

위성전파 수신시스템 성능 개선 연구

최광용, 고영철

1. 서 론
 2. 추적 시스템 구성과 동작 개요
 3. 추적 시스템의 기계적 특성 및 오실레이션 현상
 4. 기존 추적 프로그램의 개선
 - 4-1. 기존 추적 프로그램의 구성 및 문제점
 - 4-2. 입력 데이터 수정 방식의 개선
 - 4-3. 궤도예측 및 추적 실행의 분리
 5. 추적 단계별 운용 모드의 검토
 6. 추적 모드별 추적 성능 측정 및 비교
 - 6-1. Position Mode 추적 성능
 - 6-2. Slew Mode 추적 성능
 7. 결 론
- 참고문헌

1. 서 론

전파연구소에서는 '87년 6월 부터 위성추적 수신 시스템을 연구업무에 활용하기 시작 하였으며, '88년에는 TIROS-N계열 위성에서 송신되는 HRPT를 수신 처리 할 수 있는 시스템을 설치하여 Image Processing에 관한 기술을 연마해 오고 있다.

금번 연구에서는 그간의 실무 경험을 토대로 궤도 위성 추적 프로그램에 대한 개선의 필요성을 느껴 조금이나마 운용상의 불편을 해소하기 위하여 기 개발 사용중인 추적 프로그램을 수정, 보완하게 되었으며 추적 시스템의 안정된 제어를 위해 현시스템에 적합한 단계별 추적 모드를 선정하고 2가지 프로그램 추적 모드에 대해 성능을 비교 분석 하였다.

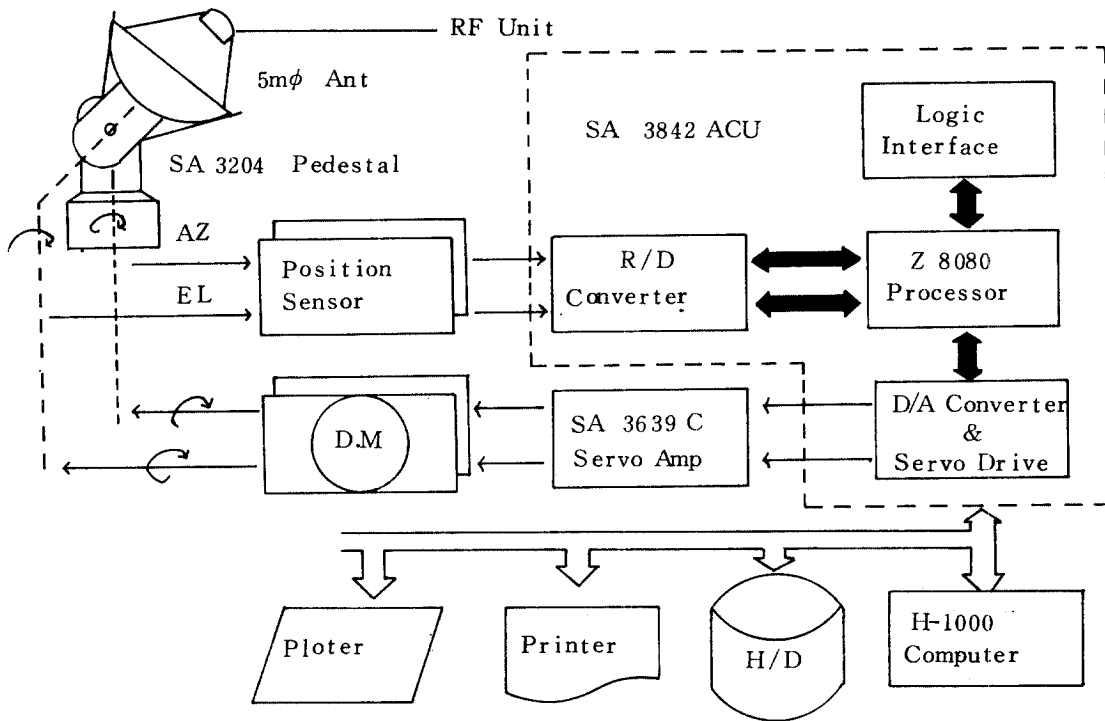
2. 추적 시스템 구성과 동작 개요

위성 추적용 안테나 및 제어 시스템의 기본 구성

은 [그림 1]과 같다. 안테나는 수직축(양각)과 수평축(방위각)이 서보 모터에 의해 구동되며, ACU(Antenna Control Unit)에 의하여 모터를 적절히 제어하여 위성 추적을 실현할 수 있는 Elevation-Over-Azimuth기능의 페데스탈 상부에 장착되어 있다.

그림에서 위치 검출은 페데스탈 각축의 리졸버(Synchro Tx)에서 안테나의 현위치를 아날로그 신호로 검출하고 ACU내의 R/D컨버터(Resolver to Digital Converter)에서 바이나리 디지털 데이터로 변환되어 인터날 버스에 실려 마이크로 프로세서(Z8080)에 입력된 다음, ROM에 내장된 Firm Ware에 의해서 콘멘드 레지스터 내의 값과 비교 검출되는 위치여러 또는 속도에러는 D/A 컨버터(Digital-to-Analog)를 통한후 서보회로 내에서 적절한 크기와 방향을 의미하는 아날로그 DC 코멘드 신호로 바뀌어 진위 대출력 서보 앰프에서 충분히 증폭되어 각축의 서보 모터를 구동하여 안테나를 원하는 위치 또는 원하는 속도로 제어 시킨다.

ACU의 운용 방법에는 운용자가 직접 전면판 디



[그림 1] 추적 안테나 및 제어시스템 구성

스플레이를 읽으면서 전면판의 조정 놋을 돌려 원하는 방향으로 제어 시키는 Manual 운용과 RS-232C 또는 IEEE-488 인터페이스를 통해 컴퓨터로 제어할 수 있는 Remote 운용으로 동작 시킬 수 있다. ACU내의 제어 모드는 ACU의 동작 상태 및 추적 방식에 따라 다음과 같이 분류되며 Manual 운용이나 Remote 운용에서 모두 이용 가능하다.

- Standby Mode (21H)
- Slew Mode (22H)
- Position Mode (24H)
- Stow Mode (30H)
- Sector Scan Mode (40H)
- Autotrack Mode (/)

ACU에 전원이 공급되면 자동으로 Standby Mode에서 브레이크를 작동시키고 다른 Mode로 전환시킬 수 있도록 대기하게 되어 Scan Mode를 Submode로 선택할 수 있으며, 다른 모드로 부터 전환될 때는 약 2초 정도의 지연(감속) 운용 되다가 브레이크를 작동 시키고 현재의 위치에 머물게 된다.

Slew(Rate) Mode는 Manual 운용시 전면판의 Slew Knob의 각도 및 방향에 따라 제어되고 Remote 운용시는 컴퓨터에서 전송되는 코멘드의 방향 및 속도에 의해 안테나를 제어 시킨다.

Position Mode는 전면판의 Position Knob이나 컴퓨터에서 전송되는 코멘드에 따라 해당 위치로 움직이게 되는데 이동하는 속도는 1:1 및 36:1의 2가지로 제어된다.

Stow Mode는 수신소의 폐국 또는 태풍등의 비상 상태하에서 안테나가 천정을 향하는 자세가 되어 스톱우 핀을 장착할 수 있으며 Manual 운용시의 방위각은 0도, 양각은 90도가 되며 Remote 운용에서는 프로그램에 의해 스톱우 각도의 변경이 가능하다.

Autotrack Mode는 Single Channel Monopulse Fed System으로 부터 검출되는 위성 대 안테나간의 수직, 수평 오차를 검출하여 자동 추적하는 방식으로 신호를 잃어버리면 종전의 Mode로 다시 전환된다.

Scan Mode는 Position Mode나 Autotrack Mode로

추적 할때 선택할 수 있는 Submode로서 Manual 운용시 ± 2.8 도 범위를 초당 1.3도의 속도로 탐색하며 Remote 운용시 프로그램에 의해 가변시킬 수 있다.

또한 ACU의 Manual운용 상태에서는 반드시 로컬 운용자가 ACU 전면판의 리모트버튼을 누름으로써 컴퓨터에 의한 Remote 운용이 가능하며 Remote 운용중이라도 전면판의 모든 버튼들은 로컬 운용자에 의해서 Manual 운용으로 전환될 수 있다.

이러한 추적 모드는 위성 추적시 각축에 대하여 1개 모드 또는 2개 이상 모드의 조합이나 절환이 가능하고 양축에 대해 동일 모드 또는 서로 다른 모드로서 추적이 가능하다.

따라서 추적 시스템의 효율적인 이용과 정확한 추적을 실현하기 위해서는 상황에 따라 적시 적절한 추적 모드의 전환이나 조합 사용을 필요로 하게 된다.

3. 추적 시스템의 기계적 특성 및 오실레이션 현상

추적 안테나 시스템의 구동을 위한 기계적 특성은 [표 1]과 같다. 우선 서보 시스템의 구동 특성을 파악하기 위하여 [그림 2]와 같이 안테나의 양축을 45도에 위치시켜 30초 동안 안정시킨뒤 각각 22.5도, 5.625도, 2.815도, 1.40625도를 이동하도록 컴퓨터로부터 ACU에 포지션 코멘드를 전송한 직후 ACU에 케환되는 안테나 위치를 0.1초 간격으로 10초 동안 읽어 플로팅 하였다.

그림에서 나타내고 있는 바와같이 안테나가 주어진 코멘드 위치에서 안정되기 까지의 응답시간은 각각 5.3초, 4.3초, 2초, 1.8초 정도 소요되며 이와 같은 안테나의 오실레이션은 5도 이상에서 2내지 3회 발생하고 5도 미만에서는 1회 발생후 원하는 위치로 안정되는 현상을 나타낸다. 이러한 오실레이션 현상으로 인하여 Position Mode로 추적시 1초 간격의 포지션 코멘드가 전송되면 안테나의 관성모멘트와 역회전 모멘트의 작용으로 안테나 구동부 메카니즘상에서 심한 진동 및 소음을 발생하게 되어 수명 단축 요인이 될 뿐 아니라 페데스탈 익스텐션을 통해 기초대상에 진동이 전달되어 건축물의 균열을 일

으킬 요인이 될 수 있다고 추측할 수 있었다.

4. 기존 추적 프로그램의 구성 및 개선

4-1. 기존 추적 프로그램의 구성 및 문제점

기존 추적 프로그램은 Tiros-N계열 위성의 궤도를 예측하기 위하여 TBUS Data의 궤도 요소를 입력 데이터로 하며 [그림 3]과 같다. 지금까지의 운용 경험에 의하여 지상수신소 운용자 측면의 편의성이나 시스템 전체의 유지보수 측면에서 볼때 다음과 같은 몇가지 개선해야할 사항을 발견하게 되었다.

첫째, 추적을 시작할때와 궤도 요소를 수정할때마다 직접 소오스 코드에 액세스하여 수정해야 하므로 매번 콤파일 및 링케지 에디팅을 다시해야 되는 운용상의 불편이 있고 시간 소요가 많으며 운용자의 에러 발생 우려가 크다.

둘째, 동일 프로그램 내에서 궤도 계산 및 추적의 실행을 병행하므로 실시간 처리를 필요로 하고 Position Mode 이외의 추적이 불가능 하므로 추적 시스템을 효율적으로 운용할 수 있는 추적 모드의 변경이나 추적 모드 조합등의 코멘드 가공에 대한 시간적 여유가 없다.

세째, 궤도계산 루프내에서 추적 실행을 위한 코멘드 가공 및 전송을 실행하게 되므로 컴퓨터 시간 (Loop Time)이 길기 때문에 다른 목적 또는 다른 기능의 부프로그램의 삽입이 곤란하고 궤도예측 시간 및 코멘드 전송 시간간격을 1초 이하로 줄이기 매우 어렵다.

네째, 추적 코멘드 전송 간격을 1초로 하여 Position Mode로서 위성을 추적하게 되면 안테나의 오실레이션 현상으로 인하여 불연속성 제어가 되므로 추적하고자 하는 위성의 위치에 안테나를 지속적으로 정확히 겨냥시킬수 없어 추적 성능의 저하 요인이 될 뿐 아니라 심한 진동 및 소음으로 인하여 추적 시스템의 수명을 단축시키게 된다.

그러므로 본 연구에서는 이러한 문제점을 보완하고 추적 시스템의 성능 측정을 위한 부프로그램의 삽입을 위해 다음과 같은 기존 추적프로그램의 개선을 시도하였다.

[표1] 추적 시스템 기계적 특성

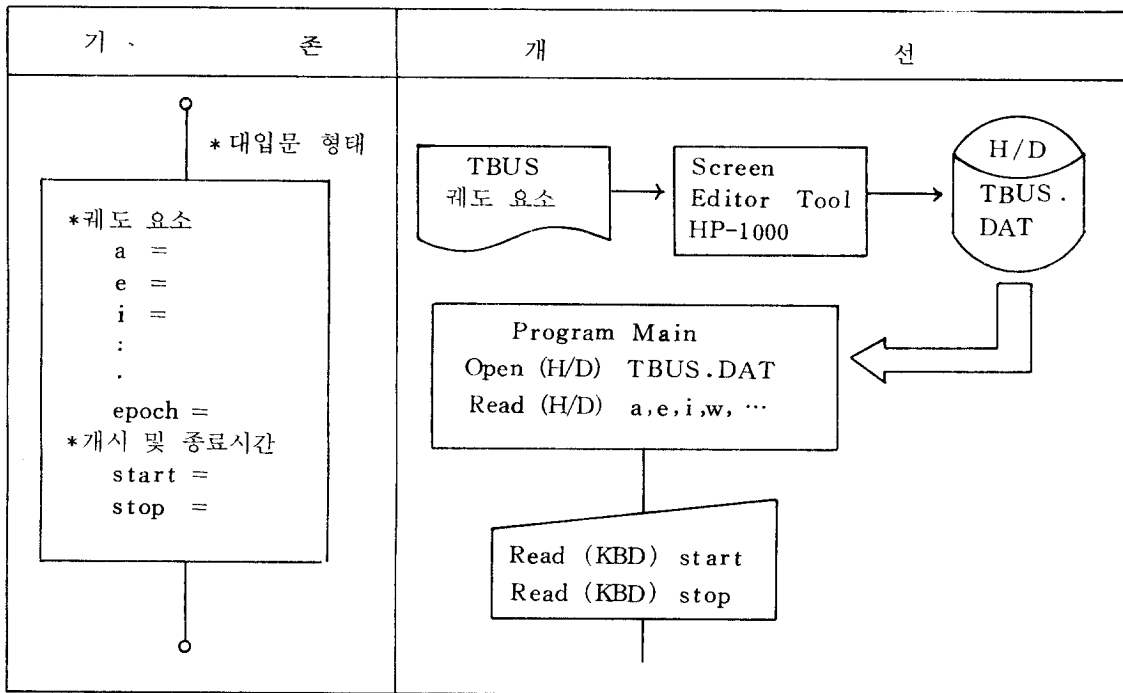
구	분	특	성
(SA 3204 Pedestal)		<ul style="list-style-type: none"> • 5000Lbf-ft • DC Swrvo motor, 5hp • 2.5×10^{-7} Rad/ft-Lbf • 40,000ft-Lbf • 15,000Lbf • 4,300ft-Lbf • $15^\circ/S$ Min. • $15^\circ/S^2$ Min. • 700 : 1 	
(SA 3639C Servo Amp)		<ul style="list-style-type: none"> • Solid-State, SCR, Bidirectional • $208V \pm 10\%$, 3ϕ, 6KVA —120V DC 56A Max —Not Used —110V DC, 1A Max. —10V DC for full output —Contact Closures (forward/reverse) 	
(Servo System Performance)		<ul style="list-style-type: none"> • EL : $-3^\circ - 183^\circ$ • AZ : $\pm 360^\circ$ • $16^\circ/S$ • $25^\circ/S^2$ • 2.5Hz • 0.8Hz 	
<ul style="list-style-type: none"> • Travel Angle (Min) • Max Velocity • Max Acceleration • Rate Loop BW (Norminal) • Position Loop BW(Norminal) 			

를 취했다.

또한 추적 개시 및 종료시간, 즉 위성의 출몰 시간의 궤도예측 프로그램의 실행후에 1일분 또는 그 이상을 예측하여 여기서 얻어진 위성의 출몰시간을 추적 개시 및 종료 시간으로 수정하던 방식의 대입문을 삭제하고 READ문으로 치환하여 운용자가 직접 키보드에서 입력시킬 수 있도록 하였고, 운용자 오류를 사전 방지하기 위해 잘못 입력 된 시간에 대해서는 경고와 함께 다시 입력시키도록 구성 하였다.

였다.

이렇게 개선함으로써 종전 방식에 비해 매번 콤팩트 및 링케지 에디팅을 다시하던 운용상의 불편과 시간 소요 및 운용자의 오동작을 줄일 수 있고 장차 장기예측 프로그램으로 발전시 Time Scheduling 방식등을 취하면 궤도예측 프로그램의 실행에 관계없이 궤도요소의 수정이 가능하여 운용자의 개입을 최소화할 수 있다.



[그림 4] 입력자료 수정방법의 개선

4-3. 궤도예측 및 추적 실행의 분리

기존 프로그램에서는 궤도계산 루프내에 궤도계산 결과치를 가지고 안테나를 구동시키기 위한 추적 코멘드 변환 및 코멘드 전송 기능을 포함하고 있어 1회 루프 타임이 약 1초가 소요되었으며, 이러한 컴퓨터 시간을 줄이고 궤도계산을 실시간 처리로 부터 제외 시키기 위해서 [그림 5]와 같이 별도로 분리시켰다.

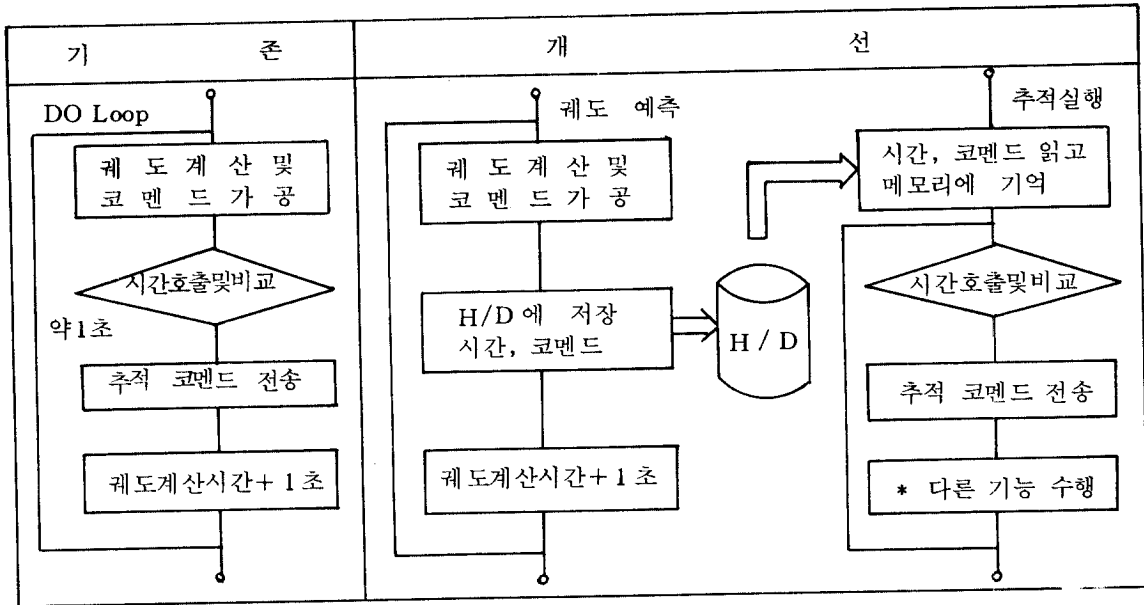
궤도계산을 할 때 계산 결과치를 ACU의 코멘드 포맷으로 가공 변환하여 위성의 1회 통과분에 대한

모든 코멘드를 시간열과 함께 한 레코드 단위로 구성시켜 하드 디스크상에 한개의 화일로서 저장시킨 뒤 추적을 부프로그램에서 직접 읽어들이 후 해당 시간이 되면 ACU에 전송하는 형태로 개선하였다.

그러므로 궤도계산 프로그램의 실행은 실시간 처리와 거의 무관하게 되었으며 궤도계산의 실행 시간이 추적 시스템 전체에 미치는 영향을 완전히 줄일 수 있었다. 따라서 궤도계산 시간간격 역시 실시간의 구애를 받지 않고 0.1초 간격까지 줄일 수 있게 된다.

또한 추적 실행용 부프로그램에서는 추적 코멘드를 전송한 직후 다음 코멘드 전송 시간까지의 여분의 컴퓨터 시간을 추적 모드의 절환이나 조합등을 하기 위한 부차적 기능을 삽입할 수 있으며 본 연구

에서는 이러한 여분의 컴퓨터 시간을 활용하여 추적 모드를 절환하고 추적 시스템의 추적 성능 측정을 위한 부차적 기능을 삽입 사용하게 되었다.



[그림 5] 궤도계산 및 추적실행 루틴의 분리

5. 추적 단계별 운용 모드의 검토

궤도 위성에 대한 추적은 운용자의 수동운전에 의해서는 불가능하며, 반드시 궤도예측 및 제어용 컴퓨터에 의한 Remote 운용을 필요로 하게 된다.

컴퓨터에 의한 모든 프로그램 추적의 실행은 운용자의 최소한의 조작으로 실현 되어야 하며, 효과적인 추적을 위해서는 추적 모드의 적절한 선택과 그 조합 사용이 매우 중요하다.

추적 시스템내의 ACU는 전원이 공급된후 운용자가 "Remote"버튼을 누르면 Manual운용에서 컴퓨터의 제어를 받는 Remorte Standby Mode로 전환된다. (이하 Standby Mode라 함.)

이때 사전에 궤도예측 프로그램에 의해 위성의 최초 출현 위치가 예측되었다면 안테나는 반드시 예측

된 출현 위치로 이동하여 대기하고 있어야 한다. 최초 이동 방법은 6개 모드중 Position Mode와 Slew Mode 2가지가 가능하겠으나, Slew Mode로 이동할 경우 안테나의 현 위치와 예측된 위치를 지속적으로 비교하면서, 예측된 출현 위치에서 정확히 정지시킬 수 있는 기능을 필요로 하게 된다.

그러나 Position Mode에서는 포지션 코멘드 한건의 전송으로서 간단히 예측 출현 위치로 이동하게 되므로 최초 안테나 이동시는 Position Mode가 가장 바람직하며, 이 경우 앞서 언급한 오실레이션 현상에서 벗어나 안테나가 원하는 위치에서 안정되기 위해서는 약 10여초의 응답시간이 소요되는 것을 감안하여 위성의 출현 예측시간 10-20초 이전에 이동시켜야만 한다.

Position Mode로 예측 출현 위치로 이동한 안테나는 위성이 출현할때까지 현위치에서 대기하게 되

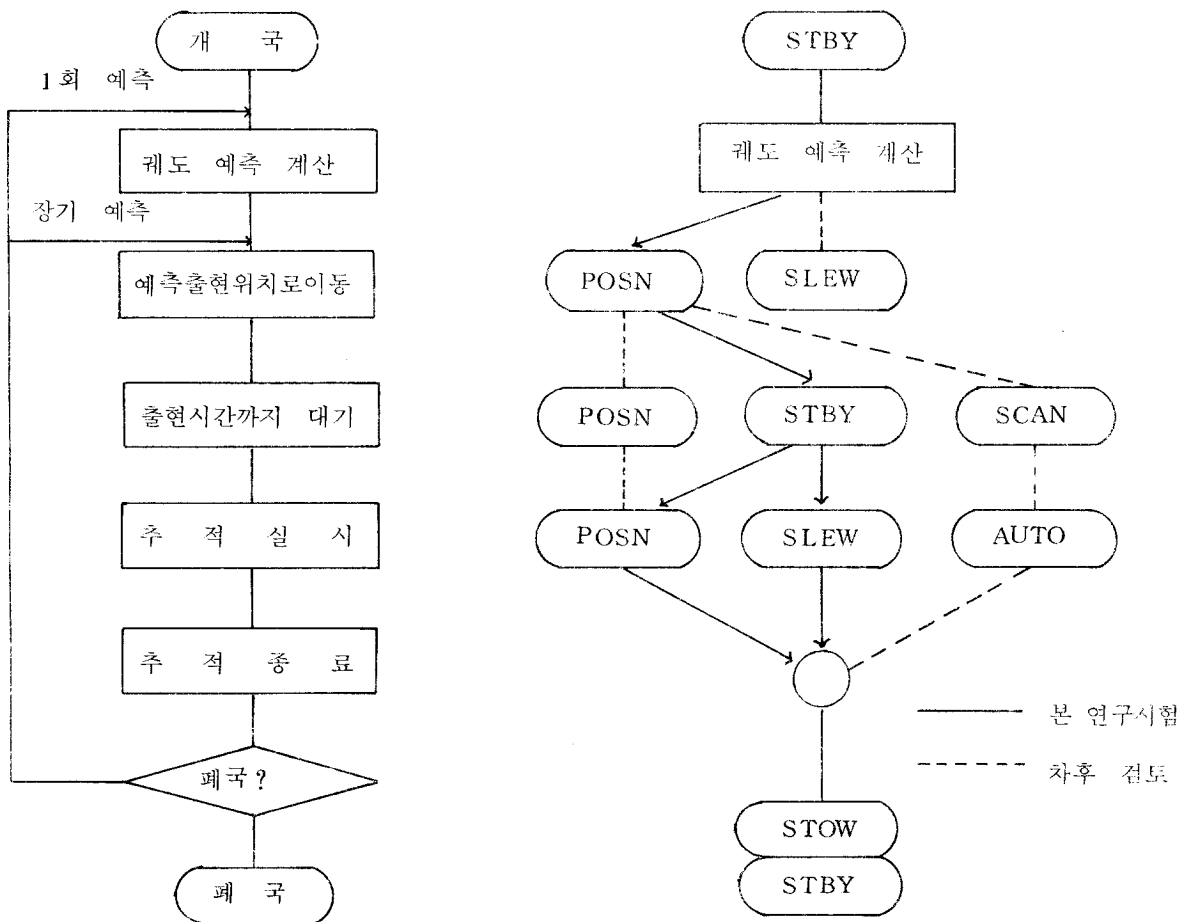
는데 대기 상태는 다음의 추적 방식을 고려하여 결정해야 한다. Position Mode나 Slew Mode로서 추적을 하고자 하는 경우 Position Mode 그대로 대기하는 것이 가장 간단하지만, 이 경우 종종 엉뚱한 위치로 안테나가 움직이는 사례가 있다. 이 원인은 ACU가 주변의 컴퓨터 시스템이나 계측기로 부터 발생하는 전자파방해(EMI)를 받는 것으로 추측되며, 추적 시스템의 환경조건 또한 검토가 요구된다고 볼 수 있다.

Standby Mode로 대비하기 위해서 Standby Mode 전환 코멘드가 전송되면 ACU 특성상 약 2초의 지연 시간후에 모든 동작을 멈추고 전환되므로 이를 적절히 피하기 위해서는 안테나를 오실레이션 현상에서 완전히 벗어나는 응답시간을 고려하여 Standby

Mode전환 코멘드를 전송 시켜야 한다.

Autotrack Mode로 추적하고자 할때는 Scan Mode가 가장 적절하며, 궤도 예측 프로그램상의 최초 출현 위치예측에 약간의 오차가 있더라도 무방하다는 장점이 있으며, Position Mode나 Slew Mode로 추적하고자 할때는 출발지점(Start Point)이 매우 중요하게 되므로 이용이 불가능하다.

실질적으로 궤도를 선회하는 위성 위치를 정확히 지향하면서 위성을 따라갈 추적의 실행은 위치 파라미터에 의한 Position Mode, 속도 파라미터에 의한 Slew Mode, Single Channel Monopulse Feed System에 의해 위성과 안테나간의 수직, 수평 오차 파라미터에 의한 Autotrack Mode 3가지가 있으며 이중 Autotrack 기능이 완벽할 경우 컴퓨터 이용 시간



[그림 6] 추적 단계별 운용 모드 결정

을 대폭줄일 수 있으며 궤도예측 프로그램의 2,3도 정도의 오차에 대해서도 무방하다는 장점이 있다.

한 위성의 1회 통과(Pass)에 대하여 추적을 완료한 후 시스템의 대기 상태는 장기예측 프로그램일 경우 다음 통과에 대비하여 다음 예측 출현위치로 이동시켜 대기하게 되지만 본 연구에서는 지상수신소를 폐국하는 것으로 간주하여 Stow Mode로 안테나를 Stow시킨 후 Standby Mode로 전환하여 폐국시키도록 구성하였다.

이상에서 검토한 추적 단계별 운용 모드의 결정을 간단히 나타내면 [그림 6]과 같다.

그림에서 나타난 바와 같이 자동추적 계통에 장애가 있을 때 추적 가능한 것은 궤도예측 프로그램에 의한 Position Mode와 Slew Mode 뿐이므로 본 연구에서도 2가지 모드에 대한 추적 성능을 측정 비교하고자 한다.

6. 추적 모드별 추적 성능 측정 및 비교

1988년 11월 7일 수신된 TBUS 자료에 의하여 계산한 결과 NOAA-9호 기상 위성은 11월 9일 5회 통과하는 것을 알 수 있었다.

본 연구에서는 5회 통과중 비교적 수신소 상공에 가까운(천정은 약 90도) 최대양각 69도 정도를 지나가는 3번째 통과(16:19-16:26)중 14분간을 시험 대상으로 설정 하였다.

추적 모드는 앞상에서의 선정 방식에 따라 Position Mode와 Slew Mode 2가지를 사용하였고 코멘드 전송 간격을 양자 공히 1초로 하였다.

추적 코멘드 전송직후 다음 코멘드 전송시간까지의 여분의 컴퓨터 시간을 활용하여 ACU에서 검출되는 현재의 안테나 각축 위치를 0.1초 간격으로 8회 동안 읽어들이어 추적 성능을 판단할 수 있도록 하드 디스크상에 한개의 화일로서 저장시켰으며 추적이 끝난뒤 이것을 플로팅하였다.

6-1. Position Mode 추적 성능

Position Mode에서 궤도예측 시간 간격을 1초 단

위로 하고 추적 코멘드 전송 간격을 1초로 추적 했을 때 [그림 7]과 같은 결과를 얻게 되었다.

추적 오차를 보기 쉽도록 플로팅 프로그램에 추밀 기능을 삽입하여 원하는 부분만을 발췌 확대하여 [그림 8], [그림 9], [그림 10]과 같은 플로팅을 얻을 수 있다. 그림에서 점선은 1초 간격으로 예측된 위성의 방향을 나타내고, 실선은 안테나가 실질적으로 이동한 흔적을 나타내는데 전사각이 칼수축 속도 변화폭이 큰것을 의미하며 이러한 영역에서는 안테나가 ACU에 전송된 코멘드 위치에 정확히 이동하기 전에 다음 코멘드가 전송되고 있는 것을 알 수 있다.

이것은 앞에서 언급한 오실레이션 현상으로 인하여 각도 변화폭이 클수록 안테나 응답 시간이 길어지게 됨으로서 추적 정밀도를 저하시키는 근본 요인이 됨을 알 수 있다. 코멘드 전송 간격이 1초인 Position Mode의 추적은 고양각 부분에서 방위각은 최대 2.2도 정도, 양각은 최대 0.4도 정도의 오차를 가져오게 된다.

이러한 추적 오차는 1초당 각도 변화폭이 큰 구간에서 발생되므로 궤도예측 및 코멘드 전송 간격을 최대한 단축시켜, 각도 변화폭 자체를 줄여주면 추적 오차는 물론 기계적 충격 및 진동에 의한 메카니즘 상의 수명 단축 요인도 상당히 감소되리라 판단 된다.

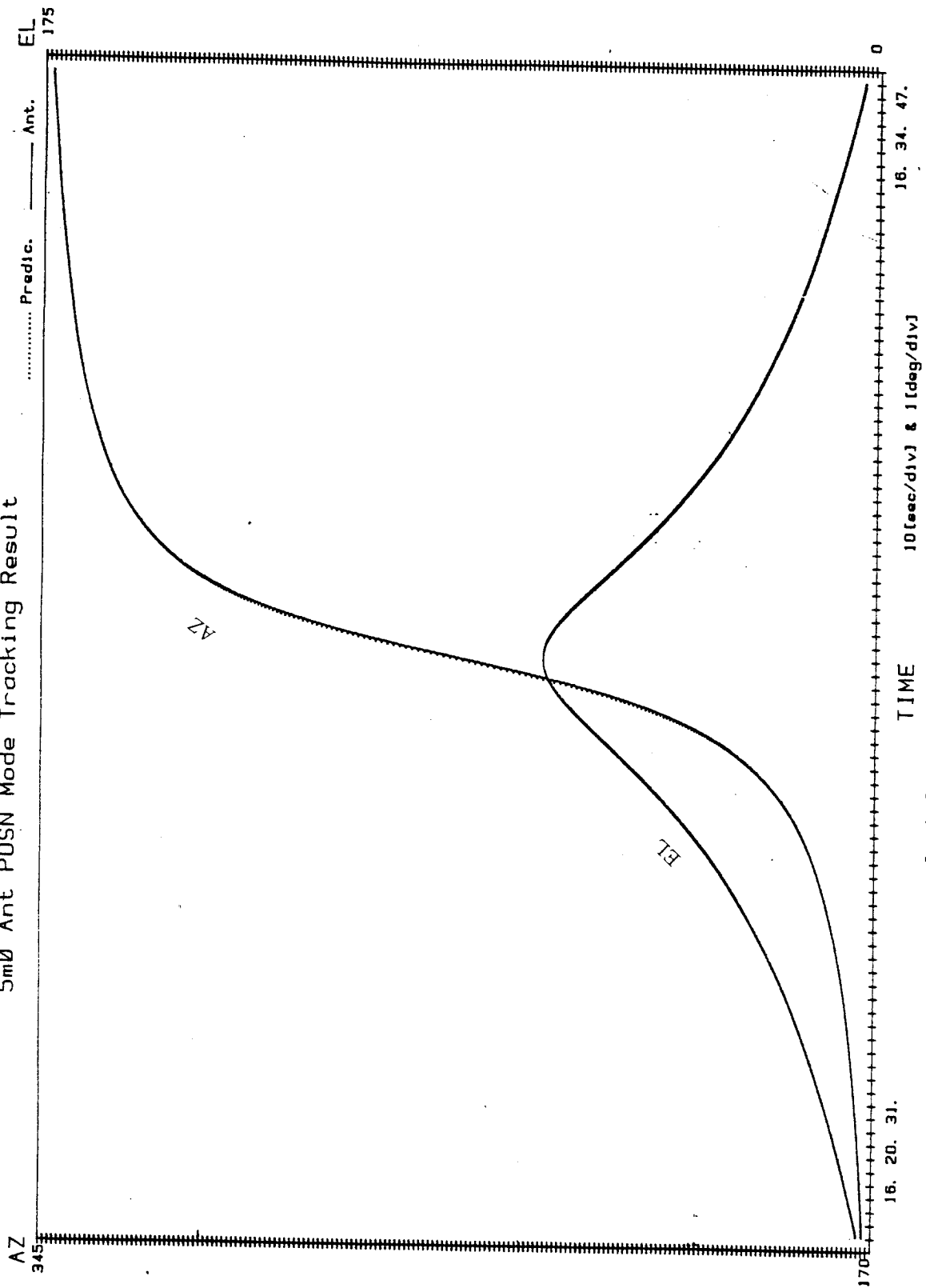
6-2. Slew Mode추적 성능

궤도예측 시간이 1초일 경우 각도 변화폭 자체가 안테나를 움직일 각속도를 의미하게 되며 이 속도 파라미터에 의한 추적이 Slew Mode 추적이다.

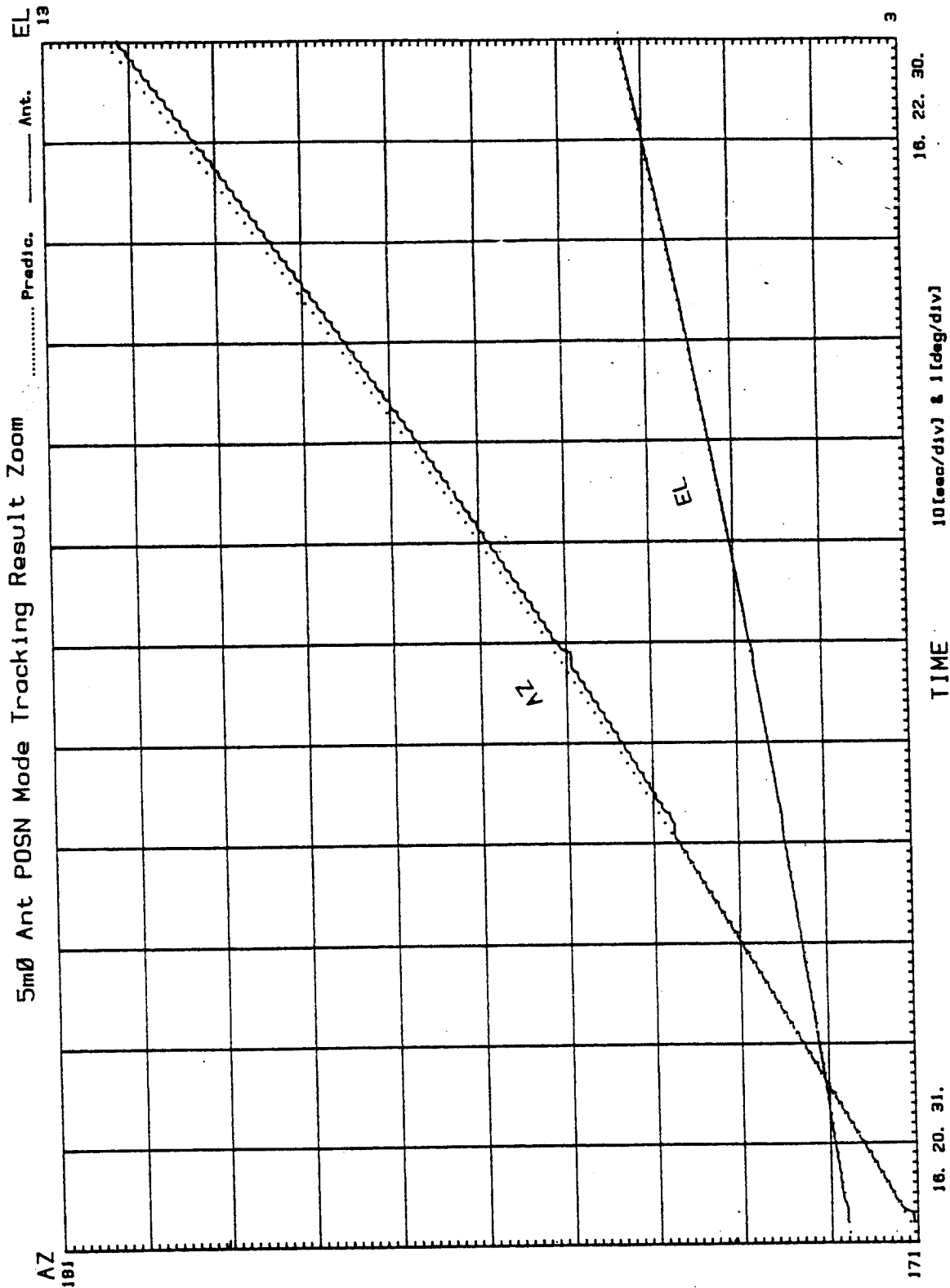
이 속도 파라미터를 ACU의 코멘드 포맷으로 변환하여 Slew Mode로 추적한후 [그림 11]과 같은 결과를 얻었다.

여기서는 방위각 축에서 안테나의 각도 변화폭에 관계없이 추적 시간이 길어짐에 따라 추적 오차가 증가되고 있으며 양각축은 거의 안정되어 있을 것을 관찰할 수 있다. 이 그림을 부분별로 확대해 보면 [그림 12], [그림 13], [그림 14]을 구할 수 있고 방위각 축에서는 최대 0.6도 정도, 양각축에서는 최

5mØ Ant POSN Mode Tracking Result

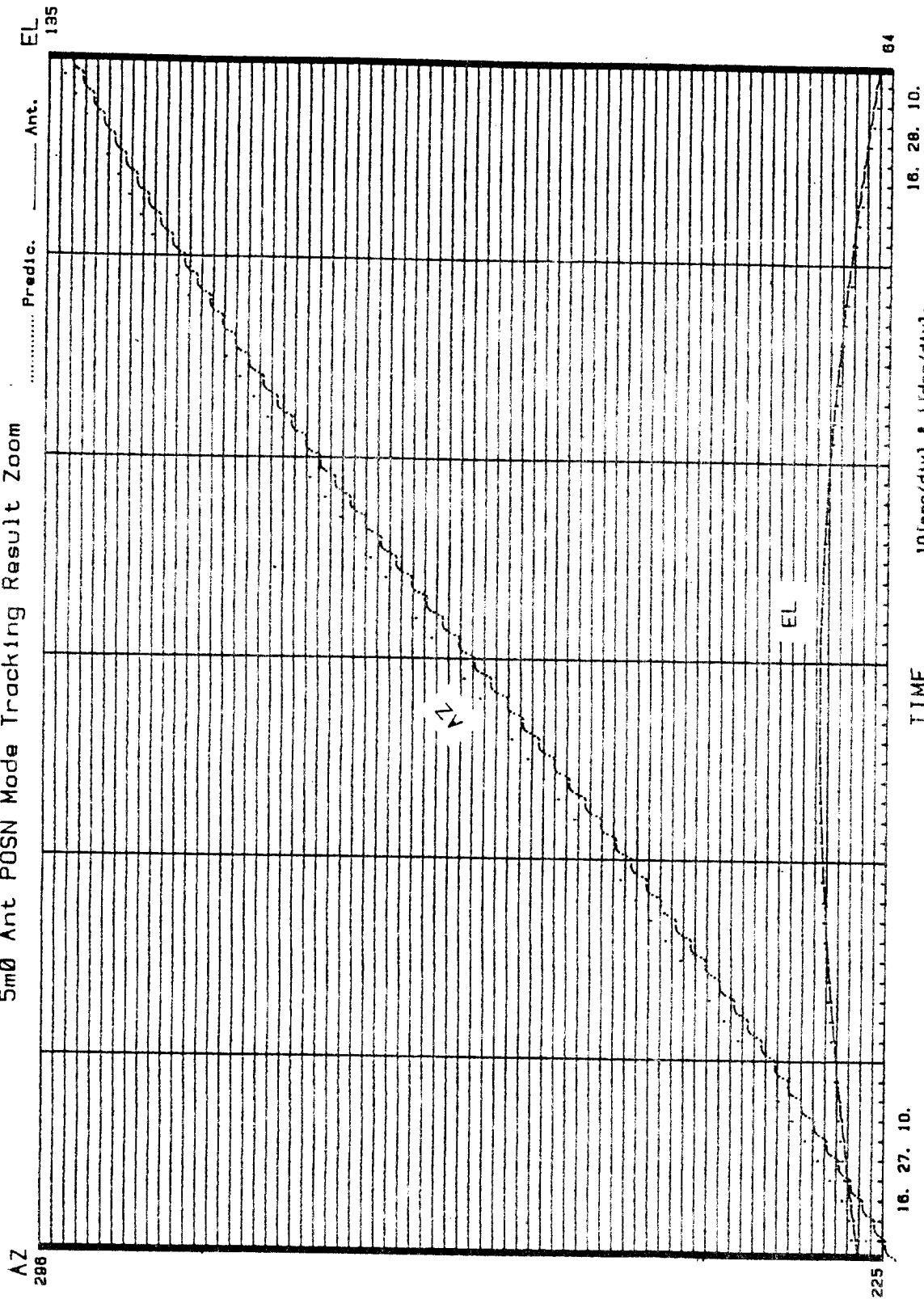


[그림 7] Position Mode 추적 결과 (전체)



[그림 8] Position Mode 추적 결과 (확대 1)

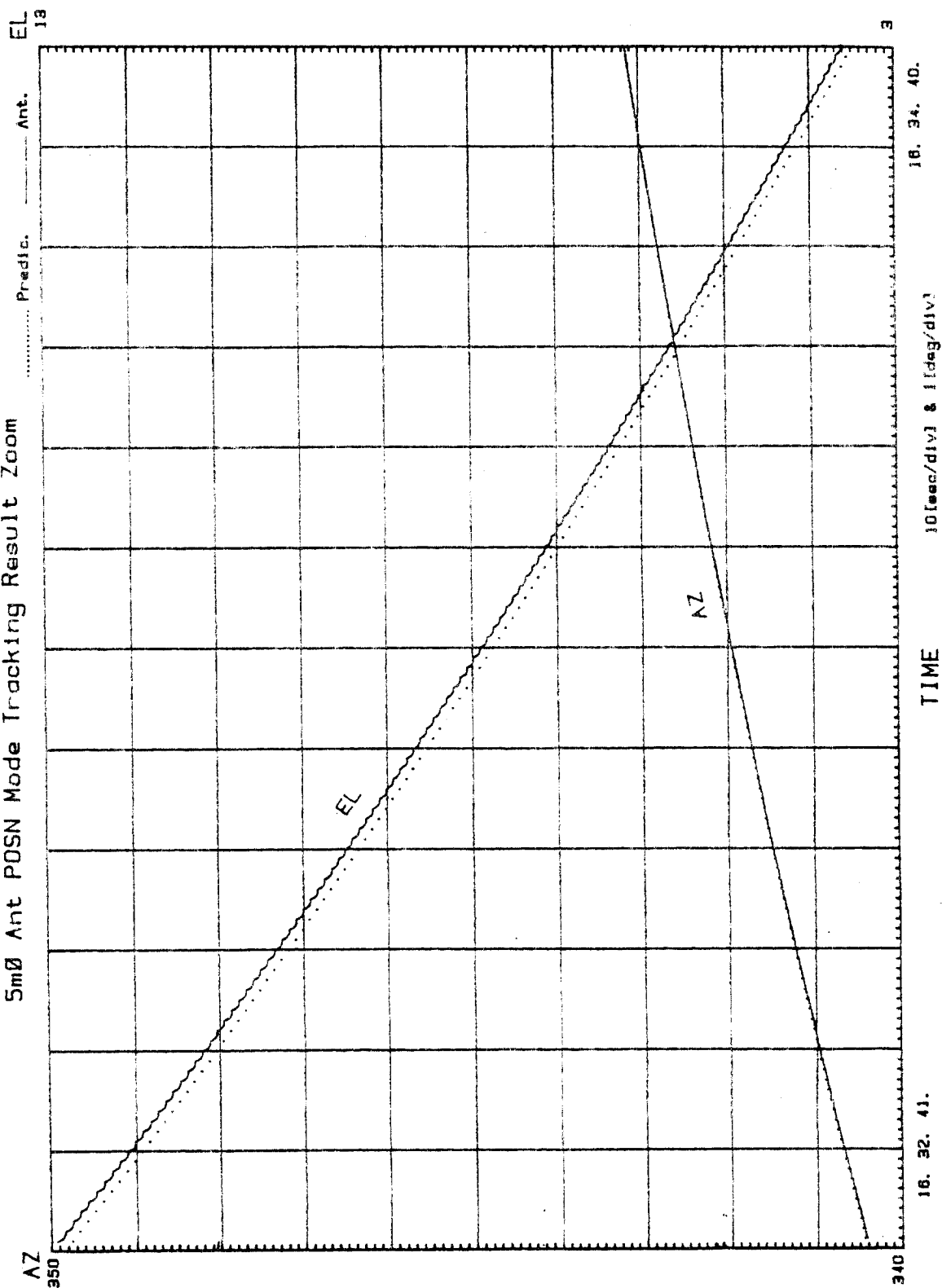
5m0 Ant POSN Mode Tracking Result Zoom



TIME 10 (sec/div) & 1 (deg/div)

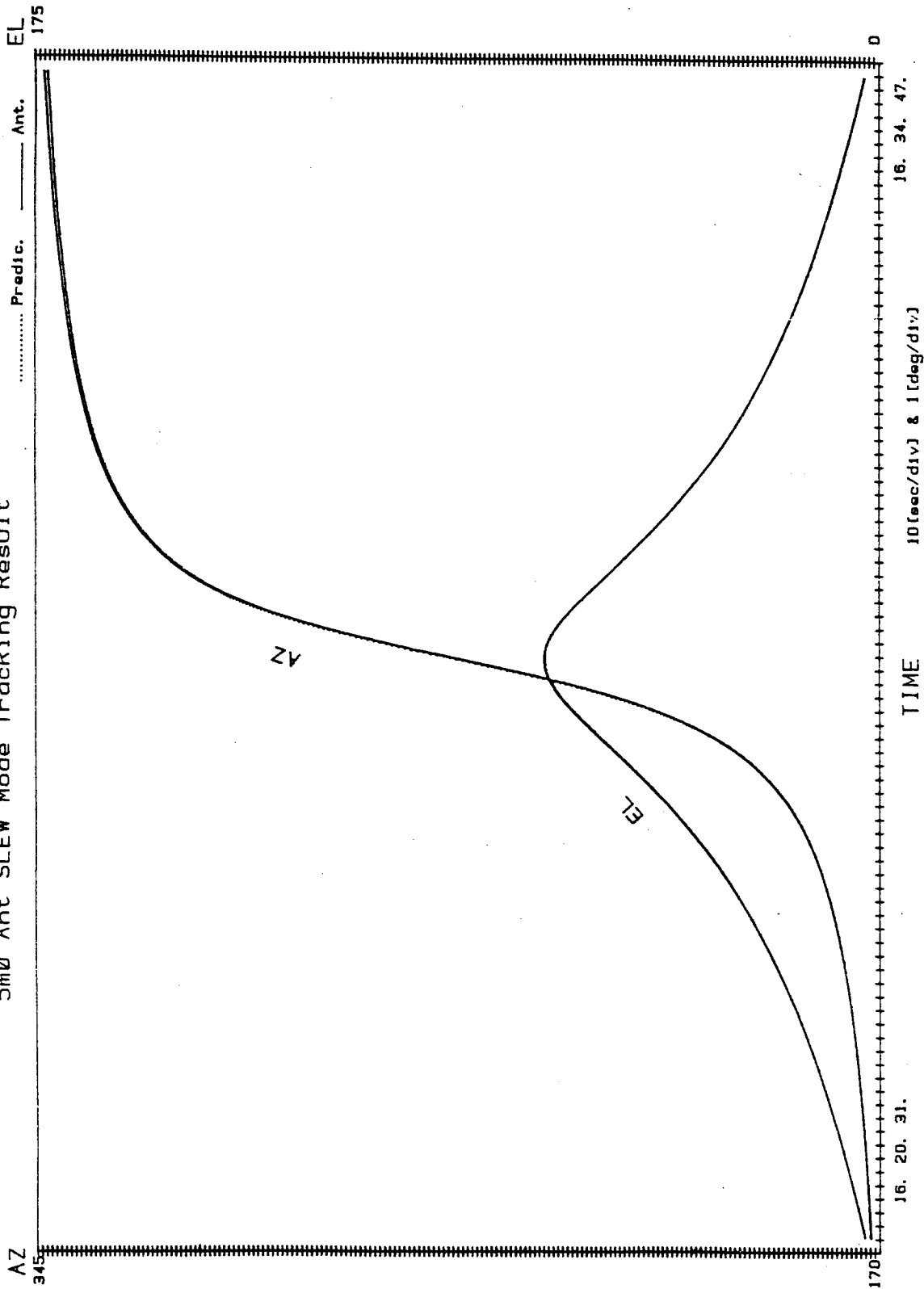
[그림 9] Position Mode 추적 결과 (확대 2)

5mØ Ant POSN Mode Tracking Result Zoom

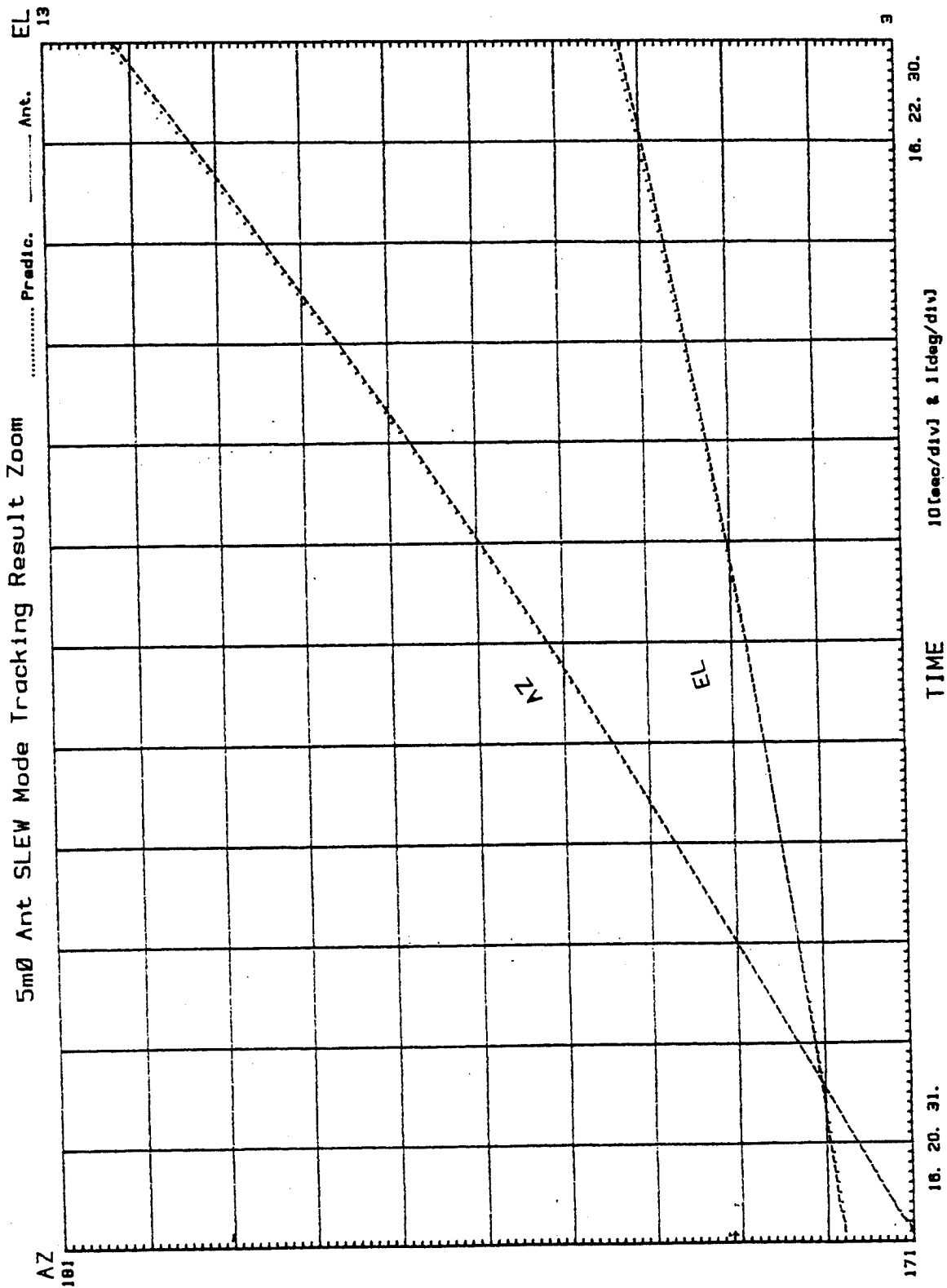


[그림 10] Position Mode 추적 결과 (확대 3)

5mØ Ant SLEW Mode Tracking Result

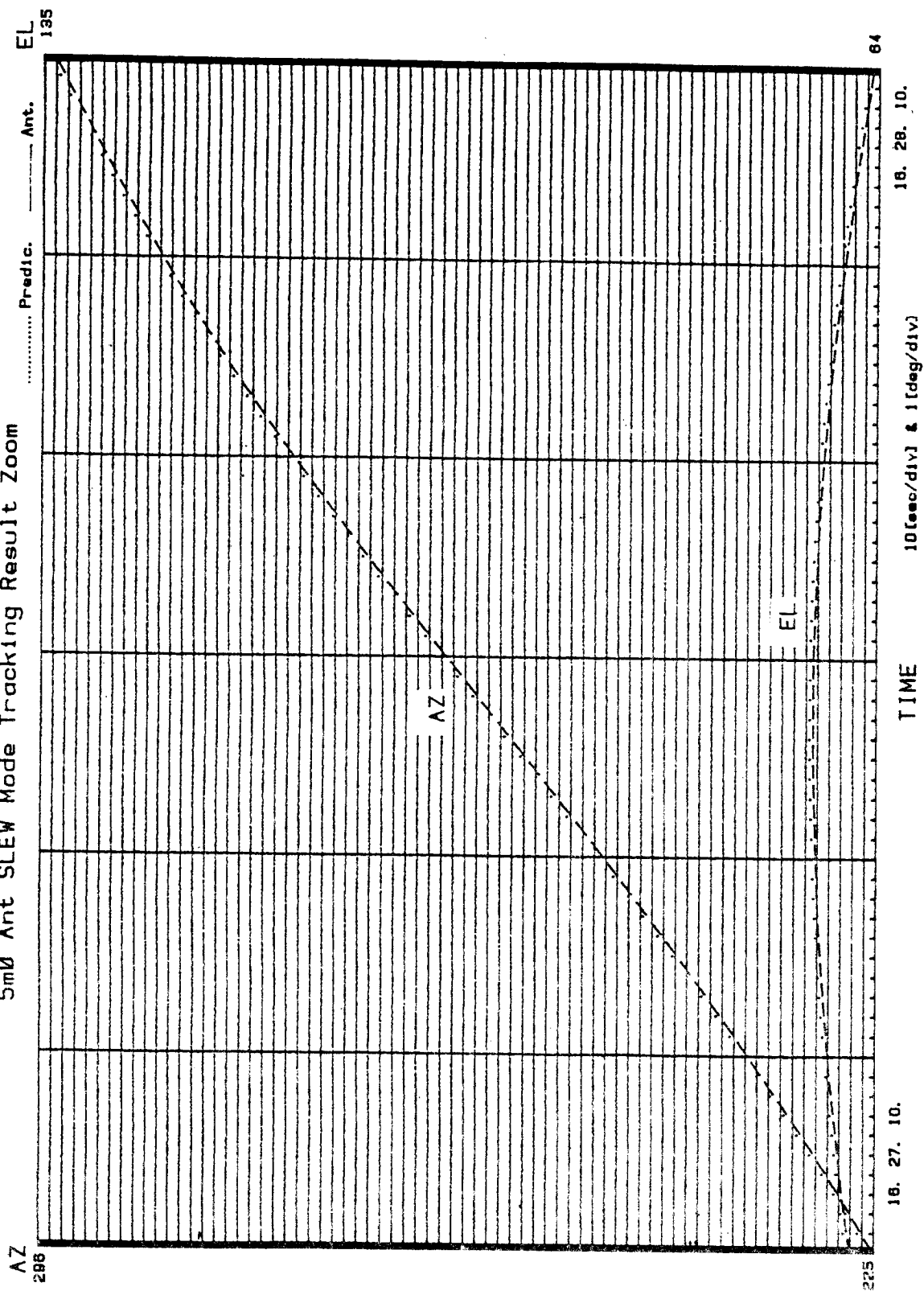


[그림 11] Slew Mode 추적 결과 (전체)

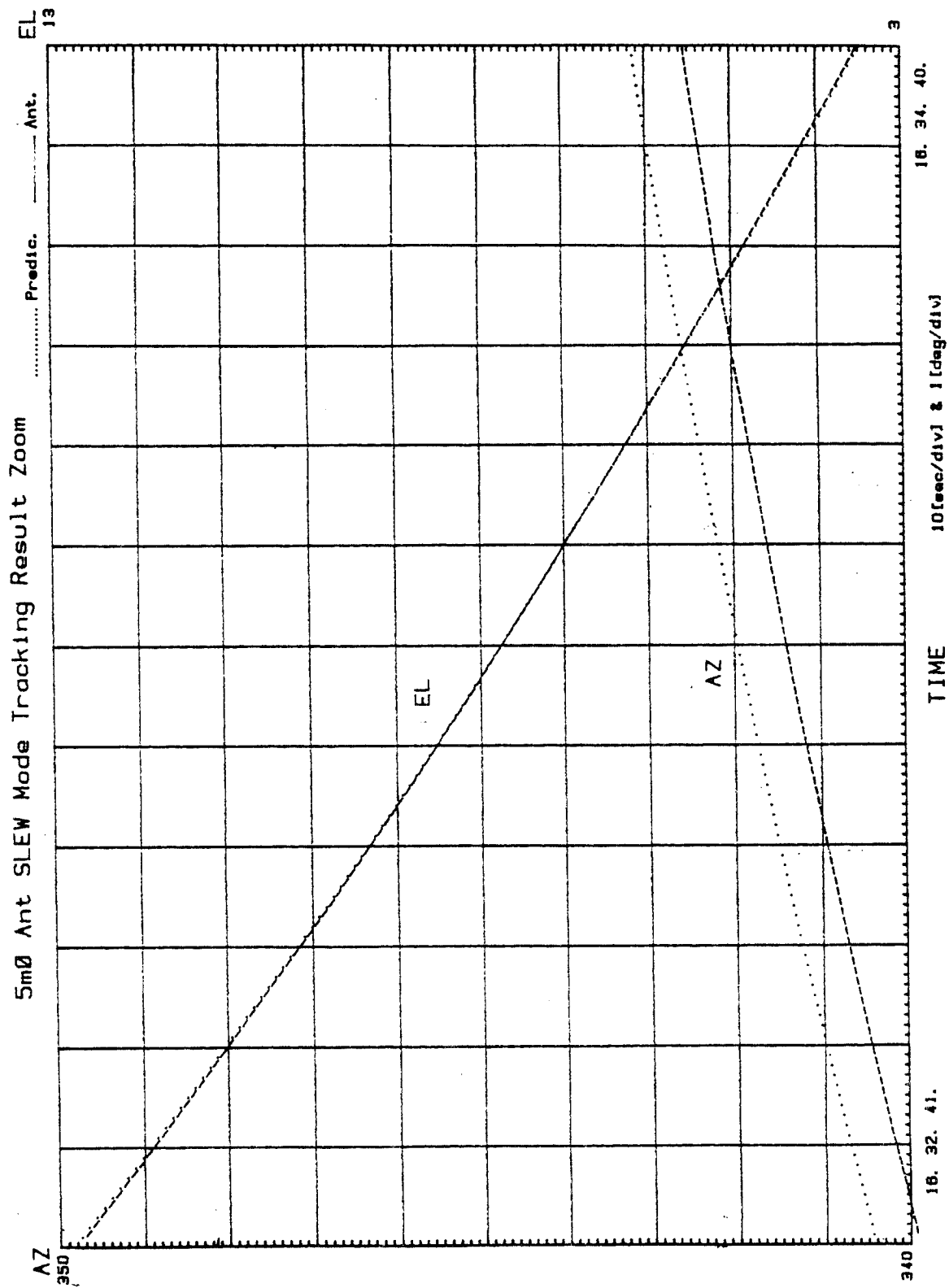


[그림 12] Slew Mode 추적 결과 (확대 1)

5mØ Ant SLEW Mode Tracking Result Zoom



[그림 13] Slew Mode 추적 결과 (확대 2)



대 0.04도 이하의 추적 오차를 발생하고 있음을 알 수 있다.

결론적으로 현재의 전파연구소 추적 시스템에서는 Position Mode 보다는 Slew Mode에 의해서 더 정확한 추적을 실현할 수 있으며 Position Mode의 경우 방위각측에서 양각측보다 훨씬 큰 추적 오차를 나타내고 있는데 이것은 양측의 서보앰프를 서로 교체하여 시험한 결과 방위각측의 서보앰프의 이득이 너무 작게 조정 되었음을 쉽게 판단할 수 있었다.

7. 결 론

궤도 위성을 추적하고자 할때 안정된 시스템 제어를 위해서는 추적 단계별 운용 모드의 선정이 필요하며 궤도예측 프로그램에서 자체 오차 또는 TBUS 자료의 예보 기간이 경과됨에 따라 발생하는 약간의 오차가 있더라도 이상적인 자동추적 시스템에서는 이것을 포용할 수 있으나 자동추적 계통상에 장애가 발생된 경우는 컴퓨터에 의한 지속적인 프로그램 추적만이 가능하다.

동일 위성경로에 대하여 동일 조건으로 추적할 때, 지금까지 운용해온 위치파라미터에 의한 Position Mode 추적이 최대 2.2도의 추적 오차를 발생하는 반면, 본 연구에서 검토된 속도 파라미터에 의한 Slew Mode 추적은 0.6도 정도를 발생하고 있어 Slew Mode에 의한 추적이 더 정밀한 추적을 실현할 수 있을뿐 아니라 안테나 오실레이션 현상을 의해 발생되는 충격이나 진동으로 인한 메카니즘 상의 수명단축 요인을 예방할 수 있다.

기존 추적 프로그램에서 궤도예측과 추적실행 루틴을 분리 모듈화하고, 추적실행 부프로그램만을 실시간 처리함으로써 컴퓨터 이용 효율을 제고 시켰으며, 장치 유사 계열의 다수 위성에 대한 장기예측 프로그램에서 타임 스케줄링 기법등의 채택시 추적 시스템의 이용 효율은 더욱 현저해 질것으로 사료되며 운용자의 개입도 최소화 시킬 수 있다.

추적 시스템의 유지보수상 정기적인 시스템 진단이 요구되는데 본 연구에서 사용된 시뮬레이션 프로그램을 사용하게 되면 운용자가 직접 유지보수용 정밀계측기나 자동제어 이론상의 복잡한 수식을 사용

하지 않아도 짧은 시간내에 용이하게 추적 시스템의 성능을 측정할 수 있어 추적 시스템의 경제적인 운용 및 유지보수에도 보탬이 될 것으로 기대 된다.

참고문헌

- Technical Manual Model 3842 Autotrack Controller
(1985, Scientific Atlanta, Inc.)
- Technical Manual Model 3204 Tracking Pedestal
(1985, Scientific Atlanta, Inc.)
- Technical Manual Model 3636C Servo Amplifier
(1985, Scientific Atlanta, Inc.)
- Reference Manual FORTRAN 77
(1985, Hewlett-Packard Company)
- Interfacing and Programming Manual HP 7470A Graphic Plotter
(1984, Hewlett-Packard Company)
- 위성 추적 및 시스템 기술개발에 관한 연구 (I)
(1986, 과학기술처)
- 위성자동추적 장치에 관한 연구
(1987, 전파연구소 연구보고서 제43호)
- Computer에 의한 Antenna Controller의 동작
(1987, 전파연구소 연구보고서 제43호)
- 위성 추적을 위한 HP-1000 컴퓨터의 운용에 관련된 제반연구
(1987, 전파연구소 연구보고서 제43호)
- 구조적 프로그래밍 워크샷
(1987, 정보문화 센터)