

위성항법시스템 (GPS) 기술동향

기창돈

서울대학교 항공우주공학과

1. 서론

위성항법(GPS : Global Positioning System)은 미국방성에 의해서 군사목적으로 개발된 위성을 이용한 전파항법시스템이다. 그 유용성은 걸프전쟁에서 이미 증명된 바 있다. 요즘에는 민간응용에 더 많이 이용되고 있으며 자동차, 항공기, 인공위성, 선박 등의 위치센서로써 각광을 받고 있다. 자동차항법시스템에 있어서 GPS의 활용은 현재의 교통상황과 자동차의 위치를 알 수 있게되어 궁극적으로 종이지도를 필요 없게 만들 것이다. 또한 시각 장애인들은 시내 거리를 다닐 때 GPS 수신기를 착용하고 생소한 거리를 확보할 수 있을 것이다.

미연방항공국(FAA : Federal Aviation Administration)은 항공기의 항로유도 그리고 착륙유도를 GPS를 통해 구현하기 위해 광역위성항법시스템(WAAS : Wide-area Augmentation System)을 개발하고 있다. 또한 GPS를 이용하여 항공기 교통을 정확히 통제함으로써 기존의 공항에서 보다 많은 승객이 보다 안전한 여객서비스를 이용할 수 있도록 항공기교통 통제시스템을 구축하고 있다.

미부통령 알고어는 GPS가 휴대전화기, 팩스기, 복사기보다도 더 많이 우리 삶의 방식을 바꿀지도 모른다고 말했다. 자동차와 전기가 우리의 삶을 변화시켰던 것만큼이나 GPS도 마찬가지로 우리의 삶을 한 차원 바꾸어 놓을 것으로 예상된다. GPS 장비 및 서비스시장은 전세계적으로 서기 2000년까지 80억불이상의 시장을 형성할 것으로 예상된다.

본고에서는 항공기와 인공위성에 사용되는 GPS를 이용한 항법과 자세결정에 관해 고찰해 보았다.

2. GPS의 원리

GPS는 지구상이나 지표면 근처 임의의 곳에 있는 임의의 수의 사용자들에게 항상 100m(2drms)이내의 오차로 위치 정보 서비스를 제공해 준다. 1993년 12월 미국방성은 GPS가 초기운용 가능하다고 발표하여 누구나 본격적으로 GPS를 무료로 이용할 수 있게 되었다.

GPS를 이용한 항법의 기초가 되는 원리는 매우 간단하다. 임의의 공간상에 3개의 정점과 3개의 서로 다른 길이의 막대가 있다고 가정하자. 3개의 정점에서 각각 출발한 막대들의 끝이 모이는 지점은 단 두 곳밖에 없을 것이다. 사용자가 3개의 GPS위성을 관측하여 그 위성의 위치와 위성으로부터의 거리를 안다고 하면 위에서 설명한 바와 같이 지구상에 있는 사용자의 삼차원 위치를 쉽게 구할 수 있다. 실제로 사용자의 삼차원 위치뿐만 아니라 GPS 수신기의 시간도 미지수이므로 위성항법에서는 적어도 4개 이상의 위성이 필요하다. 이러한 단순한 개념을 실현하는 데는 세 가지 문제점이 있다. 첫째는 사용자에게 위성의 위치를 어떻게 알려 주느냐는 것이다. 둘째는 사용자와 위성사이의 거리를 알아내는 방법이다. 셋째는 지구상 또는 지구표면 근처 임의의 장소에 있는 사용자가 충분한 위성을 관측할 수 있게 해줄 수 있는냐의 문제이다. 첫 번째 문제의 해결책을 제공하기 위해 중앙관제소(Master Control Station)는 5개의 지구국(Monitor Station)으로부터 보내온 데이터를 처리해 각 GPS위성에 대한 궤도와 시계오차를 추정하고 이를 지상송신국(Upload Stations)에 보낸다. 그러면 지상송신국에서는 이 데이터를 GPS위성으로 올려보내고 GPS위성은 새로운 궤도와 시계오차로 구성된 메시지를 사용자에게 보내주게 된다. GPS위성은 초당 50bit(bit per second)의 전송속도로 항법 데이터를 발송한다. 항법 데이터에는 위성의 정상운용

상태에 대한 정보, 위성 시계오차를 계산하기 위한 파라미터, 위성의 궤도정보, 전리층에 의한 신호의 시간지연을 추정하는 보정값들이 포함된다. 또한 항법 데이터는 다른 위성들의 정상운용 상태와 간단한 궤도정보로 정의된 almanac 데이터를 포함하며 이는 GPS신호를 동기하는데 사용된다. 항법 데이터로부터 사용자는 주어진 위성의 위치를 정확히 계산할 수 있다.

두 번째 거리문제는 위성마다 고유한 PRN(Pseudo Random Noise)코드를 사용함으로써 해결할 수 있다. GPS수신기는 내부에서 발생시킨 PRN코드와 위성으로부터 수신된 PRN코드를 비교하여 위성과 수신기간의 의사거리(pseudorange)를 계산한다. GPS는 2가지 형태의 PRN코드를 사용한다. 첫째는 P코드로 주기가 38주이고, PRN코드의 칩속도는 10.23 Mcps이다. 그리고 선명도(resolution)는 0.3 m이다[1]. 둘째로는 C/A코드로 1ms의 주기와 1.023 Mcps의 칩속도, 그리고 약 3 m의 선명도를 갖는다. 항법 데이터와 코드를 곱한 신호로 반송파를 변조하여 GPS신호를 만든다. GPS에 이용되는 반송파는 L-band 주파수 영역에 있고 1575.42MHz(L1)과 1227.60MHz(L2)의 두 가지 주파수가 있다. 대부분의 환경 하에서 C/A코드는 L1주파수로만 발신하고 P코드는 L1, L2 주파수 모두 발신한다. 대부분의 민간 사용자는 P코드 대신에 C/A코드를 사용하도록 되어져 있다. 보안상의 이유로 P코드는 특정 자격의 사용자(군인)만이 이용 가능하다. 세 번째 문제는 적도면과 55°의 각도로 기울어진 6개의 궤도 평면상에 각각 4개의 위성, 즉 총 24개의 위성을 상공 20183 km의 12시간 주기의 궤도상에 배치함으로써 해결할 수 있다[2]. 이러한 GPS위성의 배치는 지구상 어디서나 적어도 6개의 GPS위성이 관측될 수 있게 설계되었다.

3. 항공기 항법시스템

GPS는 정확도가 높고 비용이 저렴하다는 큰 장점이 있다. 보통의 작동조건하에서 GPS는 15-25m의 거리오차의 정확도를 갖는다. 그러나 미국방성에서 국가 보안상의 목적으로 신호를 고의적으로 조작하여 민간 사용자에 대한 위치 정확도를 떨어뜨리고 있는데 이를 SA(Selective Availability)라 한다. 이런 이유로 민간 사용자의 경우 100m 또는 그 이상의 위치 오차를 갖게 된다. 비행기의 정밀착륙을 위해서는 이러한 정확도는 충분하지 않다. 표 1에 비행기의 정밀착륙을 위한 요구사항이 나와 있다[3].

표 1. 비행기의 정밀착륙에 필요한 요구사항.

Phase	Sub-phase	Decision Height (meters)	Accuracy (2drms, meters)		
			Lateral	Vertical	
Approach and Landing	Non-precision	75-900	100.0		
	Precision	CAT I	60	17.1	
		CAT II	30	5.2	4.1
		CAT III	0-15	4.1	0.6

3.1 보정항법시스템(DGPS)

보정항법시스템(DGPS)은 비교적 좁은 지역에서 위치 정확도를 향상시키는 방법으로 현재 미해안경비대(Coast Guard)에서 해안선을 따라 DGPS 서비스를 무료로 제공하고 있다. DGPS의 원리는 다음과 같다. 위치를 미리 정확히 알고있는 기준국에서는 가시 위성의 의사거리 오차를 계산할 수 있다. 이러한 오차보정은 그림1에서처럼 부근의 사용자들에게 송신된다. 수신된 신호에 이러한 오차보정을 적용시키면, 사용자들은 0.3-3m까지 정확도를 향상시킬 수 있다[4,5]. 그러나, 사용자와 기준국간의 거리가 멀어질수록 오차에 대한 상호 연관성이 감소되어 정확도가 감소된다. 이때의 오차는 궤도(ephemeris)오차, 전리층 시간지연 오차, 대류층 시간지연 오차 때문에 주로 발생한다. 그림2에서 설명하듯이, 사용자와 기준국이 점점 멀어질수록 사용자의 인공위성시선(Line of Sight)에 투영된 궤도오차는 기준국의 인공위성시선에 투영된 궤도오차와는 더 이상 같지 않게 된다.

기준국과 사용자사이의 최대 의사거리오차, δR_{error} 는 다음과 같다.

$$\max(\delta R_{error}) \approx \frac{d}{D} \delta R$$

여기서 δR 은 인공위성 궤도오차의 크기이고 d 는 사용자와 기준국사이의 거리이고, D 는 사용자와 인공위성사이의 거리이다.

만약에 두 수신기가 멀리 떨어져있다면 전리층을 통과하

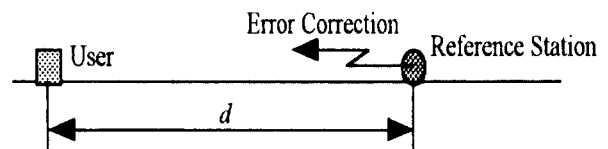
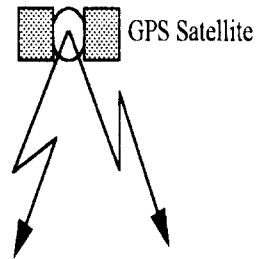


그림 1. DGPS의 개념.

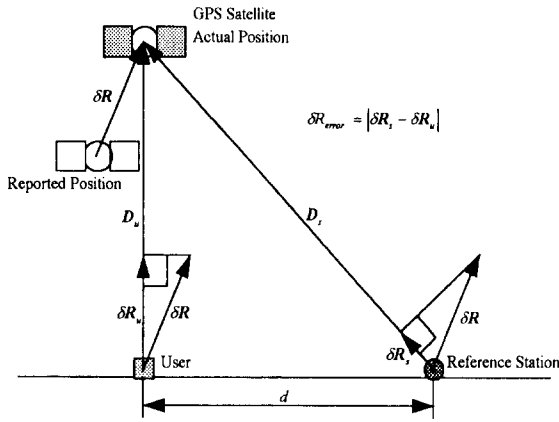


그림 2. DGPS의 문제점.

는 시선도 다르며, 이는 관측되는 전리층 시간지연도 다르게 한다. 비슷하지만 이보다는 작은 결과가 대류층에도 마찬가지로 나타난다.

거리가 멀어짐에 따라 DGPS 기준국(reference station)에 의한 의사거리보정치(range correction)의 정확성은 줄어들게 된다. 그림에서 볼 수 있듯이 궤도오차(ephemeris error) δR 에 의해 기준국에서의 의사거리오차 δR_s 와 사용자 위치에서의 의사거리오차 δR_u 가 생긴다. 사용자가 기준국 위치에 대한 의사거리보정을 한다 하더라도 나머지 오차(residual error) $\delta R_s - \delta R_u$ 가 남게 된다.

3.2 광역보정항법시스템(WAAS)

사용자가 기준국으로부터 100km 이상 떨어져 있는 거리에 있으면 의사거리 오차보정에만 의해서는 DGPS의 모든 잠재 능력을 이용할 수 없어 정확도가 떨어진다. DGPS를 이용하여 미국 전역을 포괄할 수 있는 항법시스템을 구성하기 위해서는 수백 개의 기준국이 필요하다. 또한 하나의 DGPS 기준국이 고장을 일으키면 그 지역에서의 오차는 보장할 수 없다. WAAS를 이용하면 미 전역을 수십 개의 광역기준국(WRS)으로 운용할 수 있으며, 하나의 기준국이 고장나더라도 그 지역에서의 오차는 DGPS처럼 커지지 않는다[7].

미연방항공국(FAA)은 이미 1998년까지 5억 달러를 투자하여 국가 영공 시스템(National Airspace System)에 WAAS를 적용하는 계획을 세우고 있다. WAAS 개념은 그림 3에서 볼 수 있듯이 GPS위성에 대한 상태정보(Integrity)와 보정치(correction) 데이터를 GPS 사용자들에게 보낼 뿐만 아니라 GPS 성능을 향상시키기 위한 의사거리 신호(ranging signal)도 보낸다.

현재 시험중인 WAAS신호는 대서양 서부 상공에 있는 정지위성인 Inmarsat-2에 의해 송신된다[8]. 이 시험신호는 오차보정(differential correction)과 위성상태에 대한 정보를 전달하는데는 사용되고 있지만 의사거리 신호로는 쓰이지 않고 있다. 1998년에 이르러서는 의사거리 신호를 포

함한 WAAS 신호가 정지위성 Inmarsat-3에 의해 사용자들에게 송신될 것이다.

그림 3에 나타난 네트워크(ground network)를 이용하여 사용자들에게 보내어지는 오차보정치와 위성상태에 대한 정보를 구한다. 광역기준국(WRS: Wide-area Reference Station)들은 GPS와 정지 위성으로부터 신호를 수신하고 처리하는 분산된 데이터 수집 장소들이다. 분산된 광역기준국들은 수집한 데이터를 광역주연산국(WMS: Wide-area Master Station)이라는 데이터 처리 장소로 보낸다.

광역주연산국은 광역기준국들에서 보내온 데이터를 처리하여 각 위성에 대한 3차원 궤도 위치오차 및 위성 시계오차와 전 미래륙에 걸친 전리층 지연을 추정한다. 이렇게 구해진 오차보정치와 함께 정지위성에 의해 제공되는 의사거리신호는 CAT I 정밀착륙에 필요한 수직 정확도 7.6m를 가능하게 한다[9].

미국에서 WAAS가 성공적으로 개발되면 현재 미국 내에 있는 12,000개 이상의 활주로와 3,000개 이상의 헬리콥터 이착륙대에 대해서 GPS를 이용한 정밀착륙과 이륙이 가능하게 된다. 따라서 미래에는 지상에 설치된 다른 전파항법 시스템(ground-based navigation aids)들은 사라질 것이다. 현재 Omega/VLF, INS(Inertial Navigation System), Loran-C, VOR(very-high frequency omnidirectional range), DME(distance measurement equipment), Loran-C, NDB(nondirectional beacon), ILS(instrument landing system), MLS(microwave landing system)들은 정상 비행이나 착륙을 위해 쓰이고 있다. 미국만 보더라도 이러한 전파항법장치들이 해체되면 설치, 보수, 운영 면에서 약 25억 달러의 비용 절감 효과를 기대할 수 있다.

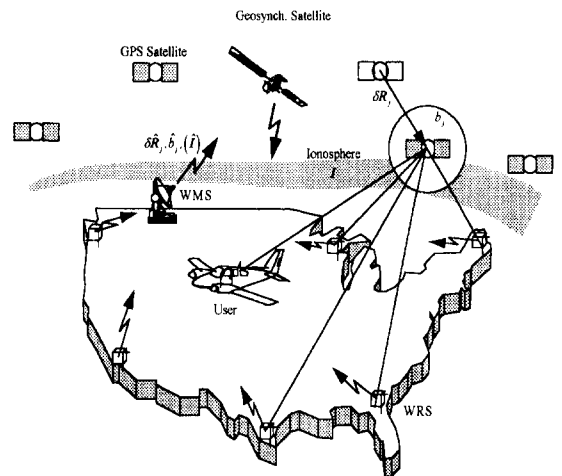


그림 3. 광역보정항법시스템(WAAS).

FAA에 의해 구현되는 WAAS는 전세계를 목표로 하는 시스템으로서 고안되었다. 서로 다른 국가들에 의해 개발된 WAAS는 서로 조화를 이루어 완벽한 전세계적 시스템

(worldwide system)으로 통합될 수 있다.

4. 인공위성 자세결정 및 항법시스템

GPS는 원래 위치결정의 수단으로 개발되기는 했지만, 자세 결정에도 사용될 수 있음이 보여져 왔다. GPS 반송파의 밀리미터 단위의 정확도를 이용하면, 항공기나 인공위성에 장착된 여러 GPS 안테나들의 상대적인 위치를 정확하게 구할 수 있고 이를 이용해서 실시간으로 10Hz 이상 0.1~1° 오차 이내로 비행체의 자세를 결정할 수 있다[10].

4.1 자세 결정

여러 개의 GPS 안테나를 이용한 자세결정의 기본원리를 그림 4에 나타내었다. GPS 위성들은 안테나들이 서로 떨어져 있는 거리에 비해 굉장히 먼 곳에 위치하므로 도착하는 파형은 실제로는 평면으로 간주될 수 있다. 광속으로 움직이는 GPS 신호는 다른 안테나보다 GPS 위성에 좀더 가까운 안테나에 빨리 도착하게 된다. 이때, 두 안테나에 수신되는 반송파의 위상차를 측정함으로써 수신기는 두 안테나 사이의 상대적인 거리를 구할 수 있다. 3개 또는 그 이상의 안테나로부터 수신되는 반송파의 위상을 이용하면 항공기나 인공위성의 3차원 자세를 결정할 수 있다[11].

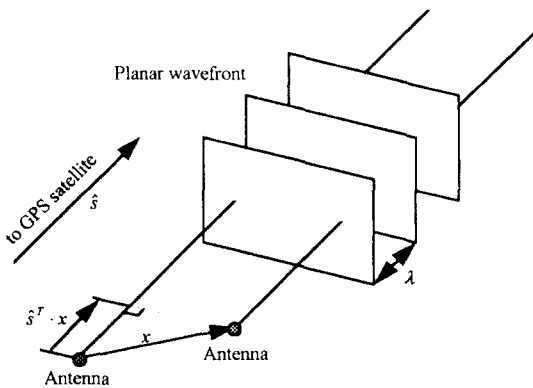


그림 4. 자세결정 원리.

관례적인 DGPS에 의한 상대위치 계산의 원리는 4개의 GPS 위성으로부터 2개의 수신기로 측정된 거리차이를 이용하여 기준국과의 상대 위치와 수신기의 시계오차를 구하는 것이다. 이에 반해 GPS를 이용하여 자세결정을 할 때는 2개의 GPS 위성만이 있으면 가능하다. 여기에는 두 가지 이유가 있다. 첫째, 한 위성에서 송신된 신호를 두 개의 안테나에서 동시에 수신하여 그 시간차를 이용하므로 수신기 시계오차는 자세결정에 영향을 미치지 못하고 또한 구해야 할 미지수가 아니다. 따라서 단지 3개의 GPS 위성으로부터 받은 신호만으로도 안테나의 상대위치를 찾을 수 있다. 둘째 자세를 결정하려면 먼저 비행체에 부착된 안테나들의 상대

적 위치가 주어져야 하므로 또 다른 위성의 측정은 무시될 수 있다. 그러므로 자세결정을 위해서는 최소 2개의 GPS 위성이 요구된다.

위에 기술된 결과는 매우 실용적인 잇점을 제공한다. 첫째 자세결정 해에 대해 신뢰도를 더욱 높인다. 왜냐하면 GPS가 정상 운용될 경우 적어도 4개의 가시위성(visible satellite)이 있으나 자세결정에 있어서 2개의 위성만으로도 해를 구할 수 있으므로 필요한 위성 수보다 많은 수를 이용하게 된다. 둘째 비행체의 자세가 과도하게 기울어도 최소 두 개의 위성이 보이는 한 자세의 추정은 계속 할 수 있다.

4.2 GPS를 이용한 우주비행체 자세제어

거의 모든 우주비행체가 control momentum gyros, reaction wheels, offset thrusters, magnetic torque rods 등과 같은 actuator를 이용하여 능동적 자세제어를 한다. 지상과의 접촉이 종종 하루에 몇십 분으로 제한되는 저궤도(LEO: Low Earth Orbit) 위성의 경우 자세제어는 거의 위성체에 탑재된 피드백제어시스템(feedback control system)에 의해 수행된다. 피드백 자세제어에는 물론 자세센서가 필요하다. 이러한 것들에는 전통적으로 자기장 측정장치(magnetometer), 지평선센서(horizon sensor), 태양센서(sun sensor) 등의 값싼 장비나 자이로스코프, 별추적기(star sensor) 등의 더 비싸고 성능이 좋은 장비가 사용되어 왔다. 최근 GPS를 이용한 자세결정시스템을 이용하여 자세제어시스템을 설계하려고 하는 노력이 많이 이루어지고 있다[12].

여러 안테나들 간의 반송파 위상차를 정확히 측정함으로써 우주비행체의 자세결정을 할 수 있다. 그러므로 우주비행체에 탑재된 한 개의 값싸고 가벼운 GPS 수신기만으로 위치, 속도, 자세, 자세변화율, 시간 등을 다 측정할 수 있다. 이러한 GPS의 종합적인 기능은 전체적으로 비행체의 비용, 에너지, 무게, 복잡성 등을 줄여주고 더 나아가 서로 다른 센서들간의 상호작용을 없앴으로써 시스템의 신뢰도를 좀 더 높일 수 있다는 부수적 잇점도 있다.

GPS를 피드백 자세제어에 사용하는데 있어서 성능평가에 필요한 가장 중요한 항목은 출력 갱신율(bandwidth), 정확도, 안테나의 상대적 위치이다. 자기장 측정장치, 지평선 센서, 태양센서 등과 같은 낮은 자세측정 정확도를 가지는 자세제어시스템은 낮은 bandwidth 와 1~5°의 지향성능(pointing accuracy)을 가진다. 자이로스코프나 별추적기 같은 높은 정확도를 가지는 장비는 몇십 Hz의 bandwidth 와 0.1°나 혹은 더 좋은 지향성능을 가진다[13]. 최근에 설계된 GPS 자세결정시스템의 갱신율은 0.1~10Hz이다. GPS 자세결정의 정확도는 안테나의 위치와 데이터의 처리 기술에 크게 좌우된다. 안테나가 1m 떨어졌을 때 자세측정 정확도는 약 0.3° 정도 되며 적절한 필터를 써서 0.1° 이상으로 향상시킬 수 있다. 자이로스코프와 GPS 자세센서를 통

합하면 정확도와 bandwidth를 모두 향상시킬 수 있어 이에 대한 연구도 진행중이다.

GPS 자세 센서의 작동성능은 1993년 6월 미공군이 쏘아 올린 RADCAL 위성이 800Km 극궤도에서 성공적으로 운행되면서 증명되었다. 또한 OAST Flyer, Gemstar, REX-II, Orbcomm, Globalstar, SSTI Lewis, SSTI Clark 등의 인공위성에 GPS 수신기를 설치하여 자세 센서로 이용하려는 계획이 진행 중에 있다.

4.3 우주항법

GPS 수신기가 탑재된 우주비행체는 자신의 위치와 속도를 다양한 표현방법으로 구할 수 있는데 이에 대한 선택은 궤도의 타입과 임무조건에 의해 결정된다. 우주비행체 추적과 항법에서의 요구사항으로는 발사, 궤도 진입, 대기권 재돌입(re-entry), 착륙시 능동적 제어; 랑데부에서 우주비행체간의 실시간 상대항법; 자동적 궤도 유지와 거의 실시간에 가까운 궤도 정보; 기동후 신속한 궤도 결정; 과학적 분석을 위한 정확한 궤도 결정을 포함한다[14]. 궤도 정확도는 일반적인 임무에 요구되는 수백 또는 수천 미터에서부터 정밀 원거리측정을 위한 수 센티미터까지 다양하게 요구된다. 현존하는 우주항법시스템 중에서는 오직 GPS만이 가장 예측하기 힘든 우주비행체에 대해서도 위와 같은 매우 엄격한 요구사항을 충족시킬 수 있다.

4. 결 론

GPS 응용 기술 중에서 항공우주에 연관된 2분야인 비행체 항법과 위성체 자세 결정 및 항법에 대해 알아보았다. 그 밖의 중요한 GPS의 응용으로 자동차 항법 및 추적, 항공 교통 통제, 측량, 측지학, 선박의 항법 및 추적, 시각동기 등이 있다.

항공기의 항법장치는 그 정확도와 안전도가 매우 엄격하기 때문에 가장 진보된 GPS 응용기술이 요구되고 있다. 따라서 항공기 항법장치의 개발은 다른 GPS 응용에 대한 파급 효과가 크기 때문에 무척 중요하다고 하겠다. 서기 2000년대에 광역위성항법시스템(WAAS)이 본격적으로 작동하게 되면 미국은 항공에 관한 사업만으로도 약 20억불을 절약할 수 있게 된다. 한국에서도 4-5개의 광역기준으로 구성되는 광역위성항법시스템을 구축하면 착륙접근을 위한 공간이 충분하지 않은 많은 공항들에 대해 항공기 착륙유도에 대한 안전도와 신뢰도를 높일 수 있고 따라서 항공기 사고를 효과적으로 예방할 수 있게 된다. 광역위성항법 시스템은 항공기 뿐만 아니라 자동차나 선박 그리고 다른 GPS 응용에 있어서도 그 정확도와 안전도를 높이는데 이용될 수 있다.

- [1] "Navstar GPS space segment/navigation user interfaces," Rockwell International Corporation ICD-GPS-200, November, 30, 1987.
- [2] G. B. Green, P. D. Massatt and N. W. Rhodus, "The GPS 21 primary satellite constellation," Navigation, Journal of The Institute of Navigation, vol. 36, no. 1, Spring, 1989.
- [3] Department of Transportation (DOT), 1990 FEDERAL RADIO NAVIGATION PLAN, DOT-VNTSC-RSPA-90-3, 1990.
- [4] H. Chou, "An adaptive correction technique for differential global positioning system, Ph. D. dissertation at Stanford University, June, 1991.
- [5] G. T. Kremer, R. M. Kalafus, P. V. W. Loomis and J. C. Reynolds, "The effect of selective availability on differential GPS corrections," Navigation, Journal of the Institute of Navigation, vol. 37, no. 1, Spring, pp. 39-52, 1990.
- [6] C. Kee, B. W. Parkinson and P. Axelrad, "Wide area differential GPS," Navigation, Journal of the Institute of Navigation, vol. 38, no. 2, Summer, 1991.
- [7] R. Loh, F. Persello and V. Wollschleger, FAA's Wide Area Augmentation System (WAAS) Summary of Ground & Flight Test Data, ION GPS-94 International Conference, Salt Lake, Utah, September, pp. 99-106, 1994.
- [8] M. E. Lage and B. D. Elrod, The FAA's WIB/WDGPS Testbed and Recent Test Results, Proceedings of ION GPS-93, Salt Lake, Utah, September, pp. 487-493, 1993.
- [9] Enge, P., Walter, T., Pullen, S., Kee, C., Chao, Y., and Tsai, Y., Wide Area Augmentation of the Global Positioning System, Proceedings of the IEEE, vol. 84, no. 8, August, pp. 1063-1088, 1996.
- [10] Global Positioning System: Theory and Applications, Volume I & II(AIAA Education Series) edited by Parkinson, B., and Spiliker, J. Jr., 1996.
- [11] C. E. Cohen. and B.W. Parkinson, Aircraft Applications of GPS-based Attitude Determination: Test Flights on a Piper Dakota, Proceedings of ION GPS-92, Albuquerque, NM, September, 1992.
- [12] E. G. Lightsey, C. E. Cohen, W. A. Feess and B.W. Parkinson, Analysis of Spacecraft Attitude Measurements Using Onboard GPS, 17th Annual AAS Guid-

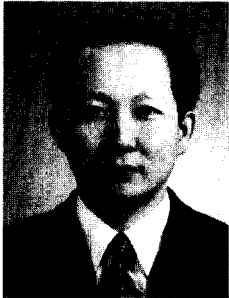
ance and Control Conference, Keystone, CO, Feb. pp. 521–532, 1994.

[13] P. Axelrad., L.M. Ward., On – Orbit GPS Based Attitude and Antenna Baseline Estimation, ION Technical Meeting, San Diego, CA, January, pp. 441–450,

1994.

[14] P. Axelrad., and B.W. Parkinson., Closed Loop Navigation and Guidance for Gravity Probe B Orbit Insertion, Navigation, vol. 36, pp. 45–61, 1989.

저 자 소 개



기 창 돈

1984년 서울대학교 항공우주공학 학사

1986년 서울대학교 항공우주공학 석사

1993년 Stanford University 항공우주공학 박사

1993년~1996년 Stanford University, WADGPS Lab, Research Associate

1994년~1995년 미연방항공국(FAA) GPS에 관한 기술고문

1996년 9월~현재 서울대학교 항공우주공학과 조교수

연구관심분야: GPS를 이용한 항공기, 인공위성, 선박, 그리고 자동차에 대한 항법시스템 및 자세결정시스템

설계 및 개발

연락처: TEL. 02)880-1912 / FAX. 02)877-2662.