

아마추어 위성통신 전파감시 방안연구

김달중, 엄호선, 조 웅

1. 서 론
2. 아마추어 위성통신
3. 위성궤도 추적
4. 아마추어 위성통신 전파감시
5. 결론

제1장 서론

최근 전자산업의 발전과 무선통신 기술의 급속한 발달로 개인의 전파 이용에 대한 욕구가 증대됨으로서 향후 전파관리 및 전파감시 분야에서도 커다란 변화를 예고하고 있다.

특히, 위성을 이용한 무선통신은 상업통신 분야 뿐만 아니라 아마추어 무선 통신 분야에서도 급속한 발전을 가져와 순수 아마추어를 대상으로 하는 인공위성 발사가 성공하여 아마추어 위성통신이 더욱 증가되고 있는 추세이다.

국내에서도 아마추어 무선사들이 인공위성을 이용한 통신에 대하여 점차 관심이 높아지면서 일부 아마추어들은 위성을 이용한 통신 시설을 설치, 운용하는 것으로 조사되고 있어 중앙전파관리소에서는 지난 87년부터 아마추어 인공위성 전파감시 업무를 시작하게 되었다.

그러나 중앙전파관리소에서는 아마추어 위성통신 전파감시 업무를 수행함에 있어서 궤도 위성에 대한 추적 데이터를 일본에서 발행한 기술자료에 의존함으로써 일본 위주로 산출된 궤도 데이터 등을 이용하는데 많은 어려움을 겪고 있으므로 이러한 문제점을 보완 개선하기 위하여 본 연구를 수행하게 되었으며, 차제에 국내 상공을 통과하는 모든 아마추어 인공위성을 추적하고 그 신호를 수신할 수 있는 위성 위치계산용 Program을 개발하여 아마추어 위성 전파 감시 능력을 향상시키고, 향후 국내 아마추어 위성통신의 증가가 예상되므로 이에 대응한 위성 자동추적 기반을 마련하기 위한 감시방안을 제시하고자 한다.

제2장 아마추어 위성통신

1. 아마추어 위성의 발달과정

인공위성이 처음 등장한 것은 아마추어와 직접관계는 없으나 1957년 소련이 발사한 스푸트니크 1호에 의해 전세계 많은 아마추어 무선사들에게 아마추어 위성통신의 가능성을 시사해 주었다.

그후 세계 최초의 아마추어 위성은 1961년 미국 아마추어들이 개발한 AMST OSCAR-1 호이며, 1960년대에 4개의 OSCAR 위성이 우주에 발사 되었다. 그러나 1970년대에 충전용 전지와 중계기 기술의 눈부신 발달로 OSCAR-6호 부터는 위성을 통한 교신이 실용화 되었고 더우기 V/UHF대의 기술발달로 OSCAR-7호에는 A-MODE (145MHZ UP-LINK / 29MHZ DOWN-LINK)와 B-MODE(453MHZ UP-LINK / 145MHZ DOWN-LINK)의 중계기가 적재 되었다.

1978년에는 일본, 미국, 서독, 캐나다 4개국에 의해 제작된 OSCAR-8호는 A-MODE와 J-MODE (UP-LINK : 435.1-435.2MHZ / DOWN-LINK : 145.9-146.0MHZ)의 Transponder를 탑재하여 약 5년이라는 장기간동안 운용되었으나 배터리의 성능 저하로 운용

정지되었다.

1980년대는 아마추어 위성의 제3세대라 할수 있는 PHASE-Ⅲ의 시대가 열리게 되었다. 80년 5월 PHASE-Ⅲ-A가 발사 실패한후 83년 6월 26일 PHASE-Ⅲ-B(OSCAR-10)가 발사되어 광범위한 지역의 운용을 가능케 하였고 이외 UoSAT OSCAR가 81년(Uo-9)과 84년(Uo-11)에 발사되었다.

PHASE-Ⅲ-C는 1988년 6월 남미의 기아나에서 발사된 OSCAR-13호라고 한다. 이 위성은 B, JL, S Mode의 중계기를 탑재했고 특히 Digital 통신 전용인 Packet 통신을 가능케 하고 있다.

이외에도 일본에서 발사한 JAS-1, JAS-1b, 소련에서 발사한 RS-10, RS-11, RS-14 등 많은 아마추어 위성이 활발하게 운용되고 있다.

표 2-1 현재 운용중인 아마추어 위성

OSCAR 위성	위성 및 국가명	Primary	Secondary
OSCAR-11	UoSAT 2 (영국)	145.825MHz	435.025MHz
OSCAR-12	JAS-1 (일본)	144MHz	430MHz
OSCAR-13	AO-13 독일, 미국 일본, 캐나다, 헝가리	435MHz 1269MHz	145MHz 1269MHz
OSCAR-14	UoSAT-14 (영국)	435.070MHz	435.070MHz
OSCAR-15	UoSAT-15 (영국)	435.120MHz	435.120MHz
OSCAR-16	PACSAT (미국, 캐나다, 영국)	437.050MHz	437.025MHz
OSCAR-17	Dovesat	145.825MHz	145.825MHz
OSCAR-18	Webersat (미국)	437.100MHz	437.075MHz
OSCAR-19	Lusat (브라질)	437.150MHz	437.125MHz
OSCAR-20	JAS-1b (일본)	149.9-146.0MHz	435.0-438.0MHz
RS-10	소련	145.860- 145.900MHz	29.360- 29.400MHz
RS-11	소련	145.910- 145.950MHz	29.410- 29.450MHz
RS-14	Rudak-2 소련 벨기움 합작	435.102- 435.022MHz	145.852- 145.932MHz

2. 통신 방법

가. 위성 신호의 수신

위성에서 발사하고 있는 전파를 위성신호라 하며 Beacon 신호는 각 위성에 따라 발사 주파수가 다르고 CW, PSK, RTTY, FM, SSB, FAX 등의 전파 형식으로 발사되고 있다.

Beacon 신호의 내용은 각 위성의 제원 태양과의 관계등과 위성명칭, 위성 Schedule 등을 송신해 준다.

이런 Beacon 전파에서 수신한 위성Schedule 정보에 따라 전파형식, 주파수, 발사강도 등을 위성전파 수신에 이용하므로서 통신에 도움을 준다.

1) OSCAR-13호

가) 위성의 제원

- a. 발사일시 : 1988. 6. 15. 11 : 19 (UTC)
- b. 발사장소 : 남미 볼란서령 기아나의 ESA 발사장
- c. 발사로켓 : 아리안 V-22호기
- d. 형 상 : 3개의 정점을 갖는 별형으로 직경 1.6m, 높이 40cm
- e. 최종궤도 : 근지점고도 2545km, 원지점고도 36264km, 주기 686.7분, 궤도경사각 57.65도
- f. 중 계 기 : B, JL, S모드
- g. 설계수명 : 5년

나) 운용방식

PHASE-Ⅲ-C는 제3세대의 위성으로서 1988년 6월 남미 기아나에서 발사된 일명 OSC-A-13(AO-13)호라 칭한다.

이 위성은 근지점 2545km, 원지점 36264km, 궤도 경사각 57.65도의 장타원 준정지 위성으로 1회전 하는데 686.7분(약12시간)이 소요되므로 장시간동안 교신할 수 있으며 B-Mode와 JL-Mode 이외에도 FM 고품질 회선을 얻기 위한 S-Mode와 Packet 통신을 위한 RUD-AK의 Transponder를 탑재하고 있는데 각 Mode의 UP-Link 주파수는 표 2-2와 같다.

표 2-2 Mode별 주파수

구 분	UP-Link	Down-Link	Beacon
B-Mode	435 MHz	145 MHz	145.985 MHz (EB) 145.812 MHz (GB)
JL-Mode	1269 MHz	435 MHz	435.677 MHz (EB) 435.651 MHz (GB)
S-Mode	435 MHz	2400 MHz	2400.325 MHz
RUDAK	1269 MHz	435 MHz	

즉 지구의 어느 무선국에서 435MHz로 위성을 향해 전파를 발사했을때 AO-13의 Transponder는 이를 145MHz로 변환시켜 지상으로 재송신 하게 되는데 이를 B-Mode라 칭하고 같은 방법으로 지구에서 1.2GHz대로 위성에 송출하고 435MHz대로 위성에서 지구로 송출하는 경우를 JL-Mode라 한다.

이들 외에도 지구에서 435MHz로 위성에 송출하고 2400MHz로 위성에서 지구로 재송출하는 S-Mode가 적재 되었으며 특히 Packet 통신을 위한 RUDAK은 지구에서 1269MHz로 송출 위성에서 지구로 435MHz로 송출 하는 Digital 통신용 Transponder가 적재되어 있다.

모든 궤도 위성은 지구를 1회전 하는 동안 수시로 변경되는데 이들 변경 사항은 Beacon에 의해 내용이 송신 되어진다.

이 같은 운용계획은 AO-13을 이용하기 위한 정보를 제공하거나 수신계의 Check 및 조절 등 2가지 의의가 있으며 위성통신의 베테랑도 필수적으로 하루의 운용은 이 비콘의 수신부터 시작하는데 AO-13은 CW/RTTY/PSK의 3가지 모드가 30분을 1사이클로 하여 순서대로 절체 송신되고 있다.

이 Time Table은 그림 2-1과 같다.

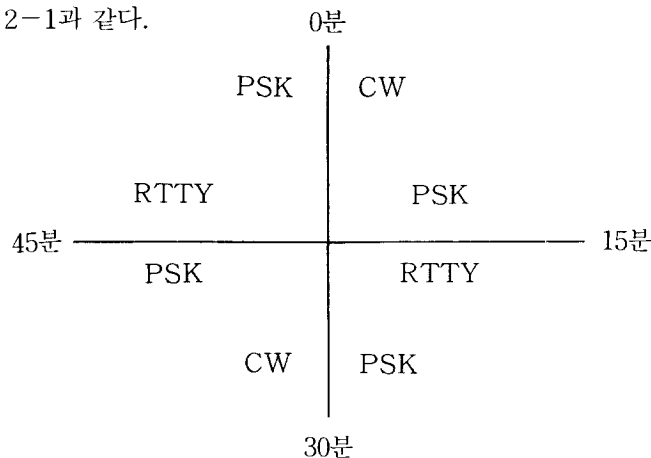


그림2-1 비콘 Time Table

CW 비콘은 20부호 정도의 속도로 운용계획을 간단하게 송신하며 RTTY는 170MHz Shift의 45보드이며 PSK는 40000BPS의 BPSK이다.

위성의 운용계획은 어느 모드의 중계기가 언제 ON으로 되고 있는가를 표시하여 주는 것으로 요일이나 시각으로 나타내지 않고 MA로 표시하는데 어느 궤도상의 어느 장소에 있는가를 표시하는 숫자로 운용계획이 결정되어 진다.

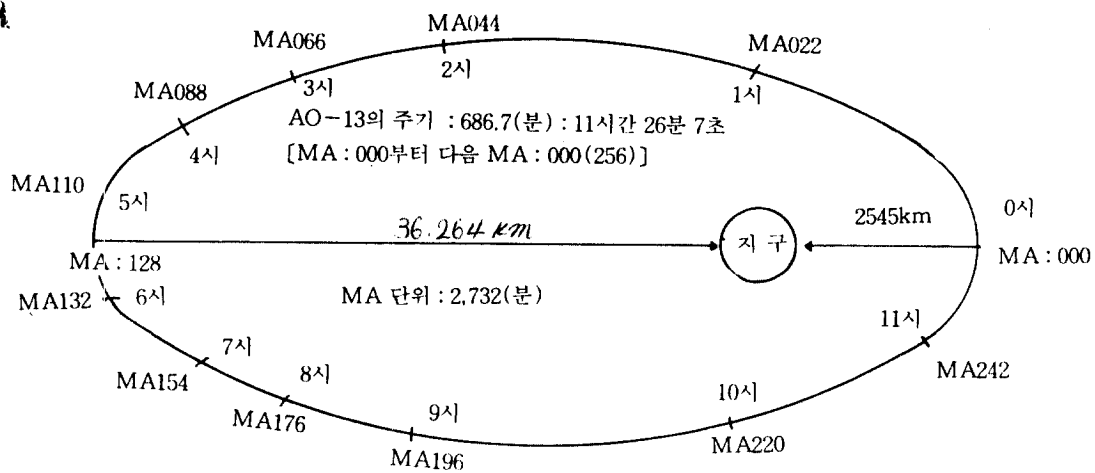


그림2-2 OSCAR-13호의 궤도와 MA의 관계

MA라는 말은 Mean Anomaly(근점이각)의 약자로 궤도상 근지점에서는 MA=0, 원지점에 도달하면 MA=128=180°가 되고 다시 근지점으로 돌아오면 MA=256=360°가 된다.

일반적으로 근점이각은 도 또는 라디안의 단위로 표시되지만 아마추어 위성의 세계에서는 전통적으로 256분율로 표시한다.

1990년 5월 4일부터 운용계획의 예를보면 표2-3과 같다.

표2-3 OSCAR-13호 운용계획

MA	Beacon	Transponder
000 - 100	B	B
100 - 125	L	J+L
125 - 130	S+L	L
130 - 135	B	S
135 - 140	B	S+B
140 - 256	B	B

아마추어 위성통신은 지상국에서 좀더 안정된 통신회선을 사용하고자 하는데 있는 것으로 많은 사람이 사용하는 B. L모드의 운용 중심으로 되고 있다.

다) ORBIT표에 의한 위성과의 교신방법

아마추어 인공위성의 교신은 안테나를 위성방향으로 정확하게 조정하지 않으면 안되는데 이것을 위성추적(Tracking)이라 말한다.

위성추적을 하는 방법에는 수동추적과 자동추적등 2가지 방법이 있는데 일본의 후지 위성을 이용하는 국은 개인용 컴퓨터를 이용한 자동추적을 하는 국이 많이 있으나 AO-13호처럼 고도가 높은 위성에서는 움직임이 느리므로 수동 추적도 가능할 것이다.

그러나 S모드처럼 안테나의 빔 방향이 예리함을 필요로 하는 경우에는 추적을 자동으로 할수 밖에 없으며 수동으로 추적하는 경우에는 시각을 시계로 읽고 안테나의 방위, 양각을 로테이타로 맞추기 위해서는 궤도를 예측한 ORBIT표가 있으면 편리하다.

○ ORBIT표 보는방법

- 일 부 : 교신이 가능할 날짜
- ORBIT : ORBIT 번호로 AO-13이 근지점에서부터 1바퀴를 돌때마다 1씩 증가된다.
- 시 간 : 위성을 볼수 있는 시각을 KST로 표시
- M A : 위성의 궤도상의 위치를 표시
- 고 도 : 위성으로부터 지표까지의 거리를 km로 표시
- 위 도 : 위성의 바로 밑에 위치한 지역의 위도
- 경 도 : 위성의 바로 밑에 위치한 지역의 경사로 서경으로 통일하고 있어 동경 135도는 그래프로 표시된다.
- 도 시 명 : 일본의 각 도시로부터 위성을 볼수 있는 방위 및 양각을 표시한다.
방위의 경우 0도는 북, 90도가 동, 180도는 남, 270도가 서쪽이며 양각은 0도가 수평, 90도가 수직이 된다.

○ 사용의 구체적 예

ORBIT표에서 6월 2일 토요일에 위성에 연결되는 경우 05:00에는 동경으로 보아 방위 각 325도, 양각 9도로 안테나를 돌린다. 이때의 MA는 198로 B모드 이므로 145.812MHz의 비콘 전파를 수신 할수 있다. 지구로부터의 고도는 27282km 55위도, 329 경도의 위치에 위성이 있음을 알 수 있다.

시간이 06:00가 되면 동경으로부터의 방위는 322도로 큰 변화는 없으나 양각이 14도로 상승되어 있다.

B모드용의 안테나 빔 폭은 적어도 15도 정도이기 때문에 30분에 1번 정도는 양각 로테이타를 조작 한다면 될 것이다.

2) RS 위성

RS-5-RS-8 위성들은 1981년 소련에서 발사된 위성이고 현재는 RS-10, RS-11, RS-14가 운용중에 있으나 고도가 낮아 빠른 속도로 회전하게 되므로 이들을 이용한 교신은 상당한 기술이 필요하다.

RS 위성의 운용 SKD는 수시로 변경될 수 있으므로 최신정보를 입수 이용 해야 할 것이다.

한편 이들 위성의 고도는 약 1700km, Beacon 신호의 출력은 0.1W-0.3W로서 간단한 Dipole 혹은 G.P Ant로도 지상에서 수신할 수 있으리라 생각 된다.

아래 표 2-4는 RS 위성의 입감 시각을 보는 방법을 알아본다.

표2-4 RS 위성 ORBIT표

ORBIT	적도를 지나는 시 각	경 도	일본 동경을 중심으로 입 감 시 각	방 위
14639	07 : 53 (KST)	209.1	08 : 05 + 11 (KST)	S-OH-N
14640	07 : 52	239.1	10 : 03 + 09	SW-W-NW
14644	17 : 52	352.4	18 : 40 + 08	NE-E-SE
14645	19 : 51	29.5	20 : 38 - 11	N-OH-S

표 2-4 RS 위성 ORBIT표는 위성의 궤도 선회 회수를 말하며 RS 위성의 궤도는 적도에 대해 약 83도의 각을 갖는다.(궤도 경사각)

즉 ORBIT 14639의 경우 07:53분경 남쪽으로부터 신호가 들어오기 시작 (S) 08:05분경 머리위를 지나며 (OH) 08:16분경 북쪽으로 넘어가고(N) 있음을 나타내며 약 2시간후 지구를 1회전하게 됨을 알수 있다.

이때 RS 위성의 중계기가 동작하고 있으면 29.460-29.500MHz 간에 위성 경유 신호가 들릴 것이다.

그러나 이 RS 위성들은 이미 언급한 바와같이 고도가 낮고 (1,700km) 빠른 속도로 회전 (약2시간)하기 때문에 이를 이용한 교신은 상당한 기술이 필요하다.

3) JAS-1

가) 위성의 제원

a. 중 량 : 약 40Kg

b. System 구성 : UP Link 144MHz

DOWN Link 430MHz

- c. 수 명 : 약 3년 목표
- d. Beacon
 - JA 모드 비콘 435.795MHz (CW or PSK)
 - JD 텔레메터리 435.910MHz
- e. 아날로그 중계기
 - UP Link 145.9-146.0MHz
 - DOWN Link 435.9-435.8MHz
- f. 디지털 중계기
 - UP Link 145.85-145.87MHz
 - 145.85-145.91MHz
 - DOWN Link 435.85-145.91MHz
- g. 거 리 : 지상 약 1500km
- h. 주기시간 : 약 2시간 (116분)

나) 운용 방법

(1) 아날로그 모드의 운용

◦ 비콘 신호의 수신

수신 주파수 435.795MHz에서 모드 SSB(USB)로 세팅하고 궤도 조건표나 추적 차트를 참조 위성이 있다고 생각되는 방향으로 안테나를 돌려 이 위성에서 발사되는 비콘 신호를 수신한다.

아날로그 모드에서의 비콘 신호는 CW, PSK, RTTY의 3종류로 다음과 같이 결정된 시간에 발사된다.

매시	0분 - 5 CW	35 - 45 PSK
	5분 - 15 PSK	45 - 50 RTTY
	15분 - 20분 RTTY	50 - 0 PSK
	20분 - 30 PSK	
	30분 - 35 CW	

이때 비콘 신호중 CW 신호는 숫자의 연속으로 되어있고, 이들 각각의 숫자가 태양전지, 배터리의 충전과 방전상태 등을 알려준다.

이때의 비콘 주파수는 앞의 제원에서 보았듯이 435.795MHz가 된다. 비콘 이외에 디지털 모드에서는 불특정 다수의 방향으로 BULLETIN이라 해서 여러 정보를 알려주는 방법

이 있다.

○ 위성과의 교신

- 현재 위성의 위치를 궤도 조건표나 추적 Program을 통해 알아 본다.
- 방위각, 양각등의 데이터에 맞추어 안테나를 위성 방향으로 회전 비콘 전파를 수신 한다.
- DOWN LINK 주파수대의 수신 사용 여부를 확인하고 사용하지 않은 주파수일때 이에 대응하는 UP Link 주파수로 위성에 전파를 발사한다.

(2) 디지털 모드의 운용

○ 디지털 통신

간단히 말하면 컴퓨터를 이용하여 송·수신하는 통신을 디지털 통신이라 한다
본 JAS-1 위성에는 디지털 통신 전용 컴퓨터를 탑재(JD 테러메터리) 아마추어들의 데이터 통신용으로 사용하게 하고있다.

이것은 본 위성에 내장된 컴퓨터가 주 컴퓨터로 되어 지상에서 송신된 메시지를 전자메일에 저장했다가 상대방에게 전달하여 주는데 그 전자메일의 메시지는 목적지 상공에서 상대의 조작으로 읽어질 수 있다.

지금까지는 위성을 동시에 볼수있는 사람들끼리만 통신이 가능 하였으나 이 디지털 통신이라면 지구의 반대측에 있는 사람과의 통신이 가능하게 되는 것이다.

○ 디지털 통신에 필요한 장비

-TNC

디지털 신호를 패킷트라고 하는 단위로 분할 하기도 하고 송신 되어온 패킷트를 원래의 디지털 신호의 형으로 변환해 주는 것으로 여기서 패킷트라고 하는것은 VAN 등에도 사용되는 방식이다.

TNC는 패사콘에서 작성된 문장을 분할 상대방에게 자기의 Call-singn, packet number, data의 오류검출 정보등을 함께 송출하는데 이 통신 순서를 AX 25 프로토콜이라고 한다.

아래 그림은 AX 25의 통신 수순을 나타낸다.

ADDRESS 부	제 어 부	INFORMATION부
상대와 자신의 callsign 0	메 세 지

※ 위에서 제어부는 packet number 등을 말한다.

－ MODEM

페사콘의 디지털 신호를 음성으로 변환 시키기도하고 그 반대로도 해주는 장치이다.

- c 본 위성은 UP LINK로 송신한 전자 메일을 본체의 메모리에 기억 시켜 상대가 본 위성을 호출하면 지금까지 기억된 메시지의 목록을 송출, 그 목록에서 자신이 필요로하는 내용을 선택하여 Print 또는 CRT 화면 상으로 읽을 수 있는 것이다.

(3) 안테나

이 위성은 지구로부터 약 1500km 거리로 안테나를 설치할 경우 다른 위성의 이용에 필수적인 프리앰프를 사용하지 않아도 된다.

안테나는 수직 수평 편파인 것이 좋고 크로스 8소자나 헤리칼 안테나등의 원 편파의 안테나 쪽이 안정된 통신을 하기에 좋을 것이다.

양각용과 회전용 두개의 로데이터가 필요함은 위성의 추적을 확실하게 하는데 도움을 줌은 물론이다.

나. 송신

1) 송신주파수와 수신주파수의 계산

위성을 향해 발사되는 주파수(UP-LINK 주파수)를 f_u , 위성에서 발사되는 주파수(DOWN-LINK 주파수) f_D 는 다음과 같이 계산된다.

AO-13의 경우

B-MODE 중계기는 $f_D = 581.398 - f_u$

L-MODE 중계기는 $f_D = 1705.356 - f_u$

J-MODE 중계기는 $f_D = 580.413 - f_u$ 계산된다.

JAS-1의 J-MODE는 $f_D = 581.8 - f_u$ 로 계산된다.

OSCAR-13호 송신(UP-LINK) 주파수 계산은 다음 표와 같으며 아마추어용 주파수 가이드가 주로 사용되고 있다.

구분	SUM frequency	DOWN-LINK	UP-LINK
B	581.398 MHz	145.830 MHz	435.568 MHz
L	1705.356 MHz	435.885 MHz	1269.471 MHz
J	580.413 MHz	435.955 MHz	144.458 MHz

다. ANT 선택

DOWN LINK의 ANT는 얼마든지 GAIN을 높여 사용할 수 있으나 위성에 대해 송신할 경우(UP-LINK)통상 실효 복사전력(EIRP)을 계산해 놓아야 한다.

ANT GAIN의 크기를 교신중에 변화 시키면 안되며 가능한 정도의 GAIN이 있는 ANT를 사용해 송신 출력을 적당히 조정해 사용하여야 할 것이다.

또한 이들 위성 교신은 위성의 이용가능한 범위안에 위치할 때만 사용 가능하기 때문에 이들 위성을 추적할 수 있는 ANT가 필요하다. Beacon 신호만을 수신할 경우에는 문제가 되지 않으나 송, 수신을 행할 경우 수직, 수평 양면 ROTATOR를 이용, 방위각, 양각을 동시 조절할 수 있는 cross Ant가 필요할 것이다.

즉 위성을 이용한 송, 수신 ANT는 430MHz(UP-LINK) 144MHz(DOWN-LINK)를 동시 사용할 수 있고 수직, 수평 양면을 동시 조절할 수 있는 ANT를 사용해야 할 것이다.

다음에는 송신전에 확인해야 할 사항들이다.

- Beacon이 S/N 10dB 이상 수신 되는가
- ANT가 위성에 정확하게 향해 있는가
- 송신기 POWER 송출여부 혹은 전파의 질이 양호한가

라. ROOF TEST

위성을 향해 송신한 전파가 위성의 중계기를 통해 재송신 되는지를 시험해 보는 것을 말한다.

- 중계기는 송신 주파수를 높게 하면 수신 주파수는 낮게 한다.
- 송신 MODE는 CW나 LSB로 해 놓아야 한다.
시험용으로는 CW가 용이하다.
- roof test 용으로 비어있는 주파수를 찾는다.
- 수신 주파수에 대한 송신 주파수를 확인한다.
- 정확하게 송신한다.
- 0.2-0.3초후 본인의 전파가 6만km 정도의 우주여행후 되돌아 오는가를 확인한다.
- 자신의 DOWN-LINK 신호를 Beacon 신호 강도와 비교 강하게 수신되면 Power를 조정 거의 같은 크기로 한다.

3. 위성지상 수신설비 조건

가. 수신 설비

EIRP 및 G/T 는 Down-Link 평균 10dB의 S/N 을 득하기 위한 것이다.

1) 수신기와 프리앰프

수신기의 요구되는 첫째 조건은 SSB가 수신될 수 있어야 하고 둘째는 UP-LINK 신호의 송신에 방해를 받지 않아야 한다.

(송신하고 있을 때는 수신하기가 곤란하다)

Pre-Amp는 안테나의 이득이 크면 프리앰프가 없아해도 별 문제는 없겠지만 프리앰프 없는 4Stack의 야기 Ant보다 프리앰프가 부착된 Single 야기 Ant 쪽의 실력이 높다고 하는점은 주목할 만한 사실이다.

Antenna는 G 를 결정하고 프리앰프는 T 를 적게 하기 위한것으로 문제가 되는 것은 G (이득) 나 T 의 절대치가 아닌 양자의 비율인 것이다.

2) 안 테 나

가) 전파 진행

위성통신에 있어서 편파는 원칙적으로 원편파이다.

위성통신의 경우에는 패스 도중에 편파면이 회전하고 위성이 Spin으로 그 자세를 안정하고있으므로 직선편파는 적합하지 않을 것이다.

이같은 이유에서 AO-13의 경우도 우회전의 원편파 (RHCP : Right Hand Circular Polarization, 좌회전은 LHCP)로 송신하고 있다.

나) 이 득

이득의 하한은 수신기와의 결합으로 결정된다지만 실제로 도시에서는 혼신이나 인공잡음이 많고 수준 이하의 Eirp로 UP-Link 하고 있는 아마추어국도 적지않기 때문에 이득이 어느정도 여유가 있어야 한다. 현실적으로 이득의 상한은 145MHz에서 20dB 이다.

다) 지상고의 영향

지상고의 고저는 본질적으로는 의미가 없으며 낮은쪽이 혼신등을 피하는 때는 좋을지 모르나 주변 건물들이 장애가 되어 Window가 제한을 받는다.

안테나의 설치장소는 활타등도 고려되어 결정되어야 한다.

라) 송신을 위한 설비

송신전력은 10W 정도가 적당하다고 생각되지만 조정 가능한 것이면 더욱 좋다.

아마추어 위성의 중계기를 효율적으로 양호하게 사용하는데는 Up-Link의 신호 세기가 가장 중요한 문제이다.

예를들어 B모드의 Up-Link는 Eirp에서 21.5 dBw로 추정되기 때문에 안테나 이득이 15dBi라면 약간의 손실을 감안한다 해도 송신전력은 10W정도가 된다.

마) 동시 송·수신 설비

위성통신에서는 Down-Link 신호를 들으면서 Up-Link를 조절할 수 있으므로 송신하면서 수신을 못하는 것은 아니다.

따라서 송·수신을 동시에 하기 위해서는 몇가지 특별한 주의가 필요하며 동시 송·수신해도 전화와 같이 경쾌한 통신이 가능한 것도 바로 위성통신의 특징중의 하나이다.

3) 송신시에 헤드폰을 사용

수신을 하기 위해서는 송신시에 헤드폰이 필요하다는 것은 별도 설명이 필요하지 않을 것인바 수신기의 음성출력이 마이크로폰을 통하여 흘러 들어가게 하는것을 방지하기 위한 것이다.

4) Pre-Amp

통상의 Pre-Amp는 입력 회로가 hi-Q에 연결되어 있으므로 Up-Link가 나빠지는 경우는 거의 없지만 J모드에서는 보호용의 다이오드에서 채배된 Up-Link 신호가 Band내로 들어와 문제가 된다.

제3장 위성 궤도 추적

1. 위성 궤도

가. 위성통신의 정의

우주공간에 있는 위성체를 통해 지상 시설들을 연결하여 통신·방송 서비스 및 자원탐사 등을 행하는 것으로 위성체, 지상시설 및 관제시설로 구성된다.

- 위성체 : 우주공간의 일정한 궤도에 위치하는 우주국
- 지상시설 : 우주국과 통신을 행하는 지상의 송·수신 시설
- 관제시설 : 위성의 궤도위치와 자세등을 제어하는 지상의 송·수신시설

나. 위성의 분류

○ 용도별

위성을 용도별로 분류해 보면 위성체를 통신에 이용하기 위한 통신위성, 광대역 고품질의 방송 서비스를 위한 방송위성, 구름과 대기를 관측하여 일기를 예보하는 기상위성, 이외에도 자원탐사 위성, 과학위성, 군사위성등 용도에 따른 다양한 위성으로 구분된다.

다. 궤도 (ORBIT)

지구를 비롯한 여러개의 행성이 태양의 주위를 일정 속도로 정해진 경로(Route)를 따라 돌고 있다.

이처럼 일정한 회전 경로를 궤도(ORBIT)라 하며 크게 원형궤도와 타원궤도로 구분된다.

1) 원형 궤도

궤도의 형태가 원형으로서 지구로부터의 고도가 궤도의 어느 지점에서나 동일한 궤도를 말하며 극궤도와 정지궤도가 이에 해당된다.

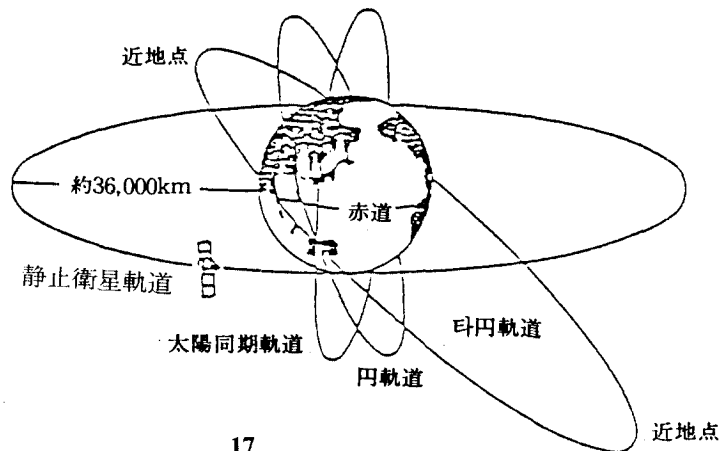


그림3~1 인공 위성 궤도

- 극 궤도

지구의 적도 면과의 경사각이 90도인 궤도를 말하며 위성이 남·북극 방향으로 돌며, 주로 지구관측용 위성궤도에 이용된다.

- 정지 궤도

적도 상공 약 36,000km의 원궤도를 지구의 적도면과의 경사각이 0도인 궤도이며 위성이 지구자전 주기와 동일하게 회전하므로써 항상 정지해 있는 것처럼 보이는 궤도를 말한다.

2) 타원 궤도

타원궤도는 궤도의 형태가 타원으로서 지구에서 가까운 쪽을 근지점(Perigee), 지구에서 가장 먼곳을 원지점(Apogee)이라 하며 트랜스퍼 궤도와 태양 동기 궤도가 있다.

- 트랜스퍼 궤도

위성을 정지궤도나 또는 특별한 궤도에 진입시키기 위해 임시로 사용하는 궤도를 말한다.

- 태양 동기 궤도

궤도면과 태양방향이 이루는 각이 거의 일정한 궤도로서 같은 위도상을 매일 같은 시간에 통과하므로써 항상 위성이 태양을 향하고 있어 지구사진등 각종 관측 등에 적합하다.

2. 천문학적 원리

가. 시간계 (Time System)

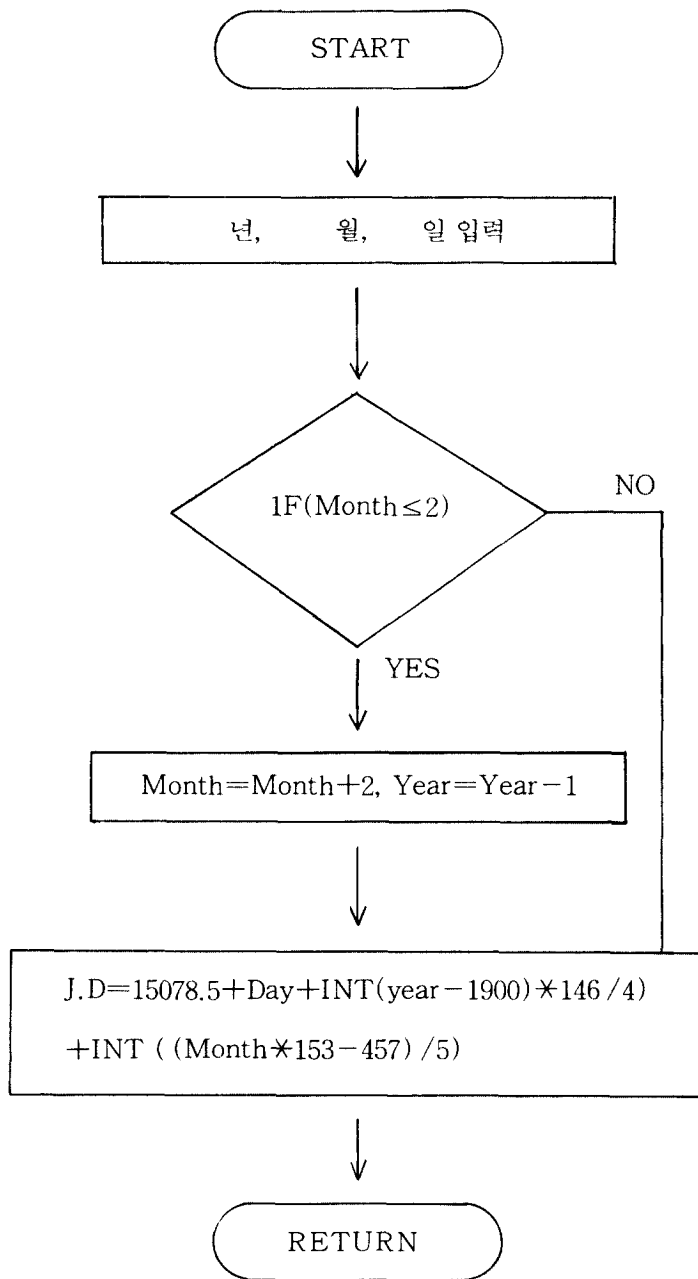
1) 줄리안 일 (J.D=Julian Day)

실생활에서 사용하고 있는 그레고리 달력(Gregorian Calender)은 컴퓨터 프로그램에서 불편한 점이 많다.

천체현상이나 위성에 관한 시간을 산출하는데에 있어서 줄리안 일을 사용하는 것이 편리하다.

줄리안 일은 BC 4713년 1월 1일 정오(12:00 PM)을 기산점으로 하기 때문에 현재의 그레고리 달력까지 계산하기 위해서는 Table-1에 년도별 줄리안 일을 환산할 수 있는 표에 의하여 이용할 수 있다.

컴퓨터 프로그램에 내장된 Flow-Chart는 아래 그림과 같다.



Flow diagram of Computation of Julian day

Table-1 JULIAN DAY NUMBER, 1950-2000
OF DAY COMMENCING AT GREENWICH NOON ON :

Year	Jan. 0	Feb. 0	Mar. 0	Apr. 0	May 0	June 0	July 0	Aug. 0	Sept. 0	Oct. 0	Nov. 0	Dec. 0
1950	243 3282	3313	3341	3372	3402	3433	3463	3494	3525	3555	3586	3616
1951	3647	3678	3706	3737	3767	3798	3828	3859	3890	3920	3951	3981
1952	4012	4043	4072	4103	4133	4164	4194	4225	4256	4286	4317	4347
1953	4378	4409	4437	4468	4498	4529	4559	4590	4621	4651	4682	4712
1954	4743	4774	4802	4833	4863	4894	4924	4955	4986	5016	5047	5077
1955	243 5108	5139	5167	5198	5228	5259	5289	5320	5351	5381	5412	5442
1956	5473	5504	5533	5564	5594	5625	5655	5686	5717	5747	5778	5808
1957	5839	5870	5898	5929	5959	5990	6020	6051	6082	6112	6143	6173
1958	6204	6235	6263	6294	6324	6355	6385	6416	6447	6477	6508	6538
1959	6569	6600	6628	6659	6689	6720	6750	6781	6812	6842	6873	6903
1960	243 6934	6965	6994	7025	7055	7086	7116	7147	7178	7208	7239	7269
1961	7300	7331	7359	7390	7420	7451	7481	7512	7543	7573	7604	7634
1962	7665	7696	7724	7755	7785	7816	7846	7877	7908	7938	7969	7999
1963	8030	8061	8089	8120	8150	8181	8211	8242	8273	8303	8334	8364
1964	8395	8426	8455	8486	8516	8547	8577	8608	8639	8669	8700	8730
1965	243 8761	8792	8820	8851	8881	8912	8942	8973	9004	9034	9065	9095
1966	9126	9157	9185	9216	9246	9277	9307	9338	9369	9399	9430	9460
1967	9491	9522	9550	9581	9611	9642	9672	9703	9734	9764	9795	9825
1968	9856	9887	9916	9947	9977	*0008	*0038	*0069	*0100	*0130	*0161	*0191
1969	244 0222	0253	0281	0312	0342	0373	0403	0434	0465	0495	0526	0556
1970	244 0587	0618	0646	0677	0707	0738	0768	0799	0830	0860	0891	0921
1971	0952	0983	1011	1042	1072	1103	1133	1164	1195	1225	1256	1286
1972	1317	1348	1377	1408	1438	1469	1499	1530	1561	1591	1622	1652
1973	1683	1714	1742	1773	1803	1834	1864	1895	1926	1956	1987	2017
1974	2048	2079	2107	2138	2168	2199	2229	2260	2291	2321	2352	2382
1975	244 2413	2444	2472	2503	2533	2564	2594	2625	2656	2686	2717	2747
1976	2778	2809	2838	2869	2899	2930	2960	2991	3022	3052	3083	3113
1977	3144	3175	3203	3234	3264	3295	3325	3356	3387	3417	3448	3478
1978	3509	3540	3568	3599	3629	3660	3690	3721	3752	3782	3813	3843
1979	3874	3905	3933	3964	3994	4025	4055	4086	4117	4147	4178	4208
1980	244 4239	4270	4299	4330	4360	4391	4421	4452	4483	4513	4544	4574
1981	4605	4636	4664	4695	4725	4756	4786	4817	4848	4878	4909	4939
1982	4970	5001	5029	5060	5090	5121	5151	5182	5213	5243	5274	5304
1983	5335	5366	5394	5425	5455	5486	5516	5547	5578	5608	5639	5669
1984	5700	5731	5760	5791	5821	5852	5882	5913	5944	5974	6005	6035
1985	244 6066	6097	6125	6156	6186	6217	6247	6278	6309	6339	6370	6400
1986	6431	6462	6490	6521	6551	6582	6612	6643	6674	6704	6735	6765
1987	6796	6827	6855	6886	6916	6947	6977	7008	7039	7069	7100	7130
1988	7161	7192	7221	7252	7282	7313	7343	7374	7405	7435	7466	7496
1989	7527	7558	7586	7617	7647	7678	7708	7739	7770	7800	7831	7861
1990	244 7892	7923	7951	7982	8012	8043	8073	8104	8135	8165	8196	8226
1991	8257	8288	8316	8347	8377	8408	8438	8469	8500	8530	8561	8591
1992	8622	8653	8682	8713	8743	8774	8804	8835	8866	8896	8927	8957
1993	8988	9019	9047	9078	9108	9139	9169	9200	9231	9261	9292	9322
1994	9353	9384	9412	9443	9473	9504	9534	9565	9596	9626	9657	9687
1995	244 9718	9749	9777	9808	9838	9869	9899	9930	9961	9991	*0022	*0052
1996	245 0083	0114	0143	0174	0204	0235	0265	0296	0327	0357	0388	0418
1997	0449	0480	0508	0539	0569	0600	0630	0661	0692	0722	0753	0783
1998	0814	0845	0873	0904	0934	0965	0995	1026	1057	1087	1118	1148
1999	1179	1210	1238	1269	1299	1330	1360	1391	1422	1452	1483	1513
2000	245 1544	1575	1604	1635	1665	1696	1726	1757	1788	1818	1849	1879

2) 세계 표준시

인공위성을 관측하는 지점에 따라 관측 시간이 다르게 표시되므로 불편하다 그래서 표준이 되는 시간이 필요하게 된다.

영국의 런던에 있는 그리니치 천문대를 기준으로 하는 표준시간을 세계시(U.T라고 부른다)라고 정하여 기준으로 삼게 되었다.

우리나라의 지방 표준시(L.S.T)를 그리니치 표준시인 U.T로 바꾸기 위해서는 다음과 같은 식이 필요하다.

$$U.T = L.S.T - 9^h$$

3) 그리니치 항성시 (※) (Greenwich Sidereal time)

관성계에서 볼때 지구는 하루에 한번씩 자전하므로 춘분점(Vernal equinox) 방향은 매일, 매시간마다 변하게 된다.

$0^h : 00$ U.T에서의 그리니치 천문대와 춘분점과의 사이의 각을 $0^h : 00$ U.T의 그리니치 항성시라 부르는데 그것은 Table2와 같이 매년 발행되는 ‘The Astronomical Almanac’ 으로부터 알수도 있고 다음과 같은 식에 의한 컴퓨터의 프로그램에 의해서 구해낼 수도 있다.

$$\theta_{\infty} \text{ (at } 0^h : 00 \text{ U.T)} = 99.0358^\circ - 0.2387168^\circ (I_{\text{yr}} - 75) + 0.9856473^\circ (I_{\text{day}} + \text{INT}((I_{\text{yr}} - 75)/4)) \dots (1)$$

여기서

$$I_{\text{yr}} = \text{Years Since 1900}$$

$$I_{\text{day}} = \text{integer day of year (} I_{\text{day}} + 1 \text{ for Jan. 1)}$$

식 (1)는 그레고리 달력을 사용해서 그리니치 항성시를 산출할 수 있는 편리한 식이다.

그리고 그리니치 항성시는 다음과 같이 계산된다.

$$\theta_g = \theta_{g0} + (t - t_0) (d\theta/dt) \dots \dots (2)$$

여기서

$$Y_0 = \theta_{g0} \text{가 산출된 기산점의 시각}$$

$$t = \text{임의의 시각}$$

$$d\theta/dt = 1 + 1 / 365.24219879 \text{ 회전 / day}$$

$$= 15.04107 \text{ deg / hr 이다.}$$

나. 좌표계(Coordinate System)

(※) 일항 성일을 24로 나눈시간 곧 춘분점의 시각 및 자오선의 직경과 같음.

Table 2. Sample of Greenwich sidereal time (adapted from the Astronomical Almanac, 1987)

BS UNIVERSAL AND SIDEREAL TIMES, 1987

Date 0 ^h UT	Julian Date	G. SIDEREAL TIME (GHA of the Equinox)		Equation of Equinoxes at 0 ^h UT	GSD 0 ^h GST	UT at 0 ^h GMST (Greenwich Transit of the Mean Equinox)	
		Apparent	Mean				
	244	h m s	s	s	245	h m s	s
Jan. 0	6795.5	6 36 30.5663	30.8301	-0.2638	3496.0	Jan. 0	17 20 38.2197
1	6796.5	6 40 27.1354	27.3853	-2501	3497.0	1	17 16 42.3102
2	6797.5	6 44 23.7009	23.9408	-2400	3498.0	2	17 12 46.4008
3	6798.5	6 48 20.2616	20.4962	-2346	3499.0	3	17 08 50.4913
4	6799.5	6 52 16.8177	17.0516	-2339	3500.0	4	17 04 54.5818
5	6800.5	6 56 13.3707	13.6069	-0.2363	3501.0	5	17 00 58.6724
6	6801.5	7 00 09.9223	10.1623	-2400	3502.0	6	16 57 02.7629
7	6802.5	7 04 06.4742	06.7177	-2434	3503.0	7	16 53 06.8534
8	6803.5	7 08 03.0277	03.2730	-2453	3504.0	8	16 49 10.9440
9	6804.5	7 11 59.5835	59.8234	-2449	3505.0	9	16 45 15.0345
10	6805.5	7 15 56.1418	56.3838	-0.2420	3506.0	10	16 41 19.1250
11	6806.5	7 19 52.7024	52.9391	-2367	3507.0	11	16 37 23.2156
12	6807.5	7 23 49.2649	49.4945	-2296	3508.0	12	16 33 27.3061
13	6808.5	7 27 45.8233	46.0499	-2216	3509.0	13	16 29 31.3966
14	6809.5	7 31 42.3918	42.6052	-2135	3510.0	14	16 25 35.4872
15	6810.5	7 35 38.9543	39.1606	-0.2063	3511.0	15	16 21 39.5777
16	6811.5	7 39 35.5151	35.7160	-2009	3512.0	16	16 17 43.6632
17	6812.5	7 43 32.0734	32.2713	-1979	3513.0	17	16 13 47.7587
18	6813.5	7 47 28.6291	28.8267	-1976	3514.0	18	16 09 51.8493
19	6814.5	7 51 25.1823	25.3821	-1995	3515.0	19	16 05 55.9398
20	6815.5	7 55 21.7336	21.9374	-0.2038	3516.0	20	16 02 00.0303
21	6816.5	7 59 18.2841	18.4928	-2037	3517.0	21	15 58 04.1209
22	6817.5	8 03 14.8352	15.0432	-2130	3518.0	22	15 54 08.2114
23	6818.5	8 07 11.3883	11.6035	-2153	3519.0	23	15 50 12.3019
24	6819.5	8 11 07.9447	08.1589	-2142	3520.0	24	15 46 16.3925
25	6820.5	8 15 04.5052	04.7143	-0.2091	3521.0	25	15 42 20.4830
26	6821.5	8 19 01.0697	01.2697	-1999	3522.0	26	15 38 24.5735
27	6822.5	8 22 57.6369	57.8250	-1881	3523.0	27	15 34 28.6641
28	6823.5	8 26 54.2044	54.3804	-1760	3524.0	28	15 30 32.7546
29	6824.5	8 30 50.7696	50.9358	-1661	3525.0	29	15 26 36.8451
30	6825.5	8 34 47.3306	47.4911	-0.1605	3526.0	30	15 22 40.9357
31	6826.5	8 38 43.8866	44.0465	-1599	3527.0	31	15 18 45.0252
Feb. 1	6827.5	8 42 40.4386	40.6019	-1633	3528.0	Feb. 1	15 14 49.1167
2	6828.5	8 46 36.9882	37.1572	-1690	3529.0	2	15 10 53.2073
3	6829.5	8 50 33.5375	33.7126	-1751	3530.0	3	15 06 57.2978
4	6830.5	8 54 30.0880	30.2680	-0.1799	3531.0	4	15 03 01.3883
5	6831.5	8 58 26.6408	26.8233	-1825	3532.0	5	14 59 05.4788
6	6832.5	9 02 23.1961	23.3787	-1826	3533.0	6	14 55 09.5694
7	6833.5	9 06 19.7538	19.9341	-1802	3534.0	7	14 51 13.6599
8	6834.5	9 10 16.3135	16.4894	-1760	3535.0	8	14 47 17.7504
9	6835.5	9 14 12.8743	13.0448	-0.1703	3536.0	9	14 43 21.8410
10	6836.5	9 18 09.4353	09.6002	-1649	3537.0	10	14 39 25.9315
11	6837.5	9 22 05.9956	06.1555	-1599	3538.0	11	14 35 30.0220
12	6838.5	9 26 02.5544	02.7109	-1565	3539.0	12	14 31 34.1126
13	6839.5	9 29 59.1109	59.2663	-1554	3540.0	13	14 27 38.2031
14	6840.5	9 33 55.6646	55.8216	-0.1570	3541.0	14	14 23 42.2936
15	6841.5	9 37 52.2157	52.3770	-0.1613	3542.0	15	14 19 46.3842

1) 지평 좌표계 (Horizontal System 또는 Topocentric System)

천구상에서 위성 겉보기 위치를 표시하는 좌표계로서 관측자에 따라 위성의 위치가 다르게 나타나는 관측자를 중심으로 지평(horizontal) 또는 방위각-고도(Altitude-Azimuth) 좌표계에 대해 알아 보고자 한다.

천구상에 관측자를 중심으로 한 구면 좌표계를 중심으로 하는 구면 좌표계를 생각하면, 머리 위의 수직방향에 있는 점을 천정(Zenith)이라 부르고, 관측자를 지나 천정에 직각인 평면은 하늘과 만나 천구 지평선(celestial horizon)을 이루게 된다.

기준원은 관측자의 천정과 천구의 지평선 상의 남과 북점을 포함한 대원으로서, 이 대원(great Circle)을 관측자의 천구 자오선 (Celestial)이라 부른다. (그림 3-2 Topocentric System)

2) 적도 좌표계 (Equatorial System)

지구의 중심을 중심점으로 하여 지구상의 경도와 위도의 좌표망을 천구(Celestial Sphere)상에 투영하였다고 생각하자.

지구의 적도면은 대원인 천구의 적도(Celestial Equator)에 천구와 만나고, 지구 자전축의 연장선인 천구의 남극과 북극에서 천구와 만나게 된다. (그림 3-3 Equatorial System)

천구(*)의 적도 좌표계는 그림 3-3에서와 같이 적위(declination) δ 와 적경(right ascension) α 로서 인공위성의 위치를 나타내게 된다.

적위는 0° (천구의 적도)에서 $+90^\circ$ (천구의 북극) 또는 -90° (천구의 남극)사이의 값을 가진다.

적경은 춘분점(Vernal equinox)을 0^h 으로 하고, 천구의 적도를 따라 24^h 사이의 값을 가진다.

모든 천문학적인 현상이나 태양, 달, 행성들의 위치를 표시하고 있다.

적도 좌표계는 지구의 중심을 원점으로 하는 지심 좌표계와 추적안테나가 위치하는 지표상을 원점으로 관측자 중심의 관측자 중심 좌표계로 나눈다.

라. 지구의 모델 (The model of the earth)

1) 지오이드 (Geoid)

지구 표면은 바다가 대부분을 차지하고 있기 때문에 이러한 평균 바다수면을 육지로까지 연장하여 지구 전체를 둘러 싸다고 가정한 곡면을 지오이드라고 부른다.

지오이드 면은 평균 바다 수면과 일치하는 중력의 등포텐셜면이라고 생각할 수 있고, 어느

(*) 천공을 편의상, 지구의 관측자의 관측자를 중심으로 하는 구형으로 간주하여 일컫는 말

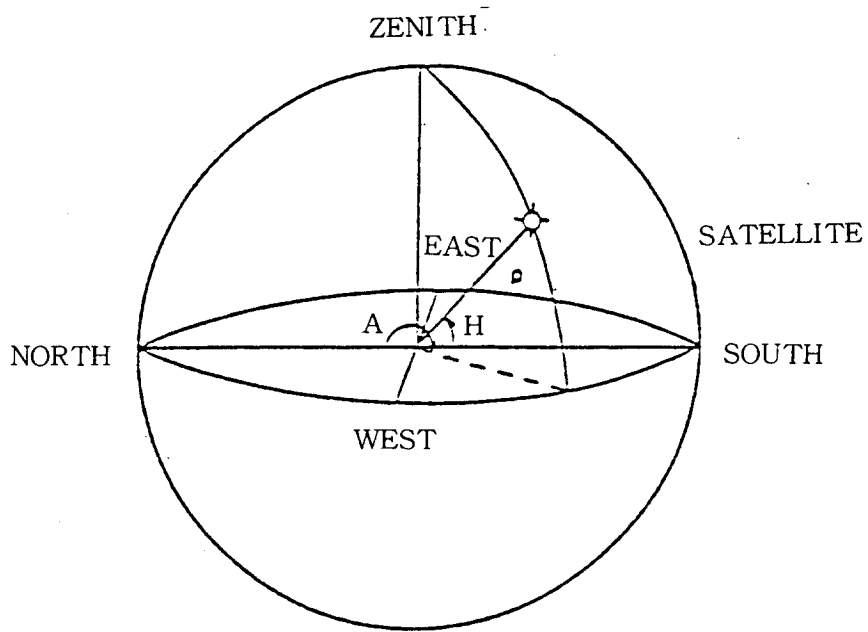


그림 3-2 Topocentric System

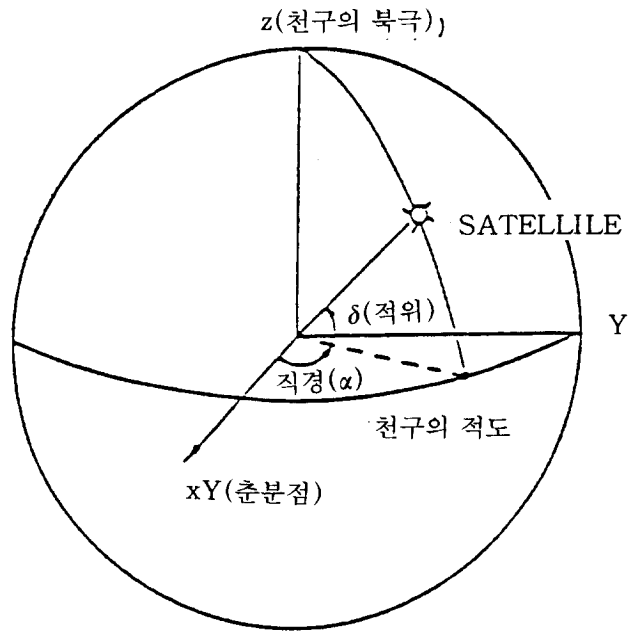


그림 3-3 Equatorial System

지점에서나 중력 방향에 대하여 수직이다.

그리고 구상의 임의의 지점에서 지오이드의 법선과 지구 타원체의 법선은 일치하지 않는데 그 차이를 연직선 편차라고 부른다.

지오이드 면은 육지에서는 지오이드면 위에 있는 지구의 인력 때문에 지구 타원체보다 높은 위치에 있고, 바다에서는 지구 타원체보다 낮은 위치에 있다.

2) 회전 타원체(Reference ellipsoide)

지구는 완전한 구가 아니므로 지구의 모양을 나타내는 기본적인 개념으로 지오이드(geoid)와 지구 타원체가 있다.

지오이드는 그 자체만으로는 수학적으로 취급하기 곤란하므로 지오이드에 근사한 회전 타원체라고 해서 측량의 기준면으로 사용하고 있다.

즉 지구의 단축을 남북방향으로하고 단축 주위로 회전하는 회전타원체로 하는 지구타원체(earth ellipsoid)이다.

지구타원체는 19세기에 거의 그의 현상이 정해졌고 현재 우리나라, 일본, 만주에서는 1841년 Bessel에 의해 만들어진 타원체를 사용하고 있다.

3) 우리나라의 측량 기준계

가) 경도 위도의 원점

우리나라는 대 삼각망의 본점을 부산 절영도에 있는 목도산(위도는 북위 $35^{\circ} 04' 46.066$, 경도는 동경 $129^{\circ} 03' 16.246''$)과 기준선이 41759.9m 떨어진 경남 거제군에 있는 옥녀봉(위도는 북위 $34^{\circ} 50' 56.755''$, 경도는 동경 $128^{\circ} 41' 34.197''$)에 두고 대한민국 경위도 원점(건설부 국립지리원 고시 제57호)은 경기도 수원시 국립지리원(위도는 북위 $37^{\circ} 16' 31.9034$, 경도는 동경 $127^{\circ} 03' 05.1451$, 방위각은 $170^{\circ} 58' 18.190''$)에 있다. (유복모 1986)

이러한 삼각점을 기준으로 하여 전국에 거미줄 같은 삼각망이 구성되어 진다.

나) 평면 직교 좌표의 기준점 (Transverse Mercator Coordinates)

우리나라의 지도는 횡 Mercator(TM)좌표라는 평면 직교좌표를 사용하여 X축은 남북방향, Y축은 동서방향이며 다음과 같은 기준점을 사용하고 있다. (유복모 1986)

a) 서부지도 기준점 북위 $38^{\circ} 00'$, 동경 $125^{\circ} 00'00''$

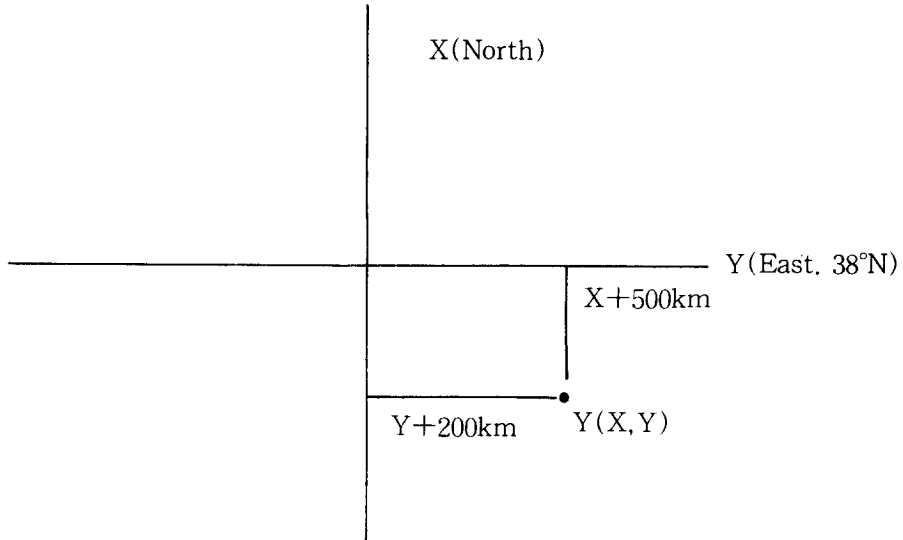
b) 중부지도 기준점 북위 $38^{\circ} 00'$, 동경 $127^{\circ} 00'00''$

c) 동부지도 기준점 북위 $38^{\circ} 00'$, 동경 $129^{\circ} 00'00''$

옛날에 측량한 경도와 지금의 경도와는 $10.405''$ 의 오차가 있기 때문에 TM 좌표로 변환할 때

는 정도에 10.405"을 더해야 한다.

종축 좌표 X는 북위 38°보다 낮은 남쪽지역에서는 음수의 값이 되지 않기 위해서 500km을 더하고 횡축좌표 Y값에는 200km을 더해준다.



TM 좌표 표시법

4) 지구 좌표

지구상의 위치를 나타내기 위해서는 경위도 좌표, 평면직교좌표 (TM, UTM), 3차원 좌표, 지구 중심좌표등이 사용된다.

좁은 지역의 위치 결정이나 평면 측면에는 평면 직교좌표(TM, UTM좌표)가 주로 사용되고 있고 원거리의 위치 결정은 3차원 좌표가 이용된다.

- i) 경위도 좌표(Geographical Coordinates)
- ii) 국제 횡 Mercator 좌표 (Universal Transverse mercator coordinates)

3. 인공위성 궤도추적

가. 인공위성 궤도

1) 2체 물체 (Two body Problem)

위성의 궤도는 먼저 지구와 인공위성을 각 질점(Point mass)으로 생각하고, 두 물체간에는 만유 인력이 작용하는 천체역학(Celestial mechanics)적인 2체 문제로 취급하여야 한다.

질량과 질량에 작용하는 운동 방정식 및 Kepler 제2법칙에 의해 계산된 2체 물체에 관한 궤도의 해는 원추 곡선이며 식은

$r = p / (1 - e \cos v)$ 이다.

i) 원 궤도인 경우

$$e = 0, \quad p = a \quad * \quad r = a$$

ii) 타원 궤도인 경우

$$0 < e < 1, \quad p = a(1 - e^2)$$

$$* \quad r = a(1 - e^2) / (1 + e \cos V)$$

iii) 포물선 궤도인 경우

$$e = 1, \quad p = 2q \quad * \quad r = 2q / (1 + e \cos v)$$

iv) 쌍곡선 궤도인 경우

$$e > 1, \quad p = a(e^2 - 1)$$

$$* \quad r = a(e^2 - 1) / (e + \cos v)$$

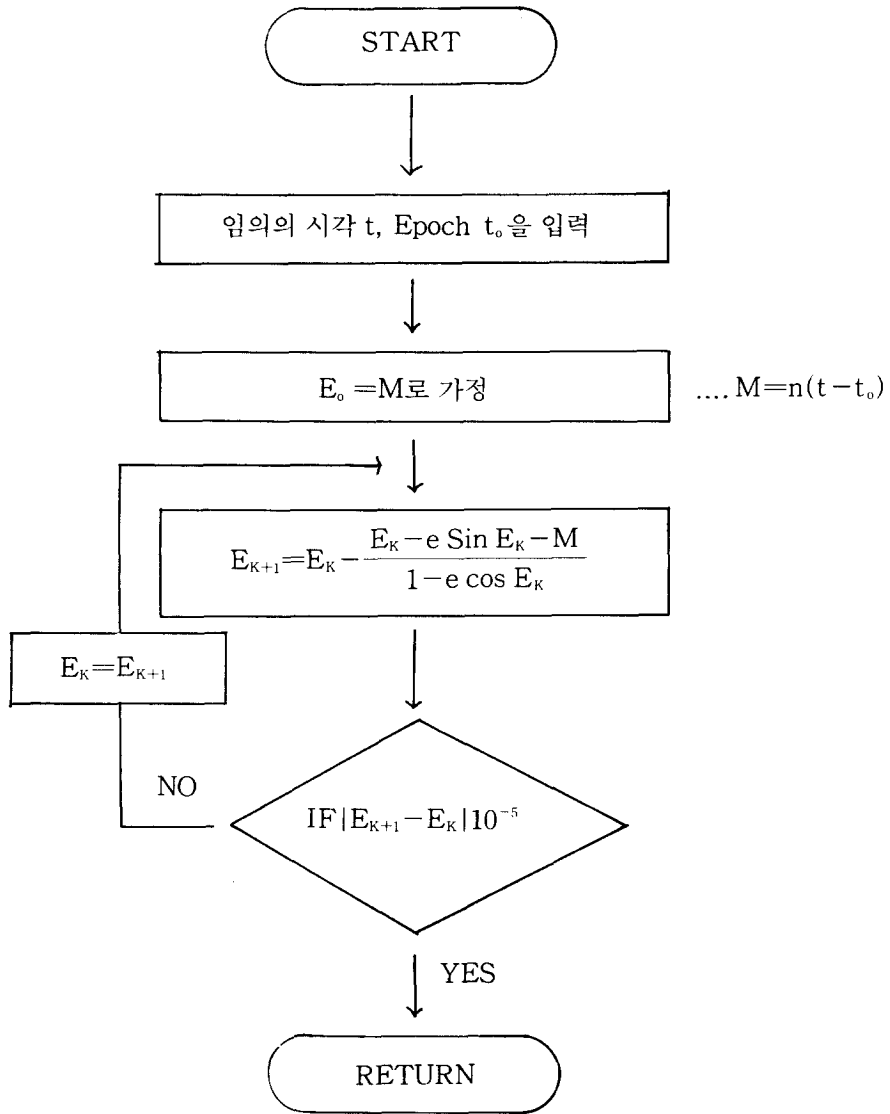
2) 타원 궤도(Elliptical orbit)

위성의 궤도는 지구와 인공위성을 각각 질점으로 생각 간단한 모형으로 보고, 두 물체간의 인력에 관한 천체역학적인 2체 문제(two-body problem)로 취급하여야 한다.

이러한 인공위성 타원궤도 공식에 따라 계산되는 식은

$$E_{K+1} = E_K - \frac{E_K - e \sin E_K - M}{1 - e \cos E_K} \quad \text{이고}$$

컴퓨터 프로그램의 Flow-Chart는 아래와 같다.



Flow diagram of Calculation Kepler Equation

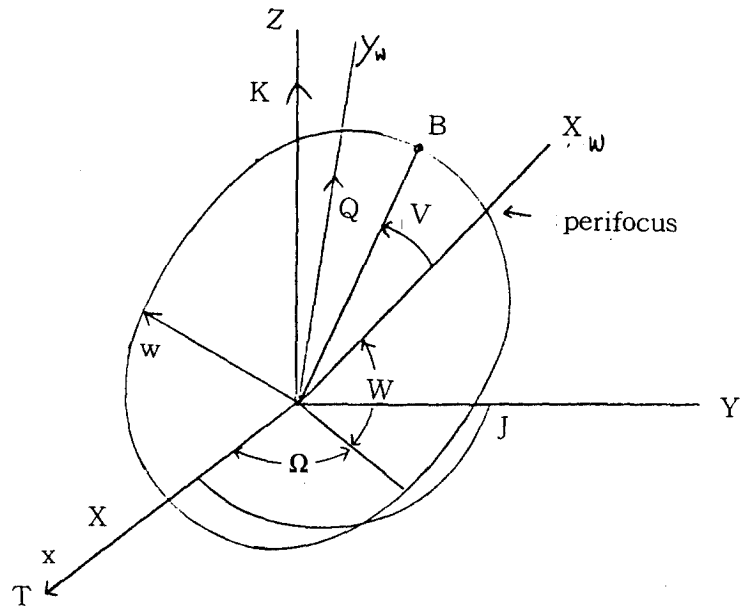
천체 역학에 따르면 2체 물체의 미분 방정식을 풀기 위해서는 6개의 적분이 필요하다. 이것은 6개의 적분 상수를 가지게 됨을 의미하며, 또 이것은 6개의 궤도 요소와 임의적으로 연결됨을 알수 있다.

T : 승교점 통과 시각 혹은 근지점 통과 시각

(줄리안 일과 U.T.로 표시한다)

(승교점 통과 시각이 사용될 때는 승교점의 평 근점이 각 M도 아울러 필요하다)

a : 위성 궤도의 장반경 (km)



Orbital elements

e : 위성 궤도의 이심률 ($0 \leq e < 1$)

i : 위성 궤도면과 적도면과의 사이각

($0^\circ \leq i < 90^\circ$ 지구 자전과 순행방향)

($90^\circ \leq i < 180^\circ$ 지구 자전과 역행방향)

ω : 승교점 방향으로부터 근지점은 방향까지의 사이각, 근지점 인수

($0^\circ \leq \omega < 180^\circ$ 근지점은 북반구에 위치)

($180^\circ \leq \omega < 360^\circ$ 근지점은 남반구에 위치)

Ω : 춘분점 방향으로부터 승교점 방향까지의 사이각, 승교점 경도

($0^\circ \leq \Omega \leq 360^\circ$)

인공위성의 궤도는 궤도 경사각 (i)의 크기에 따라 4가지 형태로 나뉘어진다.

i) $i \simeq 0^\circ$ (적도 궤도)

ii) $0^\circ < i < 90^\circ$ (지구의 자전방향과 같은 순행궤도)

iii) $i \simeq 90^\circ$ (극 궤도)

iv) $90^\circ < i < 180^\circ$ (지구의 자전방향에 반대되는 역행 궤도)

인공위성의 위치를 컴퓨터 프로그램에서 계산의 정확성을 판정하기 위해서

$$P_x P_x + P_y P_y + P_z P_z = 1$$

$$Q_x Q_x + Q_y Q_y + Q_z Q_z = 1$$

$$W_x W_x + W_y W_y + W_z W_z = 1$$

을 사용한다.

3) 위성의 출몰시간(Rise-and-set time of a Satellite)

이미 궤도를 알고 있는 위성이 특정지역에 출몰하는 시간을 알아내는 작업은 꽤 중요하다. 위성에 대한 궤도 요소와 추적 안테나의 지구상에서의 위치, 추적할 수 있는 위성에 대한 최소의 고도각이 주어진다면, 이심 근점이각으로 된 위성 출몰 시간을 푸는 방법은 가능하다. 축차 수치 적분법(Step by step technique)으로 직접 미분 방정식을 풀어서 위성의 출몰 시간을 산출해 내었으나 현재는 간단히 Controlling equation을 직접 풀기 때문에 축차 수치 적분법보다 25배 정도 빠르게 출몰 시간을 산출해 낼수 있다. 회전하는 지평 좌표계에 위성 안테나가 있고, 추적 안테나 시스템은 고도각과 방위각 좌표계이므로 고도각의 Sin 값은 (Escobal 1976)

$$\frac{\vec{P}}{P} \cdot \vec{Z} = \sin h$$

$$\text{혹은 } P_x Z_x + P_y Z_y + P_z Z_z = P \sin h$$

여기서 P는 추적 안테나에서 위성까지의 거리 벡터이고, Z는 지오이드상에서 천정 방향의 단위 벡터인데 적도 좌표계로 쓰면 다음과 같다.

$$Z_x = \cos \theta \cos \phi$$

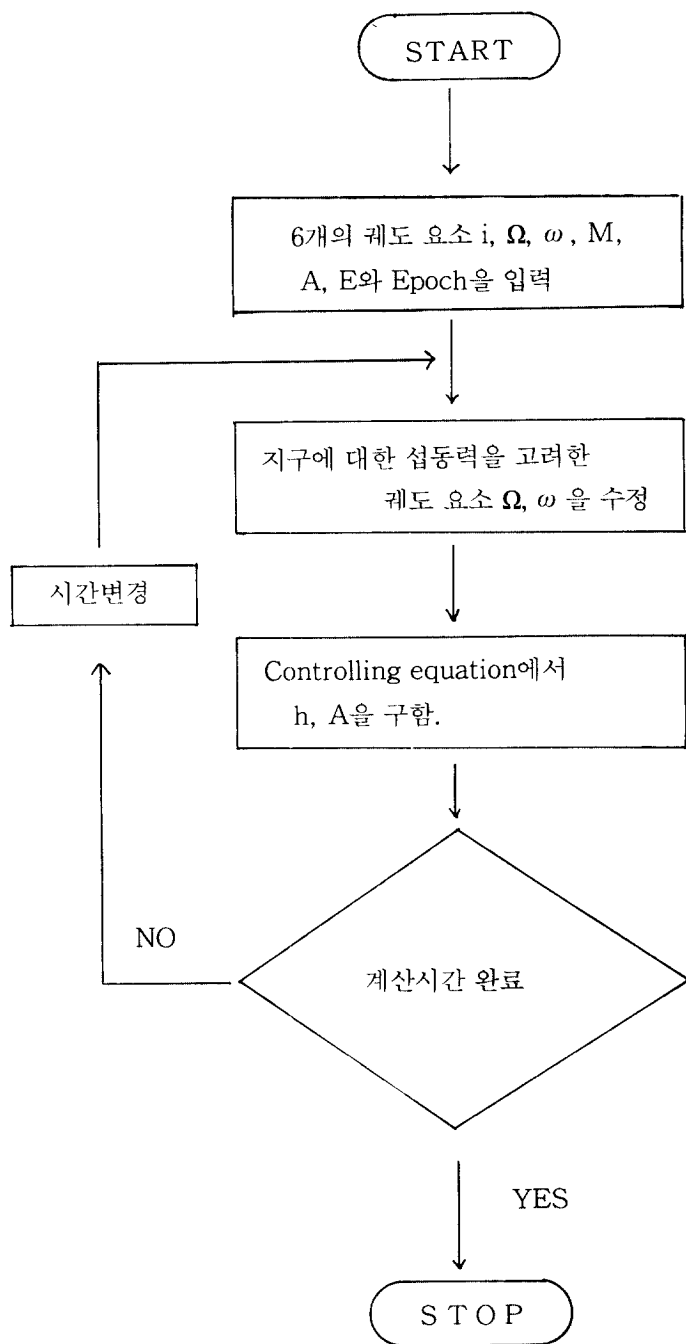
$$Z_y = \sin \theta \cos \phi$$

$$Z_z = \sin \theta$$

Controlling equation 식은

$$a(\cos E - e) \frac{\vec{P}}{P} \cdot \vec{Z} + (a(1 - e^2)^{1/2} \sin E) \frac{\vec{Q}}{Q} \cdot \vec{Z} - G = P \sin h \text{ 이다.}$$

Controlling equation을 풀어서 위성의 출몰 시간을 산출하는 컴퓨터 프로그램의 flow diagram 그림과 같다.



Flow diagram of Calculation of rise – and set time

4) 궤도 추적

지금까지 위성의 궤도를 산출하기 위한 기본적인 이론에 관하여 설명 하였다. (최규홍 1986)

이것을 실제 위성에 대하여 응용하기로 하자.

위성을 정확하게 추적하기 위해서는 먼저 물리적인 상수를 알아야 한다.

위성의 궤도에 관한 프로그램에 사용한 물리적인 상수는 동경 천문대에서 발간하는 이과년표 (1987)로 부터 다음과 같이 얻었다.

$$GM_{\oplus}(\text{지구 대기를 포함함})=3.986044 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{S}^2$$

$$J_2=1.082629 \times 10^{-3}$$

$$a_e=6378.136 \text{ Km}$$

$$f=1/289.257$$

$$W_{\oplus}=7.295115 \times 10^{-5} \text{ rad/sec}$$

여기서

$$GM=\text{만유인력 상수} \times \text{지구의 질량}$$

$$J_2=\text{지구 Potential Second Zonal Harmonic}$$

$$a_e=\text{지구의 적도 반경}$$

$$f=\text{지구의 편평율}$$

$$W_{\oplus}=\text{지구의 자전각 속도}$$

를 나타낸다.

추적 안테나에서 위성의 출몰 시간을 계산할때는 우리나라, 일본, 만주에서 채용하고 있는 Bessel의 회전 타원체에 의해 계산한다.

위성 위치의 산출은 평균궤도 요소로부터 얻었기 때문에 실제의 궤도와는 차이가 생기게 된다.

정확한 궤도추적을 하기 위해서는 단주기 섭동, 장주기 섭동^(*), 영년섭동을 고려한 일반 섭동론적인 위성궤도 해석이 선행되어야 한다.

나. 인공위성 궤도 요소 결정

1) 궤도 평면의 방정식

Gauss는 2체 문제에 있어서 각 운동량이 보존된다는 Kepler의 제2법칙에 착안해서 그 운동은 반드시 한 평면안에서 일어난다는 것을 생각했다.

(*) 태양계의 천체가 다른惑星으로 인하여 타원궤도에 변화를 일으키는 일 여기에서는 지구의 인력(굴곡)에 의해 인공위성 궤도에 변화를 일으키는 것

결국 관측되는 위성의 위치는 지구의 중심을 통하는 평면상에 있다.

임의의 시각 t_1, t_2, t_3 에 대한 관측데이터(적경과 적위 또는 방위각과 고도) 세쌍은 여섯개의 궤도 요소($a, e, i, \Omega, \omega, T$)를 만드는데 충분하다. (Dubyago 1961, Moulton 1914)

먼저 t_1 의 시각에 관측한 위성의 적경이 α_1 , 적위가 β_1 이고 관측자로 부터 위성까지의 거리가 P_1 일때 지구 중심에 대한 위성의 직교 좌표는 X_1, Y_1, Z_1 이 되고 거리는 R 이 된다.

마찬가지로 t_2, t_3 의 시각에 관측한 데이터에 대해서도 첨자가 각각 2, 3이 된다.

따라서 위성의 3개의 관측점 $P_1(X_1, Y_1, Z_1), P_2(X_2, Y_2, Z_2)$, 그리고 $P_3(X_3, Y_3, Z_3)$ 가 각각 이루는 평면의 방정식은 다음과 같다.

$$Ax_1 + By_1 + Cz_1 = 0$$

$$Ax_2 + By_2 + Cz_2 = 0$$

$$Ax_3 + By_3 + Cz_3 = 0$$

위와 같은 평면 방정식을 이용하여 평면을 이루기 위한 조건이 계산은 생략한다. (1987 최규홍)

- 삼각형 면적의 시간에 의한 표시
- 지구 중심좌표에 대한 제1근사
- 제1차 근사의 개량 (The Improvement of the first Approximation)
- 호에 대한 삼각형의 비율

(The Ratio of the Area of the Sector to the Triangle)

- 2차와 그 이상의 근사 (The Second and Futher Approximations)

2) 궤도 요소의 결정

(The Determination of the Orbital Elements)

천체 역학에서 2체 문제의 미분 방정식을 풀기 위해서는 6개의 적분이 필요한데 이것은 6개의 적분상수를 가진다는 것을 의미한다.

이 6개의 적분 상수는 6개의 궤도 요소와 연관되어 있다.

여기에서는 위성의 위치 성분 3개와 속도 성분 3개를 가지고 6개의 궤도 요소를 구하는 식을 기술한다.

위치 벡터 \vec{r} 과 속도 벡터 \vec{v} 로 부터 이와 같은 여섯개의 궤도 요소를 구하는 방법은 다음과 같다.

$$\vec{h} = \vec{r} \times \vec{v}$$

$$\begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x & y & z \\ V_x & V_y & V_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y V_z - z V_y \\ z V_x - x V_z \\ x V_y - y V_x \end{bmatrix}$$

$$h=(h_x^2+h_y^2+h_z^2)^{1/2}$$

이므로 6개의 궤도요소 구하는 식은

$$\Omega=\tan^{-1} \frac{h_x}{h_y}$$

$$i=\cos^{-1} \frac{h_z}{h}$$

$$e \sin v=hr$$

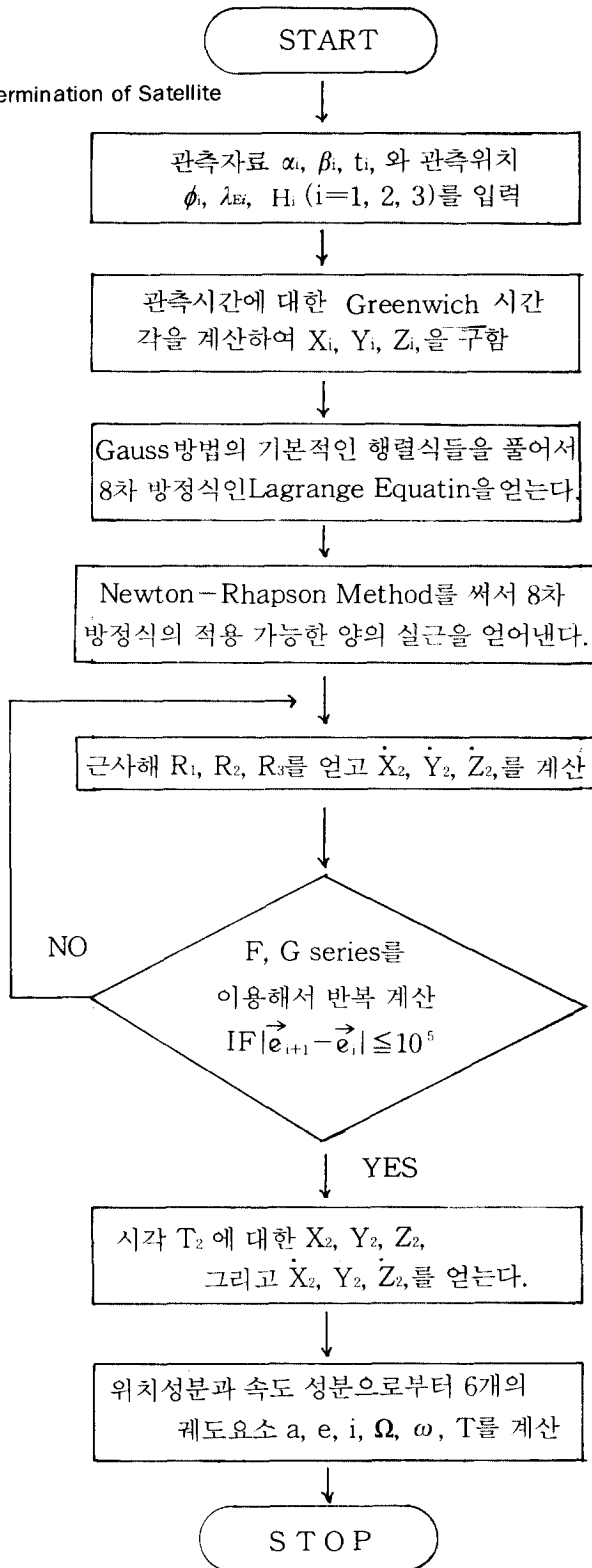
$$\omega =U - V$$

$$M=n(t-y)=E-e \sin E$$

$$n=\frac{K(U)^{1/2}}{a^{3/2}}$$

세번의 관측을 통한 관측 자료로부터 Gauss의 방법을 사용하여 중간 관측에 해당하는 위치 성분과 속도 성분을 구하고 그로부터 여섯개의 궤도요소를 구하는 Computational Flow Chart는 다음과 같다.

Flow diagram for Orbit determination of Satellite



제4장 아마추어 위성통신 전파감시

1. 기존 시설을 이용한 전파감시

국내의 우주전파 이용은 방송위성이 실용화되면서 시작되었고 각종 첨단 전자산업의 발전에 힘입어 우주전파 이용을 위한 실험용, 연구용 지상 수신시설 및 위성체 연구가 활발한 추세이다.

이러한 주위환경의 변화와 전파이용에 대한 다양한 욕구가 아마추어 위성통신에까지 파급되어 국내에서도 일부 아마추어들이 소형 아마추어 위성 지상수신 시설을 갖추고 위성통신을 하고있는 것으로 조사되었다.

이러한 사회 전반적인 여건 변화에 따라 중앙전파관리소에서는 지난 87년 9월 17일부터 아마추어 위성전파의 보호와 체계적인 관리를 위하여 위성 전파감시시설을 설치 운용해 오고있으나, 기존시설이 아래 그림과 같이 일부 특정 아마추어 위성전파만을 감시할 수 있는 한정된 운용 방법으로 이루어져 있다.

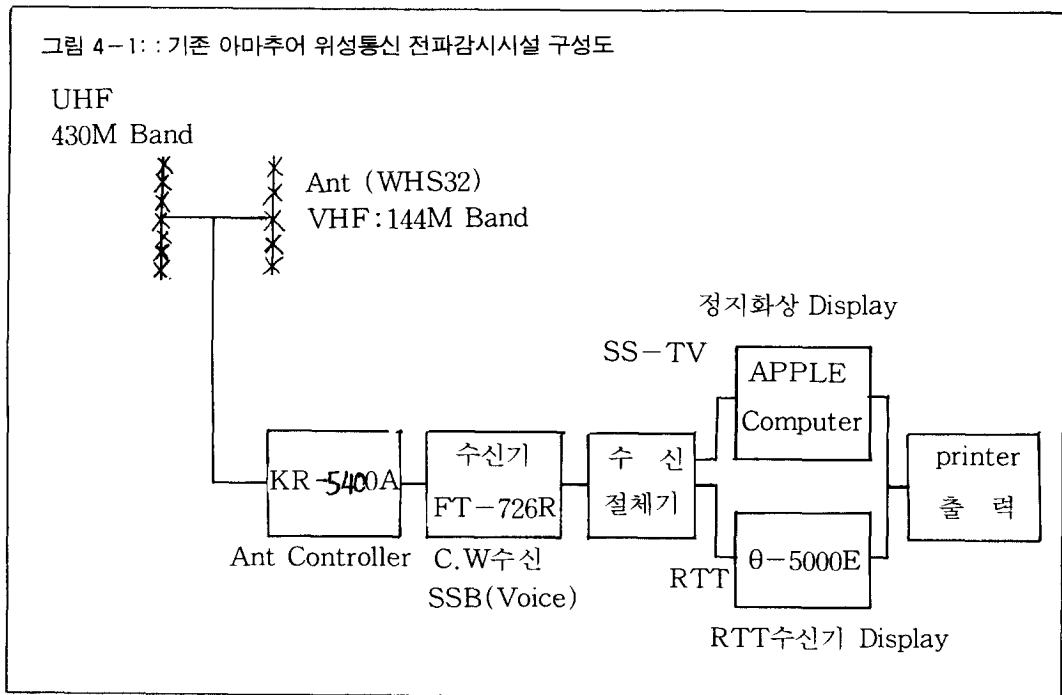


그림 4-1 구성의 전파감시 시설의 문제점을 나열해 보면

- Ant을 수동 조작에 의해 위성 방향으로 마춘다 ; 추적속도
- Ant 자동조작을 위한 설비 부족하다 ; Controller

· 위성위치를 계산하는 Program은 매월 발간되는 외국 잡지에 의존하고 있다 ; 지연 및 확도 부정확

- 위성위치계산 및 수신장치 연계용 제어장치가 없다 ; S/W 및 연계 Interface
- 수신방식에 따른 기계전환 장치는 수동절체기를 이용하고 있다 : RTT, SS-TV
- 수신하기 위한 기계설비가 구식이고 절대 부족하다. ; 시설추가 및 보완 : SS-TV, FS-TV, 수신기, 아마추어 FAX, Facket, Pre-Amp, Linear-Amp, TNC(S/W 포함), PC (286 이상), 인터페이스, Recorder, 수신 절체기, 위성추적 S/W

이러한 문제점중 가장 시급히 개선해야할 것은 위성위치를 알수 있는 인공위성 위치 계산 Program 이다.

감시시설의 구성은 추가예산이 요구되는 사항이므로 세부적인 구성도 및 운용방법은 다음 절에서 제시하고 있다.

기존의 감시시설에 인공위성 위치계산 S/W가 개발되면 현존하는 아마추어 위성을 수동조작으로 추적 감시할 수 있기 때문이다.

수동조작에 의한 아마추어 위성 전파 감시방법은 아래와 같은 순서에 의해 이루어진다.

아마추어 위성통신을 수신하기 위한 기본적인 단계이다.

- 위성 위치를 계산(인공위성 추적)하여야 하고
- 위성 위치와 수신점간의 양각, 방위각을 산출
- Ant를 양각, 방위각으로 조정하여
- Beacon 신호를 수신
- 제공되는 Service Mode의 주파수에 의하여 이루어진다.

위성통신의 운용을 위해서는 상기와 같은 절차가 필요하지만 기본적으로 위성통신의 설비가 구성되어 있어야 한다.

기존에 설치되어 있는 그림 4-1은 시설 기능이 제한되어 있어 발전하는 사회여건이나 늘어나는 아마추어들의 감시를 체계적으로 하는데는 한계가 있다.

2. 위성 위치 계산 S/ W의 구성

위성 위치계산 Program을 개발하기 위해서는 몇가지 정확히 알아야할 사항들이 있다.

첫째 하고자 하는 일의 구성과 흐름이 어떤 것인가를 정확히 파악하는 일 즉 Program을 처음 시작에서부터 완성까지 정확한 관리 체제하에서만 이 성공할 수 있다.

둘째 Program 하고자 하는 일에 대한 기술적인 전문지식을 알아야 한다.

즉 Program을 하기 위해서는 물리적, 논리적인 사항이 모두 파악되어야 하며 수식을 이해 하여야 한다.

셋째 어떤 입력과 출력으로 할 것인가를 선택해야 한다.

즉 입 · 출력 방식이 다양하고 이용방식에 따라 출력은 여러가지 면에서 고려되어야 한다. ; 화면 또는 프린터 출력, Printer용 또는 제어용, 직접 출력 또는 Disk 저장, Final 출력 또는 출력값을 다른 Computer System의 자료용 등

위에 열거한 사항을 정확히 파악하기란 쉬운일이 아니다.

첫째를 보면 기존시설의 구성이나 위성통신방식, 위성 전파감시의 목적을 잘 알고 감시 시설이나 방법을 파악해야 한다.

둘째는 Program을 구성하기 위해서는 위성의 전문지식과 천문학적 원리 그리고 응용 Program에 대한 전문지식이 있어야 한다.

위성과 천문학적인 원리를 공부하는 것은 일정한 궤도 이상의 전문지식을 요구하는 사항이다.

꼭 필요한 천문학적 원리를 몇가지 나열하였고 그 수식을 제3장에서 서술한바 있다.

시간과 좌표에 관한 천체학적인 논문은 국내에서 발간한 위성 추적 S/W의 연구를 참고 하였다. (1987. 최규홍)

셋째는 이용자의 사용에 따라 또는 자료를 사람이 사용할 것인가 연계 장치에 이용할 것인가에 따라서 출력이 달라진다.

자동구성 방법과 수동구성의 원리는 이곳에서 결정된다고 할 수 있다.

이러한 여러가지 문제를 해결하려면 가장 처음해야 할 것은 순서도 작성이다.

위성 위치계산 Program 구성 순서도는 그림 4-2와 같다.

Program의 구성은 순서도에 따라 Fortram-77에 의하여 Coding 되었다.

기본 구성은 현재 설치되어 있는 위성 전파감시 시설을 이용하여 운용할 수 있도록 위성위치 계산에 중점을 둔것이 특징이다.

실험운용과 실환경에서의 운용으로 적응에 필요한 시험이 이미 이루어져서 이용하는데 많은 도움이 될 것으로 기대한다.

Program List 내용은 붙임 1과 같이 첨부하였다.

다음은 S/W의 실행에 관한 사항은 알아보고자 한다.

Program의 실행에는 Text와 Map 방식으로 나누어진다.

Text에서 제공하는 것은 위성제원, 지상수신소위치, 제공시간등을 입력하여 시간의 흐름에 따라 양각, 방위각, 고도등을 나타내주는 것이다.

일정한 시간 간격으로 위성의 예상 위치를 예측 하는것과 시간이 흐름에 따라 위성위치 변화를 보여주는 방식 2가지다.

따라서 사용자의 편의에 따라 예측시간을 입력하여 예상위치를 제공받아 위성 Service 시간을 미리 알수 있다.

Map 방식은 Text Program에서 제공되는 모든 기능을 동일하고 추가적으로 Graphic에 의해 위성의 위치, 통신가능지역, 위성과 지구와의 관계를 그림으로 표현하였다.

여기에서 특이한것은 지구 반경에 통신가능 지역을표시하므로서 모든 사용자가 쉽게 이해 할 수 있는 장점을 가지고 있다.

Text 및 Map 방식의 실행 내용을 2와 같이 첨부 하였다.

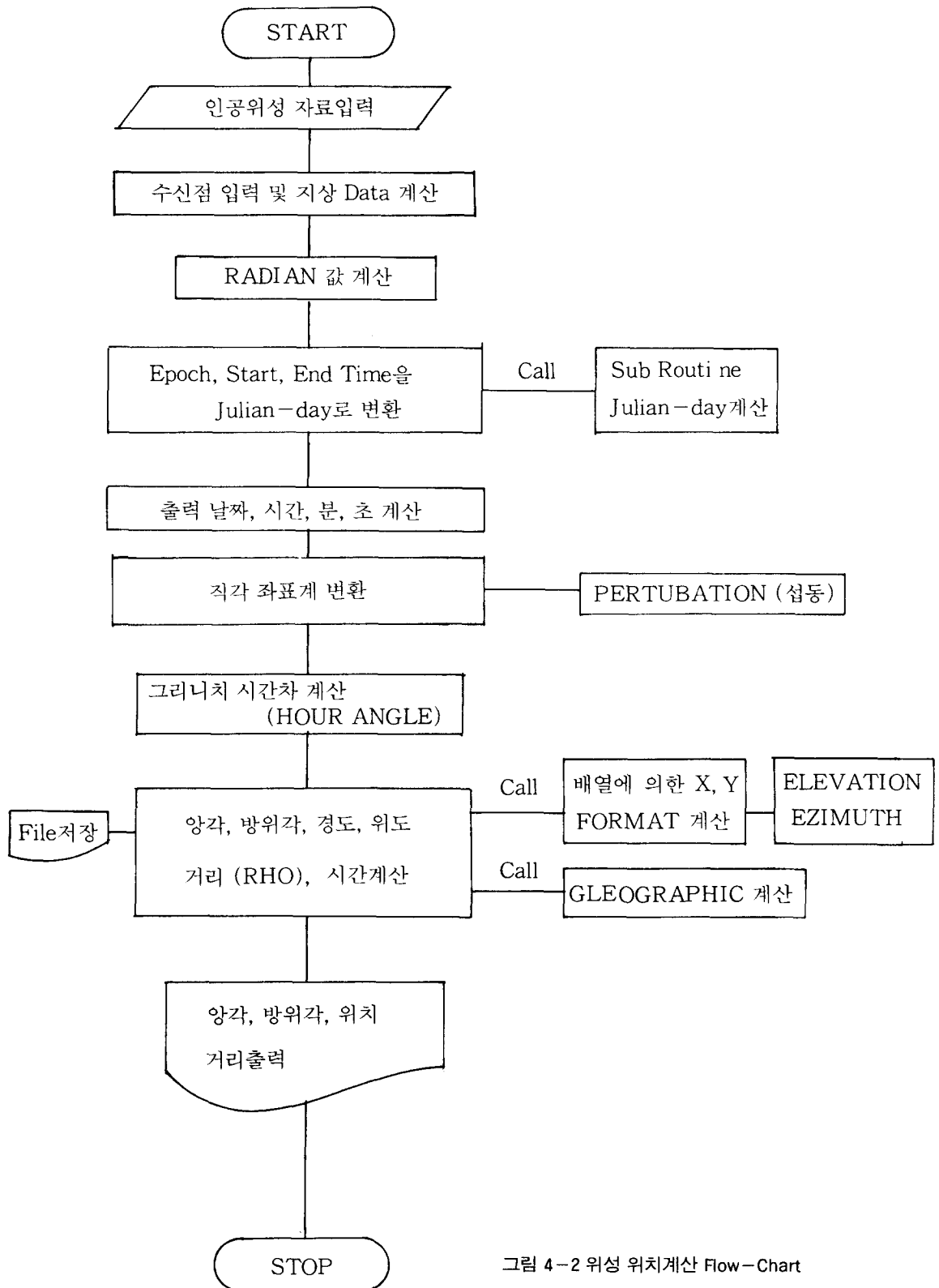


그림 4-2 위성 위치계산 Flow-Chart

3. 최적 아마추어 위성통신 전파감시

위성통신은 첨단 과학기술과 전자산업의 총체적인 분야로 위성통신 운용 및 송수신기 제어를 자동 시스템으로 구성하는 것을 기본으로 하고 있다. 자동 System은 기본설비를 갖춘 구성요소를 Computer System에 연결 컴퓨터에 내장된 S/W에 의해서 기계 장치를 제어하고 동작시키는 것이다. 또한 이러한 구성은 설비의 성능이나 호환성을 균형있게 설치하는 것이 매우 중요한 일이다.

시설의 불균형으로 인하여 구성자체 능력을 마비시키는 결과를 초래할 수 있기 때문이다.

본 연구에서는 최적 아마추어 위성통신 전파감시 방안으로 Computer 제어에 의한 위성통신 감시 방안으로 구성에 필요한 요소는 그림 3-1과 같이 제시하고자 한다.

Computer를 이용한 구성은 물리적인 배치와 논리적인 호환성을 고려하였다. 감시방안 제시(안)은 기존 시설을 충분히 이용하도록 하였으나 송·수신 시설 및 기계 시설은 점차적으로 또는 전파감시의 질적 향상을 위해 교체 되어야 할 것으로 조사되었다.

아울러 새로운 통신방식이 계속 개발되고 발전하여 추가적인 감시요인이 발생시 추가접속이 가능하도록 기종간의 호환성을 최우선으로 하였으므로 신통신 방식의 접속이 가능하다.

그림 4-3 구성도의 특징은 아마추어 인공위성의 위치계산은 물론 Antenna 추적까지 Computer에 내장된 S/W로 제어하여 위성전파를 수신할 수 있는 자동추적 System이다.

각 부분별 구성요소는 아래와 같다.

- Antenna (VHF, UHF용)
 - WHS32 Ant는 144MHz Band (144-146MHz) & 430MHz Band (430-440MHz)
 - 430MHz Band는 20개의 Elements로 구성
 - 144MHz Band는 12개의 Element로 구성
- 증폭기 시설 보강
 - Pre-Amp
 - Liner-Amp
- 수신 시설
 - FT-726R 수신기
 - 0-5000E RTT 수신기
 - SS-TV와 FS-TV 공용(FS-TV 화면전송이 증가 추세)또는 각각의 수신기
 - TNC 구입 (S/W 포함) : Transport Network Controller
 - 제어 연계 Interface
 - Printer, 아마추어 FAX 수신기, 기타 Recorder

- AT급 PC 구입 (286 이상으로 그래픽은 칼라모드)
- o S/W
 - IBM 호환기종 RSC-232 접속용

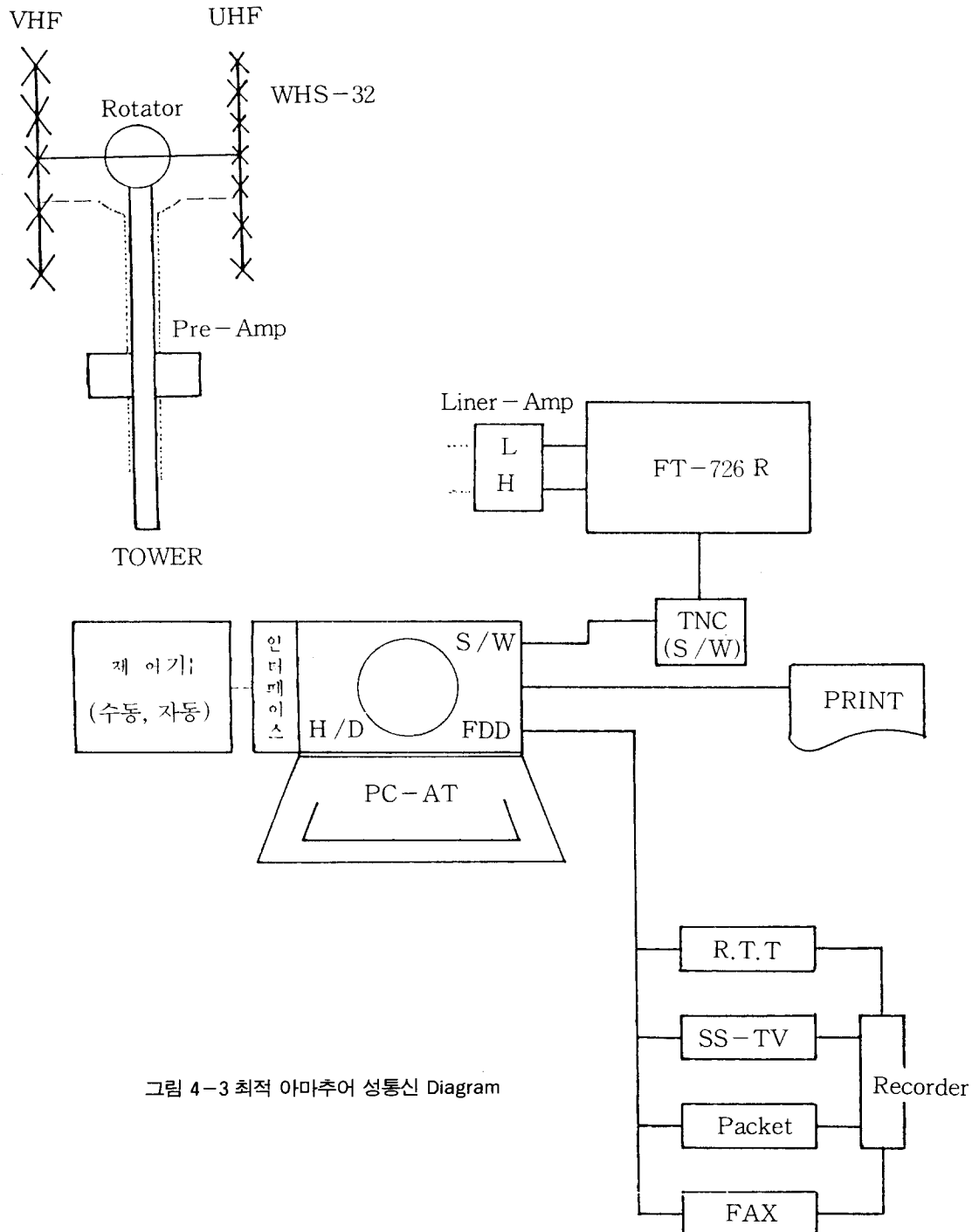


그림 4-3 최적 아마추어 성통신 Diagram

제5장 결 론

아마추어 위성통신은 소형으로 구성이 가능하고 이용이 편리할 뿐만 아니라 장거리의 상대방과 양질의 통신을 경제적으로 수행할 수 있다는 장점 때문에 사용자가 날로 증가하고 있는 실정이다.

따라서 이로 인한 위성전파의 질서유지 및 보호대책은 매우 중요하므로 중앙전파관리소가 1987년부터 아마추어 인공위성 전파감시 시설을 설치 운용하고 있는 것은 급변하는 기술환경과 전파이용 개발 추세에 비추어 볼때 매우 적절한 조치라고 생각하며, 향후 아마추어 인공위성 위치계산 Program을 이용하여 기존 전파감시 시설을 24시간 전천후 운용할 수 있기를 기대하는 바가 크다.

그러나 현재의 국내 위성전파 감시시설은 선진외국에 비하여 미흡한 것으로 검토 되었다.

따라서 앞으로는 위성전파 감시시설을 자동감시 체제로의 전환을 서둘러야 할 것이며 종합 전파감시망 구축과 함께 과감하게 시설을 보강하여 구성하는 것이 우주화 시대를 대비한 바람직한 전파감시 방향이라 사료된다.

끝으로 최적 아마추어 위성 전파감시망 구성이 전파감시의 기초자료 이용에 많은 도움이 되었으면 한다.

참 고 문 헌

- 1) HAM Journal (1986) : 일본 P.22
- 2) HAM 정보 File (1990) : 일본, 아마추어 위성정보
- 3) 위성추적 및 수신 시스템 기술개발에 관한 연구 (최 규홍, 1986) 내의 “위성의 궤도 및 위치의 산출”, 과학기술처 NII4-2484-4
- 4) 이과년표 (1987) : 동경 천문대 발행
- 5) 유 복모 (1986) : 측량학 원론 (I) (개문사, 서울) P. 120
- 6) The Astrononical Almanac for the year 1987
- 7) Danby, J.M.A. 1962, fundamentals of Celestial Mechanics
- 8) Dubyago, A.D. 1961, The determination of Orbits
- 9) Escobal, P.R. 1976, Methods of Orbital Determination
- 10) Moulton, F.R. 1914, An Introduction to Celestial Mechanics
- 11) Plummer, H.C. 1960, An Introductory Treatise on Dynamical astronomy

붙임 1. 아마추어 위성 위치계산 PROGRAM

```

PROGRAM PREDICTION
IMPLICIT REAL*8(A-Z)
REAL*8 B(3,3), D(3), FF(3)
INTEGER TARGET, K
COMMON A, ECC, AINCL, REV, AJ2
COMMON PI, RADIANT
PI=3.141592653589793
RADIANT=PI/180.

*
3  WRITE(*,*) CHAR(7)

C READ THE ORBITAL DATA
OPEN(8, FILE='element.dat')
READ(8,10) TARGETN, EPOCHYR, EPOCHMON, EPOCHDAY, EPOCHHR, EPOCHMIN,
&      EPOCHSEC, PERIOD, ECC, ARGPER0, ANODE0, AINCL, ANOMALYM, A
10  FORMAT(2X, A6, /, 5(F2.0), F5.3, /, F8.4, /, F8.8, /, F8.5, /, F8.5, /,
&      F8.5, /, F8.5, /, F8.3, /)
ENDFILE(8)
CLOSE(8)
      REV = 1440./PERIOD
      EPOCHYR=1900.+ EPOCHYR
      EPOCHDAY=EPOCHDAY+EPOCHHR/24.+EPOCHMIN/1440.+
&      EPOCHSEC/86400.
      WRITE(*,*) CHAR(7)
      WRITE(*,*) 'Enter the day when do you know to want.',
&      '(1990,01,31)'
      READ(*,*) STARTYR, STARTMON, STARTDAY
      STARTHR=0
      STARTMIN=0
      STARTSEC=0
      ENDYR=STARTYR
      ENDMON=STARTMON
      ENDDAY=STARTDAY
      ENDCR=24.
      ENDMIN=0.
      ENDSEC=0.
      WRITE(*,*) CHAR(7)
      WRITE(*,*) 'ENTER THE TIME INCREMENT?(30/60/90/120 SEC)'
      READ(*,*) DT
      WRITE(*,*) CHAR(7)

C
C  PRINT TITLE HEADING&ORBITAL INFORMATION.
      WRITE(*,21) TARGETN
21  FORMAT(28X, 'OSCA SATELLITE TRACKING DATA', /, 19X, 40(' '))
      WRITE(*,22) STARTYR, STARTMON, STARTDAY

```

```

22  FORMAT(23X,F5.0,2(F3.0),2X,'00:00-24:00(UTC)',//)
    WRITE(*,11)epochyr,epochmon,epochday
11  format(1x'EPOCHDAY=',f5.0,f3.0,f9.7)
    WRITE(*,*)'ARGUMENT PERIGEE=',ARGPERO,'(DEG)'
    WRITE(*,*)'ASCENDING NODE=',ANODEO,'(DEG)'
    WRITE(*,*)'INCLINATION=',AINCL,'(DEG)'
    WRITE(*,*)'ECCENTRICITY=',ECC
    WRITE(*,*)'MEAN ANOMALY=',ANOMALYM,'(DEG)'
    WRITE(*,*)'SEMI-MAJOR AXIS=',A,'(km)'
    WRITE(*,*)'REVOLUTION/DAY=',REV,'(times/day)'
    WRITE(*,*)'ANOMALISTIC PERIOD=',PERIOD,'(min)'
    WRITE(*,23)
23  FORMAT(/,9X,'PREDICTION TIME',13X,'AZPOSN',4X,
    &      'ELPOSN',4X,'DISTANCE')
    WRITE(*,24)
24  FORMAT(5X,'(UTC)',12X,'(KST)',11X,'(DEG)',5X,'(DEG)',6X,'(km)')
C
C Conversion KST to UT
C   STARTHR=STARTHR-9
C       IF(STARTHR.LE.0) THEN
C           STARTDAY=STARTDAY-1.
C           STARTHR=STARTHR+24
C       ENDIF
C   ENDDR=ENDDR-9
C       IF (ENDDR.LE.0.)THEN
C           ENDDAY=ENDDAY-1
C           ENDDAY=ENDDAY+24
C       ENDIF
C DATA ABOUT THE EARTH
    AJ2=0.0010827
    AE=6377.397155
    F=1./299.152813
    PHI=37.38850339
    ALONG0=126.9432747
C
C CONVERGE THE TYPE OF THE DATA
    ARGPERO=ARGPERO*RADIAN
    ANODEO=ANODEO*RADIAN
    AINCL=AINCL*RADIAN
    ANOMALYM=ANOMALYM*RADIAN
    PHI=PHI*RADIAN
    ALONG0=ALONG0*RADIAN
C
C SUBROUTINE CALL
    CALL JULIAN(EPOCHYR,EPOCHMON,EPOCHDAY,AJDEPOCH)
    AJDEPOCH=AJDEPOCH-ANOMALYM/(REV*2.*F1)
    CALL JULIAN(STARTYR,STARTMON,STARTDAY,AJDSTART)
    AJDSTART=AJDSTART+STARTHR/24.+STARTMIN/1440.+STARTSEC/86400.
    CALL JULIAN(ENDYR,ENDMON,ENDDAY,AJDEND)
    AJDEND=AJDEND+ENDYR/24.+ENDMIN/1440.+ENDSEC/86400.

```

```

C
      AM=(AJDSTART-AJDEPOCH)*REV*2.*PI
      AM=AM-10*INT(AM/2./PI)*2.*PI
C  TIME FORMATTING
      TDAY=STARTDAY
      THOUR=STARTHR+9.
      IF(THOUR.GE.24.) THEN
        THOUR=THOUR-24.
        TDAY=TDAY+1
      END IF
      TMIN=STARTMIN
      TSEC=STARTSEC
      AJD=AJDSTART
C
C      JHJO=0
C      DO 1000 K=1,10000
C      CALL SUBROUTINE PERTURBATION
C      CALL PERTURB(AJD,AJDEPOCH,ARGPER0,ANODE0,ARGPER,ANODE)
C
      PX=DCOS(ANODE)*DCOS(ARGPER)-DSIN(ANODE)*DSIN(ARGPER)*DCOS(AINCL)
      PY=DSIN(ANODE)*DCOS(ARGPER)+DSIN(ANODE)*DSIN(ARGPER)*DCOS(AINCL)
      PZ=DSIN(ARGPER)*DSIN(AINCL)
      QX=-DCOS(ANODE)*DSIN(ARGPER)-DSIN(ANODE)*DCOS(ARGPER)*DCOS(AINCL)
      QY=-DSIN(ANODE)*DSIN(ARGPER)+DCOS(ANODE)*DCOS(ARGPER)*DCOS(AINCL)
      QZ=DCOS(ARGPER)*DSIN(AINCL)
C  CALCULATION THE GREENWICH HOUR ANGLE
      AHA=6.60856392+0.0657098232*(AJD-THOUR/24.-TMIN/1440.
&      -TSEC/86400.-46795.5)
      AHA=(AHA+(STARTHR+TMIN/60.+TSEC/3600.)*1.00273791)*15.*RADIAN
      AHA=AHA-10*INT(AHA/2./PI)*2.*PI
      JHJO=0.
      DO 1000 K=1,10000
        JHJO=JHJO+1.
        AM0=AM+REV*(JHJO-1.)*DT/86400.*2.*PI
        SLONG=ALONG0+AHA+(AM0-AM)/(REV*2.*PI)*1.00273791*2.*PI
        E0=AM0
C  KEPLER EQUATION ITERATION
      843      E=E0-(E0-ECC*DSIN(E0)-AM0)/(1.-ECC*DCOS(E0))
        CE1=DABS(E-E0)
        IF (CE1.GT..00000001) THEN
          E0=E
          GOTO 843
        END IF
C
      ZX=DCOS(PH1)*DCOS(SLONG)
      ZY=DCOS(PH1)*DSIN(SLONG)
      ZZ=DSIN(PH1)
      B(3,1)=ZX
      B(3,2)=ZY

```

```

      B(3,3)=ZZ
      PPZZ=PX*ZX+PY*ZY+PZ*ZZ
      QQZZ=QX*ZX+QY*ZY+QZ*ZZ
      G=A*(DCOS(E)-ECC)*PPZZ+A*DSQRT(1.-ECC*ECC)*DSIN(E)*QQZZ
      G1=AE/DSQRT(1.-(2.*F-F*F))*DSIN(PHI)*DSIN(PHI))
      G2=G1*(1.-F)*(1.-F)
      RSINH=G-G1*DCOS(PHI)*DCOS(PHI)-G2*DSIN(PHI)*DSIN(PHI)
      X=A*PX*(DCOS(E)-ECC)+A*DSQRT(1.-ECC*ECC)*QX*DSIN(E)+.136
      Y=A*PY*(DCOS(E)-ECC)+A*DSQRT(1.-ECC*ECC)*QY*DSIN(E)-.521
      Z=A*PZ*(DCOS(E)-ECC)+A*DSQRT(1.-ECC*ECC)*QZ*DSIN(E)-.681
C
C CALL SUBROUTINE POSITION OF THE SUBSATELLITE POINT
      CALL GEOGRAPHIC(X,Y,Z,AHA,T,ALAT,ALONG,AHS)
C
      B(1,1)=DSIN(PHI)*DCOS(SLONG)
      B(1,2)=DSIN(PHI)*DSIN(SLONG)
      B(1,3)=-DCOS(PHI)
      B(2,1)=-DSIN(SLONG)
      B(2,2)=DCOS(SLONG)
      B(2,3)=0
      RHO=DSQRT((X-G1*ZX)**2+(Y-G1*ZY)**2+(Z-G2*ZZ)**2)
      D(1)=(X-G1*ZX)/RHO
      D(2)=(Y-G1*ZY)/RHO
      D(3)=(Z-G2*ZZ)/RHO
C MATRIX CALCULATION
      FF(1)=B(1,1)*D(1)+B(1,2)*D(2)+B(1,3)*D(3)
      FF(2)=B(2,1)*D(1)+B(2,2)*D(2)+B(2,3)*D(3)
      FF(3)=B(3,1)*D(1)+B(3,2)*D(2)+B(3,3)*D(3)
C
      ELEV=DATAN(FF(3)/DSQRT(FF(1)*FF(1)+FF(2)*FF(2)))
      AZIMUTH=DATAN(-FF(2)/FF(1))
C DETERMINATION THE PHASE OF THE SATELLITE
      IF(FF(2).LT.0.)THEN
        IF(FF(1).GT.0) THEN
          AZIMUTH=AZIMUTH+PI
        ELSE
          AZIMUTH=AZIMUTH+2.*PI
        ENDIF
      ELSE
        IF(FF(1).GT.0.) THEN
          AZIMUTH=AZIMUTH+PI
        ENDIF
      ENDIF
C CONVERGE RADIAN TO DEGREE
C      AZIMUTH=AZIMUTH / RADIAN
C      ELEVATION = ELEV / RADIAN
C      ALAT=ALAT / RADIAN
C      ALONG=ALONG / RADIAN
C
C DETERMIN THE TRACKING RANGE OF EL AND RHO*SI NH

```



```

      IF (ELEV.GT.0. .AND. RSINH.GT.0.) THEN
C   PRINT THE RESULT OF CALCULATION
C   & UTC FORMATING....
      UTH=THOUR-9.
      IF(UTH.LT.0) THEN
        UTH=UTH+24.
      END IF
      UTM='TMIN
      UTS='TSEC
      AZIMUTH=AZIMUTH / RADIAN
      ELEVATION= ELEV / RADIAN
C
C
      WRITE(*,39)UTH,UTM,UTS,THOUR,TMIN,TSEC,AZIMUTH,ELEVATION,RHO
39   FORMAT(1X,3(F3.0,2X),3X,3(F3.0,2X),1X,F8.3,1X,F8.3,7X,F5.0)
      END IF
C
      TSEC=TSEC+DT
      IF(TSEC.GE.60.) THEN
        TMIN=TMIN+INT(TSEC/60.)
        TSEC=TSEC-INT(TSEC/60.)*60
      END IF
      IF (TMIN.GE.60.) THEN
        THOUR=THOUR+INT(TMIN/60.)
        TMIN=TMIN-INT(TMIN/60.)*60.
      END IF
      IF (THOUR.GE.24.) THEN
        TDAY=TDAY+INT(THOUR/24.)
        THOUR=THOUR-INT(THOUR/24.)*24.
      END IF
      AJD=AJD+DT/86400.
      IF(AJD.GT.AJDEND) GO TO 1410
1000 CONTINUE
1410 STOP
      END
C
C   SUBROUTINE JULIAN DATE
      SUBROUTINE JULIAN(YR,AMON,DAY,AJD)
      IMPLICIT REAL*8(A-Z)
      IF (AMON.LE.2.) THEN
        AMON=AMON+12.
        YR=YR-1.
      END IF
      AJD=15078.5+DAY+1DINT((YR-1900.)*1461./4.)+1DINT((AMON*153.
&      -457.)/5.)
      RETURN
      END
C
C   SUBROUTINE PERTUBATION
      SUBROUTINE PERTURB(AJD,AJDEPOCH,ARGPERO,ANODEO)

```

```

      IMPLICIT REAL*8(A-Z)
      COMMON A,ECC,A1NCL,REV,AJ2
      COMMON P1,RADIAN
      PP=(A/6378.140*(1.-ECC*ECC))**2
      ANODE=ANODE0-1.5*AJ2*DCOS(A1NCL)*2.*PI*REV*(AJD-AJDEPOCH)/PP
      ARGPER=ARGPER0+1.5*AJ2*(2.-2.5*DSIN(A1NCL)*DSIN(A1NCL))*2.*PI
&      *REV*(AJD-AJDEPOCH)/PP
      ANODE=ANODE-IDINT(ANODE/2./PI)*2.*PI
      ARGPER=ARGPER-IDINT(ARGPER/2./PI)*2.*PI
      RETURN
      END

C
C  SUBROUTINE SUB-SATELLITE POINT
      SUBROUTINE GEOGRAPHIC(X,Y,Z,AHA,T,PHI,SALONG,AHS)
      IMPLICIT REAL*8 (A-Z)
      PI=3.14159265358979323
      RADIAN=PI/180.
      AE=6377.397155
      F=1./299.152813
      R=DSQRT(X*X+Y*Y+Z*Z)
      RA=DATAN(Y/X)
      IF (Y.LT.0.) THEN
        IF (X.LT.0.) THEN
          RA=RA+PI
        ELSE
          RA=RA+2.*PI
        END IF
      ELSE
        IF (X.LT.0.) THEN
          RA=RA+PI
        END IF
      END IF

      SALONG=RA-AHA-15.04107*T/3600.*RADIAN
      DEC=DATAN(Z/DSQRT(X*X+Y*Y))
      PHI0=DEC
      DPHI0=0.
1700 RC=AE*DSQRT((1.-(2.*F-F**2))/(1.-(2.*F-F**2)*DCOS(PHI0)*DCOS(PHI0)))
      PHI=DATAN(UTAN(PHI0)/((1.-F)*(1.-F)))
      AHS=DSQRT(R*R-RC*RC*(DSIN(PHI-PHI0))**2)-RC*DCOS(PHI-PHI0)
      DPHI=DASIN(AHS*DSIN(PHI-PHI0)/R)
      PHI0=DEC-DPHI
      CONTR=DABS(DPHI-DPHI0)
      IF (CONTR.GT.0.0001) THEN
        DPHI0=DPHI
        GO TO 1700
      END IF
      RETURN

```

붙임 2.

S/W 실행 FORMAT

01/28/91 21:19:12 UTC

InstantTrack V1.00

Main Menu

1. Realtime Track 1 Satellite (Text Screen)
2. Realtime Track 1 Satellite (Map Screen)
3. Satellite Position Table (Ephemeris)
4. Satellite Visibility Schedule
5. Update Satellite Elements
6. Update Station Elements
7. Multiple Satellite Co-visibility
8. Update Time (NBS via modem)
9. TSR Status
- ? Help

Q Quit

Select :

	ao-10	uo-11	fo-12	ao-13	rs-10/11	Sun	Moon
Azim	244.977°	111.557°	171.868°	289.764°	46.472°	101.439°	295.992°
Elev	18.559°	-18.559°	-34.113°	16.698°	-43.098°	-15.412°	2.535°

1. Sun	19. SOLRAD R/B	37. LANDSAT 4	55. ajisai
2. Moon	20. Cos 185 R/B	38. Meteor 2-09	56. MOS-1
3. uo-9	21. ATS 3	39. IRAS	57. GOES 7
4. ao-10	22. Cosmos 398	40. TDRS 1	58. Kvant
5. uo-11	23. LAGEOS	41. GOES 6	59. Cosmos 1867
6. fo-12	24. GOES 2	42. GPS-0008	60. met-2/16
7. ao-13	25. GPS-0001	43. Meteor 2-10	61. met-2/17
8. rs-10/11	26. GPS-0002	44. LandSat 5	62. OKEAN
9. noaa-6	27. GOES 3	45. GPS-0009	63. met-3/2
10. noaa-9	28. SeaSat 1	46. Meteor 2-11	64. noaa-11
11. noaa-10	29. GPS-0003	47. GPS-0010	65. TDRS 2
12. salyut 7	30. GPS-0004	48. Cosmos 1602	66. GPS-0014
13. idef	31. Solar Max	49. Meteor 2-12	67. met-2/18
14. mir	32. GPS-0006	50. Cosmos 1686	68. TDRS 3
15. meteor 2-14	33. GOES 4	GPS-0011	69. Cosmos 1447
16. meteor 2-15	34. GOES 5	52. Meteor 2-13	70. Cosmos 1574
17. meteor 3-1	35. SME	53. SPOT 1	71. GPS-0013
18. Alouette 1	36. Meteor 2-08	54. Cosmos 1766	72. DMSP B5D2-3

Enter satellite number, or type PgUp or PgDn for previous or next page,

or G{groupname} to select a subset, or Enter to abort.

Select :

01/23/91 21:23:39.90 UTC <7. au-13 >

	Azimuth	Elevation	Range (km)	dr /dt	doppler	Offp	Path Loss
RRL	290.661°	16.848°	32641.796	1.7188	-836	65.1°	-166.1 dB

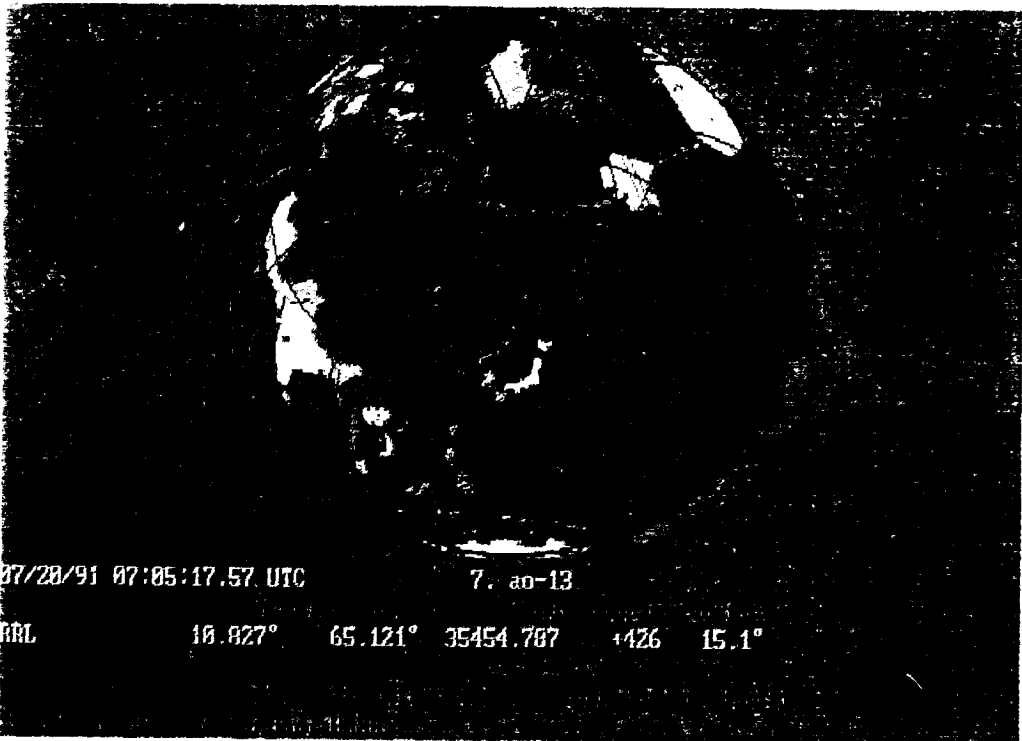
Lat.	Long.	Alt. (km)	Phase Mode	Grid
31.406°	49.385°	286338.517	61.3 B	LM41qj

159.7 km NE of Abadan, Iran

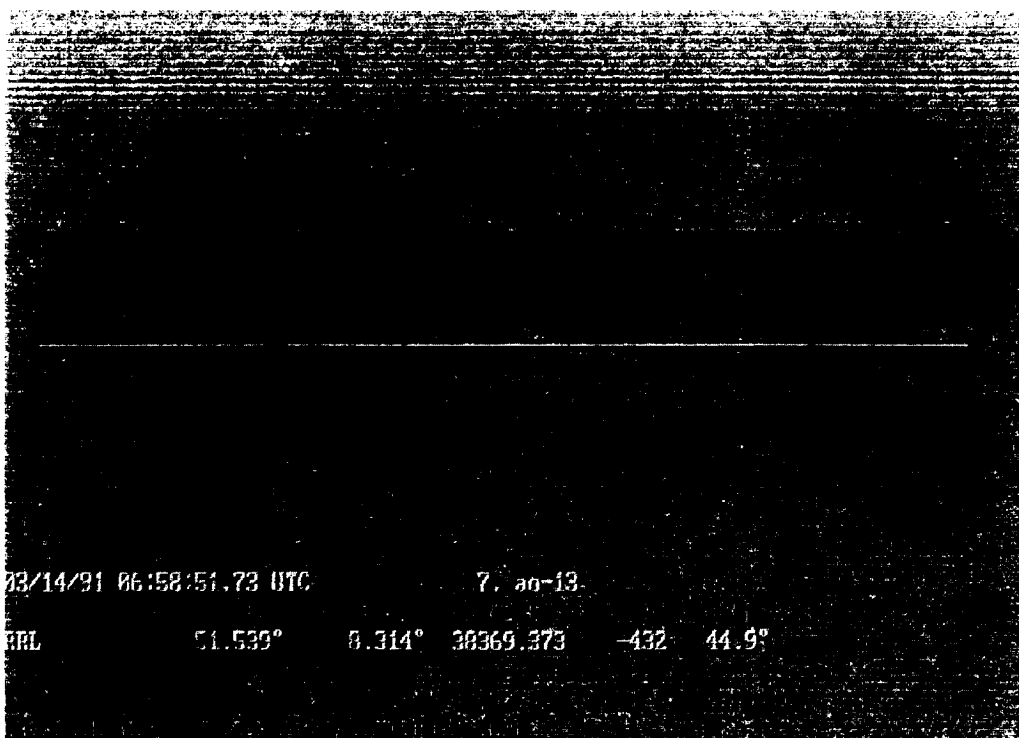
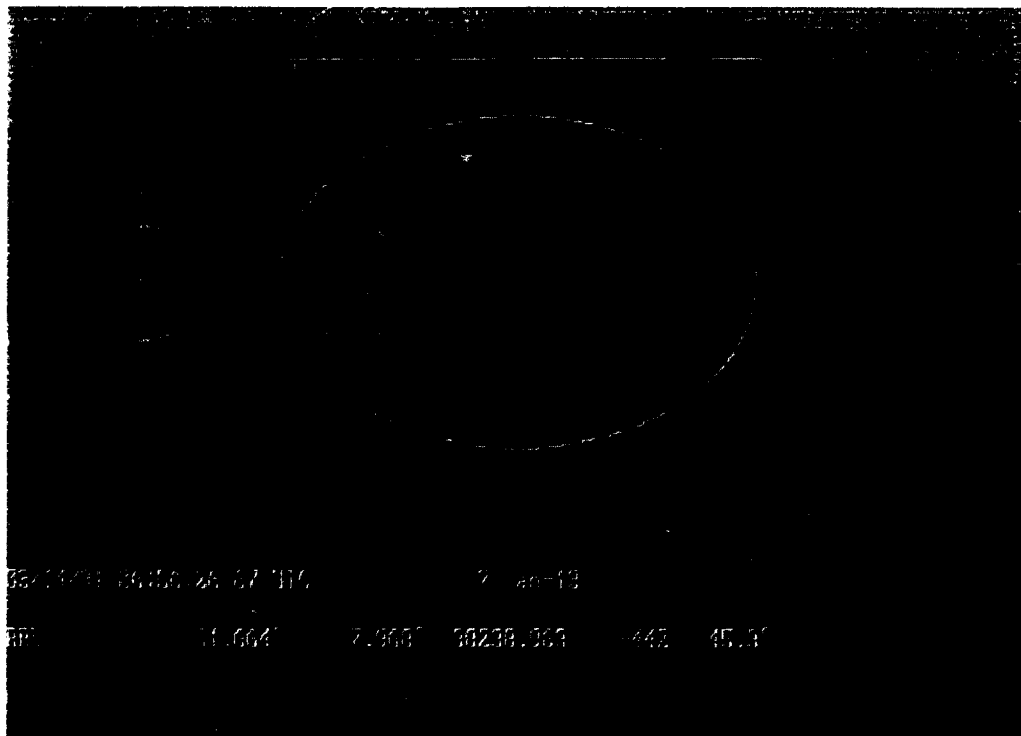
	X(km)	Y(km)	z(km)	R. A.	Decl.	Tsky
Sat	-22187.881	20022.419	18247.382	08:32:08	+26°20:44	185K
Obs	-4164.034	-3016.376	3761.467			



08/10/91 06:47:46.45 UTC 7. ao-13
 52.125° 6.497° 37748.57 481 46.2°
 007.2 km NW of Redford, OH



07/28/91 07:05:17.57 UTC 7. ao-13
 10.827° 65.121° 35454.787 +426 15.1°



7. ao-13

Date /Time	UTC	Azim /Elev		Range	Lat	Long	Doppler	Phs /M	offp
28JAN91	212452	291 /	17	32766	+32	+49		62 /B	64.9
28JAN91	213052	292 /	17	33369	+33	+49	-815	64 /B	63.5
28JAN91	213652	293 /	17	33950	+33	+48	-785	66 /B	62.2
28JAN91	214252	294 /	17	34508	+34	+47	-755	69 /B	61.0
28JAN91	214852	295 /	17	35045	+35	+47	-725	71 /B	59.8
28JAN91	215452	296 /	17	35560	+36	+46	-696	73 /B	58.7
28JAN91	220052	297 /	17	36054	+37	+46	-667	75 /B	57.6
28JAN91	220652	298 /	17	36526	+37	+45	-638	77 /B	56.5
28JAN91	221252	299 /	17	36976	+38	+44	-609	80 /B	55.4
28JAN91	221852	300 /	17	37406	+39	+44	-581	82 /B	54.4
28JAN91	222452	301 /	17	37815	+39	+43	-552	84 /B	53.4
28JAN91	223052	302 /	17	38203	+40	+42	-524	86 /B	52.5
28JAN91	223652	303 /	17	38570	+41	+42	-496	89 /B	51.5
28JAN91	224252	304 /	17	38917	+41	+41	-469	91 /B	50.6
28JAN91	224852	305 /	17	39243	+42	+40	-441	93 /B	49.7
28JAN91	225452	306 /	17	39550	+42	+40	-414	95 /B	48.8
28JAN91	230052	306 /	17	39836	+43	+39	-386	98 /B	47.9
28JAN91	230652	307 /	16	40102	+44	+38	-359	100 /B	47.1
28JAN91	231252	308 /	16	40348	+44	+38	-332	102 /B	46.2
28JAN91	231852	309 /	16	40574	+45	+37	-306	104 /B	45.4
28JAN91	232452	309 /	16	40780	+45	+36	-279	107 /B	44.1
28JAN91	233052	310 /	16	40967	+46	+36	-252	109 /B	43.8

Satellite: ao-13
Station: RRL

```

Hour      UTC
01/28/91
01/29/91
01/30/91
01/31/91
02/01/91
02/02/91
02/03/91
02/04/91
02/05/91
02/06/91
02/07/91
02/08/91
02/09/91
02/10/91
02/11/91
02/12/91
02/13/91
02/14/91
02/15/91
02/16/91

```

Database Entry : 7

Satellite : ao-13

Object Number : 19216

NASA Designation :

Epoch Time, To : 90 216.8933216

08/04/90 21:26:98UTC

Epoch Rev, KO : 1642

Mean Anomaly, MO : 40.91110°

Mean Motion, No : 2.09704479

Inclination, IO : 56.96100°

Eccentricity, EO : 0.70029820

Arg Perigee, WO : 232.86060°

R.A.A.N., OO : 142.8120

Beacon Frq, F1 : 145.8120

Decay, N1 : $-1.50000\text{e}-006$

Schedule : 000o060B200B240o

Attitude : $+0.1, +209$

Diameter : 1.0

Gropus : !a

to select element. to select satellite. D to display derived values.

= to enter new value. Q to return.

Edit Station Elements

Station Elements...

Name : RRI

Latitude : $+36.371^{\circ}$

Longitude : $+127.367^{\circ}$

Altitude : 80 meters

Computed information...

This station is 137.0km SSE of seoul, South Korea

This station's grid is : PM36qi

Up / Dn arrow to select element. "=" to enter new value.

Q to return to main menu.