

Global Positioning System(GPS) : 원리와 응용

지규인*, 이영재**

*건국대학교 전자공학과

**건국대학교 항공우주공학과

1. 서 론

“나는 지금 어디에 있고 어디를 향해 가고 있는가?”라는 질문은 인간이 활동하기 시작한 때로부터 지금까지 끊임없이 계속되었다. 사람들은 이를 위해 지형지물의 위치를 파악해서 자신의 위치를 짐작하기도 하고 (Piloting), 하늘의 별을 관측하여 고도, 각도, 관측시간등을 고려하기도 하며 (Celestial Navigation), 방향과 거리의 측정이 용이해지면서 자신이 지나온 방향과 거리를 평면에 도표형식으로 표시하여 현재의 위치를 추측하기도 (Dead Reckoning) 하였다. 이와 같이 항법 (Navigation)은 “우리를 한 지점으로 부터 목적지까지 도달할 수 있도록 해주는 수단”이라 할 수 있으며, 인간의 생활이 복잡해지고 기술이 발달함에 따라 항법에 대한 새로운 요구가 첨가되고, 또 그 도구와 방법은 더욱 발달되어 왔다.

전자공업과 정밀 기계공업의 발달은 두가지의 중요한 항법 시스템의 탄생을 가능케 했는데, 이것들이 바로 관성항법시스템 (Inertial Navigation System)과 전파항법시스템 (Radio Navigation System)이다.

자이로스코프와 기속도계를 이용한 관성항법장치는 1940년대 말을 지나면서 크게 발달되어 현재까지 가장 널리 쓰이고 있는 항법장치중 하나이다. 외부의 도움이 전혀없이 사용 가능하다는 커다란 장점을 갖고 있으나, 시간이 지남에 따라 누적되는 오차로 인해 이를 계속적으로 보정해야 한다는 문제와 상대적으로 비싼 가격이 사용에 장애 요인이 되고 있다. 그러나 최근 활발하게 연구 개발되고 있는 반도체자이로, Fiber Optic Gyro, Ring Laser Gyro등은 기존의 기계적 자이로스코프의 단점을 어느정도 보완해 줄 것으로 기대되고 있다[2,3].

한편, 제2차 세계대전 중 등장한 전파항법장치는 지상에 위치한 송신기에서 발사되는 전파를 이용하여 그 전파가 수신가능한 지역에서 비교적 정확한 위치를 측정할 수 있게 한다. 미국을 중심으로 Decca, Omega, VOR/DME, Loran-C등 성공적인 시스템이 개발되어 최근까지도 매우 유용하게 사용되고 있다[1,2]. 그런데 이와같이 지표면에 송신기를 설치하는 전파항법장치 (Ground-Based Radio Navigation System)는 해상에서는 그의 정확도가 비교적 양호한 편이나, 지상에서 사용할 때는 지형지물의 영향등으로 전파의 도달거리 즉, 송신된 전파를 수신하여 항법에 이용할 수 있는 범위와 그 정확도가 한정될 수 밖에 없다는 단점을 가지고 있다.

1957년부터 시작된 미·소간의 우주개발정책은 인공위성을 이용한 전파항법 (Space-Based Navigation System)의 탄생을 가져 왔다. 인공위성의 위치가 명확하면 그 위성으로 부터 발사된 전파를 지상에서 수신하여 그 수신기의 위치를 계산할 수 있다는 Johns Hopkins대학에 있는 APL (Applied Physics Laboratory)의 기초연구를 바탕으로 하여, 미국해군에서 Transit라는, 위성을 이용한 항법시스템 (Space-Based Navigation System)을 개발하였다. 그러나 이 시스템은 2차원 위치결정만이 가능하고 위치결정의 주기와 시간에 제한이 있다.

일반적인 지상전파항법장치 (Ground-Based Radio Navigation)와 위성을 이용한 Transit의 단점을 극복하려는 미국 공군, 해군의 공동의 계속적인 노력은 60년대 부터 시작되어 NAVSTAR (NAVigation Signal Time And Range) GPS (Global Positioning System)라는 프로젝트로 추진되어 왔다[6]. 여러 차례의 수정을 거친 후 고도 약 20,000km의 원궤도에 12시간의 주기를 가진 24개(그중 3개는 예비

위성)의 인공위성군(Constellation)으로 확정되어 그 완성된 시스템을 점차 갖추어 지금 현재 완전한 시스템이 운영되고 있다.

그림 1에 이상과 같은 항법시스템들의 정확도를 비교하여 놓았다. 이 글에서는 현재 그 응용범위가 확장되어감에 따라 관심이 고조되고 있는 GPS의 원리와 응용에 대해 간단히 요약해 소개하고자 한다. 제 2절에서는 GPS를 이용한 위치 측정의 원리를, 제3절에서는 GPS의 응용과 앞으로의 전망에 대해 기술하려고 한다.

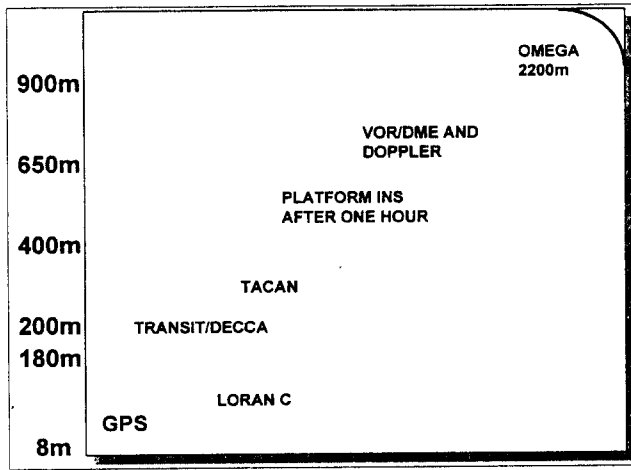


그림 1. 항법시스템들의 정확도 비교.

2. GPS와 위치측정 원리

GPS는 미국 국방성에서 운영하는 새로운 항법시스템으로, 24개의 위성군에서 발사되는 특수한 형태의 전파정보를 지구상 언제 어디서나 무제한수의 사용자가 이를 수신하여 자신의 3차원 위치와 시간을 매우 정확하게 계산할 수 있는 위성전파항법시스템이다.

본 절에서는 GPS의 구성에 대해 간단한 소개와 위치측정의 원리로서, 항법해와 위성배치의 기하학적 성질에 대해 설명하고자 한다.

2.1 GPS의 구성

GPS는 위성부분(Space Segment), 지상국부분(Ground Segment), 사용자부분(User Segment)의 세 부분으로 구성되어 있고, 1993년 12월 8일 시스템의 정상가동이 공식적으로 선포되어 현재 일반인도 한정된 오차범위 내에서 사용이 가능하다[2,4,5].

2.1.1 GPS 위성부분 : Space Segment

GPS 위성군(Satellite Constellation)은 24개의 위성으로 이루어져 있으며 이중 3개는 예비위성이다. 주기는 12시간(정확히 말하면 11시간 56분)으로 고도 20,183-20,187km

(10,898-10,900 NM)이며 지구 적도면과 55도의 기울기를 이루고 있는 6개의 궤도면에 각각 4개씩의 위성이 배열되어 있다. 위성의 궤도는 지구를 커버하는 범위, 위성의 수명 등을 고려하여 12시간 주기궤도로 결정되었으며[4,5,6], 이와 같은 위성 위치 배열은 지구상의 어느 위치에서도 위치결정에 필요한 최소 가시위성 숫자인 4개의 위성을 항상 관측할 수 있게 한다. 모든 위성은 매우 정확한 원자 시계를 갖추고 있다. 특히 최근까지 쏘아 올린 Block II 위성은 두개의 세슘(Cesium) 원자시계와 두개의 루비듐(Rubidium) 원자시계를 갖추고 있는데, 이들 시계는 하루에 10^{-13} 에서 10^{-14} 만큼의 오차를 갖고 있고 Block IIR 위성부터는 이를 10^{-14} 에서 10^{-15} 까지 개선하려 하고 있다 [7]. 모든 GPS위성에서 발사되는 신호는 반송파(Carrier), PRN(Pseudo-Random Number)코드, 항법메세지(Navigation Message) 등 세가지 종류의 신호로 구성되어 있다.

L_1 , L_2 라고 불리우는 2개의 L-Band 주파수의 반송파를 이용하여 PRN코드와 항법메세지를 수신기로 전달한다. L_1 은 1,575.42MHz이고 L_2 는 1,227.6MHz이다.

PRN코드는 2진화된 코드로 위성마다 고유의 코드가 있어, 수신기는 이 코드로 위성을 구별한다(코드 구분 다중분별법, Code-Division Multiple Access). 수신기는 미리 입력된 각 위성의 PRN코드를 GPS시간으로 발생시킨 후, 해당하는 위성의 수신된 PRN코드의 도착시간과 비교하여 두 시각 사이의 시간차를 구해 전파가 위성에서부터 수신기까지 도달할 때까지 걸린 시간을 측정하며 여기에 광속을 곱하여 위성과 수신기 사이의 의사거리(Pseudorange)를 계산한다. PRN코드에는 두가지가 있는데, 그 하나는 C/A코드(Coarse Acquisition Code)이고, 다른 하나는 P코드(Precise Code)이다. 민간사용자는 L_1 반송파에만 실리는 C/A코드의 사용만이 가능한데, 이 코드는 1023 비트로 이루어져 있으며, 1msec마다 반복된다. 민간사용자는 이 C/A코드를 이용하는 Standard Positioning Service (SPS)만을 제공 받을 수 있다. 미국 국방성에서는 그들의 국방상 이유로 위성의 시계의 빠르기를 조작하거나, 위성의 위치정보를 틀리게 함으로써 고의로 C/A코드에 Selective Availability (SA)를 적용하고 있으며, 이 경우 위치결정의 정확도가 상대적으로 낮아진다(약 100m의 위치오차).

P코드는 자격을 갖춘 특정한 사용자만이 사용할 수 있도록 암호화 하여(암호화된 P코드를 Y코드라 한다) 군용으로 쓰이는데, 10.23MHz의 주파수를 가지며, L_1 과 L_2 반송파에 동시에 실린다. L_1 과 L_2 두 반송파가 이온층을 통과하는 시간차를 이용하여 이온층 지연시간(Ionospheric delay)을 계산하여 의사거리를 보다 정확히 계산할 수 있을 뿐 아니라 SA의 영향을 받지 않으므로 정확도가 매우 높다(약 18m).

항법 메세지는 50bps (bit per second)의 속도로 전송되

며, 한 프레임(Frame)이 1500bit로 이루어져 한 프레임의 정보가 전송되는데는 30초의 시간이 소요된다. 프레임은 모두 5개의 부프레임(Subframe)으로 이루어 졌는데, 위성 시계 보정 상수, 위성 궤도 상수, 위성 위치 정보(Almanac), 위성 상태등의 정보를 포함하고 있다.

표 1은 이상 언급한 GPS 위성 신호 성분과 각각의 주파수를 정리한 것이다[7].

표 1. GPS 위성 신호의 성분과 주파수.

			주파수(MHz)	
기본주파수			f_0	10.23
위 성 신 호	반송파	L_1 반송파	$154 \times f_0$	1,575.42
		L_2 반송파	$120 \times f_0$	1,227.60
	PRN 코드	P-코드	f_0	10.23
		C/A 코드	$f_0/10$	1.023
	항법 메시지		$f_0/204,600$	50×10^{-6}

2.1.2 지상국 부분 : Ground Control Segment

지상국은 1개의 주 관제소(Master Control Station), 5개의 관제소(Monitor Station), 그리고 3개의 Uplink 안테나(혹은 Ground Control Station)로 구성되어 있다.

지상국 부분에서는 GPS 위성에서 보내는 신호를 받아 관찰, 궤도와 위성이 갖고 있는 원자시계의 정확도를 점검하고, 위성들간의 시계를 맞추며(Synchronization), 특히 주 관제소는 위성으로 자료를 올려보낸다. 주 관제소는 미국 콜로라도주의 콜로라도 스프링에 위치해 있는 팔콘 공군기지에 있고, 5개의 관제소는 전 세계적으로 퍼져 있다.

2.1.3 사용자 부분 : User Segment

우선 사용자의 사용 PRN 코드에 따라 군용과 민간용 수신기로 나누어지지만, 모든 GPS 수신기는 기능상 크게 세 부분으로 나누어진다.

- (a) 안테나부분 : GPS 신호를 받는다.
- (b) RF 부분 : 반송파에 실린 코드 정보를 알아낸다.
- (c) 컴퓨터부분 : 코드 정보와 항법 메시지를 처리한다.

수신기는 위의 과정을 거쳐, 위성으로부터 위성 신호가 수신기까지 전달되는 시간을 계산함으로써 의사거리를 측정한다.

2.2 위치 측정의 원리

2.2.1 의사거리와 항법해(Pseudorange and Navigation Solution)

모든 GPS 위성들은 똑같은 주파수의 L_1, L_2 신호를 반송파

로 이용하고 있으나, 각 위성은 자기 고유의 PRN 코드(C/A 코드와 P 코드)를 갖고 있다. 수신기에는 모든 위성의 코드 정보가 입력되어 있어 Real-Time Code-Matching 방법으로 각 위성을 구별하여 거리를 계산한다[4,5,6,7]. 위성에 탑재된 매우 정밀한 원자시계를 이용하여 정확한 시간을 표시한 PRN 코드가 발사되고, 수신기는 미리 예정된 위성 고유의 패턴을 이용하여, 신호가 위성에서 수신기까지 도달할 때 걸리는 시간을 계산할 수 있다. 그런데 문제는 지상의 사용자가 갖고 있는 수신기에는 GPS 위성과 같이 고가의 원자시계를 장착할 수 없다. 보통 값싼 수정발진 시계를 사용하므로 수신기 시계에 의한 시간오차(Receiver Clock Bias)가 주요한 위치 측정 오차요인으로 항상 존재한다. 이와 같은 수신기 시계 오차를 포함하여 GPS 수신기가 측정한 거리를 의사거리(Pseudorange)라 하는데, 아래와 같은 식으로 표시한다[2,5].

$$P_i = \rho_i + C \Delta T_b \quad (1)$$

여기서

P_i = i 위성과 수신기사이의 의사거리

ρ_i = 실제 거리

ΔT_b = 수신기 시간 바이어스

C = 빛의 속도 (3×10^8 m/sec)

GPS 수신기는 기준좌표계로 지구중심고정 좌표계(ECEF : Earth Centered Earth Fixed Frame)를 사용한다. 사용자에게는 위치계산결과를 다시 경도, 위도, 고도의 정보로 바꾸어 알려준다. 이 ECEF 계를 사용하면 (1)은 아래와 같이 표시된다.

$$P_i = \sqrt{(x-x_i)^2 + (y-y_i)^2 + (z-z_i)^2} + C \Delta T_b \quad (2)$$

여기서

x_i, y_i, z_i = i 번째 위성의 위치 좌표(궤도정보로 미리 알 수 있음)

x, y, z = 수신기의 위치좌표(미지수)

ΔT_b = 수신기의 시간 바이어스(미지수)

우리가 빛의 속도를 안다고 하면, 우리가 결정해야 할 미지수는 $(x, y, z, \Delta T_b)$ 로 모두 4개이므로, 4개 이상의 위성으로부터 의사거리 측정치가 필요하다. (2)와 같은 4개의 비선형 방정식(즉, $i=1,2,3,4$)을 항법식(Navigation Equation)이라 부르는데 순환최소자승법과 같은 수치계산법을 이용하여 직접적으로 항법식의 해를 구하거나 혹은 측정 잡음 이외에 위성신호의 상대성 이론에 따른 시간지연(Relativistic Time Delay), 전리층 통과에 따른 시간지연(Ionospheric Time Delay), 대류권 통과에 따른 시간지연(Tropospheric Time Delay)등을 고려한 Kalman Filter를 이용하여 수신기의 위치 좌표를 계산해낸다. 상대성 이론에 따른 시간지연은 수신기 내부 컴퓨터에 있는 알고리즘으로 보상

해준다[4]. 전파가 전리층을 통과 할 때의 시간지연은 통과 하는 전파주파수의 제곱에 반비례 한다는 원리를 이용하여, L_1 과 L_2 반송파를 모두 수신하는 군용 P코드 수신기는 전리 층에 의한 시간지연 문제를 해결한다[4,5,7]. L_1 반송파만 수신하는 민간용 C/A코드 수신기는 수신기내에 있는 전리 층의 수학적 모델을 이용한다. 한편, 대류권 통과에 따른 시 간지연은 아직 뚜렷한 해결책이 없고 다양한 수학적 모델이 연구되고 있는 실정이다[8]. 그림 2에 GPS 위치측정과정을 정리하였으며 위에 언급한 GPS수신기로 계산되는 C/A코 드의 수신기 위치 오차를 각각의 요인별로 분석하면 표 2와 같다[5,9].

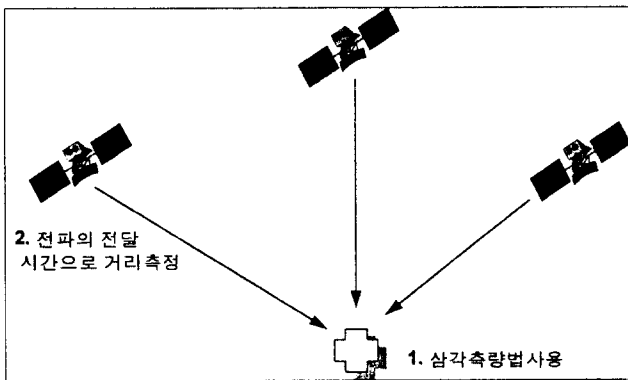


그림 2. GPS 위치측정 과정.

표 2. C/A코드에 의한 수신기 위치 오차 분석.

오차 요인	표준 편차(m)	비 고
위성 위치	20	수신기와 위성의 상대적 위치
전리층 지연	30	
대류권 지연	10	
다중 경로	10	저 앙각(15°이하)
SA	30	
총 합	100m	SA가 작동 될때

2.2.2 GDOP(Geometric Dilution of Precision)의 중요성

앞에서 살펴본 바와 같은 오차 이외에 수신기와 선택된 위 성들간의 상대적인 기하학적 배열로 인해 발생하는 GDOP (Geometric Dilution of Precision)라는 오차가 있다. 이 오 차는 (2)를 선형화한 아래와 같은 측정식으로 설명된다.

$$Z = H X + v \quad (3)$$

여기서

Z=잡음을 포함한 의사거리 측정값 벡터

X=수신기의 공간좌표 (x,y,z,ΔTb) 및 시간 바이어스

벡터

H=수신기와 각 위성과 기하학적 관계를 나타내주는 matrix

=Visibility matrix

v=측정잡음~(0, σ²)

최소 자승법(Least Square Method)에 의한 추정값 X의 공분산(Covariance)은

$$cov(X) = \sigma^2 \cdot (H^T H)^{-1}$$

이다. 즉, 우리가 요구하는 최종 결과 값의 분산은 측정 잡 음의 분산에 $(H^T H)^{-1}$ 이 곱해진 값이 된다. 각 측정 잡음들 이 서로 독립적이라고 가정하면 3차원 위치 추정의 표준편 차는 측정 잡음의 표준편차에 $\sqrt{(H^T H)^{-1}}$ 를 곱한 꼴로 되는 데, 이와 같이 측정 잡음에 곱해지는 오차 부분을 GDOP (Geometric Dilution of Precision)이라 하고 아래와 같이 표시된다[2,7].

$$GDOP = \sqrt{tr(H^T H)^{-1}} \\ = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2}$$

여기서

tr(·)=Trace Operator

σ_x=위치의 x성분의 표준편차

σ_y=위치의 y성분의 표준편차

σ_z=위치의 z성분의 표준편차

σ_t=시간성분의 표준편차

이 GDOP는 아래와 같은 성질을 갖는다.

(a) 의사거리 측정 오차가 수신기 시계 바이어스를 포함 한 위치 오차로 전달되는 때의 증폭계수 (Amplification Factor)이다.

(b) 계산시 사용하는 좌표와는 무관하다.

(c) 위성의 위치에 따라 값이 달라지며 위성이 4개인 경 우 최소값이 $\sqrt{2.5}$ 이다[10].

이상과 같이 GDOP는 위치 결정 정확도에 결정적인 역할 을 하므로, 만일 수신 가능한 GPS위성이 4개 이상일 경우, GDOP가 최소화되는 위성 배열을 선택하여 정확도를 높 이 는 알고리즘이 수신기내에 반드시 포함되어야 한다. 그런데, 일반적으로 수신기를 꼭지점으로 하고 4개의 위성이 사각형 의 모서리에 위치하는 사면체의 체적이 클수록 GDOP가 작 아지는 경향이 있으므로(그림 3), 이 값을 GDOP 대신으로 많이 사용한다.[2,4]. 이 GDOP이외에 위치 오차만 관련된 PDOP (Position DOP), 평면상의 HDOP (Horizontal DOP), 수직면상에서의 VDOP (Vertical DOP), 시간오차에 대한 TDOP (Time DOP)등이 있으며, 각 경우에 따른 위

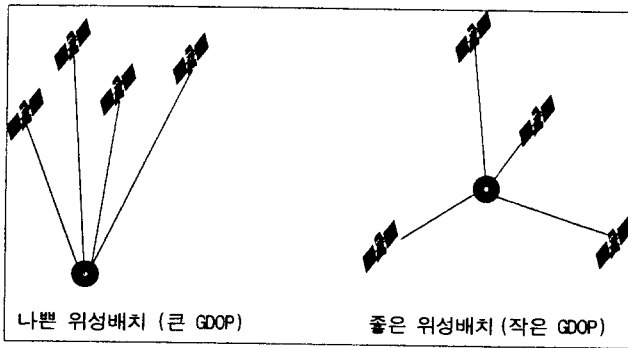


그림 3. GDOP 비교.

치 혹은 시간 추정치의 정확도의 척도로 사용된다[2,7].

$$PDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$$

$$HDOP = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2}$$

$$VDOP = \sqrt{\sigma_z^2}$$

$$TDOP = \sqrt{\sigma_t^2}$$

결국, 최종 위치의 표준편차는 측정된 의사거리의 표준편차에 DOP성분이 곱해지게 된다.

$$\sigma = \sigma_0 \cdot DOP$$

여기서

σ = 위치의 최종 표준편차

σ_0 = 측정된 의사거리의 표준편차

2.2.3 DGPS (Differential GPS)

GPS는 지금까지 개발된 어떤 전파 항법장치보다 매우 정확한 항법 장치이다. 그러나 이 정확도를 더욱 높여 그 사용범위를 넓혀 보려는 노력이 현재 진행중이다[11,12]. 고정밀도를 요구하는 측량(Surveying)[13,14], 비행기의 이착륙[15,16], 좁은 수로에서의 선박 유도(Pilotage)[17]등이 그 예가 될 것이다.

현재 미국 해안경비대(Coast Guard)와 연방항공국(FAA)을 비롯한 여러 단체를 중심으로 C/A코드 위치 측정에 대한 정밀도를 높이기 위해 가장 활발하게 연구되고 있는 방법이 DGPS(Differential GPS)이다[11,12,18]. DGPS는 위치를 정확히 (수 cm 이내의 오차) 알고 있는 곳에 놓여진 정밀한 시계와 수신기를 갖춘 기준국 (Reference Station 혹은 Base Station)에서 GPS 위성 신호를 받아 수신기로 계산한 위치값과 미리 알고 있는 자신의 위치와 비교하여, 위치의 오차에 대한 보상값을 계산한다.(그림 4)

의사거리 혹은 좌표로 표현된 보상값에 대한 정보를 기준

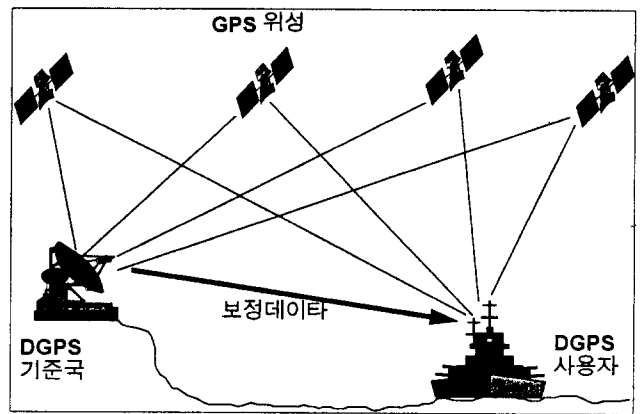


그림 4. DGPS의 개념 설명.

국 주위에서 움직이는 사용자에게 실시간 혹은 Post-Processing으로 넘겨주어, 같은 위성의 신호를 수신하는 사용자가 이 값을 이용하여 보다 정확한 위치를 계산한다는 원리이다. 이 DGPS가 정확한 위치 계산이 가능한 이유는 기준국의 정확한 위치 계산 뿐 아니라, 위성궤도오차, 위성시계오차, 전리층 시간지연, 대류층 시간지연, 그리고 C/A코드 이용에 최대의 난관인 SA등을 두 수신기간의 공통의 오차로 간주하여 이를 제거할 수 있기 때문이다. 그래서 GPS 이용에 회의적인 분야에서도 이 DGPS에 대해 많은 관심을 갖고 있다[11]. 그러나, 실제의 경우는 아래와 같은 요인들이 DGPS의 정확도에 커다란 영향을 미친다.

- (a) 두 수신기간의 거리
- (b) 두 수신기간의 정보 전달 속도
- (c) 계산에 쓰이는 알고리즘(특히 Kalman Filter) 및 하드웨어의 성능

특히 두 수신기간의 거리가 문제시 되는 것은 거리가 멀면 한 위성과 두 수신기 사이에 놓여 있는 전리층과 대류권의 성질이 다를 수 있으므로, 이들에 의한 시간지연값이 두 수신기에 다르게 나타나기 때문이다. 그러므로 보통 DGPS를 구성 할때 기준국과 사용자간의 거리 (Base Line Distance)가 100km가 넘지 않게 기준국을 배열해야 한다[19]. 한편, 특정한 목적의 측량과 같은 분야에서는 절대위치 측정 보다는 두 점간의 상대 위치 정보가 필요할 수도 있다. 이런 경우는 주변의 임의의 위치(이번에는 기준국의 절대 위치를 정확히 모르더라도 상관 없음)에 한 수신기를 놓아 기준국으로 하고, 두 수신기와 위성사이의 공통적인 오차를 제거함으로써 두 수신기간의 상대적 위치를 매우 정확히 측정할 수 있다. 실제로 지질학 연구, 해양 시추선, 댐의 변형 연구등에 수 cm 정도의 정밀도로 응용되고 있다[4,5,14].

3. GPS의 응용과 전망

이 절에서는 날로 그 범위가 넓어져가는 GPS의 응용에 대해 구체적으로 알아보고 GPS와 유사한 위성을 이용한 항법시스템인 러시아의 GLONASS와 유럽의 NAVSAT 등을 살펴보고 앞으로의 전망을 해 본다.

3.1 GLONASS와 NAVSAT

소련에서 개발된 GLONASS는 미국의 GPS와 비슷한 점이 있는 반면, 독특한 부분도 많다. 우선 21개의 위성에 3개의 예비위성이 궤도에 올려져 삼각측량법에 의해 4개의 위성으로부터의 정보로 위치를 계산한다는 원리는 같으나, GPS 위성은 모두 6개의 궤도면에 각 4개씩인 반면 GLONASS 위성은 3개의 궤도면에 8개씩 올려진다. 또 GPS 위성의 모든 L_1 , L_2 반송파의 주파수는 같고 위성 고유의 PRN 코드로 위성을 구별하나, GLONASS 위성은 각 위성마다 0.4375MHz 간격으로 구분되는 반송파 주파수로 위성을 구분한다. 다음의 표 3에서 GPS와 GLONASS의 특징을 정리하여 서로 비교하여 보았다[2,4,20,21,22,23].

현재 여러곳에서 GPS신호와 GLONASS신호를 동시에 수신할 수 있는 수신기(Dual-Capability GPS/GLONASS Receiver) 개발을 연구하고 있다. 이는 서로 다른 두 시스템

표 3. GPS와 GLONASS의 비교.

		GPS	GLONASS
주관부서		미국 국방성	러시아
적용범위		전세계	전세계
위성수		21+3(예비)	21+3(예비)
궤도	고도	약 20,000km (11시간56분 주기)	약 19,000km (11시간 15분 주기)
	경사	55	64.8
통신방식		L-밴드, 이중주파수 스펙트럼 확산 동조방식	L-밴드, 이중주파수 스펙트럼 확산 동조방식
위성신호 분별방법		코드 구분 다중 분별법	주파수 구분 다중 분별법
반송파 주파수		$L_1=1.57542$ GHz $L_2=1.2276$ GHz (모든 위성이 같은 주파수)	$L_1=1.597$ 1.617 GHz $L_2=1.240$ 1.260 GHz (위성마다 다른 주파수)
첫 발사		1978년 2월	1982년 10월
운반체 로켓		Atlas F Delta II	SL-12 Proton
발사기지		Vandenberg Cape Kennedy	Tyuratam
민간사용시 위치 오차		100m	100m
현 상태		정상가동	1996년 완성예정

의 신호를 받으면 기존의 한가지 신호만 사용하는 수신기보다 정확도와 신뢰도가 높을 것이라고 기대되기 때문이다. 현재 몇 가지 수신기가 시제품으로 개발되었으나, 표 4와 같은 두 시스템의 근본적인 몇가지 차이점 때문에 동시 수신기 개발에 많은 어려움을 겪고 있다[2,4,20,21].

표 4. GPS와 GLONASS의 차이점.

	GPS	GLONASS
표준시간	UTC (Universal Time Coordinate)	Moskow time
궤도표현성분	Kepler 궤도상수	직각좌표계에서의 위치, 시간, 가속도 성분
좌표계	WGS-84 좌표계	SGS-85 좌표계
위성신호 분별법	코드구분 분별법	주파수구분 분별법

한편, 유럽우주국 (ESA; European Space Agency)은 위의 GPS와 GLONASS와 조금 다른 위성군 (Constellation)으로 항법에 이용하려 NAVSAT의 개발을 연구하고 있다[2,4,5,6, 7]. NAVSAT은 1985년부터 연구를 하고 있으나 완성시기는 아직 명확하지 않다. NAVSAT도 GPS와 같이 스펙트럼 확산방식으로 신호를 보내 이를 이용해 위치측정을 하게 되었다. 그러나 GPS와 GLONASS와는 매우 다른 위성배열을 하고 있다. 즉, 6개의 위성을 주기 12시간이며 경사각이 63.4도인 3개의 궤도에 2개씩 (혹은 12개의 위성을 6개의 궤도에 2개씩) 배열하고, 다시 6개의 위성을 주기 24시간인 정지궤도 (Geosynchronous Orbit)에 배열한다. 타원궤도 위성은 지구 북반구 위치측정에 유리하게끔 궤도가 북쪽으로 치우쳐 있고, 적도상의 지구정지궤도 위성은 쌍방 통신으로도 사용할 수 있도록 배열한 특징이 있다. 이 NAVSAT도 GPS와 마찬가지로 PRN 코드에 의한 의사거리를 측정하여 위치를 측정하게 되는데, 정확도는 5~10m가 될 것으로 예상하고 있으나 아직 확실하지 않다. 그러나 NAVSAT은 GPS와는 달리 순수 민간기구에서 항법을 목적으로 개발하려는 것이기 때문에 GPS의 SA와 같은 인위적인 전파방해는 없을 것이므로, GPS가 미국국방성에 의해 운용된다는 점에 대해 불안감을 느끼는 세계각국의 민간 사용자들의 많은 기대를 모으고 있으나, 이 계획의 구체적인 진행이 현재까지 불투명하다[4,5].

3.2 GPS의 응용

언제 어디서나 자신의 위치와 시각을 알 수 있다면, 이 정보는 많은 분야에 이용될 수 있을 것이다. 더욱이 이 위치와 시각 정보를 저렴한 가격의 소형 장비로 정확히 얻을 수 있다면, 그 정보의 활용도는 더욱 다양할 것이다. 날로 발달되

고 있는 전자 및 소프트웨어 기술은 위에 언급한 요구조건에 맞는 GPS 수신기의 제작을 가능하게 하였으며, 또 현재 여러분야에서 GPS의 응용과 이에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 또 최근 눈부신 발달을 보이고 있는 무선통신 분야의 기술은 GPS 기술과 결합하여 다양한 응용 서비스를 선보이고 있다 (그림 5). 거의 모든 응용은 GPS 수신기로 수신기 (정확히 말하면 수신 안테나)의 위치와 그때의 시간 (많은 경우에 위치만)을 측정함으로써 시작된다고 말할 수 있겠다. GPS 수신기로 측정된 위치정보의 응용분야는 다양하겠지만, 측정방법에 따라 크게 두가지로 구분할 수 있다. 즉, 수신기의 움직임을 전혀 고려할 필요가 없는 고정점의 위치측정만 하는 정적 위치측정 (Static Positioning)과 수신기가 움직이며 그때의 위치를 계속 계산해야하는 동적 위치측정 (Kinematic Positioning)이 있다. 한편, GPS 수신기로 측정된 위치정보의 방향성에 따라서 수신기가 정보를 혼자 지니고 있는 단방향 응용 (One-way Application)과 위치정보를 무선통신망을 이용해 관제소 등 일정장소에 보고하여 효용가치를 높이는 쌍방향 응용(Two-way Application) 등으로 응용분야를 구분할 수도 있다.

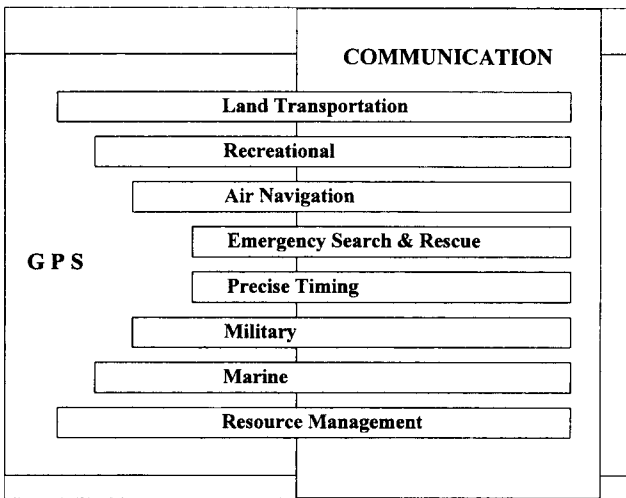


그림 5. 통신망과 결합한 GPS의 응용분야.

- 이러한 응용분야로는 아래와 같은 것들이 있다[4,5,24].
- 지상운송 : AVLN(Automatic Vehicle Location and Navigation), IVHS (Intelligent Vehicle Highway System), 철도차량 관리, 화물트럭 관제
 - 해상운송 : 수로안내 (Pilotage), 운하운송, 선박의 항해
 - 항공운송 : 항공기 운항, 항공기 관제, 정밀착륙
 - 우주 : LEO 위성, Remote Sensing 위성
 - 군사 : 군용기 항법, 유도무기, 정밀폭격, 정찰
 - 응급 및 구조 : 경찰 순찰차, 구급차, 정찰, 수색 헬리콥터, 산림관리

- 과학 : 기상 연구, 해류 연구, 대류층 연구, 지각운동 연구
- 자원관리 : 지하자원 관리, 토지관리, 농업자원 관리, 어업자원 관리
- 탐사 : 지질탐사, 유전탐사, 유적 유물탐사
- 시각측정 : 기준시각 동기, 통신시스템 시각관리
- 레저용 : 등산, 요트항해

위에 언급한 예 중에는 그림 6에 보이는 것과 같은 이동 차량의 위치를 무선통신으로 중앙 통제소에 실시간으로 보고하여 이 차량을 효율적으로 관리하는 쌍방향 시스템의 응용이 돋보인다. 예를 들어 경찰 순찰차는 장착된 GPS 수신기로 위치를 측정하고 이 정보를 중앙 관제소에 보고한다. 중앙 관제소는 모든 순찰차의 위치를 실시간으로 파악하고 있다가, 수요가 발생하면 그 지점에서 가장 가까운 순찰차에 지시를 함으로써 효율적인 운용을 할 수 있을 것이다. 이와같은 시스템은 GPS 시스템, 통신 시스템, 그리고 관제기법을 통합한 종합시스템으로 부가가치가 높고, 앰블런스, 화물트럭, 택시 등 그 활용범위가 매우 넓다고 할 수 있겠다.

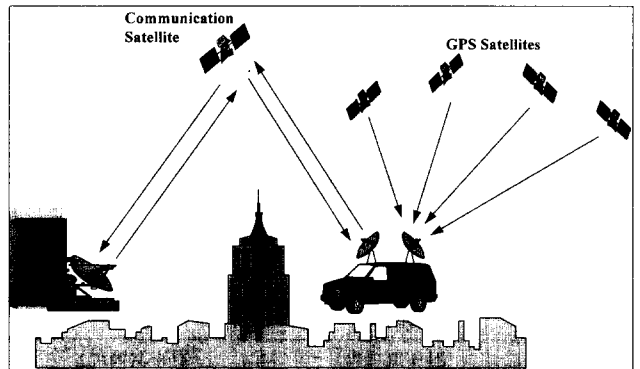


그림 6. GPS와 위성통신망을 결합한 차량관제시스템.

현재 FAA를 중심으로 각 공항에 의사위성 (Pseudo-Satellite)을 설치하여 비교적 값싼 GPS 장비를 이용한 비행기의 착륙 연구가 매우 활발히 진행되어, 21세기 초에는 실용화될 가능성이 매우 높다.

자원관리, 교통안내, 송전 송수 통신 선로 관리 등을 효율적으로 하기 위해서 GIS (Geographical Information System)라고 불리는 지형정보를 데이터 베이스화 시키는 작업이 각국에서 활발히 진행되고 있다[25]. 최근 우리나라에서도 경제기획원 내에 “GIS 전산망 구축 추진 위원회(가칭)”를 설치하여 기관별 중복투자를 피하고 입력된 지리정보의 정확성 및 호환성 문제를 해결하려 하고있다. 또 이 GIS가 완성되면 자동차 항법장치에 결정적인 기여를 할 것이다. 즉, CD-ROM에 있는 GIS를 이용하여 운전자는 출발점에서 도착점까지의 운행코스는 물론, 관광지에서의 각종 정보를 얻을 수 있어 경제적이고 효율적인 운행을 할 수 있

을 것이다[4]. 그러나 이 경우 빌딩, 터널 등의 지형지물에 의한 비교적 짧은 기간 동안의 GPS 위성신호 단절때문에 발생하는 위치측정의 어려움에 대한 해결이 주요 관건이다. 현재 값이 저렴한 자이로스코프, 자기 컴퍼스 등의 보조센서를 사용하여 GPS 위성신호의 수신에 곤란할 경우에는 보조센서를 사용하는 추측항법(Dead Reckoning)으로 이문제를 해결하기 위한 연구가 활발히 진행중이다[26,27]

한편, 지표면 일정한 곳에 수신기 안테나를 설치하여 지각운동을 관찰하고, 지구의 회전운동을 분석하여 지구 물리학적 분야연구의 응용은 GPS를 이용한 위치측정의 정밀성을 보여주는 예라고 할 수 있다[4,5,13].

3.3 GPS 활용 전망

현재까지 광범위한 분야에 응용되고 있는 GPS는 그 영역이 날로 확대되어가고 있다. 그러나 민간인이 현재 자유롭게 사용하고 있는 C/A 코드는 미국 국방성의 계획에 의해 정확도가 조정될 수 있다는 최대의 단점을 갖고 있다[28,29,30]. 이러한 제한을 극복하기 위해 DGPS를 개발하고 있으나, 또 다른 정확도 방해 방법인 A-S (Anti-Spoofing)는 DGPS로도 해결할 수 없다[7]. 또한 러시아의 GLONASS와 결합한 수신기를 제작함으로써 어느 정도의 해결점을 찾으려하고 있으나, 이 또한 완전한 대비책이 아니다. 만일 유럽에서 순수 민간 사용자들을 위해 연구중인 NAVSAT가 완성된다면, GPS C/A 코드 역시 민간 사용자들이 운용할 수 있을 것이라는 전망을 하기도 한다[4]. 어쨌든 GPS는 현 단계에서 그 정확도와 신뢰도를 높이기 위해 DGPS와 의사위성 사용, 자이로스코프나 자기 컴퍼스와 같은 보조센서 사용, 통신 시스템과 결합에 의한 효율의 증대, 다른 위성항법 시스템과 병행사용 등에 관한 많은 노력이 진행중이다. 아울러 GPS 기술의 발전에 따라 보다 저렴하고 소형이며 기능이 다양한 수신기가 개발되어 수년내 항법시스템 분야에 일대 혁신이 일어나리라 전망한다.

참 고 문 헌

[1] M.Kayton and W.R.Fried, "Avionics navigation systems," John Wiley & Son, New York, 1969.
 [2] George M.Siouris, "Aerospace avionics system," Academic Press, New York, 1993.
 [3] A.Lawrence, "Modern inertial technology : Navigation, guidance, and Control," Springer-Verlag, New York, 1993.
 [4] Tom Logsdon, "The NAVSTAR global positioning system," Van Nostrand Reinhold, New York, 1992.
 [5] David Wells, "Guide to GPS positioning" Canadian GPS Associates, Fredericton, New Brunswick, Can-

ada, 1987.
 [6] Ivan A.Getting, "The global positioning system," IEEE, PP.36-47 Spectrum 1993
 [7] B.Hofmann-Wellenhof, H.Lichtenegger and J.Collins "Global positioning system : Theory and practice," Springer-Verlag, New York, 1992.
 [8] B.Beckman, "A water-vapor radiometer error model," IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing, vol.GE-23, vol.4, PP.474-478 July 1985
 [9] Robert G.Brown, Patrick Y.C.Hwang, "Introduction to random signals and applied kalman filtering," John Wiley & Sons, New York, 1992.
 [10] B.T.Fang, "The minimum for geometric dilution of precision in global positioning system navigation," J. of Guidance, Control, and Dynamic, vol.10, no.1, pp.116
 [11] E.G.Blackwell, "Overview of differential GPS methods," Global Positioning System vol.III, PP.89-100 1986
 [12] S.P.Teasley, W.M.Hoover and C.R.Johnson, "Differential GPS navigation," Proc. IEEE Position Location and Navigation Symp., PP.9-16 1980
 [13] T.Bobbe, "Real-Time differential GPS for aerial surveying and remote sensing," GPS World, 1992, PP.18-22 July/August
 [14] A.Kleusberg, "Precise differential positioning and surveying," GPS World, PP.50-52 July/August 1992
 [15] D.Klein and B.W.Parkinson, "The use of pseudo-satellites for improving GPS performance," Global Positioning System vol.III, The Institute of Navigation, PP.135-146 1986
 [16] F.G.Edwards, P.V.W.Loomis, "Civil helicopter flight operation using differential GPS," Global Positioning System vol.III, The Institute of Navigation, PP.173-193 1986
 [17] D.H.Alsip, J.M.Butler, and J.T.Radice, "The coast guard's differential GPS program," Navigation : J.of the Institute of Navigation, vol.39, no.4, pp.345-361 Winter 1992-93
 [18] L.Alexander, "Differential GPS in operation desert Storm," GPS World, vol 1 pp.36-38 June 1992.
 [19] C.Kee, B.W.Parkinson and P.Axelrad, "Wide area differential GPS," Navigation : J.of the Institute of Navigation, vol.38, no.2, PP.123-145 Summer 1991
 [20] A.Kleusberg, "Comparing GPS and GLONASS,"

- GPS world pp.52-54 November/December 1990
- [21] N.E.Ivanov, V.Salistichev, "GLONASS and GPS : Prospects for a partnership," GPS World pp.36-40 April 1991
- [22] H.Montgomery, "DGPS and GNSS-Next generation," GPS World pp.14-18 September 1992
- [23] P.Misra, E.Bayliss, R.Lafrey, M.Pratt and R. Muchnik, "Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) of GPS and GLONASS," Navigation : J. of the Institute of Navigation, vol.40, no1, Spring 1993, pp.87-104
- [24] E.J.Krakiwsky, "Tracking the worldwide development of IVHS navigation systems," GPS World, PP.40-47 October 1993
- [25] T.Appleby, "Digital road mapping with GPS and GIS," GPS World, PP.33-37 May 1991
- [26] 김진원, "주행거리계와 GPS를 이용한 보조 스트랩다운 관성 항법시스템의 구성 및 성능 분석," 서울 대학교 제어계측공학과 석사논문, 1994.2
- [27] D.B.Cox, Jr. "Integration of GPS with Inertial navigation systems," Navigation : J. of the Institute of Navigation, vol.25, no.2, pp.236-245 1978
- [28] Y.Georgiadou and K.D.Doucet, "The issue of selective availability," GPS World, PP.53-56 September /October 1990
- [29] L.Jacobson, "The need for selective availability," GPS World, pp.49-53 May 1991
- [30] V.Bennett, "No need for peacetime selective availability," GPS World, pp.48-51 September 1991

저 자 소 개

지 규 인



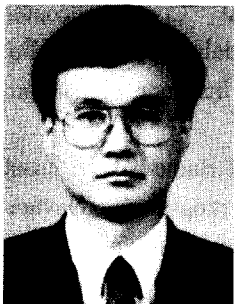
1959년 출생 1982년 서울대학교 제어계측공학과 졸업(학사)
 1984년 서울대학교 제어계측공학과 졸업(석사)
 1989년 미국 Case Western Reserve University, 시스템공학과 졸업(박사)
 1990년 미국 Rensselaer Polytechnic Institute, Research Associate
 1990년~1991년 강원대학교 제어계측공학과 전임강사
 1992년~현재 건국대학교 전자공학과 부교수
 연구관심분야 : GPS 항법시스템, 차량항법시스템(CNS, AVL),

ITS(Intelligent Transportation System), GPS/INS 응용.

서울시 광진구 모진동 93-1 건국대학교 전자공학과.

TEL. 02)450-3070 / FAX. 02)450-3488, Email : gijee@eng.konkuk.ac.kr

이 영 재



1958년 출생
 1982년 서울대학교 항공우주공학과 졸업(학사)
 1985년 서울대학교 항공우주공학과 졸업(석사)
 1990년 The University of Texas at Austin 항공우주공학과 졸업(공박)
 1990년~1992년 The University of Texas at Austin 연구원
 1992년 3월~현재 건국대학교 항공우주공학과 조교수.
 연구관심분야 : DGPS를 이용한 정밀 위치결정, GPS를 이용한 항공기 이/착륙 시스템 설계,

GPS를 이용한 인공위성의 궤도결정 및 자세결정.

서울시 광진구 모진동 93-1 건국대학교 항공우주공학과.

TEL. 02)450-3358 / FAX. 02)444-6670

Email : yilee@kkucc.konkuk.ac.kr