

工學博士 學位論文

선박용 위성안테나 시스템의 설계 및  
안정화 · 추적 알고리즘

Design, Stabilization and Tracking Algorithms  
of Ship Board Satellite Antenna Systems

指導教授 黃 勝 郁

2002年 2月

韓國海洋大學校 大學院

制御計測工學科

高 韻 鏞

# Design, Stabilization and Tracking Algorithms of Ship Board Satellite Antenna Systems

*Woon-Yong Koh*

*Department of Control and Instrument Engineering  
Graduate School, Korea Maritime University*

## Abstract

This thesis presents the development of stabilization and tracking algorithms for shipboard satellite antenna systems.

With increasing the demand for the distribution of information, the use of satellite communication having merits in breadth, efficiency and speedy of construction network, and the facility of a movement has been increasing. As the result, extensive research has been carried out on mobile terminals used in satellite communication stations .

In order to use satellite broadcasting and communication service on a navigating ship, the antenna should always point to the satellite. There are two types of stabilization control which maintains the point-angle of a satellite in spite of the changing position and movement of the ship. One is passive control which maintains a horizontality by the inertia of fly-wheel. The other is active control which compensates the movement of the ship directly by driving the actuator attached on the shaft of the antenna. Recently active control is mostly used due to the development of electronic

devices and control schemes. This research is satellite tracking antenna system *using* active stabilizing method.

*In* this thesis, both a hardware system including the pedestal, pedestal control *unit* and antenna control *unit* and software for stabilization control are developed. *In* order to design a controller which stabilizes each control axis, a model is derived and its parameters are estimated *using* a genetic algorithm, and the state feedback controller is designed based on the linearized model.

Then a tracking algorithm is derived to overcome some drawbacks of the step tracking. The proposed algorithm searches for the best position *using* gradient-based formulae and signal intensities measured according to a search pattern. The effectiveness of both the stabilization and tracking algorithms is demonstrated through experiment *using* real-world data.

# 목 차

<b>Abstract</b> .....	<b>i</b>
<b>그림 목차</b> .....	<b>vi</b>
<b>제 1 장 서론</b> .....	<b>1</b>
1.1 연구의 배경 .....	1
1.2 연구의 목적 및 방법 .....	2
1.3 논문의 구성 및 내용 .....	3
<b>제 2 장 선박용 위성안테나 시스템의 설계</b> .....	<b>5</b>
2.1 서언 .....	5
2.2 선박용 위성안테나 .....	7
2.2.1 좌표계 .....	7
2.2.2 선박의 운동 .....	8
2.2.3 선박용 위성안테나의 안정화 방식 .....	9
2.3 전체 시스템의 구성 .....	14
2.3.1 SAP(Stabilized antenna pedestal)의 구조 .....	15
2.3.2 PCU(Pedestal control unit)의 구성 .....	22
2.3.3 ACU(Antenna control unit)의 구성 .....	24
2.4 자세 검출용 센서 및 신호처리 .....	27
2.4.1 각속도 센서(Rate sensor) .....	27
2.4.2 경사각 센서(Tilt sensor) .....	30
2.4.3 저역 통과 필터 설계 .....	32
2.4.4 A/D 변환부 설계 .....	32
2.5 소프트웨어 구조 .....	33
2.5.1 PCU의 소프트웨어 구조 .....	33
2.5.2 ACU의 소프트웨어 구조 .....	35
2.6 결론 .....	37

<b>제 3 장 안테나 시스템의 모델링 및 안정화</b> .....	<b>38</b>
3.1 서언 .....	38
3.2 최적화 도구로서의 유전 알고리즘 .....	38
3.2.1 염색체 표현 .....	40
3.2.2 초기집단의 생성 .....	40
3.2.3 RCGA의 유전 연산자 .....	41
3.2.4 엘리트 전략( <i>Elitist strategy</i> ) .....	45
3.3 시스템 모델링 .....	47
3.3.1 RCGA를 이용한 파라미터 추정 .....	49
3.3.2 추정 모델의 검증 실험 .....	52
3.4 안정화 제어기 설계 .....	54
3.4.1 상태 궤환 제어기 .....	54
3.4.2 실험 및 검토 .....	56
3.5 결론 .....	66
<b>제 4 장 추적 알고리즘 개발</b> .....	<b>67</b>
4.1 서언 .....	67
4.2 위성 신호의 세기 분포 .....	68
4.3 서칭(Searching) .....	69
4.4 추적(Tracking) .....	71
4.4.1 기존의 추적 알고리즘 .....	71
4.4.2 제안된 추적 알고리즘 .....	73
4.4.3 실험 및 검토 .....	76
4.5 결론 .....	82
<b>제 5 장 종합 실험 및 검토</b> .....	<b>83</b>
5.1 서언 .....	83
5.2 종합 실험 .....	85
5.3 결론 .....	91

제 6 장 결 론 .....	92
참고문헌 .....	94
부록 .....	100

## 그림 목 차

그림 2.1 선박용 위성안테나 시스템의 블록도 .....	6
그림 2.2 위성의 방위각과 고도 .....	7
그림 2.3 선박의 6자유도운동 .....	8
그림 2.4 2축 마운트 .....	9
그림 2.5 3축 마운트 .....	10
그림 2.6 4축 마운트 .....	11
그림 2.7 플라이 휠 축 구조 .....	13
그림 2.8 선박용 위성안테나 시스템의 구성 .....	14
그림 2.9 SAP의 축 구조 .....	15
그림 2.10 안테나 시스템의 측면 구조 .....	17
그림 2.11 안테나 시스템의 구조 .....	18
그림 2.12 운동에 대한 레벨 플랫폼의 위치 .....	20
그림 2.13 아지무스 축 제어 각 .....	21
그림 2.14 PCU의 블록도 .....	23
그림 2.15 ACU의 블록도 .....	25
그림 2.16 ACU의 자이로 인터페이스 .....	26
그림 2.17 각속도 센서의 원리 .....	27
그림 2.18 각속도 신호의 검출 .....	28
그림 2.19 각속도 센서의 회전 .....	29
그림 2.20 경사각 센서 .....	30
그림 2.21 경사각 센서 구동회로 .....	31
그림 2.22 PCU 상태 천이도 .....	34
그림 2.23 ACU 상태 천이도 .....	36
그림 3.1 유전 알고리즘의 동작원리 .....	39
그림 3.2 엘리트 전략을 채용하는 실수코딩 유전알고리즘 .....	46
그림 3.3 모델의 파라미터 추정 계통도 .....	49
그림 3.4 시스템 입출력 신호 .....	51
그림 3.5 파라미터 추정 .....	51

그림 3.6 시스템 입력 신호 .....	52
그림 3.7 시스템 출력 신호 .....	53
그림 3.8 시스템 식별 오차 .....	53
그림 3.9 시스템 응답 .....	56
그림 3.10 롤 각도 권고치 .....	58
그림 3.11 롤 각속도 권고치 .....	58
그림 3.12 피치 각도 권고치 .....	59
그림 3.13 피치 각속도 권고치 .....	59
그림 3.14 각도 측정치 .....	60
그림 3.15 각속도 측정치 .....	61
그림 3.16 에러 측정치 .....	61
그림 3.17 각도 측정치 .....	62
그림 3.18 각속도 측정치 .....	63
그림 3.19 에러 측정치 .....	63
그림 3.20 각도 측정치 .....	64
그림 3.21 각속도 측정치 .....	65
그림 3.22 에러 측정치 .....	65
그림 4.1 신호의 세기 .....	68
그림 4.2 신호의 등고선 .....	70
그림 4.3 피라미달 스캐닝 .....	70
그림 4.4 스텝 추적 알고리즘 .....	72
그림 4.5 스텝 추적 패턴 .....	72
그림 4.6 신호계측 전략 .....	74
그림 4.7 제안된 추적 알고리즘 .....	75
그림 4.8 제안된 추적 패턴 .....	75
그림 4.9 스텝 추적 .....	77
그림 4.10 제안된 방법의 추적 .....	77
그림 4.11 스텝 추적 .....	78
그림 4.12 제안된 방법의 추적 .....	78
그림 4.13 스텝 추적 .....	80



그림 4.14 제안된 방법의 추적 .....	80
그림 4.15 스텝 추적 .....	81
그림 4.16 제안된 방법의 추적 .....	81
그림 5.1 외부 실험환경 .....	84
그림 5.2 내부 실험환경 .....	84
그림 5.3 각도 측정치 .....	85
그림 5.4 신호세기 .....	86
그림 5.5 각도 측정치 .....	87
그림 5.6 각속도 측정치 .....	87
그림 5.7 에러 측정치 .....	88
그림 5.8 신호세기 .....	88
그림 5.9 각도 측정치 .....	89
그림 5.10 각속도 측정치 .....	90
그림 5.11 에러 측정치 .....	90
그림 5.12 신호세기 .....	91

# 제 1 장 서 론

## 1.1 연구의 배경

오늘날 정보를 송·수신하는 수단으로서 망 구성의 광역성, 회선구성 of 신속성 및 효율성, 그리고 이동의 용이성에서 장점이 있는 위성통신의 사용이 폭발적으로 증가하고 있으며, 이미 위성 통신 관련 국가들은 위성통신의 질과 서비스를 향상하기 위하여 많은 노력을 기울이고 있다. 그 결과, 위성통신 이동 지구국에 이용되고 이득 소형 단말기와 위성 추적 안테나 시스템에 대한 연구도 활발히 이루어져 왔다.

선박에서 이용되는 위성통신 서비스는 주로 국제해사위성(International maritime satellite : INMARSAT)과 직접방송위성(Direct broadcasting satellite : DBS)을 통해 이루어지고 있다. 전 세계 광역통신망을 구축하고 있는 국제해사 위성은 선박 상호간 또는 선박과 육상간의 해상통신 및 조난구조 통신망으로 이용되고 있으며, 선박의 효율적인 운항관리, 좌표식별, 원격감시 등으로 그 응용 범위가 확대되고 있다. 또한, 지역적으로 위성 방송이 보급됨에 따라 해기사의 복지 향상 차원에서 직접방송위성 수신기의 선박 내 장착이 확대되고 있다 [1-10].

이와 같은 위성서비스를 향해 중인 선박에서 이용하기 위해서는 선박의 운동에 대하여 안테나가 항상 위성을 지향하는 기능이 포함되어야 한다. 즉, 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw)과 같은 선박의 운동에 대해 안테나가 항상 수평을 유지하도록 해주는 안정화(Stabilization) 기능과 선박이 이동하더라도 항상 위성을 지향하게 하는 추적(Tracking) 기능을 가지는 안테나 시스템이 필요하다. 선박운동에 대한 안정화 방법으로 이전에는 기계적인 구조의 플라이 휠

(Fly-wheel)식 관성을 이용하여 수평을 유지하는 수동적 안정화 방식을 사용하였으나, 최근에는 마이크로 프로세서 발달과 제어기술의 향상으로 선박의 운동을 계측하여 직접적으로 운동 성분을 보상하는 능동적 안정화 방식이 증가하고 있다.

## 1.2 연구의 목적 및 방법

따라서 본 논문은 선박용 파라볼라 위성안테나 추적 시스템을 국산화하기 위한 연구의 일환으로서[11-15], 먼저 안정화 페디스탈(Pedestal)의 구조를 제작하고, 또한 안테나 페디스탈을 항상 수평으로 유지하는 안정화 제어를 설계하였다. 안정화 페디스탈은 3축 구조로서 선박의 롤링, 피칭, 요잉 축 운동을 축 단위로 분해하여 검출하고 보상할 수 있도록 설계 제작하였으며, 또한 각 축별 운동을 제어하기 위한 제어대상 시스템의 모델은 유전알고리즘을 이용하여 추정하고, 추정된 모델을 기반으로 상태 궤환 제어를 설계하여 구동하였다.

위성안테나 시스템이 동작을 시작하면, 각종 하드웨어 소자와 소프트웨어 변수들을 초기화하고 표적위성을 지향하면서, 선박의 롤링과 피칭 운동에 따라 나타나는 안테나의 기울기와 그 변화를 계측하고 실시간으로 제어하여 선박의 운동에 대하여 페디스탈의 수평을 유지하게 된다. 일단 페디스탈이 수평으로 유지되면 연속적으로 안테나를 이동시켜서 최대 수신 레벨이 되는 지점을 찾는 추적(Tracking)과정이 필요하다. 현재 사용되고 있는 방식으로는 코니칼(Conical), 멀티 혼(Multi-horn), 스텝(Step) 추적 방식[16-19] 등이 있다. 이 중 스텝 추적 방식은 일정시간 간격으로 안테나를 미소 각도로 상하좌우로 이동시키면서 신호세기를 측정하여 최대 레벨을 찾는 방식으로서, 구현이 간단하고 부가적인 기계구조가 요구되지 않아 소형 안테나의 대부분에 채택되고 있다[16-17].

그러나 기존의 스텝 추적 방식은 방위각과 양각에 대해 서로 독립적으로 방향을 결정함으로써 수신점을 놓치는 경우가 발생하며, 한 스텝씩만 움직이게 되므로 최대점을 찾는 데 많은 시간이 소요된다. 따라서 본 연구에서는 기존의 스텝 추적 방식의 단점을 개선할 수 있는 알고리즘을 제안한다. 제안하는 알고리즘은 구배(Gradient)에 기초한 것으로서 적절한 탐색 패턴을 통해 방위각과 양각을 변경하면서 계측된 위성 세기 신호를 이용하여 최적의 지향각을 탐색하게 된다. 제안한 방법의 우수성을 검증하기 위하여 모의 시뮬레이터와 실측된 위성 신호를 이용하여 실험을 실시하였다.

안정화 실험은 선박운동 시뮬레이터를 통하여 이루어졌으며, INMARSAT의 권고치를 만족하는 성능을 나타내었다. 추적 실험도 전체 시스템을 구성하여 실험을 실시한 결과 기존의 추적 방식보다 향상된 성능을 확인할 수 있었다.

### 1.3 논문의 구성 및 내용

본 논문은 모두 6장으로 구성되며, 각 장에서 수행한 구체적인 연구내용은 다음과 같다.

2장에서는 목적 시스템인 위성안테나 시스템의 구조에 대하여 설명한다. 위성안테나에 사용하는 좌표계와 선박의 6자유도 운동, 위성안테나의 안정화 방식에 대하여 알아보고, 목적 시스템의 구성에 대하여 서술한다. 또한, 목적 시스템의 중요한 구성요소인 안테나의 기계적인 마운트 방식과 안테나에 부착된 센서의 종류와 특징, 안테나를 제어하기 위한 하드웨어와 소프트웨어의 구성에 대하여 설명한다.

3장에서는 선박의 운동에 대해 안테나가 항상 수평을 유지하도록 해주는 안정화(Stabilization)기능을 구현하기 위한 방법에 대하여 설명한다. 먼저, 안테나 시스템의 모델링을 위한 이론적 배경인 실수코딩 유전 알고리즘(RCGA)에 대하여 언급하고, 시스템의 입출력 데이터를 바탕으로 RCGA를 이용한 시스템의 모델링 및 안정화 제어기 설계에 대하여 논한다. 실험 및 결과로 안정화 성능을 검증한다.

4장에서는 선박이 이동하더라도 항상 위성을 지향하게 하는 추적기능을 구현하기 위한 방법에 대하여 설명한다. 파라볼라 안테나 신호의 세기 분포를 알아보고, 서칭(Searching)과 추적의 동작에 대하여 설명한다. 실험을 통해 추적 성능을 검증한다.

5장에서는 3장과 4장에서 개별적으로 구현된 기능들을 종합적으로 실험하고 결과를 검토한다.

마지막으로 6장에서는 최종적인 결론을 정리한다.

## 제 2 장 선박용 위성안테나 시스템의 설계

### 2.1 서언

선박용 위성안테나 시스템을 설계하기 위해서는 위성안테나가 목표위성을 지향하기 위한 좌표계와 선박운동 성분을 분석하여야 한다. 목표위성을 추적하기 위한 좌표설정은 선박의 운동에 따라 위성안테나가 목표위성을 항상 지향하도록 설정하여야 하기에 선박의 회전운동에 따라 위성안테나의 지향각을 설정하고, 또한 안테나의 마운트 구조와 안테나 페디스틀의 안정화를 제공하여야 하며, 선박운동, 즉, 롤링, 피칭, 요잉 운동성분은 위성안테나의 페디스틀에 각각의 운동 성분을 독립적으로 제어되도록 설계하여 위성안테나의 수평을 유지하여야 한다. 따라서 이러한 기능들을 동시에 수행하는 시스템의 구조는 3축 구조를 가지는 능동적 안정화 방식으로 안테나 페디스틀(Stabilized antenna pedestal : SAP), 페디스틀 제어부(Pedestal control unit : PCU), 안테나 제어부(Antenna control unit : ACU)로 구성된다.

여기서 SAP는 3축 구조를 가지는 안테나의 기계 구조 부분으로 파라볼라 안테나와 구동부가 포함되며, PCU는 안테나의 기계구조 부분인 SAP의 제어를 담당하고, 또한 센서를 이용하여 선박의 운동을 실시간으로 계측하고, 제어하여 안테나가 위성 지향각을 유지시키는 역할인 안정화 기능과 최대 수신 레벨이 되는 지점을 찾아가는 추적 기능을 담당하도록 구성하였다.

ACU는 사용자 인터페이스를 담당하는 부분으로 위성 정보를 입력받아 현재 위치에서 양각과 방위각, 그리고 선택된 채널의 수신 주파수를 계산하고, 자이로 컴퍼스 및 GPS와 인터페이스 되어 선박의 위치 및 heading 정보를 검출하여, 선택된 위성의 신호 세기를 안테나로부터 입력받아 PCU에 전달하는 기능을 갖도록

설계하였다. 그림 2.1은 선박용 위성안테나 시스템의 블록도를 나타낸 것이다.

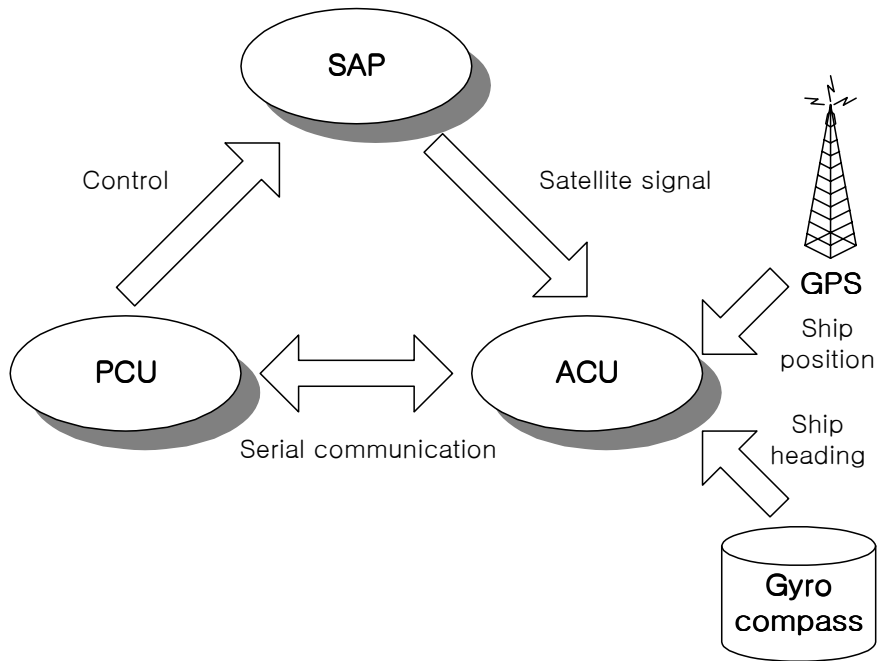


그림 2.1 선박용 위성안테나 시스템의 블록도

Fig. 2.1 Block diagram of shipboard satellite antenna system

## 2.2 선박용 위성안테나

### 2.2.1 좌표계

항해중인 선박에서 위성의 위치는 여러가지 좌표계(Coordinate)로 표시가 가능하나, 표적위성의 위치를 나타내기 위해서는 일반적으로 구면 좌표계(Spherical coordinates)가 주로 사용된다. 위성안테나의 지향각은 그림 2.2와 같이 구면 좌표계를 사용하여 방위각(Azimuth angle)  $\theta_A$ 와 양각(Elevation angle)  $\theta_E$ 의 두 각으로 표현할 수 있다.

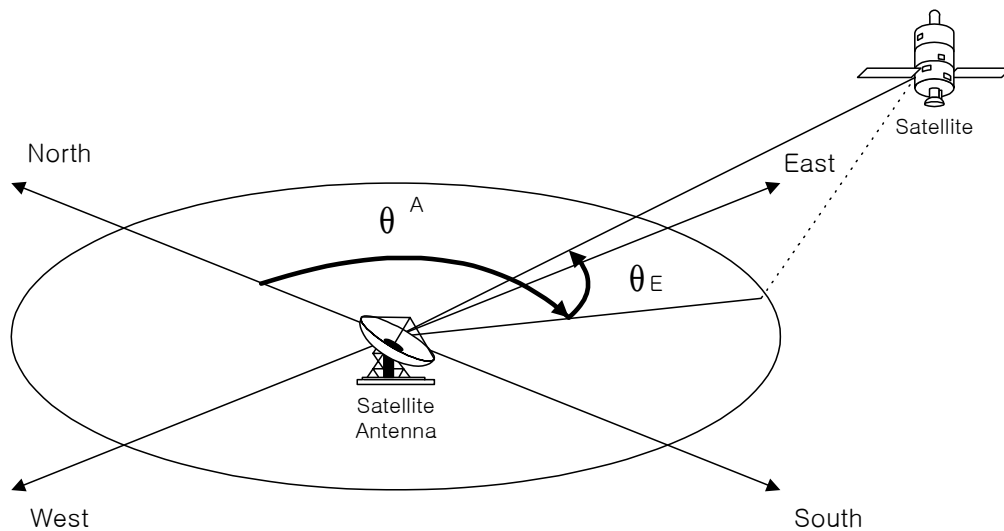


그림 2.2 위성의 방위각과 고도

Fig. 2.2 Azimuth and elevation angles of a satellite



## 2.2.2 선박의 운동

항해중인 선박은 파도 및 파랑 등의 영향에 의하여 그림 2.3과 같이 6자유도 운동을 하게 된다[20]. 6자유도 운동은 선박 중심의 직교 좌표축인 X, Y, Z를 기준으로 한 병진운동, 즉 서어지(Surge), 스웨이(Sway), 히이브(Heave)와 이들 축을 중심으로 한 회전운동, 즉 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw)로 구분된다.

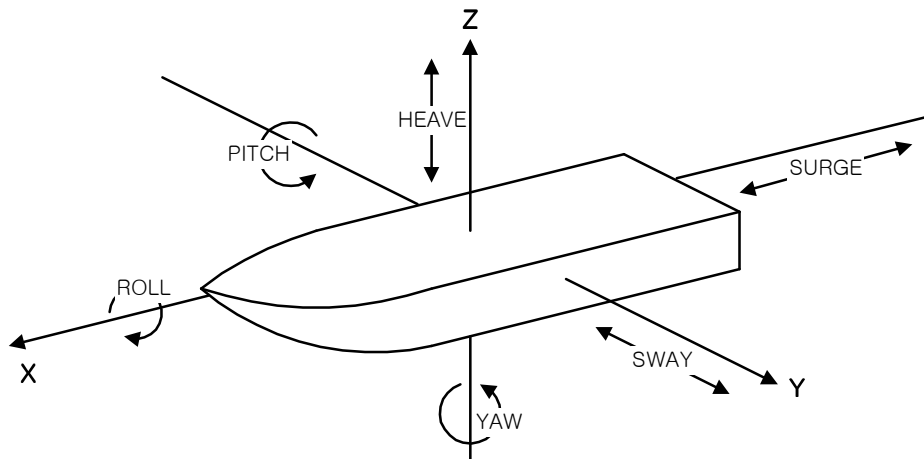


그림 2.3 선박의 6자유도 운동

Fig. 2.3 6-degree movements of a ship

이러한 병진운동과 회전운동은 안테나의 지향각에 영향을 주게 된다. 병진운동은 안테나와 위성까지의 거리에 비하면 상대적으로 짧은 관계로 무시할 수 있으나, 회전운동은 지향각에 절대적인 영향을 미치게 된다. 특히 회전운동 중에서 롤과 피치는 안테나의 수평오차를, 요는 방향오차를 발생시키는 요인이 된다.

따라서 항해중인 선박에서의 선박용 위성안테나는 선박의 6자유도 운동에 따

른 위성 지향각의 변화를 보상하는 기능이 포함되어야 한다. 선박운동에 대한 위성안테나의 위성 지향각은 선박의 6자유도 운동 성분 중 회전운동 성분(Roll, Pitch, Yaw)에 대하여 직접적으로 영향을 받으며, 이러한 회전 운동 성분에 의하여 발생하는 지향각 오차는 실시간으로 보상 되어야하는 값이다. 즉, 위성안테나의 실시간 수평 유지 기능을 안정화(Stabilization)라 한다.

### 2.2.3 선박용 위성안테나의 안정화 방식

선박에 사용되어지는 안정화 위성안테나의 구조는 마운트 방식에 따라 2축, 3축, 4축 마운트 방식으로 분류된다. 그림 2.4는 2축 마운트 방식인 A-E 마운트와 X-Y 마운트 방식이다.

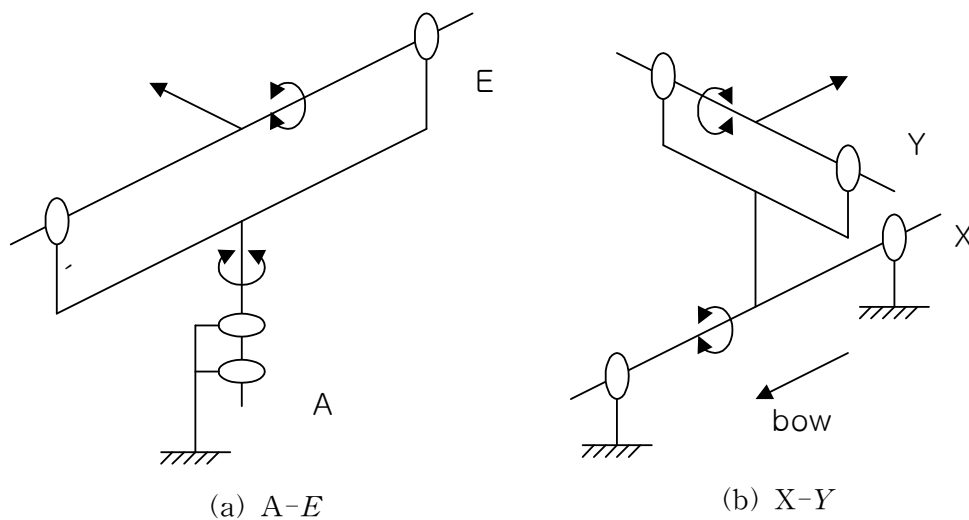


그림 2.4 2축 마운트

Fig. 2.4 2-axis mount

2축 마운트 방식은 안테나 시스템의 소형화, 경량화라는 관점에서 다른 마운트 방식보다 우수하다. 하지만, 보상해야 할 운동성분이 롤, 피치, 요, 3가지인데 비해서, 2-자유도 밖에 가지고 있지 않다. 이러한 2축 마운트 방식은 기준면에 대해 안테나가 위치한 면이 1축만 회전하는 경우에도 방위각과 양각이 동시에 변하기 때문에 좌표축 변환 과정이 필요하다. 즉, 선박의 회전 운동이 일어날 때마다, 좌표축 변환 과정을 통해 방위각과 양각을 수정해 주어야 한다. 구조는 가장 간단한 방식이지만 좌표변환 알고리즘이 필요하며 제어가 복잡해진다.

그림 2.5는 3축 마운트 방식인 A-E-E' 마운트와 X-Y-X' 마운트 방식이다.

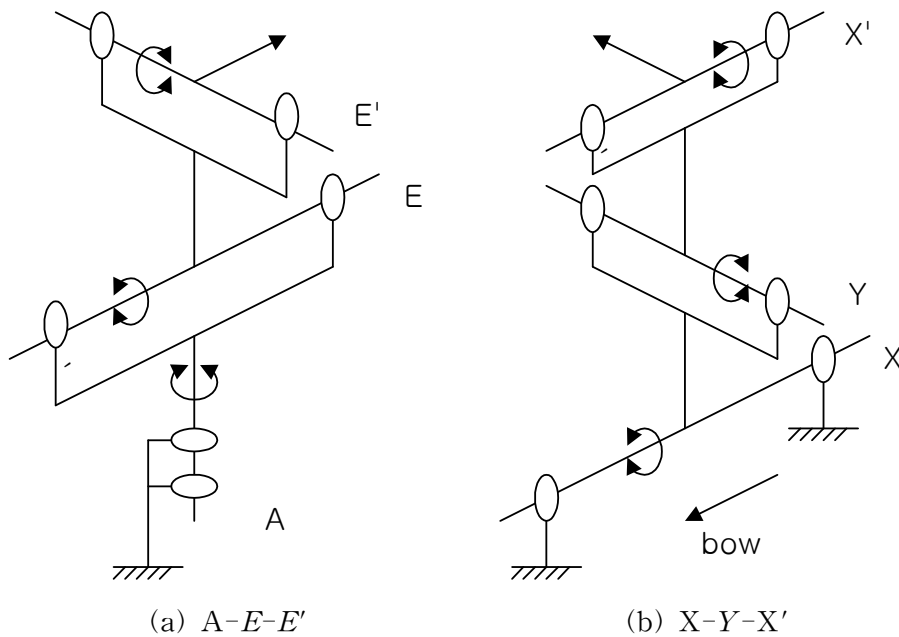


그림 2.5 3축 마운트

Fig. 2.5 3-axis mount

3축 마운트 방식은 E축의 외측에 직교 E축을 설치하거나 Y축의 외측에 직교 X축을 설치하는 방식이다. 이렇게 함으로써, 각 축의 회전에 1축씩 대응하도록 할 수 있어 2축 방식에 비해 제어가 비교적 간단해지는 장점이 있다.

그림 2.6은 4축 마운트 방식인 X-Y-A-E 마운트 방식이다. 선박의 동요에 대하여 항상 수평면을 유지하는 수평 안정대(Stable platform)를 만들고, 그 위에 설치한 A-E 마운트에 의해 위성방향에 안테나를 지향시키는 방식이다.

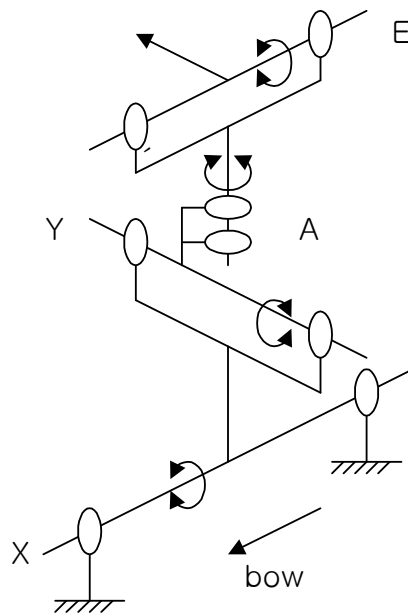


그림 2.6 4축 마운트 (X-Y-A-E)

Fig. 2.6 4-axis mount (X-Y-A-E)

선박의 동요 보정과 위성 추적을 독립하여 수행하므로, 비교적 제어가 간단한 마운트 방식이나, 축의 수가 많고, 형태가 커지며, 중량이 무거워지며, 관성에 의하여 안정화가 이루어지므로 충격에 의한 반응이 느리다는 단점이 있다.

이러한 위성안테나의 안정화 방식을 분류하면 크게 수동적 안정화(Passive stabilization)방식과 능동적 안정화(Active stabilization) 방식으로 분류할 수 있다. 수동적 안정화 방식은 4축 마운트 방식에 적용된다[16-17]. X-Y 마운트 부분은 하나의 기계적인 조인트로 구성되며, 대형의 플라이 휠(직경 20-30cm)을 고속으로 회전시켜 그 관성을 이용하여 기계적으로 자세를 안정시키는 방식으로써 그 기본 구조는 그림 2.7과 같다. 이 방식은 안테나의 크기, 중량이 커지는 관계로 소형의 선박용 위성안테나에는 부적합하나 서보 시스템 등의 전기 계통이 불필요하며, 안테나에서 기계적으로 플라이 휠의 관성을 이용하여 선박의 운동 성분을 보상하여 항상 수평면을 유지하므로 A-E 마운트에 의해 위성 추적만 하면 되는 즉, 제어가 간단해지는 장점이 있다.

능동적 안정화 방식은 센서를 이용하여 선박의 운동 성분을 검출하고, 이를 이용하여 안테나 마운트 축을 능동적으로 제어하는 구조를 가지며, 2축과 3축 마운트 방식 둘 다 적용된다. 이 방식은 안테나의 소형화 경량화에 적합하나 고도의 센서기술 및 제어 알고리즘을 요구하며, 2축 마운트 방식의 경우 좌표 축 변환 과정(Coordinates transformation)이 필요하다.

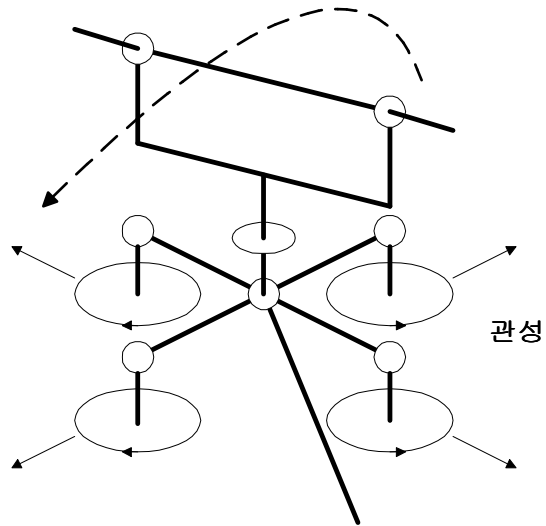
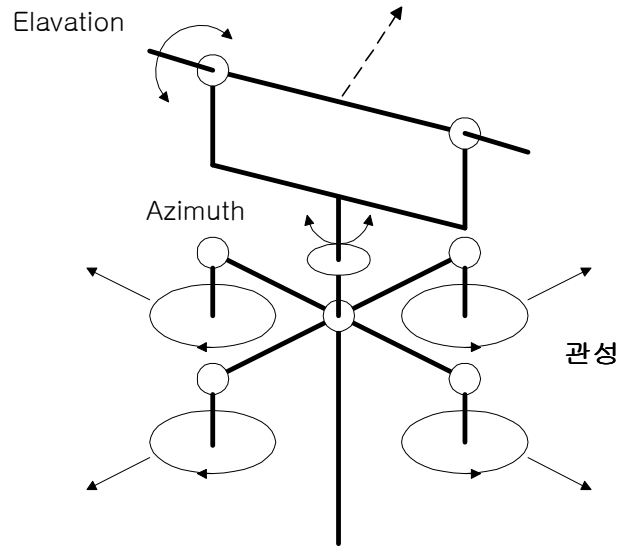


그림 2.7 플라이 휠 축 구조

Fig. 2.7 Axis structure of a fly-wheel

## 2.3 전체 시스템의 구성

본 논문의 연구대상인 위성안테나 시스템은 그림 2.8과 같이 실외에 설치되는 SAP(Stabilized antenna pedestal)와 PCU(Pedestal control unit), 그리고 실내에 설치되는 ACU(Antenna control unit) 및 자이로 컴퍼스(Gyro compass), GPS(Global positioning system) 수신기로 구성된다.

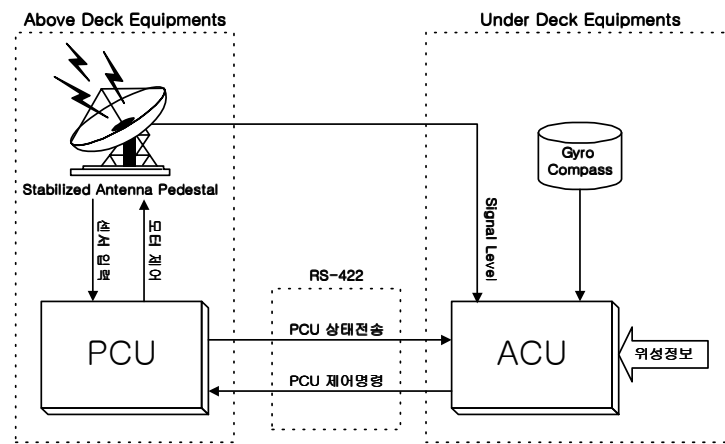


그림 2.8 선박용 위성안테나 시스템의 구조

Fig. 2.8 Structure of shipboard satellite antenna system

SAP는 안테나의 기계 구조 부분으로 파라볼라 안테나와 자세 검출용 센서와 구동부가 포함되며, PCU는 안테나의 기계구조 부분인 SAP의 제어를 담당하고, 또한 센서를 이용하여 선박의 운동을 실시간으로 계측하여 구동부를 제어하여 안테나의 위성 지향각을 유지시키는 역할인 안정화 기능과 최대 수신 레벨이 되는 지점을 찾아가는 추적 기능을 담당하도록 설계 제작되었다.

ACU는 사용자로부터 수신하고자 하는 위성채널에 대한 위성 정보를 입력받

아 현재 위치에서 양각과 방위각, 선택된 채널의 수신 주파수를 계산하고, 자이로 컴퍼스 및 GPS와 인터페이스 되어 선박의 위치 및 heading 정보를 검출하며, 선택된 위성의 신호 세기를 안테나로부터 입력받아 PCU에 전달하는 기능을 갖는다. 또한, ACU는 PCU의 안정화 및 위성 추적 상태를 모니터링하며 사용자 인터페이스(User interface) 기능을 갖도록 설계되었다. 이들 각 부에 대한 상세한 설명은 아래에 기술한다.

### 2.3.1 SAP(Stabilized antenna pedestal)의 구조

SAP는 선박의 상갑판에 설치되는 파라볼라형 디쉬(Dish)와 3축 구동부를 포함하는 기계구조로서, 그림 2.9와 같이 각 축의 중앙에 구동용 액츄에이터를 장착시키고, 축 단위로 부착된 회전정보 검출용 센서를 이용하여 각 축이 서로 독립된 제어가 가능하도록 설계되었다.

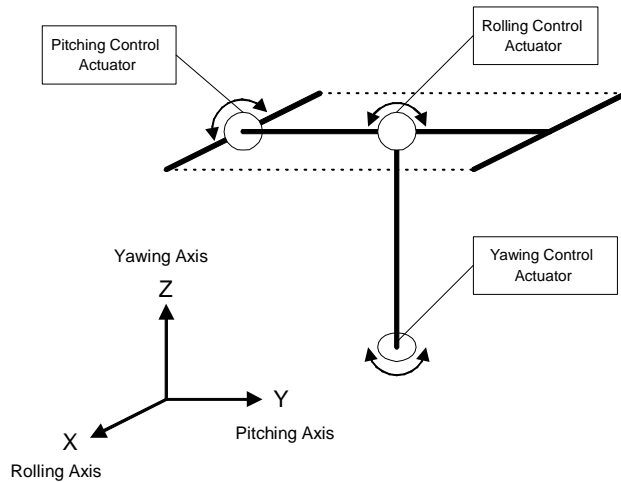


그림 2.9 SAP의 축 구조

Fig. 2.9 Axis structure of SAP



제어대상 성분은 선박의 운동에 대한 제어축의 실시간 수평유지 성분과 위성 지향 성분의 두 가지 성분으로 분해된다. 수평유지 성분은 선박의 롤링과 피칭 운동에 따라 나타나는 안테나의 기울기 변화를 실시간으로 보상하여 수평을 유지시키는 실시간 제어 성분이며, 위성 지향 성분은 안테나가 수평이 유지된 상태에서 고려되는 방위각과 양각이다. 즉, SAP의 제어성분은 선박의 롤, 피치, 요의 3축 회전 운동 성분을 검출하여 페디스틀의 수평을 유지하는 안정화 기능과 수평이 이루어진 상태에서 안테나의 위성 지향각인 양각, 방위각을 유지하는 추적 성분으로 구성된다. 이와 같은 SAP 제어에는 5개의 제어 성분들이 필요하며 이 제어성분은 SAP에서 3개의 기계적인 축으로 재구성된다.

제안한 3축 페디스틀 구조에서 롤과 피치 축에 설치된 액츄에이터는 안테나를 수평으로 유지하기 위한 것이고, 요 축에 설치된 것은 방위각을 일정하게 유지하기 위한 것이다. 이 구조는 좌표축 변환 과정이 불필요하며, 이에 따라 시스템의 제어방식이 간단하게 되는 장점이 생기며 선박운동의 실시간 보상을 쉽게 구현할 수 있다. 또한, 페디스틀의 각 축에는 각속도 센서(Rate sensor)를 부착하여 선박의 운동 성분을 각 축 단위로 분해하여 계측할 수 있도록 설계되었다.

본 연구에서 설계 구현된 안정화 위성안테나의 전체 외형을 그림 2.10과 그림 2.11에 나타낸다. 안테나의 측면도는 피치 제어를 위한 기계적 구조를 나타내고 있으며, 안테나는 스텝모터를 풀리, 타이밍 벨트와 연결하여 피치 축을 구동하도록 설계되었다. 이렇게 함으로써 모터로 안테나 디쉬를 움직이는데 필요한 토크를 만들고 모터의 최소 구동각도를 보다 작게 만들 수 있었다. 안테나 시스템은 피치 축 운동에 대해 안테나의 자세를 제어하기 위해서 선박의 운동성분에 대한 구동부와 양각을 제어하기 위한 구동부로 구성하였다. 그림 2.10 (a)의 페디스틀 우측면도에서 보여진 부분은 선박용 위성안테나의 피치 축 성분의 구동도면으로

축 운동에 따라 안테나의 디쉬가 구동되어지고, (b)의 좌측면도는 양각을 제어하기 위한 구조를 나타낸 것이다.

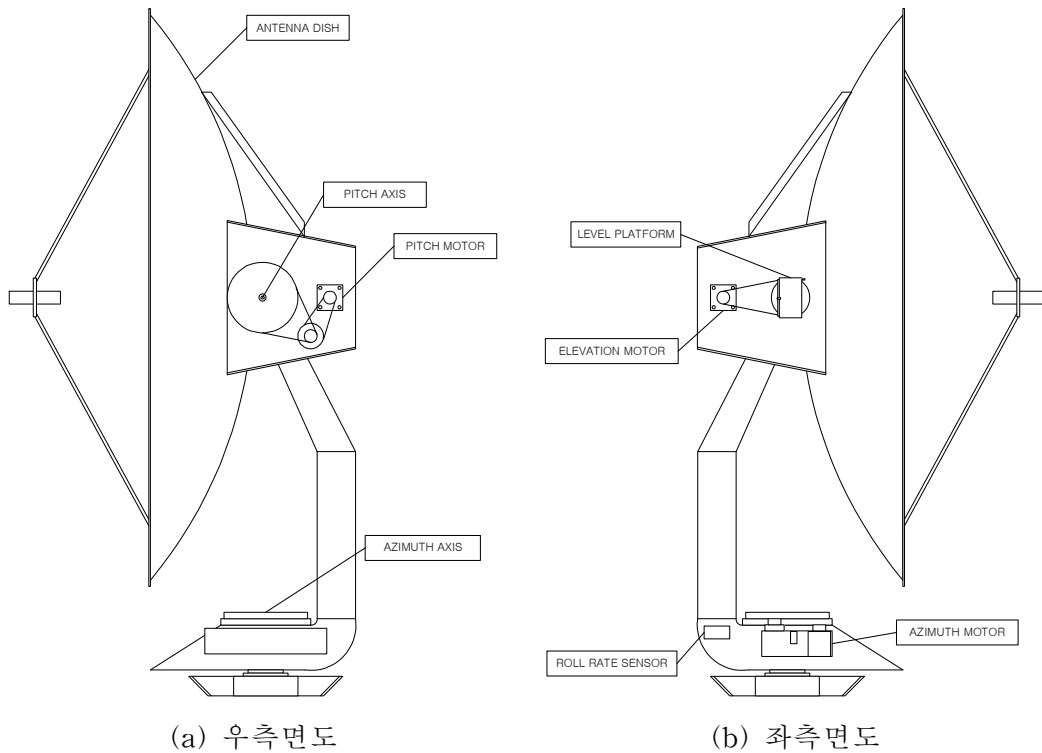


그림 2.10 안테나 시스템의 측면 구조

Fig. 2.10 Side structures of a antenna system

그림 2.11 (a)의 후면도에서 보여진 도면은 롤 제어를 위한 기계적 구조를 나타내고 있다. 롤 축도 피치 축과 마찬가지로 스텝모터, 풀리와 타이밍 벨트로 설계되었고, 안테나의 롤 축에 대한 선박의 운동성분에 대하여 안테나 디쉬를 구동하기 위한 구조이다. 센서의 배치는 각각 운동에 대하여 서로 영향을 받지 않고 독립적으로 검출할 수 있게 되어있다. 예를 들면 피칭을 감지할 센서는 안정

화 동작을 하게되면 롤링에 대해 항상 수평을 유지할 롤 축 상에 위치한 피치 축에 위치한다. 요잉을 감지할 센서도 뒤에 설명할 레벨 플랫폼 안에 들어간다.

아지무스 축 또한 롤 축과 피치 축과 같은 구조로 구성되었는데, 지향해야 할 위성의 방위각을 구동하고 선박의 요잉 운동을 보상하기 위한 구조로 설계하였다. 아지무스 축 내에는 통신선 및 전원선이 들어있기 때문에 페디스틀이 좌우로 움직여 일정각도 이상 회전하게 되면 다시 역방향으로 회전할 수 있는 기능 즉, 언랩(Unwrap) 기능을 가져야 한다. 연결할 신호선의 갯수와 공급해야할 전원의 전압이나 전류에 맞는 슬립 링(Slip ring)을 채택하여 회전이 무한정 가능하게 하여 이 문제를 해결하는 경우도 있으나, 여기서 이런 문제를 해결하기 위해 기계적으로 정지자(Stopper)를 두어 한계점을 설정하고 엔코더를 이용하여 한계점과 현재 위치를 파악할 수 있도록 하였다.

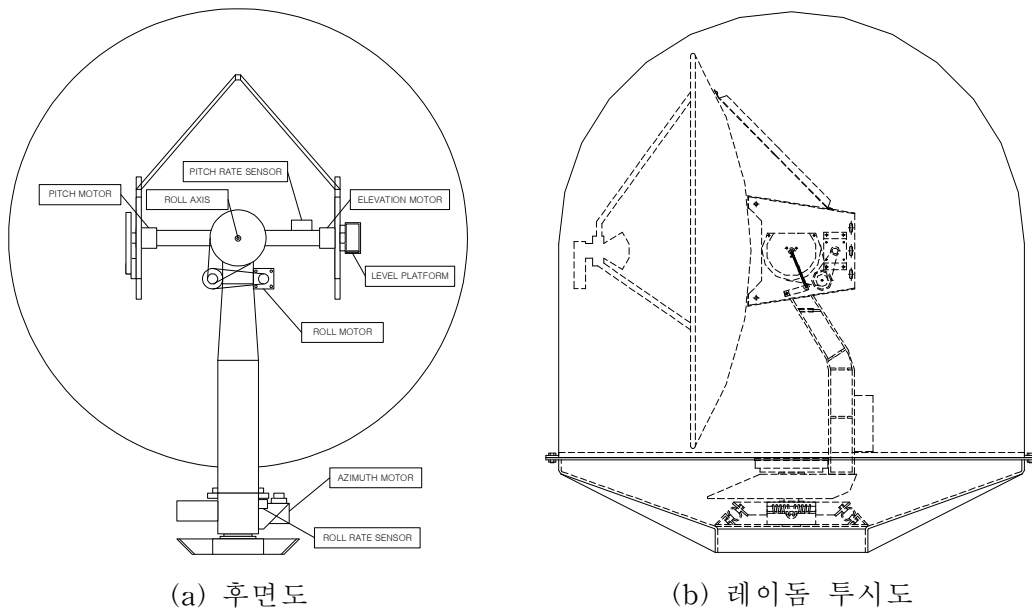


그림 2.11 안테나 시스템의 구조

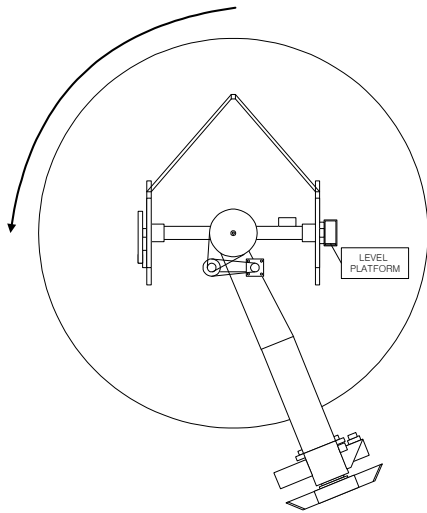
Fig. 2.11 Structures of a antenna system

구현된 축은 기준 점에서 시계 방향과 반시계 방향으로 각각 265°까지 구동하게 설계되었다. 따라서 총 530°의 회전이 가능하게 된다. 이러한 구조로 설계되어진 안테나 페디스틀은 일반적으로 선박의 실외에 설치되게 되므로 선상의 환경에 따라 비, 바람, 해수 등에 의하여 큰 영향을 받는다. 따라서, 안테나 페디스틀의 구조를 보호하기 위하여 레이돔을 씌우게 된다. 레이돔의 형태는 그림 2.11(b)에 나타내었고, 섬유유리 재질로 만들어졌다.

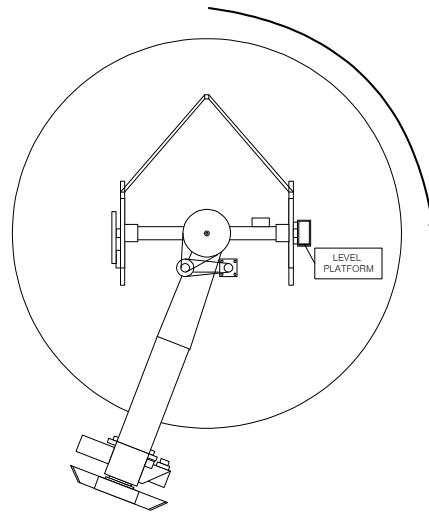
구현된 안정화 위성안테나의 구조에서 특이한 부분이 레벨 플랫폼의 존재이다. 앞서 설명했듯이 센서의 배치는 각각 운동에 대하여 서로 영향을 받지 않고 독립적으로 검출할 수 있게 되어있다. 이렇게 함으로써 각 축을 하나의 독립된 제어 시스템으로 볼 수 있으므로 선박운동의 실시간으로 보상하기 위한 소프트웨어를 쉽게 작성할 수 있다.

안테나 페디스틀에서 레벨 플랫폼은 그림 2.12와 같이 롤링과 피칭에도 항상 수평을 유지하는 부분이다. 따라서, 롤링과 피칭의 영향을 받지 않고 요잉을 검출할 수 있으므로, 요잉에 관한 센서가 이곳에 설치된다. 또한, 경사각(Tilt) 센서도 안테나 기계구조의 하부에 위치시키지 않고 레벨 플랫폼에 부착하게 되면 페 루프 제어 시스템을 구성하기 위해서 별도의 엔코더 없이 바로 제어오차 값을 읽어들이 수 있다. 레벨 플랫폼은 항상 수평을 유지하지만, 안테나의 양각을 바꿀 때는 움직인다. 엘리베이션 모터는 이 레벨 플랫폼을 상하로 조금씩 움직여 제어오차 값을 만들어낸다. 피칭 제어에서 이 제어오차를 보상하기 위해서 안테나 디쉬를 움직이게 되므로 자연히 양각이 바뀌게 된다.

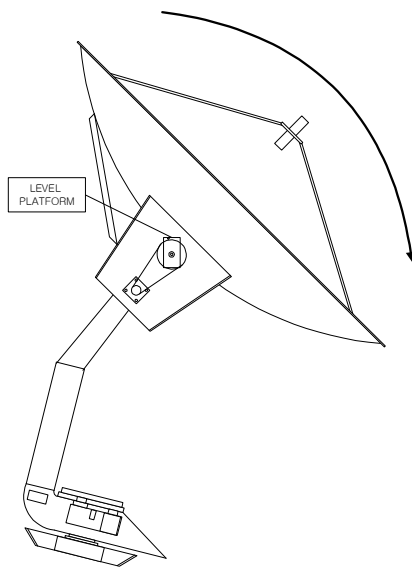
한편, 안테나의 아지무스 축 제어는 그림 2.13과 같이 이루어진다. 그림에서  $\Theta_x$ 는 목표 제어각,  $\Theta_A$ 는 현재 위성의 위치,  $\Theta_H$ 는 선박의 heading,  $\Theta_Y$ 는 선박의 heading으로부터 현재 안테나의 위치이다.  $\Theta_H$ 는 자이로 컴퍼스로부터 보내지는 신호이고,  $\Theta_Y$ 는 아지무스 축에 부착된 엔코더로부터 읽혀지는 값이다.



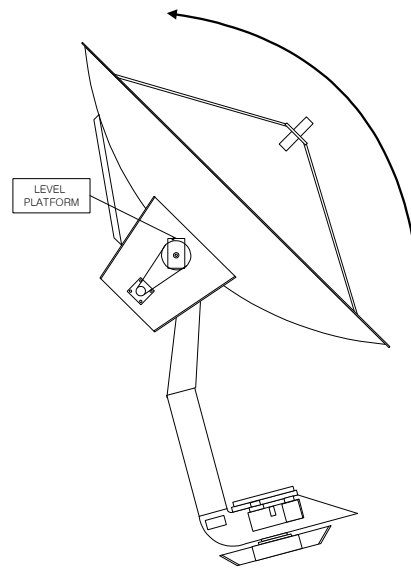
(a) 롤 운동 1



(b) 롤 운동 2



(c) 피치운동 1



(d) 피치운동 2

그림 2.12 운동에 대한 레벨 플랫폼의 위치

Fig. 2.12 Level platform positions for movement

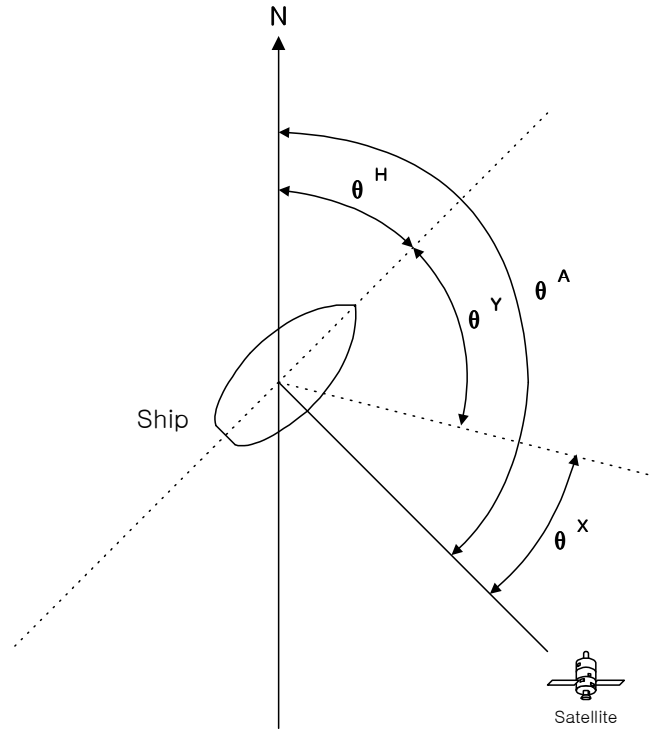


그림 2.13 아지무스 축 제어 각

Fig. 2.13 Control degree of azimuth axis

아지무스 축을 제어하는 식은 (2.1)과 같다.

$$\theta_X = (\theta_A - \theta_H) - \theta_Y \quad (2.1)$$

아지무스 축의 제어는 단위 피드백으로 구성되어  $\theta_X$ 를 항상 0이 되도록 구동한다. 따라서, 선박의 헤딩의 변화는  $\theta_H$ 에 반영되어 항상 목표 위성을 지향하는 안정화 기능을 수행하고,  $\theta_A$ 를 변화시켜 추적 기능을 수행하게 한다.

### 2.3.2 PCU(Pedestal control unit)의 구성

앞 절에서 설계된 SAP를 제어하기 위해서는 마이크로 컨트롤러와 주변회로로 이루어진 제어기가 필요하다[21-22]. PCU는 SAP에 설치되어 페디스틀의 초기화, 안정화 및 위성 추적 기능을 수행하는 핵심장치이다. 초기화 기능이란 시스템이 동작하기 전에 각종 하드웨어 소자와 소프트웨어 변수들을 초기화하는 것을 의미하며, 안정화 기능이란 선박의 롤링과 피칭 운동에 따라 나타나는 안테나의 기울기와 그 변화를 계측하고 실시간으로 제어하여 선박의 운동에 대하여 페디스틀의 수평을 유지시키는 것을 의미한다. 또한 추적 기능이란 ACU로부터 제공되는 정보인 위성의 지향각(방위각, 양각), 채널 및 위성 신호의 세기를 이용하여, 선박이 이동하더라도 페디스틀이 항상 위성을 지향하도록 제어하는 것을 의미한다. 그림 2.14는 구성한 PCU의 블록도이다.

PCU를 구성하는 하드웨어는 그림 2.14와 같이 센서의 처리를 담당하는 센서부, 마이크로 컨트롤러로 이루어진 제어부, 액츄에이터를 구동하는 구동부, ACU와의 통신을 담당하는 직렬 통신부로 구성된다.

센서부는 각도와 각속도 센서, 센서의 아날로그 신호를 디지털 신호로 변환하는 A/D 변환기, 센서로부터 들어오는 잡음을 제거하기 위한 필터로 구성된다.

제어부는 마이크로 컨트롤러와 메모리로 구성되며, 본 연구에서는 인텔(Intel)사의 i386EX를 사용하였다. 인텔사의 i386EX는 내부에 다양한 주변장치를 내장한 임베디드(Embedded) 마이크로 프로세서로서 인터럽트 제어기(ICU), 타이머 제어기(TCU), 비동기 직렬통신(SIO), 워치독 타이머(WDT), 동기 직렬통신(SSIO), 병렬 입출력 포트(PIO), 칩 선택(CSU), 리플레쉬 컨트롤러(RCU), 직접 메모리 제어(DMA), 클럭과 전력관리 장치 등을 내장하고 있다[23-26]. 특히, 칩 선택 장치가 내장되어 있어 별도의 외부 로직없이 롬(Rom)과 램(Ram) 같

은 메모리를 연결할 수 있는 장점이 있다. 본 논문에서는 실행속도를 높이기 위해서 램은 DRAM 대신에 SRAM을 사용하였으며, 롬은 8비트, 램은 16비트로 구성하여 롬에 저장된 프로그램이 전원이 켜질 때, 램에 복사되어 실행되게 하였다. 이에 대한 회로를 부록의 회로도 1에 나타내었다.

엑츄에이터를 구동하는 구동부는 모터와 모터 드라이버 회로로 구성된다. 구동 모터로는 DC 스텝 모터를 사용했고, 스텝 모터 구동 용 소자로는 유니폴라(Unipolar)구동 방식인 산켄(Sanken)사의 SLA7024M을 사용했다. 이전에는 스텝 모터 상(相)발생 용 소자로 SGS-톰슨(Thomson)사의 L297을 사용하였으나, 칩수를 줄이기 위해 GAL로 대체하였다. 회로도 는 부록의 회로도 2에 나타내었다.

직렬 통신부는 ACU와 RS-422로 인터페이스 되었다.

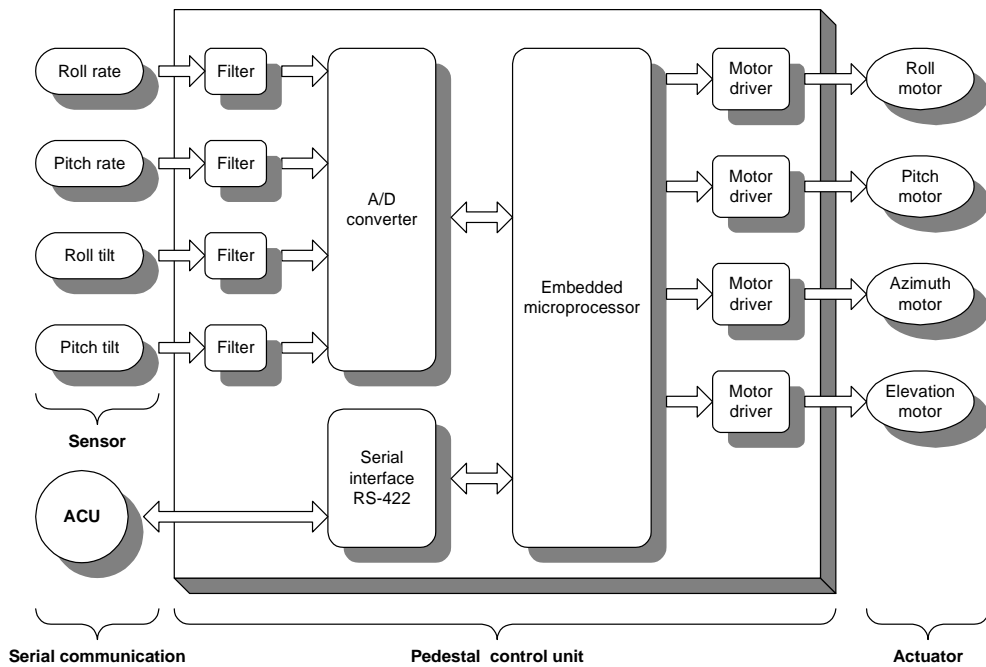


그림 2.14 PCU 블록도

Fig. 2.14 Block diagram of the PCU



### 2.3.3 ACU(Antenna control unit)의 구성

하갑판에 설치되는 ACU는 사용자로부터 원하는 위성 및 채널 신호를 입력받고, 위성 신호의 수신 세기를 계측하며, 자이로 컴퍼스 및 GPS로부터 수신되는 선박의 위치정보와 heading 정보로부터 안테나의 양각과 방위각을 계산하여 PCU에 필요한 제어변수를 전달하는 역할을 담당한다.

그림 2.15는 구성된 ACU의 블록도이다. ACU를 구성하는 하드웨어는 그림 2.15와 같이 사용자 인터페이스부, 마이크로 컨트롤러로 이루어진 제어부, PCU와의 통신을 담당하는 직렬 통신부, GPS 인터페이스부, 자이로 컴퍼스 인터페이스부, 튜너(Tuner) 인터페이스부로 구성된다. 제어부는 마이크로 컨트롤러와 메모리로 구성되며, PCU와 마찬가지로 i386EX를 사용하였다.

사용자 인터페이스부는 전체 안테나 시스템의 동작상태 및 실행오류, 선박의 위치와 heading 정보를 나타내고 사용자에게 의한 정보의 입력 혹은 시스템의 설정기능을 담당한다. 구체적인 표시 정보로는 선박의 위치를 나타내는 위도, 경도, heading, 선택된 위성의 경도 및 주파수, 수신된 신호의 세기, 현재 안테나의 양각과 방위각, 제어변수 등이 있다. 표시기로는 40문자, 2줄로 구성된 VFD와 4개의 상태 LED를 사용하였고, 정보 입력기로는 23개의 키보드를 사용하였다. 표시기로 LCD 대신 VFD를 사용하여 어두운 곳에서도 쉽게 판독이 가능하도록 하였으며, 추적, 서칭, 언랩, 에러 등의 동작상태를 4개의 LED를 이용하여 표시할 수 있도록 하였다. 키보드는 4개의 모드 선택키, 14개의 숫자 입력을 위한 키, 2개의 업/다운 키, 리셋(Reset)키, 2개의 보조키로 구성되었고, 키 처리 전용 칩을 사용하였다.

GPS 인터페이스부는 GPS위성으로부터 제공되는 현재 선박의 위치 정보인 위도와 경도를 읽어들이기 위한 부분이다. 위성안테나의 위치로부터 지향각, 즉 양

각과 방위각을 구하기 위해서는 선박의 위도와 경도, 선택된 위성의 경도가 필요하다. 이 정보들은 사용자가 직접 입력할 수도 있다. GPS 인터페이스부는 위도와 경도를 GPS로부터 직접 읽어들이어 현재 선박의 위치를 표시하고, ACU가 이 정보를 이용하여 자동으로 위성안테나의 앙각과 방위각을 계산하게 한다.

튜너 인터페이스부는 사용자가 선택한 위성의 신호세기를 측정하는 부분으로 위성 튜너에는 복조기에 인가되는 내부신호를 참조하여 선택된 주파수에 따라 신호레벨에 비례하는 DC전압을 생성하는 기능이 있다. 이 신호를 이용하여 PCU의 서칭과 트래킹 기능을 보조하는 역할을 수행한다.

직렬 통신부는 PCU와 RS-422로 인터페이스 되었다.

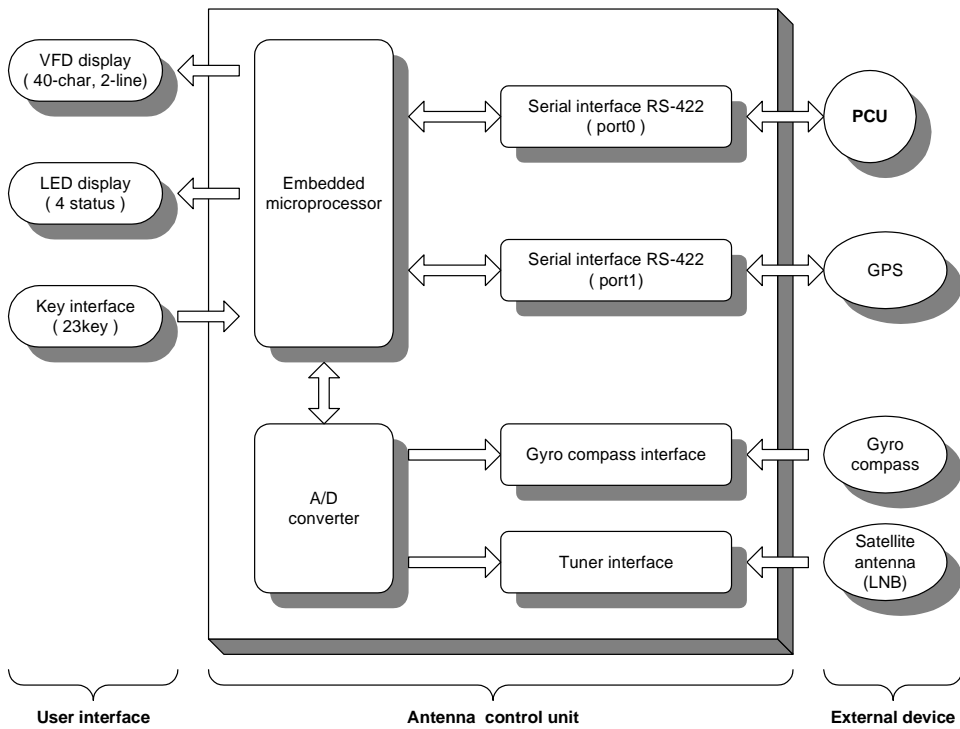


그림 2.15 ACU 블록도

Fig. 2.15 Block diagram of the ACU

자이로 컴퍼스는 선박의 heading 정보를 측정할 수 있는 장비이다. 선박에서 사용되는 자이로 컴퍼스는 크게 싱크로(Synchro) 방식과 스텝-바이-스텝(Step-by-Step) 방식으로 나눌 수 있다. 싱크로 방식은 3상의 연속된 아날로그 신호를 가지며, 30V~110V 전원에 50Hz나 60Hz의 주파수를 가진 여자전원을 사용하기 때문에, 전압 조정회로와 신호 처리를 위한 A/D 컨버터가 필요하다. 스텝-바이-스텝 방식은 엔코더와 같은 3상의 구형파 신호를 가지고 있다. 또한, 자이로 컴퍼스는 기본 분해능에 따라 360:1, 180:1, 90:1, 36:1, 1:1이 있다. 360:1은 자이로 컴퍼스의 출력신호가 1주기 변했을 때, 선박의 heading이 1°변하며, 180:1은 2°, 90:1은 4°, 36:1은 10°, 1:1은 360°가 변한다. 그림 2.16은 ACU의 자이로 컴퍼스 인터페이스부의 블록도를 나타낸 것으로 싱크로 방식과 스텝-바이-스텝 방식 부분으로 나누어 설계하였다.

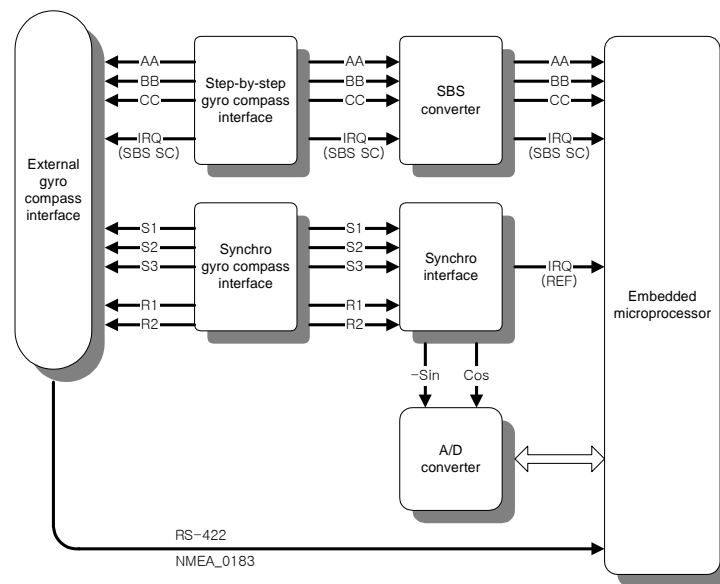


그림 2.16 ACU의 자이로 인터페이스

Fig. 2.16 Gyro interface of ACU

## 2.4 자세 검출용 센서 및 신호처리

### 2.4.1 각속도 센서 (Rate sensor)

선박의 롤링, 피칭 운동에 따라 페디스틀의 축에 가해지는 각속도를 측정하기 위한 센서로 세라믹 자이로(Ceramic gyro)센서를 사용하였다. 이것은 정삼각주진동자(正三角柱振動子)방식의 소형 각속도 센서이다.

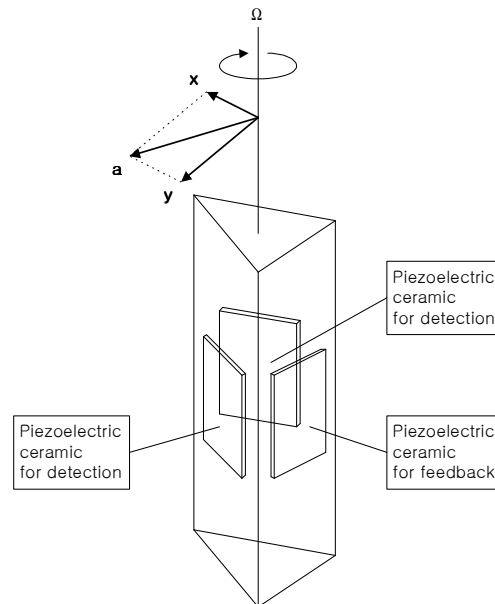


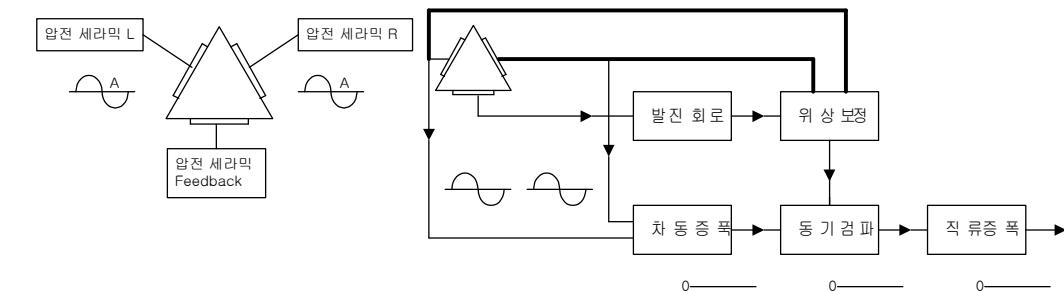
그림 2.17 각속도 센서의 원리

Fig 2.17 Principle of rate sensor

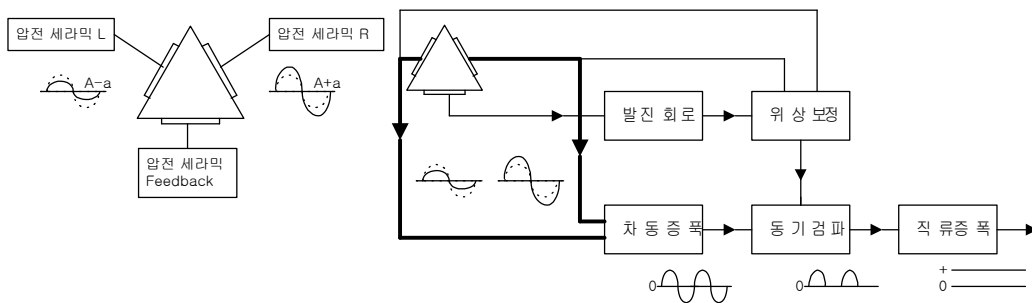
그림 2.17은 각속도 센서의 원리를 나타낸 것으로 코리올리 힘(Coriolis force)을 이용한 것이다. 콜리올리 힘은 전향력 이라고도 하는데, 원심력과 마찬가지로 회전하는 물체 위에서 그 운동을 보는 경우에 나타나는 가상적인 힘으로, 그 크

기는 운동체의 속력에 비례하고 운동방향에 수직으로 작용한다. 태풍이 북반구에서는 시계 반대 방향으로 소용돌이가 생기고 남반구에서는 시계 방향으로 소용돌이가 생기는 현상도 지구 자전에 따르는 코리올리의 힘으로 설명된다.

그림 2.18은 각속도 센서 내부 회로로 각속도를 검출방법을 보여준다. 그림 2.18(a)와 같이 실제 회전이 없을 때는 압전 세라믹 L과 R에 크기 A의 똑 같은 진폭의 파형이 검출되어 출력이 전혀 없다.



(a) 회전이 없을 때



(b) 회전시

그림 2.18 각속도 신호의 검출

Fig 2.18 Detection of the rate signal

그런데, 그림 2.18(b)과 같이 오른쪽으로 회전할 경우, 압전 세라믹 L에 진폭

(A-a)의 파형이, 압전 세라믹 R에 진폭(A+a)의 파형이 각각 걸리게 된다. 따라서, 센서의 출력은  $(A+a)-(A-a) = 2a$ 의 파형이 출력 되게 되는데, 회로를 거치면서 직류 전압으로 출력된다.

이런 종류의 센서는 여러 메이커에서 시판되고 있으며 가격 성능 등을 고려하여 보았을 때, 본 용도에 맞는 것으로 미국의 베이(BEI technologies)사의 Horizon과 일본의 무라다(Murada) 제작소의 Gyrostar가 있었다. 베이의 제품은 좀 더 정밀도가 높고 많은 종류의 센서가 있었으나, 본 논문에서는 비교적 입수하기 쉬운 무라다의 Gyrostar를 사용했다. 그림 2.19는 실제 각속도 센서의 외형으로 회전 방향에 따라 기준전압으로부터 전압이 증가하든지 감소한다. 각속도 센서 하나로는 한 축에 대한 회전운동의 각속도만 측정할 수 있으므로 3축의 회전 운동을 검출하기 위해서는 센서가 3개 필요하게 된다.

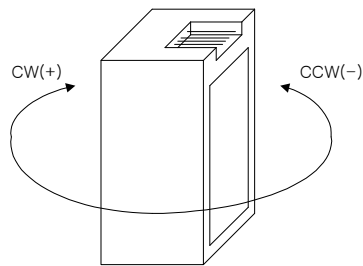


그림 2.19 각속도 센서의 회전

Fig 2.19 Rotation of the rate sensor

사용한 각속도 센서는 고정도(高精度) 검출, 고속 응답, 저 노이즈, 저 드리프트 등의 우수한 특성을 가지고 있어서 실시간 각속도 검출에 적합하였다. 센서의 특성을 알아보면, 정지 시 출력은 약 2.5V이며 1 deg/sec의 각속도로 회전할 때, 출력 전압은 그 회전 방향에 따라  $22.2 \pm 1.44\text{mV}$  전압이 증가되거나 감소된다. 센서의 최대 검출 범위는 최대 90deg/sec이다. 구동 전압은 DC +8~+13.5V

사이로 넓고, 소비 전류는 15mA 이하이고, 사용 온도 범위는  $-20^{\circ}\text{C}$ 에서  $70^{\circ}\text{C}$ 까지이다. 그리고, 센서의 각속도 검출 분해능이  $0.1. /\text{sec}$ 이므로 최소 약  $2.22\text{mV}$ 의 전압 변화를 나타낸다. A/D 변환기 입력이 0V에서 5V의 범위를 갖는다면 12비트 분해능일 때 1LSB당  $1.22\text{mV}$ 의 값을 변환 할 수 있으므로 이를 검출하기 위하여 12비트의 분해능을 갖는 A/D 변환기를 사용했다. 센서 사용상의 주의점은 센서 자체가 가지고 있는 노이즈를 적당한 필터로 제거해 주어야 한다. 진동이 심한 곳에서는 충격을 방지하기 위한 방진제 사용도 필요하다.

#### 2.4.2 경사각 센서(Tilt sensor)

선박의 롤링, 피칭 운동에 따라 페디스틀의 축에 가해지는 절대 각도를 측정하기 위한 센서로는 스펙트론(Spectron)사의 경사각 센서(Tilt sensor)를 사용했다. 그림 2.20에 센서의 외형이 나타나 있다.

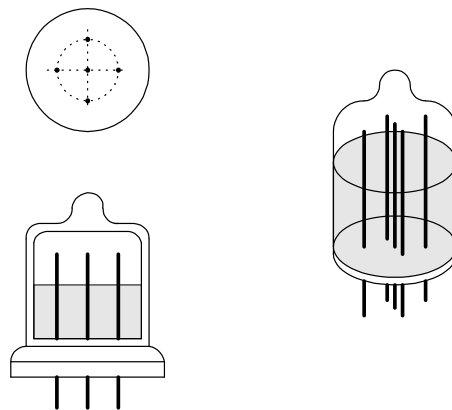


그림 2.20 경사각 센서

Fig. 2.20 Tilt sensor

이 센서의 원리는 튜브 안에 금속선을 세우고, 전해액을 집어넣은 커패시터 (Capacitor)의 형태로 정전 용량의 변화에 따라 각도를 검출하는 센서이다. 사용한 센서의 특성은 회로 구성에 따라 0.005도 까지 측정 가능하며, 측정 범위는 최대  $\pm 45$ 도까지이다. 사용 온도 범위는 섭씨 -20도에서 70도 까지 이다. 하나의 경사 센서로 X, Y 두 개의 수평 기울기를 검출할 수 있다.

이 센서 자체로는 바로 출력이 나오지 않으므로 그림 2.21과 같은 센서를 구동하기 위한 회로가 필요하다. 센서와 구동회로가 포함된 모듈타입도 있었으나 본 연구에는 센서만 입수한 후, 구동회로를 구성하였다. 회로의 원리는 경사각 센서의 중심에 과형을 가한 후, X나 Y방향을 선택하여 경사각에 따른 정전용량의 변화를 측정하는 것이다. 실제로 센서의 중간 값과 감도는 구동회로에 따라 달라지는데, 구성한 회로는 완전한 수평일 때 약 2.5V의 출력 전압을 내고, 50mV/deg의 감도를 가지며, 소비 전류는 1.5mA 이었다.

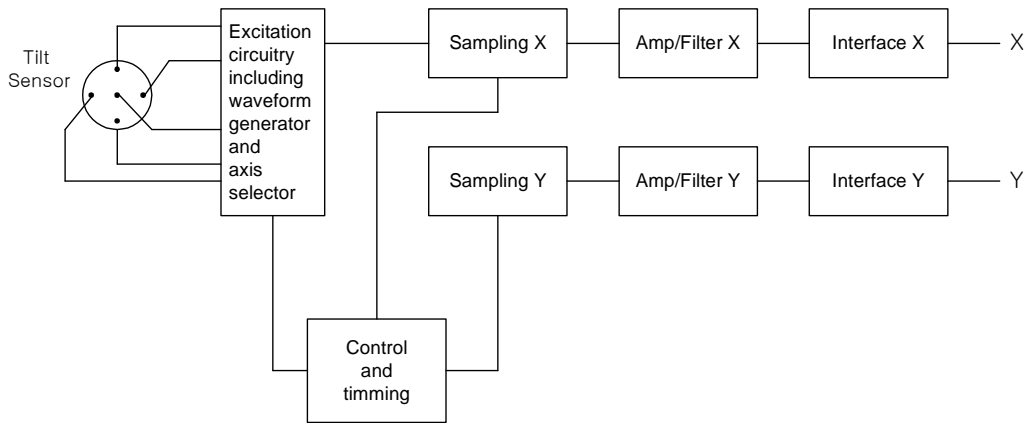


그림 2.21 경사각 센서 구동회로

Fig. 2.21 Block diagram of tilt sensor circuit



### 2.4.3 저역 통과 필터 설계

각속도 센서와 경사 센서의 출력을 바로 A/D 변환하면 선박의 진동이 센서의 출력에 직접적인 영향을 준다. 따라서, 진동을 흡수하도록 저역 통과 필터를 설계하였다. 설계된 저역 통과 필터(Low-pass filter)를 거친 각속도 센서와 경사 센서의 출력은 차단 주파수 15Hz이상인 진동 요소가 제거되어 훨씬 선형적인 곡선이 된다. 이러한 하드웨어적인 필터는 측정 성분의 위상에 영향을 주나 이를 이용하여 제어 소프트웨어의 부담을 많이 줄일 수 있었다.

### 2.4.4 A/D 변환부 설계

PCU를 구성하는데 사용한 A/D 컨버터는 맥심(Maxim)사의 MAX197이다. MAX197의 특징은 8채널 입력이고, 12비트 분해능을 가진다. 내부에 샘플 앤 홀드 회로를 내장하고 있고, 최대 샘플링 속도는 100KHz이다. 데이터 버스는 8비트나 16비트 중 하나를 선택하여 사용할 수 있다. 전압 입력 범위는 유니폴라 모드를 선택하면 0에서 +5V, 바이폴라 모드를 선택하면 -2.5V에서 +2.5V가 된다. 디지털 인터페이스 방식으로 *Input/Output port*, *Slow memory*, *Parallel read ROM*, *2-byte read ROM*, *Asynchronous hold*가 제공된다. PCU 설계시 MAX197은 유니폴라 모드, *Input/Output port* 인터페이스 방식을 사용하였으며, 변환 클럭으로 2MHz를 적용하였다. A/D 변환부 회로는 저역 통과 필터와 함께 부록의 회로도 3에 나타내었다.

## 2.5 소프트웨어 구조

이때까지 설계된 하드웨어를 구동하기 위해서는 소프트웨어가 필요하다. 본 절에서는 PCU와 ACU의 소프트웨어 구조에 관하여 간단하게 알아본다.

### 2.5.1 PCU의 소프트웨어 구조

그림 2.22는 PCU의 상태 천이도를 나타낸 것이다. 그림에서 보여지는 대로 PCU는 아이들(*Idle*) 상태, ACU 체크(*Check ACU*) 상태, 타겟팅(*Targeting*) 상태, 서칭(*Searching*) 상태, 추적(*Tracking*) 상태, 언랩(*Unwrap*)상태, 6개의 상태로 구성된다.

아이들 상태에서 PCU는 주변 회로들과 소프트웨어에서 사용되는 변수들을 초기화하고 ACU 체크 상태로 전이된다. ACU 체크 상태에서 PCU가 ACU로부터 스타트 명령을 수신하면 PCU는 선박의 heading 각, 수평 기울기 각을 찾은 후, 타겟팅 상태로 전이된다. 이 상태부터 안정화 기능이 동작하여 안테나는 수평을 유지하게 된다. 타겟팅 상태에서 ACU로부터 선택된 위성의 방위각, 양각이 전달되면 PCU는 서칭 상태로 전이된다. 서칭 상태에서는 위성의 위치를 찾는 스캐닝 과정을 수행하게 된다. 서칭 상태에서 안테나가 위성 신호의 수신 영역에 들어갔다고 확인되면, 추적 상태로 전이된다. 추적 상태에서 PCU는 안테나의 방위각, 양각을 변화시키면서, ACU로부터 위성 신호의 세기를 넘겨받아 위성 신호의 세기가 최고가 되는 점을 찾아가게 된다. 한편, 추적 상태에서 위성 신호를 놓치면 서칭 상태로 전이되었다가 일정 신호레벨 이상이 되면 다시 추적 상태로 전이된다. 그러다 언랩 상태로 전이될 수 있다. 안테나의 아지무스 축은 선이 지나감으로 일정 각도 이상 선이 감기게 되면 정지시키고 다시 풀어야 한다. 이런

경우 서칭이나 추적 상태에서 언랩 상태로 전이되게 된다. 언랩 상태에서 감긴 선을 다 풀고 나면 이전의 상태인 서칭이나 추적 상태로 돌아가게 된다. PCU는 초기화 이후, 이상 없이 계속 동작하고 있으면 경우에 따라 서칭, 추적, 언랩 상태를 반복하게 된다. 이 때 타겟팅 상태부터 시작한 안정화 기능은 이 세 가지 상태와 관계없이 계속 동작하게 된다. 만약 PCU가 각 상태를 수행하는 과정에서 실패하는 경우가 생기면 다시 아이들 상태로 돌아가게 된다. 또한, PCU는 실외에 설치되기 때문에 선의 단선, 단락이나 하드웨어의 고장유무를 알아야 할 필요가 있다. 이 기능을 위해서 PCU는 매 상태마다 ACU와 통신을 하게 된다.

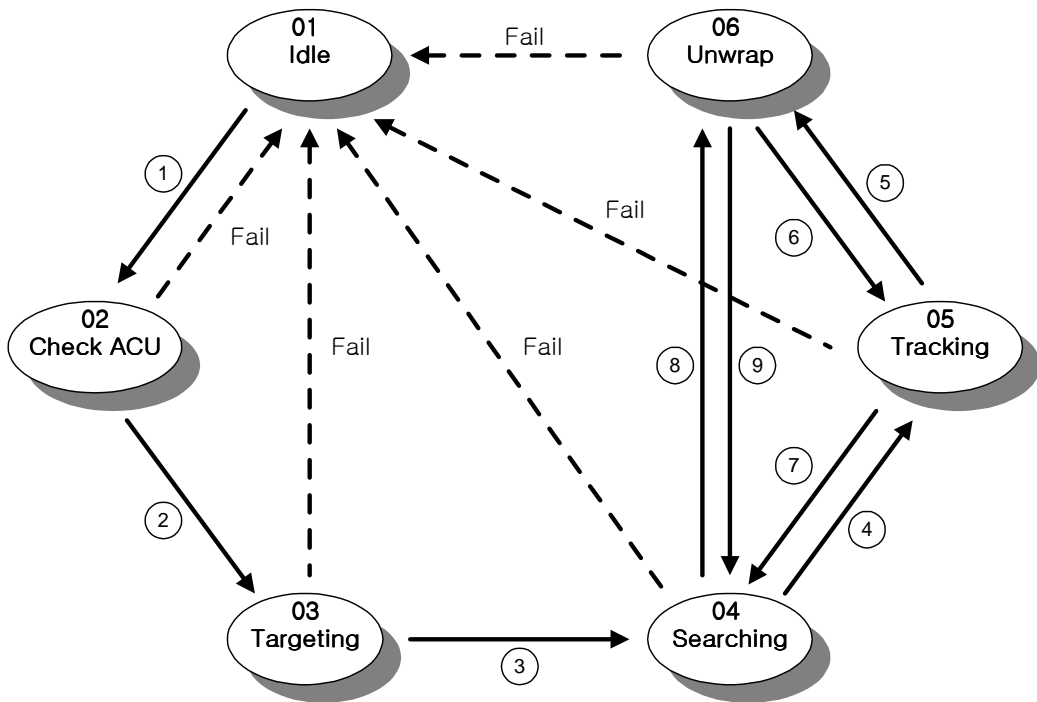


그림 2.22 PCU 상태 천이도

Fig. 2.22 State transition of PCU

## 2.5.2 ACU의 소프트웨어 구조

그림 2.23은 ACU의 상태 천이도를 나타낸 것이다. 그림에서 보여지는 대로 ACU는 아이들(*Idle*) 상태, PCU 체크(*Check PCU*) 상태, 타겟팅(*Targeting*) 상태, 서칭(*Searching*) 상태, 추적(*Tracking*) 상태, 언랩(*Unwrap*)상태, 에러(*Error*) 상태, 7개의 상태로 구성된다.

PCU와 연동되므로 전체적인 구조는 똑같고, 에러 상태만 하나 더 추가되었다. 아이들 상태에서 ACU는 주변 회로들과 소프트웨어에서 사용되는 변수들을 초기화하고 PCU 체크 상태로 전이된다. PCU 체크 상태에서 PCU 통신선, GPS와 자이로 컴퍼스 선의 연결상태를 점검한 후, 자이로 컴퍼스로부터 읽어들이는 선박의 헤딩 각과 스타트 명령을 PCU로 송신하고 타겟팅 상태로 전이된다. 이 상태에서 PCU는 안정화 기능이 동작하여 안테나는 수평을 유지하게 된다. 타겟팅 상태에서 ACU는 사용자로부터 선택된 위성의 경도와 GPS로부터 읽어들이는 위도와 경도를 이용하여 안테나가 지향해야 할 방위각, 양각을 계산한 후, PCU에 전달하고 서칭 상태로 전이된다. 서칭 상태와 추적 상태, 언랩 상태는 PCU와 연동되어 동작한다. 이 세 가지 상태에서 ACU는 PCU가 서칭과 추적을 수행하는데 필요한 위성신호의 세기를 튜너 인터페이스를 통해 측정하고, 안테나의 azimuth 축 제어를 위한 선박의 헤딩 정보를 자이로 컴퍼스 인터페이스를 통해 읽어들이어서 PCU로 계속 송신한다. 앞에서 설명했듯이 PCU는 초기화 이후, 이상 없이 계속 동작하고 있으면 경우에 따라 서칭, 추적, 언랩 상태를 반복하게 된다. ACU는 이 세 가지 상태를 LED로 표시하게 된다. ACU는 PCU와 다르게 에러 상태가 하나 더 있다. PCU는 실외에 설치되기 때문에 선의 단선, 단락이나 하드웨어의 고장유무를 알아야 할 필요가 있다. 이 기능을 위해서 ACU는 매 상태마다 PCU와 통신을 하면서 이상유무를 점검하게 된다. 만약 PCU가 지정된

시간 내에 응답이 없을 경우는 이상이 생겼음을 감지하고 ACU는 에러 상태로 전이한다. PCU는 각 상태를 수행하는 과정에서 실패하는 경우가 생기면 다시 아이들 상태로 돌아가지만 ACU는 에러 상태로 가게 되는 것이다. 에러 상태에서 ACU는 LED로 에러 상태를 표시하며, VFD를 통해 구체적으로 어떤 에러가 발생했는지 사용자에게 알려준다. 에러 상태로 전이할 때는 PCU와 통신, GPS와 자이로 컴퍼스 선의 단선이나 단락 등 주로 하드웨어에 문제가 생겼을 경우로 바로 다시 시작해서는 문제를 해결할 수 없다. 따라서, 사용자가 문제를 해결한 후, 수동으로 다시 시작해 주어야 한다.

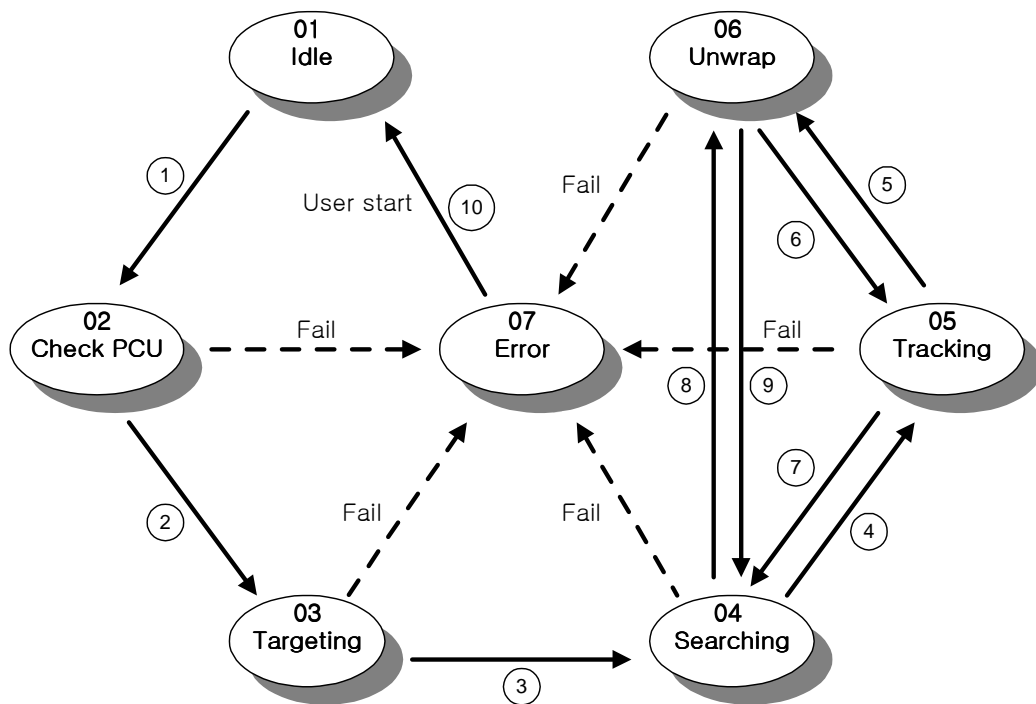


그림 2.23 ACU 상태 천이도

Fig. 2.23 State transition of ACU

## 2.6 결론

본 장에서는 선박용 위성안테나 시스템을 설계하였다. 위성안테나에서 사용되는 좌표계와 선박의 운동, 안테나의 안정화 방식에 대하여 알아보았고, 거기에 따라 목적 시스템을 구성하였다. 설계된 위성안테나 시스템은 다시 SAP, PCU, ACU의 세 부분으로 나누어 각 부분별로 하드웨어와 소프트웨어로 나누어 기능을 설계하였다. 다음 장부터는 PCU의 두 가지 핵심적인 기능인 안정화와 추적을 어떻게 구현하였는지 알아본다.

## 제 3 장 안테나 시스템의 모델링 및 안정화

### 3.1 서언

선박용 위성안테나 시스템에서 두 가지 주요 기능 중 하나인 안정화 기능은 선박의 운동에 대해 안테나가 항상 수평을 유지하도록 해주는 기능이다. 이 중에서 안정화 기능을 구현하기 위해서는 시스템의 모델링이 반드시 이루어져야 한다. 시스템의 모델링은 선형 근사 모델 방정식을 세운 뒤, 시스템의 입력 값과 출력 값을 이용하여 모델 방정식의 파라미터를 추정하는 방법을 사용했다.

모델의 파라미터를 추정하는 기법에는 여러 가지가 있으나, 본 논문에서는 실수코딩 유전알고리즘(Real-coded genetic algorithm)을 사용했다.

구해진 시스템 모델을 바탕으로 안정화 제어기를 설계하고 실험을 통하여 모델이 실제 시스템에 대하여 어느 정도 근사화 되었는지, 안정화 제어기는 성능을 만족하는지에 대하여 검증한다.

### 3.2 최적화 도구로서의 유전알고리즘

여기서는 본 장에서 다루게 된 최적화 문제의 해를 얻기 위해 실수코딩 유전알고리즘에 대해 간단히 알아본다. 최근의 효율성의 문제는 공학, 경제학, 경영학 등에서 핵심적인 요소가 되고 있다. 효율성의 문제는 곧 최적화문제로 이어지며, 다양한 최적화용 알고리즘을 사용하여 그 해를 구할 수 있다. 그리고 이것은 시스템에 포함된 각종 성능, 파라미터(Parameter)등을 변수로 하는 다 변수함수의 최적설계로 해석될 수도 있다.

다른 최적화 기법에 비해 유전알고리즘은 목적함수 외의 탐색공간에 대한 사전 지식을 요구하지 않으며, 해 집단을 이용하여 탐색하기 때문에 크고 복잡한 공간일지라도 전역해 쪽으로 수렴한다. 이러한 특성 때문에 실제환경에서 발생하는 최적화 문제를 해결하는 도구로 인정받고 있으며, 함수의 최적화[27-28], 신경회로망의 학습[29-38], 동적시스템의 식별 및 제어[39-41], 신호처리[42-43], 스케줄링 문제의 최적화[44-45] 등 많은 분야에 응용되어 왔다.

먼저 본 절에서는 전역탐색기법으로 널리 알려진 유전알고리즘 중에서 이진코딩을 채용하는 기존의 이진코딩 유전알고리즘보다는 제약조건(구속조건)이 따르는 최적화 문제를 용이하게 해결해줄 수 있는 실수코딩 유전알고리즘에 대해서 알아본다.

그림 3.1은 일반적인 유전알고리즘의 동작원리를 보여주고 있다.

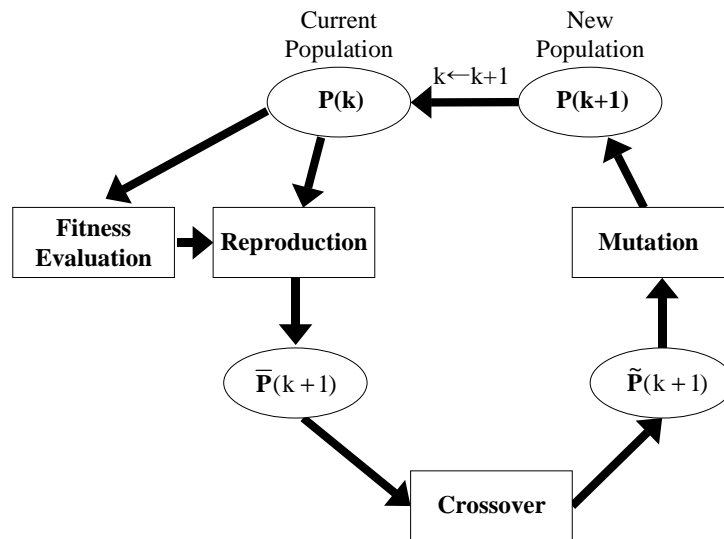


그림 3.1 유전 알고리즘의 동작원리

Fig. 3.1 Principle of genetic algorithms



### 3.2.1 염색체 표현

기존의 이진코딩의 문제점을 해결하기 위한 한 방법이 실수코딩 표현법이다. 실수코딩을 채용함으로써 염색체는 해 벡터의 요소들로 구성된다. k세대의 실수코딩 염색체는 다음과 같이 표시된다.

$$\mathbf{s}(k) = \mathbf{x}^T(k) = (x_1(k) \ x_2(k) \ \cdots \ x_n(k)) \quad (3.1)$$

여기서  $\mathbf{x}(k) \in \mathbb{R}^n$ 는 해 벡터이고  $n$ 은 차원이다.

### 3.2.2 초기집단의 생성

실수코딩 유전알고리즘도 계속적으로 모의진화를 일으켜 해를 개선해 나가기 위해 앞장에서 정의된 염색체들의 집합을 필요로 한다. N개의 염색체 개체로 구성되는 k세대의 집단은 다음과 같이 표시된다.

$$\mathbf{P}(k) = \{\mathbf{s}_1(k) \ \mathbf{s}_2(k) \ \cdots \ \mathbf{s}_N(k)\} \quad (3.2)$$

여기서  $\mathbf{s}_i(k) = (x_{i1}(k) \ x_{i2}(k) \ \cdots \ x_{ij}(k) \ \cdots \ x_{in}(k))$ 는 i번째 염색체,  $x_{ij}(k)$ 는 i번째 염색체의 j번째 요소, N은 집단의 크기이고 이는 세대와는 관계없이 고정되는 것으로 간주한다.

본 논문에서는 제안한 유전알고리즘이 가혹한 환경에서부터 출발하여 해를 찾는 능력을 확인하기 위하여  $\mathbf{P}(0)$ 는 무작위법으로 초기화된다. 염색체 요소들은 난수발생기를 통해 발생하는 정의영역  $x_j^l \leq x_{ij}(k) \leq x_j^u$  ( $1 \leq i \leq N, 1 \leq j \leq n$ ) 내의

실수값으로 설정된다.

### 3.2.3 RCGA의 유전 연산자

기존의 이진코딩 유전알고리즘과 마찬가지로, 실수코딩 유전알고리즘도 기본 유전 연산자로 재생산(Reproduction), 교배(Crossover), 돌연변이(Mutation)를 채용하는데, 이들은 실수코딩 염색체를 효율적으로 다룰 수 있도록 개선된다.

#### (1) 재생산 연산자(Reproduction operator)

자연선택 현상을 모방한 재생산 연산자는 유전알고리즘의 성능을 좌우하는 중요한 연산자이다. 많은 유전알고리즘에서는 룰렛 휠 선택에 기초한 재생산 연산자가 폭넓게 이용되고 있지만, 이는 부모세대 개체들의 선택확률에 따라 자손세대를 형성함으로써 몇 가지 단점이 발생된다[46-47]. 세대 초기에 초우량 개체가 존재하게 되면 이것이 여러 번 선택되어 준 최적해(Suboptimal solution)에 조기수렴 하게 되고 부모 세대의 고유한 유전인자를 그대로 자손세대에 유전하므로 초기집단에 의해 그 유전적 다양성(Genetic diversity)이 한정 지워진다.

이를 보완하기 위해 흔히 집단 크기는 약 30-200 범위에서 선정되나[48], 만약 주어진 문제가 다차원인 경우에는 염색체 길이가 길어져 연산시간이 급격히 증가한다. 이를 개선하기 위한 방법으로 코딩방법의 개선, 특수 연산자의 개발 등이 연구되어 왔으며, 특히 Pham과 Jin은 구배법과 유사한 재생산 연산자를 도입하여 우량 개체의 다중 복사, 최적 개체의 소실 등의 문제를 해결하려 하였다 [49].

그러나 이 연산자가 가지는 매개변수를 1차원 정규분포(Gaussian distribution)

안에서 확률적으로 선정하도록 개선하였는데, 이것은 염색체마다 서로 다른 매  
 개변수를 적용함으로써 같은 염색체의 다중복사로부터 야기되는 유전적 다양성  
 상실을 막기 위한 것이다.

구배와 유사한 재생산 연산자(Gradient-like reproduction operator)는 루울렛  
 휠 재생산을 채용하는 유전알고리즘이 작은 집단을 다룰 때 생기는 문제점들을  
 보완하기 위하여 Jin에 의하여 제안된 연산자로서, 구배법과 유사한 수식을 통해  
 개체들을 재생산하도록 한다. 이 연산자에 의하면 집단 속의 개체들은 자신과  
 최적 개체와의 정규화된 적합도 차이와, 자신과 최적 개체와의 벡터 차의 상수  
 곱에 따라 변경되어 새롭게 재생산되는데, 궁극적으로 집단내 모든 개체들을 현  
 세대의 최적 개체 쪽으로 끌어 모으려는 방향으로 동작한다.

구배와 유사한 재생산 연산자는 다음 6단계를 통해 동작한다.

**단계 1:** 집단  $\mathbf{P}(k-1)$ 내 개체들의 적합도  $f_i(k-1)(1 \leq i \leq N)$ 를 계산하고, 최적의 개체  
 를 찾는다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_b(k-1) &= \arg \max_{1 \leq i \leq N} [f_i(k-1)] \\ &= [x_{b1}(k-1) \ x_{b2}(k-1) \ \cdots \ x_{bn}(k-1)]^T \end{aligned} \quad (3.3a)$$

$$f_b(k-1) = \max_{1 \leq i \leq N} [f_i(k-1)] (>0) \quad (3.3b)$$

**단계 2:**  $i = 1$

**단계 3:**  $i \leq N$ 의 조건이 만족될 때까지 단계 3-6을 반복한다.

**단계 4:** 식 (3.4)로 각 개체에게 새로운 값을 할당한다.

$$x_{ij}(k) = x_{ij}(k-1) + n_i \frac{[f_b(k-1) - f_i(k-1)]}{f_b(k-1)} [x_{bj}(k-1) - x_{ij}(k-1)] \quad (1 \leq j \leq n) \quad (3.4)$$

여기서  $x_{ij}(k)$ 는 재생산 후  $i$ 번째 염색체의  $j$ 번째 요소이며, 재생산 계수  $n_i$

는 평균이  $\eta$ 이고 분산이  $\sigma^2$ 인 정규분포  $N(\eta, \sigma^2)$ 를 따르도록 설정된다.

**단계 5:** 재생산된 염색체  $\mathbf{s}_i(k) = (x_{i1}(k) \ x_{i2}(k) \ \cdots \ x_{in}(k))$ 를 교배급원에 복사한다.

**단계 6:**  $i = i+1$

이 연산자는 식 (3.4)에서 확인할 수 있듯이 다음 몇 가지 특징을 가지고 있다.

- 현 세대 최적 개체와 자신과의 정규화 적합도 차, 최적 개체와 자신과의 벡터 차의 상수 곱에 따라 새로운 값을 할당함으로써 모든 개체들은 현 세대의 최적 개체 쪽으로 끌어 모으려는 동작을 한다. 이때 약한 개체가 강한 개체에 비해서 더 많은 값을 할당받게 되는데, 이것은 약한(루울렛휠 선택에서 소멸될 가능성이 높은) 개체를 최적 개체쪽으로 많이 움직이도록 유도함으로써 루울렛휠 선택에서 강한 개체가 여러 번 복제되는 것과 유사한 역할을 해준다. 한편 강한 개체는 경쟁자로서 원래 위치 부근에 머물게 해준다.
- 최적의 개체와 적합도가 같은 개체들은 반드시 선택된다. 만약  $\mathbf{s}_i(k-1)$ 의 적합도가  $f_i(k-1) = f_b(k-1)$ 이라면 식 (2.4)로부터  $x_{ij}(k) = x_{ij}(k-1)$ 이 된다.
- 정확히 닮은 개체(최적 개체는 제외)라도  $n_i$ 를 적절히 설정함으로써 벡터 공간상의 서로 다른 위치에 할당하는 것이 가능하다. 이것은 세대 초기에 유전적 다양성을 유지하는데 기여한다.

## (2) 교배 연산자(Crossover operator)

자연계 생물들의 성적 재생산을 알고리즘의 형태로 흉내낸 교배 연산은 탐색 공간상의 새로운 점을 찾기 위하여 교배 급원으로부터 어버이 염색체 쌍을 임의

로 선택하고, 임의로 선택된 교배점 이후의 유전인자들을 서로 교환, 결합하여 자손을 생성한다. 이러한 연산은 생성된 자손의 수가 집단의 크기와 같을 때까지 반복된다.

기존의 이진 표현에서는 특정 변수의 스트링을 절단하는 것이 가능하였으나, 실수 표현은 염색체 구조상 불가능하므로 특수한 형태의 연산자가 필요하다. 자주 사용되는 교배 연산자로는 단순교배(Simple crossover)[50], 블록교배(Convex crossover)[51], 선형교배(Affine crossover)[52] 등이 있다.

본 논문에서는 앞장에서 설명한 이진코딩 단순교배와 실수코딩 선형교배를 결합한 형태의 연산자를 사용한다. 이 연산에서는 교배점의 요소는 일차결합 형태로 변경되고, 교배점 이후의 요소들은 서로 교환되는데 다음 6 단계를 거쳐 완성된다.

**단계 1:**  $i = 0$

**단계 2:**  $i < N$  조건이 만족될 때까지 단계 2-6을 반복한다.

**단계 3:** 교배 급원으로부터 아버지 염색체 쌍을 임의로 선택한다.

$$\mathbf{s}_v(\mathbf{k}) = (x_{v1}(\mathbf{k}) \cdots x_{vi}(\mathbf{k}) \ x_{vi+1}(\mathbf{k}) \cdots x_{vn}(\mathbf{k})) \quad (3.5a)$$

$$\mathbf{s}_w(\mathbf{k}) = (x_{w1}(\mathbf{k}) \cdots x_{wi}(\mathbf{k}) \ x_{wi+1}(\mathbf{k}) \cdots x_{wn}(\mathbf{k})) \quad (3.5b)$$

단,  $v, w \in [1, N]$

**단계 4:** 난수  $r \in [0,1]$ 을 발생시켜  $r \leq P_c$ 이면, 교배점  $c \in [1,n]$ 이 발생되고 교배가 이 행된다. 교배점의 두 요소는 일차결합 형태로 교배되고, 이후 요소들은 서로 교환된다.

$$\mathbf{s}'_v(\mathbf{k}) = (x_{vi}(\mathbf{k}) \cdots x'_{vc}(\mathbf{k}) \ x_{w,c+1}(\mathbf{k}) \cdots x_{wn}(\mathbf{k})) \quad (3.6a)$$

$$\mathbf{s}'_w(\mathbf{k}) = (x_{wi}(\mathbf{k}) \cdots x'_{vc}(\mathbf{k}) \ x_{v,c+1}(\mathbf{k}) \cdots x_{vn}(\mathbf{k})) \quad (3.6b)$$

$$\text{단, } x'_{wc}(\mathbf{k}) = \lambda x_{vc}(\mathbf{k}) + (1-\lambda)x_{wc}(\mathbf{k}) \quad (3.7a)$$

$$x'_{vc}(\mathbf{k}) = \lambda x_{wc}(\mathbf{k}) + (1-\lambda)x_{vc}(\mathbf{k}) \quad (3.7b)$$

여기서  $\lambda$ 는 매개변수로서 0과 1 사이의 난수를 사용한다. 반대로  $r > P_c$ 이면 교배가 일어나지 않고  $\mathbf{s}'_v(k) = \mathbf{s}_v(k)$ ,  $\mathbf{s}'_w(k) = \mathbf{s}_w(k)$ 가 된다.

단계 5: 교배된 염색체를 임시집단에 복사한다.

단계 6:  $i = i + 2$

### (3) 돌연변이 연산자 (*Mutation operator*)

재생산과 교배는 세대가 진행되는 동안 지역탐색(*Exploitation*)을 통해 해집단을 강하게 해주지만, 속성상 전역탐색(*Exploration*)하는 능력이 부족하다. 그러므로, 유전알고리즘이 지역해(Local solution)나 사점(Dead corner)에 빠지게 될 경우에는 이로부터 벗어나게 하고, 더 넓은 영역을 탐색할 수 있도록 돌연변이가 필요하다. 실수코딩의 경우에도 돌연변이가 필요하나, 기존의 연산자와는 다른 형태가 되어야 한다. 제안한 유전알고리즘에서는 균등 돌연변이를 돌연변이 연산자로 사용한다. 따라서 특정 요소에 돌연변이가 일어나면 그 요소의 정의영역 하한치와 상한치 사이에서 임의로 발생된 난수값으로 치환한다. 이때 돌연변이 발생유무는 전적으로 돌연변이 확률  $P_m$ 에 따라 결정된다.

#### 3.2.4 엘리트 전략(*Elitist strategy*)

앞에서 언급된 실수코딩 유전알고리즘에서 현 세대에서 최적 개체는 재생산에서 반드시 선택되지만 이후의 교배와 돌연변이를 거치는 동안 파괴될 수도 있다. 최적 개체의 소멸은 좋은 유전인자를 잃게되는 요인이 되므로 다음 세대로 소멸되지 않고 전달되는 것을 보장해 주는 메커니즘이 필요하다. 이를 위해 엘리트 전략(*Elitist strategy*)을 사용한다. 이전 세대의 최적 개체를 저장하고 있다가 만약 현 세대의 마지막 단계에서 최적 개체가 파괴되면 저장된 개체를 현 세

대의 가장 약한 개체와 교환해 준다. 엘리트 전략은 일반적으로 유전알고리즘의 성능을 개선해 주는 것으로 알려져 있다[53].

그림 3.2는 엘리트 전략을 채용하는 유전알고리즘의 연산을 보여주고 있다.

```
Real_CodedGeneticAlgorithm()  
{  
    k = 0;  
    Initialize P(k);  
    Evaluate P(k);  
    While(not termination condition)  
    {  
        k = k+1;  
        Reproduce P(k) from P(k-1);  
        Crossover and mutate P(k);  
        Evaluate P(k);  
        Apply elitism;  
    }  
}
```

그림 3.2. 엘리트 전략을 채용하는 실수코딩 유전알고리즘

Fig. 3.2 Real-coded genetic algorithm employing the elitist strategy

### 3.3 시스템 모델링

선박의 운동 중, 롤링과 피칭이 위성안테나가 위성을 지향하는데 큰 영향을 미치기 때문에, 안테나의 페디스틀의 안정화는 롤링과 피칭 축을 주로 고려한다.

페디스틀의 각 축에 부착된 센서는 선박의 운동을 축 단위로 분해하여 검출한다. 따라서, 각 축의 구동용 액추에이터의 입력(제어입력)으로부터 센서출력까지 모델 방정식을 쓰면 다음과 같다[54].

$$Y_i(s) = \frac{K_i e^{-L_i s}}{(1 + T_i s)} U_i(s) \quad (i= r, p) \quad (3.8)$$

여기서  $U_i(s)$ 는 제어입력,  $Y_i(s) = \Theta_i(s)$ 는 경사각 출력,  $K_i$ 는 이득,  $T_i$ 는 시정수,  $L_i$ 는 시간지연이다. 식에서 첨자  $r$ 는 롤링 축,  $p$ 는 피칭 축을 뜻한다.

식 (3.8)에서 시간지연 요소  $e^{-L_i s}$  는 다음과 같은 테일러 급수(Taylor series)로 표시할 수 있다.

$$e^{-L_i s} = \frac{e^{-\frac{L_i s}{2}}}{e^{\frac{L_i s}{2}}} = \frac{1 - \frac{L_i}{2} s + \frac{L_i^2}{4} s^2 - \frac{L_i^3}{12} s^3 \dots}{1 + \frac{L_i}{2} s + \frac{L_i^2}{4} s^2 + \frac{L_i^3}{12} s^3 \dots} \quad (3.9)$$

식(3.9) 에서 2차항 이상의 고차항을 무시하면 다음과 같다.



$$e^{-L_i s} \cong \frac{1 - \frac{L_i}{2} s}{1 + \frac{L_i}{2} s} \quad (3.10)$$

식 (3.10)과 같이 시간지연 요소를 일차계로 근사화하고, 상태변수를 다음과 같이 정의하면

$$\mathbf{x}_{i1} = \Theta_i \quad (3.11a)$$

$$\mathbf{x}_{i2} = \dot{\Theta}_i - b_{i1} u_i \quad (3.11b)$$

식 (3.12)의 방정식을 얻을 수 있다.

$$(S) \begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_i = A_i \mathbf{x}_i + B_i u_i + d_i & (i= r, p) \\ y_i = C_i \mathbf{x}_i \end{cases} \quad (3.12a)$$

$$A_i = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -a_{i2} & -a_{i1} \end{pmatrix}, B_i = \begin{pmatrix} b_{i1} \\ b_{i2} - a_{i1} b_{i1} \end{pmatrix}, C_i = [1 \quad 0] \quad (3.12b)$$

$$a_{i1} = \frac{2}{L_i} + \frac{1}{T_i}, a_{i2} = \frac{2}{T_i L_i}, b_{i1} = -\frac{K_i}{T_i}, b_{i2} = \frac{2K_i}{T_i L_i} \quad (3.12c)$$

여기서  $\mathbf{x}_i = [x_{i1} \ x_{i2}]^T$ 는 상태벡터,  $y_i = \Theta_i$ 는 출력,  $d_i$ 는 외란이다. 특히 선체 운동은 제어시간에 비하면 상대적으로 매우 느리므로 외란은 제어시간 동안 일정한 것으로 간주할 수 있다.

### 3.3.1 RCGA를 이용한 파라미터 추정

모델의 구조와 차수가 결정되면 다음 작업은 파라미터를 추정하는 것이다. 그림 3.3은 롤링 축과 피칭 축 모델의 파라미터를 얻기 위한 계통도이다.

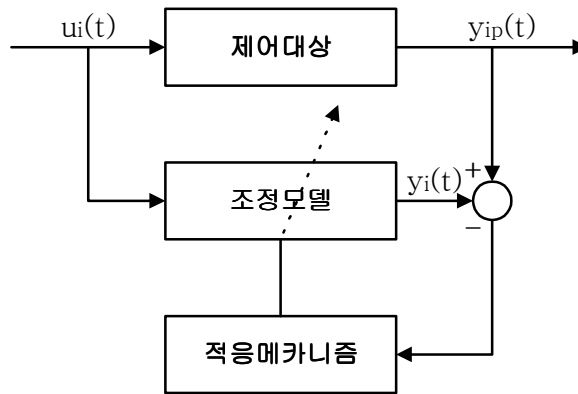


그림 3.3 모델의 파라미터 추정 계통도

Fig. 3.3 Block diagram for estimating model parameters

적응 메커니즘은 시스템과 모델의 출력 차가 최소가 되도록, 즉 모델의 동특성이 시스템의 동특성에 가깝도록 모델의 파라미터를 조정하게 된다[55]. 이 때 사용되는 목적함수는 다음과 같다.

$$J(\phi_i) = \int_0^{t_f} |y_{ip}(t) - y_i(t)| dt \quad (i = r, p) \quad (3.13)$$

여기서  $\phi_i = [K_i \ T_i \ L_i]^T$ 는 조정되는 파라미터 벡터이고,  $y_{ip}(t)$ 와  $y_i(t)$ 는 각각 롤링 축 또는 피칭 축 시스템과 모델의 출력이고,  $t_f$ 는 최종 적분시간으로서 이 이후의 적분 값이 무시되어도 좋을 정도로 충분히 큰 값이다.

본 논문에서는 비선형 최적화 문제인 대상모델의 파라미터 추정을 위해 RCGA [56-57]를 이용한다. 개체집단이 진화해 가는 동안 RCGA는 개체간의 우열을 가리기 위하여 적합도를 필요로 하는데, 다음 적합도 함수가 선택되었다.

$$f(\mathbf{s}) = -J(\Phi_i) + \delta \quad (3.14)$$

여기서  $\delta$ 는 전 세대 동안  $f(\mathbf{s}) \geq 0$ 의 관계가 만족되도록 선택되는 계수로서, 집단내에 선택압(Selection pressure)이 적절히 유지되도록 변경된다[57].

페디스틀의 파라미터 추정을 위해 입출력 신호의 계측 데이터가 요구된다. 시스템이 동작점(수평)에 있을 때, 입력으로

$$u_i = 10\sin\left(\frac{\pi}{30}t\right) + \sin\left(\frac{\pi}{10}t\right) + 5\sin\left(\frac{\pi}{6}t\right) \quad (i = r, p) \quad (3.15)$$

를 가하고 출력을 계측하였다. 그림 3.4에 시스템의 입출력 신호가 나타나 있다.

이 때 샘플링 시간은  $T = 0.05$  sec이었다. RCGA의 매개변수로 집단크기  $N = 20$ , 재생산 계수  $n_j = 1.7$  ( $1 \leq j \leq N$ ), 교배확률  $P_c = 0.9$ , 돌연변이 확률  $P_m = 0.1$ 을 사용하였다[56].  $K_i$ ,  $T_i$ ,  $L_i$ 의 탐색 구간은  $0 < K_i, T_i, L_i \leq 5$ 로 설정하였고,  $t_f = 20$ 으로 하였다.

실험 결과 롤링 축 모델의 추정치로  $K_i = 0.941$ ,  $T_i = 0.642$ ,  $L_i = 0.094$  ( $a_{i1} = 22.743$ ,  $a_{i2} = 32.980$ ,  $b_{i1} = -1.465$ ,  $b_{i2} = 31.044$ )를 얻었고, 페디스틀의 구조적 유사성 때문에 피칭 축의 파라미터도 같았다. 그림 3.5는 파라미터 추정 과정의 한 예를 보여준다.

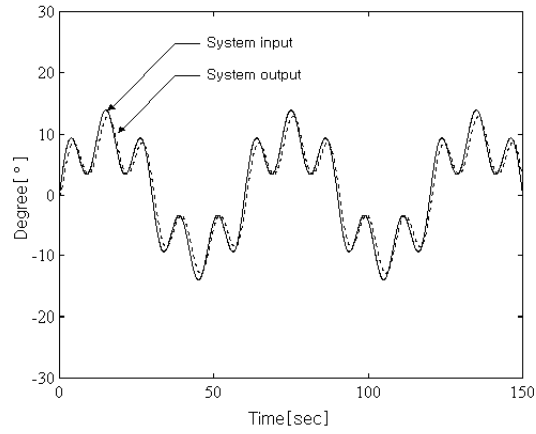


그림 3.4 시스템 입출력 신호  
Fig. 3.4 System input/output signal

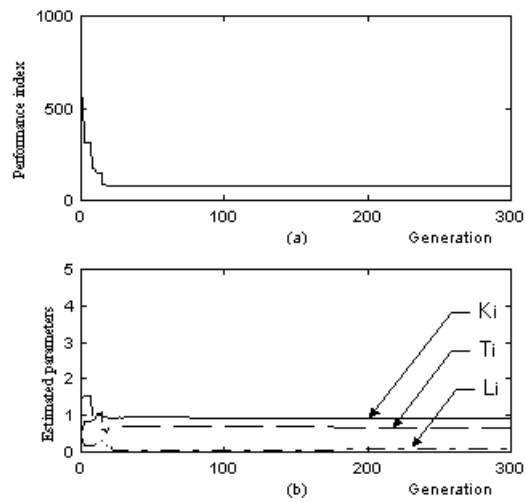


그림 3.5 파라미터 추정  
(a) 성능지수, (b) 추정 파라미터  
Fig. 3.5 Parameter estimation  
(a) Performance index, (b) Estimated parameters

### 3.3.2 추정 모델의 검증 실험

앞 절에서 추정한 시스템의 모델이 실제 시스템과 어느정도 근접한 출력을 가지는지를 판단하기 위해서 다른 입력 신호를 사용해 보았다. 그림 3.6은 식 (3.16)의 입력 신호를 나타낸 것이다. 그림 3.7은 입력 신호를 실제 시스템과 시스템의 모델에 가했을 때, 출력 신호를 나타낸 것이다. 거의 일치함을 알 수 있다. 그림 3.8은 두 출력 신호의 차로 같은 식별 오차를 보여준다. 식별 오차를 보면 거의 시스템에 근접하게 모델링 되었음을 알 수 있다.

$$u_i = 13\sin\left(\frac{\pi t}{2}\right)\cos\left(\frac{\pi t}{4}\right) + \sin\left(\frac{2t}{\pi}\right) \quad (i= r, p) \quad (3.16)$$

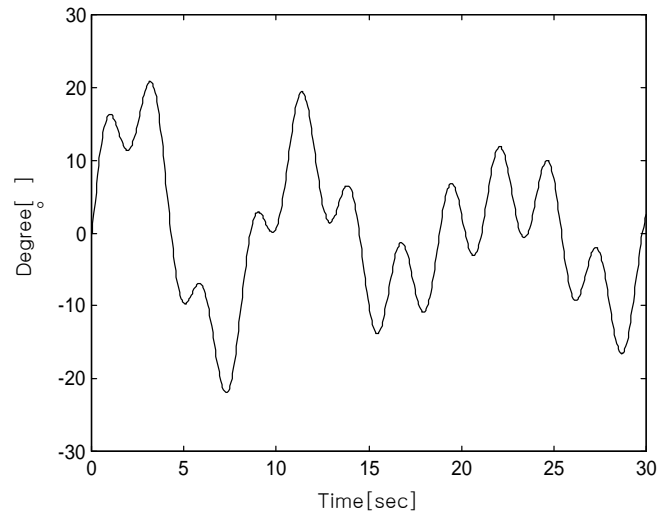


그림 3.6 시스템 입력 신호

Fig. 3.6 System input signal

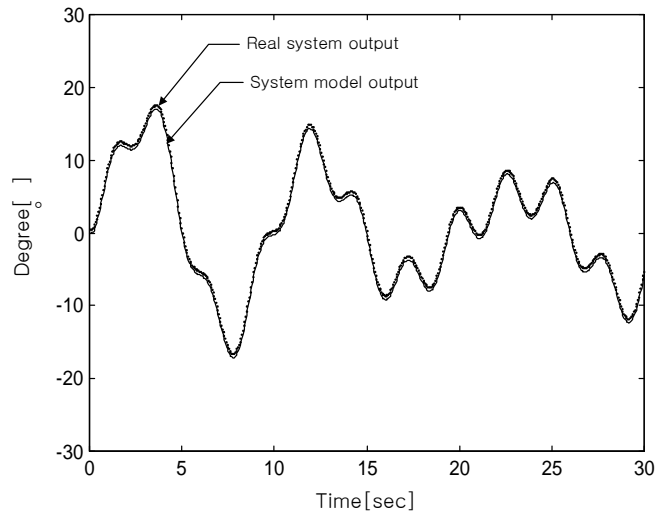


그림 3.7 시스템 출력 신호

Fig. 3.7 System output signal

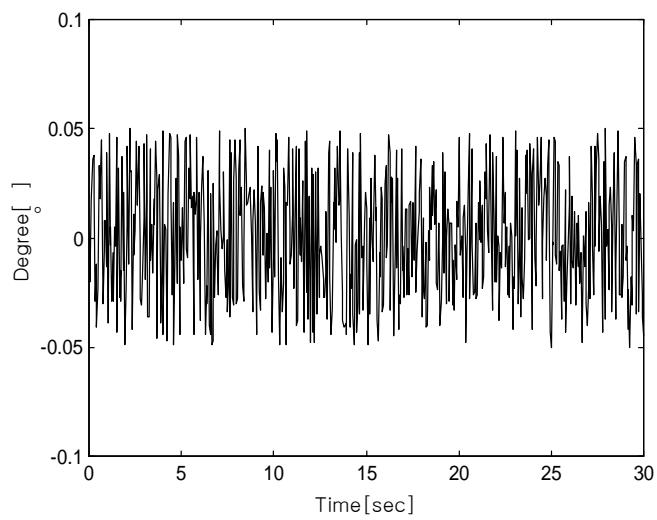


그림 3.8 시스템 식별오차

Fig. 3.8 System estimation error

### 3.4 안정화 제어기 설계

#### 3.4.1 상태 궤환 제어기

여기서는 앞에서 얻어진 선형모델을 기반으로 안정화 상태 궤환 제어기를 설계한다. 안테나 Pedestal의 안정화 문제는 결국 최적 조정기 설계 문제로 귀착되어진다. 최적 조정기 설계에 있어서 외란으로 인해 발생할 수 있는 정상편차를 줄이기 위하여 적분기를 도입한다.

$$z_i = \int y_i dt \quad (3.17)$$

양변을 한번 미분하고 식 (3.12a)와 결합하면

$$(\tilde{S}_i) \begin{cases} \dot{\tilde{\mathbf{x}}}_i = \tilde{\mathbf{A}}_i \tilde{\mathbf{x}}_i + \tilde{\mathbf{B}}_i u_i + \tilde{\mathbf{d}}_i \quad (i= r, p) \\ y_i = \tilde{\mathbf{C}}_i \tilde{\mathbf{x}}_i \end{cases} \quad (3.18a)$$

여기서

$$\tilde{\mathbf{x}}_i = \begin{pmatrix} \mathbf{x}_i \\ z_i \end{pmatrix}, \quad \tilde{\mathbf{A}}_i = \begin{pmatrix} \mathbf{A}_i & 0 \\ \mathbf{C}_i & 0 \end{pmatrix}, \quad \tilde{\mathbf{B}}_i = \begin{pmatrix} \mathbf{B}_i \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \tilde{\mathbf{d}}_i = \begin{pmatrix} \mathbf{d}_i \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \tilde{\mathbf{C}}_i = [\mathbf{C}_i \ 0] \quad (3.18b)$$

이다.

확장시스템 ( $\tilde{S}_i$ )는 원래의 시스템 (S)가 가제어하고,  $p\left(\begin{matrix} B_i & A_i \\ 0 & C_i \end{matrix}\right) = 3$ 의 관계가 성립되면 가제어하게 된다[58]. 확장시스템에서 외란을 제외한 시스템을 점근적으로 안정하게 하면서 다음의 평가함수

$$J_i = \int (\tilde{\mathbf{x}}_i^T Q_i \tilde{\mathbf{x}}_i + \tilde{\mathbf{u}}_i^T r_i \tilde{\mathbf{u}}_i) dt \quad (i= r, p) \quad (3.19)$$

를 최소로 하는 제어법칙은 다음과 같다.

$$u_i = -G_i \tilde{\mathbf{x}}_i = -G_{i1} \mathbf{x}_i + g_{i3} \int y_i dt \quad (i= r, p) \quad (3.20)$$

여기서  $G_i = [g_{i1} \ g_{i2} \ g_{i3}] = -r_i^{-1} \tilde{B}_i^T K_i$ 이고  $K_i$ 는 Riccati 행렬방정식의 해가 된다. 한편 식 (3.19)에서  $Q_i$ 와  $r_i$ 는 각각 양의 반한정 행렬, 양의 계수이고 전체 시스템의 성능을 결정짓는 중요한 변수로서 사용자에게 의해 적절히 결정된다.

피이드백 이득행렬을 얻기 위한  $Q_i$ 와  $r_i$ 는 각각

$$Q_r = Q_p = \begin{pmatrix} 10 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 50 \end{pmatrix}, \quad R_r = R_p = 5 \quad (3.21)$$

로 선택하였고 그 결과  $G_r = G_p = [2.023 \ 0.293 \ 3.162]$ 을 얻었다. 그림 3.9는 롤링과 피칭 축이 각각  $\mathbf{x}_r = [20 \ 0]^T$ ,  $\mathbf{x}_p = [-10 \ 0]^T$  위치에 있을 때, 시스템을 가동하고 각 축의 경사각 신호를 계측하고 그런 것이다. 효과적으로 안정화 제어를 수행하고 있음을 알 수 있다.



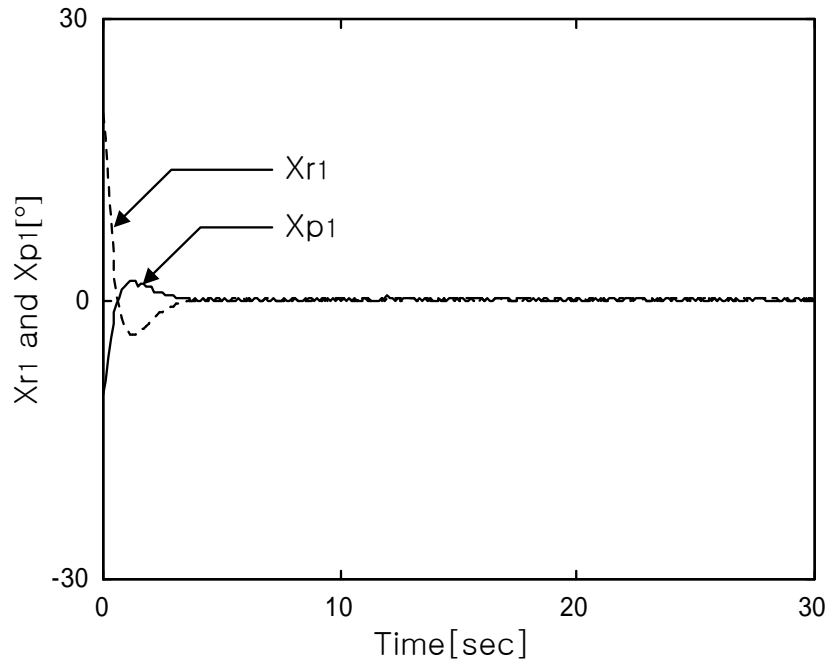


그림 3.9 시스템의 응답

Fig. 3.9 System response

### 3.4.2 실험 및 검토

지금까지 구현된 위성안테나 시스템의 안정화 기능을 시험하기 위하여 선박운동 시뮬레이터를 이용하였다. 선박운동 시뮬레이터는 실제 선박의 운동환경을 구축하여, 안테나의 성능시험을 수행하기 위한 장비로서 자체적으로 제작한 것이다. 이 시험 장비는 선박의 운동성분인 롤, 피치 및 요를 모터를 이용하여 시뮬레이션할 수 있도록 고안, 제작하였다. 선박운동 시뮬레이터는 부록의 사진 6에 나타내었다. 또한, 종합적인 실험을 위해 실외에 설치되게 되므로 비, 바람으

로부터 보호하기 위하여 2m 크기의 섬유유리 재질로 만들어진 대형 레이돔 내부에 선박운동 시뮬레이터를 설치하였다. 2m 레이돔은 부록의 사진 5에 나타내었다.

실험은 위성안테나를 선박운동 시뮬레이터에 설치하여 1축에 대해서만 실시하였다. 원래는 안테나 페디스틀의 롤 축과 피치 축을 각각 실험했는데, 구조적인 유사성으로 비슷한 결과가 나와서 여기서는 하나의 결과만 나타내었다. 성능 평가를 위한 각속도 센서와 경사센서의 실험 측정치는 통신 케이블을 이용하여 컴퓨터로 전송하여 저장한 후, 그래프로 출력하였다.

성능의 검증기준은 INMARSAT의 권고치를 참고했다. INMARSAT에서 롤은 진폭이  $30^\circ$ 이고 주기가 8 sec, 피치는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 6 sec, 요는 진폭이  $8^\circ$ 이고 주기가 50 sec 인 선박의 운동환경에서 위성안테나가 동작할 수 있도록 권고하고 있다. 여기서 요는 선박의 선회운동보다 움직임이 적으므로 2장에서 언급한 선박의 헤딩 변화를 단위 피드백으로 추종하는 아지무스 축 제어에 포함되어 제어된다.

롤에 대한 각도 권고치 그래프를 그림 3.10에 나타내고, 이에 대한 각속도 그래프를 그림 3.11에 나타내었다. 각도의 진폭이  $30^\circ$ 이고 주기가 8 sec 일때, 최대 각속도는  $24^\circ/\text{sec}$  정도임을 알 수 있다. 그림 3.12과 그림 3.13은 피치에 대한 각도와 각속도 권고치 그래프이다. 각도의 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 6 sec 일때, 최대 각속도는  $15^\circ/\text{sec}$  정도임을 알 수 있다. 이 기준들을 이용해 실험할 값을 결정했다. 제작된 선박운동 시뮬레이터는 최대  $30^\circ/\text{sec}$  정도의 속도와  $\pm 15^\circ$ 의 각도 범위로 동작한다. 피치는 실험에 문제가 없으나 롤은 권고치 대로 실험을 할 수 없었다. 따라서, 각속도의 최대 값과 주기로 유사한 기준을 정해 간접적으로 실험을 하였다.

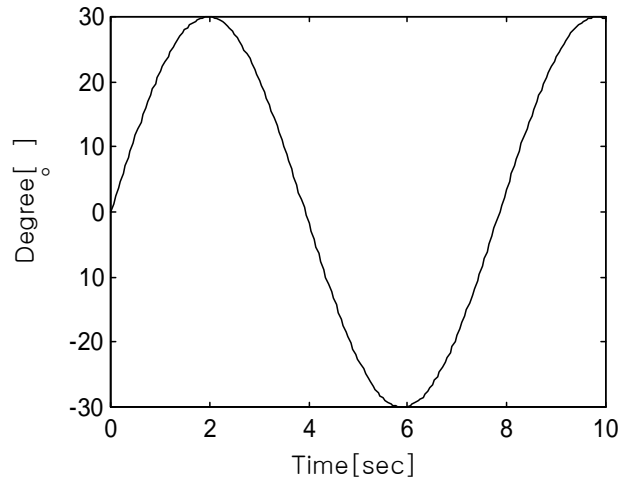


그림 3.10 롤 각도 권고치

Fig. 3.10 Recommended *value* of roll angle

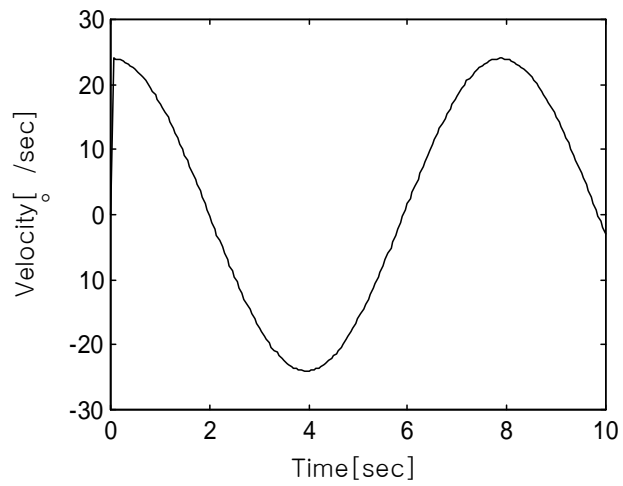


그림 3.11 롤 각속도 권고치

Fig. 3.11 Recommended *value* of roll angular velocity

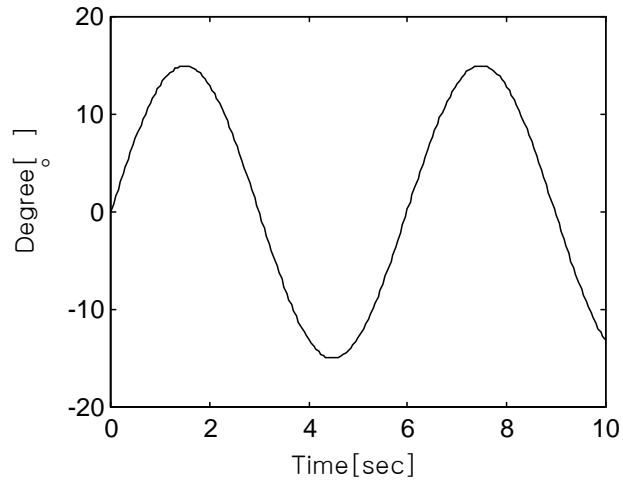


그림 3.12 피치 각도 권고치

Fig. 3.12 Recommended *value* of pitch angle

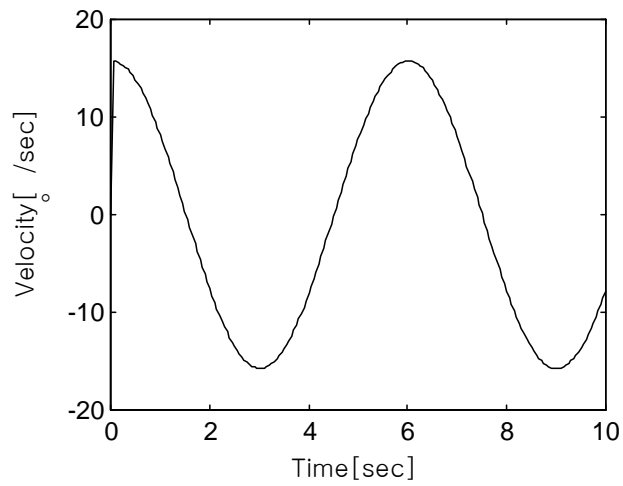


그림 3.13 피치 각속도 권고치

Fig. 3.13 Recommended *value* of pitch angular velocity

먼저 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 8 sec 인 운동에서 1축에 대하여 실험을 실시하였다. 선박운동 시뮬레이터가 이와 같이 움직일 경우, 그림 3.14와 같은 각도와 그림 3.15와 같은 각속도 그래프가 측정되었다. 여기서 각속도 그래프를 보면 최대 값이  $18^\circ/\text{sec}$  정도임을 알 수 있다. 피치 운동의 각속도 최대 값인  $15^\circ/\text{sec}$ 에 비해 조금 높다. 하지만, 각속도의 주기는 피치 운동의 비해 조금 느리게 나타났다. 실험결과 안정화 제어기는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 8 sec 인 시뮬레이터의 운동에 대하여 그림 3.16과 같이 약  $\pm 0.6^\circ$  정도의 오차를 가지고 안정화되었다.

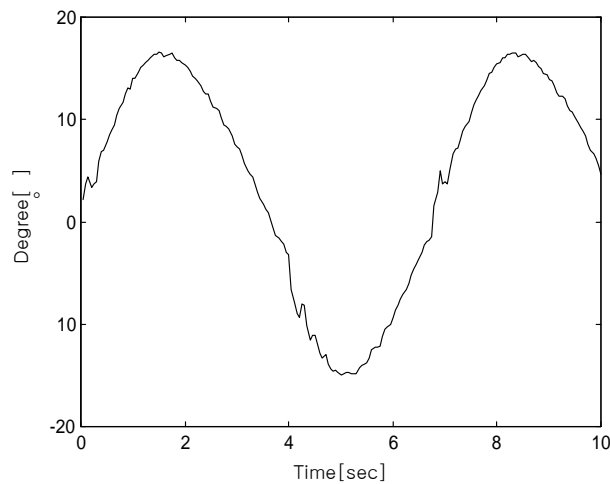


그림 3.14 각도 측정치

Fig. 3.14 Measurement value of angle

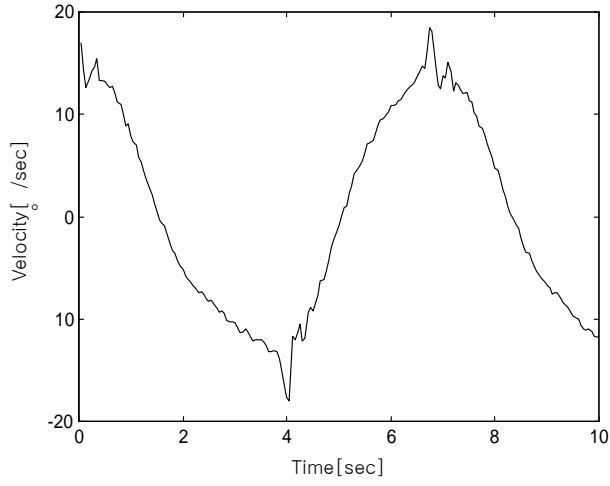


그림 3.15 각속도 측정치

Fig. 3.15 *Measurement value of angular velocity*

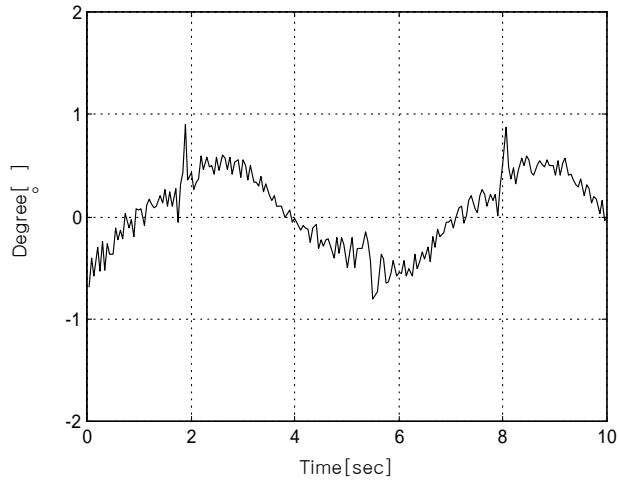


그림 3.16 에러 측정치

Fig. 3.16 *Measurement value of error*

다음은 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서 1축에 대하여 실험을 실시하였다. 선박운동 시뮬레이터가 이와 같이 움직일 경우, 그림 3.17과 같은 각도와 그림 3.18과 같은 각속도 그래프가 측정되었다. 역시 각속도 그래프를 보면 최대 각속도가  $24^\circ/\text{sec}$  정도임을 알 수 있다. 이것은 물 운동의 최대 각속도인  $24^\circ/\text{sec}$  와 비슷한 값이다. 하지만, 각속도의 주기는 물 운동에 비해 훨씬 빠르게 나타났다. 실험결과 안정화 제어기는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 시뮬레이터의 운동에 대하여 그림 3.19와 같이 약  $\pm 1^\circ$ 정도의 오차를 가지고 안정화되었다.

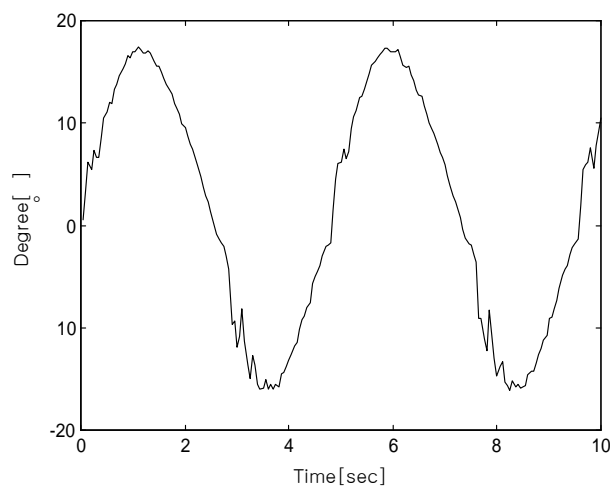


그림 3.17 각도 측정치

Fig. 3.17 Measurement value of angle

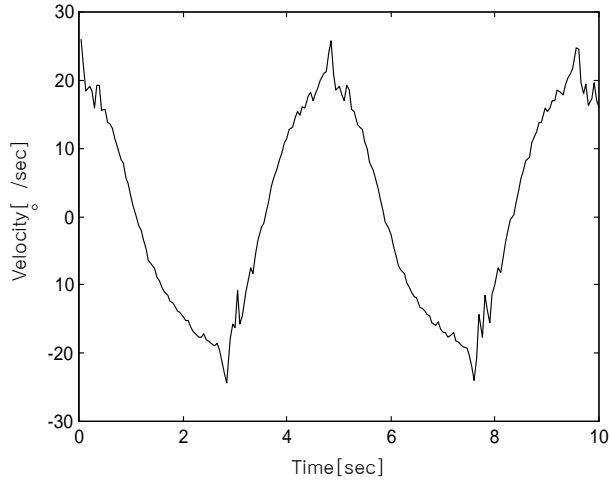


그림 3.18 각속도 측정치

Fig. 3.18 *Measurement value of angular velocity*

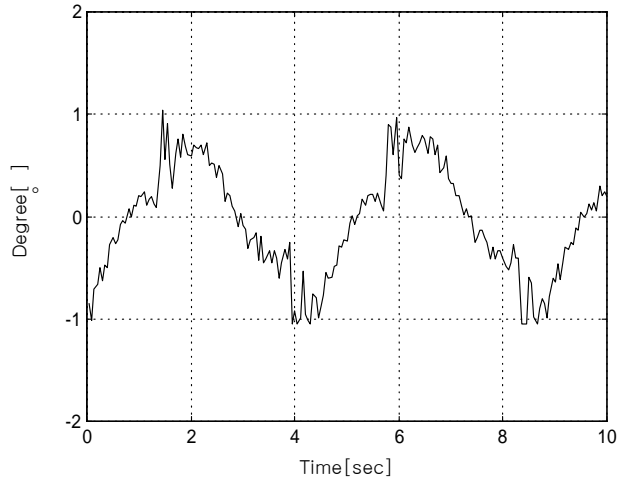


그림 3.19 에러 측정치

Fig. 3.19 *Measurement value of error*



마지막으로 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 4 sec 인 운동에서 1축에 대하여 실험을 실시하였다. 선박운동 시뮬레이터가 이와 같이 움직일 경우, 그림 3.20과 같은 각도와 그림 3.21과 같은 각속도 그래프가 측정되었다. 각속도 그래프를 보면 최대 각속도가  $30^\circ/\text{sec}$  정도임을 알 수 있다. 이것은 롤 운동의 최대 각속도인  $24^\circ/\text{sec}$  보다 큰 값이다. 각속도의 주기도 매우 빠르게 나타났다. 실험결과 안정화 제어기는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 시뮬레이터의 운동에 대하여 그림 3.22와 같이 약  $\pm 1.5^\circ$  정도의 오차를 가지고 안정화되었다.

이 정도의 지향오차를 가지는 경우, 파라볼라 안테나의 디쉬 지름이 60cm ~ 90cm 정도의 크기에선 위성 TV의 시청이 가능했지만, 그 이상의 크기에선 불가능하였다.

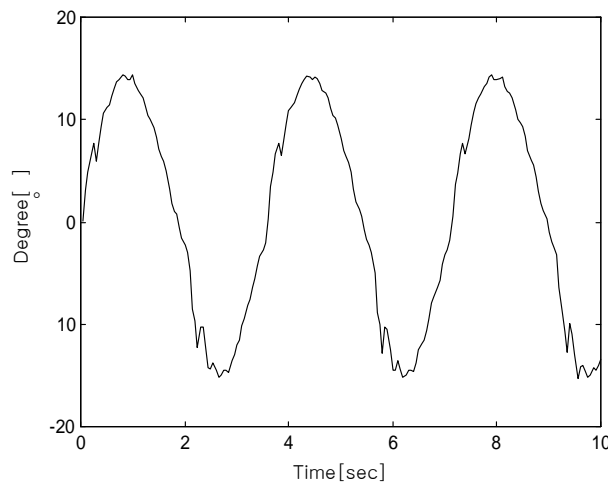


그림 3.20 각도 측정치

Fig. 3.20 Measurement value of angle

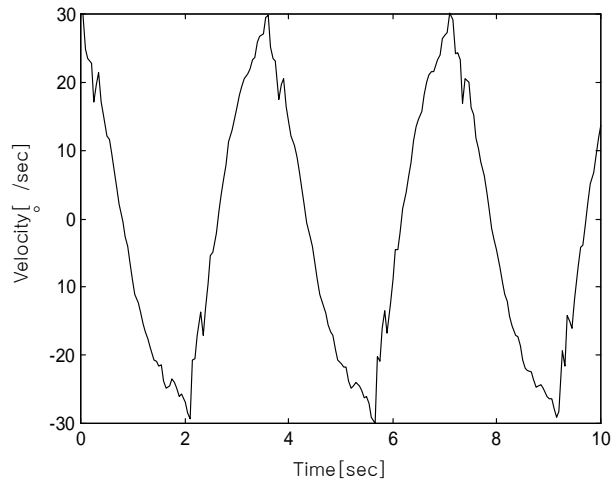


그림 3.21 각속도 측정치

Fig. 3.21 *Measurement value of angular velocity*

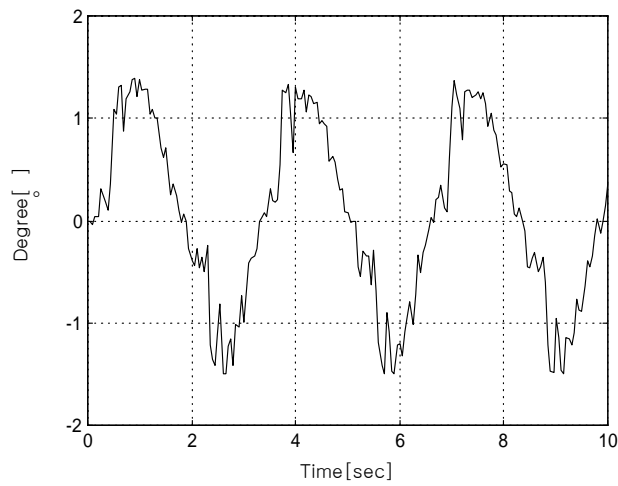


그림 3.22 에러 측정치

Fig. 3.22 *Measurement value of error*

### 3.5 결론

본 장에서는 안테나 시스템의 안정화 기능을 구현하기 위해서 RCGA를 이용하여 시스템을 모델링하고, 이 시스템 모델을 바탕으로 안정화 제어기를 설계하였다. 설계된 안정화 제어기는 선박운동 시뮬레이터를 이용하여 1축에 대해서만 실험하였다. 성능 평가를 위한 각속도 센서와 경사센서의 실험 측정치는 통신 케이블을 이용하여 컴퓨터로 전송하여 저장한 후, 그래프로 출력하였다. 성능의 검증은 INMARSAT의 권고치인 롤은 진폭이  $30^{\circ}$ 이고 주기가 8 sec, 피치는 진폭이  $15^{\circ}$ 이고 주기가 6 sec 인 선박의 운동환경에서 위성안테나가 동작할 수 있도록 하는 기준을 참고했다. 제작된 선박운동 시뮬레이터는 최대  $30^{\circ}/\text{sec}$  정도의 속도와  $\pm 15^{\circ}$ 의 각도 범위로 동작하므로 피치는 직접적으로 실험을 할 수 있었으나, 롤은 각속도의 최대 값과 주기로 유사한 기준을 정해 간접적으로 실험을 하였다. 실험결과 진폭이  $15^{\circ}$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서  $\pm 1^{\circ}$ 정도의 오차를 가지고 안정화되었다. 실험을 통하여 모델은 실제 시스템에 가깝게 모델링 되었으며, 안정화 제어기도 성능을 만족함을 알 수 있었다.

## 제 4 장 추적 알고리즘 개발

### 4.1 서언

추적(Tracking)기능은 안정화 기능과 함께 선박용 위성안테나 시스템에서 두 가지 주요 기능 중 하나로 선박이 이동하더라도 안테나가 항상 위성을 지향하도록 해주는 기능이다. 추적 방식을 다시 한번 더 정리해 보면, 현재 사용되고 있는 것으로 코니칼(Conical), 멀티 혼(Multi-horn), 스텝(Step) 추적 방식[16-19] 등이 있다. 코니칼 추적 방식은 안테나 수신 단을 원추 형태로 회전시켜 위성 방향이 회전의 중심 축에 있을 때는 신호세기가 일정하지만 그렇지 못한 경우에는 신호세기가 달라지는 점을 이용한 것이다. 이 방식은 수신 단을 회전시키는 기계 구조가 필요하므로 파라볼라 안테나 구조상 앞부분이 무거워지므로 대형 안테나에만 적용된다. 멀티 혼 추적 방식은 코니칼 방식을 개선하여 기계구조를 없앤 것으로 여러 개의 혼(LNB)을 대칭적으로 배치하여 신호세기를 판정하는 방식인데, 통상 4개의 수신단이 필요하다. 스텝 추적은 일정시간 간격으로 안테나를 미소 각도로 상하좌우로 이동시키면서 신호세기를 측정하여 최대 레벨을 찾는 방식으로서, 구현이 간단하고 부가적인 기계구조가 요구되지 않아 소형 안테나의 대부분에 채택되고 있다[16-17].

그러나 기존의 스텝 추적은 방위각과 양각에 대해 서로 독립적으로 방향을 결정함으로써 수신점을 놓치는 경우가 발생하며, 한 스텝씩만 움직이게 되므로 최대점을 찾는 데 많은 시간이 소요된다. 따라서, 본 장에서는 기존의 스텝 추적 방식의 단점을 개선할 수 있는 알고리즘을 제안한다. 제안하는 알고리즘은 구배(Gradient)에 기초한 것으로서 적절한 탐색 패턴을 통해 방위각과 양각을 변경

하면서 계측된 위성 세기 신호를 이용하여 최적의 지향각을 탐색하게 된다. 제안한 방법의 우수성을 검증하기 위하여 실험을 실시하였다. 먼저, 파라볼라 안테나의 신호 세기 분포를 알아보고, 서칭(Searching)과 추적 동작에 대하여 언급하기로 한다.

## 4.2 위성 신호의 세기 분포

그림 4.1은 방위각과 양각의 변화에 따른 위성 신호의 세기(Signal intensity)를 ACU로부터 통신을 통해 받아 그린 것이다.

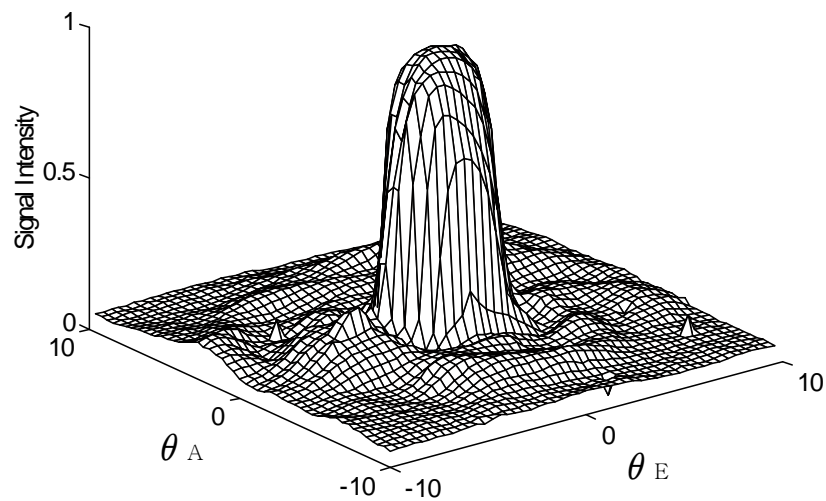


그림 4.1 신호의 세기( $-10^\circ \leq \theta_A, \theta_E \leq 10^\circ$ )

Fig. 4.1 Signal intensity( $-10^\circ \leq \theta_A, \theta_E \leq 10^\circ$ )

최대 레벨을 가지는 지향점을 중심으로 방위각과 양각을  $0.2^\circ$ 씩 증감해 가면서 계측한 전압 신호를 최소값과 최대값 사이에서 선형적으로 정규화 한 것이다. 이 신호에는 파라볼라 안테나의 특성이 그대로 나타나고 있다. 최대값을 갖는 지향점을 중심으로 세기가 지수함수 형태로 감소하는 그래프로 나타난다.

이러한 특성 때문에 수신가능 지역에서는 이득이 크지만, 그 외의 지역에서는 거의 신호가 잡히지 않는다. 따라서 먼저 서칭 과정을 통해 수신가능 지역을 탐색해 들어간 후, 추적 과정을 통해 최고 수신점을 찾도록 지향각을 변경시키는 작업이 필요하다.

### 4.3 서칭(Searching)

그림 4.2는 위성 신호의 세기의 등고선을 그린 것이다. 등고선에서 보는 바와 같이 위성 신호는 대체로 목표 위성 위치의 약  $\pm 2^\circ$ 범위 내에서만 수신되고 이 범위를 벗어나면 수신이 불가능하다. 그런데, 처음에 계산한 위치와 실제 위성과의 위치가 다를 수가 있다. 목표 위성의 위치를 입력할 때 약간의 오차를 가진 값을 입력했다든지, 안테나 설치시의 오차, 입력 도중에 안테나의 위치가 이동되었을 경우가 그 원인이다. 따라서 연속적인 추적을 위해서는 광범위한 영역에서 약  $\pm 2^\circ$ 이내의 위성 신호 영역을 찾는 과정이 필요하다. 서칭은 추적의 부분적인 기능으로서 예상한 목표 위성의 위치를 시작점으로, 실제 위성 위치의 약  $\pm 2^\circ$ 의 영역을 찾는 기능이다.

이를 위해 본 논문에서는 코니칼(Conical) 동작과 비슷하면서 프로그램 구현이 간단한 피라미달 스캐닝 방식을 채택하였다(그림 4.3 참조). 그림에서 보듯이 중심으로부터 일정한 비율의 사각형을 그리면서 위성 신호의 입력이 있을 때까지 스캐닝 과정을 거쳐 신호 영역을 찾게 된다.

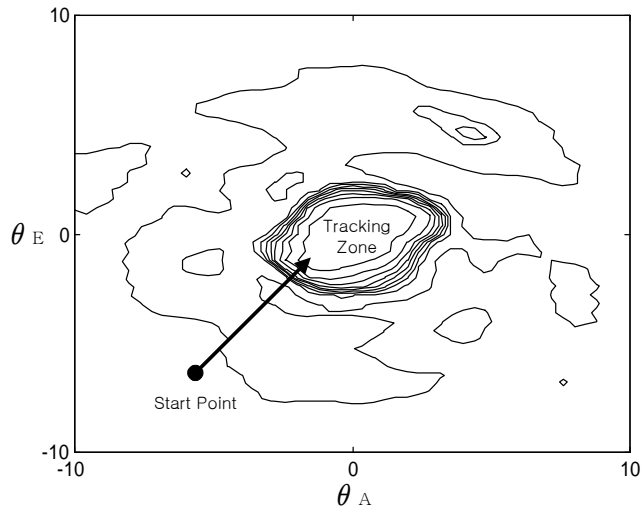


그림 4.55 신호의 등고선

Fig. 4.2 A contour of signal

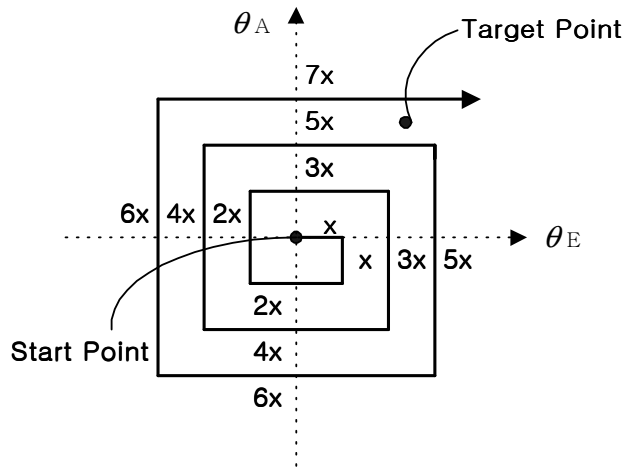


그림 4.3 피라미달 스캐닝

Fig. 4.3 Pyramidal scanning

## 4.4 추적(Tracking)

추적은  $\pm 2^\circ$  범위 이내에서 적용되며, 주로 선박의 항행에 따라 선박에서 보는 위성 방향의 변화에 의해서 발생하는 방위각과 양각의 오차를 보정한다. 일정한 시간 간격으로 안테나 각도를 미세하게 변화시키면서 수신 레벨의 변화를 관찰하여 최대 수신 지점을 찾는다.

### 4.4.1 기존의 추적 알고리즘

현재까지 파라볼라 위성안테나 시스템의 추적에 자주 응용되고 있는 알고리즘으로는 앞에서 언급한 코니칼, 멀티 혼, 스텝 추적 방식 등이 있다. 이 중에서도 스텝 추적 방식은 구현이 간단하고 부가적인 기계구조가 요구되지 않아 소형 안테나를 중심으로 많이 채택되고 있다. 스텝 추적은 지향각을 미세하게 움직여 위성 신호의 최고점을 찾는 방법으로서, 현재의 수신 레벨을 일시 기억하고 있다가, 좌우(방위각) 또는 상하(양각) 방향으로 한 스텝씩 번갈아 가며 변화시켜서 수신된 두 신호 레벨과 비교하여 제일 큰 쪽으로 진행하여 나가게 된다.

그림 4.4는 스텝 추적의 원리를 보여주고 있다. 이 방식은 방위각과 양각에 대해 독립적으로 한번씩 번갈아 가며 진행되기 때문에, 양각의 경우는 첨자를  $E$ 로 수정하면 된다. 추적 패턴은 그림 4.5와 같다.

이 알고리즘은 단순해서 구현하기가 쉽지만, 방위각과 양각에 대해 서로 독립적으로(실제 신호는 두 각의 함수) 방향을 결정함으로써 최고점에 도달해서도 지그재그로 탐색하여 수신 점을 놓치는 경우가 발생하며, 한 스텝씩만 움직이게 되므로 최고점을 찾는데 다소 시간이 소요된다.



**Procedure StepTrackingAlgorithm**

Set  $k = 0$  and initialize  $\Theta_A(k)$ ;  
*Measure*  
 $J_1(k) = J_1(\Theta_A(k))$ ,  
 $J_2(k) = J_2(\Theta_A(k) + \Delta\Theta_A)$ ,  
 $J_3(k) = J_3(\Theta_A(k) - \Delta\Theta_A)$  and find  
 $J_{\max} = \max\{J_1(k), J_2(k), J_3(k)\}$ ;  
**While** < termination conditions are not met >  
**If**  $J_{\max} = J_1(k)$   
Set  $\Theta_A(k+1) = \Theta_A(k)$ ;  
**Else if**  $J_{\max} = J_2(k)$   
Set  $\Theta_A(k+1) = \Theta_A(k) + \Delta\Theta_A$ ;  
**Else**  
Set  $\Theta_A(k+1) = \Theta_A(k) - \Delta\Theta_A$ ;  
**End if**  
*Measure*  $J_1(k+1), J_2(k+1), J_3(k+1)$  and find  
 $J_{\max} = \max\{J_1(k+1), J_2(k+1), J_3(k+1)\}$ ;  
Set  $k = k+1$ ;  
**End while**

그림 4.4 스텝 추적 알고리즘

Fig. 4.4 Step tracking algorithm

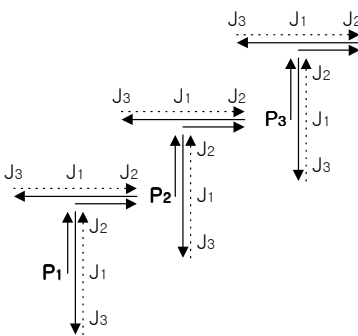


그림 57.5 스텝 추적 패턴

Fig. 4.5 Step tracking pattern

#### 4.4.2 제안된 추적 알고리즘

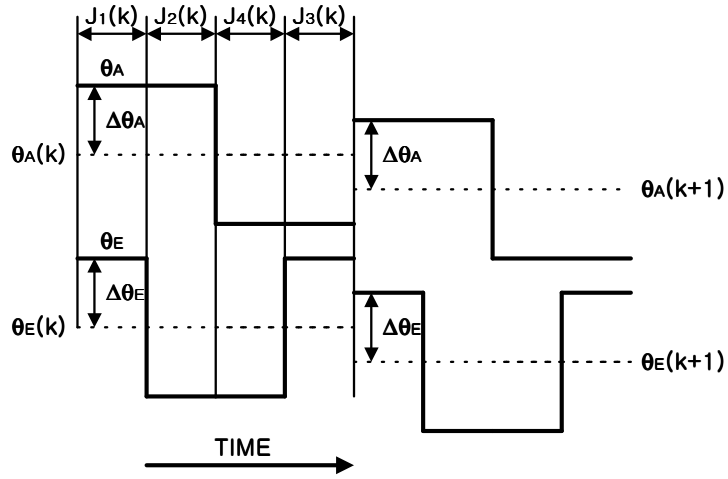
스텝 추적의 단점을 개선하기 위하여 본 연구에서는 그림 4.6과 같은 방식으로 방위각과 양각을 변경하면서 측정된 네 점의 신호를 이용하여 다음 단계의 지향각을 결정한다.

$$\Theta_A(k+1) = \Theta_A(k) + \alpha_A (J_1(k) + J_2(k) - J_3(k) - J_4(k)) \quad (4a)$$

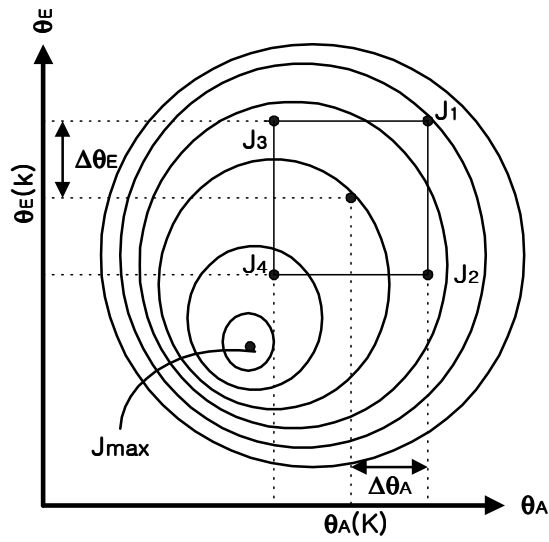
$$\Theta_E(k+1) = \Theta_E(k) + \alpha_E (J_1(k) + J_3(k) - J_2(k) - J_4(k)) \quad (4b)$$

여기서  $\Theta_A(k)$ 와  $\Theta_E(k)$ 는 각각  $k$ 번째의 방위각과 양각이고,  $J_1(k)$ ,  $J_2(k)$ ,  $J_3(k)$ 와  $J_4(k)$ 는 각 지점에서의 측정되는 신호의 세기이고,  $\alpha_A$ 와  $\alpha_E$ 는 추적 성능에 영향을 미치는 계수로서 적절히 선택된다. 이는 등반(Hill-climbing)법과 유사하며 현재 점의 구배 근사 값으로 목적함수의 차를 계산하여 다음 방위각과 양각을 결정하게 된다.

그림 4.7은 제안된 추적 알고리즘을 보여주고 있다. 추적 패턴은 그림 4.8과 같다. 현재 위치에서 상, 하, 좌, 우 네 점의 신호 레벨을 이용함으로써 방위각과 양각에 대해 서로 독립적으로 방향을 결정하는 스텝 추적의 근본적인 문제점을 해결할 수 있었다. 또한, 기존의 스텝 추적은 한 스텝씩만 이동하게 되므로 최고점을 찾는데 다소 시간이 소요되는데 비해, 제안된 추적 방식은 네 점의 신호 레벨을 이용하여 다음으로 이동할 점을 계산함으로써 그림 4.8의 추적 패턴과 같이 여러 스텝 이동 가능하므로 최고점을 찾는데 시간이 짧아지게 된다. 최고점에 도달해서도 바람직한 동작을 보여주는데, 스텝 추적은 지그재그로 계속 탐색하나 제안된 방식은 최고점에서 탐색을 멈추게 된다.



(a) 양각과 방위각의 변경 패턴(타임 차트)



(b) 신호 세기의 등고선

그림 4.6 신호계측 전략

Fig. 4.6 Signal sensing strategy

**Procedure ProposedTrackingAlgorithm**

Set  $k= 0$  and initialize  $\Theta_A(k)$ ,  $\Theta_E(k)$ ;

*Measure*

$$J_1(k)= J_1(\Theta_A(k)+\Delta\Theta_A,\Theta_E(k)+\Delta\Theta_E),$$

$$J_2(k)= J_2(\Theta_A(k)+\Delta\Theta_A,\Theta_E(k)-\Delta\Theta_E),$$

$$J_3(k)= J_3(\Theta_A(k)-\Delta\Theta_A,\Theta_E(k)+\Delta\Theta_E),$$

$$J_4(k)= J_4(\Theta_A(k)-\Delta\Theta_A,\Theta_E(k)-\Delta\Theta_E);$$

**While** < termination conditions are not met >

*Calculate*

$$\Theta_A(k+1)=\Theta_A(k)+ \alpha_A (J_1(k)+J_2(k)-J_3(k)-J_4(k)),$$

$$\Theta_E(k+1)=\Theta_E(k)+ \alpha_E (J_1(k)+J_3(k)-J_2(k)-J_4(k));$$

*Measure*  $J_1(k+1)$ ,  $J_2(k+1)$ ,  $J_3(k+1)$ ,  $J_4(k+1)$ ;

  Set  $k= k+1$ ;

**End while**

그림 4.7 제안된 추적 알고리즘

Fig. 4.7 Proposed tracking algorithm

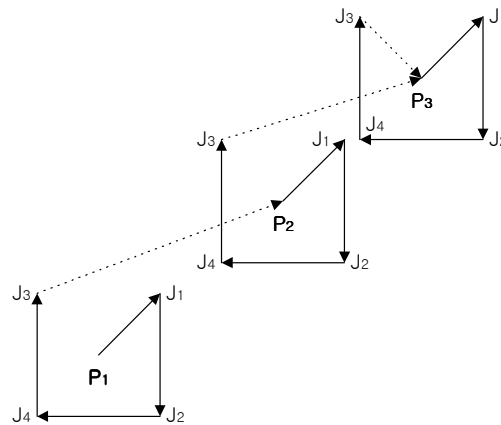


그림 4.8 제안된 추적 패턴

Fig. 4.8 Proposed tracking pattern

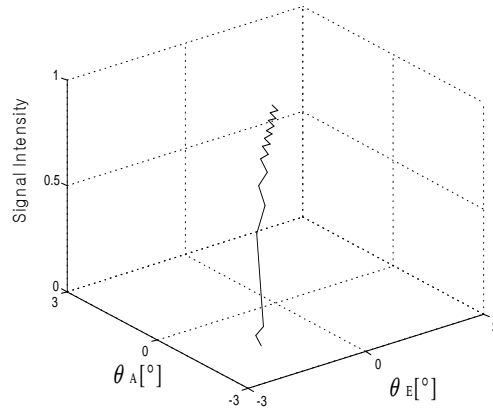
### 4.4.3 실험 및 검토

제안된 추적 알고리즘의 성능을 평가하기 위하여 실측 데이터를 이용하여 시뮬레이션을 실시하였고 스텝 추적의 결과와 비교하였다. 시뮬레이션을 위하여  $\Delta\theta_A = \Delta\theta_E = 0.2$ 을,  $\alpha_A = \alpha_E = 0.4$ 를 사용하였다.

그림 4.9와 4.10은 초기치  $\theta_A(0) = -2.5^\circ$ ,  $\theta_E(0) = -2.5^\circ$ 에서 출발했을 경우의 추적 성능을 보여주고 있다. 제안된 방법은 초기의 추적 성능을 개선할 수 있었다. 스텝 추적은 19번의 시도 끝에 최고 수신점 부근에 도달했으나, 제안된 방식은 8번의 시도로 도달하였다.

그림 4.11와 4.12는 초기치  $\theta_A(0) = -2.0^\circ$ ,  $\theta_E(0) = -2.0^\circ$ 에서 시작했을 경우의 추적 성능을 보여주고 있다. 스텝 추적은 15번의 시도 끝에 정상에 도달했고, 제안된 방식은 5번의 시도 끝에 도달하였다.

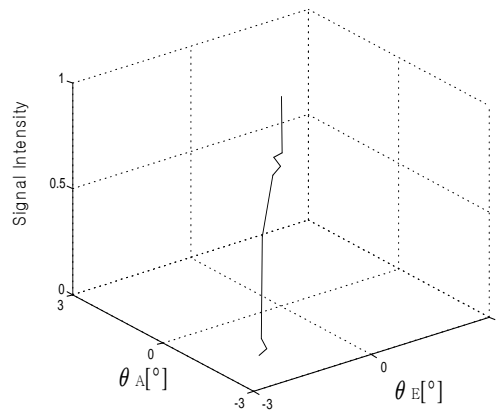
시뮬레이션을 통하여 스텝 추적 방식보다 제안된 추적 방식이 좀더 빠르게 최고 수신점에 도달한다는 것을 알 수 있다.



$(\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.5^\circ )$

그림 4.9 스텝 추적

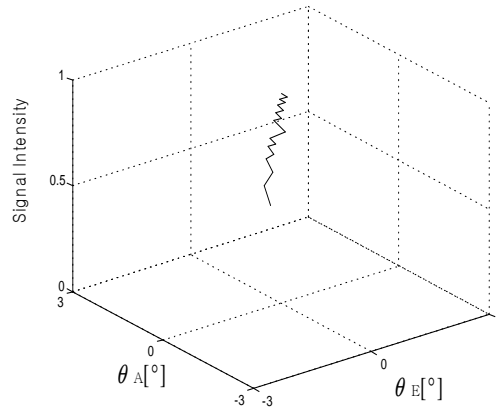
Fig. 4.9 Step tracking



$(\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.5^\circ )$

그림 4.10 제안된 방법의 추적

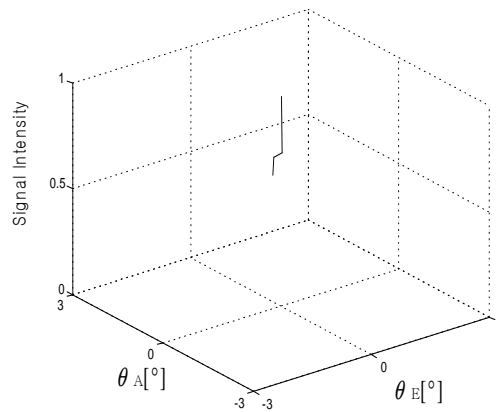
Fig. 4.10 Tracking using the proposed method



$(\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.0^\circ )$

그림 4.11 스텝 추적

Fig. 4.11 Step tracking



$(\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.0^\circ )$

그림 4.12 제안된 방법의 추적

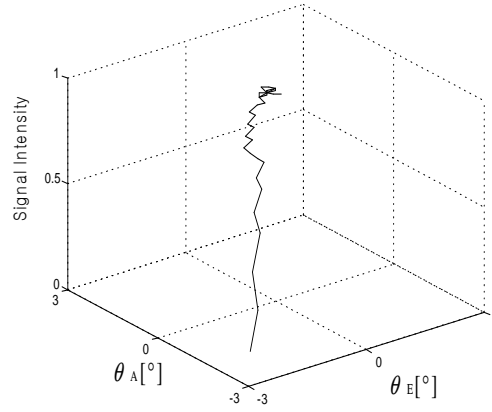
Fig. 4.12 Tracking using the proposed method

시뮬레이션 결과를 바탕으로 실제 위성안테나 시스템에서 실험을 실시하였다.

그림 4.13과 4.14는 초기치  $\Theta_A(0) = -2.5^\circ$ ,  $\Theta_E(0) = -2.5^\circ$  에서 출발했을 경우의 추적 성능을 보여주고 있다. 그림에서 보여지듯이 제안된 방법은 초기 및 정상에서의 추적 성능을 동시에 개선할 수 있었다. 스텝 추적은 18번의 시도 끝에 최고 수신점 부근에 도달했으나, 제안된 방식은 8번의 시도로 도달하였다. 시뮬레이션 결과에서는 최고 수신점 부근에서의 동작이 별로 차이를 나타내지 않았다. 하지만, 실제 환경에서 실험을 하자, 최고 수신점 부근에서의 동작도 차이를 나타내었다. 스텝 추적은 최고점에 도달해서도 계속적으로 지그재그로 탐색하는 반면에, 제안된 방식은 정상에 도달하면 거의 안정되었다.

그림 4.14와 4.15는 초기치  $\Theta_A(0) = -2.0^\circ$ ,  $\Theta_E(0) = -2.0^\circ$  에서 시작했을 경우의 추적 성능을 보여주고 있다. 스텝 추적은 10번의 시도 끝에 정상에 도달했고, 제안된 방식은 4번의 시도 끝에 도달하였다. 이 경우도 위의 결과와 유사하며 제안된 방법의 우수성을 확인할 수 있다.

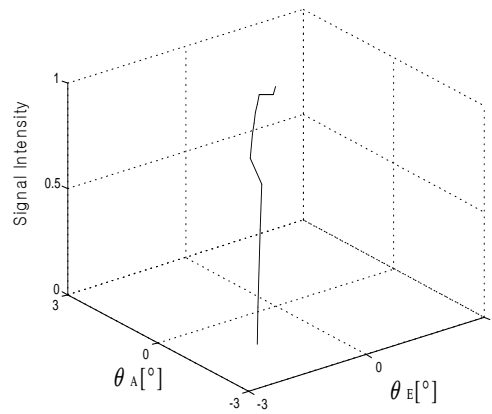




( $\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.5^\circ$  )

그림 4.13 스텝 추적

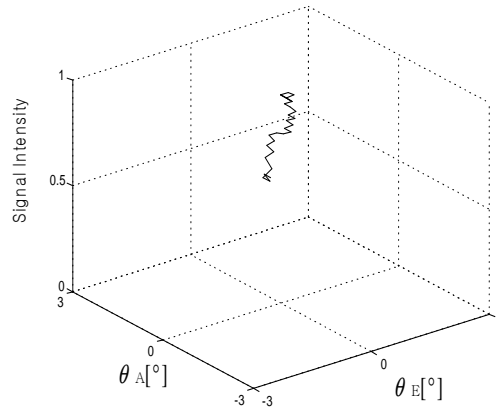
Fig. 4.13 Step tracking



( $\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.5^\circ$  )

그림 4.14 제안된 방법의 추적

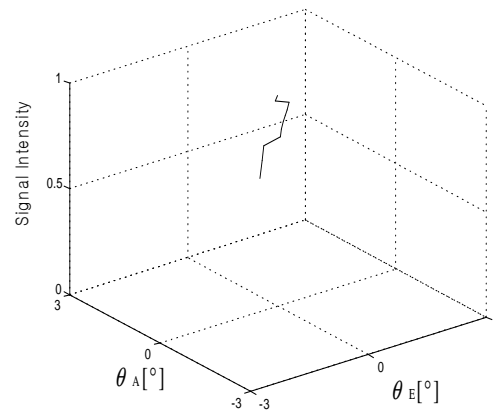
Fig. 4.14 Tracking using the proposed method



( $\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.0^\circ$  )

그림 4.15 스텝 추적

Fig. 4.15 Step tracking



( $\Theta_A(0)=\Theta_E(0)= -2.0^\circ$  )

그림 4.16 제안된 방법의 추적

Fig. 4.16 Tracking using the proposed method

## 4.5 결론

본 장에서는 선박이 이동하더라도 항상 위성을 지향하게 하는 추적 기능을 구현하기 위한 방법에 대하여 설명했다. 파라볼라 안테나 신호의 세기 분포를 알아보고, 서칭과 추적의 동작에 대하여 설명했다. 또한, 기존의 스텝 추적 방식의 단점을 개선할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 기존의 스텝 추적 방식은 방위각과 양각에 대해 서로 독립적으로 방향을 결정함으로써 수신점을 놓치는 경우가 발생하며, 한 스텝씩만 움직이게 되므로 최대점을 찾는데 많은 시간이 소요됨을 확인하였다. 개선된 알고리즘은 구배에 기초한 것으로서 적절한 탐색 패턴을 통해 방위각과 양각을 변경하면서 계측된 위성 세기 신호를 이용하여 최적의 지향각을 탐색하게 된다. 실험을 통하여 스텝 추적 방식보다 제안된 추적 방식이 좀더 빠르게 최고 수신점에 도달했으며, 스텝 추적 방식은 최고점에 도달해서도 계속적으로 지그재그로 탐색하는 반면에, 제안된 방식은 정상에 도달하면 거의 안정됨을 알 수 있었다.

## 제 5 장 종합 실험 및 검토

### 5.1 서언

지금까지 위성안테나 시스템을 SAP, PCU, ACU의 세 부분으로 설계하였고, RCGA를 이용하여 시스템을 모델링 하였으며, 이 시스템 모델을 바탕으로 안정화 제어기를 설계하였다. 설계된 안정화 제어기는 선박운동 시뮬레이터를 이용한 실험을 통하여 성능을 검증하였다. 또한, 기존의 스텝 추적 방식의 단점을 개선할 수 있는 알고리즘을 제안하고 실험을 통하여 성능을 검증하였다.

본 장에서는 이렇게 개별적으로 구현하고 실험한 안정화와 추적 기능을 종합하여 실험하고 결과를 검토하기로 한다. 위성안테나 시스템의 전체기능을 실험하기 위하여 실외와 실내에 그림 5.1과 그림 5.2의 실험환경을 갖추었다. 실외에는 대형 레이돔 내부에 선박운동 시뮬레이터와 위성안테나를 설치하였다. 실내에는 컴퓨터를 설치하고 PCU 및 ACU와 통신 케이블로 연결하여 소프트웨어 개발과 실험 측정치를 전송 받을 수 있게 하였다.

실험은 위성안테나 시스템을 선박운동 시뮬레이터에 설치하여 안정화와 추적 기능을 모두 동작시킨 상태에서 2축에 대하여 실시하였다. 안정화 실험 때와 마찬가지로 성능의 검증은 INMARSAT의 권고치인 롤은 진폭이  $30^{\circ}$ 이고 주기가 8 sec, 피치는 진폭이  $15^{\circ}$ 이고 주기가 6 sec 인 선박의 운동환경을 참고하였으며, 제작된 선박운동 시뮬레이터는 최대  $30^{\circ}/\text{sec}$  정도의 속도와  $\pm 15^{\circ}$ 의 각도 범위로 동작하므로 피치는 직접적으로 실험을 할 수 있었으나, 롤은 각속도의 최대 값과 주기로 유사한 기준을 정해 간접적으로 실험을 하였다.

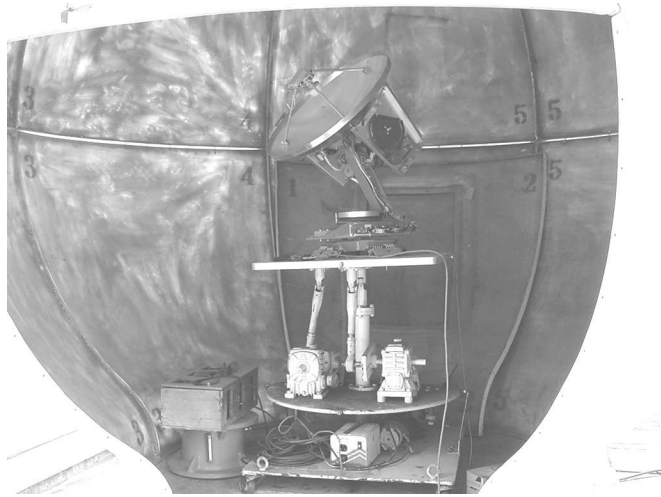


그림 5.1 외부 실험환경

Fig. 5.1 Outside parts of the testing environment

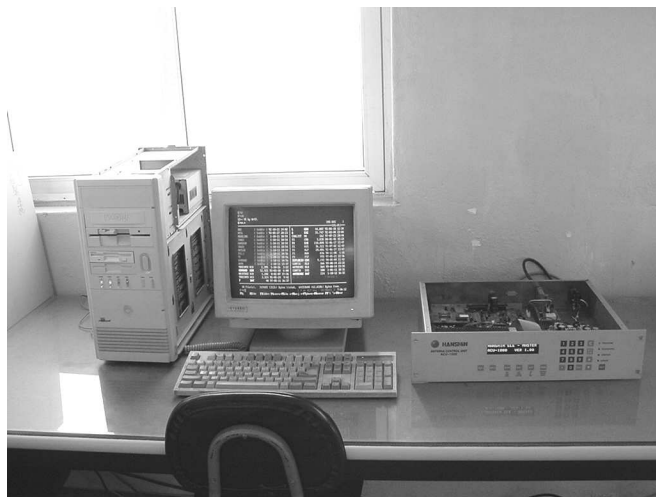


그림 5.2 내부 실험환경

Fig. 5.2 Inside parts of the testing environment

## 5.2 종합 실험

먼저 위성안테나 시스템을 초기 구동시켰을 때의 응답을 측정하였다. 페디스틀의 롤 축은  $+20^{\circ}$  정도 기울어진 상태였고, 피치 축은  $-10^{\circ}$  정도 기울어진 상태였다. 초기 구동 후, 그림 5.3과 같은 각도와 그림 5.4와 같은 위성신호의 세기가 측정되었다. 위성안테나 시스템은 초기화를 마치게 되면, 사용자로부터 선택된 위성의 경도와 GPS로부터 읽어들이는 현재 안테나의 위도와 경도를 이용하여 안테나가 지향해야 할 방위각, 양각을 계산하고 위성을 지향하게 된다. 실험 결과 현재의 위치에서 거의 정확한 위성 지향각을 계산하여 서칭 상태에서 바로 추적 상태로 전이되었다. 안테나는 3초 후에 수평을 유지하기 시작하였으며, 2초 후부터 추적 상태로 전이되어 위성 TV의 시청이 가능하였다.

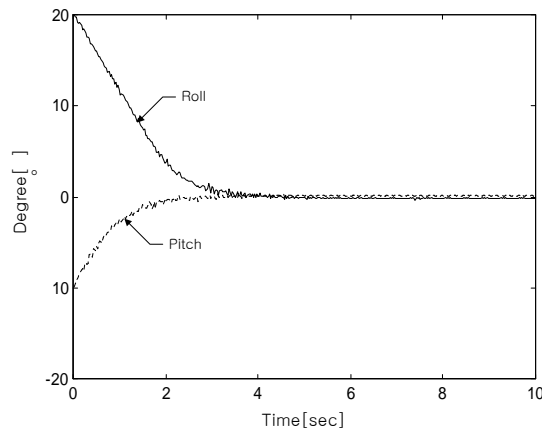


그림 5.3 각도 측정치

Fig. 5.3 Measurement value of angle

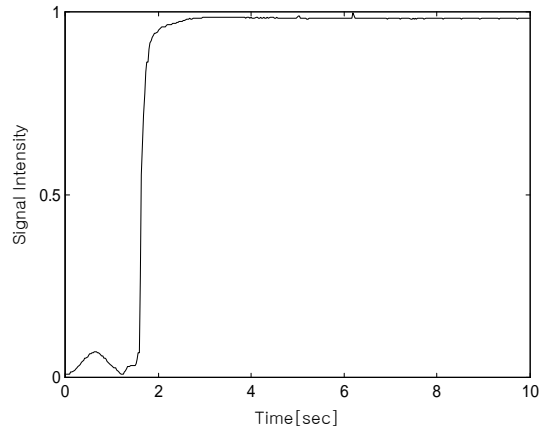


그림 5.4 신호세기

Fig. 5.4 Signal intensity

다음은 위성안테나 시스템이 초기화를 마치고 안정화와 추적 기능이 모두 동작된 후, 선박운동 시뮬레이터의 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 8 sec 인 운동에서 2 축을 동시에 제어하는 실험을 실시하였다. 선박운동 시뮬레이터가 이와 같이 움직일 경우, 그림 5.5와 같은 각도와 그림 5.6과 같은 각속도 그래프가 측정되었다. 실험결과 위성안테나는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 8 sec 인 시뮬레이터의 운동에 대하여 그림 5.7과 같이 약  $\pm 0.6^\circ$  정도의 오차를 가지고 안정화되었다. 이때 그림 5.8과 같은 위성신호의 세기가 측정되었다. 위성 TV의 시청이 가능한 위성신호의 세기는 0.7이상이 되어야 하는데, 그림 5.8을 보면 위성신호의 세기를 항상 0.85 이상을 유지해주고 있다.

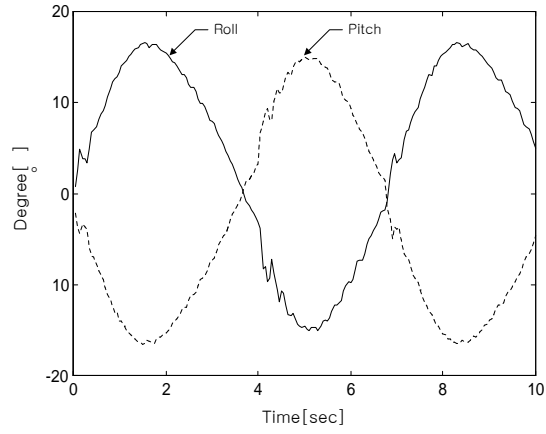


그림 5.5 각도 측정치

Fig. 5.5 Measurement value of angle

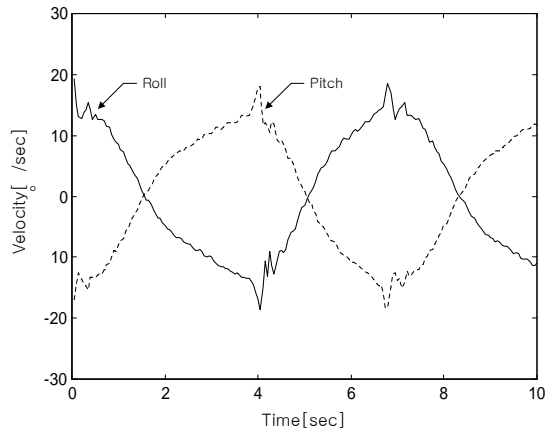


그림 5.6 각속도 측정치

Fig. 5.6 Measurement value of angular velocity



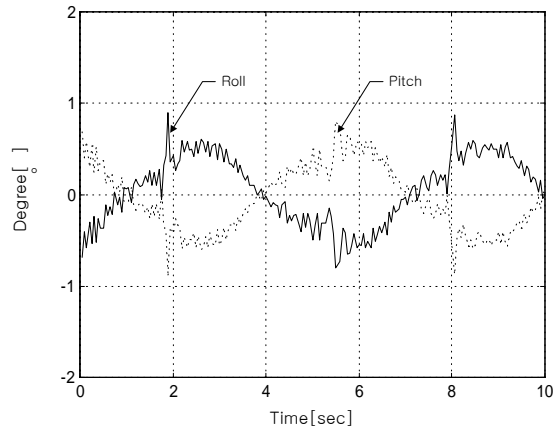


그림 5.7 에러 측정치

Fig. 5.7 Measurement value of error

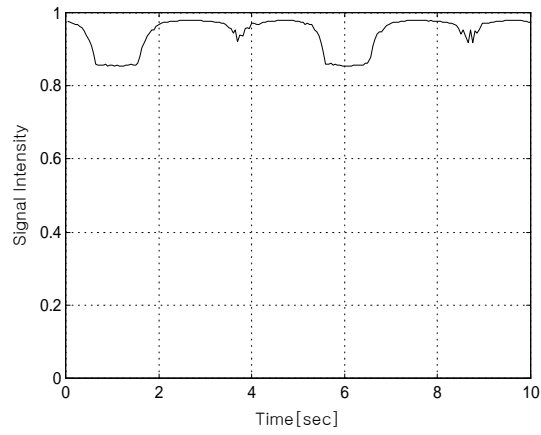


그림 5.8 신호세기

Fig. 5.8 Signal intensity

다음은 위성안테나 시스템이 초기화를 마치고 안정화와 추적 기능이 모두 동작된 후, 선박운동 시뮬레이터의 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서 2축을 동시에 제어하는 실험을 실시하였다. 선박운동 시뮬레이터가 이와 같이 움직일 경우, 그림 5.9와 같은 각도와 그림 5.10과 같은 각속도 그래프가 측정되었다. 실험결과 위성안테나는 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 시뮬레이터의 운동에 대하여 그림 5.11과 같이 약  $\pm 1^\circ$ 정도의 오차를 가지고 안정화되었다. 이때 그림 5.12와 같은 위성신호의 세기가 측정되었다. 위성 TV의 시청이 가능한 위성신호의 세기는 0.7이상이어야 하는데, 그림 5.12를 보면 위성신호의 세기를 항상 0.85 이상을 유지해주고 있다.

마지막으로 그래프로 나타내지 않았지만, 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 4 sec 인 운동에서 2축을 동시에 제어하는 실험을 실시하였다. 하지만, 약  $\pm 1.5^\circ$ 정도의 지향오차가 나타나서 추적 기능과 안정화 기능이 같이 동작할 경우, 위성 TV의 시청이 불가능하였다.

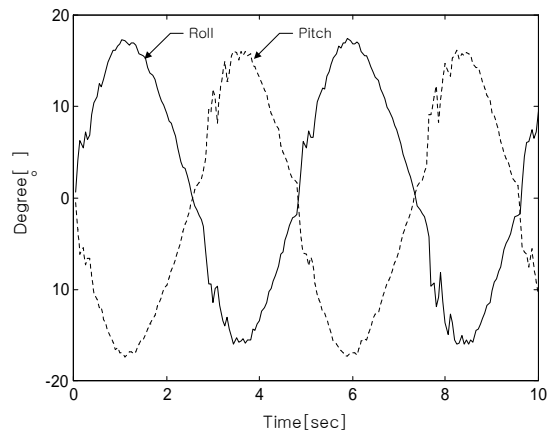


그림 5.9 각도 측정치

Fig. 5.9 Measurement value of angle

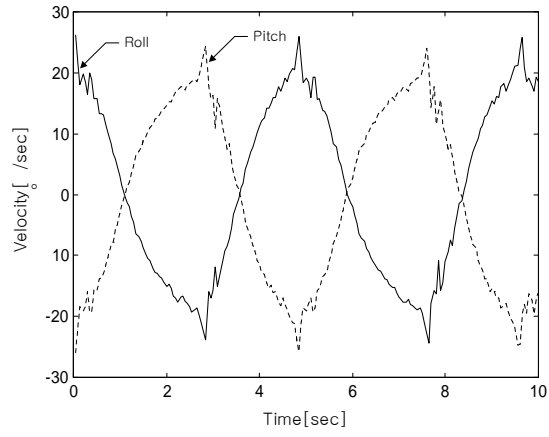


그림 5.10 각속도 측정치

Fig. 5.10 *Measurement value of angular velocity*

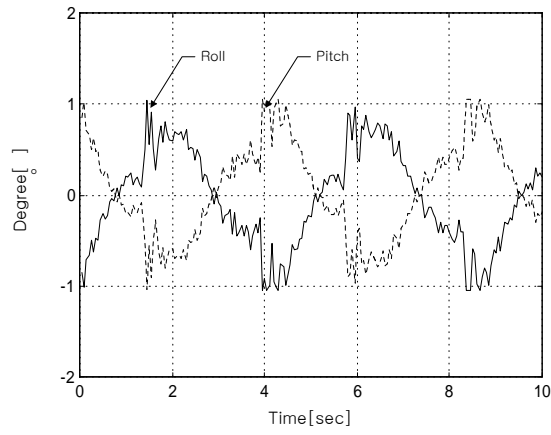


그림 5.11 에러 측정치

Fig. 5.11 *Measurement value of error*

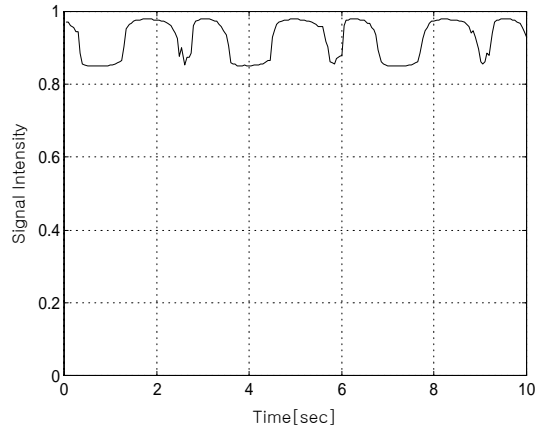


그림 5.12 신호세기

Fig. 5.12 Signal intensity

### 5.3 결론

본 장에서는 개별적으로 구현하고 실험한 안정화와 추적 기능을 종합하여 실험하고 결과를 검토하였다. 실험은 위성안테나 시스템을 선박운동 시뮬레이터에 설치하여 안정화와 추적 기능을 모두 동작시킨 상태에서 2축에 대하여 실시하였다. 먼저 위성안테나 시스템을 초기 구동시켰을 때의 응답을 측정하여 초기화 기능을 점검하였다. 다음은 위성안테나 시스템이 초기화를 마친 상태에서 2축을 동시에 제어하는 실험을 실시하였다. 실험결과 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서  $\pm 1^\circ$  정도의 오차를 가지고 안정화되었으며, 위성 TV의 시청이 가능한 위성신호의 세기를 항상 유지해 주었다.

## 제 6 장 결 론

본 논문에서는 선박용 위성안테나 시스템을 설계하였다. 위성안테나에서 사용되는 좌표계와 선박의 운동, 안테나의 안정화 방식에 대하여 알아보았고, 거기에 따라 목적 시스템을 구성하였다. 목적 시스템은 SAP, PCU, ACU의 세 부분으로 구성되었고, 각 부분별로 기능을 설계하였다. 안테나 시스템의 안정화 기능을 구현하기 위해서 RCGA를 이용하여 시스템을 모델링하고, 이 시스템 모델을 바탕으로 안정화 제어기를 설계하였다. 설계된 안정화 제어기는 선박운동 시뮬레이터를 이용하여 성능을 검증하였다. 또한, 기존의 스텝 추적 방식의 단점을 개선할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 실험결과 다음의 결론을 얻었다.

- 1) 안정화 기능은 성능검증 기준으로 삼았던 INMARSAT의 권고치와 유사한 기준인 진폭이  $15^{\circ}$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서  $\pm 1^{\circ}$  정도의 오차를 가지고 안정화되었다. 실험을 통하여 모델은 실제 시스템에 가깝게 모델링 되었으며, 안정화 제어기도 성능을 만족함을 알 수 있었다.
- 2) 개선된 추적 알고리즘은 구배에 기초한 방법으로서 적절한 패턴으로 방위 각과 양각을 변경하면서 예측한 위성신호를 이용하여 새로운 지향점을 탐색한다. 실험을 통하여 스텝 추적 방식보다 제안된 추적 방식이 좀더 빠르게 최고 수신점에 도달했으며, 스텝 추적 방식은 최고점에 도달해서도 계속적으로 지그재그로 탐색하는 반면에, 제안된 방식은 정상에 도달하면 거의 안정됨을 알 수 있었다.
- 3) 이렇게 개별적으로 구현하고 실험한 안정화와 추적 기능을 종합하여 실험

하고 결과를 검토하였다. 실험은 위성안테나 시스템을 선박운동 시뮬레이터에 설치하여 안정화와 추적 기능을 모두 동작시킨 상태에서 2축에 대하여 실시하였다. 실험방법은 위성안테나 시스템을 초기 구동시켰을 때의 응답을 측정하여 초기화 기능을 점검하고, 위성안테나 시스템이 초기화를 마친 상태에서 2축을 동시에 제어했을 때의 응답을 측정하였다. 실험결과 INMARSAT의 권고치와 유사한 기준인 진폭이  $15^\circ$ 이고 주기가 5 sec 인 운동에서  $\pm 1^\circ$  정도의 오차를 가지고 안정화되었으며, 위성 TV의 시청이 가능한 위성신호의 세기를 항상 유지해 주었다.

이상의 결론에서 구현된 선박용 위성안테나 시스템은 설계 사양을 만족하는 성능을 보여주었고 최종적으로 실용화하였다. 한편, 현재 구현된 안테나 시스템은 파라볼라 안테나의 디쉬 지름이 1m 이내의 시스템에 적용되었다. 향후 파라볼라 안테나의 디쉬 지름이 2m 이상의 시스템에 대해서도 적용 가능한 시스템이 차후의 연구과제로서 수행되어야 할 것이다.

## 참고문헌

- [1] F. Baylin, *1995/96 World Satellite Yearly*, 1996.
- [2] T. P. Charles and W. Bostian, *Satellite Communications*, John-Wiley & Sons, 1994.
- [3] M. Ando, "New DBS Receiver Antenna", *Proc. of the 23rd European Conf on Microwave*, Madrid, Spain, pp.84-92, 1993.
- [4] G. D. Gordon and W. L. Morgan, *Principles of Communications Satellite*, John-Wiley & Sons, 1993.
- [5] M. Long, S. J. Birkill, K. Sangjun, A. Somsri, *The World of Satellite TV(Asia Edition)*, Mark Long Enterprises Inc., Florida, Jan. pp.21-40, pp.49-82, 1997.
- [6] M. Long, S. J. Birkill, K. Sangjun, A. Somsri, *The Satellite TVRO Handbook*, Mark Long Enterprises Inc., Florida, Jan. pp7-35, pp.111-166, 1997.
- [7] K. Fujimoto and J. R. James, *Mobile Antenna Systems Handbook*, Artech House, pp.392-400, 1994.
- [8] Sea Tel Inc., *SEATEL Inmarsat-B Stabilized Antenna Manual*, Sea Tel Inc., 1995.
- [9] KVH Industries Inc., *KVH Active Stabilized Antenna Pedestal Technical Manual*, KVH Industries Inc., 1994.
- [10] TOKIMEC Inc., *BS-100 Service Manual*, TOKIMEC Inc., 1996.
- [11] 안양근, "선박용 위성안테나의 Stabilized Pedestal 구조와 제어알고리즘의 설계 및 구현에 관한 연구", 한국해양대학교 석사학위 논문, 1997

- [12] 고운용, 황승욱, 진강규, “선박용 위성 안테나 Pedestal의 안정화 제어,”  
’98 한국자동제어학술회의 논문집, pp. 188-191, 1998.
- [13] 고운용, “Stabilized 위성안테나용 Pedestal 제어장치의 설계 및 구현에 관한 연구”, 한국해양대학교 석사학위 논문, 1998.
- [14] 오정환, “선박용 위성통신 안테나의 페디스틀 제어기 설계에 관한 연구”,  
경남대학교 박사학위 논문, 1998.
- [15] 정성수, “안정화 위성 추적 안테나용 ACU의 설계 및 구현에 관한 연구”,  
한국해양대학교 석사학위 논문, 1999.
- [16] 최조천, 최병하, “선박용 위성방송수신 추적안테나 시스템에 관한 연구”,  
목표해양대학교 논문집, pp.109-125, 1996.
- [17] 김동혁, 최조천, 안동순, “이동체에서의 추적안테나 시스템 개발에 관한 연구”, 목표해양대학교 정보산업연구지, pp.55-64, 1998.
- [18] 박상원, 신지훈, 최병제, 김영호, “이동형 DBS 수신 안테나 최적 회전각 연구”, ’98 한국자동제어학술회의 논문집, pp.1735-1738, 1998.
- [19] 이중호, 이성진, 박상원, 최병제, 성순용, 김영호, “이동형 DBS 추적 시스템을 위한 신호 탐색방법”, ’99 한국자동제어학술회의 논문집, pp.B25-B28, 1999.
- [20] T. I. Fossen, *Guidance and Control of Ocean Vehicles*, John Willey & Sons, N.Y., 1994.
- [21] J. G. Bollinger, N. A. Duffie, *Computer Control of Machines and Processes*, Addison Wesley Inc., 1989.
- [22] W. J. Tompkins, J. G. Webster, *Interfacing Sensors to The IBM PC*, Prentice Hall Inc., 1992.
- [23] J. Uffenbeck, *The 80x86 Family Design, Programing, and Interfacing*, Prentice Hall Inc., 1998.



- [24] Intel Co., *Intel 386<sup>TM</sup>EX Embedded Microprocessor User's Manual*, Intel Co., 1996.
- [25] Intel Co., *Intel 386<sup>TM</sup>EX Embedded Microprocessor (EXTB and EXTC) Data Sheet*, Intel Co., 1996.
- [26] E. Auzas, "Design Considerations for the Embedded PC", *Embedded Systems Conference West San Jose, California*, 1995.
- [27] K. A. De Jong, "An Analysis of the Behavior of a Class of Genetic Adaptation Systems", Ph.D. Dissertation, The University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, 1975.
- [28] J. D. Schaffer et al., "A Study of Control Parameter Affecting Online Performance of Genetic Algorithm for Function Optimization", *Proc. 3rd Int. Conf. on Genetic Algorithm and Their Applications*, Arlington, VA, pp.51-60, 1989.
- [29] T. R. Smith, G. A. Pitney and D. Greenwood, "Calibration of Neural Networks Using Genetic Algorithms, with Application to Optimal Path Planning", *Proc. '87 First Annual Workshop on Space Operation Automation and Robotics*, Houston, TX, pp.519-525. 1987.
- [30] G. Miller, P. Todd and S. Hedge, "Designing Neural Networks using Genetic Algorithms", *Proc. 3rd Int. Joint Conf. on Genetic Algorithm*, pp.378-384, 1989.
- [31] D. J. Montana and L. Davis, "Training Feedforward Neural Networks Using Genetic Algorithms", *Proc. 11th Int. Joint Conf. on Artificial Intelligence*, pp.762-767, 1989.
- [32] T. D. Whitely, "Optimizing Neural Networks using Faster More Accurate Genetic Search", *Proc. 3rd Int. Conf. on genetic Algorithms*, 1989.
- [33] D. Whitely and C. Bogart, "The Evolution of Connectivity : Pruning

- Neural Networks Using Genetic Algorithms", *Proc. Int. Conf on Neural Networks*, pp.134-137, 1990.
- [34] S. A. Harp and T. Samad, "Genetic Synthesis of Neural Network Architecture", *Handbook of Genetic Algorithms*, VNR Computer Library, 1991.
- [35] J. Torreale, "Temporal Processing with Recurrent Networks : An Evolutionary Approach", *Proc. 4th int. Conf on Genetic Algorithms*, San Diego, 1991.
- [36] P. Arena, R. Caponette and L. Fortuna and M. G. Xibilia, "Genetic Algorithm to Select Optimal Neural Network Topology", *Proc. 35th Midwest Symposium on Circuit and Systems*, Washington, 1992.
- [37] R. L. Aaron, F. B. Aurali and C. G. Margarita, "Genetic Algorithm like Learning Rule for Neural Networks Topology", *Proc. 35th Midwest Symposium on Circuit and Systems*, Washington, 1992.
- [38] P. Arena, R. Caponette and L. Fortuna and M. G. Xibilia, "MLP Optimal Selection Via Genetic Algorithms", *Proc. Int. Conf Neural Networks and Genetic Algorithms*, Innsbruck, Austria, 1993.
- [39] R. Das and D. E. Goldberg, "Discrete-time Parameter Estimation with Genetic Algorithms", *Proc. 19th Annual Pittsburgh Conf on Modeling and Simulation*, pp.2391-2395, 1998.
- [40] K. Kristinsson and G. A. Dumont, "Genetic Algorithms in System Identification", *Proc. 3rd IEEE Int. Symp. on Intelligent Control*, Arlington, VA, pp.597-602, 1998.
- [41] K. Kristinsson and G. A. Dumont, "System Identification and Control Using Genetic Algorithms", *IEEE Trans. Syst., Man and Cybern*, Vol. 22, No.5, pp.1033-1046, 1992.
- [42] D. M. Etter, M. J. Hicks and K. H. Cho, "Recursive Adaptive Filter

- Design Using an Adaptive Genetic Algorithm", *Proc.'82 IEEE Int. Conf on Acoustics, Speech and Signal Processing*, Paris, France, pp.635-638, 1982.
- [43] D. J. Montana, "Automated Parameter Tuning for Interpretation of Synthetic Images", *Handbook of Genetic Algorithms*, VNR Computer Library, 1989.
- [44] D. Abramson and J. Abela, "A Parallel Genetic Algorithm for Solving the School Timetabling Problem", *The 15th Australian Computer Science Conf.*, Hobart, 1992.
- [45] E. burke, D. Elliman and R. Weare, "A Genetic Algorithm Based University Timetabling System", *Proc. 2nd East-West Int. Conf. on Computer Technologies in Education*, pp.35-40, Crimea, Ukraine, 1994.
- [46] J. C. Potts, T. D. Giddens and S. B. Yadav, "The development and evaluation of an improved genetic algorithm based on migration and artificial selection," *IEEE Trans. Syst., Man, Cybern.*, Vol, No. 1, pp. 73-86, 1994.
- [47] M. Gen, R. Cheng, *Genetic algorithms and engineering design*, John-Wiley & Sons, Inc., N.Y., 1997.
- [48] K. Krishnakumar, "Micro-genetic algorithms for stationary and non-stationary function optimization", *SPIE, Intelligent Control and Adaptive Systems*, Vol. 1196, pp. 289-296, 1989.
- [49] G. G. Jin, *Intelligent fuzzy logic of processes with time delays*, PhD. Thesis, Univ. of Wales, Cardiff, UK, 1995.
- [50] L. Davis, *Handbook of genetic algorithms*, Van Norstrand Reinhold, N.Y.,1991.
- [51] J. D. Schaffer et al., "A Study of control parameters affecting online performance of genetic algorithms for function optimization," *Proc. 3rd*

- Int. Conf. on Genetic Algorithms and Their Applications, Arlington, VA,*  
pp.51-60, 1989.
- [52] G. A. Manson, *Time optimal control methods arising from the study of overhead cranes*, PhD. Thesis Univ. of Strathclyde, Glasgow, UK, 1997.
- [53] M. Mitchell, "An Introduction to Genetic Algorithms", Massachusetts Institute of Technology, 1996.
- [54] W. Leonhard, *Control of Electrical Drivers*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, N.Y., 1996.
- [55] 이현식, 진강규, "유전알고리즘을 이용한 연속시스템의 온라인 퍼라미터 추정", *제어·자동화·시스템공학 논문지*, 제 4권, 제 1호, pp. 77-81, 1998.
- [56] 진강규, 주상래, "실수코딩 유전알고리즘에 관한 연구," *제어·자동화·시스템공학 논문지*, 제 6권, 제 4호, pp. 268-275, 2000.
- [57] 진강규, *유전알고리즘과 그 응용*, 교우사, 2000.
- [58] B. Poter and A. Bradshaw, "Design of Linear *Multivariable Continuous-time Tracking Systems*," *Int. J. Systems Sci.*, Vol. 5, No. 12, pp. 1155-1164, 1974.

## 부 록

- 회로도 1. i386EX 주 제어기 회로도
- 회로도 2. 스텝모터 구동회로
- 회로도 3. A/D 컨버터 및 필터 회로
- 사진 1. i386EX 주 제어기
- 사진 2. PCU 보드
- 사진 3. ACU 정면
- 사진 4. ACU 윗면
- 사진 5. 2m 돔 내부
- 사진 6. 선박운동 시뮬레이터
- 사진 7. SAP 정면
- 사진 8. SAP 후면
- 사진 9. SAP 좌측면
- 사진 10. SAP 우측면
- 사진 11. 자이로 컴퍼스
- 사진 12. 자이로 컴퍼스 전원과 리피터

회로도 1. i386EX 주 제어기 보드

회로도 2. 스텝모터 구동회로

회로도 3. A/D 컨버터 및 필터 회로



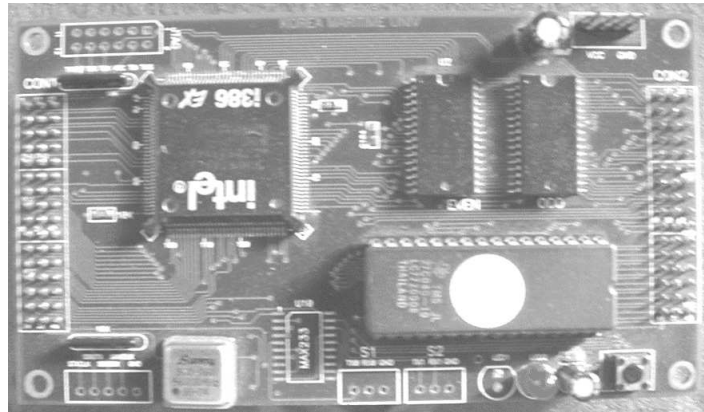


사진 1. i386EX 주 제어기

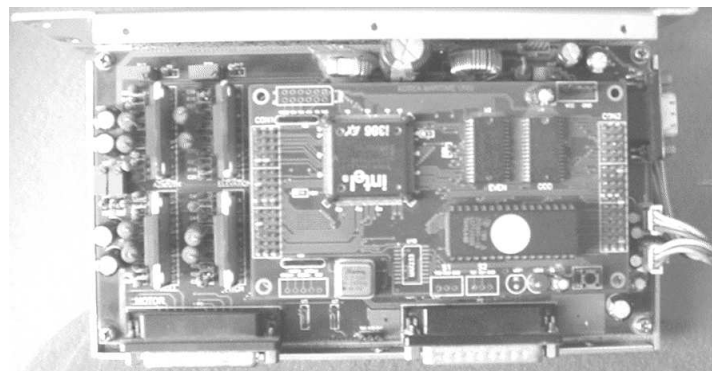


사진 2. PCU 보드



사진 3. ACU 정면

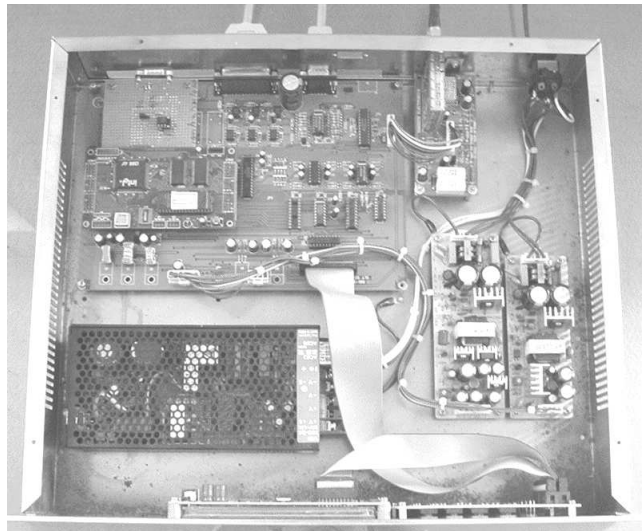


사진 4. ACU 뒷면



사진 5. 2m 돔 내부

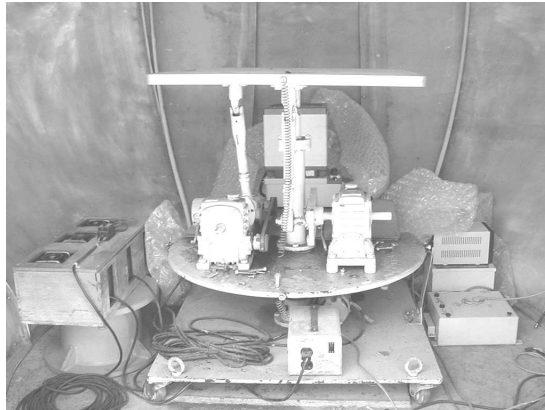


사진 6. 선박운동 시뮬레이터



사진 7. SAP 정면

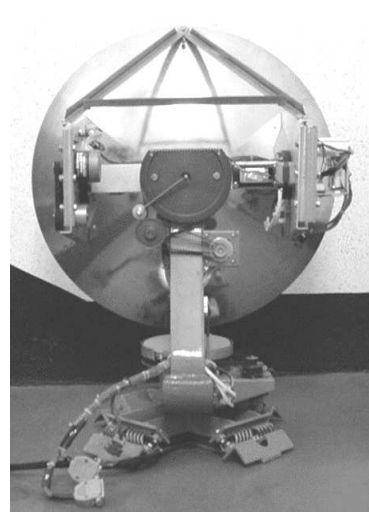


사진 8. SAP 후면

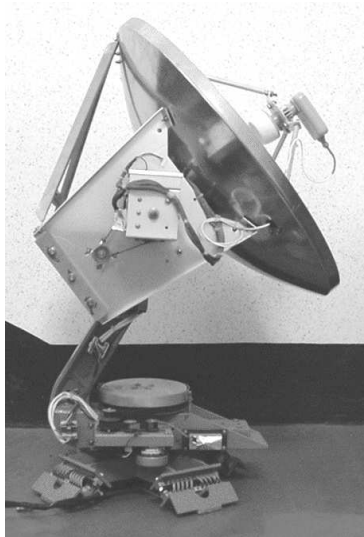


사진 9. SAP 좌측면



사진 10. SAP 우측면



사진 11. 자이로 컴퍼스

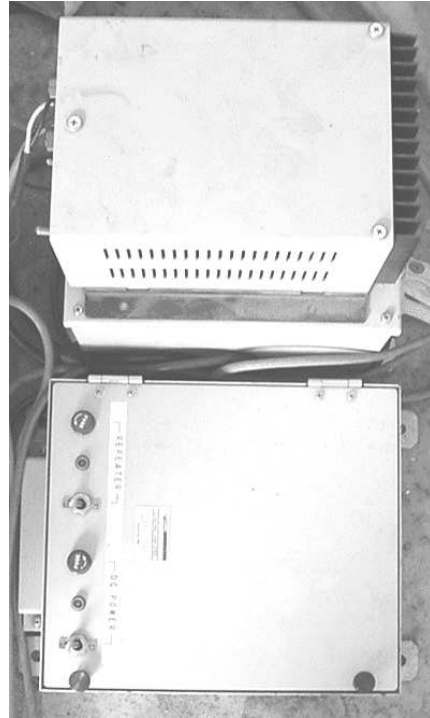


사진 12. 자이로  
컴퍼스 전원과 리피터