R/T_S)의 비 또는 $10\log(G_R/T_S)$로 표시하는 이 값은 클수록 좋은 감도의 수신국을 의미한다.

NOAA 위성에 대하여 시스템 예산을 계산해 보면, EIRP가 가장 나쁠 때 36.8dBm이며, 고도 R=870Km로 볼때 자유공간 경로 손실 $10\log(\lambda/4\pi R)^2=155.9dB$이다(경사궤도 29.4°시 1500Km 거리이며 4.73dB부가 손실을 더해줌), 설계 제작된 수신 시스템은 안테나의 직경이 3m로 1707MHz에서 효율을 0.55로 볼 때 이득 $10\log G_R=32dB$이며, 제작된 저잡음 증폭기는 1.5~1.75GH_Z대에서 이득이 22~28 dB, 잡음지수는 2.5dB($T_N=225.7°K$)이하 됨을 측정 확인 하였다[3,4]. 이외에 설계 제작된 feed선, 혼합기, 중간주파 회로등을 포함시킨 전 수신 시스템의 등가 잡음온도는 (4)식으로부터 392.7°로 계산되었으며, 이로 부터 전체 수신 시스템의 G_R/T_S는 6.06dB/°K로 얻어진다.

위와 같이 측정치와 계산치를 (3)식에 대입하고, Boltzmann상수 $10\log k=-198.6dBm/°K/H_Z$와 대역폭 $B_N=3MH_Z$(또는 64.8dBH_Z)를 대입하면 전체 수신 시스템의 C/N비는 16.03dB로 계산된다. NOAA위성 신호인 HRPT가 split phase 665.4Kbit/s 신호 이므로(표 1) bit당 에너지대 잡음비[2,5,6] (E_b/N_o)는 (3)식의 B_N대신 $10\log(665.4\times10^3)=58.23dB$를 대입하여 $10\log(E_b/N_o)=22.57dB$를 얻는다. E_b/N_o의 비가 10.5dB만 되어도 bit error rate(BER)는 10^{-6}이 되므로[2,6] 22dB은 실제 시스템의 margin을 두고라도 충분한 비인 것이다.

3. Monopulse추적과 안테나 시스템

위성의 운동 궤도를 알면, 시간에 따라 변하는 위성 위치를 지상국 안테나의 방위각(azimuth) 및 고도각(elevation)으로 산출하여, 안테나를 그 방향으로 회전시켜 위성을 추적할 수 있다. 이러한 추적 방식을 program추적이라 부른다. 궤도를 모르는 위성의 신호를 포착하였을 때 자동적으로 이 위성의 위치를 추적할 수 있는 방법을 자동추적이라 부르며 sequential lobing(예 conical scan) 방법과 simultaneous lobing(예 : monopulse)방법으로 다시 나눌 수 있겠다[7]. 여기서는 추적오차가 적은 monopulse 추적방식[7]에 대하여 원리 및 시스템 구성을 간단히 소개하려 한다.

4개의 안테나와 4개의 hybrid(0° 및 180° 위상지연 출력단이 있음)로 구성된 monopulse시스템을 그림 2에 보인다. 4개의 안테나 수신출력 A, B, C 및 D의 합과 차를 그림과 같이 구현하면 (A+B)−(C+D)는 전파 도래 방향의 방위각 오차를 그리고 (A+C)−(B+D)는 고도각 오차를 나타내게 된다. 이 2개의 오차 신호 정보는 안테나의 위성 자동 추적을 위하여 필요하며, 신호 수신용 합신호를 포함하여 3개 신호 채널이 필요하게 된다.

이는 저잡음 증폭기를 포함하여 각각 3개 수신 시스템이 필요함을 의미하는데 이를 1개 수신 시스템으로 구현하기 위하여 그림 3과 같은 단일 주사변환기(monoscan converter)를 사용한다. 그림 2의 출력인 2개의 오차 신호(EL 및 AZ)를 2개의 전자 스위치(k_1 및 k_2 ; 1) 및 한개의 hybrid (2)를 통하여 방향성 결합기(4)로 합신호와 합해지도록 연결되어 있다.

전자 스위치 k_1은 그림 3(a)와 같이 한 순간에 EL과 연결되고 (EL-1) 다음 순간에는 AZ와 연결되며 (AZ-0) k_2는 그림 3(b)와 같이 한 순간에 180°위상 지연기에 다음 순간에는 0° 위상지연기에 연결되

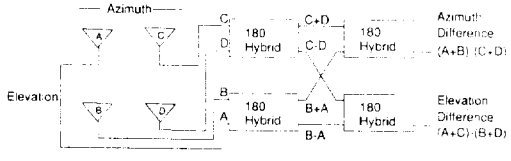

그림 2. Monopulse 시스템으로 4개의 안테나 및 4개의 hybrid

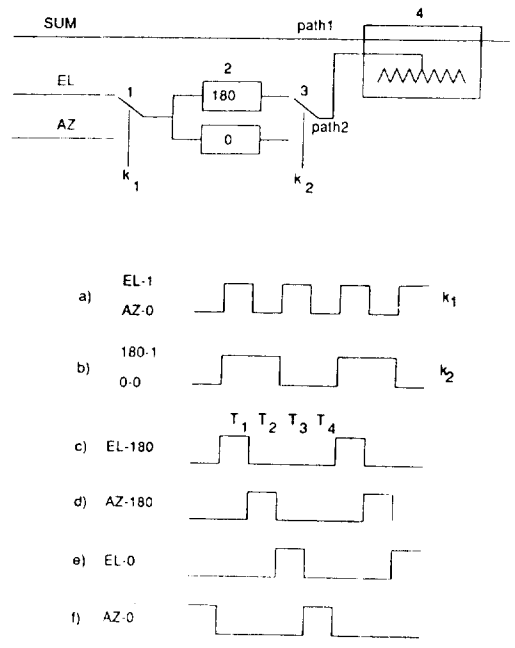

그림 3. 단일주사 변환기의 신호처리 시간 흐름도

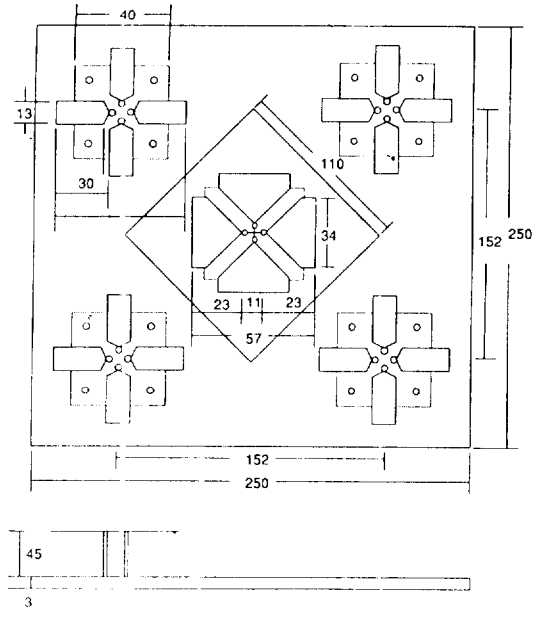

그림 4. 신호수신(중앙) 및 4개의 monopulse 추적용 안테나

도록 되어 있다. 따라서 방향성 결합기 출력은 T_1구간에 180° 위상지연된 EL 신호(EL-180 : 그림(c)), T_2구간에 AZ-180 (그림(d)), T_3구간에 0° 위상 지연

된 EL-0 (그림(e)), T_4구간에는 AZ-0 (그림(f))가 나오게 되어 합신호에 진폭 변조된 오차 신호가 중첩되게 된다.

이때 전자적으로 스윗칭하는 주파수는 500Hz ~1200Hz정도의 낮은 주파수 동기 신호이며, 역단일 주사 변환기(demonoscan converter)는 동기신호를 만들어 공급할 뿐 아니라 이에 맞춰 진폭 변조된 신호의 진폭을 복조시켜 오차 신호의 진폭을 복원하게 된다. 이때 이 변조된 신호의 평균을 취하면 이 수준이 영점 기준이 되는데 그 이유는 오차 신호를 0° 및 180° 위상지연을 시켜 그 평균이 영이 되도록 하였기 때문이다.

HRPT 신호는 디지탈 위상 변조된 신호로써 여기에 진폭변조된 오차 신호의 합은 합신호에 대해 디지탈 복조시 영향을 주지 않으며, 따라서 수신 시스템은 저잡음 증폭기를 비롯해서 한벌만 있으면 된다.

Monopulse 추적을 하기 위한 4개의 안테나는 포물면 반사체의 초점면에 설치한 그림 4와 같은 평판 십자형 다이폴을 사용하였다. 중앙의 신호 수신용 합신호 다이폴은 cavity 위의 십자형 다이폴로 만들어져 있다. 원편파된 전자파 수신을 위하여 십자형 다이폴이 필요하며 판형으로 만듦으로써 크기가 작아지며, 주파수 대역폭이 약간 넓어진다. 임피던스 정합 및 평형 부하 조건을 만족시키기 위하여 baloon을 부착하였으며, 측정된 추적용 안테나의 복사 패턴은 E평면 및 H평면 복사가 비슷하였으며, 빔각은 약 70°였다. 수신용 안테나는 빔폭이 더 넓어 약 80°였으며, 추적용 안테나의 차패턴은 1.5GHz ~1.75GHz대역에서 −26~−36dB의 dip을 얻을 수 있었다[3,4] 측정된 안테나의 VSWR은 1.5~1.75 GHz 범위에서 추적용 안테나의 VSWR은 1.5~1.75 GHz 범위에서 추적용 안테나가 1.63이하, 신호 수신용이 1.3 이하였다. 이들 측정된 특성은 포물 반사체를 제외한 특성이다.

4. 신호 수신 시스템

단일 주사 변환기에서 합해진 수신 신호와 안테나 지향 오차 신호는 그림 5의 저잡음 증폭기에 연결되어 증폭된다. 저잡음 증폭기는 GaAs FET, AT8110 트랜지스터를 2단으로 사용한 설계로, 입력단 및 출력단 정재파비의 개선 및 임피던스 변화에 둔감하도록 입출력단 양쪽에 isolator를 그림 6과 같이 사용하였다. 제작된 저잡음 증폭기는 1.5~1.75GHz주파수 대역에서 22~28dB의 이득과 2.5dB이하의잡음지수 특성을 그림 7과 같이 보였다.

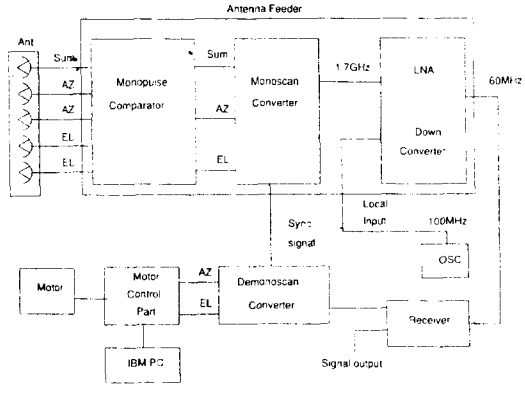

그림 5. 수신 시스템 계통도

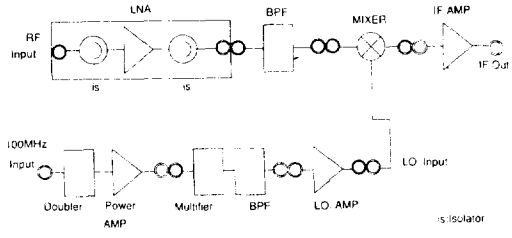

그림 6. 저잡음 증폭기(LNA), 국부발진기 및 혼합기의 상세도

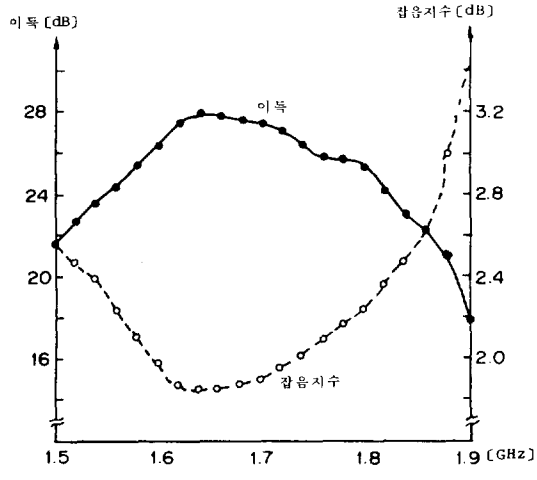

그림 7. 저잡음 증폭기 특성

저잡음 증폭기의 출력은 $\lambda/8$선 공진기 소자를 사용한 comb-line filter (대역폭 120MHz, 리플≃0.2 dB, 삽입손실≃0.7dB, 입력 VSWR≤1.8)를 통하여 혼합기에 연결된다. 혼합기에는 국부 발진기 신호가 1698MHz(NOAA신호)−60MHz(중간주파)=1638MHz의 주파수로 7dBm정도의 세력으로 필요하였다. 이 국부 발진기 신호는 그림 6에서 보인 바와 같이 102.375MHz 수정발진기 신호를 두배로 주파수를 높이고 증폭한 후, step recovery diode에서 8배로 체배시킨 후 대역통과 여파기를 통하고 전력 증폭하여 사용하였다. 혼합기의 출력은 60MHz의 중간주파 증폭기에 연결된다. MRF901 트란지스터를 사용한 설계 제작된 중간주파 증폭기는 약 50dB의 이득과 5dB이하의 잡음지수를 보임을 측정 확인하였다.

중간주파 신호는 HRPT 신호의 복조 및 안테나 지향 오차 신호를 복원시킬 수 있는 그림 5의 복조기(receiver)에 연결된다. 이 복조기로는 상용으로 구입가능한 Microdyne사의 140-MR PM복조기를 구입하여 사용하였다. 복조기의 2개 출력중 오차신호는 설계 제작된 역단일 주사 변환기를 거쳐 안테나의 방위각 및 고도각에 비례하는 직류 전압이 구동 전동기 제어회로에 가해진다. HRPT신호는 현재 처리되는 회로에 연결되지 않고 다만 그 신호의 수신 세력만이 측정되었다.

5. 위성 추적 안테나 구동 시스템

안테나는 방위각 축(A_Z)과 고도각 축(EL) 두개축으로 움직이도록 설계되었다. 방위각 축 치차는 고도각 축 치차위에 설치되도록 설계 제작되었으며(A_Z over EL), 방위각 축은 −360°에서 +360°까지, 고도각 축은 0°에서 180°까지 운전 가능토록 설계 제작되었다. 이 두개 축은 두개의 다른 전동기에 의해 구동되며, 최대 구동 속도는 4.8°/sec이다.

위성 추적 안테나 시스템은 추적하고자 하는 위성을 고도의 정밀도로 추적가능해야 하며, 이는 곧 over shoot가 적도록 설계됨을 의미한다. 또한 바람등 기후 요건 변화에 관계없이 동작할 수 있도록 설계되어야 한다. 이러한 요구에 맞는 전동기 제어는 비례-미분-적분(PID)제어기를 사용하는 것으로 알려져 있으며, 바람등으로 갑자기 큰 전류가 필요할 경우 구동 전동기등에 손상을 가져올 수 있어서 이의 보호가 필요하다.

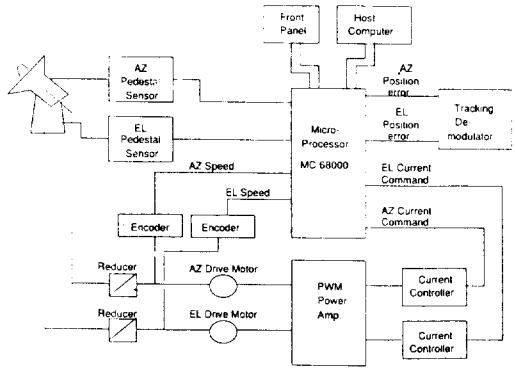

그림 8. 안테나 구동 시스템 계통도

PID제어기 역할을 하고 제어기 출력단에 전류 제어기를 연결하여 안정성을 강구한 안테나 두 개축 구동 시스템을 그림 8에 보인다. 이 디지탈 제어 시스템의 중심은 micro-processor인 MC 68000이다. 이 마이크로 프로세서의 입력으로는 앞절의 수신 시스템으로 부터 주는 방위각 또는 고도각 오차에 비례하는 직류 전압이다. Host computer인 Personal computer(PC)에서는 추적하려는 위성의 궤도를 계산하고, 시간에 따라 변하는 위성의 위치를, 추적 안테나의 방위각과 고도각으로 표시하여 마이크로 프로세서에 보내준다. 구동되는 안테나에는 안테나의 위치인 방위각 및 고도각 그리고 축이 움직이는 속도를 지시해 주는 위치 센서(AZ and EL pedestal sensor)및 속도 센서(AZ and EL speed encoder)가 치차 유닛트에 부착되어 위치 및 속도에 관한 정보를 마이크로 프로세서에 보내준다. 또한 안테나 운전 형태를 선택할 수 있는 구동 제어판(front panel)의 운전 모드 정보도 마이크로 프로세서에 입력되도록 연결되어 있다.

구동 제어판은 6개의 운전 모드를 갖도록 설계 제작되었다. 이는 (1) stand by모드로 구동모터에 전압이 가해지지 않고 안테나에는 전기 및 기계적 brake가 작동되며, (2) slew모드는 구동 모터의 속도가 운전자에 의해 조정되며, (3) 수동 위치 조절 모드는 조정자가 위치명령을 줌으로써 마이크로 프로세서를 통해 구동 모터가 동작되며, (4) stow모드는 안테나가 하늘을 보는(방위각 0°, 고도각 90°) 위치에 있으

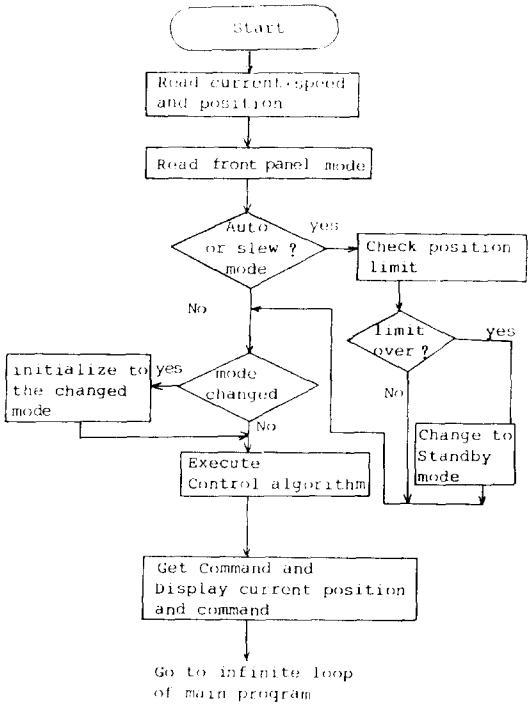

그림 9. 운용 프로그램의 흐름도

며, (5) 원격조정 모드는 host computer 명령에 따라 동작하며, (6) 자동운전 모드는 수신기의 오차 신호에 따라 오차가 영이 되도록 움직이는 것 등이다.

마이크로 프로세서는 디지탈 제어기로 몇 가지 운용 프로그램을 C 언어로 만들어 cross compile 하였다. 구동제어판에서 선택되는 6가지 모드에 대한 각각의 운용 프로그램 및 제어 알고리듬이 마이크로 프로세서에서 처리된다. 운용 프로그램의 흐름은 프로세서의 하드웨어 인터럽트에 의해 방위각 축과 고도각 축을 번갈아 가며 서비스하는 형태로 구성되어 있다. 운용 프로그램의 흐름도를 그림 9에 표시하였으며 전체 프로그램은 보고서[3] 부록에 수록되어 있다.

마이크로 프로세서의 모터 전류 명령이 주어지면 그림 8에서와 같이 이 명령은 전류 제어기 및 전력 증폭기를 작동하여 모터를 동작시키게 되고 이는 차차 시스템(reducer)을 통해 안테나 위치를 제어하게 되어 있다. 위치 제어 모터로는 정격 출력 0.85KW인 PM DC servo moter(CN-800B-10GE)를 사용하였으며, 이 직류 서보 모터를 전압 제어로 구동시킬 경우 펄스폭 변조(PWM) 전력 증폭기에 인가되는 전압 변동이 있을 경우 특성이 저하되며 빠른 응답 특성을 얻기 힘들다. 따라서 이 시스템에서는 hysteresis형 전류 제어기를 사용하여 모터의 고정자에 흘러는 전력 증폭기의 전류를 조정함으로써 전동기 출력 토오크가 조절되며, 외란의 영향에 둔감하고, 전력 증폭기의 과전류를 방지하게 하였다.

6. 위성궤도 및 위치 계산 프로그램

위성의 위치 벡타 및 속도 벡터는 위성의 궤도상에서 수시로 변하는 6개의 양이며, 이 6개의 스칼라 양은 변하지 않는 궤도의 6개 요소로 부터 계산이 가능하다.

6개의 궤도 요소는 다음과 같다.

1) T는 승교점 통과 시각 혹은 근지점 통과 시각으로 줄리안 일과 U.T.로 표시한다.
2) a는 위성 궤도의 장반경(km)
3) e는 위성 궤도의 이심률 ($0 \le e \le 1$)
4) i는 위성 궤도면과 적도면과의 사이각으로
   $0° \le i < 90°$ 지구 자전과 순행 방향
   $90° \le i < 180$ 지구 자전과 역행 방향
5) ω는 승교점 방향으로 부터 근지점 방향까지의 사이각, 근지점 인수
   $0° \le \omega < 180°$ 근지점은 북반구에 위치,
   $180° \le \omega < 360°$ 근지점은 남반구에 위치
6) Ω는 춘분점 방향으로 부터 승교점 방향까지의 사이각, 승교점 적경이다.

위와 같은 궤도 요소는 NASA에서 보내주는 텔렉스로 부터 얻을 수 있고, 직접 위성을 궤도 추적하여도 얻을 수 있다.

이미 궤도를 알고 있는 위성이 특정 지역에 출몰하는 시간을 알아내는 작업은 퍽 중요하다. 위성에 대한 궤도 요소와 추적 안테나의 지구상에서의 위치, 추적할 수 있는 위성에 대한 최소의 고도각 h가 주어진다면, 이심 근점이각 E로 된 위성 출몰 시간을 푸는 방법은 가능하다.

과거에는 축차 수치 적분법(step by step technique)으로 직접 미분 방정식을 풀어서, 위성의 출몰 시간을 산출해 내었으나 현재는 간단히 controlling 방정식을 직접 풀기 때문에 축차 수치 적분법보다 25배 정도 빠르게 출몰 시간을 산출해 낼 수 있다.

표 2 Calculations of azimuth, elevation, distance, topocentric right ascension, declination (NOAA-9 Satellite)

YEAR=1986 Month=12 DAY=18

K.S.T. hr m s	Azim (deg)	Elevat (deg)	Distan (km)	R.A. (hr)	Dec (deg)
15 30 30	185.821	7.901	2618	20.2046	-44.3841
15 30 40	186.349	8.676	2556	20.1670	-43.5540
15 30 50	186.905	9.472	2494	20.1299	-42.6947
15 31 0	187.492	10.292	2432	20.0911	-41.8043
15 31 10	188.111	11.138	2370	20.0512	-40.8803
15 31 20	188.766	12.010	2310	20.0101	-39.9203
15 31 30	189.460	12.910	2249	19.9678	-38.9215
15 31 40	190.197	13.841	2189	19.9242	-37.8810
15 31 50	190.981	14.803	2130	19.8792	-36.7955
15 32 0	191.816	15.799	2071	19.8328	-35.6616
15 32 10	192.707	16.831	2012	19.7847	-34.4755
15 32 20	193.661	17.901	1955	19.7349	-33.2330
15 32 30	194.683	19.010	1898	19.6833	-31.9299
15 32 40	195.782	20.161	1842	19.6298	-30.5613
15 32 50	196.964	21.355	1788	19.5741	-29.1222
15 33 0	198.241	22.594	1734	19.5163	-27.6073
15 33 10	199.622	23.879	1681	19.4560	-26.0108
15 33 20	201.119	25.210	1630	19.3932	-24.3270
15 33 30	202.747	26.587	1580	19.3277	-22.5498
15 33 40	204.521	28.010	1531	19.2592	-20.6732
15 33 50	206.458	29.476	1485	19.1876	-18.6910
15 34 0	208.578	30.980	1440	19.1127	-16.5978
15 34 10	210.902	32.515	1397	19.0342	-14.3884
15 34 20	213.453	34.073	1356	18.9518	-12.0587
15 34 30	216.256	35.640	1318	18.8653	-9.6059
15 34 40	219.336	37.200	1283	18.7744	-7.0290
15 34 50	222.716	38.730	1251	18.6787	-4.3292
15 35 0	226.418	40.205	1221	18.5784	-1.5110
15 35 10	230.455	41.592	1196	18.4725	+1.4182
15 35 20	234.832	42.857	1173	18.3611	+4.4469
15 35 30	239.539	43.960	1155	18.2436	+7.5594
15 35 40	244.545	44.863	1141	18.1197	+10.7361
15 35 50	249.801	45.530	1131	17.9896	+13.9534
15 36 0	255.232	45.934	1125	17.8524	+17.1848
15 36 10	260.752	46.056	1123	17.7080	+20.4011
15 36 20	266.260	45.890	1126	17.5562	+23.5724
15 36 30	271.660	45.445	1133	17.3969	+26.6689
15 36 40	276.865	44.743	1145	17.2300	+29.6625
15 36 50	281.809	43.812	1160	17.0556	+32.5276
15 37 0	286.445	42.691	1180	16.8739	+35.2426
15 37 10	290.747	41.416	1203	16.6848	+37.7897
15 37 20	294.711	40.020	1230	16.4892	+40.1557

Escobal[7]에 의하면 controlling방정식은 다음의 식으로부터 계산된다.

$$a(\cos E - e)\,\vec{P}\cdot\vec{Z} + a(1-e^2)^{1/2}\sin E\,\vec{Q}\cdot\vec{Z} - G_1\cos^2\phi - G_2\sin^2\phi = \rho\sin h$$

$$G_1 = \frac{a_e}{\sqrt{1-(2f-f^2)\sin^2\phi^{1/2}}} + H$$

$$G_2 = -\frac{(1-f)^2 a_e}{\sqrt{1-(2f-f^2)\sin^2\phi^{1/2}}} + H$$

여기서 a는 위성 궤도의 장반경, E는 궤도의 이심근점이각, e는 궤도의 이심률, $\vec{P}$는 근지점 방향의 단위 벡터, $\vec{Z}$는 관측자의 천정 방향의 단위 벡터, $\vec{Q}$는 근지점 방향에서 궤도면으로 90°회전한 단위 벡

표 3 NASA의 data와 Gauss 방법에 의한 궤도요소의 비교

구 분	NASA에서 보내온 평균 궤도 요소	Gauss 방법으로 계산한 접응 궤도 요소
근지점 통과 시각	—	1986년 12월 18^d.2682927 U.T.
승고점 통과 시각	1986년 12월 18^d.055310901 U.T.	—
장반경	7229.702km	7231.761km
이심률	0.00158545	0.001607
궤도 경사각	99°.02671	99°.03155
승고점 경도	311°.41438	311°.62886
근지점 인수	357°.35916	1°.72971
평균 근점이각	2°.75676	0°

표 4 NASA의 궤도 자료와 Gauss 방법에 의해 산출한 방위각, 고도각 시선거리의 비교

K. S. T. hr m s	NASA의 궤도 자료 Azim (deg)	Elev (deg)	Dist (km)	Gauss 방법 Azim (deg)	Elev (deg)	Dist (km)	두 방법의차 △A (deg)	△h (deg)	△ρ (km)
15 31 00	187.992	10.292	2432	187.479	10.291	2435	0.013	0.001	−3
15 32 00	191.816	15.799	2071	191.797	15.795	2074	0.019	0.004	−3
15 33 00	198.241	22.594	1734	198.208	22.583	1737	0.033	0.011	−3
15 34 00	208.578	30.980	1440	208.519	30.960	1442	0.059	0.020	−2
15 35 00	226.418	40.205	1221	226.304	40.184	1224	0.114	0.021	−3
15 36 00	255.232	45.934	1125	255.055	45.944	1126	0.177	−0.010	−1
15 37 00	286.445	42.691	1180	286.286	42.750	1181	0.159	−0.059	−1
15 38 00	307.423	33.949	1369	307.321	34.022	1369	0.102	−0.073	0
15 39 00	319.545	25.229	1645	319.481	25.294	1644	0.064	−0.065	+1
16 40 00	326.930	18.044	1971	326.885	18.099	1970	0.045	−0.055	−1
16 41 00	331.825	12.244	2325	331.793	12.289	2324	0.032	−0.045	+1

터, ϕ는 관측자의 위도, ρ는 관측자가 본 위성까지의 시선 거리, h는 관측자가 본 위성의 고도각, a_e는 지구의 적도 반경, f는 지구의 편평율, H는 관측자의 해수면 높이이다.

Controling방정식을 풀어서 위성의 출몰 시각을 산출하게 된다. 위성의 출몰 시각으로 얻어진 위성의 고도각과 방위각으로 부터 컴퓨터에 기억시켜 위성의 프로그램 추적을 수행할 수 있다. 기상위성 NOAA-호의 NASA자료인 평균 궤도 요소를 사용하여 controlling 방정식을 풀어 위성의 출몰시간에 관해서 다음과 같은 결과를 얻었다. 즉 KAIST의 추적 안테나에서 추적할 수 있는 방위각, 고도각, 추적 안테나에서 위성까지의 시선 거리는 표 2에 있다.

Gauss의 방법을 적용하여 몇 초 동안에 관측한 3점의 위성 위치로 부터 위성의 미지 궤도를 산출하는 컴퓨터 프로그램을 개발하였다. 표 3과 표 4에 개발된 프로그램에 의해 계산된 각 data와 NASA의 위성 궤도 자료를 비교하였다. 표에서 보다시피 방위각에서 0.01°~0.18°, 고도각은 0.001°~0.07°, 시선 거리는 1Km~3Km정도의 차이를 보이고 있다.

7. 지상국 설치 및 운용 시험

개발 제작된 지상국은 200여 Kg 정도이며 한국과

학 기술원(북위 127 21′ 51″, 동경 37 35′ 23″, 해발 고도 50m)에 설치되었으며, 안테나 중심까지의 지상 높이는 3.5m이다.

설치된 지상국 특성중 수신 시스템의 감도, 안테나 빔각, 그리고 모노펄스 추적 오차 신호를 측정 확인하는 실험을 먼저 수행하였다. 수신 안테나로부터 약 150m 떨어진 4층 건물 옥상에 이득이 13dB인 horn안테나를 설치하고 −20dBm의 1.7GHz 신호를 송신하였을 때, 수신 안테나의 복사 패턴은 그림 10과 같이 측정되었다. 3dB빔각은 이 측정으로 부터 3°인 것으로 판명되어 평판 다이폴만의 경우 80°인 것에 비하면 크게 개선 되었다.

같은 측정에서 수신 안테나의 방위각을 약간 변화시킬 때 방위각 오차에 따른 직류 전압 오차 신호를 측정하여 그림 11에 보였다. 이 측정으로 부터 방위각 오차가 ±1.5 의 범위에서는 오차 전압이 선형적으로 발생함을 확인할 수 있었다.

두번째 실험은 위치가 고정된 정지궤도 기상 위성인 GMS-3호(방위각 160°, 고도각 44°)의 신호 수신 실험이었다. 이 실험에서 수신 안테나의 방위각 및 고도각 기준이 맞는지 확인할 수 있었으며, 수신된 C/N비는 약 5dB였다.

위치각 기준과 수신 감도를 확인한 후 NOAA 위성신호 추적 및 수신 시험을 하게 되었다. 안테나

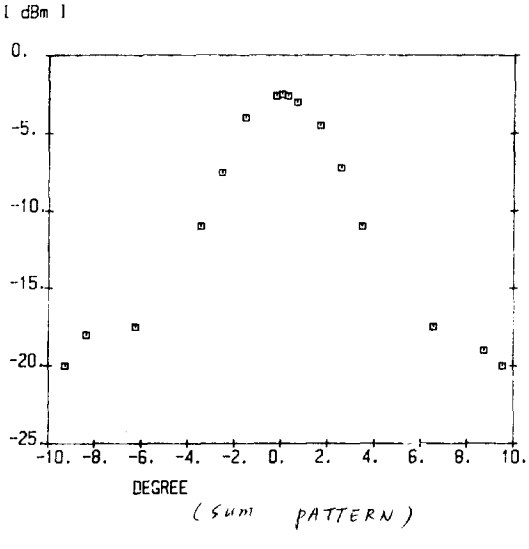

그림 10. 3m 포물면 반사체 및 평판 다이폴로 구성된 1.7GHz 안테나의 측정된 복사패턴

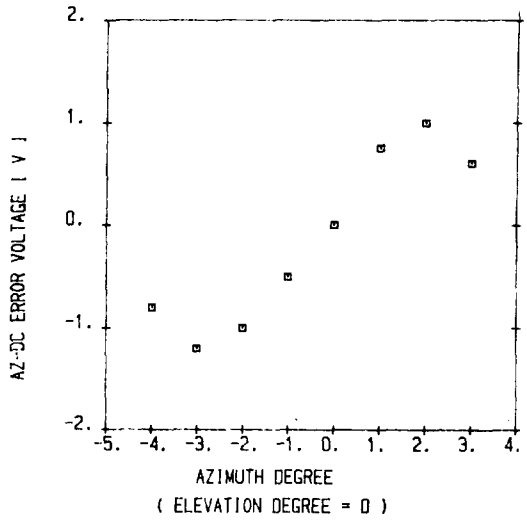

그림 11. 방위각 오차에 비례하는 오차전압 (±1.5 에서 직선적인 변화를 보임)

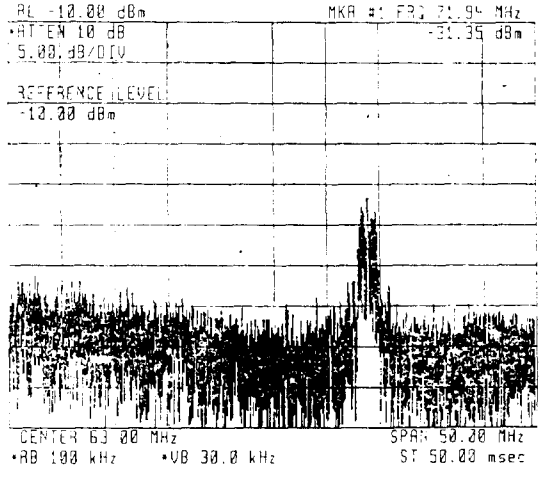

그림 12. 수신된 HRPT 신호(NOAA-11)

구동제어기의 계단 명령에 대한 실제 안테나 시스템의 응답 특성이 측정되었으며, 계단 명령이 15°일때 정착 시간은 1.2초였으며, 정상 상태 오차는 거의 없음을 확인하였다. 경사 명령을 0.032(rad/sec)로 50ms에 한번씩 줄 경우 최초 명령 후 3초 부터 안테나의 위치가 경사 명령에 거의 일치하고 있음을 측정하였다[3]. 이는 계산기 계산 결과 보다는 치차의 backlash 등으로 떨어지는 결과였지만 위성 추적에는 적절한 범위내의 결과로 판단되었다.

계산된 NOAA 위성 궤도에 따라 수신 안테나를 프로그램 모드로 동작시킬 수 있도록 PID제어기의 비례 이득, 적분 이득을 적절히 조정하고 위치 오차에 비례하는 전류전압을 안정화 시킨 후 프로그램 추적이 성공됨을 확인할 수 있었다. 이러한 추적시 수신된 NOAA-11호의 HRPT 신호를 그림 12에 보인다. 이때 측정된 C/N비는 위성이 약 1,500Km 떨어진 경우 15dB로서 앞서 시스템 예산에서 계산된 16.03dB에 거의 일치하는 값이다.

자동 추적 시험으로 프로그램 추적 중 자동 모드로 바꾸어 시행하였으며, 다시 비례 적분 이득을 조정하여 성공적으로 수행할 수 있었으며, 측정된 C/N비는 프로그램 모드와 같음을 확인할 수 있었다.

8. APT 신호의 수신 시스템과 영상 재현

APT(Automatic Picture Transmission)는 기상위성에 장치되어 있는 5개 채널의 Radiometer (AVHRR)에서의 데이타를 MIRP에서 처리 실시간으로 지상의 사용자에게 전송하는 시스템으로, 그 전송된 image를 이용하여 구름의 분포, 해수면의 온도 상황등을 알 수 있다.

APT 신호는 VHF 대의 전송 주파수로 지상에 보내어진다. 전송 주파수로는 137.5MHz와 137.62MHz 두가지가 쓰이고 궤도를 돌고 있는 두 위성이 하나씩의 주파수를 사용한다. MIRP에서 처리된 정보는 digital 신호로 구성된 정보이다. 이 digital 정보를 DA 변환기를 사용하여 analog 신호로 바꾸어 2.4 KHz의 subcarrier 신호로 AM 변조를 한다. AM 변조된 신호를 다시 FM 변조하여 carrier 주파수에 실어 전송한다. 이런 과정을 밟아 인공 위성으로부터 발사된 APT 신호는 VHF 안테나에서 원편파로 지구상으로 전송 된다. 이와 같은 원편파는 VHF대에서 대기 간섭이 적은 것으로 알려져 있다.

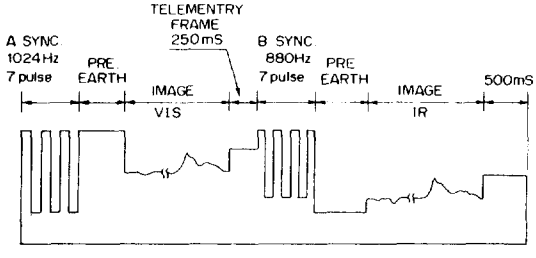

그림 13. APT 신호 format

전형적인 APT 신호의 format은 그림 13과 같다. 한 line의 전송에 필요한 시간이 0.5초로 초당 2 line이고, 1 frame을 전송하는데 64초가 걸린다. A 동기신호 다음에는 시간 표시가 나오고, 가시광선 채널의 영상 신호가 나오며, 다음에 telemetry frame이 붙는다. Telemetry frame은 형식이 먼저 정해져 있어서 화상의 level 보상, 온도 보정 채널 정보를 알 수 있게 해 준다. B 동기 다음에는 A 동기에서처럼 신호가 전송이 되나, 영상은 적외선(IR) sensor로 찍은 영상이다. APT로 AVHRR 화상 5 channel 중 2 channel의 영상을 보낸다.

안테나로는 추적이 필요없는 넓은 빔폭을 가진 turnstile antenna(사진2)를 사용하였으며 저잡음 증폭기를 사용하였다. 신호의 대역폭이 ±17KHz가 되므로 crystal filter를 사용하였다. FM 동조기는 협대역 PLL동조 IC를 사용하였으며 국부 발진은 안정된 수정 진동자를 사용하여 137.5MHz로 3체배 하였다. FM 복조기를 거친후 신호는 2.4KHz의 subcarrier로 바뀐다. 이 subcarrier를 PLL 회로를 이용하여 clock 신호의 위상에 맞추었으며 이것으로 A/D converter의 start 신호를 준다. 이렇게 clock를 구성하는 이유는 APT subcarrier를 카셋트 테이프에 녹음을 하고 녹음된 신호를 재생하여 영상을 재현하려면 카셋트 player의 모터 속도가 일정하지 않기때문에 생기는 subcarrier의 주파수가 변화를 없애주기 위해서이다.

APT 신호 format에 의하면 동기 신호는 1040Hz의 구형파로 7주기 동안 계속된다. 동기 신호는 line의 시작을 나타내주는 신호로 동기 신호가 없으면 영상의 시작을 알 수 없게 되어 화상이 바르지 않게 된다. 동기 신호를 검출하기 위해서 1 KHz high

사진 3. 화면에 출력된 APT 화상

pass filter를 거쳐 level 검출을 하였다.

APT 신호의 resolution은 상하좌우로 4km이므로, 대비에 맞는 image를 얻기 위해서는 1.44×10^6개의 sampling이 필요하다. 메모리 양을 줄이기 위해 sampling 수를 반으로 줄이고, 256K Byte의 메모리 cell을 구성하였다. cell내의 데이타를 interfacing을 하기 위해서 interface card를 제작하였다.

메모리로 interfacing하여 컴퓨터로 옮겨진 data는 직접 제작한 software로 화면에 출력 하거나 plotter로 출력한다. 사진3은 위의 회로 및 software로 얻은 화면을 보여주고 있다.

9. 결 론

NOAA 위성에서 보내오는 고해상도(HRPT) 전좌신호를 추적하고 수신하는 수신장치의 개발을 소개하였으며, 또한 저해상도(APT) 수신 장치 및 수신된 화상을 얻는 방법을 소개하였다.

HRPT는 직경 3m의 안테나로 1500km의 거리에 있는 NOAA 위성으로 부터 받는 반송파대 잡음비는 15dB로 측정되어 2000km 이내의 위성 신호 수신이 가능함을 보였다.

위성 추적은 산출된 위성궤도를 따라 자동적으로 위성을 추적하는 program 추적으로 할 수 있으며, 전파신호의 도래 방향으로 안테나를 자동 이동시키는 monopulse 추적이 성공적으로 동작됨을 확인하였다. 전 시스템 중 포물면 안테나와 치치 그리고 철탑을 국내 업체에 주문 제작 하였으며 복조기를 제외하고 각종 프로그램을 포함한 전 시스템이 실험실에서 설계, 제작, 시험되었다.

HRPT 수신시스템은 과학기술처 특정연구와 체신부 전파연구소 연구사업으로 4개년에 걸쳐 수행되었으며, 관계기관및 인사들께 감사드린다.

참 고 문 헌

[1] 나정웅등, "추적기능을 가진 지상국기술" 전자공학회지 16권 5호 pp. 408-418, 1989.10

[2] B. G. Evans, ed., Satellite Communication Systems, IEE, Tele communication Series 18, Peter Peregrinus Ltd., London, 1987, chapter 4

[3] 나정웅등, 위성추적 및 수신 시스템 개발에 관한 연구(Ⅱ), 과학기술처 연구보고서, 제2장, 한국과학기술원, 1987년 7월.

[4] 나정웅등, 위성추적 및 수신시스템 개발에 관한 연구(Ⅲ), 과학기술처 연구보고서, 요약문, 부록 및 3장, 한국과학기술원, 1989년 6월.

[5] A.B. Carlson, Communication Systems, McGrow-Hill, pp. 370, New York, 1975.

[6] D.I Dalgleish, "An Introduction to Satellite Communications, IEE Telecommunications Series 20, Peter Peregrinus Ltd. London, 1989.

[7] S.M. Sherman, Monopulse Principles and Techniques, Artech House, Dedham, MA., 1984.

[8] P.R. Escobal, Methods of Orbit Determination, Krieger, New York, 1965.