

이차원 자세 측정용 GPS 수신기 설계

Design of a Two-dimensional Attitude Determining GPS Receiver

손 석 보* 박 찬 식** 이 상 정***
 Son, Seok Bo Park, Chansik Lee, Sang Jeong

ABSTRACT

A design of GPS attitude determination system is described in this paper. The designed system is a low cost high precision 24 channel single frequency GPS(Global Positioning System) receiver which provides a precise absolute heading and pitch (or roll) as well as a position. It uses commercial chip-set and consists of two RF parts, two signal-tracking parts, a processor, memory parts and I/Os. In order to determine precise attitude, accurate carrier phase measurements and an efficient integer ambiguity resolution method are required. To meet these requirements, a PLL (Phase Locked Loops) is designed, and an algorithm called ARCE (Ambiguity Resolution with Constraint Equation) is adopted.

The hardware and software structure of the system will be described, and the performance evaluated under various conditions will be presented. The test results will promise that more reliable navigation system be possible because the system provides all navigational information such as position, velocity, time and attitude.

주요기술용어 : GPS(위성항법시스템), Attitude Determination(자세 측정), Ambiguity Resolution(미지정수 결정)

1. 서 론

항법 시스템을 구성하기 위해서는 항체의 위치, 속도 및 자세 정보를 제공하는 항법 기술이 필수적이다. 특히, 정밀한 자세를 측정할 수 있을 경우 최근에 디지털 지도를 이용하여 개발되고 있는 지도 매칭 및 경로 계산에 유용한 정보로 이용될 수 있으며, 포신 및 위성 수신용 안테나의 방향을 측정하고 조절하는데 이용될 수 있다. 기존의 자세를 측정하기

위한 대표적인 항법 시스템으로는 관성 항법 시스템을 들 수 있다. 이들은 관성 원리를 이용하여 항체의 가속도 및 각속도를 측정하고 이를 적분하여 사용하기 때문에 외부의 도움 없이 연속적인 항법 결과를 제공하는 장점이 있으나, 시간에 따라 오차가 증가하는 단점을 가진다. 이러한 이유로 항공기나 포신의 각도를 측정하는 고정밀 항법 결과를 요구하는 응용에서는 작은 오차값을 가지는 관성 센서를 사용해야 하며 이 경우 많은 비용이 소요된다⁽¹⁾.

관성 항법 시스템의 단점을 보완하기 위하여 최근에 위성 항법 시스템인 GPS를 이용하여 위치 및 속

* 충남대학교 전자공학과 대학원 박사과정

** 충북대학교 전기전자공학부 조교수

*** 충남대학교 전자공학과 교수

도 뿐만 아니라 정밀한 자세를 측정하려는 연구가 활발하다. GPS를 이용하여 정밀한 자세를 측정하기 위해서는 항체에 2개 이상의 안테나를 장착하여 정밀한 반송파 위상 측정치를 획득한 후 이로부터 안테나 사이의 기저선 벡터를 구해야 하며, 이때 반송파 위상 측정치가 포함하고 있는 미지정수(integer ambiguity)를 우선적으로 결정하여야 한다⁽²⁾⁽³⁾.

본 논문에서는 상용 칩셋을 이용하여 저가형이며 위치, 속도, 시각 뿐만 아니라 정밀한 2차원 자세를 측정할 수 있는 GPS 수신기 설계에 대하여 기술한다. 본 논문의 2장에서는 GPS를 이용하여 자세를 측정하는 방법에 대하여 설명하였으며, 3장에서 설계된 수신기를 하드웨어와 소프트웨어 구성 위주로 설명하였고, 4장에서 다양한 환경에서의 실험 수행 결과를 보였으며, 5장에서 결론을 맺었다.

2. GPS를 이용한 자세 측정 방법

GPS를 이용하여 자세를 측정하는 과정은 2개 이상의 안테나를 항체에 설치하고 안테나들 사이의 기저선 벡터를 구한 후 동체좌표계와 항법좌표계 사이의 좌표 변환행렬을 구하는 문제이다. 즉, 동체좌표계에서 측정된 기저선벡터 r^b 와 항법좌표계에서 측정된 기저선벡터 r^n 로부터 다음을 만족하는 C_b^n 를 찾으면 된다.

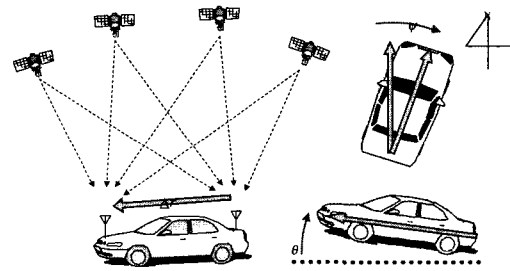
$$r^b = C_b^n r^n \quad (1)$$

기저선 벡터를 이용하여 항체의 자세를 측정하는 문제는 별빛을 측정하여 우주선의 자세를 구하는 응용에서부터 시작되었다. 자세 측정 문제에서 좌표변환 행렬 C_b^n 을 구하는 방법에 대한 많은 연구가 이루어졌으며 직접 구하는 방법(direct computation)⁽³⁾, 최소자승법을 이용하여 구하는 방법⁽³⁾⁽⁴⁾ 및 최적화 기법을 사용하는

방법(Wahba' s Problem)⁽⁵⁾⁽⁶⁾이 대표적이다.

2.1 2차원 자세 측정 방법

GPS를 이용한 자세 측정에는 정밀한 반송파 위상 측정치가 이용된다. 반송파 위상 측정치를 이용하기 위해서는 대기권 지연 오차 및 위상 궤도 오차와 같은 바이어스 형태의 오차를 제거해야 할 뿐만 아니라 위상과 안테나 사이의 초기 거리를 알 수 없기 때문에 발생하는 미지정수를 결정 해야 한다⁽⁷⁾. 기저선이 짧은 경우 바이어스 형태의 오차는 차분 기법에 의하여 대부분 제거 가능하며, 미지정수가 결정 되었다면 수 mm의 정밀도로 상대 위치 측정이 가능하다⁽⁸⁾.



(그림 1) 동체 좌표계에서 안테나의 배치

두개의 안테나를 이용하여 측정된 상대 위치로부터 항체의 자세 측정을 하는 기본 원리를 그림1에 나타내었다. 항체에 부착된 안테나 사이의 거리는 알고 있는 값이며 항체가 강체 이므로 변하지 않는다고 가정한다. 항체의 뒤 부분에 설치된 안테나는 자세 측정의 기준으로 사용되며 코드 측정치를 이용하여 절대 위치를 구하고, 두 안테나 사이의 기저선 벡터 r^b 은 정밀한 반송파 위상 측정치를 이용하여 구할 수 있다. 하나의 기저선 벡터를 이용할 경우 2 차원 자세 측정이 가능하며, 이 경우 직접 구하는 방법을

이용하여야 한다. 즉, GPS 반송파 위상 측정치를 이용하여 구해진 WGS-84좌표계에서의 기저선 벡터를 항법좌표계로 변화하여 식(2)로 나타낼 수 있으며, $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 를 이용하여 방위각과 양각을 식(3)에 의하여 구할 수 있다.

$$\Delta r = (\Delta x, \Delta y, \Delta z) \quad (2)$$

$$\psi = -\tan^{-1}(\Delta y / \Delta x) \quad (3)$$

$$\theta = \tan^{-1}(\Delta z / \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2})$$

2.2 반송파 위상 측정치를 이용한 상대 위치 결정 방법

이중차분 반송파 위상 측정식을 식(4)에 나타내었으며, 기저선 길이가 짧은 경우 차분에 의하여 다중 경로 효과에 의한 오차와 측정 잡음을 제외한 바이어스 형태의 오차는 제거 되었다고 가정하였다.

$$1_{AB}^{\ddot{}} = h_{B_0}^{\ddot{}} \delta x + \lambda N_{AB}^{\ddot{}} + \delta m_{AB}^{\ddot{}} + \omega_{AB}^{\ddot{}} \quad (4)$$

여기서 위첨자는 위성 식별자이며, 아래 첨자는 안테나 식별자이다. $1_{AB}^{\ddot{}}$ 는 선형화된 이중 차분 반송파 위상 측정치, δx 는 선형화 기준점 B_0 와의 차를 나타내는 위치 오차 벡터, $h_{B_0}^{\ddot{}} = h_{B_0}^{j_{B_0}} - h_{B_0}^{i_{B_0}}$ 는 B_0 에서 위성 i 와 j 사이의 시선각 벡터 차, λ 는 GPS L1 반송파 주파수 파장 크기, $N_{AB}^{\ddot{}}$ 는 이중 차분된 미지정수, $\delta m_{AB}^{\ddot{}}$ 은 다중경로 효과에 의한 오차, $\omega_{AB}^{\ddot{}}$ 는 이중차분된 반송파 위상 측정치 잡음을 나타낸다. 식(4)는 3개의 위치와 1개의 미지정수로 구성된 4개의 미지수를 포함하고 있다. 만약 위식에서 미지정수를 알고 있다면 수신기 측정잡음과 다중경로 효과에 의한 오차만을 포함한 측정식이 되고 상대 위치를 정밀하게 측정할 수 있다.

2.3 고속 미지정수 결정 알고리즘

미지정수 결정은 초기에 측지에서 많이 연구 되었으나, 이러한 방법은 여러 epoch의 측정치를 모아서 사용하는 정수 최소자승법에 기초를 두고 있어 실시간 처리가 요구되는 항법에서는 사용이 불가능하다. 따라서, 코드 측정치와 반송파 위상 측정치를 동시에 사용하여 매 epoch 측정치를 순차적으로 처리하는 방법들이 연구 되었으며 대표적인 방법으로 AFM(Ambiguity Function Method)⁽⁹⁾, LSAST(Least Squares Ambiguity Searching Technique)⁽¹⁰⁾, 그리고 ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation)⁽¹¹⁾가 있다. 이 방법들은 코드 측정치를 이용하여 초기 위치와 검색 범위를 구한 후 검색 범위 내에서 식(5)로 표현되는 목적함수 값을 최소로 하는 것을 선택하는 방법으로, 단 하나의 측정치로도 미지정수를 결정할 수 있는 구조를 갖는다.

$$\Omega = (1 - H\delta x - \lambda N)^T Q_{D\theta}^{-1} (1 - H\delta x - \lambda N) \quad (5)$$

여기서, $Q_{D\theta}$ 는 이중 차분 반송파 위상 측정치 오차 공분산을 나타낸다.

AFM은 사이클 슬립(Cycle slip)에 무관한 장점을 가지나 위치를 검색해야하는 어려움이 있으며, LSAST는 검색범위를 줄일 수 있는 장점이 있지만 아직 실시간으로 구현하기에는 계산량이 많다. ARCE의 경우 제한 조건식(Constraint equation)을 이용하여 위치를 구하지 않고도 미지정수를 구할 수 있는 장점이 있다.

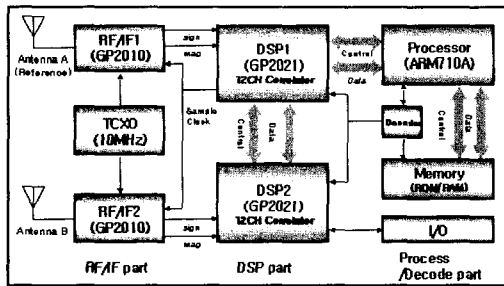
3. 수신기 구조

자세 측정용 GPS 수신기는 기준안테나에 대한 상대안테나의 위치를 구함으로써 두 안테나 사이의 자

세를 측정하게 되며, 크게 하드웨어 부분과 소프트웨어 부분으로 나뉜다. 하드웨어 부분은 RF/IF부, 상관기부, 중앙 처리부 등으로 나뉘고 소프트웨어 부분은 위성 추적부, 측정치 획득부, 항법해부, 자세 측정부 등으로 나뉠 수 있다. 자세 측정을 위하여 두 개의 안테나로부터 정밀한 반송파 위상 측정치를 획득하고, 미지정수 결정 알고리즘으로는 적은 계산량과 메모리를 사용하여 실시간 구현에 용이한 ARCE를 사용한다.

3.1 하드웨어

하드웨어는 2개의 RF/IF부, 2개의 DSP로 구성된 상관기부, 중앙처리부, 메모리부, 입/출력부로 나뉜다. 자세 측정용 GPS 수신기의 하드웨어 구성도를 그림2에 나타내었다.



(그림 2) 자세 측정용 GPS 수신기 하드웨어 구성도

수신기 클럭으로 10MHz의 TCXO를 사용하였으며, 각 RF/IF부에는 Mitel사의 GP2010이 사용되었다. RF/IF부는 상관기부(DSP1, DSP2)에 동작 주파수(40MHz)를 차분 형태로 제공하고, 두 개의 안테나로부터 GPS 위성신호를 수신하여 주파수를 3회에 걸쳐 체배하여 IF신호를 만든다. 또한 상관기부의 각 DSP에서 제공되는 샘플클럭(5.714MHz)을 이용하여 이산화된 출력 신호(mag, sign)를 상관기부로 보낸다.

상관기부는 Mitel사의 GP2021 두 개로 구성된다. GP2021은 12개의 추적모듈을 포함하고 있으며, 각각 RF/IF부에서 전달되는 이산 신호를 이용하여 추적모듈에서 상관값을 생성하고 위성신호를 추적한다. DSP를 2개 사용하므로 24채널에서 동시에 신호 추적이 가능하고 코드 및 반송파 측정치를 획득할 수 있다.

중앙처리부는 ARM7계열의 CPU인 ARM710A를 사용하였다. ARM710A는 MMU (Memory Management Unit)와 Cache를 내장하고 있으며 40MHz의 수정발진기 사용시 약 36 MIPS의 처리속도를 갖는다⁽¹²⁾. 중앙처리부에서는 상관기부에서 획득한 측정치를 이용하여 자세 측정을 하는 것 이외에 모든 소프트웨어 처리를 관장한다.

디코더부는 2개의 GAL(Gate Array Logic)을 사용하여 메모리 및 상관기부에 대한 제어신호를 생성한다.

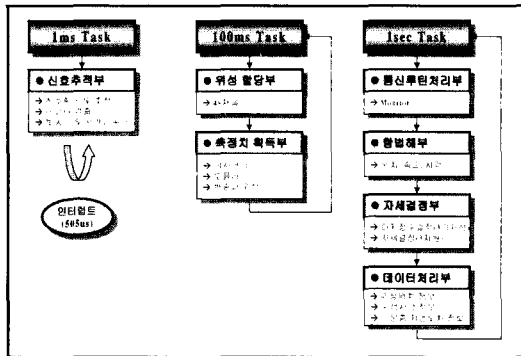
메모리부는 ROM/RAM으로 구성되며, ROM은 1Mbit 4개를 사용하여 512KByte의 용량이며 RAM은 4Mbit 4개를 사용하여 2Mbyte의 용량을 갖는다.

입 출력부는 두 개의 비동기 통신 포트가 구성되며, 이들을 통하여 수신기 모니터 및 명령 전달이 수행되며, DGPS(Differential GPS) 신호를 수신한다.

3.2 소프트웨어

24채널 자세 측정용 GPS 수신기 소프트웨어는 독립적인 태스크로 운영되고 크게 인터럽트 서비스 루틴과 멀티태스킹 루틴으로 구성된다. 멀티태스킹 루틴은 다시 100msec 태스크와 1sec 태스크로 구분 된다.

인터럽트 루틴은 멀티태스킹 루틴보다 높은 우선순위를 가지며 상관기부에서 505 μ sec마다 발생하는 신호에 의해 수행된다. 이 루틴에서는 상관기부에서 생성된 상관값을 처리하여 코드 및 반송파 획득 및 추적을 수행하고, 데이터 비트(bit)와 프레임(frame) 등



(그림 3) 자세 측정용 수신기 소프트웨어 멀티태스킹 및 인터럽트 서비스 구조

기를 맞춘다.

100msec 태스크는 측정치 획득과 위성을 채널에 할당하는 태스크로 구성되는데, 이때 획득되는 측정치로는 의사거리, 의사거리율 및 반송파 위상 측정치가 있다. 1sec 태스크는 통신루틴처리부, 데이터처리부, 항법해부, 자세결정부로 나뉜다. 항법해는 DSP1에서 획득한 측정치를 이용하여 계산되고, 자세는 두 DSP에서 획득한 측정치를 모두 이용하여 측정된다.

4. 실험결과

설계된 자세 측정용 GPS 수신기의 성능 평가를 위하여 다양한 실험을 수행하였다. 영 기저선 실험을 통하여 반송파 위상 측정치 정밀도를 확인 하였으며, 정지상태 실험을 통하여 기저선 길이에 따른 자세각 오차와 위성수에 따른 자세각 정밀도를 살펴 보았다. 동적상태 실험으로는 Rate table 실험을 통하여 기저선이 변하는 동안에도 자세각을 잘 구함을 확인하였으며, 끝으로 차량 주행 실험을 하였다.

4.1 영 기저선 실험(Zero Base-line Test)

반송파 위상 측정치의 정밀도 확인을 위하여 안테

(표 1) 이중차분된 반송파 위상 측정치 정밀도

위성 번호	위성 양각 [deg.]	이중 차분 반송파 위상 측정치 표준편차[mm]	
		설계된 수신기	CMT-1200
1,5	45, 16	2.23	2.7
5,6	16, 30	2.47	2.4
6,8	30, 22	2.6	2.4
8,21	22, 25	2.8	2.7
21,22	25, 21	2.53	2.73
22,25	21, 53	2.0	3.17
25,29	53, 78	1.6	1.28
29,30	78, 52	1.62	2.42

나 신호를 신호 분리기를 통하여 설계된 수신기와 CMC(Canadian Marconi Company)사의 CMT-1200 2대에 연결하여 실험을 수행하였다. 획득된 반송파 위상 측정치를 이중차분하여 표1에 비교하여 나타내었다.

표로부터 설계된 수신기의 이중차분 반송파 위상 측정치 표준편차는 1~3mm 정도로 CMT-1200과 비슷한 잡음 특성을 보이며, 설계된 수신기를 이용하여 정밀한 자세 측정이 가능함을 확인하였다.

4.2 정지상태 실험

정지상태 실험은 설계된 시스템의 성능 및 자세 정밀도를 확인하기 위한 실험으로 기저선 길이에 따른 자세각 오차를 비교하는 실험을 수행하였으며, 가시 위성수가 자세 오차 및 자세 측정 비율에 미치는 영향을 알아보기 위하여 위성수를 변화 시키면서 자세 측정을 수행하였다.

기저선 길이에 대한 자세측정 비교

기저선 길이 0.15m, 0.4m, 1.0m의 세가지 경우에 대하여 실험을 하였으며, 상대 위치 오차 크기는 기

[표 2] 기저선 길이에 대한 방위각 오차와 계산량

기저선 길이 [m]	방위각 오차 [deg]	계산량 [FLOPS]
0.15	1.469	796
0.4	0.55	5938
1.0	0.22	36906

저선 길이에 관계 없이 일정하므로 기저선 길이가 길어지면 방위각 오차가 줄어들 것을 예상할 수 있다. 표2는 기저선 길이에 대한 방위각 측정 오차와 계산량 비교 결과이다. 표2으로부터 기저선 길이가 길어지면 방위각 오차가 줄어드는 장점이 있으나 미지정수 검색 범위가 늘어나게 되므로 계산량이 많아짐을 알 수 있다.

위성수에 따른 자세 오차 크기

동일한 안테나에서 수신된 신호를 신호 분리기를 통하여 설계된 수신기와 CMT-1200에 각각 연결하여 실험을 수행하여 결과를 표3에 나타내었다.

설계된 수신기와 CMT-1200은 비슷한 성능을 보이며 위성수가 적을수록 자세오차가 커짐을 알 수 있다. 이러한 현상이 일어나는 이유는 위성수가 적을수록 DOP(Dilution Of Precision)이 커지기 때문이며, 또한 GPS 위성 배치상 HDOP(Horizontal DOP)에 비하여 VDOP(Vertical DOP)이 크므로 양각 오차가 방위

[표 3] 위성수에 따른 자세 측정 정밀도

위성개수	PDOP	자세 측정 표준편차[degree]			
		설계된 수신기		CMT-1200	
		방위각	양각	방위각	양각
6	2.7	0.33	0.45	0.32	0.84
7	2.1	0.28	0.44	0.27	0.67
8	2.0	0.20	0.43	0.21	0.47
9	1.8	0.21	0.36	0.22	0.40
10	1.4	0.17	0.32	0.17	0.33

각 오차보다 크다.

위성수에 따른 자세 측정 비율

본 실험에서는 위성수를 변화 시키면서 매 epoch마다 미지정수 검색을 실시하고 검색된 미지정수로 자세를 측정하였다. 1m의 기저선 길이로 안테나를 설치한 후 설계된 수신기와 CMT-1200 2대에서 동시에 측정치를 획득하였다. 위성을 하나씩 제거하면서 후처리 실험을 통하여 위성수에 따른 자세 측정 비율을 살펴보았다.

[표 4] 위성수에 따른 자세 측정 비율

위성수	자세측정 비율(%)	
	설계된 수신기	CMT-1200
10	99.40	100.00
9	98.50	99.62
8	90.30	92.88
7	86.74	88.86
6	73.03	73.55
5	43.08	44.13

표4로부터 위성수가 많을수록 자세 측정 비율이 높아짐을 알 수 있다. 또한, CMT-1200을 이용하였을 경우의 자세 측정 비율이 설계된 수신기의 경우에 비하여 근소한 차이로 높게 나타난 것을 볼 수 있다. 이러한 현상이 발생한 이유는 측정치 중 일부에서 반송파 위상 측정치 오차가 근소한 차이로 커졌기 때문이다. 반송파 위상 측정치 오차는 신호추적부 설계 방법과 하드웨어 안정도에 주로 영향을 받게 되므로 이에 대한 보완이 필요하다.

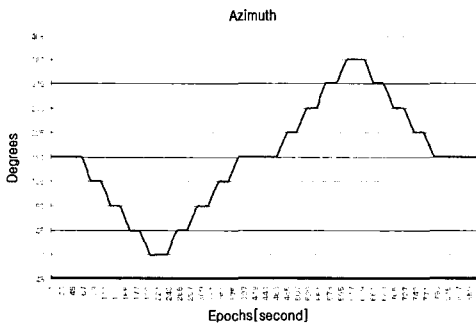
이상의 정지상태 실험결과를 통하여 기저선이 길수록 자세 정밀도가 향상되며, 측정치가 많을수록 자세 측정 비율이 높아짐을 확인하였다.

4.3 동적상태 실험

두개의 안테나로 이루어진 기저선 벡터가 변하는 상황에 대한 자세 측정 성능을 살펴보기 위해 Rate Table을 이용하여 자세각의 변화를 살펴보고 차량 주행 실험을 통하여 설계된 수신기의 동특성을 살펴 보았다.

Rate table 실험

본 실험에서는 안테나 두 개를 Rate table의 양쪽에 1m의 기저선 길이로 설치하고 약 45도 간격으로 기저선을 변화 시켰으며, 방위각 변화를 그림4에 나타 내었다.

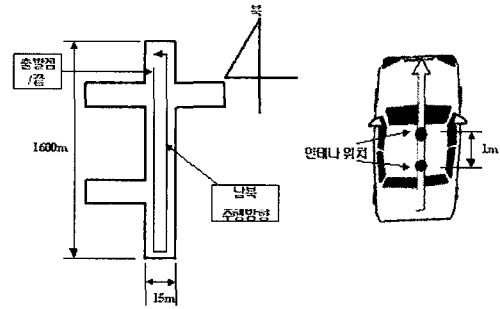


(그림 4) Rate Table실험의 방위각 변화

그림을 살펴보면 방위각이 45도씩 움직인 것을 볼 수 있다. 손으로 움직이는 실험이었기 때문에 균일하게 움직이지는 못 하였으나, 본 실험으로 기저선 벡터가 변할 때도 자세 측정이 원활이 이루어짐을 확인하였다.

차량 주행 실험

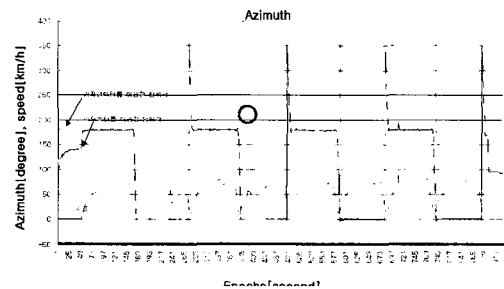
차량 주행 실험을 위하여 차량 앞뒤에 1m길이의 차량용 GPS안테나를 설치하였고, 실험장소는 위성 가시성이 비교적 좋은 지역에서 실시하였으며, 주행



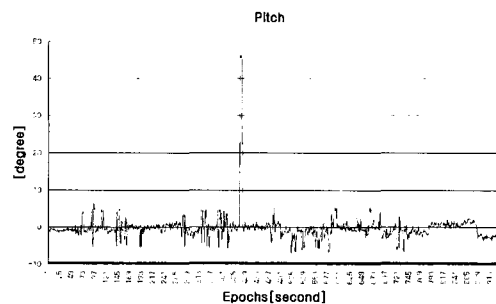
(그림 5) 주행궤적과 차량의 안테나 위치

도로 궤적과 차량 안테나 설치 상태를 그림5에 나타 내었다.

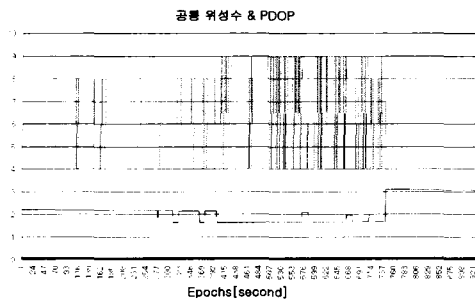
주행 실험 시간은 약 15분으로 남북 방향의 직선 도로를 4번 왕복하였으며, 그림 6에 실험동안의 속도, 속도벡터를 이용한 방위각, 기저선 벡터를 이용한 방위각을 함께 표시하였으며, 그림 7에 양각 변화를 표시하였다.



(그림 6) 차량주행실험 : 방위각



(그림 7) 차량주행실험 : 양각



(그림 8) 차량주행실험 : 공통위성수 및 PDOP

그림6에서 원으로 표시한 부분을 제외한 전 구간에서 방위각을 올바르게 구하였으며, 원으로 표시된 구간은 주행중 버스가 실험 차량 바로 옆을 지나면서 위성신호가 차단된 경우이다. 그림8은 실험중에 자세각을 구하는데 사용한 위성 개수와 PDOP(Position DOP)으로 가시 위성이 7~9개 이었던 것을 알 수 있다. 위성 개수가 4개로 표시된 부분은 사이클 슬립등에 의하여 반송파 위상 측정치에 문제가 발생하여 독립 미지정수를 구성하는 4개의 위성만으로 자세각을 구한 구간이며, 이 부분에서는 자세 오차가 더 컸음을 알 수 있다. 본 실험을 통하여 설계된 수신기는 동특성에도 강인하고 위성 신호 차단시에도 잘못된 측정치를 제거하여 효과적으로 자세 측정을 수행함을 보였다.

5. 결 론

본 논문에서는 GPS L1 반송파를 이용한 저가형 고정밀 24채널 자세 측정용 GPS 수신기를 설계하였다. 설계된 수신기 하드웨어는 2개의 RF부, DSP부, 프로세서부 및 메모리부로 나뉘어지며, 소프트웨어는 인터럽트 처리부와 멀티태스킹부로 나뉘며, 인터럽트 처리부에서는 위성 신호 추적이 이루어지며, 멀티태스킹부에서는 위성 할당, 측정치 획득, 항법해

결정, 미지정수 결정 및 자세 측정이 이루어진다. 자세 측정에는 정밀한 반송파 위상이 이용되었으며, 미지정수 결정 알고리즘으로는 ARCE가 이용되었다. 정지 상태 실험을 통하여 기저선이 1m일 경우 방위각 오차는 0.5도(1σ) 미만, 양각 오차는 1도(1σ) 미만의 정밀도를 가짐을 확인하였으며, 주행 실험을 통하여 주행 중에도 자세 측정이 원활히 이루어짐을 확인하였다. 설계된 시스템은 위치, 속도, 시각 뿐만 아니라 자세 정보를 요구하는 모든 항법 시스템에 적용 가능하리라고 기대되며, 본 연구의 추후 연구 과제로는 3개 이상의 안테나에서 GPS 신호를 추적하여 3차원 자세를 측정할 수 있는 시스템 설계 및 관성항법장치와 같은 다른 항법장치와의 결합으로 위성신호가 수신되지 않는 환경에서도 연속적인 자세 측정을 할 수 있는 시스템 설계를 들 수 있겠다.

참 고 문 헌

1. Siouris, Aerospace Avionics Systems-A Modern Synthesis, Academic Press, San Diego, 1993.
2. Cohen, C.E., and Parkinson, B.W., "Expanding the Performance Envelope of GPS-Based Attitude determination," *Proceedings of ION GPS-91* 1991.
3. Lu, G., *Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination*, UCGE Reports #20073, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, 1995.
4. El-Mowafy, A., *Kinematic Attitude Determination From GPS*. UCGE Reports #20074, Dept. of Geomatics Eng., University of Calgary, December, 1994.
5. Britting, K. R., *Inertial Navigation System Analysis*, John Wiley & Sons, 1971.
6. Hein, G.W., G. Baustert, B. Eissfeller and H. Landau, *High-Precision Kinematic GPS Differential*

- Positioning and Integration of GPS with a Ring Laser Strapdown Inertial System, *Global Positioning System Vol. IV*, The Institute of Navigation, Washington, D.C., pp. 153-174, 1993.
7. Hashida, Y., and Unwin, M.J., Novel Algorithms for Modelling Vector Observations for Spacecraft Attitude Determination Using GPS Signals, *Proceedings of ION GPS-98*, 1998.
 8. Erickson, C., An Analysis of Ambiguity Resolution Techniques for Rapid Static GPS Surveys Using Single frequency Data, *Proceedings of ION GPS-92*, 1992.
 9. Counselman, C.C, III and S.A. Gourevitch, Miniature Interferometer Terminals for Earth Surveying: Ambiguity and Multipath with Global Positioning System, *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, Vol. GE-19, No. 4, Oct, 1981.
 10. Hatch, R., Instantaneous Ambiguity Resolution, *Proceedings of KIS Symposium*, Banff, Canada, 1990.
 11. 박찬식, GPS반송파 위상신호를 이용한 자세결정, 공학박사 학위 논문 서울대학교 제어계측공학과, 1997.
 12. LG Semicon Co., Ltd., *GMS30C710A Data Book*, April, 1997.