



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

지구정지궤도 위성용 GNSS 신호의 고장
검출 및 제거기법에 관한 연구

Fault Detection and Isolation Technique of
the GNSS Signal for a Geostationary Satellite

2015년 8월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 강 호

지구정지궤도 위성용 GNSS 신호의 고장 검출 및 제거기법에 관한 연구

Fault Detection and Isolation Technique of
the GNSS Signal for a Geostationary Satellite

지도교수 기 창 돈

이 논문을 공학박사 학위논문으로 제출함

2015년 8월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 강 호

김강호의 공학박사 학위논문을 인준함

2015년 6월

위원장 : _____

부위원장 : _____

위원 : _____

위원 : _____

위원 : _____

초 록

GNSS 수신기를 GEO 위성에서 이용할 경우 저비용으로 고정확도의 궤도 정보를 획득할 수 있는 이점이 있다. 그러나 GEO 위성에서는 GNSS 위성의 가시성이 부족하고 수신되는 신호의 강도가 약한 특성으로 인해서 위치해의 오차가 크게 나타나는 문제점과 함께 신호의 고장 발생 확률이 높다는 어려움이 있다. GEO 위성에서는 GNSS 신호의 측정치가 4기 미만인 경우가 많아서 신호의 고장이 발생할 경우 그 영향은 측정치가 4기 이상인 지상 사용자나 LEO 위성보다 더 치명적으로 작용하게 된다.

본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하기 위한 방안으로 GEO 위성을 위한 신호의 고장 검출 및 제거 알고리즘을 제안하였다. 제안된 알고리즘은 먼저 EKF 기반의 궤도 결정 필터에서 결정된 고장이 없는 과거 시점의 위성의 위치와 속도 데이터를 이용해서 정밀 궤도 전파기를 통해 현재 시점의 위성의 위치와 속도를 예측한 뒤 이를 측정치로 변환한다. 그리고 이를 각 GNSS 위성의 실제 측정치와 비교하여 신호에서 고장 발생 여부를 판단하고 고장이 발생한 GNSS 위성의 신호 측정치를 EKF 궤도결정 필터의 입력에서 제외한 뒤 이를 처리하는 방식을 취하고 있다. 신호 고장 발생 여부에 대한 판단은 EKF에서 추정된 상태변수의 오차 공분산과 정밀 궤도 전파기에서 발생하는 궤도전파의 오차 공분산을 활용하여 판단하도록 하였다. 그리고 약한 고장을 검출하기 위해서 본 논문에서는 snap-shot 측정치에서의 고장 판단만 아니라 여러 에폭의 데이터를 취합한 뒤 이동평균을 계산하고 여기에서 고장 발생 여부를 판단하도록 하여 고장 검출의 정확도를 높였다.

제안된 알고리즘의 타당성과 성능을 평가하기 위해서 GNSS 신호 고장 시뮬레이션을 수행하여 알고리즘을 적용하였다. 시뮬레이션 과정은 GEO 위

성의 궤도를 생성한 뒤 이에 상응하는 GPS 위성의 궤도를 생성하고 GPS 위성의 가시성 여부를 판단한 뒤 가시성이 확보되는 GPS 위성에 대해서 의사거리 측정치를 생성하고 여러 가지 형태와 크기의 고장 신호를 추가하여 제안된 알고리즘을 적용하는 방식으로 구성되었다.

시뮬레이션 과정을 통해서 제안된 알고리즘이 여러 가지 종류와 크기의 신호 고장 상황에 대해서 각각의 고장을 잘 검출하였고 또한 빠른 시간 안에 고장을 검출하여 EKF 필터가 발산하지 않고 안정한 상태를 유지할 수 있었다. 이를 통해서 EKF 필터가 연속적으로 정상적인 동작을 수행하면서 안정적으로 GEO 위성의 정확한 궤도를 추정하는 것을 확인하였다.

주요어: GEO, GNSS, fault detection, EKF, orbit determination

학 번: 2006-30817

목 차

1장. 서론	1
1. 연구 동기 및 목적	1
2. 연구 동향.....	4
3. 연구 내용 및 방법	7
4. 논문 구성.....	9
5. 연구 결과의 기여도.....	11
2장. GEO 위성에서의 GNSS 신호 특성	13
1. GPS Space Service Volume	13
2. GPS 위성 송출 안테나 이득 패턴.....	18
3. GPS 신호의 가시성	20
4. 신호 강도.....	25
5. 도플러 특성	27
3장. GEO 위성 궤도 생성	30
1. 알고리즘 개요.....	30
2. Perturbations	33
1) Geopotential.....	34
2) Third-body Attraction	39
3) Solar Radiation Pressure.....	40
3. Runge-Kutta Algorithm.....	42
4장. GPS 위성 궤도 생성	44
1. 알고리즘 절차.....	44
2. GPS 위성 위치 데이터.....	47
3. GPS 속도 데이터	51
4. GPS 가속도 데이터	54
5. ECEF에서 ECI로 좌표 변환.....	55
5장. GNSS 측정치 생성	58

1. 측정치 생성 개요.....	58
2. 상대 거리.....	63
3. 가시성 판단.....	72
4. 상대성 효과.....	76
5. 전리층 오차.....	80
6. 시계 오차.....	86
7. 도플러 계산.....	88
8. 신호 강도 계산.....	89
6장. EKF 기반 궤도 결정 필터.....	91
1. EKF 궤도 결정 필터 개요.....	91
2. 초기 상태 변수 결정.....	95
3. 초기 상태 변수 결정 검증.....	102
7장. 신호 고장 검출 및 제거.....	119
1. 측정치 고장 개요.....	119
2. GNSS 신호 고장 검출 기법의 종류.....	121
3. 고장 검출 및 제거.....	126
4. 이동 평균값 이용한 고장 검출 및 제거.....	132
8장. 시뮬레이션과 결과 분석.....	136
1. 시뮬레이션 설정과 시나리오.....	136
2. Impulse Type Fault.....	144
3. Step Type Fault.....	148
4. Ramp Type Fault.....	153
9장. 결론 및 향후 과제.....	159
1. 결론.....	159
2. 향후 과제.....	160

List of Figures

Figure 1-1 TOPSTAR-3000	5
Figure 1-2 LION Receiver	6
Figure 2-1 “To scale” visualization of the terrestrial and space service volumes defined to specify space use of GPS	14
Figure 2-2 Antenna geometry, ideal, and approximate pattern.....	15
Figure 2-3 Cross sections of axisymmetric GPS transmission gain patterns used in the simulation	16
Figure 2-4 GPS main lobe and side lobe signal and its service volume	17
Figure 2-5 Gain pattern of the GPS satellite's antenna	19
Figure 2-6 Measurements vs Mean Block II/IIA Pattern.....	19
Figure 2-7 Number of visible GPS satellites at fixed ground point	21
Figure 2-8 Number of visible GPS satellites at LEO	21
Figure 2-9 Number of visible GPS satellites at GEO	22
Figure 2-10 Change of visible GPS PRN at a fixed ground point	23
Figure 2-11 Change of visible GPS PRN at LEO.....	24
Figure 2-12 Change of visible GPS PRN at GEO.....	24
Figure 2-13 Received GPS signal power at GEO	26
Figure 2-14 Doppler for a ground user	28
Figure 2-15 Doppler for LEO	28
Figure 2-16 Doppler for GEO	29
Figure 3-1 Numerical Integration Method Overview.....	32
Figure 5-1 Comparison of H/W and S/W based simulator	59
Figure 5-2 Data processing flow diagram.....	61
Figure 5-3 Position change of a receiver while signal transmission.....	64
Figure 5-4 Position change of GPS satellites while signal passing.....	67
Figure 5-5 Calculation of GPS satellite's position at TX time.....	68
Figure 5-6 Saganc like effect view from ECEF coordinate	71

Figure 5-7 Sagnac-like effect view from ECI coordinate	71
Figure 5-8 Visibility condition of GPS Signal at GEO.....	73
Figure 5-9 3D display of visible GPS satellites and GEO	75
Figure 5-10 Klobuchar ionosphere error model.....	82
Figure 5-11 Ionosphere error simulation using Klobuchar model	84
Figure 5-12 GPS signal passing through ionosphere to GEO	86
Figure 6-1 Overview of the EKF based orbit determination	93
Figure 6-2 Simple GEO orbit model	97
Figure 6-3 Simulation procedure for initial orbit determination.....	103
Figure 6-4 Selected four points for simulation	104
Figure 6-5 Number of visible GPS satellites over 24 hours.....	106
Figure 6-6 Point A with two visible GPS satellite	107
Figure 6-7 Point A with three visible GPS satellite.....	107
Figure 6-8 Point B with two visible GPS satellite.....	108
Figure 6-9 Point B with three visible GPS satellite.....	108
Figure 6-10 Point C with two visible GPS satellite.....	109
Figure 6-11 Point C with three visible GPS satellite	109
Figure 6-12 Point D with two visible GPS satellite.....	110
Figure 6-13 Point D with three visible GPS satellite.....	110
Figure 6-14 Result of the EKF simulation started at point A	114
Figure 6-15 Result of the EKF simulation started at point B	115
Figure 6-16 Result of the EKF simulation started at point C	115
Figure 6-17 Result of the EKF simulation started at point D	116
Figure 6-18 Results of the EKF simulations started at point D for various positions of the third GPS satellite.....	116
Figure 6-19 The stabilized EKF errors in a RIC frame when using two GPS satellites.	117
Figure 6-20 The stabilized EKF errors in a RIC frame when using three GPS satellites	118
Figure 7-1 The effect of fault at GNSS positioning	120
Figure 7-2 Types of fault	121
Figure 7-3 Fault detection and isolation procedure.....	122
Figure 7-4 EKF based fault detection and isolation method	125

Figure 7-5 State chi-square test.....	125
Figure 7-6 Data flow of the proposed algorithm.....	127
Figure 7-7 Concept of the proposed algorithm.....	128
Figure 7-8 Fault contaminated filter.....	129
Figure 7-9 Relationship among the residual, MA of the residual and threshold.....	134
Figure 7-10 Data flow in the proposed algorithm.....	135
Figure 8-1 Simulation procedure and function blocks.....	138
Figure 8-2 GEO orbit and GPS constellation.....	139
Figure 8-3 GSS-8000 simulator.....	141
Figure 8-4 Impulse type fault-EKF result without fault detection and isolation method.....	145
Figure 8-5 Impulse type fault-EKF result with residual test.....	145
Figure 8-6 Impulse type fault-EKF result with SCST.....	146
Figure 8-7 Impulse type fault-EKF result with proposed algorithm.....	146
Figure 8-8 Ramp-type faults, residual and the threshold.....	149
Figure 8-9 Step-type faults, MA of the residual and the threshold.....	149
Figure 8-10 Step type fault-EKF result without method.....	150
Figure 8-11 Step type fault-EKF result with residual test.....	150
Figure 8-12 Step type fault-EKF result with residual SCST.....	151
Figure 8-13 Step type fault-EKF result with proposed algorithm.....	151
Figure 8-14 Step-type faults, residual and the threshold.....	154
Figure 8-15 Step-type faults, MA of the residual and the threshold.....	155
Figure 8-16 Step type fault - EKF result without fault detection method.....	155
Figure 8-17 Step type fault - EKF result with residual test.....	156
Figure 8-18 Step type fault-EKF result with SCST.....	156
Figure 8-19 Step type fault-EKF result without proposed algorithm.....	157

List of Tables

Table 3-1 Coefficients of Runge-Kutta 56	43
Table 4-1 GPS CNAV EOP Parameters.....	56
Table 5-1 Comparison of H/W and S/W simulator's characteristics.....	60
Table 6-1 Cartesian value of the selected four points.....	105
Table 6-2 Test result at point A	111
Table 6-3 Test result at point B.....	112
Table 6-4 Test result at point C.....	112
Table 6-5 Test result at point D	113
Table 6-6 Test result at point D1, D2 and D3.....	113
Table 8-1 Orbit simulation parameters	137
Table 8-2 EKF simulation parameters setting	143
Table 8-3 Algorithm test result of impulse type fault.....	147
Table 8-4 Algorithm test result of step type fault	153
Table 8-5 Algorithm test result of ramp type fault.....	158

1장. 서론

1. 연구 동기 및 목적

GNSS 시스템은 활용도가 높은 장점으로 인해 지상 사용자, 차량, 항공기 등 여러 분야에서 항법 시스템으로 널리 활용되고 있다 [1, 2]. GNSS 시스템은 높은 정확도와 넓은 서비스 범위로 인해서 각국에서는 GNSS 시스템의 경제적, 군사적, 사회 문화적 중요성을 인식하고 경쟁적으로 자국의 GNSS 시스템을 구축하거나 구축을 계획 중이다 [3, 4]. GNSS 시스템은 지상의 일반 사용자, 자동차, 선박, 항공기 등 다양한 분야에서 이용되고 있으며 초기의 이러한 활용 분야를 넘어서 인공 위성의 위치 추적과 임무 수행까지 적용이 확대되고 있다.

특히 고도 2,000 km 이하의 저궤도 (저궤도에 대한 공식적인 기준은 정해져 있지 않으며 통상적으로 유연한 고도 기준을 적용하고 있다)인 LEO (low Earth orbit) 궤도를 돌고 있는 인공 위성의 경우에는 궤도의 특성상 지상과 항공 사용자와 비슷한 수의 GNSS 가시 위성 수를 확보할 수 있다 [5, 6]. 그리고 지상과 항공기 사용자와 비교해서 비슷한 신호 강도의 GNSS 신호를 수신받을 수 있다. 이러한 특성으로 인해서 LEO 인공 위성에서는 GNSS 위성의 가시성을 확보하는데 있어 기본적으로 큰 어려움은 발생하지 않는다.

LEO 인공 위성의 경우 GNSS 위성에 대한 가시성이 충분히 확보되지만 인공 위성의 속도가 수 km/s 정도로 매우 빠르기 때문에 가시 위성이 자주 변하고 이에 따라 전체 가시 위성수도 빠르게 변한다. 이러한 특성으로 인해서 수신기에서는 가시 위성에 대한 검색을 자주 해야 하고 도플러 변화가 크기 때문에 이에 대한 처리 알고리즘이 필요하지만 기본적으로는 일반 수신기 알고리즘과 구조에서 크게 다르지 않다. 이로 인해서 LEO 인공 위성에서는 GNSS 수신기를 이용하여 다양한 측정 방법을 통해서 과학 실험과 임무를 수행해 오고 있다 [7-19].

인공 위성에 GNSS 수신기를 활용하는 연구는 낮은 고도의 LEO 를 넘어서 HEO (Highly Elliptical Orbit)와 GEO (geostationary orbit)까지 점차적으로 확대되고 있다. 이러한 사실은 HEO와 GEO에서 사용 가능한 수신기 개발의 사례를 통해서 확인할 수 있다 [20-23]. 특히 GEO 궤도는 방송, 통신, 항법 과학적 연구 등의 용도로 굉장히 유용하고 이로 인해서 각 국가 간에 궤도 슬롯 차지를 위한 경쟁이 치열하다 [24]. 기존의 GEO 위성을 추적하는 방법으로 지상의 광학적 위성 추적 설비를 이용하는 방법이 있다 [25]. 그러나 이 방식은 시설을 구축하고 많은 비용이 들고 관련 설비와 장비에 대한 유지, 보수를 꾸준히 해야한다는 단점이 있다.

이를 해결하기 위한 방법으로 GEO 인공 위성에서 GNSS 수신기를 사용할 경우 자동항법을 저비용 (2000년 기준으로 NASA에서 개발한 위성용 수신기인 Black Jack receiver 가격이 \$500,000 정도로 나타나 있다)으로 높은 정확도의 위치해를 얻을 수 있는 큰 장점이 있다. 그러나 GEO 위성이 동작하는 환경은 지상 사용자, 항공기와 다르며 LEO 와도 다른 특성을 가지고 있다 [20, 22, 23, 26-30]. GEO 의 semi-major axis는 42,164 km로 GPS 위성의 semi-major axis인 26,651 km 보다 큰 반경을 가지고 있기 때문에 LEO 인공 위성과 같이 천정 방향에서 오는 GNSS 신호를 이용하는

대신에 지구 방향의 아래에서 오는 GNSS신호를 수신하여 이용하여야 하는 어려움이 발생한다.

GPS 신호를 이용하는 경우를 예를 들면 GPS 위성에서 송출되는 신호는 지구 옆을 지나 GEO 인공 위성까지 가는 과정을 거치게 된다. 이때 GPS 위성, 지구, GEO 위성 사이의 기하학적인 배치에 의해서 지구에 의한 음영 영역이 상당 부분에 걸쳐서 존재하며 긴 거리를 이동하는 동안 신호의 강도가 크게 저하되는 문제점이 발생하게 된다. 지구에 의한 음영 영역을 극복하기 위해서 GPS 신호의 main lobe 만 아니라 side lobe 신호까지 이용하여야 하는데 side lobe 신호의 경우 main lobe 신호보다 신호의 강도가 약하고 이용 가능한 범위가 좁다 [6, 23, 30].

이로 인해서 GEO에서 GPS 신호를 이용할 경우 신호의 강도가 낮고 이에 따라 신호의 품질 역시 낮으며 고장 발생확률이 높아진다. GEO 위성에서 GPS 신호 고장이 발생할 경우에는 측정치 개수가 적고 DOP (Dilution of Precision)가 좋지 않기 때문에 측정치 수가 충분한 지상 사용자나 LEO의 경우에 비해서 항법해의 오차가 더욱 크게 나타난다. 그리고 GEO에서는 신호의 오차가 크기 때문에 고장의 검출이 용이하지 않다. 이를 해결하고 안정적으로 정확한 항법해를 얻기 위해서는 GEO용 GNSS 수신기에는 신호 고장 검출 및 제거 알고리즘이 반드시 필요하다.

본 논문에서는 GNSS 신호의 오차가 크고 신호의 고장 발생확률이 높은 GEO 위성을 대상으로 고장 검출 및 제거 알고리즘을 제안하였다. 제안된 알고리즘 여분의 하드웨어 수신기나 여분의 측정치가 필요하지 않으면서 외부의 데이터나 도움을 필요로 하지 않고 수신기 단독으로 고장 검출과 제거가 가능토록 하였다. 제안된 알고리즘은 위성의 정확하고 강건한 궤도 결정을 위해서 이용되는 EKF 필터를 기반으로 이를 확장하여 고장 검출 알고리즘을 구성하도록 하였으며 이를 다양한 고장 발생 상황에 대해서 강건하

계 안정적으로 항법해를 산출할 수 있도록 하였다.

2. 연구 동향

GEO 위성 환경은 GNSS 신호를 이용하기가 무척 어렵다. 그리고 다른 응용 분야에 비해서 사용 사례가 적기 때문에 연구의 진행이 상대적으로 느린 편이고 관련된 수신기 개발 사례도 많지 않은 편이다. 여기서 기존의 수신기 개발 사례를 몇 가지 추려보았다.

- Surrey Satellite Technology

SSTL 에서는 12-24 채널의 단일 주파수를 이용하는 수신기를 개발하였다. 항법, 시간, 고도에 대한 정보를 제공하며 4-5개의 안테나를 이용하는 형태로 되어 있다. 1999년 UoSAT-12 를 통해서 처음 테스트되었고 Mitel 사의 GP 2010RF front end와 Mitel2021 상관기를 이용하였다.

- Alcatel and CNES

고고도에서 사용 가능한 TOPSTAR 3000을 개발하였다. 24 채널에 대해서 추적이 가능하고 의사거리를 이용하는 형태로 되어 있다. 2001년 지구 정지 궤도 위성에 대한 테스트가 계획되었다. TOPSTAR 3000은 초기에 연구된 제품으로 GEO 위성 궤도에서의 GPS 신호 수신과 관련된 시뮬레이션과 실험에 이용되었다.

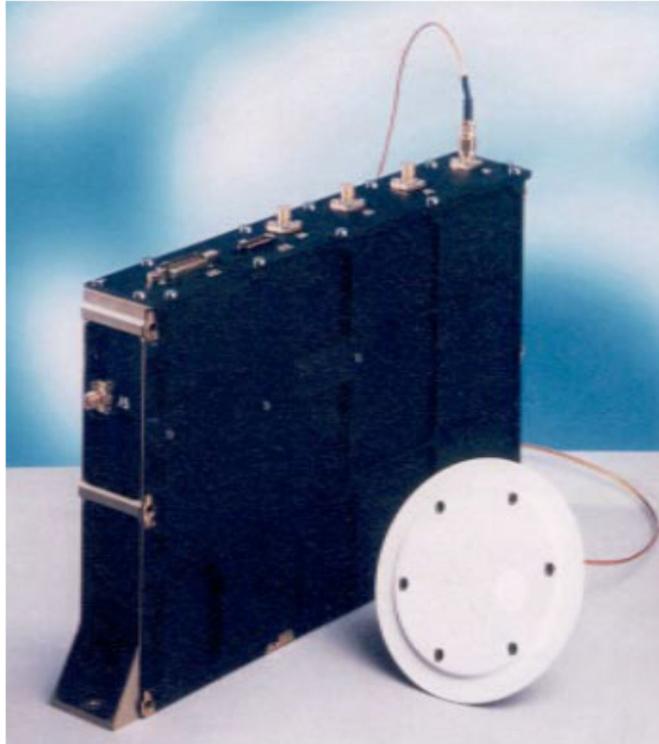


Figure 1-1 TOPSTAR-3000

- NASA GSFC

12-24개 채널에 대한 추적이 가능한 PiVoT를 개발하였다. 1개부터 4개까지의 안테나를 이용할 수 있고 항법해, 시간에 대해서 필터를 이용하도록 되어 있다. Mitel 사의 GP2010과 GP2021을 이용한 구조이다. 해당 연구에서 개발한 수신기는 LEO, HEO, GEO에서 모두 이용이 가능하도록 설계가 되었으며 가시 위성의 판단을 통해서 신호의 획득과 추적 확률을 높이는 방식을 택하였다.

- ASTRIUM LION

LION 수신기는 ASTRIUM사에서 개발한 LEO, HEO, GEO 용 멀티 신호를 수신할 수 있는 수신기이다. LION의 특성은 GPS 만 아니라 Galileo도 신호 수신이 가능하며 L1 주파수만 아니라 L5 주파수의 신호도 처리가 가능하다는 장점을 가지고 있다. 이는 전리층 제거의 효과를 기대할 수 있고 또한 multi GNSS를 활용함으로써 관측치를 더 많이 활용할 수 있다는 장점을 가지게 된다. LION 수신기의 경우 single point solution만 아니라 궤도 필터를 채택하여 강건하고 정확한 위치해를 제공하는 것으로 알려져 있다.

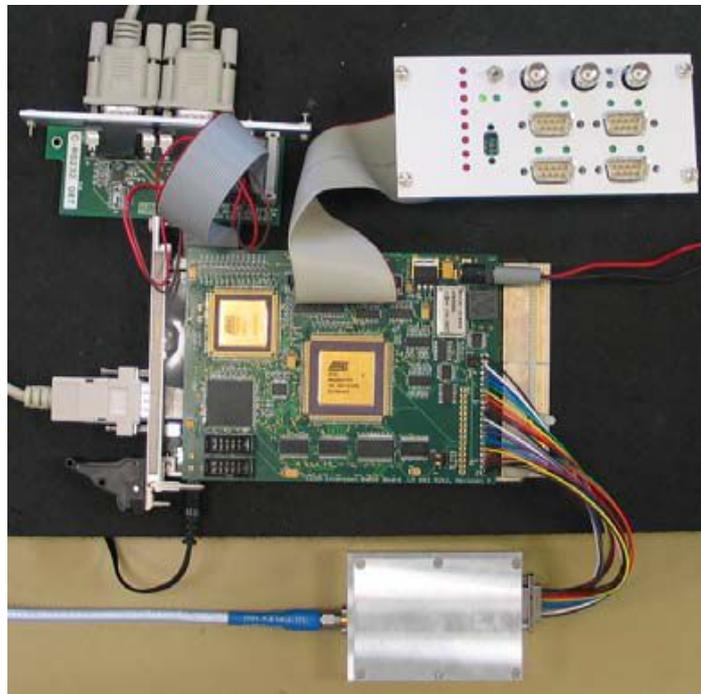


Figure 1-2 LION Receiver

3. 연구 내용 및 방법

본 연구는 GEO 위성을 대상으로 GNSS 신호의 고장 검출과 제거 기법에 관한 알고리즘을 제안하고 이를 검증하였다. 이를 구체적으로 시뮬레이션하고 검증하기 위해서 GEO 위성으로는 현재 항공우주연구원에서 운용 중인 COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite)을 시뮬레이션 대상으로 선정하였고 GNSS 시스템으로는 GPS를 선정하였다. 본 연구에서 내용적으로는 크게 신호 고장과 검출 알고리즘의 도출과 그 타당성과 성능의 효율을 검증하는 두 부분으로 나뉘지며 구조적으로는 알고리즘의 검증을 위해서 여러 단계의 시뮬레이션 과정을 서술하고 있다. 각 단계의 구체적인 내용과 방법은 다음과 같다.

첫째, GEO 위성이 동작하는 우주 환경과 GEO 위성에서 수신되는 GPS 신호의 특성을 기술하고 분석하였다. GEO 위성은 매우 독특한 환경에서 운용되기 때문에 지상이나 LEO 위성과는 다른 특성을 보이고 있다. 이로 인해 일반적인 GPS 신호 수신 상태와는 다른 특성을 가지는데 이를 설명하기 위해서 GEO 위성의 궤도적 특징, GPS 신호의 강도 특징, GEO 위성에서의 GPS 신호 관측 가능성, 신호의 도플러 특성, 수신되는 신호의 강도 등을 설명하고 이를 지상과 LEO 위성의 경우와 비교하여 설명하였다.

둘째, 시뮬레이션을 위해서 GEO 위성의 궤도와 GPS 위성의 궤도를 생성하는 방법과 그 결과에 대한 검증을 수행하였다. 정확한 GPS 신호 측정치를 시뮬레이션하기 위해서는 반드시 정확한 GEO 위성의 위치와 속도 데이터가 필요하다. 정밀한 궤도 시뮬레이션을 위해서 위성에 작용하는 perturbation을 모두 수치적분 알고리즘에 이용하였고 이를 위해서 각 perturbation에 대한 모델링과 정밀한 모델 데이터 사용에 대해서 기술하였다. GPS 위성은 위성에서 송출되는 ephemeris 데이터를 이용해서 정확하

계 계산하는 방법을 기술하고 이를 검증하였다.

셋째, GEO 위성에서 수신되는 GPS 측정치를 생성하기 위해서 GPS 측정치와 관련된 오차 요인과 의사거리 생성과 관련된 요소를 모델링하고 이를 분석하였다. GPS 의사거리는 기본적으로 GPS 위성과 수신기 사이의 상대 거리에 의해서 결정되고 이때 ECEF 좌표계 사용에 의한 영향과 상대성 효과가 반영된다. 이외에도 의사거리에는 GPS 위성의 시계오차, 수신기 시계 오차가 포함되며 수신되는 신호의 강도에 따라 잡음 정도가 달라지게 된다. 이에 관한 부분을 모델링하고 시뮬레이션하는 과정을 설명하였다.

넷째, 정확하고 강건한 궤도 결정을 위해서 EKF 기반 실시간 순차 방식의 궤도 결정 필터를 구성하였다. EKF는 실시간 궤도 결정 필터에 널리 이용되는 방식으로 비선형 동역학 모델에도 이용할 수 있다는 이점으로 인해서 그 활용 범위가 넓다. 본 연구에서는 위성에 작용하는 perturbation을 모두 수치적분하는 방식을 취하여 정밀한 위성 궤도 결정을 수행하고 이를 궤도 결정 필터에도 이용하여 EKF의 time update에서 state transition matrix를 구성할 때 수치적으로 이용하였다. 또한 EKF 기반 궤도 결정 필터는 이를 신호 고장 검출 및 제거에도 활용하였다. 신호 고장 및 제거 알고리즘은 EKF와 정밀 궤도 전파기를 모두 이용하면서 EKF와 정밀 궤도 전파기의 오차 covariance를 고려하여 고장 여부를 판별하도록 하였고 이에 대한 구체적인 도출과 알고리즘 구성을 설명하였다.

다섯째, 제안한 신호의 고장 검출과 제거 알고리즘을 검증하기 위해서 시뮬레이션을 수행하여 이를 검증하였다. 이를 위해서 GEO 위성과 GPS 위성의 궤도 생성을 시뮬레이션하고 이를 바탕으로 GPS 의사 거리 측정치를 생성하였다. 또한 신호 고장 시뮬레이션을 위해서 신호 고장 시뮬레이션을 작성하고 이를 토대로 의사거리 측정치에 신호 고장을 추가한 뒤 EKF 궤도 결정 필터와 고장 검출 및 제거 알고리즘을 수행하여 제안된 알고리즘이

정상적으로 동작하는 것을 검증하고 성능을 평가하였다.

4. 논문 구성

본 논문은 GEO 위성에서 수신되는 GNSS 신호의 고장을 검출하고 제거하는 알고리즘을 제시하고 이를 검증하기 위해서 핵심 내용은 크게 세 부분으로 구성되어 있다. 세 부분은 시뮬레이터의 구성, GNSS 신호 고장 및 검출 알고리즘 그리고 시뮬레이션을 통한 알고리즘 성능 검증이다.

논문의 제 2장에서는 GEO 위성에서 수신되는 GNSS 신호의 특성을 설명하기 위해서 GEO 위성에서 수신되는 신호의 기본적인 특성을 기술하고 아울러 이를 지상 사용자와 LEO 위성에서의 경우와 비교 분석하여 이해를 돕도록 하였다. 제 3장에서는 시뮬레이션을 구성하기 위한 첫번째 과정으로 GEO 위성의 궤도를 정확하게 시뮬레이션하는 알고리즘에 대해서 기술하였다. 본 논문에서는 GEO 위성의 궤도를 정확하게 생성하기 위해서 기본적으로 Runge-Kutta 수치 적분 알고리즘을 기반으로 하였으며 GEO 위성에 작용하는 여러 가지 perturbation을 정밀하게 모델링하여 이를 이용하였다. 생성된 GEO 위성궤도 데이터는 다른 위성궤도 생성 툴인 NASA의 GMAT과 AGI 사의 STK와 동일 조건에서 생성한 궤도 데이터와 비교하여 정확도를 검증하였다. 제 4장에서는 GPS 위성의 궤도를 생성하는 알고리즘에 대해서 기술하였다. 본 논문에서 수행한 시뮬레이션에서 GPS 위성의 궤도는 GPS 위성에서 방송된 ephemeris 데이터를 활용하여 생성하였다. GPS 위성의 위치 데이터는 almanac 또는 ephemeris 데이터를 활용해서 생성하는 알고리즘이 IS-GPS-200 문서에 공식적으로 나와 있지만 GPS 위성의 속도와 가속도를 계산하는 알고리즘은 공식적으로 나와 있지 않다. 아울러 현

재 진행 중이 GPS 현대화 계획에 따라서 점차적으로 민간 신호를 전송하는 GPS 위성이 증가하는 점과 GEO 위성의 궤도 필터를 구성하기 위해서는 정밀한 좌표 변환이 필요하다는 점을 고려하여 본 논문에서는 CNAV (Civil Navigation) Message를 이용하여 GPS 위성의 위치와 속도를 계산하는 알고리즘 그리고 ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed)에서 ECI (Earth-centered inertial)로 또는 ECI에서 ECEF로 정밀하게 좌표 변환하는 알고리즘을 기술하였다. 제 5장에서는 GNSS 측정치를 생성하는 알고리즘을 설명하였다. 여기에는 GNSS 신호에 포함되는 각종 오차 요소에 대한 모델링과 Sagnac 효과, 상대성 효과 등을 반영하여 정확한 신호 모델링 기법을 기술하였다. 제 6장에서는 EKF 필터를 기반으로 한 궤도 결정을 설명하였다. 위성 환경에서는 정확한 위치 추정을 위해서 궤도 결정 필터가 필수적으로 이용되고 있는데 실시간 궤도 결정 필터 방식으로 EKF 필터가 널리 이용되고 있다. 본 논문에서는 정밀 궤도 전파 알고리즘을 활용한 EKF 궤도 결정 필터를 이용하였고 이에 관련된 알고리즘을 설명하였다. 제 7장에서는 GEO 위성에서 수신되는 GNSS 수신기에서 발생할 수 있는 신호 고장에 대해서 이를 검출하고 제거하는 알고리즘을 설명하였다. 제안된 알고리즘은 제 6장에서 설명한 EKF 궤도 결정 알고리즘을 기반으로 GNSS 신호의 고장을 검출하고 고장이 발생한 GPS 위성의 신호를 제거한다. 제 8장에서 제안한 알고리즘의 성능을 검증하기 위해서 GEO 위성 동작 시나리오를 구성하고 이에 따른 GNSS 신호를 시뮬레이션을 수행하고 여러 가지 형태의 고장이 발생한 상황을 추가하여 알고리즘을 검증하고 그 결과를 분석한 내용을 기술하였다.

5. 연구 결과의 기여도

GEO 위성에서 GNSS 수신기를 이용할 때 발생할 수 있는 문제점으로 신호의 고장에 대해서 연구한 사례는 본 논문이 처음이다. 본 논문에서는 GEO에서 GNSS 신호 수신할 때 발생할 수 있는 고장에 대비해서 이를 검출하고 제거하는 알고리즘을 제안하였다. 이를 검증하고 분석하는 과정에서 다음과 같은 기여를 하였다.

첫째, 본 논문에서는 정밀 궤도 전파 시뮬레이터를 구성하여 이를 알고리즘 검증에 활용하였다. 정밀 궤도 전파 시뮬레이터는 Cowell's formulation 을 기초로 위성에 작용하는 모든 perturbation을 정밀 수치 적분하는 방식을 취하였으며 이를 통해서 GEO 만 아니라 LEO, HEO 등 모든 궤도에 대해서 초기 조건에 대한 설정 값만 주어지면 시뮬레이션이 가능하도록 하였다.

둘째, GPS 위성에서 전송되는 ephemeris 데이터를 이용해서 GPS 위성의 위치, 속도와 가속도를 구하는 방안을 제시하였다. 현대 GPS 시스템은 현대화가 진행 중으로 이에 따라 새로운 신호와 새로운 항법 메시지를 전송하는 계획을 가지고 진행 중에 있다. 새로운 항법 메시지인 CNAV (Civil Navigation Message)에는 새로운 ephemeris와 함께 ECEF와 ECI 좌표 변환에 필요한 EOP (Earth Orientation Parameters) 가 포함된다. 이를 활용하여 새로운 GPS 위성의 위치와 속도, 가속도를 구할 수 있으면 산출된 데이터를 ECI 좌표로 변환이 가능하다. 정밀 궤도 필터 계산에는 EOP 데이터가 반드시 필요한데 이는 영구적인 데이터가 아니라 수시로 관측해서 업데이트해야 하는 값이다. 만약 CNAV에 포함된 EOP 데이터를 이용하지 않을 경우에는 수신기 외부에서 EOP 데이터를 전송받아서 이용해야만 하는데 이 경우 수신기의 외부 독립성이 상실된다. 본 연구에서는 이를 해결하

여 외부 데이터 독립적인 시스템을 구성하였다.

셋째, GEO 위성에서 수신되는 GPS 의사거리와 도플러 측정치를 생성할 수 있는 시뮬레이터를 구성하였다. GPS 시뮬레이터는 지상과 LEO 위성의 경우 상용의 시뮬레이터로 시뮬레이션이 가능하지만 GEO 위성의 경우는 특수한 환경과 별도의 가정이 필요하기 때문에 상용 시뮬레이터로 정확한 시뮬레이션 구성이 어렵다. 이를 해결하기 위한 방안으로 본 논문에서는 GPS 측정치 생성 시뮬레이터를 구성하고 이를 이용하여 GEO 위성에서 수신되는 GPS 측정치를 생성하였다. 여기에는 GEO 위성에서의 상대성 효과와 함께 GPS 위성의 가시성에 대한 판단이 포함되어 있다.

넷째, 인공 위성에서 GNSS 수신기를 사용할 때 발생할 수 있는 신호 고장에 대해서 이를 검출하고 제거할 수 있는 알고리즘을 제안하였다. 기존의 GNSS 신호 고장 검출 및 제거 알고리즘은 지상 사용자에게 경우에 대해서 많은 연구가 있었으나 GEO 위성을 대상으로 한 연구 사례는 본 논문이 처음이다. LEO 위성에 대한 신호 고장 검출 연구 사례가 있었으나 이는 수신기 하드웨어를 이용하는 경우이기 때문에 그 활용이 상당히 제한될 수 밖에 없었다. 본 논문에서는 하드웨어적인 여분의 수신기를 필요로 하지 않고 측정치에서도 여분의 데이터를 이용하지 않으면서 신호의 고장 검출과 제거가 가능한 알고리즘을 제시하여 GEO 위성에서 GNSS 수신기를 이용할 때 보다 강건한 데이터를 얻을 수 있도록 하였다. 이와 더불어 다양한 시나리오를 구성하여 알고리즘 검증 시뮬레이션을 수행하여 다양한 데이터를 획득하였다.

2장. GEO 위성에서의 GNSS 신호 특성

1. GPS Space Service Volume

숫자 면에서 가장 많은 수의 GPS 수신기가 서비스를 제공받는 영역은 지상 서비스 영역 (terrestrial service volume) 이다. 이곳에서 대다수의 일반 사용자와 자동차, 선박, 항공기 등에서 GPS 수신기를 활용하고 있다. 이는 우주 서비스 영역 (space service volume)에서 동작하는 인공 위성 수가 매우 한정되어 있다는 점을 고려하면 쉽게 이해가 된다. 대다수의 사용자가 분포하고 있는 지상 서비스 영역 외에도 GPS 시스템은 우주 공간에서도 사용이 가능한 space service volume를 설정하고 있다. 이는 GPS 위성에 장착된 송출 안테나에서 송출되는 신호의 송출 영역이 지구를 커버하고도 여분의 영역이 발생하기에 가능한 것이다[2, 23, 29, 31-33]. Figure 2-1에서는 GPS 에서 정의한 지상 서비스 영역과 우주 서비스 영역에 대한 설명이 나타나 있다 [34]. 우주 서비스 영역에서 GPS 시스템이 제공하는 성능과 정확 서비스 영역에 대한 규격은 아직까지 제공하지 않고 있다 [32, 34]. 결과적으로 사용자가 우주 서비스 영역에서 GPS 시스템을 이용할 수는 있지만 여기에 대한 구체적인 서비스 성능이나 서비스 범위에 대한 책임을 물을 수 없는 상황이다.

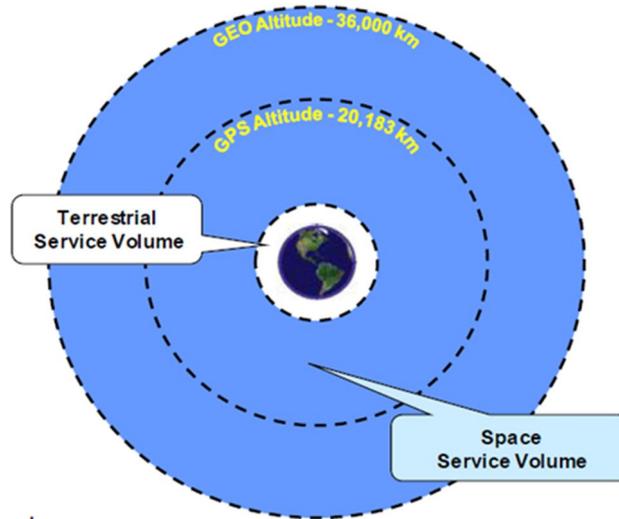


Figure 2-1 “To scale” visualization of the terrestrial and space service volumes defined to specify space use of GPS

구체적으로 GPS 신호를 우주 서비스 영역에서 사용 가능한 이유는 GPS 위성 안테나에서 송출되는 신호의 개인 패턴의 설계 특성 때문이다. GPS 위성에 장착된 안테나는 안테나 균을 이루면서 신호를 전송하고 있으며 안테나의 설계 특성으로 인해서 지구 표면 부분만 아니라 지표를 넘어서는 부분까지 신호가 미치고 있다. 그림 Figure 2-2에는 지구를 중심으로 GPS 신호가 어떻게 형성되고 있는지 나타나 있다 [35].

Orbital altitude (minimum range) = 10,950 n.m. Earth radius = 3,450 n.m.
 Maximum range = 14,000 n.m. Half angle = 13.85

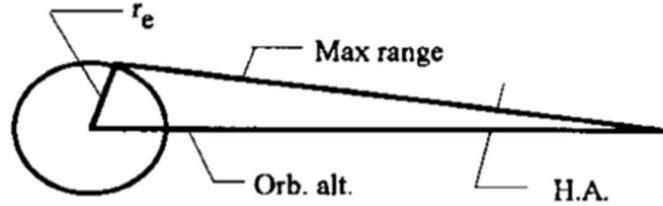


Figure 1a

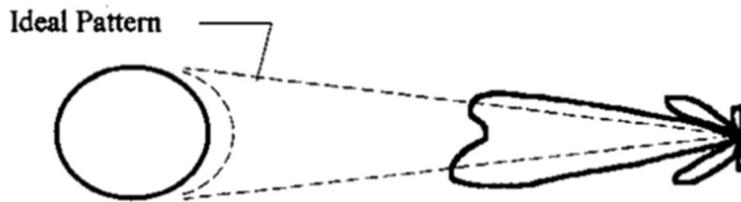


Figure 1b

Figure 2-2 Antenna geometry, ideal, and approximate pattern

GPS 신호는 지구 표면에서 이용하는 사용자가 용이하게 이용할 수 있도록 GPS 위성의 안테나에서 송출되는 신호 강도의 크기도 안테나 중심선과 신호 송출 방향이 이루는 각의 변화에 따라 다르게 설계가 되어있다. 이에 해당하는 그림은 Figure 2-3에 나타나 있다 [36]. 신호의 강도가 다르게 설계되어 있는 이유는 GPS 위성과 지표면 사이의 거리가 지표면의 위치에 따라 다르기 때문이다. Figure 2-3에서 볼 수 있듯이 GPS 위성에서 지구 중심선 방향에 위치한 지점이 가장 거리가 가깝고 지표면의 주변부로 갈수록 거리가 멀어지는 특성이 있다. 이로 인해서 만약 GPS 위성에서 모든 방향으로 동일한 강도로 신호를 전송할 경우 거리에 따른 신호의 감쇠가 달라

지기 때문에 지상의 사용자는 천정에서 오는 GPS 신호는 강도가 크고 지표면 부근에서 오는 GPS 신호는 강도가 작게 수집이 된다. 이 경우 수신기에서 신호가 강한 GPS 위성의 신호에 의해서 AGC (Automatic Gain Controller)가 saturation 될 가능성이 높기 때문에 정확한 신호 샘플링이 어렵다. 이를 해결하기 위해서 GPS 위성에서는 신호의 송출각에 따라 신호의 강도가 다르게 설계되어 있고 안테나의 특성상 main lobe 신호 외에 side lobe 신호도 존재한다 [20, 22, 23, 26, 27, 29, 30, 36].

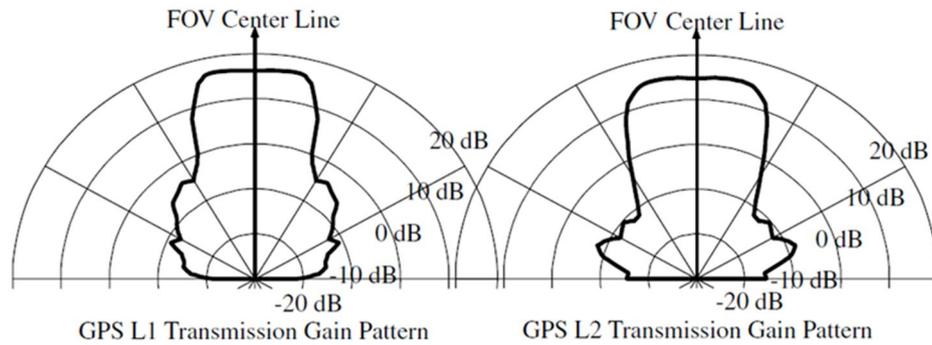


Figure 2-3 Cross sections of axisymmetric GPS transmission gain patterns used in the simulation

GPS 위성에서 송출되는 신호는 안테나의 특성으로 인해서 main lobe만 아니라 side lobe 신호도 존재하고 있다. 이로 인해서 우주 환경에서 GPS 신호를 이용할 때에는 GPS 신호의 활용성이 높아진다. 특히 GEO 위성의 경우 궤도 반경이 GPS 위성보다 크기 때문에 천정 방향에서 오는 GPS 신호를 이용할 수 없고 천저 방향에서 오는 신호를 이용하여야 한다. 이로 인해서 Figure 2-4에 나타난 것처럼 지구 반대편에서 오는 신호를 이용할 수

밖에 없고 이때 신호의 이동거리가 길어지기 때문에 거리에 따른 신호 감쇠 효과로 신호의 SNR이 크게 줄어들게 된다. 이 때문에 GEO 위성에서 신호를 수신할 경우 지상이나 항공기 사용자에게 비해서 신호에 잡음이 크고 의사 거리 측정치의 오차가 크게 나타난다. GEO 위성에는 GPS 위성의 가시성이 부족하기 때문에 main lobe 신호 외에 side lobe 신호까지 이용하여 가시 위성 수를 늘일 수 있다. 그런데 side lobe 신호의 경우 main lobe 신호보다 신호의 분포 영역이 좁으며 신호의 강도가 낮게 설계되어 있다. 이로 인해서 GEO 위성에서 GPS신호를 이용할 때 side lobe 신호를 이용한 측정치에서 잡음의 크기가 더 크게 나타난다.

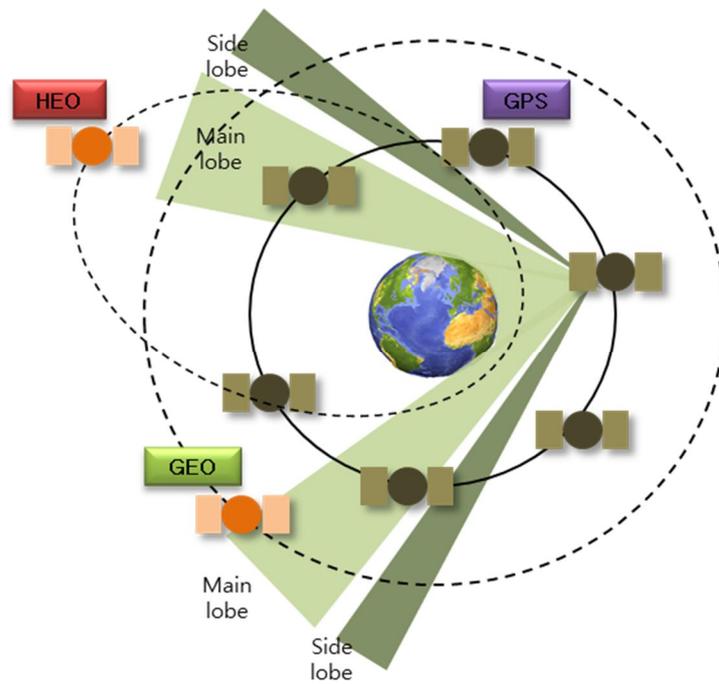


Figure 2-4 GPS main lobe and side lobe signal and its service volume

2. GPS 위성 송출 안테나 이득 패턴

GPS 위성에 장착된 송출 안테나는 지상 사용자를 기준으로 어느 방향에서 오는 신호를 수신하더라도 신호의 강도가 일정하도록 설계되어 있다. 이를 위해서 GPS 신호 계인 패턴은 지구 표면을 향하는 신호 영역에서 Figure 2-5와 같이 신호의 에너지가 가장 강하게 설계되어 있다. 그러나 이 영역에서도 신호의 강도는 균일하지 않으며 지구 중심을 향하는 부분에서 신호의 강도가 주변보다 조금 낮게 설정되어 있다. 이는 GPS 위성에서 지구 중심 방향까지의 거리가 다른 주변보다 가장 가깝기 때문에 신호의 이동거리에 따른 감쇠효과가 가장 적어 이를 보상하기 위해서이다. 이러한 신호의 계인 패턴으로 인해서 지상에서는 어느 지점에서 GPS 신호를 수신하더라도 GPS 위성에 따른 신호 강도의 차이는 크지 않으면 일정한 범위를 지닌다. Figure 2-5에 나타난 것처럼 main lobe 신호에서 송출각이 더 커지는 부분은 신호의 강도가 급격하게 감소하고 송출각이 더 커지면 신호의 강도가 약간 증가하는 side lobe 영역이 나타난다 [34]. Side lobe 영역은 신호의 송출 범위가 좁으며 신호의 강도가 main lobe에 비해서 대략 15 dB 낮은 값을 형성하고 있다 [34].

실제 GPS 신호를 우주환경에서 수신하여 측정하였을 때 앞에서 살펴본 설계상의 경우보다 신호의 강도가 다르게 나타난다. Miller가 발표한 자료에 따르면 실제 GPS신호를 AMSAT (amateur radio satellite) AO-40 을 이용해서 수집한 결과 Figure 2-6에 나타난 것처럼 예상한 main lobe 신호와 side lobe신호는 신호의 강도와 송출각에 따른 활용 범위의 차이가 있는 것으로 나타난다[34].

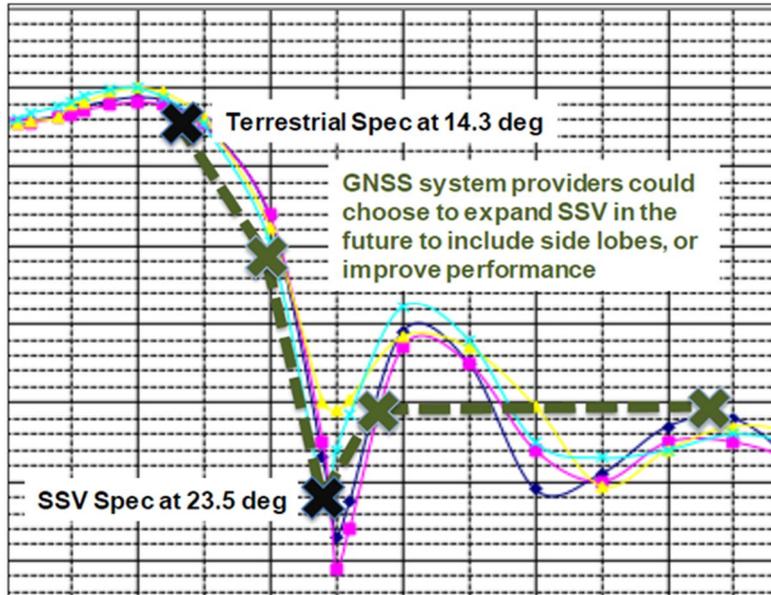


Figure 2-5 Gain pattern of the GPS satellite's antenna

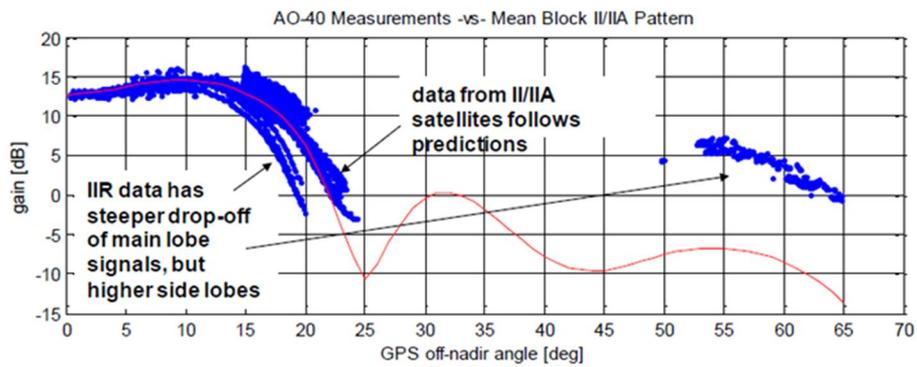


Figure 2-6 Measurements vs Mean Block II/IIA Pattern

3. GPS 신호의 가시성

GPS 시스템은 지상 어디에서나 최소 4개 이상의 GPS 위성 신호를 수신 받아 이용할 수 있도록 설계되어 있다 [1-3, 33]. 실제 GPS 신호를 수신기로 수신받아 처리하면 장애물이 없는 상황에서는 보통 6기 이상의 GPS 위성으로부터 신호를 수신받을 수 있다. 그러나 LEO 위성과 GEO 위성에서 GPS 신호를 이용할 경우 수신 가능한 GPS 신호 수와 관측 가능한 시간이 크게 다르게 나타난다. Figure 2-7부터 Figure 2-9에서는 지상, LEO 위성, GEO 위성에서 24시간 동안 관측 가능한 GPS 위성 수를 시뮬레이션한 결과가 나타나있다. 예비 위성을 포함하여 총 32기의 GPS 위성을 가정하고 시뮬레이션한 결과를 나타낸 것으로 실제보다 더 이상적인 환경을 가정한 결과이다. 그림을 살펴보면 지상에서는 최소 6기 이상의 GPS 위성을 관측할 수 있었고 LEO 위성의 경우 관측 가능한 위성수 변화가 지상보다 매우 빠르게 일어나기는 하지만 지상과 동일하게 최소 6기 이상의 GPS 위성을 관측할 수 있는 것을 알 수 있다. 그러나 GEO 위성의 경우에는 일시적으로 6기 이상의 GPS 위성을 관측 가능한 경우도 있지만 대부분의 경우 4기 미만으로 관측 가능한 것을 알 수 있다. 그리고 4기 이상 관측이 가능하더라도 지속 시간이 매우 짧은 특징을 보인다.

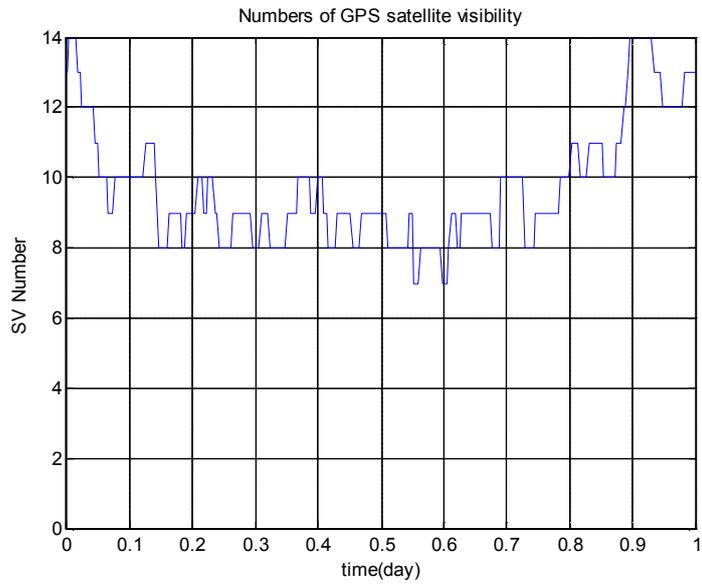


Figure 2-7 Number of visible GPS satellites at fixed ground point

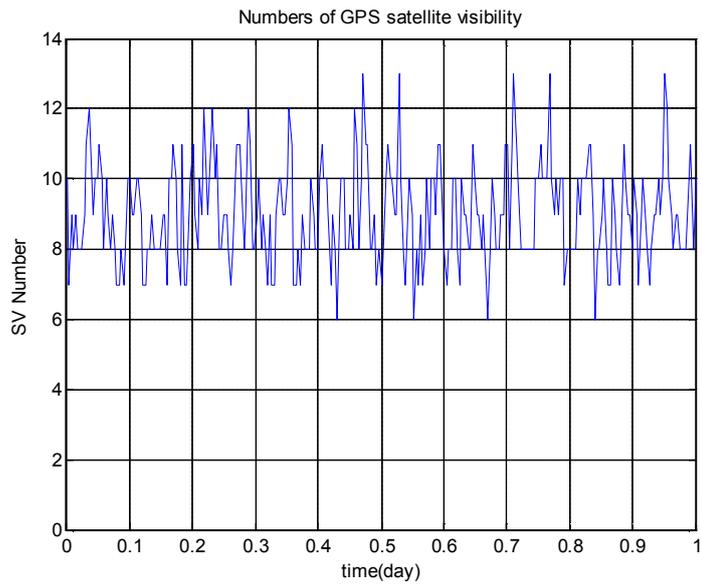


Figure 2-8 Number of visible GPS satellites at LEO

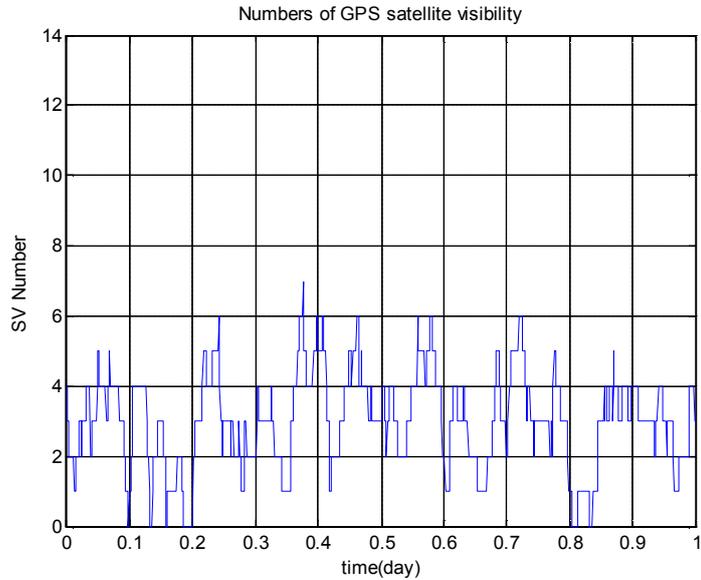


Figure 2-9 Number of visible GPS satellites at GEO

지상, LEO 위성, GEO 위성에서 동일한 수의 GPS 위성을 관측할 수 있더라도 동일한 신호 조건을 지니고 있지는 않다. 이는 관측 가능한 GPS 위성의 변화가 각기 다르게 나타나기 때문이다. Figure 2-10부터 Figure 2-12에서는 24시간 동안의 시뮬레이션을 통해서 계산된 지상, LEO 위성, GEO 위성에서 관측 가능한 GPS 위성의 PRN을 표시하였다. 지상 사용자의 경우 하나의 GPS 위성이 관측되기 시작하면 몇 시간은 일정하게 관측 가능한 것을 알 수 있다. 이는 수신기 입장에서 관측 가능한 GPS 위성을 찾기 위한 프로세스를 빈번하게 하지 않아도 되고 신호 획득과 메시지 디코딩을 안정적으로 할 수 있다는 의미이다. 그럼 Figure 2-11에서는 LEO 위성에서 관측 가능한 GPS 위성의 PRN을 표시하였다. LEO 위성은 고도에 따라서 불과 1-2시간 사이에 지구를 1회 공전할 정도로 빠른 dynamics를 가지고

있다. 이로 인해서 관측 가능한 GPS 위성이 매우 빠르게 변화하는데 몇 십 분 정도의 차이를 두고 GPS 위성이 관측되었다가 안 되는 상황이 반복하게 된다. 그림 Figure 2-12에서는 GEO 위성에서 관측 가능한 GPS 위성의 PRN 변화를 나타내었다. 그림에서 확인할 수 있듯이 GEO 위성에서는 관측 가능한 GPS 위성 PRN이 매우 불규칙적으로 나타나는 것을 알 수 있다. 관측의 연속성이 떨어지고 관측 가능한 시간도 매우 불규칙적이라는 것을 알 수 있다. 이는 main lobe 신호와 side lobe 신호를 이용함으로써 발생하는 현상으로 main lobe와 side lobe 사이에 신호가 불연속적인 구간이 있어 이 지점을 지날 때 발생한다.

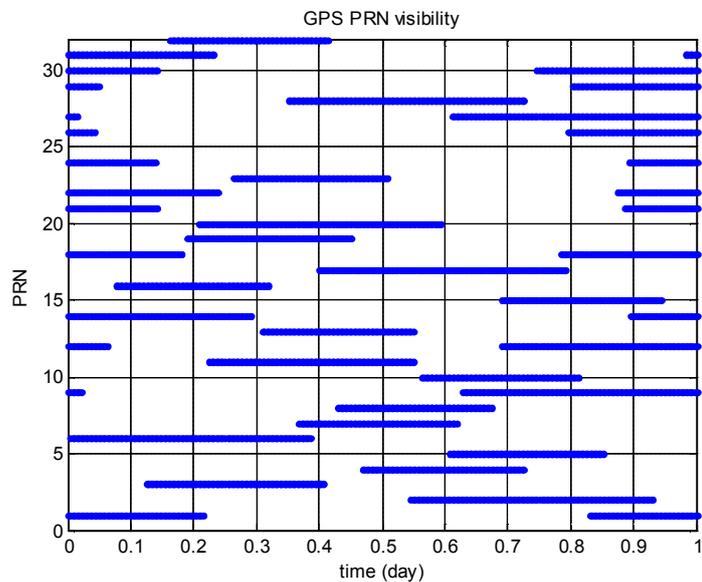


Figure 2-10 Change of visible GPS PRN at a fixed ground point

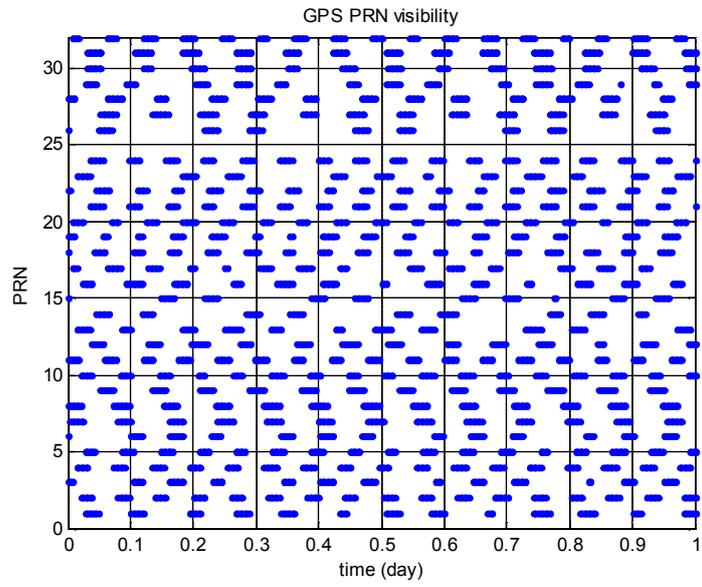


Figure 2-11 Change of visible GPS PRN at LEO

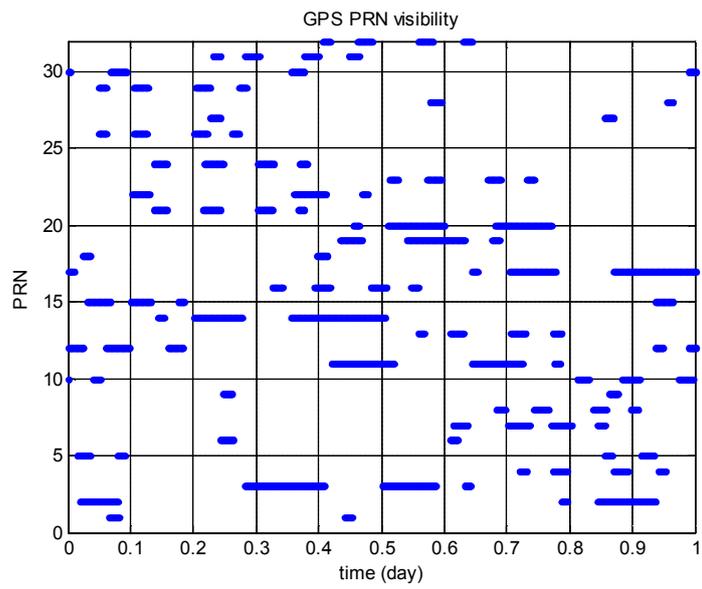


Figure 2-12 Change of visible GPS PRN at GEO

4. 신호 강도

GEO 위성에서는 GPS 위성과 GEO 위성, 그리고 지구 사이의 기하학적 인 배치 특성으로 인해서 신호의 가시성이 지상과 LEO 위성과 비교했을 때 현저히 다를 뿐만 아니라 수신되는 신호 강도의 특성 또한 현격한 차이 점을 보인다. 우선 GEO에서는 지구에 의한 가림현상으로 인해서 main lobe 신호의 차단되기도 하여 main lobe 신호를 수신받을 수 있는 영역이 좁아지고 그 시간 역시 줄어든다. 이는 지상이나 LEO 위성에서 수신되는 GPS 신호가 연속적이고 신호의 강도 역시 균일한 것과는 다른 GEO 위성에서의 특성이다. 그리고 GEO 위성에 도달하는 GPS 신호는 GPS 위성에서 송출되어 오는 동안의 이동거리가 멀기 때문에 지구에 의한 가림 현상을 빚겨난 main lobe 신호를 수신받더라도 신호의 강도가 현저히 낮다. 거리에 따른 신호의 강도 감쇠는 다음 식 (2.1)과 같다.

$$L_d[\text{dB}] = 20 \log_{10} \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right) \quad (2.1)$$

여기서 L_d 는 거리에 자유 공간 전파에 따른 신호 감쇠, λ 는 GPS L1 신호의 carrier 한 파장인 19.04cm, d 는 신호의 이동거리 즉, GPS 위성에서 GEO 위성 사이의 거리이다.

GEO 위성에서 하루 동안 관측되는 GPS 위성별의 신호의 강도를 시물레이션하여 나타낸 것이 Figure 2-13이다. 그림에서 볼 수 있듯이 관측되는 GPS 위성별 신호의 연속성 불규칙적이고 관측되는 신호도 관측되는 동안 신호의 강도의 변화가 매우 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 일반 수신기가 30dB-Hz 이상의 신호를 획득, 추적할 수 있다는 점을 고려할 때 GEO 위

성에서 신호를 처리할 수 있는 구간과 시간이 매우 짧다는 것을 알 수 있고
 신호의 강도 차이에 따른 신호 획득과 추적의 어려움이 발생할 수 있다는
 것을 짐작할 수 있다.

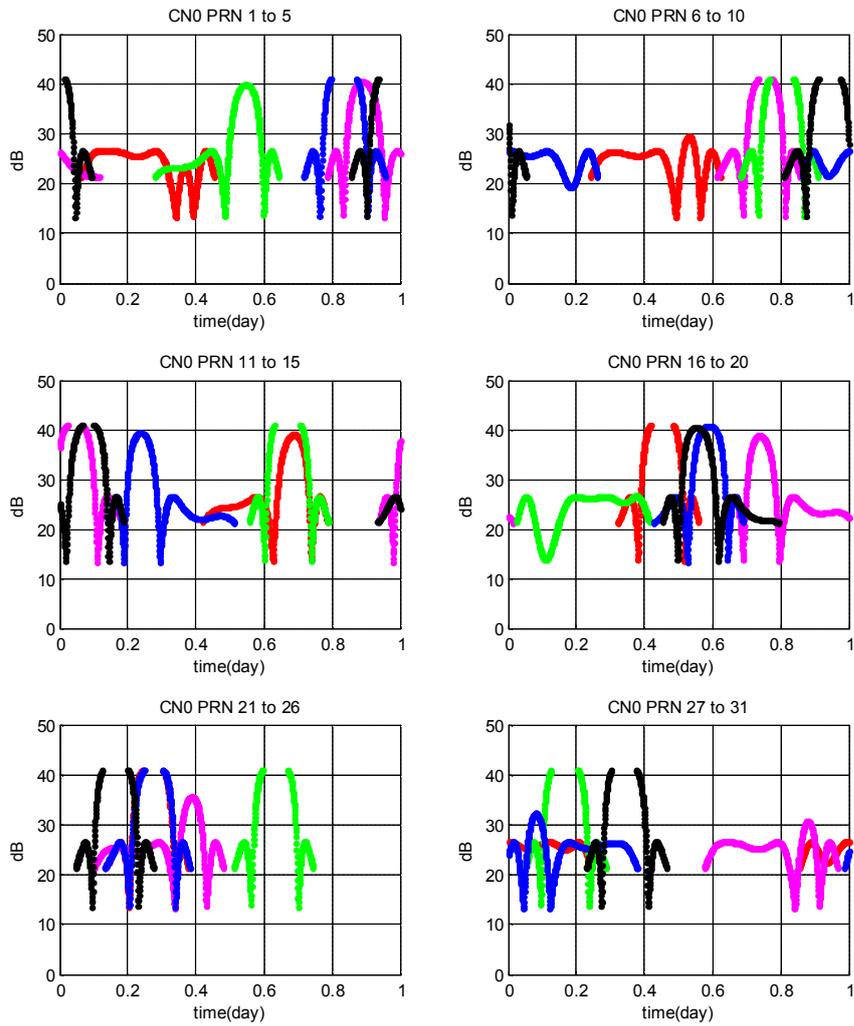


Figure 2-13 Received GPS signal power at GEO

5. 도플러 특성

도플러는 전파를 주고 받는 두 물체 사이의 상대적인 속도에 의해서 원 신호의 주파수가 수신하는 측에서 관측했을 때 다르게 변화하는 현상이다. 도플러 효과는 상대적인 속도가 클수록 이에 비례해서 크게 나타나는데 도플러 효과가 크게 나타날수록 수신기에서 신호 획득 시 주파수 영역에서 검색해야 할 부분이 증가하기 때문에 신호 획득에 소요되는 시간도 증가하게 된다. 지상 사용자의 경우 일반적으로 도플러 변화 범위가 +5kHz ~ -5kHz 범위에 존재하는데 LEO와 GEO에서는 지상 사용자와 다른 움직임을 보이기 때문에 이와는 다른 도플러 변화 범위를 가지게 된다. Figure 2-14에는 지상 사용자에서 관측되는 GPS 신호의 도플러 변화를 나타내었고 Figure 2-15에는 LEO에서 관측했을 때의 도플러 변화, Figure 2-16에서는 GEO에서 관측했을 때의 도플러 변화를 나타내었다. 그림에서 확인할 수 있듯이 LEO에서의 도플러 변화는 지상과 비교했을 때 10배 수준인 +50kHz ~ -50kHz이고 GEO에서는 2배 수준인 +10kHz ~ -10kHz 정도로 나타난다. 비교의 편의를 위해서 세로축은 모두 동일한 스케일로 나타내었다.

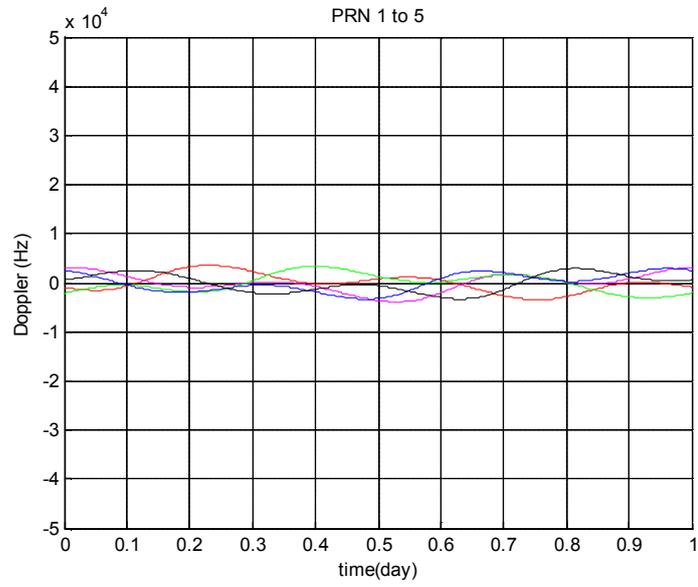


Figure 2-14 Doppler range of a ground user

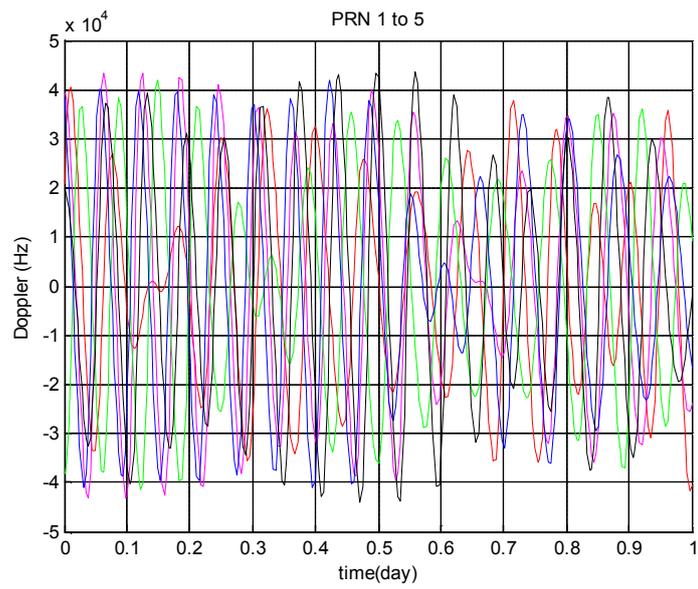


Figure 2-15 Doppler range of LEO

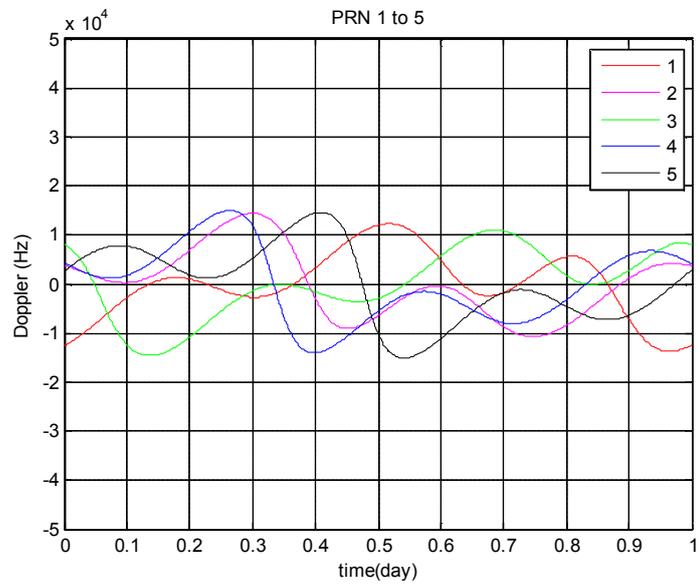


Figure 2-16 Doppler range of GEO

3장. GEO 위성 궤도 생성

1. 알고리즘 개요

인공 위성의 정밀한 궤도를 생성하기 위해서 현대에서는 점차적으로 수치적분 형태의 알고리즘이 널리 이용되고 있다 [5]. 수치적분 형태의 궤도 생성 알고리즘은 많은 계산량을 요구하는 단점이 있지만 점차적으로 컴퓨터를 이용한 연산 속도와 처리량이 증가하면서 이를 충분히 극복하면서 장점을 충분히 활용할 수 있게 되었다. 수치적분을 이용한 궤도 생성 알고리즘의 장점은 새로운 perturbation을 추가하거나 보상할 때 알고리즘 구현에 이미 이용하고 있는 수학적 모델이나 구현 알고리즘을 수정할 필요가 없이 새로운 perturbation에 관한 모델만 추가해서 업데이트할 수 있다는 점이다. 본 논문에서는 Cowell's formulation을 이용하여 수치적분하는 과정을 통해서 GEO 위성의 궤도를 생성하였다. Cowell's formulation은 two body gravity와 그 외에 위성에 작용하는 모든 가속도를 표현한 수식으로 식 (3.1)과 같다 [5, 37].

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\vec{r} + \vec{a}_{perturbed} \quad (3.1)$$

여기서 \vec{r} 은 ECI 좌표계에서의 위성의 위치벡터를 나타내고 μ 는 지구 인력 상수, $\vec{a}_{perturbed}$ 는 air drag, third body gravity, solar radiation pressure 등 위성에 작용하는 모든 섭동에 의한 가속도를 나타낸다. $\vec{a}_{perturbed}$ 는 새로운 요소를 추가하거나 제외할 때 단순히 해당 요소만 추가 또는 제외하면 되기 때문에 무척 심플한 구조이다.

수치 적분 알고리즘을 이용한 위성의 궤도 생성은 앞에서 언급한 Cowell's formulation를 이용해서 임의 시간에서 주어진 위성의 위치와 속도를 기준으로 가속도를 적분해서 연속적으로 속도와 위치를 갱신하는 방식이다. 이를 개념적으로 간략하게 Figure 3-1에 나타내었다.

수치적분 알고리즘은 임의의 시간에서 주어진 ECI 좌표계 기준의 위성의 위치와 속도를 초기 상태값으로 정하고 위성의 작용하는 perturbation을 계산하는 것에서 시작한다. 본 논문에서는 GEO 위성에서 작용하는 가장 큰 perturbation 요소인 geopotential, third-body attraction, solar radiation pressure를 계산에 포함하였다. GEO 위성의 고도에서는 대기 성분이 존재하기 않기 때문에 air drag는 제외하였다 [5]. 이외에도 solid tide, ocean tide 등이 존재하지만 GEO 위성에서는 작용하는 힘의 크기가 크지 않아서 제외하였다.

Geopotential을 계산할 때 ECEF 좌표계에서의 위성의 위치가 필요하기 때문에 정밀한 좌표변환을 위해서 equinox-based transformation 을 이용하였다 [5, 38-40]. ECEF로 좌표변환한 위성의 위치는 다시 latitude, longitude, radius로 변환하여 geopotential의 편미분 요소를 구하고 다시 이를 ECEF 좌표계와 ECI 좌표계로 변환하는 거쳐 최종적으로 ECI 좌표계에서의 가속도를 구한다. 좌표변환에 관한 부분은 제 4장에서 별도로 다루었다.

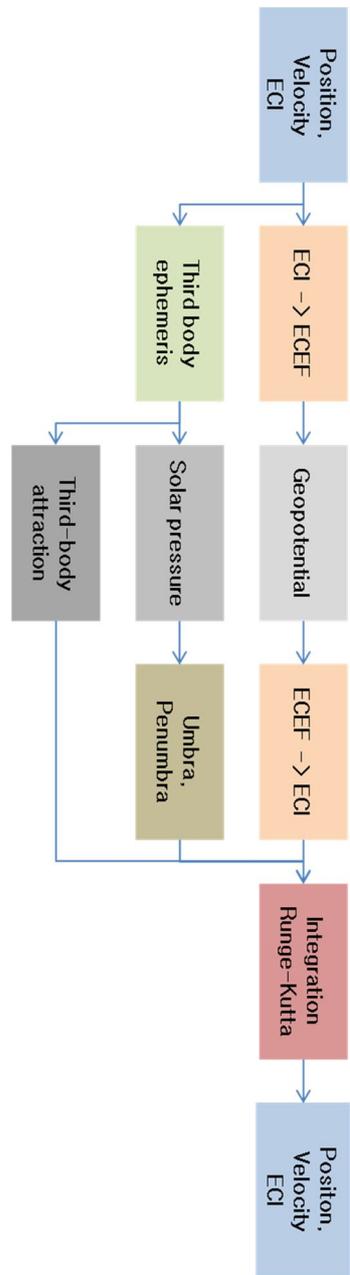


Figure 3-1 Numerical Integration Method Overview

Third-body attraction은 지구 외의 다른 행성에 의해서 작용하는 인력을 계산하는 과정으로 정밀한 계산을 위해서 NASA에서 제공하는 DE405 데이터를 이용하여 태양과 달의 위치를 계산하여 이를 활용하였다. DE405 데이터를 이용하는 방법 외에 함수 형태로 되어 있는 행성의 위치 계산식이 존재하지만 이의 정확도는 DE405에 비해서 현저히 떨어진다.

Solar radiation pressure는 태양에서 오는 태양풍에 의해서 생기는 perturbation으로 이를 계산하기 위해서는 정확한 태양의 위치가 필요하다. 이를 위해서 앞서 설명한 NASA의 DE405 데이터를 활용하였고 지구에 의한 그림자 효과를 반영하여 지구에 의해서 태양풍이 가려지는 상황에서는 solar radiation pressure 효과가 0이 되도록 하였다.

앞에서 계산한 모든 perturbation 항을 모두 계산한 다음에는 이를 수치 적분으로 속도와 위치를 갱신하도록 하였는데 이때 Runge-Kutta 56 알고리즘을 이용하였다. Runge-Kutta는 여러 문서와 위성 궤도 시뮬레이션 툴에서 널리 이용되어 있어 이를 선정하였다 [5, 41-44].

2. Perturbations

고전적인 Keplerian orbit 에서는 6개의 궤도 요소를 이용해서 위성의 궤도를 표현한다. 그러나 고전적인 궤도 요소는 전적으로 지구의 인력만 고려하였으며 지구의 인력도 질점으로만 가정하고 구해진 것이라 실제 위성의 궤도와는 큰 차이를 보인다. 실제 위성에는 지구 질량을 질점을 가정한 지구 인력만 아니라 불균일한 지구의 중력장의 효과인 geopotential, atmospheric drag, third-body attraction, solar radiation pressure 등이 존재한다. GEO 위성의 경우에는 궤도의 특성상 대기 성분이 존재하지 않기

때문에 atmospheric drag는 없으며 나머지 perturbation이 존재한다. 본 논문에서는 GEO 위성의 정확한 궤도 시뮬레이션을 위해서 각 perturbation의 정확한 모델을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 각 perturbation에 대해서 각 요소별로 소단원을 구성하여 구체적인 구현방법에 대해서 설명을 하도록 하였다.

1) Geopotential

지구에 의한 인력은 지구의 질량 분포가 균일하지 않기 때문에 two-body만으로는 정밀한 가속도를 계산할 수 없다. 지구 중력을 정확하게 모델링하기 위해서 geopotential function을 이용한다 [5, 41, 42, 45, 46].

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n p_{n,m} [\sin(\phi_{sat})] \{ C_{n,m} \cos(m\lambda_{sat}) + S_{n,m} \sin(m\lambda_{sat}) \} \right] \quad (3.2)$$

μ : 지구 중력상수

R_{\oplus} : 지구 평균 반지름

$C_{n,m}, S_{n,m}$: spherical harmonic coefficients of degree n and order m

$p_{n,m}$: associated Legendre function of degree n and order m

$r, \phi_{sat}, \lambda_{sat}$: 위성의 궤도 반경, geocentric latitude and longitude

여기서 spherical coordinates의 중심이 지구 무게 중심과 일치할 경우에는 $C_{1,0} = C_{1,1} = S_{1,1} = 0$ 이 된다. [5, 47]. 특히 일부 저서에서는 zonal

harmonics를 중요하게 생각하여 “ J ”로 표기하는 식으로 특별히 다르게 지칭하기도 한다. 정확한 zonal harmonics의 정의는 다음과 같다 [5].

$$-C_{n,0} = J_n \quad (3.3)$$

spherical harmonics에서 C , S 는 degree와 order 값이 커질수록 그 값이 작은 특성을 가지고 있다. 그래서 수치 계산을 할 때 0으로 처리되어 버리는 등 연산이 제대로 되지 않는 문제가 발생한다. 그래서 이를 해결하기 위한 방안으로 normalized coefficient를 이용한다. Normalized coefficient를 이용한 potential function은 다음 식과 같다.

$$U = \frac{\mu}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n \bar{p}_{n,m} [\sin(\phi_{sat})] \{ \bar{C}_{n,m} \cos(m\lambda_{sat}) + \bar{S}_{n,m} \sin(m\lambda_{sat}) \} \right] \quad (3.4)$$

여기서 각 새롭게 구성되는 $\bar{p}_{n,m}$, $\bar{C}_{n,m}$, $\bar{S}_{n,m}$ 는 다음과 같다.

$$\Pi_{n,m} = \sqrt{\frac{(n+m)!}{(n-m)!k(2n+1)}} \quad (3.5)$$

$$k = 1 \text{ if } m = 0$$

$$k = 2 \text{ if } m \neq 0$$

$$\bar{S}_{n,m} = \Pi_{n,m} S_{n,m} \quad (3.6)$$

$$\bar{C}_{n,m} = \Pi_{n,m} C_{n,m} \quad (3.7)$$

$$\bar{P}_{n,m} = \frac{P_{n,m}}{\Pi_{n,m}} \quad (3.8)$$

Legendre function을 구할 때는 계산 부하가 크기 때문에 계산 시간을 단축시키기 위해서 직접 각 항을 계산하기 보다 recursion 방식을 이용해서 계산한다. Recursion 방식을 이용하여 계산하는 방법에도 몇 가지가 있는데 그 중에 하나를 소개하면 식 (3.9)에서 (3.11)과 같다 [42].

$$\bar{P}_{n+1,n+1}(x) = \bar{P}_{n,n}(x) \left[\frac{(2n+3)}{(n+1)(s-\delta_{0n})} \right]^{1/2} (1-x^2)^{1/2} \quad (3.9)$$

$$\bar{P}_{n+1,n}(x) = \bar{P}_{n,n}(x) [2n+3]^{1/2} x, (n \geq 1) \quad (3.10)$$

$$\begin{aligned} \bar{P}_{n+1,m}(x) &= \bar{P}_{n,m}(x) \left[\frac{(2n+1)(2n+3)}{(n+m+1)(n-m+1)} \right]^{1/2} x \\ &\quad - \bar{P}_{n-1,m}(x) \left[\frac{(n+m)(n-m)(2n+3)}{(n+m+1)(n-m+1)(2n-1)} \right]^{1/2} \\ &\quad , (n-1 \geq m) \end{aligned} \quad (3.11)$$

여기서 초기항의 값은 식 (3.12)와 같다.

$$\begin{aligned} \bar{P}_{0,0}(x) &= 1 \\ \bar{P}_{1,0}(x) &= \sqrt{3}x \\ \bar{P}_{1,1}(x) &= \sqrt{3(1-x^2)} \end{aligned} \quad (3.12)$$

위성에 geopotential에 의해서 가해지는 가속도는 기본적으로 ECEF 좌표계를 기준으로 한다. 그리고 ECEF 좌표계에서 다시 spherical coordinate에서 표현된다. Geopotential 에 의한 가속도는 geopotential을 각 변수로 편미분하여 얻을 수 있다. 이때 변수는 r , ϕ_{sat} , λ_{sat} 로 정해지며

이를 다시 ECEF 좌표계 기준의 x' , y' , z' 로 편미분하면 ECEF 좌표계 기준의 가속도를 계산할 수 있다. 이때 ECEF에서 구해지는 가속도는 식 (3.13)과 같다.

$$\bar{a}_{Geo_ECEF} = \begin{bmatrix} \frac{\partial U}{\partial x'} \\ \frac{\partial U}{\partial y'} \\ \frac{\partial U}{\partial z'} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial U}{\partial(r, \phi, \lambda)} \frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial x'} \\ \frac{\partial U}{\partial(r, \phi, \lambda)} \frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial y'} \\ \frac{\partial U}{\partial(r, \phi, \lambda)} \frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial z'} \end{bmatrix} = \left[\frac{\partial U}{\partial(r, \phi, \lambda)} \frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial(x', y', z')} \right]^T \quad (3.13)$$

여기서 x' , y' , z' 와 r , ϕ_{sat} , λ_{sat} 사이의 관계식을 이용해서 $\frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial(x', y', z')}$ 를 계산할 수 있다 [42, 46].

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r \cos \phi \cos \lambda \\ r \cos \phi \sin \lambda \\ r \sin \lambda \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$r = \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{z'}{x'^2 + y'^2} \right) \quad (3.15)$$

$$\lambda = \tan^{-1} \left(\frac{y'}{x'} \right)$$

이를 이용하여 $\frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial(x', y', z')}$ 를 구하면 식 (3.16)과 같다.

$$\frac{\partial(r, \phi, \lambda)}{\partial(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})} = \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \lambda & \cos \phi \sin \lambda & \sin \phi \\ -\frac{1}{r} \sin \phi \cos \lambda & -\frac{1}{r} \sin \phi \sin \lambda & \frac{1}{r} \cos \phi \\ -\frac{1}{r \cos \phi} \sin \lambda & \frac{1}{r \cos \phi} \cos \lambda & 0 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

식 (3.9)에서 r , ϕ_{sat} , λ_{sat} 에 의한 potential function의 편미분은 식 (3.17)에서 (3.19)와 같이 정리된다.

$$\frac{\partial U}{\partial r} = -\frac{\mu}{r^2} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n (n+1) \bar{p}_{n,m} [\sin(\phi_{sat})] \{ \bar{C}_{n,m} \cos(m\lambda_{sat}) + \bar{S}_{n,m} \sin(m\lambda_{sat}) \} \quad (3.17)$$

$$\frac{\partial U}{\partial \phi_{sat}} = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n \{ \bar{p}_{n,m+1} [\sin(\phi_{sat})] - m \tan(\phi_{sat}) \bar{p}_{n,m} [\sin(\phi_{sat})] \} \times \{ \bar{C}_{n,m} \cos(m\lambda_{sat}) + \bar{S}_{n,m} \sin(m\lambda_{sat}) \} \quad (3.18)$$

$$\frac{\partial U}{\partial \lambda_{sat}} = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_{\oplus}}{r} \right)^n m \bar{p}_{n,m} [\sin(\phi_{sat})] \{ \bar{S}_{n,m} \cos(m\lambda_{sat}) - \bar{C}_{n,m} \sin(m\lambda_{sat}) \} \quad (3.19)$$

앞의 식을 통해서 최종적으로 ECEF 좌표계에서의 geopotential에 의한 가속도를 계산할 수 있다. 계산된 ECEF 좌표계에서의 가속도는 ECI 좌표계로 변환하여 이용하여야 하는데 ECEF 좌표계에서 ECI 좌표계로의 정밀 좌표 변환은 뒤의 제 4장에서 다루었다.

2) Third-body Attraction

위성에 작용하는 가장 큰 가속력은 지구 질량에 의한 인력이지만 지구 외에도 태양과 달 그리고 다른 행성에 의한 인력 역시 작용하고 있다. 지구 외의 제 3체에 의한 인력은 다음 식 (3.20)과 같이 정의된다.

$$\vec{a} = \mu_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_{sat}}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_{sat}|^3} \quad (3.20)$$

여기서 μ_3 는 제 3체에 의한 중력 상수, \vec{r}_3 는 제 3체의 위치 벡터, \vec{r}_{sat} 는 인공 위성의 위치 벡터이다.

제 3체의 의한 인력은 위성만 아니라 지구에도 동일하게 작용하고 있다. 이때 지구에 작용하는 제 3체에 의한 인력은 식 (3.21)과 같다.

$$\vec{a} = \mu_3 \frac{\vec{r}_3 - \vec{r}_\oplus}{|\vec{r}_3 - \vec{r}_\oplus|^3} \quad (3.21)$$

여기서 \vec{r}_\oplus 는 지구의 위치 벡터이다.

결국 제 3체에 의한 인력은 위성만 아니라 지구에도 작용하기 때문에 식 (3.20)과 (3.21)을 모두 포함시켜서 가속도를 계산하여야 한다. 이 두 식을 모두 포함하여 나타내면 식 (3.22)와 같다 [5, 41, 48].

$$\vec{a}_{Third} = \mu_3 \left(\frac{\vec{r}_{sat3}}{r_{sat3}^3} - \frac{\vec{r}_{\oplus3}}{r_{\oplus3}^3} \right) \quad (3.22)$$

여기서 중요한 부분은 정확한 제 3체의 인력 상수와 제 3체의 위치 값이다. 본 논문에서는 제 3체 중에서 가장 중요한 태양과 달을 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다. 태양과 달의 인력 상수는 중요한 지표지만 값을 일정한 하나의 상수를 선택하면 되기 때문에 선정에 큰 어려움이 없다. 그러나 위치 값은 계산 방식에 따라 결과 값의 차이가 크게 나타나기 때문에 주의를 기울여야 한다. 태양과 달의 위치를 구하는 방식은 크게 2가지로 나눌 수 있는데 삼각함수로 구성된 간단한 함수를 이용하는 방법과 시간에 따라 저장되어 있는 데이터 테이블을 활용하여 구하는 방식이 있다 [5, 41].

본 논문에서는 정확한 시뮬레이션을 위해서 태양과 달의 위치는 NASA에서 제공하는 DE405 데이터 테이블을 이용하였다. DE405의 경우 대략 1600년부터 2170년까지의 행성 데이터를 Chebyshev polynomials로 제공하고 있다. DE405의 경우 J2000 좌표계 대신 ICRF (International Celestial Reference Frame) 좌표계를 기준으로 위치 데이터를 제공한다.

3) Solar Radiation Pressure

GEO 위성에서는 지구와의 거리가 멀기 때문에 geopotential에 의한 영향은 LEO나 MEO 위성보다 상대적으로 작다. 그러나 대신 solar pressure에 의한 영향은 상대적으로 크게 받게 된다. Solar pressure는 비보존력으로 태양에서 나오는 photon에 의해서 발생하는데 태양에서 나오는 단위 시간당 photon은 거의 일정한 것으로 알려져 있다. 지구와 태양 사이의 평균 거리에서의 solar flux는 식 (3.23)과 같다 [5, 41].

$$SF = 1367 \text{ W/m}^2 \quad (3.23)$$

많은 시뮬레이션 틀에서 식 (3.23)의 값을 solar flux로 사용하지만 정확

한 solar flux는 조금씩 변화가 일어나기 때문에 실제 값과는 차이가 발생한다 [5]. 그리고 solar flux는 태양과 위성 사이의 거리에도 영향을 받는다. Solar flux는 기본적으로 태양과 위성 사이의 거리의 제곱에 반비례하기 때문에 정확한 계산을 위해서는 이를 반영하여야 한다. 이를 반영한 식은 다음과 같다.

$$SF = 1367 \cdot \left(\frac{1AU}{|\vec{r}_{sat} - \vec{r}_{Sun}|} \right)^2 \text{ W/m}^2 \quad (3.24)$$

여기서 1AU는 지구와 태양 사이의 평균 거리이며 149597870.691 km 이다.

아인슈타인의 공식을 이용해서 solar flux를 빛의 속도로 나누면 solar pressure를 계산할 수 있다.

$$mc = \frac{E}{c} \quad (3.25)$$

여기서 E는 에너지이며 c는 빛의 속도이다. 이를 이용해서 SF가 고정된 경우에 대한 단위 면적당 작용하는 solar pressure를 계산하면 다음과 같다.

$$P_{SR} = \frac{1367 \text{ W/m}^2}{c} \frac{\text{m}}{\text{s}} = 4.57 \times 10^{-6} \frac{\text{W} \times \text{s}}{\text{m}^3} = 4.57 \times 10^{-6} \frac{\text{N}}{\text{m}^2} \quad (3.26)$$

이를 통해서 최종적으로 solar radiation pressure에 의한 가속도는 식 (3.27)과 같이 정리된다.

$$\vec{a}_{SR} = -\frac{P_{SR} C_R A}{m} \frac{\vec{r}_{sat}}{|\vec{r}_{sat}|} \quad (3.27)$$

3. Runge-Kutta Algorithm

앞에서 계산한 위성에 작용하는 힘들은 수치적분을 통해서 위치와 속도를 업데이트하게 된다. 이때 수치 적분은 현재 시간에서의 가속도를 구하고 이를 다음 다음 에폭까지의 시간 간격을 곱해서 속도와 위치를 업데이트하는 방법 대신 보다 정밀한 수치 적분 알고리즘인 Runge-Kutta 알고리즘을 이용하여 계산하였다. Runge-Kutta 알고리즘은 적분 시간 간격 사이의 여러 지점에서 가속도를 구하여 속도와 위치를 계산하고 이를 가중치를 두어 최종적으로 위치를 결정하는 방법으로 식 (3.28)와 (3.29)를 이용하고 본 논문에서는 Runge-Kutta 알고리즘 중에서 Runge-Kutta 56 기법을 이용하였다. 이때의 가중치 상수는 Table 3-1에 나열된 값과 같다 [46, 48].

$$K_i = hF\left(t_n + \alpha_i h, X(t_n) + \sum_{j=1}^{i-1} \beta_{ij} K_j\right) \quad (3.28)$$

$$X(t_{n+1}) = X(t_n) + \sum_{i=1}^L w_i K_i \quad (3.29)$$

Table 3-1 Coefficients of Runge-Kutta 56

α_i	β_{ij}							
0	0							
$\frac{1}{6}$	$\frac{1}{6}$	0						
$\frac{4}{15}$	$\frac{4}{75}$	$\frac{16}{75}$	0					
$\frac{2}{3}$	$\frac{5}{6}$	$-\frac{8}{3}$	$\frac{5}{2}$	0				
$\frac{4}{5}$	$-\frac{8}{5}$	$\frac{144}{25}$	-4	$\frac{16}{25}$	0			
1	$\frac{361}{320}$	$-\frac{18}{5}$	$\frac{407}{128}$	$-\frac{11}{80}$	$\frac{55}{128}$	0		
0	$-\frac{11}{640}$	0	$\frac{11}{256}$	$-\frac{11}{160}$	$\frac{11}{256}$	0	0	
1	$\frac{93}{640}$	$-\frac{18}{5}$	$\frac{803}{356}$	$-\frac{11}{160}$	$\frac{99}{256}$	0	1	0
w_i	$\frac{7}{1408}$	0	$\frac{1125}{2816}$	$\frac{9}{32}$	$\frac{125}{768}$	0	$\frac{5}{66}$	$\frac{5}{66}$

4장. GPS 위성 궤도 생성

1. 알고리즘 절차

GNSS를 이용한 항법은 기본적으로 GNSS 위성의 위치와 속도 정보를 정확하게 알고 있다는 가정하에서 pseudo range와 Doppler 를 측정하여 이를 이용하여 수신기의 위치와 속도를 계산하는 알고리즘을 취하고 있다 [46]. GNSS 위성의 위치는 방송 데이터에 시간에 대한 함수 형태로 실려서 전송된다. GNSS 위성의 위치와 속도는 사용자의 위치와 속도를 계산할 때 직접적으로 결과에 영향을 미치기 때문에 정확한 위치와 속도의 계산이 중요하다 [49]. GNSS 위성의 위치 정보는 항법 데이터에 실려서 GNSS 신호를 통해서 전송되는데 GPS의 경우 기존 L1 C/A 코드에 실려서 전송되는 항법 데이터는 almanac과 ephemeris 데이터가 있다 [32]. IS-GPS 문서에는 ephemeris를 이용하여 GPS 위성의 위치를 구하는 알고리즘을 제공하고 있으며 almanac를 이용한 방식도 데이터의 계수의 개수와 유효 숫자에서 차이가 있을 뿐 기본적으로 ephemeris를 이용한 방식과 동일한 알고리즘을 이용하여 계산할 수 있다.

현재 GPS 에서는 현대화 작업을 진행하고 있으며 여기에는 기존의 L1 C/A 신호 외에 새로운 L1C, L2C, L5 신호의 추가가 포함되어 있고 이와 함께 새로운 CNAV (Civil Navigation) message 데이터를 전송할 계획을

갖고 진행하고 있다. CNAV에는 기존의 L1 C/A 신호에 실려 있던 ephemeris 데이터를 개선한 새로운 CNAV ephemeris가 포함된다. 새로운 CNAV ephemeris는 기존의 ephemeris에 비해서 새로운 항목이 추가되고 정확도가 향상되도록 데이터 비트를 증가하도록 계획되어 있다[32]. 이와 함께 CNAV에는 ECEF 좌표계에서 ECI 좌표계로 정밀한 변환을 할 때 필요한 EOP 데이터가 방송되도록 계획되어 있다. 새롭게 제공되는 CNAV 데이터를 이용할 경우에 GPS 위성의 위치 정확도 향상만 아니라 EOP 데이터를 이용하여 외부로부터 데이터를 전달받을 필요 없이 GPS만 이용해서도 GPS 위성의 위치와 속도를 ECEF 좌표계와 ECI 좌표계에서 얻을 수 있는 장점을 가지게 된다. 특히나 위성 궤도 결정에서는 ECEF 좌표계만 아니라 ECI 좌표계가 필수적으로 이용된다는 점을 고려할 때 CNAV의 이용은 필수적이라고 할 수 있다 [50]. 본 논문에서는 기본적으로 외부 독립적인 자동 항법 시스템을 목표로 하고 있기에 CNAV 데이터를 이용하여 GPS 위성의 위치와 속도를 계산하고 정밀 좌표 변환을 수행하도록 시스템을 설계하였다.

IS-GPS-200F 문서에서 제시하고 있는 GPS 위성의 위치 계산 알고리즘은 위성 궤도면 상에서 위성의 위치를 구하고 이를 ECI 좌표계를 거치지 않고 ECEF 좌표계로 바로 계산하는 방식을 설명하고 있다. 그리고 위치에 대한 계산 알고리즘만 제시하고 있고 속도와 가속도에 대한 부분은 없기 때문에 이에 대한 알고리즘은 별도로 구해야 한다 [51]. IS-GPS-200F 문서에서 설명하고 있는 궤도 평면은 Kepler 궤도 평면과는 전혀 다른 좌표계이다 [51]. 고전적인 궤도 평면 좌표계에서는 x축 방향이 perigee 방향을 가리키지만 IS-GPS-200F에서 설명하고 있는 궤도 평면 좌표계에서는 x축이 ascending node 방향으로 정의되어 있다. IS-GPS-200F 에서 설명하고 있는 GPS 위성의 위치 계산은 위성 궤도 평면에서 위성의 위치를 계산하

고 이를 2번에 걸친 회전변환 행렬을 통해서 한번에 ECEF 좌표계로 변환하는 방식이다. 이에 반해 고전적인 위성의 위치 계산 방식은 위성 궤도 평면에서 위치를 구한 다음 이를 ECI로 변환하고 필요에 따라 다시 ECEF로 변환하는 과정을 이용한다.

IS-GPS-200F에서 고전적인 방식과 달리 ECI 좌표계를 거치지 않고 ECEF 좌표계로 바로 변환하는 이유는 GPS 사용자가 대부분 지상 사용자 또는 항공기 사용자 등 ECEF 좌표계에서 위치 정보를 활용하기 때문에 ECEF 좌표계로 위치 데이터를 바로 계산하도록 하였고 ECI와 ECEF 좌표 변환에는 EOP 데이터와 함께 복잡한 연산 과정이 필요하기 때문이다. 이로 인해서 GPS 위성 궤도 평면에서 ECEF 좌표계로 바로 변환하는 방식은 ECEF 좌표계에서의 위치 정보를 원하는 대부분의 지상 사용자에게 계산을 줄일 수 있는 장점이 있다.

그러나 이는 우주 환경에서 ECEF 좌표계와 ECI 좌표계에서의 위치 데이터가 모두 필요한 수신기의 경우에는 문제점으로 작용한다. 기존의 L1 C/A 코드를 이용해서 위치를 구할 경우에는 ECI 좌표계에서 위치 데이터를 얻기 위해서는 추가적으로 외부에서 EOP 데이터를 가져와서 이용해야만 한다. 이를 위해서 별도의 외부와 통신을 하기 위한 데이터 링크가 필요한데 이는 시스템의 복잡도를 높이고 외부 독립성을 저해하는 요인이 된다. 이를 해결하기 위해서 CNAV message type 32에 EOP (Earth Orientation Parameters) 데이터를 방송하기로 현대화 계획이 세워져 있다.

IS-GPS-200F에서 설명하고 있는 GPS 위성의 위치 계산은 크게 2 단계로 나누어진다. 첫번째 단계는 GPS 위성의 위치를 CNAV 궤도 평면 상에서 계산하는 것이고 두번째 단계는 계산된 GPS 위성의 위치를 식(4.1)을 이용하여 ECEF 좌표계로 변환하는 것이다.

$$\vec{r}_{ECEF} = R_3(-\Omega_k)R_1(-i_k)\vec{r}_{CNAVorb} = R_i^e\vec{r}_{CNAVorb} \quad (4.1)$$

$$R_i^e = \begin{bmatrix} \cos \Omega_k & -\sin \Omega_k \cos i_k & \sin \Omega_k \sin i_k \\ \sin \Omega_k & \cos \Omega_k \cos i_k & -\cos \Omega_k \sin i_k \\ 0 & \sin i_k & \cos i_k \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

IS-GPS-200F에는 GPS 위성의 속도를 계산하는 알고리즘이 포함되어 있지 않다. 그래서 GPS 위성의 속도는 위치를 해석적으로 미분하여 구하도록 한다. 간단히 요약한 속도 계산 공식은 식 (4.3)과 같다.

$$\dot{\vec{r}}_{ECEF} = \dot{R}_i^e\vec{r}_{CNAVorb} + R_i^e\dot{\vec{r}}_{CNAVorb} \quad (4.3)$$

가속도 역시 속도와 같은 방식으로 구할 수 있는데 속도를 해석적으로 미분하여 얻을 수 있다. 이를 간략히 표현한 것이 식 (4.4)이다.

$$\ddot{\vec{r}}_{ECEF} = \ddot{R}_i^e\vec{r}_{CNAVorb} + 2\dot{R}_i^e\dot{\vec{r}}_{CNAVorb} + R_i^e\ddot{\vec{r}}_{CNAVorb} \quad (4.4)$$

2. GPS 위성 위치 데이터

IS-GPS-200F에서 제공하고 있는 GPS 위성의 위치 계산 알고리즘은 위성 궤도면에서의 위치 계산과 이를 ECEF 좌표계로 회전변환하는 부분으로 구성되어 있다. 우선 CNAV 위성 궤도면에서의 위성 위치는 식 (4.5)와 같다.

$$\vec{r}_{CNAVorb} = \begin{bmatrix} X_{CNAVorb} \\ Y_{CNAVorb} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_k \cos u_k \\ r_k \sin u_k \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

여기서 r_k 는 CNAV 위성 궤도면에서의 GPS 위성의 궤도 반경으로 A_k , e_n 와 E_k 를 이용해서 구한다. e_n 는 상수값으로 CNAV ephemeris에 실려 방송된다. 궤도 반경을 구하는 것은 식 (4.6)과 같다.

$$r_k = A_k (1 - e_n \cos E_k) + \delta r_k \quad (4.6)$$

여기서 A_k 는 식 (4.7)과 같이 구할 수 있다.

$$A_k = A_0 + \dot{A} \cdot t_k \Leftarrow A_0 = (A_{REF} + \Delta A) \quad (4.7)$$

A_{REF} 는 IS-GPS-200F에 값이 정의되어 있는 상수값이고 \dot{A} 와 ΔA 는 CNAV ephemeris에 실려서 방송되는 값으로 기존 LNAV에는 포함되어 있지 않다. 식 (4.6)에서 E_k 는 시간 t_k 에서의 eccentricity anomaly로 M_k 와 e_n 를 이용해서 계산할 수 있다. M_k , E_k 와 e_n 사이의 관계는 다음과 같다.

$$M_k = E_k - e_n \sin E_k \quad (4.8)$$

M_k 은 mean anomaly로 시간에 따라 변하는 값이다. n_A 는 M_k 의 변화율이며 M_k 와 n_A 사이의 관계는 식 (4.9)와 같다. M_0 , Δn_0 와 $\Delta \dot{n}_0$ 는

CNAV ephemeris에 실려 방송되는 값이다.

$$\begin{aligned}
 n_0 &= \sqrt{\frac{\mu}{A_0^3}} \\
 \Delta n_A &= \Delta n_0 + \frac{1}{2} \Delta \dot{n}_0 \cdot t_k \\
 n_A &= n_0 + \Delta n_A \\
 M_k &= M_0 + n_A \cdot t_k
 \end{aligned} \tag{4.9}$$

식 (4.6)에 있는 δr_k 는 궤도 반경을 보상하기 위한 argument of the latitude correction 항이다. δr_k 는 식 (4.10)을 통해서 결정된다.

$$\delta r_k = C_{rs-n} \sin(2\Phi_k) + C_{rc-n} \cos(2\Phi_k) \tag{4.10}$$

여기서 C_{rs-n} 와 C_{rc-n} 는 harmonic perturbation 보정항으로 CNAV에 실려서 방송된다. Φ_k 는 argument of the latitude로 식 (4.11)을 통해서 결정된다.

$$\begin{aligned}
 \Phi_k &= \nu_k + \omega_n \\
 \nu_k &= \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{1-e_n^2} \sin E_k}{\cos E_k - e} \right)
 \end{aligned} \tag{4.11}$$

여기서 ν_k 는 true anomaly이고 ω_n 는 argument of perigee으로 CNAV 궤도 평면에서의 값이다. ν_k 는 시간에 따라서 변하는 값이고 ω_n 는 CNAV

ephemeris에 실려서 방송되는 값이다.

다시 식 (4.5)로 돌아가서 u_k 는 보정된 argument of the latitude로 식 (4.12)와 같다.

$$\begin{aligned} u_k &= \Phi_k + \delta u_k \\ \delta u_k &= C_{us-n} \sin(2\Phi_k) + C_{uc-n} \cos(2\Phi_k) \end{aligned} \quad (4.12)$$

여기서 C_{us-n} 와 C_{uc-n} 는 harmonic correction 항의 크기로 CNAV에 실려서 방송되는 값이다.

식 (4.2)에서 R_i^e 는 CNAV 궤도 평면 좌표계에서 ECEF 좌표계로 이동하는 변환행렬이다. Ω_k 는 식 (4.13)을 이용해서 구한다.

$$\begin{aligned} \Omega_k &= \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_o \\ \dot{\Omega} &= \dot{\Omega}_{REF} + \Delta\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e \end{aligned} \quad (4.13)$$

Ω_0 : Reference of the right ascension

$\dot{\Omega}$: Rate of right ascension

$\dot{\Omega}_{REF}$: 미리 정해진 reference rate of right ascension

$\Delta\dot{\Omega}$: Rate of right ascension 의 보정항

$\dot{\Omega}_e$: 지구 자전 회전 각속도 변화율

t_o : 기준 시간

식 (4.2) 에서 i_k 의 혼동을 고려하여 다음과 같이 항을 치환하여 표현하였다.

$$\begin{aligned}
I_k &= i_k \\
I_{0-n} &= i_{0-n} \\
\dot{I}_{0-n} &= \dot{i}_{0-n} - DOT \\
\delta I_k &= \delta i_k
\end{aligned} \tag{4.14}$$

I_k 는 inclination angle의 변화율인 \dot{I}_{0-n} 와 inclination angle 보정항 δI_k 을 이용해서 식 (4.15) 와 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned}
I_k &= I_{0-n} + (\dot{I}_{0-n}) \cdot t_k + \delta I_k \\
\delta I_k &= C_{is-n} \sin 2\Phi_k + C_{ic-n} \cos 2\Phi_k
\end{aligned} \tag{4.15}$$

식 (4.15) 에서 C_{is-n} 와 C_{ic-n} 는 inclination angle의 harmonic 보정항으로 CNAV ephemeris에 실려서 방송된다.

3. GPS 속도 데이터

GPS 위성의 속도 $\dot{\vec{r}}_{CNAVorb}$ 는 식 (4.16)을 통해서 계산할 수 있다. 이때 $\dot{\vec{r}}_{CNAVorb}$ 와 \dot{R}_i^e 가 속도 계산을 위해서 필요하다.

$$\dot{\vec{r}}_{CNAVorb} = \begin{bmatrix} \dot{X}_{CNAVorb} \\ \dot{Y}_{CNAVorb} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{r}_k \cos u_k - r_k \sin u_k \cdot \dot{u}_k \\ \dot{r}_k \sin u_k + r_k \cos u_k \cdot \dot{u}_k \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.16}$$

여기서 \dot{r}_k 는 CNAV 궤도 평면에서 궤도 반경의 변화율로 식 (4.17)과 같이 계산할 수 있다.

$$\dot{r}_k = \dot{A}_k (1 - e_n \cos E_k) + A_k \cdot e_n \cdot \sin E_k \cdot \dot{E}_k + [\delta r_k]' \quad (4.17)$$

식 (4.17)에서 \dot{r}_k 를 계산하기 위해서는 \dot{A}_k , \dot{E}_k , $[\delta r_k]'$ 가 필요하다. \dot{A}_k 는 CNAV ephemeris를 통해서 전송되는 \dot{A} 로 이용할 수 있다.

$$\dot{A}_k = \dot{A} \quad (4.18)$$

\dot{E}_k 는 식 (4.8) 을 해석적으로 미분하여 얻을 수 있는데 이는 식 (4.19) 와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{E}_k &= \frac{n_A}{1 - e_n \cos E_k} \\ n_A &= n_0 + \Delta n_0 + \frac{1}{2} \Delta \dot{n}_0 \cdot t_k \end{aligned} \quad (4.19)$$

식 (4.19)에 있는 mean anomaly 는 기존의 LNAV에 있는 값과 다른 것으로 CNAV에 새롭게 추가된 값이다. 식 (4.17) 에서 궤도 반경 보정항은 식 (4.20)과 같다.

$$[\delta r_k]' = 2(C_{rs-n} \cos(2\Phi_k) - C_{rc-n} \sin(2\Phi_k)) \dot{v}_k \quad (4.20)$$

여기서 \dot{v}_k 는 true anomaly의 미분값으로 다음과 같이 정의된다.

$$\dot{v}_k = \frac{A_k^2 \sqrt{1-e_n^2} \cdot n_A}{r_k^2} \quad (4.21)$$

보정된 argument of latitude \dot{u}_k 의 미분식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{u}_k &= \dot{\Phi}_k + 2(C_{us-n} \cos(2\Phi_k) - C_{uc-n} \sin(2\Phi_k)) \dot{\Phi}_k \\ &= \dot{v}_k + 2(C_{us-n} \cos(2\Phi_k) - C_{uc-n} \sin(2\Phi_k)) \dot{v}_k \end{aligned} \quad (4.22)$$

$\dot{\Phi}_k$ 는 ω_n 이 고정된 상수값이라는 전제하에서 식(4.11)을 미분해서 얻을 수 있다.

식 (4.3) 에서 \dot{R}_i^e 는 회전변환 행렬 R_i^e 를 미분해서 얻을 수 있다. 이 과정은 단순히 각 요소를 미분하는 것으로 구해지는데 식(2.23)과 같이 정리된다.

$$\dot{R}_i^e = \begin{bmatrix} -\sin\Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k & -\cos\Omega_k \cos I_k \cdot \dot{\Omega}_k + \sin\Omega_k \sin I_k \cdot \dot{I}_k & \cos\Omega_k \sin I_k \cdot \dot{\Omega}_k + \sin\Omega_k \cos I_k \cdot \dot{I}_k \\ \cos\Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k & -\sin\Omega_k \cos I_k \cdot \dot{\Omega}_k - \cos\Omega_k \sin I_k \cdot \dot{I}_k & \sin\Omega_k \sin I_k \cdot \dot{\Omega}_k - \cos\Omega_k \cos I_k \cdot \dot{I}_k \\ 0 & \cos I_k \cdot \dot{I}_k & -\sin I_k \cdot \dot{I}_k \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

여기서 $\dot{\Omega}_k$ 와 \dot{I}_k 는 식 (4.24), (4.25)와 같다.

$$\dot{\Omega}_k = \dot{\Omega}_{REF} + \Delta\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e \quad (4.24)$$

$$\begin{aligned} \dot{I}_k &= [I_{0-n} + \dot{I}_{0-n} \cdot t_k + \delta I_k]' \\ &= \dot{I}_{0-n} + 2(C_{is-n} \cos 2\Phi_k - C_{ic-n} \sin 2\Phi_k) \cdot \dot{v}_k \end{aligned} \quad (4.25)$$

4. GPS 가속도 데이터

GPS 위성의 가속도를 얻기 위해서는 두 가지 변수가 추가로 필요하다. 회전행렬의 2차 미분값 \ddot{R}_i^e 와 궤도 반지름의 2차 미분값 \ddot{r}_{ECEF} 이다. 회전 변환 행렬의 2차 미분인 \ddot{R}_i^e 는 회전 변환 행렬 \dot{R}_i^e 의 각 요소를 미분함으로써 얻을 수 있다. \dot{I}_k 와 $\dot{\Omega}_k$ 는 0으로 두었다. 이는 CNAV ephemeris에 이들의 1차 미분값만 존재하기 때문이다. 이를 정리해서 \ddot{R}_i^e 를 구하면 식 (4.26)과 같다.

$$\ddot{R}_i^e = \begin{bmatrix} -\cos \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 & \sin \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 \cdot \cos I_k & -\sin \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 \cdot \sin I_k \\ -\sin \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 & -\cos \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 \cdot \cos I_k & \cos \Omega_k \cdot \dot{\Omega}_k^2 \cdot \sin I_k \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

궤도 반경의 2차 미분 $\ddot{r}_{CNAVorb}$ 는 식 (4.27)과 같다.

$$\ddot{\vec{r}} = -\frac{GM}{r^3} \cdot \vec{r} \quad (4.27)$$

여기서 G 는 만유 인력 상수이고 M 은 지구의 질량이다.

5. ECEF 에서 ECI 로 좌표 변환

우주 환경에서 GPS 수신기를 이용하는 LEO나 ISS (International Space Station)은 궤도 결정과 궤도 전파를 수행하기 위해서 ECI 좌표계에서의 데이터가 필요하다. 기존의 LNAV ephemeris 나 CNAV ephemeris를 이용하여 GPS 위성의 위치를 계산하면 ECEF (WGS-84 또는 ITRF) 좌표계에서의 좌표값이 구해진다. 기존의 LNAV를 이용해서 구한 ECEF 위치를 z 축을 중심으로 단순히 GAST (Greenwich Apparent Sidereal Time) 각만큼 회전해서는 정확한 ECI 좌표계에서의 좌표값을 얻을 수 없다. 단순 z 축 중심 회전 결과는 매우 부정확하여 궤도 결정과 같은 정밀성을 요구하는 응용 분야에서는 이용할 수 없다. 정확한 좌표 변환을 하기 위해서는 EOP 데이터를 활용한 정확한 좌표 변환 알고리즘을 적용하여야 한다. CNAV에서는 message type 32에 EOP 데이터가 실릴 예정이다. EOP와 관련된 인자값은 Table 4-1에 정리해 놓았다.

EOP 데이터를 활용한 정확한 좌표 변환을 위해서 IS-GPS-200F에서는 USNO (United States Naval Observatory)에서 발간한 Circular-179에서 제시한 좌표변환 알고리즘을 이용하기를 권고하고 있다 [52]. 정밀 좌표 변환에는 크게 3가지 알고리즘이 있는데 본 논문에서는 이 중에서 IAU-200A에 기반한 equinox-based transformation 알고리즘을 이용하였다.

Table 4-1 GPS CNAV EOP Parameters

Parameter	Description
t_{EOP}	EOP Data Reference Time
PM_X	X-Axis Polar Motion Value at Reference Time
\dot{PM}_X	X-Axis Polar Motion Drift at Reference Time
PM_Y	Y-Axis Polar Motion Value at Reference Time
\dot{PM}_Y	Y-Axis Polar Motion Drift at Reference Time
$\Delta UT1$	UT1-UTC Difference at Reference Time
$\Delta \dot{UT1}$	Rate of UT1-UTC Difference at Reference Time

Equinox-based transformation 알고리즘은 ECEF 좌표계 중 하나인 ITRF (International Terrestrial Reference Frame) 좌표계에서 ECI 좌표계 중 하나인 GCRF (Geocentric Celestial Reference Frame)로 좌표계로 변환할 수 있고 그 반대의 변환이 가능한 알고리즘이다. ECEF 좌표계와 ECI 좌표계는 하나의 특정한 좌표계가 아니라 여러 가지 좌표계가 존재하고 있다. 그 중에서 equinox-based transformation 알고리즘은 ITRF와 GCRF 좌표계 사이의 변환을 가능하게 한다. ITRF 좌표계의 경우 GPS 에서 이용하고 있는 WGS-84 좌표계와 2cm 이내에서 차이를 보이고 있어서 ITRF 와 WGS-84 좌표계를 동일하게 봐도 무방하다 [38]. GCRS (Geocentric Celestial Reference System)는 IAU 2000 resolution B1.3을 구체화한 것이고 GCRF는 GCRS를 실제로 구체화한 것이다. Equinox-based transformation 에는 5개의 순차 변환 행렬이 존재하는데 변환 행렬은 식 (4.28)과 같다.

$$\begin{aligned}
\bar{r}_{GCRS} &= [B][P][N][R_3(-GAST)][W]\bar{r}_{ITRS} \\
\bar{v}_{GCRS} &= [B][P][N][R_3(-GAST)]\{[W]\bar{v}_{ITRS} + \bar{\omega}_{\oplus} \times \bar{r}_{ITRS}\} \\
\bar{a}_{GCRS} &= [B][P][N][R_3(-GAST)] \\
&\quad \{[W]\bar{a}_{ITRS} + \bar{\omega}_{\oplus} \times \bar{\omega}_{\oplus} \times \bar{r}_{ITRS} + 2\bar{\omega}_{\oplus} \times \bar{v}_{ITRS}\} \\
\omega_{\oplus} &= 7.292115146706979 \times 10^{-5} \left\{ 1 - \frac{\text{Length of Day}}{86400} \right\}
\end{aligned} \tag{4.28}$$

여기서 :

B 는 frame bias matrix

P 는 precession matrix

N 는 nutation matrix

$R_3(-GAST)$ 는 sidereal ration matrix

W 는 polar motion matrix

식 (4.28)은 정밀 좌표 변환을 요약한 것으로 자세한 구현 과정 보다 수식은 Circular-179와 Vallado (2001)에 나와 있다. 이를 참고하여 이용하도록 하고 본 논문에서는 자세한 수식 전개와 설명은 이로 대체하도록 한다.

5장. GNSS 측정치 생성

1. 측정치 생성 개요

본 논문에서는 GNSS 신호 고장 검출과 제거에 관한 알고리즘을 제시하고 이의 성능을 검증하기 위해서 GNSS 신호를 시뮬레이션하여 이용하였다. 제안된 알고리즘을 검증하기 위해서는 실제 GEO 위성에서 수집된 GNSS 신호를 이용하는 것이 가장 확실한 방법이지만 GEO 위성에서 GNSS 신호를 수집하는 방안이 어려움이 많고 다양한 상황에 대한 테스트를 수행할 수 없다는 점 때문에 GNSS 시뮬레이션 데이터를 이용하도록 하였다.

GNSS 시뮬레이션 데이터를 생성하는 방식은 크게 하드웨어 기반 시뮬레이터를 이용하는 방식과 소프트웨어 기반 시뮬레이터를 이용하는 방식으로 나눌 수 있다. 하드웨어 기반의 시뮬레이터와 소프트웨어 기반의 시뮬레이터에 대한 구성상의 비교를 Figure 5-1에 나타내었다. 하드웨어 기반의 시뮬레이터와 소프트웨어 기반의 시뮬레이터는 기본적인 구성에서 큰 차이는 없으면 단지 실제 신호를 RF 신호 형태로 생성하느냐 아니면 IF (intermediate frequency) 수준에서 샘플링된 데이터로 생성하느냐의 차이를 가질 뿐이다. 하드웨어 기반의 시뮬레이터는 실제 하드웨어 수신기를 테스트하기 위한 RF 신호를 생성하는데 반해서 소프트웨어 시뮬레이터는 하드웨어 수신기의 RF 처리단에서 신호를 수신하여 이를 처리하여 샘플링

한 데이터를 생성한 단계에 해당하는 데이터를 만드는 차이를 가진다. 이를 제외한 시나리오 구성, 사용자의 위치 계산, GNSS 위성의 위치 계산, 신호 오차 모델링, 신호 가시성, 신호의 강도 계산 부분은 동일하며 이를 단지 나타낼 때 RF 신호로 나타내느냐 아니면 IF 샘플링 데이터로 나타내느냐의 차이를 가질 뿐 근본적인 데이터 생성 구조는 동일하다고 할 수 있다 [53, 54].

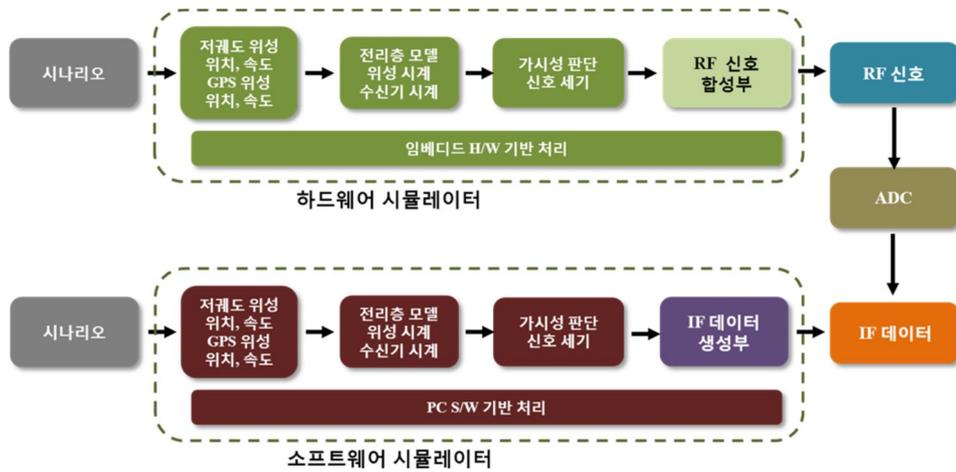


Figure 5-1 Comparison of H/W and S/W based simulator

시뮬레이터 개발과정과 활용 측면에서는 두 방식에서 큰 차이를 보인다. 두 시뮬레이터의 방식을 Table 5-1에 요약하였다. H/W 시뮬레이터는 개발 과정에서 RF 처리부와 신호 처리단 등 하드웨어 관련 부분을 제작하여야 하는 관계로 개발 과정에서 어려움이 크지만 S/W 시뮬레이터는 PC 기반에서 소프트웨어 적으로 이를 처리하기 때문에 개발이 용이하고 개발과정이 빠르다는 장점이 있다. H/W 시뮬레이터는 장비 개발에 많이 비용이 들어가

는데 반해서 S/W 시뮬레이터는 이러한 비용이 발생하지 않기 때문에 개발 비도 적게 소요된다. H/W 시뮬레이터는 시스템의 확장성에서도 어려움이 있다. H/W 시뮬레이터는 새로운 주파수의 신호를 추가하기 위해서 하드웨어 장비를 교체하거나 추가하는 등의 절차가 필요하지만 S/W 시뮬레이터는 이러한 과정이 필요하지 않고 단지 새로운 신호에 대한 개발 알고리즘과 신호 생성 모듈 소프트웨어의 추가만으로 이를 해결할 수 있다. 이러한 장점이 있는데 반해서 S/W 시뮬레이터는 H/W 수신기와 직접 연동하여 테스트를 수행할 수 없다는 단점이 존재한다.

Table 5-1 Comparison of H/W and S/W simulator's characteristics

특징	H/W 시뮬레이터	S/W 시뮬레이터
개발 용이성	개발 어려움	개발 용이
개발 비용	장비 개발 비용 큼	비용 적음
신호 확장성	확장이 어렵거나 추가 비용 발생	확장 용이
H/W 수신기와 연동	연동 가능	연동 불가

본 논문에서는 알고리즘 검증을 위해서 소프트웨어 기반의 시뮬레이터를 개발하였다. 시뮬레이터는 크게 수신기와 GNSS 위성의 위치 계산 부분, 신호 오차 모델링 부분, 측정치 생성부의 세 부분으로 구성된다. 위치 계산 부분에서는 GEO 위성의 위치를 정밀 궤도 전파를 통해서 생성하였다. 여기에는 GEO 위성의 고도를 고려하여 geopotential, third-body attraction, solar radiation pressure를 반영하였고 이를 통해서 구해진 GEO 위성의 위치를 Sagnac effect, Sagnac-like effect를 반영하여 상대거리와 상대 속

도를 생성하였다. 리와 상대 속도를 생성하였다. 신호 오차 모델링 부분에서는 GPS 신호가 GPS 위성 안테나에서 GEO 위성 수신기까지 도달하는 동안 거치게 되는 오차를 반영하였는데 여기에는 GPS 위성 시계 오차와 수신기 시계 오차, 전리층 오차, 상대성 효과, 신호 강도를 포함하였다. 측정치 생성부에서는 의사거리와 도플러를 생성하는데 본 논문에서는 IF 샘플링 데이터까지는 생성하지 않고 항법해 계산부에서 처리할 의사거리와 도플러까지만 생성하여 이용하였다.

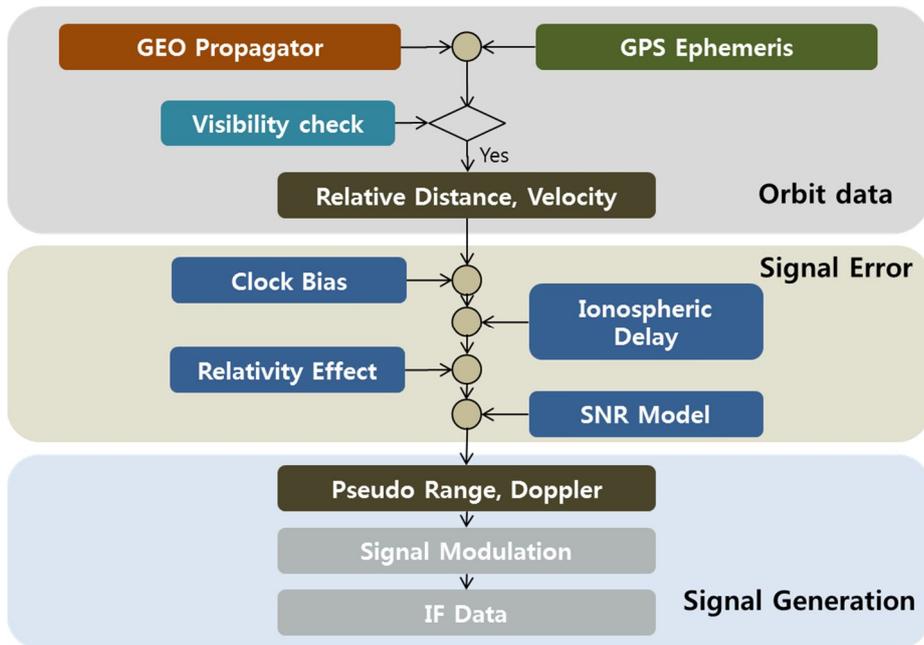


Figure 5-2 Data processing flow diagram

S/W 시뮬레이터에서는 최종적으로 각 GPS 위성별로 의사거리와 의사거리변화율로 이루어진 측정치를 생성한다. 이때 생성되는 측정치는 식(5.1)과

같다 [46, 55, 56].

$$\begin{aligned}\rho &= |\vec{r}_T(TX) - \vec{r}(RX)| + \delta_{iono} + \delta_{trop} + \delta_{rel} + c \cdot \delta t_R - c \cdot \delta t_T + f + n \\ &= |\vec{r}_T(RX - \tau) - \vec{r}(RX)| + \delta_{iono} + \delta_{trop} + \delta_{rel} + c \cdot \delta t_R - c \cdot \delta t_T + f + n\end{aligned}\quad (5.1)$$

여기서 \vec{r}_T 는 GPS 위성의 위치 벡터, \vec{r} 는 수신기 위치 벡터, τ 는 신호가 GPS 위성에서 수신기까지 도달하는데 걸리는 시간, δ_{iono} 는 전리층 지연 오차, δ_{trop} 는 대류층 지연 오차, δ_{rel} 는 상대성 효과에 의한 오차, c 는 빛의 속도, TX는 신호 전송 시간, RX는 신호 수신 시간, δt_R 는 수신기 시계 오차, δt_T 는 GPS 위성 시계 오차, f 는 신호 고장, n 는 가우시안 잡음을 나타낸다.

의사거리 변화율도 앞의 방법과 비슷하게 모델링할 수 있다. 의사거리 변화율에 관한 모델링 식은 다음과 같다.

$$\dot{\rho}_C = \hat{e} [\vec{v}_T(RX - \tau) - \vec{v}(RX)] + \dot{\delta}_{iono} + \dot{\delta}_{trop} + \dot{\delta}_{rel} + c \cdot \dot{\delta}t_R - c \cdot \dot{\delta}t_T + \dot{f} + n \quad (5.2)$$

$$\hat{e} = \frac{\vec{r}_T(RX - \tau) - \vec{r}(RX)}{|\vec{r}_T(RX - \tau) - \vec{r}(RX)|} \quad (5.3)$$

여기서 \vec{v}_T 는 GPS 위성의 속도 벡터, \vec{v} 는 수신기의 위치 벡터, \hat{e} 는 수신기에서 GPS 위성으로 향하는 단위 방향 벡터, n 는 가우시안 잡음이다.

2. 상대 거리

의사거리 측정치 모델식 (5.1)에서 가장 중요하면서도 크기가 큰 값을 차지하는 요소는 첫째 항인 GPS 위성과 수신기 사이의 기하학적 상대거리이다. GPS 위성과 수신기 사이의 상대적인 거리는 단순히 GPS 위성의 위치와 수신기 위치 사이의 절대 거리를 계산하면 되는 것으로 생각하기 쉽고 또한 대다수의 논문들에서 설명하고 있는 의사거리 수식에서도 간단하게 모델링 되어 있지만 실제 정확한 계산을 위해서는 중요한 몇 가지 사항들을 반드시 고려해야만 한다. 상대 거리는 기본적으로 GPS 위성의 위치와 수신기 안테나 사이의 거리 값이지만 신호가 이동하는 시간 동안 수신기의 위치 변화 때문에 발생하는 Sagnac effect와 GPS 시스템에서 이용하는 ECEF 좌표계를 이용하면서 발생하는 Sagnac-like effect를 보상해줘야 한다 [56-67].

신호가 GPS 위성에서 출발하여 수신기까지 이동하는 동안 GEO 위성에 장착된 수신기는 고정되어 있지 않고 움직이게 된다. 그래서 신호가 GPS 위성에서 출발하는 TX 시간에서의 수신기 위치인 $\vec{r}(TX)$ 가 아닌 $\vec{r}(RX)$ 를 상대 거리 계산에 이용해야 정확한 상대거리를 측정할 수 있다. 이러한 현상을 설명하는데 있어서 지상에서 차량이나 항공기에서 이용되는 수신기의 경우 GPS 위성의 관점에서 볼 때는 TX 시간에서 송출된 신호가 TX 시간에서의 수신기의 위치가 아닌 RX 시간에서의 위치에서 수신되는 것으로 볼 수 있다. 이 경우 수신기의 위치 변화는 차량이나 항공기의 자체 속도에 의한 변화는 크지 않고 지구의 자전에 의한 위치 변화가 주요한 요인이 된다. 이를 Sagnac effect로 지칭하여 설명을 하기도 한다 [63, 64, 67]. 그러나 이는 엄밀히 말하자면 Sagnac effect로 지칭하기 보다 지구의 자전에 의한 수신기의 위치 변화로 해석하는 것이 더욱 정확한 표현이다. 이는 위성에서

이용되는 수신기의 경우 Sagnac effect가 발생하지 않지만 위성의 속도에 의한 위치 변화는 일어나기 때문에 이를 통합하여 지칭하는 것은 수신기의 위치 변화로 하는 것이 일반적이고 하나의 식으로 표현이 가능하기 때문이다.

Sagnac effect에 대해서 TX 시간에서의 GPS 위성의 관점에서 자세히 살펴해보도록 하자. Figure 5-3에는 GPS 위성에서 신호가 송출되어 수신기로 이동하는 동안 수신기의 움직임으로 인해서 신호의 이동 거리가 변화하는 것을 설명하고 있다. 이를 수식으로 나타내면 식 (5.4)와 같다.

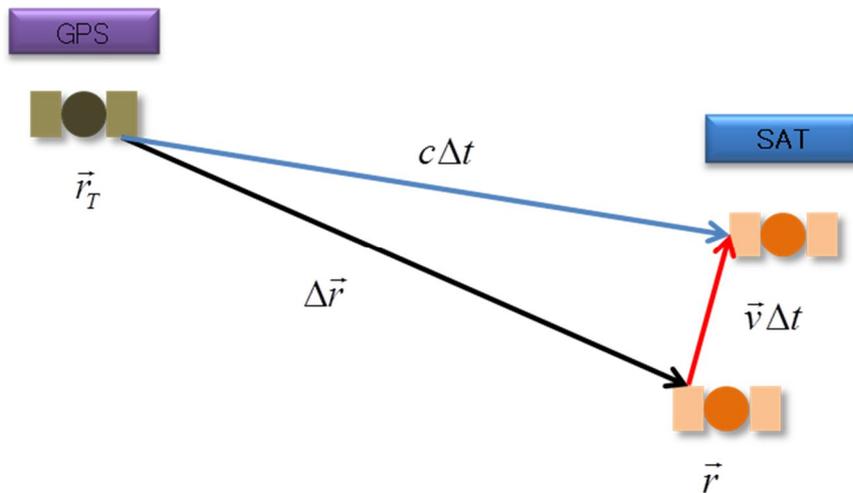


Figure 5-3 Position change of a receiver while signal transmission

$$\begin{aligned}
 c\Delta t &= |\vec{r}_T(TX) - (\vec{r}(TX) + \vec{v}(TX)\Delta t)| \\
 &= |\Delta\vec{r}(TX) - \vec{v}(TX)\Delta t| \quad (5.4) \\
 \Delta\vec{r} &= \vec{r}_T(TX) - \vec{r}(TX)
 \end{aligned}$$

여기서 \bar{v} 는 수신기의 속도이고 Δt 는 신호가 이동하는데 걸리는 시간이다. TX 시간에서 신호가 순간적으로 이동하여 수신기에 도달할 경우에는 이동 거리가 $\Delta\bar{r}$ 이 되지만 수신기의 속도로 인해서 신호가 이동하는 동안 수신기의 위치 변화 ($\bar{v}\Delta t$)가 일어나고 이로 인해서 신호의 이동 거리는 $\Delta\bar{r}$ 이 아닌 $c\Delta t$ 가 된다. 이를 근사화하여 $\Delta\bar{r}$ 과 이외의 항으로 분리하면 식 (5.5)와 같다 [63, 67]

$$\begin{aligned}
 c\Delta t &\approx \sqrt{\Delta\bar{r}(TX)^2 + 2\Delta\bar{r}(TX) \bar{v}(TX)\Delta t} \\
 &= |\Delta\bar{r}(TX)| + \frac{\Delta\bar{r}(TX) \bar{v}(TX)\Delta t}{|\Delta\bar{r}(TX)|} \\
 \Delta t &= \frac{|\Delta\bar{r}(TX)|}{c} + \frac{\Delta\bar{r}(TX) \bar{v}(TX)}{c^2}
 \end{aligned} \tag{5.5}$$

이때, 수신기가 지구에서 사람, 차량, 항공기 등에 이용되는 경우로 가정하면 속도의 대부분은 지구 자전에 의해서 발생한다. 이는 신호가 GPS 위성에서 지상까지 이동하는데 걸리는 시간이 0.067초 정도이기 때문이다. 지구 자전에 의한 속도는 식 (5.6)과 같이 나타낼 수 있다. 이를 식 (5.5)에 대입하면 식 (5.7)과 같이 정리된다. 이때 식(5.8)을 지구 자전 축에 수직인 평면을 GPS 위성을 중심으로 해서 수신기가 이동하면서 쓸어가는 면적으로 설명하기도 한다 [67]. 그러나 이는 전적으로 지상에서 이용되는 수신기에 한정된 설명으로 위성을 포함한 모든 수신기의 경우에 대한 일반적인 설명으로 삼기에는 무리가 있다. 위성의 경우 속도는 지구 자전에 의해서 발생하지 않기 때문이다.

$$\bar{v} = \Omega_e \times \bar{r} \tag{5.6}$$

$$\Delta t_{Sagnac} = \frac{(\vec{r}_B - \vec{r}_A) \cdot \Omega_e \times \vec{r}}{c^2} = \frac{\vec{r}_T \times \vec{r} \cdot \Omega_e}{c^2} = \frac{2\Omega_e}{c^2} \cdot \frac{\vec{r}_T \times \vec{r}}{2} \quad (5.7)$$

$$\vec{A} = \frac{\vec{r}_T \times \vec{r}}{2} \quad (5.8)$$

앞에서는 TX 시간에서 GPS 위성의 관점에서 Sagnac effect를 설명하였으나 실제 수신기에서 신호를 처리하고 항법해를 계산할 때는 TX 시간이 아닌 신호를 수신하는 RX 시간을 기준으로 한다. 이는 각 GPS 위성에서 신호를 전송하는 TX 시간을 기준으로 항법해를 계산할 경우 공통된 시계 오차 항이 없고 측정치가 생성되는 시간이 제 각각으로 달라지기 때문에 RX에 수신되는 의사거리 측정치로 통일하기 위해서이다. 이 때문에서 시물 레이터에서도 RX 시간에서 수신되는 의사거리 측정치를 생성해야 한다. TX 시간이 아닌 RX 시간에서 수신기를 기준으로 해서 신호의 이동 시간에 따른 GPS 위성의 위치 변화를 나타낸 것이 Figure 5-4이다.

수신기의 관점관점 볼 때 RX 시간에 도달한 신호는 RX 시간에서의 GPS 위성의 위치가 아닌 TX 시간에서 GPS 위성의 위치에서 전송된 것이다. 이 때문에 상대 거리 계산에 식 (5.1)을 이용해야 한다. GPS 위성의 속도를 이용해서 RX 시간을 기준으로 이동 거리를 다시 표현하면 식 (5.9)와 같다.

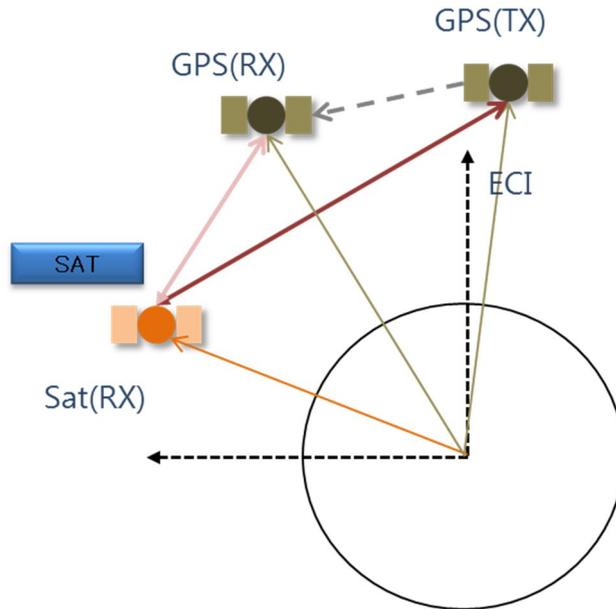


Figure 5-4 Position change of GPS satellites while signal passing

$$\begin{aligned}
 c\Delta t &= |(\vec{r}_T(RX) - \vec{v}_T(RX)\Delta t) - \vec{r}(RX)| \\
 &= |\Delta\vec{r}(RX) - \vec{v}_T(RX)\Delta t| \quad (5.9) \\
 \Delta\vec{r}(RX) &= \vec{r}_T(RX) - \vec{r}(RX)
 \end{aligned}$$

TX 시간에서의 GPS 위성의 위치를 구하는 방법은 식 (5.9)을 이용하여 RX 시간에서의 GPS 위성의 속도를 이용해서 TX 시간에서의 GPS 위성의 위치를 한번에 계산하는 방법과 iteration 기법을 이용하여 TX 시간에서의 GPS 위성의 위치를 계산하는 방법이 있다. Iteration 기법을 이용해서 TX 시간에서 GPS 위성의 위치를 계산하는 방법은 Figure 5-5에 나타나 있다. 방법은 가장 먼저 RX 시간에서의 사용자 위치와 이에 대응하는 RX 시간에

서의 GPS 위성의 위치를 계산한다. 여기서 계산된 두 위치를 이용해서 일차적으로 상대거리를 계산하고 이를 빛의 속도로 나눈 값을 신호 이동에 따른 시간 지연값 dt_1 으로 정한다. GPS 위성의 위치는 RX 시간에서의 위치가 아닌 시간 지연값 이전의 위치이므로 이를 보정한 $(RX - dt_1)$ 시간에서의 GPS 위성의 위치를 계산하고 새롭게 계산된 GPS 위성의 위치와 수신기의 위치를 이용하여 다시 dt_2 를 계산하는 방식으로 TX 값을 추정해 나간다. 이렇게 추정하면서 더 이상 시간 업데이트 값이 기준 값보다 크지 않으면 중단한다. 대체로 이 과정을 통해서 3회 정도만 수행하면 충분히 정확한 값을 얻을 수 있다.

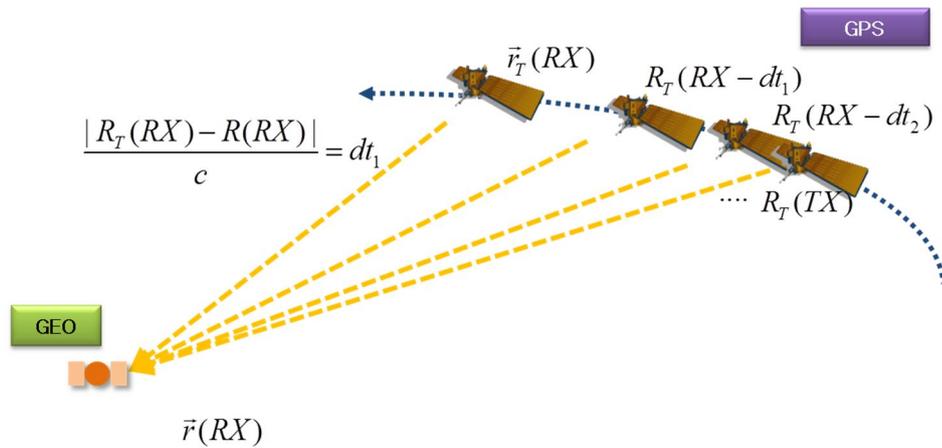


Figure 5-5 Calculation of GPS satellite's position at TX time

상대거리를 계산하는데 있어서 Sagnac effect 외에 Sagnac-like effect도 고려하여야 한다. 의사거리 모델식에서 상대적 거리는 기본적으로 ECI 좌표계 기준으로 수신기와 GPS 위성의 위치를 이용하여 계산한다 [31, 59]. 즉,

식 (5.1)에서 수신기의 위치와 GPS 위성의 위치는 GPS 에서 사용하는 ECEF 좌표계 (또는 WGS-84)가 아닌 ECI 좌표계에서의 위치를 의미한다. 이를 식으로 다시 정리하면 식(5.10)와 같다. 여기서 지칭하는 ECI 좌표계는 GCRF나 J2000과 같은 특정한 ECI 좌표계를 지칭하는 것이 아니다. 이는 어떤 ECI 좌표계를 이용하여도 상대 거리에는 상관이 없기 때문이다. 다만 이때 수신기와 GPS 위성의 위치는 동일한 ECI 좌표계에서 표현되어야 한다.

$$\begin{aligned} d &= |\vec{r}_T(RX - \tau) - \vec{r}(RX)| \\ &= |\vec{r}_{ECI_T}(RX - \tau) - \vec{r}_{ECI}(RX)| \end{aligned} \quad (5.10)$$

GPS 에서 이용하는 기준 좌표계는 WGS-84로 ECEF 좌표계의 일종이다. 정밀한 ECI 좌표계를 이용하기 위해서는 J2000 이나 GCEF 좌표계 등을 이용해야 하지만 신호가 전송되는 시간 동안의 좌표 회전을 보상하기에는 불필요하게 복잡하기 때문에 식 (5.11)과 같이 단순 z축 회전 변환을 이용하는 것만으로도 상대거리를 계산하기에는 충분하다. 식 (5.11)에서는 RX 시간의 ECEF를 고정하여 ECI로 설정하고 GPS 위성의 위치를 고정된 ECEF 좌표계로 표현하여 상대거리를 계산한다.

$$\begin{aligned} d &= |\vec{r}_{ECI_T}(RX - \tau) - \vec{r}_{ECI}(RX)| \\ &= |R_Z(\omega_e \tau) \vec{r}_{ECEF_T}(RX - \tau) - \vec{r}_{ECEF}(RX)| \end{aligned} \quad (5.11)$$

Sagnac-like effect를 시각적으로 설명한 것이 Figure 5-6과 Figure 5-7이다. Figure 5-6는 공간상에서 정지된 가상의 사용자 위성과 GPS 위성들

표시하였다. ECI 좌표계에서 보면 정지된 위성이지만 ECEF 좌표계에서 관측했을 때는 위성의 위치에 변화가 있다. ECEF 좌표계에서 두 위성을 관측했을 때 ECEF(TX)나 ECEF(RX)에서 x축에 대해서 각도의 변화는 있으나 두 위성이 이루는 각은 동일하다. 상대거리 계산에서 GPS 위성의 위치는 ECEF(TX)에서 계산하고 사용자 위성의 위치는 ECEF(RX)에서 계산하면서 문제가 발생한다. 두 위성의 위치를 하나의 ECEF에서 겹쳐서 나타내면 Figure 5-7와 같다. GPS 위성의 위치는 고정되어 있지만 ECEF 좌표계가 회전하면서 RX 시간의 ECEF 좌표계에서 관측했을 때 상대적으로 GPS 위성의 위치가 이동한 것처럼 관측된다. 따라서 이를 식 (5.11)과 같이 보상하여야지만 정확한 상대거리가 계산된다 [68, 69]. 이 방법을 이용하거나 아니면 두 위성의 위치를 모두 정확한 ECI 좌표계로 변환하여 식 (5.4)를 이용하여도 된다.

Sagnac effect와 Sagnac-like effect를 모두 동시에 보상하여 상대거리를 구하는 과정은 앞서 설명한 Sagnac effect를 iteration 기법을 이용하여 보상하는 과정과 동일하다. 다만 GPS 위성의 위치를 계산할 때 앞서 Sagnac effect를 보상하는 과정에서는 ECI 좌표계로 변환하는 과정이 생략되었었는데 여기서는 ECI 좌표계로 변환하는 부분이 포함된다는 점만 차이가 있다.

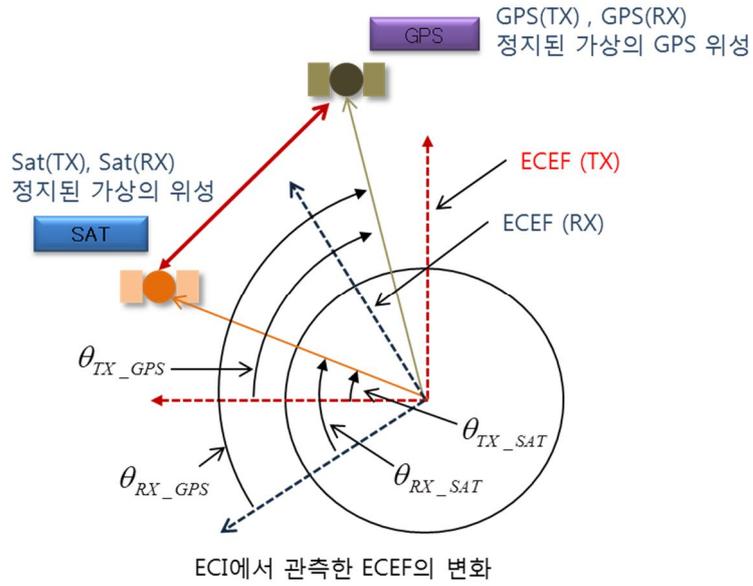


Figure 5-6 Saganc like effect view from ECEF coordinate

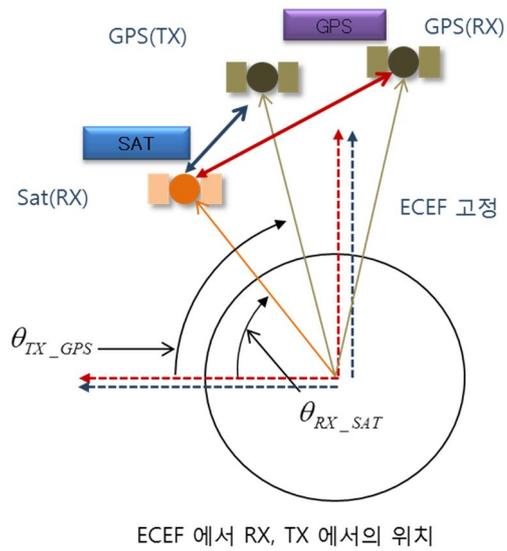


Figure 5-7 Sagnac-like effect view from ECI coordinate

3. 가시성 판단

GEO 위성에서 수신되는 GPS 신호를 시뮬레이션할 때는 GPS 위성이 관측되는 조건을 만족하는 GPS 위성에 대해서만 신호를 생성하여야 한다. 그렇지 않을 경우 지구에 의해서 가려지는 위성에 대해서도 신호를 생성하는 잘못된 시뮬레이션을 수행하게 된다. GEO 위성에서 GPS 신호를 수신할 수 있는지에 대한 판단은 GEO 위성의 위치, GPS 위성의 위치, GPS 위성 안테나의 최대 송출각, 수신기 안테나의 최대 수신각, 지구의 반지름, 수신되는 신호의 강도 등을 고려해서 한다. GPS 위성의 가시성에 대한 분석은 기하학적인 부분만 아니라 수신되는 신호의 강도를 고려해서 신호의 강도가 수신기가 신호 획득과 추적을 할 수 있을 때만 GPS 위성이 관측된다고 할 수 있다. 그러나 본 연구에서는 수신되는 신호의 강도가 낮더라도 수신기에 따라서 이를 처리할 수 있는 성능이 다 다르기 때문에 기하학적인 가시성 조건만 결정하고 신호의 강도에 따른 가시성 여부는 따로 판단하도록 하였다. 이에 따라서 기하학적인 조건을 만족하는 경우에 대해서 모든 GPS 위성에 대해서 신호가 관측된다고 판단하고 신호의 강도를 계산하였다.

기하학적인 조건에 의한 GEO 위성에서 GPS 위성의 신호 수신 조건은 Figure 5-8에 나타난 것과 같다. 가시성을 판단하는데 요소로 가장 먼저 GPS 위성의 최대 송출각 β_i 를 고려해야 한다. β_i 는 GPS 신호가 방사되는 최대 각으로 이를 넘어서는 신호가 더 이상 전송되지 않는다고 가정하였다. β_i 를 결정할 때는 GPS 위성의 송출각에 따른 안테나 패턴을 고려하였고 side lobe 신호를 벗어나는 각을 최대각으로 설정하였다. 이는 각 GPS 위성별로 다른데 본 논문에서는 편의상 안테나 gain인 20dB가 되는 지점인 40° 로 설정하였다. 다음으로는 GPS 신호 수신에 가장 큰 장애가 되는 지구에 의한 신호 가림 조건을 반영하였다. 지구의 반지름이 R_{Earth} 인 경우 지

구에 의한 GPS 위성의 신호 차단각은 식 (5.12)와 같다. 그리고 GPS 위성에서 GEO 위성으로 전송되는 신호와 GPS 위성에서 지구 중심을 향하는 벡터 사이의 각은 식 (5.13)와 같다. 이때 GPS 안테나의 중심은 지구의 중심을 향한다고 가정하였다.

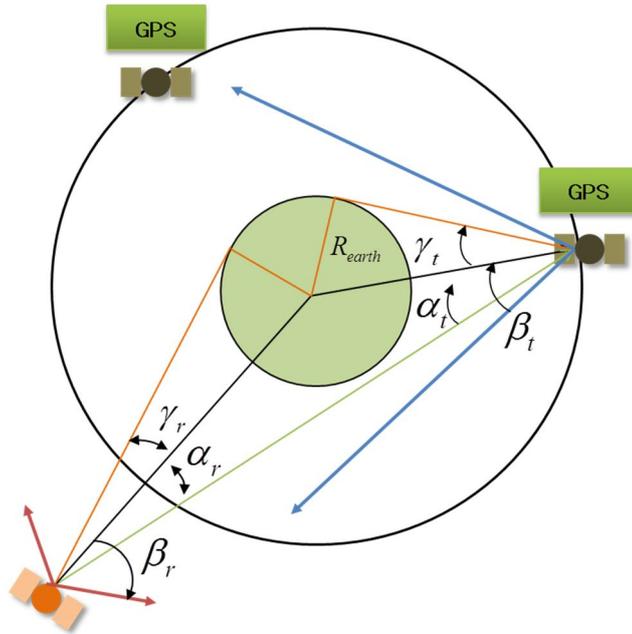


Figure 5-8 Visibility condition of GPS Signal at GEO

$$\gamma_t = \tan^{-1} \left(\frac{R_{Earth}}{|\vec{r}_t|} \right) \quad (5.12)$$

$$\alpha_t = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{r}_t \cdot (\vec{r}_t - \vec{r})}{|\vec{r}_t| |\vec{r}_t - \vec{r}|} \right) \quad (5.13)$$

GEO 위성에서 GPS 신호가 관측되기 위해서는 수신되는 신호가 지구에 의해서 가려지지 않고 수신기 안테나의 최대 수신각 이내로 들어와야만 한다. GEO 위성에서 지구에 의한 가림각은 앞과 비슷한 방식으로 식 (5.14)를 이용해서 계산할 수 있다. 지구에 의한 가림각은 수신기에서 omnidirectional 안테나를 사용한다는 가정하에 80°로 설정하였다. 그리고 이때 수신기의 안테나가 향하는 방향은 지구 중심으로 설정하였다. 수신기에 수신되는 GPS 신호와 수신기의 안테나 법선 벡터가 이루는 각은 식 (5.15)를 이용해서 계산할 수 있다.

$$\gamma_r = \tan^{-1} \left(\frac{R_{Earth}}{|\vec{r}_r|} \right) \quad (5.14)$$

$$\alpha_r = \cos^{-1} \left(\frac{\vec{r} \cdot (\vec{r} - \vec{r}_t)}{|\vec{r}| |\vec{r} - \vec{r}_t|} \right) \quad (5.15)$$

앞에서 계산한 GPS 위성과 GEO 위성에서의 지구에 의한 가림각과 송출되는 신호각, 수신되는 신호각, 최대 송출각 그리고 최대 수신각을 모두 고려하여 GPS 위성의 관측 여부를 판단할 수 있다. 이를 종합하면 식 (5.16)과 같다. 즉, 송출되는 신호는 지구에 의한 가림각보다 커야 하고 GPS 안테나의 최대 송출각 보다 작아야 한다. 그리고 수신되는 GPS 신호는 지구에 의한 가림각 보다 커야 하며 수신 안테나의 최대 수신각보다 작아야 한다.

$$((\gamma_t < \alpha_t) \& (\alpha_t < \beta_t)) \& ((\gamma_r < \alpha_r) \& (\alpha_r < \beta_r)) \quad (5.16)$$

본 논문 연구에서는 앞에서의 식을 이용해서 GPS 위성의 가시성을 판단

하지만 이에 대한 최종 판단에 정확성을 높이기 위해서 3차원으로 가시성을 판단할 수 있도록 하였다. Figure 5-9에는 3차원에서 지구, GPS 위성, GEO 위성을 표시하였다. 그림에서 가운데 있는 구는 지구를 나타내고 빨간 원은 가시성이 확보된 GPS 위성, 파란 원은 보이지 않는 GPS 위성, 자주색 원은 GEO 위성을 나타내고 있으며 숫자는 GPS 위성의 PRN 이고 지구의 크기와 각 위성의 위치는 1:1 스케일로 표시되었다. GEO에서 관측될 수 있는 GPS 위성은 지구 바로 반대편은 제외하고 그 주변에 콘 형태로 분포하고 있는 것을 확인할 수 있다. 3차원 가시화를 통해서 각 GPS 위성의 가시성을 시각적으로 확인할 수 있도록 하여 이중 검증 절차를 통하여 시뮬레이션의 정확도를 높이도록 하였다.

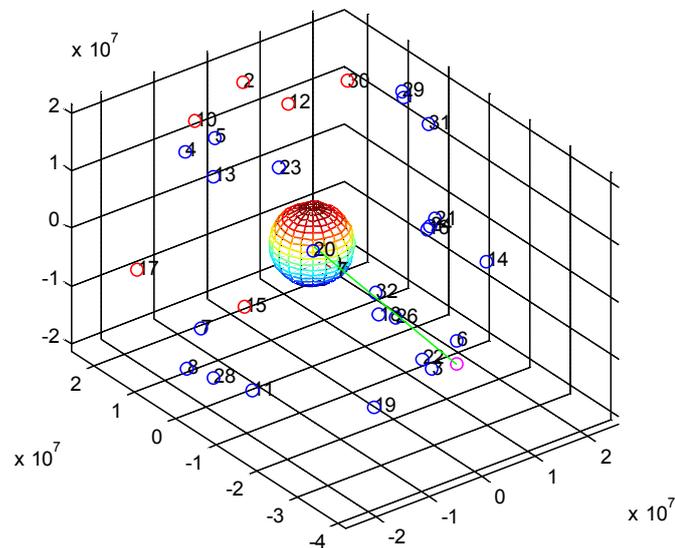


Figure 5-9 3D display of visible GPS satellites and GEO

4. 상대성 효과

GPS 위성과 GEO 위성은 지표 근처가 아닌 우주 공간에서 특정 궤도를 돌고 있다. 우주 공간과 특정 궤도를 공전하고 있다는 특성으로 인해서 GPS 위성과 GEO 위성에서는 상대성 효과가 발생한다 [56, 57, 61, 64, 66, 69]. 위성에 작용하는 상대성 효과에는 여러 가지가 있지만 그 중에서 속도와 중력장에 의해서 발생하는 상대성 효과의 영향이 가장 크다 [56, 63, 64]. 속도에 의해서 발생하는 상대성 효과는 ‘time dilation’으로 지칭하고 중력장에 의해서 발생하는 상대성 효과는 도플러에 관해서는 ‘gravitational redshift’로 지칭한다. 속도에 의한 상대성 효과는 지표상의 geoid와 비교하여 위성의 상대적인 속도 차이에 의해서 발생하는 것이고 중력장에 의한 상대성 효과는 지구 중심에 대한 위성의 거리에 따른 중력장의 변화와 지구 중력장 불규칙성에 의해서 발생하는 것이다. 이 두 가지 요소를 반영하여 GPS 위성에서 발생하는 상대성 효과에 의한 시간 지연 오차를 정리하면 식 (5.17)과 같다.

$$\int_{path} dt = \int_{path} d\tau \left[1 - \frac{\Phi - \Phi_0}{c^2} + \frac{v^2}{2c^2} \right] \quad (5.17)$$

여기서 t 는 지구 geoid에서 관측한 시간, τ 는 GPS 위성에서 관측한 시간이고 Φ 는 GPS 위성의 유효 gravitational potential, Φ_0 는 geoid에서의 기준 gravitational potential이고 v 는 GPS 위성의 속도이다.

시간의 기준값은 항상 지상의 geoid상에 존재하는 원자 시계의 시간 값이다 [56]. 식 (5.17)에 나타난 바와 같이 GPS 위성에서의 흘러가는 시간은 지상의 geoid에서의 기준 시간 값과 다르다. 이를 보상하지 않을 경우에

는 신호의 출발 시간과 도착 시간을 이용해서 거리를 측정하는 GNSS 방식에서 출발 시간의 오차를 유발하게 되어 결과적으로 측정된 거리 오차로 나타난다. 이러한 문제점을 해결하기 위해서 GPS 위성 시계는 기본적으로 상대성 효과에 대한 시계 오차의 보상이 이루어져 있다. 이에 대한 과정을 살펴보도록 한다. 우선 식 (5.17)에서 Φ 는 다음 식 (5.18)과 같이 근사화할 수 있다.

$$\Phi = \frac{GM}{r} \quad (5.18)$$

다음으로 GPS 위성의 속도와 관계된 항은 중력장에 대한 궤도의 에너지 보존 법칙을 이용한다. 궤도의 에너지 보존의 법칙은 식 (5.19)와 같다.

$$\frac{1}{2}v^2 - \frac{GM}{r} = -\frac{GM}{2a} \quad (5.19)$$

여기서 a 는 semi-major axis이다.

식 (5.18)과 (5.19)를 (5.17)에 대입하여 정리하면 다음 식 (5.20)과 같다.

$$\Delta t = \int_{path} d\tau \left[1 + \frac{3GM}{2ac^2} + \frac{\Phi_0}{c^2} - \frac{2GM}{c^2} \left(\frac{1}{a} - \frac{1}{r} \right) \right] \quad (5.20)$$

식 (5.20)에서 $\frac{3GM}{2ac^2} + \frac{\Phi_0}{c^2} = -4.4647 \times 10^{-10}$ 는 GPS 위성의 궤도 반경의 변화에 상관없이 고정된 값으로 GPS 위성에 탑재된 원자 시계에는 이 값이 제품 제작 단계부터 보상되어 있다 [56]. 최종적으로 GPS 위성에 이용

되는 시계의 동작 주파수는 식 (5.21)과 같다.

$$(1 - 4.4647 \times 10^{-10}) \times 10.23 \text{ MHz} = 10.229\,999\,995\,43 \text{ MHz} \quad (5.21)$$

앞서 식 (5.20)에 의해서 GPS 위성의 반경의 변화와 상관없는 고정된 시계 오차 값을 보상하였지만 나머지 항에 대한 보상은 되지 않았다. 이를 보상하는 과정을 살펴보자. 시간에 따른 eccentric anomaly 사이의 관계는 식 (5.22)와 같다.

$$E - e \sin E = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} (t - t_0) \quad (5.22)$$

이를 활용하여 시간의 변화와 eccentric anomaly 변화 사이의 관계를 구하면 다음 식 (5.23)과 같다.

$$\frac{dE}{dt} = \frac{\sqrt{GM/a^3}}{1 - e \cos E} \quad (5.22)$$

식 (5.20)에서 시계 오차를 보상하고 남은 항에 대한 보상 방법을 살펴보자. 우선 (5.20)에서 오차를 보상하고 남은 항은 다음 식 (5.23)과 같다. 여기서 $ds/c \approx dt$ 의 조건을 이용하였다 [56, 66].

$$\begin{aligned}
\int \left[\frac{2GM}{c^2} \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{a} \right) \right] \frac{ds}{c} &\approx \frac{2GM}{c^2} \int \left(\frac{1}{r} - \frac{1}{a} \right) dt \\
&= \frac{2GM}{ac^2} \int dt \left(\frac{e \cos E}{1 - e \cos E} \right) \\
&= \frac{2\sqrt{GMa}}{c^2} e (\sin E - \sin E_0) \\
&= + \frac{2\sqrt{GMa}}{c^2} e \sin E + \text{const}
\end{aligned} \tag{5.23}$$

식 (5.22)에서 $\left(\frac{1}{r} - \frac{1}{a} \right)$ 는 식 (5.24)과 (5.25)를 이용하여 구한 값을 대입한다.

$$r = a(1 - e \cos E) \tag{5.24}$$

$$\frac{1}{r} - \frac{1}{a} = \frac{e \cos E}{a(1 - e \cos E)} \tag{5.25}$$

식 (5.23)의 최종 항에서 상수항은 수신기 시계 오차에 포함되기 때문에 제외하고 앞의 항만 계산하면 다음과 같다 [59, 60].

$$\delta_{rel} = +4.4428 \times 10^{-10} e \sqrt{a} \sin E \quad (s/\sqrt{m}) \tag{5.26}$$

식 (5.25)는 식 (5.26)과 동일하며 (5.26)에서의 위치와 속도는 ECI 또는 ECEF 좌표계 값을 사용하더라도 상관없다 [31].

$$\delta_{rel} = + \frac{2\vec{r} \cdot \vec{v}}{c^2} \quad (5.27)$$

GEO 위성에서 사용될 GPS 수신기도 GPS 위성 시계와 같은 방법으로 오차를 보정하여야 한다[56]. 먼저 식 (5.21)을 이용하여 제품 제작 단계에서 시계오차를 보상하고 식 (5.26)를 이용하여 궤도 반경 변화에 따른 시계 오차를 보상하면 된다. 본 논문에서는 앞에서 설명한 것과 같은 방식으로 GEO 위성을 수신기의 시계 오차를 제작 단계에서부터 보상하고 궤도의 변화에 따른 오차도 식 (5.27)과 같은 방식으로 보상한다고 가정하고 알고리즘을 적용하고 모든 시뮬레이션하였다.

5. 전리층 오차

지구 주변으로는 자유 전자 활동하고 있는 층을 전리층으로 지칭한다. 전리층은 대략 지표면으로부터 최저 고도 60 km 로부터 최대 고도 2,000 km 사이에 존재하는 것으로 알려져 있다. 그러나 전리층의 분포 범위는 항상 일정한 것이 아니고 solar ionizing flux, 자기장의 활동, 계절, 시간 등의 영향을 받으며 계속적으로 변한다 [70-72]. 그리고 전리층 내에서 자유 전자의 분포도 일정하지 않은데 고도에 따라서 밀집도가 다르다. 전리층이 60 km 에서 2,000 km 사이에 존재하고 있지만 대부분의 자유 전자는 낮은 고도 층에 존재하고 있다. 전파 신호가 전리층을 통과할 때에는 전파의 주파수 특성에 따라서 신호의 지연 오차가 발생한다. GPS 신호도 주파수에 따라서 신호 지연 현상이 발생하는데 이는 거리 측정치를 생성할 때 주요 오차 요소로 포함된다 [73]. 전리층에 의한 신호 지연은 신호가 지나가는 경로

에 포함된 TEC (Total Electron Content)와 신호의 주파수에 의해서 결정되는데 이는 식 (5.28)과 같다.

$$\delta_{iono} = \frac{40.3 \times TEC}{cf^2} \quad (5.28)$$

GPS 수신기에서는 전리층에 의한 신호 지연으로 인한 오차가 항법해 계산에도 영향을 미치기 때문에 의사거리 측정치에서 이를 제거하고 이용하여야 정확한 위치해를 얻을 수 있다. 이를 위해서 GPS 신호에 실려서 전송되는 방송 메시지에는 일반 지상 사용자가 손쉽게 전리층 오차를 제거할 수 있도록 관련된 인자가 포함되어 있다. GPS 방송 메시지에 포함되어 있는 전리층 오차 관련 인자는 Klobuchar 모델의 6개 인자 값으로 이를 이용하여 지상 사용자가 전리층 오차의 50% 이상을 제거할 수 있도록 하고 있다. Klobuchar 모델은 기본적으로 신호가 전리층을 수직으로 통과할 경우에 발생하는 전리층 지연 오차 값을 제공하는데 이를 사용자가 응용하여 전리층 오차를 제거하는 방식을 취하고 있다.

Klobuchar model에서는 기본적으로 수직 전리층 오차 값을 나타내는 6개의 인자값을 이용한다. 6개의 인자를 이용하면 전파가 전리층을 수직으로 통과했을 때의 오차값을 계산할 수 있다. 이는 Figure 5-10에서 붉은 색 선과 같다. 그러나 실제 수신기에서 수신되는 전파는 전리층을 수직으로 통과해서 들어오는 경우는 거의 없고 Figure 5-10의 하늘 색 선처럼 대부분 비스듬한 기울기를 가지고 전리층을 통과한다. Klobuchar model에서는 수신기에 들어오는 신호가 전리층 오차의 밀도 중심에 해당되는 고도 350km 지점에서의 수직 전리층 오차를 계산하고 여기에 신호가 전리층을 비스듬히 통과하면서 길어진 길이에 해당하는 slant factor 를 계산하여 통과 경로의

길이에 비례하게 오차를 조정하는 방식을 취하고 있다.

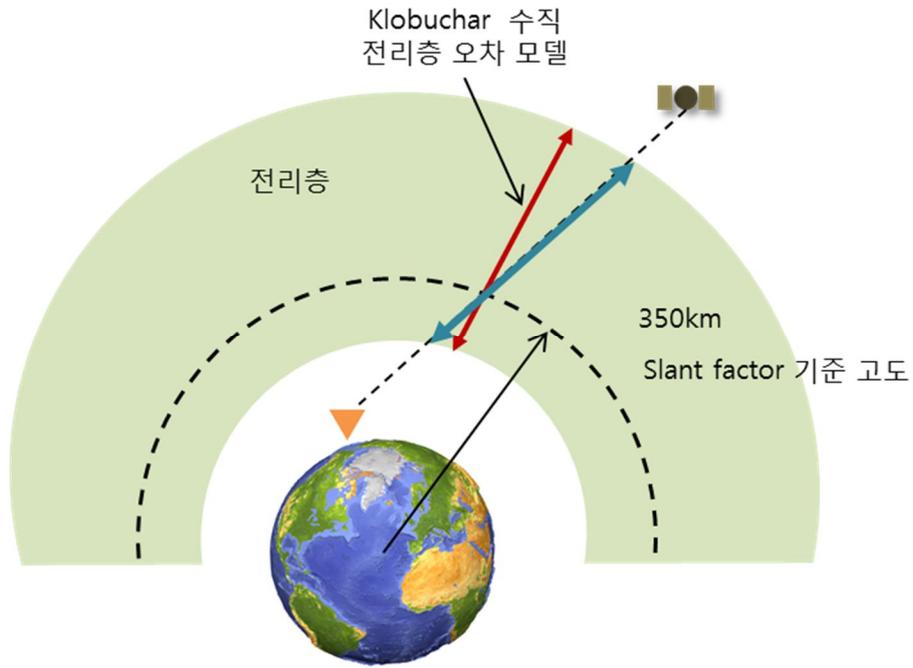


Figure 5-10 Klobuchar ionosphere error model

수신기의 위도 Φ_U , 경도 λ_U , elevation angle E , azimuth angle A , 인자값 α_n , β_n 이 주어졌을 때 이를 이용하여 Klobuchar model을 이용한 기본적인 전리층 오차 계산 방식은 다음의 식(5.29)에서 (5.26)과 같다. 여기서 모든 각의 단위는 semicircles이다 [70, 71].

$$\psi = \frac{0.0137}{E + 0.11} - 0.022 \quad (\text{semicircles}) \quad (5.29)$$

$$\begin{aligned} \Phi_I &= \Phi_U + \psi \cos A \\ \text{if } \Phi_I > +0.416 &\text{ then } \Phi_I = +0.416 \\ \text{if } \Phi_I < -0.416 &\text{ then } \Phi_I = -0.416 \end{aligned} \quad (5.30)$$

$$\lambda_I = \lambda_U + \frac{\psi \sin A}{\cos \Phi_I} \quad (5.31)$$

$$\Phi_m = \Phi_I + 0.064 \cos(\lambda_I - 1.617) \quad (5.32)$$

$$\begin{aligned} t &= 4.32 \times 10^4 \lambda_I + \text{GPS time (sec)} \\ \text{if } t > 864000 &\text{ then } t = t - 864000 \\ \text{if } t < 0 &\text{ then } t = t + 864000 \end{aligned} \quad (5.33)$$

$$F = 1.0 + 16.0 \times (0.53 - E)^3 \quad (5.34)$$

$$T_{iono} = F \times \left[5 \times 10^{-9} + \sum_{n=0}^3 \alpha_n \Phi_m^n \times \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right] \quad (5.35)$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{\sum_{n=0}^3 \beta_n \Phi_m^n} \quad (5.36)$$

Klobuchar 모델과 인자값을 이용해서 수직 전리층 오차를 계산한 것이 Figure 5-11이다. 그림에서 살펴볼 수 있듯이 전리층 오차는 적도를 기준으로 정확한 대칭을 이루지는 않으며 시간과 지역에 따라서도 오차의 차이가 크게 나타낸다.

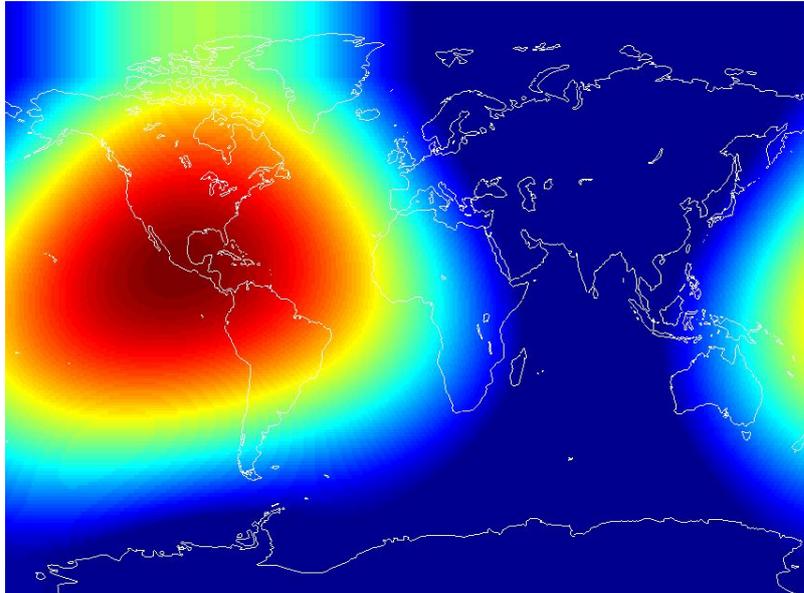


Figure 5-11 Ionosphere error simulation using Klobuchar model

GEO 위성에서 수신되는 GPS 신호는 지상과 다른 이동 경로를 지나게 된다. 이에 따라서 GPS 측정치 생성 시뮬레이션이나 수신기에서 전리층 오차 제거에 Klobuchar 모델을 그대로 적용할 수 없다. GEO 위성에서 수신되는 GPS 신호는 지상과 달리 전리층을 수직으로 완전히 통과하는 경로가 아니기 때문이다. GEO에서 수신되는 GPS 신호의 전리층 통과에 경우는 Figure 5-12에 나타나 있다. 전리층이 존재하는 범위가 고도 60 km 이상 2,000 km 이하로 가정할 경우 GPS 신호가 전리층을 통과해서 GEO 위성 에 도달할 수 있는 경우는 전리층 중간 고도 지점을 1회 통과하거나 2회에 걸쳐서 전리층을 완전히 통과하는 경우가 있다. 1회에 걸쳐서 전리층을 통과하는 경우는 신호가 전리층을 통과하는 지점에 따라서 전리층의 밀도가 달라지고 이는 Klobuchar 모델을 이용할 수 없고 정확한 오차 생성을 위해

서는 고도에 따른 TEC 값이 필요하다. 2회에 걸쳐서 전리층을 통과하는 경우는 통과하는 기울기 각이 크긴 하지만 전리층을 완전히 통과하기 때문에 Klobuchar 모델을 이용하여 근사적으로 전리층 오차를 모델링할 수 있다.

본 논문 연구에서는 전리층 오차를 시뮬레이션하기 위해서 간단한 방법을 이용하였다. 신호가 전리층을 1회 통과할 경우에는 신호가 전리층을 통과할 때의 이동 경로 중심 지점까지의 수직 전리층 오차를 구하고 총 전리층 오차는 이동 경로의 거리에 비례한다고 가정하고 수직 전리층 오차에 이동거리의 비를 곱해서 전리층 오차를 계산하였다. 수직 전리층 오차는 전리층의 최고 고도인 2,000km 에서 최저 고도인 60km 를 통과하는 거리인 1,940 km 를 통과할 때 발생하는 것이라고 가정하였다. 신호가 전리층을 2회 통과할 경우에도 1회 통과하는 경우와 마찬가지로 전리층 오차는 전리층을 통과할 때의 이동거리에 비례한다고 가정하고 2회에 걸쳐서 이동 거리를 계산하여 오차를 생성하도록 하였다.

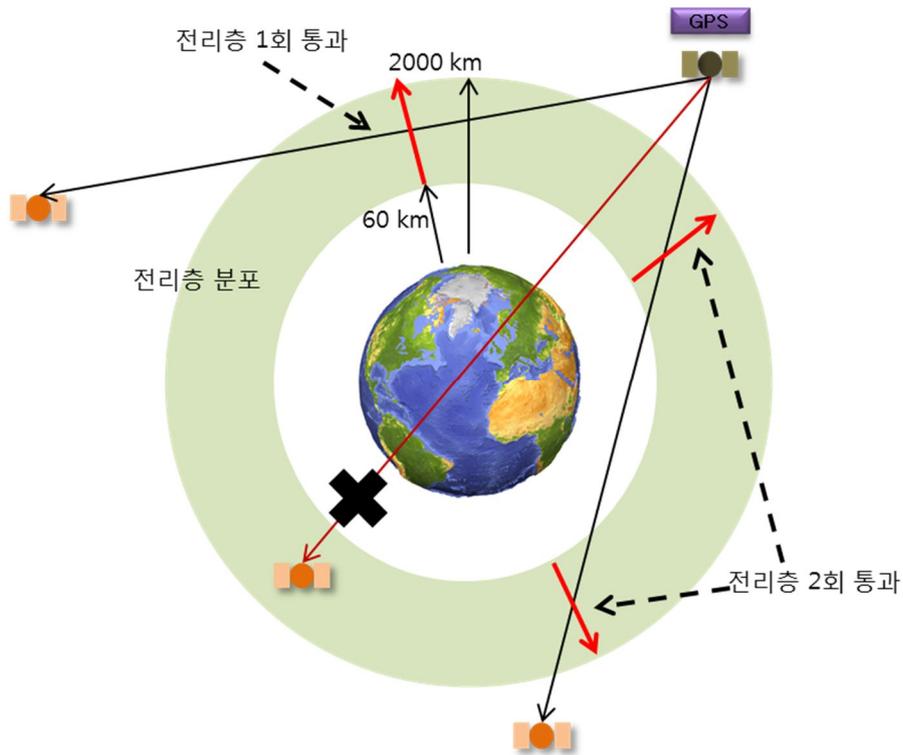


Figure 5-12 GPS signal passing through ionosphere to GEO

6. 시계 오차

GPS를 이용한 항법은 기본적으로 GPS 위성에서 송신한 신호의 송신 시각과 신호가 수신된 수신 시각을 측정하여 시간 차이를 의사거리로 계산하고 이를 여러 GPS 위성에 대해서 동일한 방식으로 의사거리 생성하여 측정치 벡터를 생성하고 이를 이용해서 최적의 위치해를 계산하는 방식이다. 이러한 특성으로 인해서 GPS 위성의 시계 오차나 수신기의 시계오차는 거

리 오차에 바로 직결된다. 이 때문에 GPS 위성에는 정밀하고 정확한 시각을 유지하기 위해서 원자 시계를 탑재하고 있다. 그러나 원자 시계를 이용하더라도 장기적으로는 시계 오차가 발생하게 되는데 GPS 시스템에서는 각 GPS 위성의 시계를 기준 GPS 시각에 동기되도록 제어하고 있으며 이와 함께 이미 발생한 시계 오차에 대한 정보를 방송 메시지에 실어서 전송하여 수신기에서 이를 수신하여 개별 GPS 위성의 시계 오차를 보정할 수 있도록 하고 있다 [1]. 일반 수신기에서는 GPS 위성에서 이용하는 원자 시계를 이용하지는 않고 낮은 정확도의 크리스탈을 이용하고 있고 또한 GPS 시각에 정확히 동기되어 있지도 않다. 그러나 수신기 시계 오차는 GPS 위성별 의사거리 측정치에 공통으로 포함되는 오차 요소이기 때문에 항법해를 계산하는 알고리즘을 통해서 추정과 제거가 가능하다.

시뮬레이션을 수행할 때 시계오차를 어떤 방식으로 얼마만큼의 정확도로 모델링할 것인가에 따라서 측정치 시뮬레이션의 정확도에 영향을 미치기 때문에 GPS 위성 신호를 시뮬레이션하는데 있어 GPS 위성 시계오차와 수신기 시계오차 모델링 방법이 중요하다. 시계오차를 모델링하는 방법으로는 크게 Allan variances를 이용하여 clock phase와 frequency를 상태변수로 두고 이를 모델링하는 기법과 GPS 방송 메시지에 포함된 2차식으로 근사화된 시계오차 함수를 이용하는 방식이 있다 [36, 74, 75]. Allan variances를 이용한 방법은 clock의 종류에 따른 특성을 반영하여 보다 정확하게 모델링할 수 있다는 장점이 있지만 이에 반해서 모델링 복잡하다는 단점이 존재하다. 본 논문에서는 시뮬레이션의 편의를 위해서 GPS 위성의 시계 오차와 수신기 시계 오차를 모두 방송 메시지에 포함된 GPS 위성 시계 오차 모델과 같은 2차 함수로 근사화하여 이용하였다. 시뮬레이션 과정에서 GPS 위성의 시계 오차는 실제 방송된 ephemeris message나 almanac message를 이용하여 시뮬레이션의 정확도를 높이도록 하였고 수신기 시계 오차도

이와 동일하게 시뮬레이션을 수행하였다.

GPS 방송 메시지에 포함된 시계 오차 함수는 식 (5.26)과 같다.

$$\delta t_T = a_0 + a_1(t-t_0) + a_2(t-t_0)^2 \quad (5.26)$$

여기서 a_0 , a_1 , a_2 는 계수 값이고 t_0 는 기준 시각이다.

같은 방식으로 수신기 시계 오차도 고급 clock 제품을 쓴다는 가정하에 GPS 시계 오차와 동일한 방식으로 모델링할 수 있다.

$$\delta t_R = b_0 + b_1(t-t_0) + b_2(t-t_0)^2 \quad (5.27)$$

7. 도플러 계산

도플러 효과는 파동 신호의 송신부와 수신부 사이의 상대적인 속도에 의해서 발생한다 [46]. GPS 신호도 GPS 위성의 움직임과 수신기 사이의 상대적인 움직임으로 인해서 도플러 효과가 발생한다. 도플러 효과는 GPS의 기준 주파수의 변화를 가져오는데 이는 상대적인 속도에 영향을 받는 부분이다. GPS 신호에서 발생하는 도플러 값은 식 (5.28)과 같다 [23].

$$\Delta f = \hat{e} \cdot (\vec{v}_T - \vec{v}) \left(\frac{f_{L1}}{c} \right) \quad (5.28)$$

여기서 \hat{e} 는 수신기에서 GPS 위성으로의 단위 방향 벡터이고 f_{L1} 는 L1

기준 주파수인 1574.42 MHz 이다.

식 (5.28)에서 주의할 점은 상대속도 성분 중에서 두 물체 사이의 상대 방향 벡터에 projection된 부분만 도플러에 영향을 미친다는 점이다. 그리고 전리층 변화율, 시계 오차 변화율 등은 제외되었는데 이는 이들의 변화율의 크기가 너무 작아서 무시해도 될 정도이기 때문이다. 또한 도플러 측정식에서 두 물체가 다가올 때 도플러가 음의 부호를 가지고 두 물체가 멀어질 때 양의 부호를 가지도록 정의되어 있다. 그러나 실제 측정되는 물리값은 이와 반대로 다가올 때 양의 부호이고 멀어질 때 음의 부호를 가지며, 수신기에 따라서 식 (5.28)과 출력 부호가 반대로 나오도록 정의되기도 하기 때문에 도플러 값을 이용할 때 부호의 판단에 주의를 기울여야 한다.

8. 신호 강도 계산

GPS 위성에서 송출된 신호를 수신기에 도달하여 처리 과정을 거칠 때까지 여러 가지 요인에 의해서 신호 감쇠와 증대 현상이 발생한다. GPS 위성에서 송출하는 신호는 송출 강도와 송출 안테나의 게인 패턴에 따라서 일차적으로 신호의 크기가 결정되고 신호의 이동 경로에 따른 신호 감쇠 현상이 발생하고 수신 안테나 게인 패턴과 수신기의 신호 처리 과정에 따라서 신호의 감쇠와 증대 효과가 연쇄적으로 일어난다. 일차적으로 수신기 안테나에 도달하는 신호의 크기는 식 (5.29)와 같다.

$$RP = EIRP + L_t + L_D - L_e + G_r + L_r - L_s \quad (5.29)$$

여기서 RP는 received power, EIRP는 Effective Isotropic Radiation

Power, L_t 는 송출 안테나 계인 패턴에 따른 신호 감쇠, L_D 는 이동 거리에 따른 신호 감쇠, L_e 는 대기층을 통과할 때의 신호 감쇠, G_r 는 수신기 안테나의 기준 계인 값, L_r 는 수신 안테나의 수신 각에 따른 계인 패턴에 의한 신호 감쇠, L_s 는 수신기의 LNA (low noise amplifier)에 의한 신호 증대 값을 나타낸다.

수신된 신호는 수신기에서 처리할 때 노이즈 대비 신호의 강도로 표현되는데 수신기에서 발생하는 노이즈는 열잡음 형태로 온도에 많은 영향을 받는다. 이를 고려한 수신 신호의 C/N0는 식 (5.30)과 같다 [23].

$$C/N0[\text{dB-Hz}] = RP - 10\log_{10} T_{\text{sys}} + 28.6 - L_{Nf} - L_I \quad (5.30)$$

여기서 T_{sys} 는 수신기의 온도로 안테나가 지구를 향할 때는 290K이고 우주를 향할 때는 180K이다. L_{Nf} 는 RF 신호 처리단에서 발생하는 신호 감쇠, L_I 는 A/D 변환 과정에서 발생하는 신호 감쇠 현상이다.

앞서 설명한 모든 항에 대한 자세한 설명과 값의 설정은 Moreau (2001)의 박사학위논문에서 나타나 있는 값을 참고하여 결정하였다 [23].

6장. EKF 기반 궤도 결정 필터

1. EKF 궤도 결정 필터 개요

위성에서 GNSS를 이용하여 궤도 결정을 수행하는 기법은 기준에 따라서 다양하게 몇 가지로 분류할 수 있다. 첫번째 분류로는 후처리 batch 방식과 실시간 sequential 방식으로 분류할 수 있다 [5, 41, 76]. 후처리 batch 방식은 GNSS 측정치를 일정 시간 동안 모아서 이를 한번에 처리하는 방식으로 주로 정밀 궤도 결정을 하는데 이용된다 [19, 47, 77]. 후처리 batch 방식의 장점은 일정 시간 동안 수집된 데이터를 궤도 결정을 할 때 한번에 사용하기 때문에 궤도 결정 결과가 더 안정적이고 정확도가 높다는 장점이 있다. 이에 반해서 실시간 sequential 방식은 연속적으로 새롭게 들어오는 데이터를 즉각적으로 처리하기 때문에 실시간으로 새로운 데이터를 궤도 결정에 이용하여 반응이 빠르다는 장점이 있지만 새로운 데이터에 의해서 새로운 궤도 결정 결과가 크게 달라질 수 있어 추정 결과가 불안정할 수 있다는 단점을 내포하고 있다.

두번째 분류기준은 위성의 위치를 결정할 때 순전히 거리 측정치만을 이용하는 kinematic 방식과 측정치와 함께 위성의 동역학 특성을 이용하는 dynamics 방식이다. GNSS는 기본적으로 사용자에게 4개 이상의 GNSS 위성이 관측될 경우 측정치만을 가지고 수신기의 위치를 구할 수 있다. 그러

나 kinematic 방식만으로는 추정된 위치의 오차가 크게 나타나기 때문에 위성에서는 정확한 위치를 추정하기 위해서는 dynamics 를 이용한 궤도 결정이 선호된다 [11, 16]. 이는 kinematic 방식이 사용자에게 대한 정보를 필요로 하지 않고 계산이 단순하다는 장점을 가지고 있지만 kinematic 방식으로 계산한 결과는 측정치의 노이즈에 영향을 많이 받고 또한 GNSS 위성의 기하학적인 배치에 영향을 크게 받기 때문이다. 이에 반해서 dynamics 를 반영한 방식은 사용자 위성의 동역학 정보를 알아야 하고 동역학 이용하는 과정에서 많은 계산량이 요구된다. 그러나 이런 과정을 통해서 얻게 되는 사용자 위성의 정확도는 매우 높다 [7-19].

특히 GEO 위성에서 GNSS 수신기를 이용할 경우에는 측정치가 4개 미만인 경우가 많기 때문에 위성의 dynamics를 이용한 필터를 이용하는 경우가 많다 [20, 23, 78-80]. 본 논문에서는 GEO 위성에서 가시성이 부족한 환경을 극복하고 강건하고 정확한 궤도 결정을 실시간으로 수행하기 위해서 EKF 기반의 궤도 결정 필터를 구성하고 이를 활용하였다. EKF 기반의 궤도 결정 필터는 널리 알려져 있고 여러 논문과 서적에서 설명을 하고 있기 때문에 본 논문에서는 EKF 필터 자체에 대한 설명은 자세하게 하지 않고 간략하게 기술하도록 하였다.

궤도 결정에서 EKF를 이용하는 일반적인 개념은 Figure 6-1과 같다 [5, 81]. 일반적인 EKF에서는 두가지 프로세스를 번갈아 가면서 수행한다. Time update에서는 measurement update에서 추정된 이전 에폭의 상태변수를 기반으로 해서 현재 에폭에서의 상태 변수를 예측한다. 이때 상태 변수의 예측과 함께 추정된 상태 변수의 error covariance도 함께 추정한다. measurement update에서는 예측된 상태 변수와 현재 수집된 측정치를 결합하여 최적의 상태값을 추정한다.

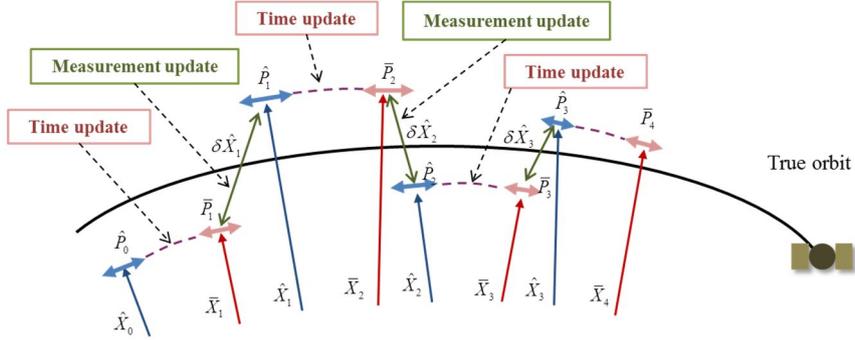


Figure 6-1 Overview of the EKF based orbit determination

본 논문에서는 EKF 기반의 궤도 결정 필터를 구성하는데 있어 상태 변수와 측정치 변수를 다음 식 (6.1)과 (6.2)로 정하였다.

$$X = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ c \cdot \delta_r \ c \cdot \dot{\delta}_r]^T \quad (6.1)$$

$$Z = [\rho_1 \ \dot{\rho}_1 \ \cdots \ \rho_M \ \dot{\rho}_M]^T \quad (6.2)$$

여기서 δ_r 와 $\dot{\delta}_r$ 는 수신기 시계 오차와 시계 오차 변화율이고 M 은 현재 관측되는 GPS 위성 측정치 개수, ρ 는 의사거리, $\dot{\rho}$ 는 의사거리 변화율이다.

위성의 nonlinear dynamics system은 식 (6.3)과 같이 모델링할 수 있다 [5, 41, 42, 76, 81-83].

$$X(k) = \phi(X(k-1), k, k-1) + w(k-1), \quad w(k-1) \sim N(0, Q) \quad (6.3)$$

$$Z(k) = h(X(k), k) + f(k) + v(k), \quad v(k) \sim N(0, R) \quad (6.4)$$

여기서 ϕ 는 nonlinear state transition function, h 는 nonlinear observation function, f 는 fault, w 와 v 는 process noise와 measurement noise로 Gaussian white noise로 가정하고 그 크기는 Q 와 R 이다.

EKF 알고리즘 구성은 크게 time update와 measurement update로 구성된다. time update는 다음 식 (6.5)에서 (6.7)과 같다.

$$\bar{X}_k(k) = \phi(\hat{X}_k(k-1), k, k-1) \quad (6.5)$$

$$\Phi(k, k-1) = \left. \frac{\partial \phi(X, k, k-1)}{\partial X} \right|_{X=\bar{X}_k(k-1)} \quad (6.6)$$

$$\bar{P}_k(k) = \Phi(k, k-1) \hat{P}_k(k-1) \Phi_k^T(k, k-1) + Q(k, k-1) \quad (6.7)$$

여기서 \hat{X}_k 는 measurement update에서 추정된 상태변수이고 \bar{X}_k 는 time update에서 예측한 상태변수, Φ 는 ϕ 를 수치적으로 미분한 state transition matrix, \hat{P}_k 는 measurement update에서 계산된 covariance matrix, \bar{P}_k 는 time update에서 계산된 covariance matrix, 밑첨자 K 는 Kalman filter를 의미한다.

Measurement update는 다음 식 (6.8)에서 (6.13)과 같다.

$$\bar{Z}_k(k) = h(\bar{X}_k(k), k) \quad (6.8)$$

$$H(k) = \left. \frac{\partial h(X, k)}{\partial X} \right|_{X=\bar{X}_k(k)} \quad (6.9)$$

$$U_k(k) = H(k)\bar{P}_k(k)H^T(k) + R(k) \quad (6.10)$$

$$K = \bar{P}_k(k)H^T(k)U_k^{-1}(k) \quad (6.11)$$

$$\hat{X}_k(k) = \bar{X}_k(k) + K(Z_k(k) - \bar{Z}_k(k)) \quad (6.12)$$

$$\hat{P}_k(k) = [I - K(k)H(k)]\bar{P}_k(k) \quad (6.13)$$

여기서 H 는 h 를 수치적으로 편미분한 관측치 행렬, U_k 는 measurement update에서 계산된 covariance matrix, K 는 Kalman gain, \hat{P}_k 는 measurement update에서 추정된 state의 covariance matrix이다.

EKF에서 time update를 할 때 위성에 작용하는 perturbation을 수치 적분 방식으로 정밀하게 전파하는 방식을 적용하였다 [47, 68, 84-90]. 본 논문은 GEO 위성을 대상으로 하였고 정밀 궤도 전파에는 geopotential, third-body attraction, solar radiation pressure를 포함하였다. State transition matrix는 수치 적분과 수치 미분을 이용해서 계산하였다 [37]. 고려한 perturbation에 대해서는 뒷장에서 다시 자세히 기술하였다.

2. 초기 상대 변수 결정

SPS (single point solution)에서는 위치 변수 (x, y, z)와 수신기 시계 오차 (δ_r)가 포함되어 있기 때문에 최소 4기 이상의 GPS 위성에 관측치를 수집하여야 한다. 지상 사용자나 LEO의 경우에는 최소 4기 이상의 GPS 위성이 항상 관측되기 때문에 SPS이 가능하다. 이때 계산된 위치해는 정확도

가 최대 수 십 m 이내의 오차를 갖는다. 그러나 GEO 위성에서는 4기 이상의 위성이 관측되는 경우는 드물고 4기 이상의 GPS 위성에서 측정치를 얻더라도 구해진 위치해는 정확도가 매우 낮다. 이는 GEO에서는 GPS 위성의 DOP가 매우 크기 때문이다 [21]. 이로 인해서 GEO에서는 EKF 필터가 필수적으로 이용된다.

EKF 필터의 수렴 속도는 초기 상태 변수의 정확도에 따라 결정된다. 초기 상태 변수가 참값에 가까우면 수렴 속도가 빠르고 반대의 경우에는 수렴 속도가 느리거나 수렴을 하지 않는 경우도 발생한다 [91]. GEO에서는 GPS 위성이 4기 미만으로 관측되는 경우가 많기 때문에 EKF를 시작할 때 초기 상태 변수를 결정할 수 없고 오차가 아주 큰 개략적인 위치를 초기값으로 이용하거나 4기 이상의 GPS 위성이 관측될 때까지 기다렸다가 이용하여야 하는 문제점이 발생한다.

이를 해결하기 위해서 초기 위성 상태변수 결정 알고리즘이 필요하다 [92]. 초기 위성 상태변수 결정 알고리즘은 2기 또는 3기 GPS 위성으로부터 측정치를 얻어서 이를 이용한다. 이를 위해서 GEO 위성의 궤도 특성을 이용해서 상태 변수를 줄이고 이를 활용해서 GPS 가시 위성수가 2기 또는 3기인 상황에서도 단일 예폭의 측정치를 이용해서 single point solution을 구할 수 있도록 point solution을 제안하였다.

GEO 위성은 궤도 반경이 42,164 km 로 주기가 24시간이며 지구 적도면 상에서 지구 주위를 돌고 있으며 공전 주기가 지구 자전 주기와 동일하기 때문에 지구 표면에서 관측할 경우에는 마치 한 지점에 정지하고 있는 것처럼 보인다. 이상적인 GEO 위성의 궤도 요소를 Figure 6-2 처럼 정의할 수 있다.

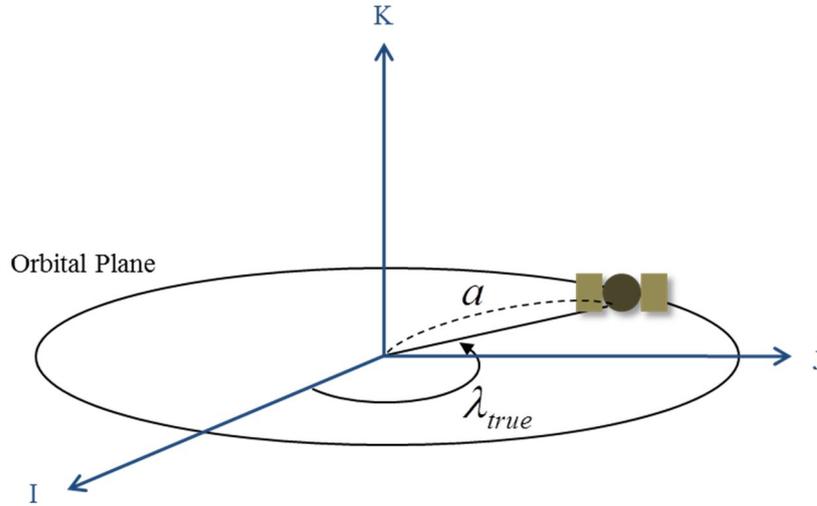


Figure 6-2 Simple GEO orbit model

여기서 $a = 42,164km$ 이고 $e = i = 0$ 로 설정된다.

이상적인 GEO 위성의 경우에는 inclination angle이 0이기 때문에 RAAN를 정의 할 수 없고, eccentricity 가 0이기 때문에 argument of perigee 역시 정의되지 않는다. 이 때문에 이상적인 GEO 궤도의 경우 공간 좌표계에서의 위성의 state를 semi major axis와 true longitude 만으로도 나타낼 수 있다. True longitude는 circular equatorial인 궤도에 대해서 유용하게 이용되는 상태변수로 식 (6.14)와 같이 정의된다.

$$\cos(\lambda_{true}) = \frac{\hat{I} \cdot \vec{r}}{|\hat{I}| |\vec{r}|} \quad (6.14)$$

그러나 실제 GEO 궤도를 돌고 있는 위성의 경우 이상적인 GEO 궤도와 달리 eccentricity가 0에 가깝지만 아주 작은 값으로 존재하고 inclination angle도 작은 값으로 존재한다. 그리고 이 값들은 외부에서 위성에 작용하는 perturbation에 의해서 계속해서 변한다. GEO 궤도를 돌고 있는 위성의 위치 상태를 정확하게 표현하기 위해서는 6개의 Keplerian orbit elements를 이용하여야 하지만 이상적인 GEO 궤도로 가정할 경우 true longitude만을 이용해서도 오차가 포함되긴 하지만 위성의 위치를 개략적으로 나타낼 수 있다. GEO 위성의 상태 변수를 true longitude, receiver clock bias, receiver clock bias rate 로 정의하면 다음과 같이 총 4개의 상태변수로 GEO 위성의 state를 정의할 수 있다.

$$X_{Kep} = [\lambda_{true} \quad c \cdot \delta_r \quad c \cdot \dot{\delta}_r]^T \quad (6.15)$$

여기서 c 는 speed of light이다.

State를 식 (6.15)와 같이 정의하면 이들 4개의 state elements를 Cartesian 좌표계에서의 state elements 로 다음과 같이 변환할 수 있다.

$$\begin{aligned} X_{cart} &= [x \quad y \quad z \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z} \quad c \cdot \delta_r \quad c \cdot \dot{\delta}_r]^T \\ &= [\cos(\lambda_{true}) \quad \sin(\lambda_{true}) \quad 0 \quad -\sin(\lambda_{true})\dot{\lambda}_{true} \quad \cos(\lambda_{true})\dot{\lambda}_{true} \quad 0 \quad c \cdot \delta_r \quad c \cdot \dot{\delta}_r]^T \end{aligned} \quad (6.16)$$

$$\dot{\lambda}_{true} = \dot{M} = n = \sqrt{\frac{GM_{\oplus}}{a^3}} \quad (6.17)$$

여기서 G 는 인력 상수, M_{\oplus} 는 지구의 질량, a 는 constant로 설정되고 이에 따라 그 변화율은 0이다.

이들 상태 변수를 이용해서 단일 에폭에서의 측정치 Z 를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$Z = [\rho_1 \ \dot{\rho}_1 \ \cdots \ \rho_M \ \dot{\rho}_M]^T \quad (6.18)$$

$$\rho = |\vec{r}_t - \vec{r}| - c \cdot \delta_t + c \cdot \delta_r + n \quad (6.19)$$

$$\dot{\rho} = \hat{e} \bullet (\vec{v}_t - \vec{v}) - c \cdot \dot{\delta}_t + c \cdot \dot{\delta}_r + \dot{n} \quad (6.20)$$

$$\hat{e} = \frac{\vec{r}_t - \vec{r}}{|\vec{r}_t - \vec{r}|} \quad (6.21)$$

여기서 M 은 측정된 가시 GPS 위성수로 2 또는 3인 경우이다. \vec{r}_t 는 GPS 위성의 위치 벡터로 알고 있는 값이며, \vec{r} 는 GEO 위성의 위치벡터이다. δ_t 는 GPS 위성 시계 오차로 방송되는 almanac이나 ephemeris data를 이용해서 알 수 있는 값이며 δ_r 는 수신기 시계 오차 오차이다. \hat{e} 는 GEO위성에서 GPS 위성 방향으로의 단위 방향 벡터이다. \vec{v}_t 는 GPS 위성의 속도 벡터이고 \vec{v} 는 GEO 위성의 속도 벡터이다. ρ 와 $\dot{\rho}$ 은 의사거리와 의사거리 변화율로 가시성이 확보되는 GPS 위성의 신호를 이용하여 수신기에서 생성한 측정치이다. 측정치에서 전리층 오차는 이중 주파수를 이용하여 제거가 가능하기 때문에 이를 제거한 것으로 가정하였다.

GPS 신호를 처리하여 생성한 의사거리 측정치를 이용하여 X_{kep} 를 추정하는 방법은 reference로 정한 state X_{ref} 에 해당하는 측정치인 Z_{ref} 와 true state인 X_{kep} 에 의한 측정치 Z 둘 사이의 차를 least square 방식을 이용하여 추정하는 것이다. state와 measurement의 관계는 비선형이기 때문에 기준점에 대해서 선형화를 하는 과정이 필요하다.

$$\Delta X_{Kep} = X_{Kep} - X_{ref} \quad (6.22)$$

$$\Delta Z = Z - Z_{ref} \quad (6.23)$$

$$Z_{ref} = [\rho_{ref1} \quad \dot{\rho}_{ref1} \quad \cdots \quad \rho_{refM} \quad \dot{\rho}_{refM}]^T \quad (6.24)$$

$$\rho_{ref} = |\vec{r}_t - \vec{r}| - c \cdot \delta_t + c \cdot \delta_r \quad (6.25)$$

$$\dot{\rho}_{ref} = \hat{e} \bullet (\vec{v}_t - \vec{v}) - c \cdot \dot{\delta}_t + c \cdot \dot{\delta}_r \quad (6.26)$$

$$\Delta Z = H \Delta X_{Kep} \quad (6.27)$$

$$\Delta X_{Kep} = (H^T H)^{-1} H^T \Delta Z \quad (6.28)$$

$$H = H_{cart} H_{Kep} \quad (6.29)$$

여기서 ΔX_{Kep} 는 error state로 true X_{Kep} 와 현재 추정하고 있는 X_{ref} 사이의 차이 값이다. Z 는 true state인 X_{Kep} 에 의해서 발생한 수신기 측정치 값이며 Z_{ref} 는 X_{ref} 로 부터 계산되는 측정치이다. ΔZ 는 Z 와 Z_{ref} 와의 오차 값이다. 앞의 식에서 ΔZ 와 ΔX_{Kep} 사이의 관계는 측정치 행렬 H 에 의해서 결정된다. H 는 H_{Kep} 와 H_{cart} 로 구성되는데 H_{Kep} 는 ΔX_{Kep} 와 ΔX_{cart} 사이의 변환 행렬에 해당되고 H_{cart} 는 ΔX_{cart} 와 ΔZ 사이의 변환 행렬에 해당된다.

$$H_{Kep} = \frac{\partial X_{cart}}{\partial X_{Kep}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \lambda} & \frac{\partial x}{\partial B} & \frac{\partial x}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial y}{\partial \lambda} & \frac{\partial y}{\partial B} & \frac{\partial y}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial z}{\partial \lambda} & \frac{\partial z}{\partial B} & \frac{\partial z}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{x}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{x}}{\partial B} & \frac{\partial \dot{x}}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{y}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{y}}{\partial B} & \frac{\partial \dot{y}}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{z}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{z}}{\partial B} & \frac{\partial \dot{z}}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial B}{\partial \lambda} & \frac{\partial B}{\partial B} & \frac{\partial B}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{B}}{\partial \lambda} & \frac{\partial \dot{B}}{\partial B} & \frac{\partial \dot{B}}{\partial \dot{B}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a \sin(\lambda) & 0 & 0 \\ a \cos(\lambda) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -a \cos(\lambda) \dot{\lambda} & 0 & 0 \\ -a \sin(\lambda) \dot{\lambda} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6.30)$$

$$H_{cart} = \frac{\partial Z}{\partial X_{cart}} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial x} & \frac{\partial \rho_1}{\partial y} & \frac{\partial \rho_1}{\partial z} & \frac{\partial \rho_1}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial \rho_1}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial \rho_1}{\partial \dot{z}} & \frac{\partial \rho_1}{\partial B} & \frac{\partial \rho_1}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial x} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial y} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial z} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial \dot{z}} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial B} & \frac{\partial \dot{\rho}_1}{\partial \dot{B}} \\ \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \rho_M}{\partial x} & \frac{\partial \rho_M}{\partial y} & \frac{\partial \rho_M}{\partial z} & \frac{\partial \rho_M}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial \rho_M}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial \rho_M}{\partial \dot{z}} & \frac{\partial \rho_M}{\partial B} & \frac{\partial \rho_M}{\partial \dot{B}} \\ \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial x} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial y} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial z} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial \dot{y}} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial \dot{z}} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial B} & \frac{\partial \dot{\rho}_M}{\partial \dot{B}} \end{bmatrix} \quad (6.31)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{(x_{t1} - x)}{d_1} & \frac{(y_{t1} - y)}{d_1} & \frac{(z_{t1} - z)}{d_1} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{(\dot{x}_{t1} - u)}{d_1} & \frac{(\dot{y}_{t1} - v)}{d_1} & \frac{(\dot{z}_{t1} - w)}{d_1} & \frac{(x_{t1} - x)}{d_1} & \frac{(y_{t1} - y)}{d_1} & \frac{(z_{t1} - z)}{d_1} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots \\ \frac{(x_{tM} - x)}{d_M} & \frac{(y_{tM} - y)}{d_M} & \frac{(z_{tM} - z)}{d_M} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{(\dot{x}_{tM} - u)}{d_M} & \frac{(\dot{y}_{tM} - v)}{d_M} & \frac{(\dot{z}_{tM} - w)}{d_M} & \frac{(x_{tM} - x)}{d_M} & \frac{(y_{tM} - y)}{d_M} & \frac{(z_{tM} - z)}{d_M} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

state를 식 (6.16)과 같이 정의하고 이를 측정치에 대해서 선형화를 하면 GPS 가시 위성 수가 2기 또는 3기인 경우에도 어느 정도의 오차가 포함되지만 state를 SSP로 풀 수 있다. 이 경우에는 실제 위성의 궤도에 존재하는 inclination와 eccentricity 의 값은 state에 정의되어 있지 않기 때문에 오차로 나타나게 되지만 이를 제외한 나머지 요소는 근사적으로 계산이 가능하다는 이점이 있다. 이렇게 state를 간략하게 정의하여 SSP로 state를 구한 뒤에는 이를 실기간 궤도 결정이나 알고리즘 단독으로 GEO 위성의 위치 추정에 이용할 수 있다.

3. 초기 상태 변수 결정 검증

GEO 위성의 초기 상태 변수 결정 알고리즘 검증을 위해서 KARI에서 운영 중인 COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite)을 대상으로 해서 시뮬레이션을 수행하였다. COMS 위성은 동경 128.2° 에 위치해 있으며 Ka-band 통신 서비스와 해양 관측, 기상 관측 등의 임무를 수행하고 있다 [24]. 우선 시뮬레이션을 위해서 COMS 위성 궤도를 생성하였다. 24시간 동안의 COMS 위성 궤도를 수치 적분 알고리즘을 이용해서 생성하고 측정치인 의사거리, 의사거리 변화율을 GPS 신호 시뮬레이션을 통해서 생성하였다. 그리고 생성된 측정치를 GPS 위성이 2기 또는 3기가 보인다는 가정하에서 측정치 개수를 조절하였다. 2기 또는 3기의 GPS 위성이 관측되는 상황에서 초기 상태 변수 결정 알고리즘을 수행하였고 이를 통해서 획득된 GEO 위성의 초기 상태 변수를 이용해서 EKF 궤도 결정을 수행

하였다. 전체적인 검증 절차는 Figure 6-3와 같다.

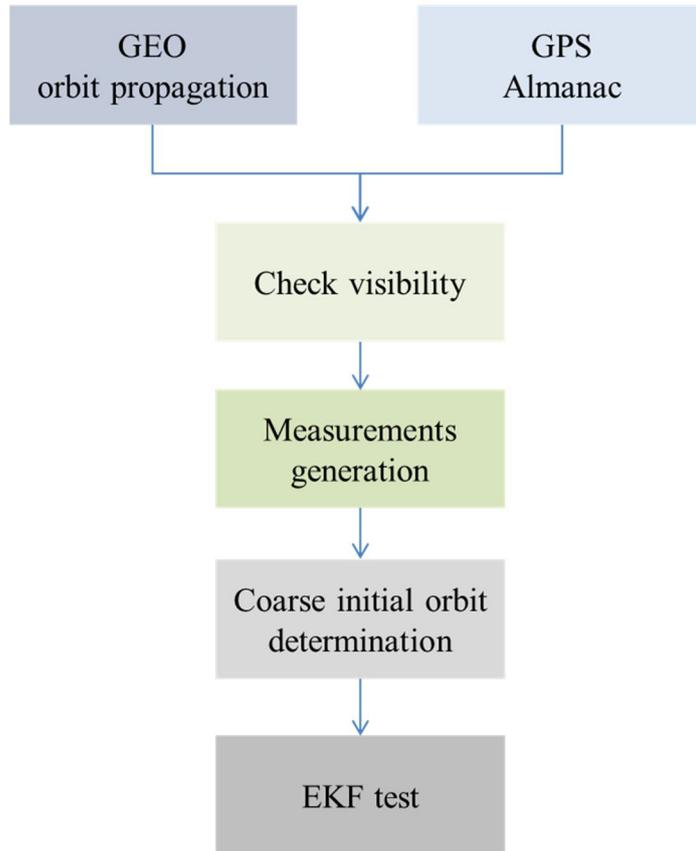


Figure 6-3 Simulation procedure for initial orbit determination

앞에서 설명한 coarse initial state determinant 알고리즘을 검증하기 위해서 COMS 위성을 대상으로 실행한 24시간 동안의 시뮬레이션 데이터 중에서 6시간 간격의 궤도 데이터를 이용하였다. 이는 COMS 위성이 돌고 있는 궤도가 완벽한 GEO 궤도가 아니기 때문에 z 축 방향의 성분이 존재하고

궤도 이심률도 0이 아니기 점을 고려해서 여러 지점에 알고리즘을 점검하기 위해서이다. 추출된 지점은 A, B, C, D 네 지점으로 A 지점을 지날 때의 시각은 2006년 1월 1일 00:00:00 이며 B 지점은 06:00:00, C지점은 12:00:00, D지점은 18:00:00이다. 선택된 4 지점은 Figure 6-4에 나타내었다. CMOP 위성은 GEO 궤도를 돌고 있으면 GEO 궤도의 주기가 24시간이기 때문에 앞에서 언급한 네 지점은 거의 90도의 각을 이루면서 위치하고 있다.

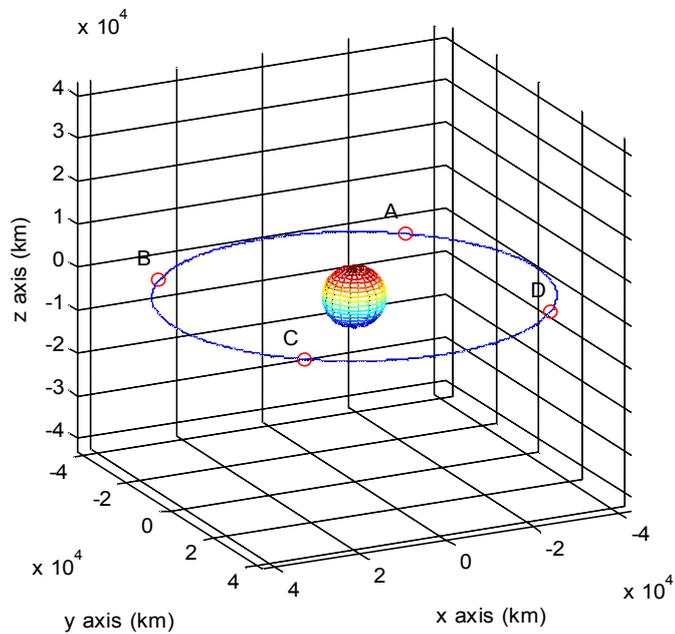


Figure 6-4 Selected four points for simulation

Table 6-1 Cartesian value of the selected four points

	A (00:00:00)	B (06:00:00)	C (12:00:00)	D (18:00:00)
x (km)	-27828.9136	31792.4080	27551.1020	-32042.5366
y (km)	31685.02205	-2769.1326	31911.9004	27494.4159
z (km)	3.51107	-27.4958	-5.3747	28.3683
v _x (km/s)	2.30981	2.0194	-2.3276	-1.9989
v _y (km/s)	-2.02866	2.3185	2.0093	-2.3364
v _z (km/s)	-0.00192	-0.0003	0.0019	0.0004

시뮬레이션은 A, B, C, D 지점에서 COMS 위성에서 GPS 위성이 총 3기가 보이는 경우와 2기가 보이는 경우를 가정하여 수행하였다. 실제 24시간 동안 관측되는 GPS 위성의 개수는 Figure 6-5와 같다. 각 지점에서 추정된 COMS의 초기 위치오차는 1,000km 로 정하였으며 수신기 시계 오차는 100km 로 정하였다. GPS 의사거리에 포함 시킨 오차는 가우시안 노이즈로 1σ 값을 10m로 하였고, 의사거리 변화율에 포함 시킨 오차는 가우시안 노이즈로 1σ 값을 0.1m/s 로 설정하였다. 각 지점에서 동일한 초기 추정 오차를 설정하고 GPS 위성이 2기 보이는 경우와 3기 보이는 경우에 대해서 알고리즘을 적용한 뒤 추정된 위치와 clock bias 오차값을 비교했다.

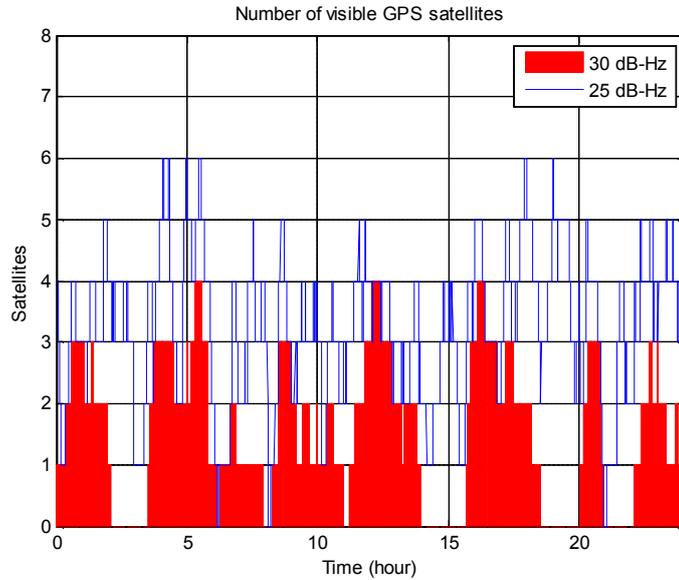


Figure 6-5 Number of visible GPS satellites over 24 hours

COMS 위성과 선택된 4 지점에서 관측되는 GPS 위성을 Figure 6-6부터 Figure 6-13 에 나타내었다. 붉은 점은 COMS 위성을 나타내고 노란 점은 GPS 위성을 나타낸다. 각 4 지점에서 GPS 위성이 2기 또는 3기만 보인다는 가정을 하였고 관측되는 3기의 GPS 위성 중에서 1기를 제외해서 2기를 선택하여 2기 또는 3기가 관측될 때 2기는 공통으로 이용하도록 설정하였다. 그림에서 나타나듯이 GEO 위성에서 관측되는 GPS 위성은 모두 지구 반대편에 있으며 근접해 있어 기하학적 배치가 좋지 않다.

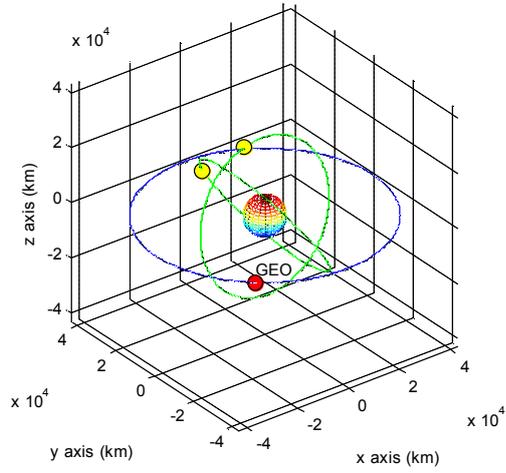


Figure 6-6 Point A with two visible GPS satellite

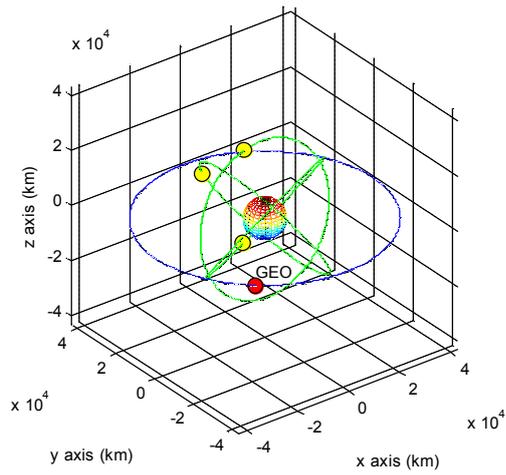


Figure 6-7 Point A with three visible GPS satellite

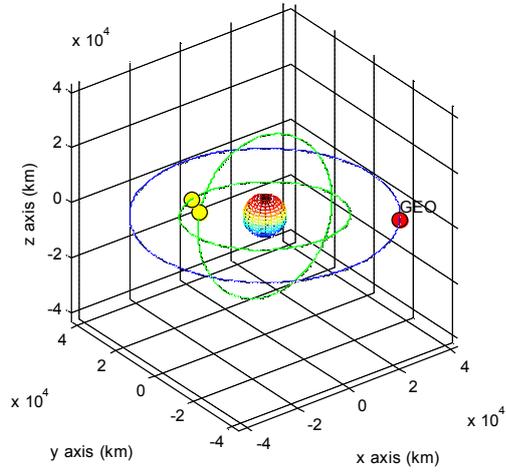


Figure 6-8 Point B with two visible GPS satellite

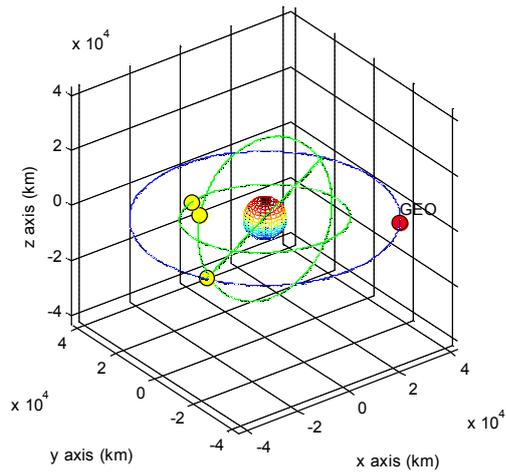


Figure 6-9 Point B with three visible GPS satellite

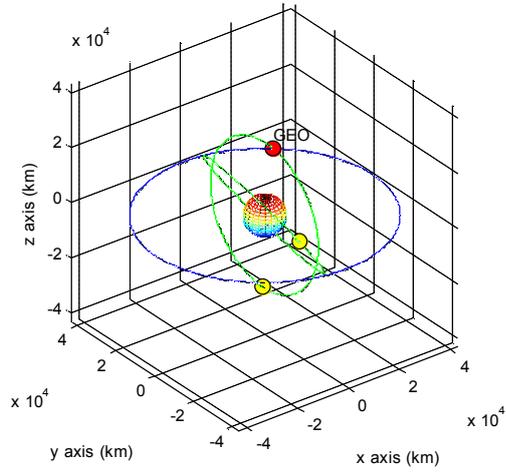


Figure 6-10 Point C with two visible GPS satellite

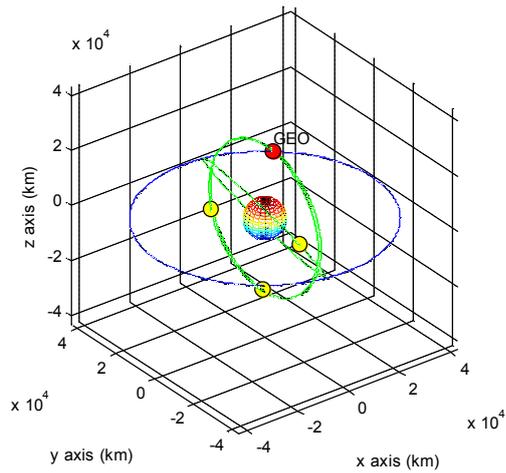


Figure 6-11 Point C with three visible GPS satellite

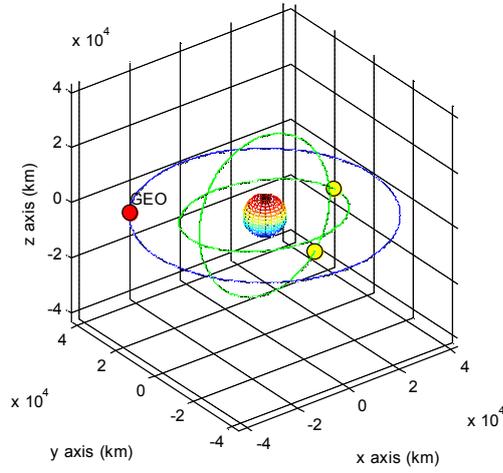


Figure 6-12 Point D with two visible GPS satellite

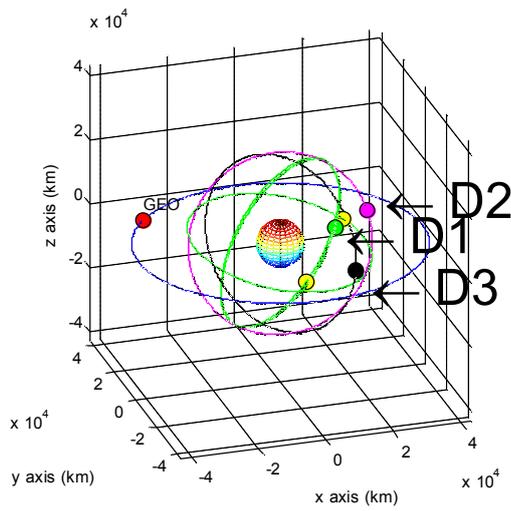


Figure 6-13 Point D with three visible GPS satellite

각 4지점에서 초기 상태 변수 결정 알고리즘을 수행하였고 계산된 COMS 위성의 상태 변수는 참값과 비교하여 그 차이 값을 정리하였다. 위성 초기상태 결정 알고리즘을 이용할 경우 최대 오차는 40km 이며 4개의 지점 중 3개 지점에서는 수km 수준의 오차를 보이고 있다. 오차 값은 COMS 위성의 위치 성분 중 z축 값이 커질수록 증가하는 특징을 보이고 있고 z축 성분이 최소일 때 오차 역시 최소 값을 나타내고 있다. 이를 통해서 GEO 위성의 inclination angle 값이 작을 때 GEO 위성 초기 상태 변수 결정 알고리즘의 성능이 좋다는 것을 유추할 수 있다. 관측되는 GPS 위성의 개수가 2기일 때와 3기일 때의 차이는 거의 나타나지 않았다. 그리고 관측되는 GPS 위성의 개수만 아니라 GPS 위성의 기하학적인 배치가 정확도에 영향을 미치는 것을 D 지점의 시뮬레이션을 통해서 알 수 있었다.

Table 6-2 Test result at point A

Error	GPS 2기	GPS 3기
x (km)	4.453	1.908
y (km)	5.113	7.349
z (km)	-3.511	-3.511
Vx (km/s)	0.000325	0.000162
Vy (km/s)	0.000331	-0.000517
Vz (km/s)	0.001920	0.001920
clock bias (km)	6.019	7.156
clock bias rate (km/s)	0.000001	-0.000194

Table 6-3 Test result at point B

Error	GPS 2기	GPS 3기
x (km)	13.415	4.642
y (km)	16.693	6.615
z (km)	27.495	27.495
Vx (km/s)	-0.000971	-0.000236
Vy (km/s)	0.000796	0.000156
Vz (km/s)	0.000348	0.000348
clock bias (km)	2.108	-1.598
clock bias rate (km/s)	-0.000519	-0.000261

Table 6-4 Test result at point C

Error	GPS 2기	GPS 3기
x (km)	-2.984	4.951
y (km)	8.600	1.750
z (km)	5.374	5.374
Vx (km/s)	0.000001	0.000514
Vy (km/s)	-0.000543	0.000003
Vz (km/s)	-0.001994	-0.001994
clock bias (km)	-5.550	-4.319
clock bias rate (km/s)	-0.000276	-0.000472

Table 6-5 Test result at point D

Error	GPS 27]	GPS 37]
x (km)	16.474	17.425
y (km)	20.910	22.021
z (km)	-28.268	-28.268
V _x (km/s)	-0.000963	-0.001044
V _y (km/s)	0.001067	0.001136
V _z (km/s)	-0.000458	-0.000458
clock bias (km)	-9.404	-10.088
clock bias rate (km/s)	0.000424	0.000194

Table 6-6 Test result at point D1, D2 and D3

Error	D1	D2	D3
x (km)	17.425	5.2519	-7.992
y (km)	22.021	7.799	-7.787
z (km)	-28.268	-28.268	-28.268
V _x (km/s)	-0.001044	-0.000007	0.001122
V _y (km/s)	0.001136	0.000249	-0.000716
V _z (km/s)	-0.000458	-0.000458	-0.000458
clock bias (km)	-10.088	-5.146	-0.468115
clock bias rate (km/s)	0.000194	-0.000050	-0.000165

앞에서 계산된 COMS 위성의 초기 상태 변수 값을 이용하여 실제 EKF 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과는 Figure 6-14부터 Figure 6-18에 나타나 있다. EKF 필터의 수렴 속도는 초기 오차에 따라 다양하게 나타난다. 그러나 모든 경우에 대해서 120분 내로 필터가 수렴하였고 이 때 오차는 100m 이내이다. GEO 위성에서 GPS 위성의 가시성이 부족할 때 필터의 수렴 속도는 1시간에서 2시간 정도인 결과는 GEO 위성에서 EKF 필터가 굉장히 천천히 수렴한다는 점을 고려할 때 충분히 실용적인 결과로 판단할 수 있다 [79]. 필터의 수렴 속도는 GPS 위성의 기하학적인 배치만 아니라 관측되는 GPS 위성의 변화에도 영향을 받는다. 이로 인해서 초기 오차의 크기가 비슷한 경우이더라도 GPS 위성의 변화에 따라 그 결과는 크게 달라질 수 있다.

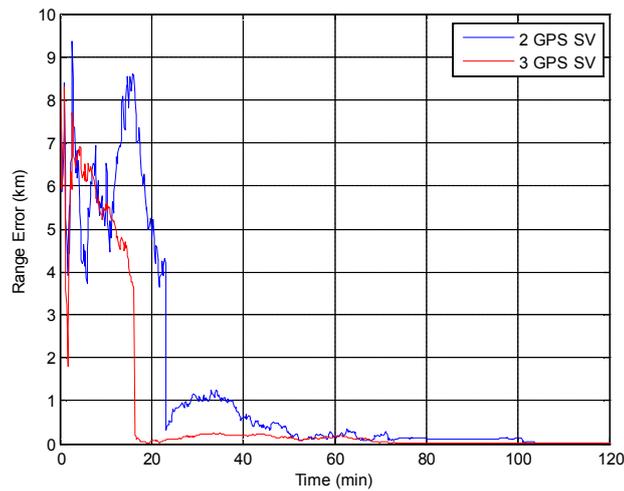


Figure 6-14 Result of the EKF simulation started at point A

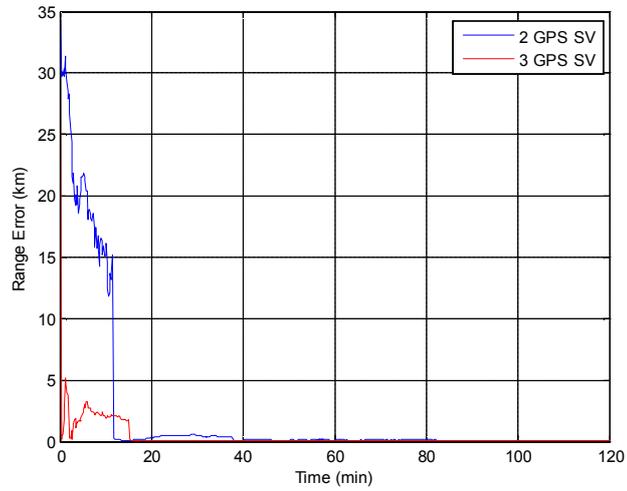


Figure 6-15 Result of the EKF simulation started at point B

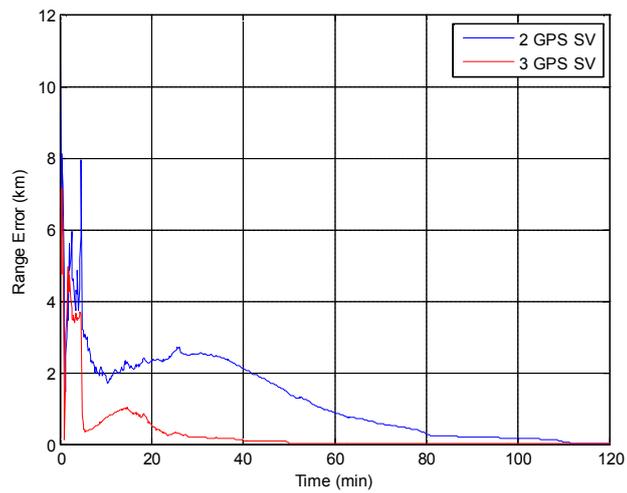


Figure 6-16 Result of the EKF simulation started at point C

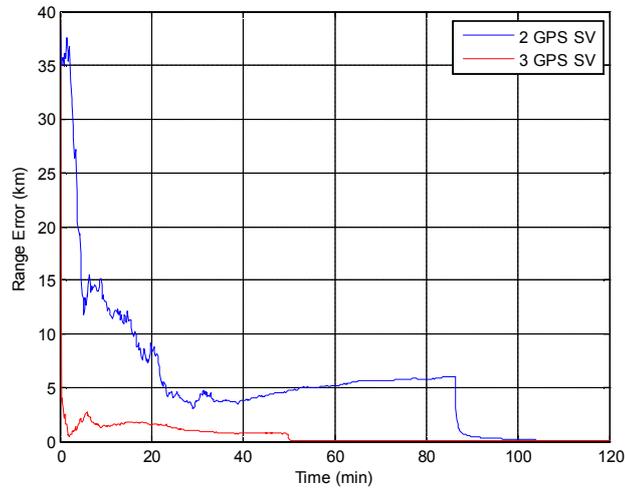


Figure 6-17 Result of the EKF simulation started at point D

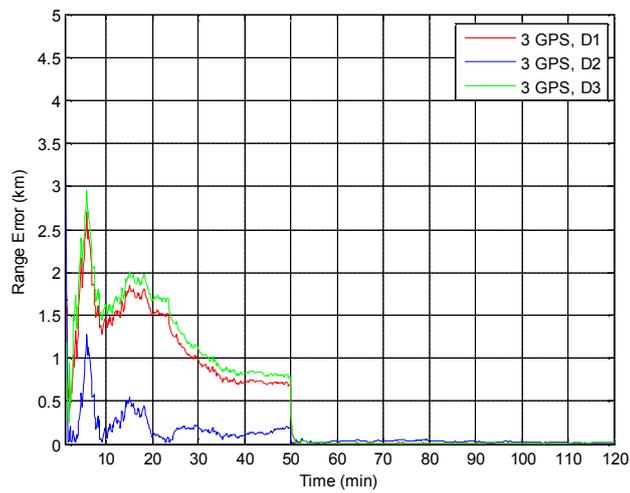


Figure 6-18 Results of the EKF simulations started at point D for various positions of the third GPS satellite.

필터가 수렴한 이후의 안정된 필터 결과를 RIC 좌표계에서 분석하였다. Figure 6-19과 Figure 6-20는 각각 2기와 3기의 GPS 위성을 이용하여 EKF를 수행한 결과이고 2기 보다 3기 일 때 측정치의 증가로 인해서 수렴 후 오차가 더 작은 것을 확인할 수 있다.

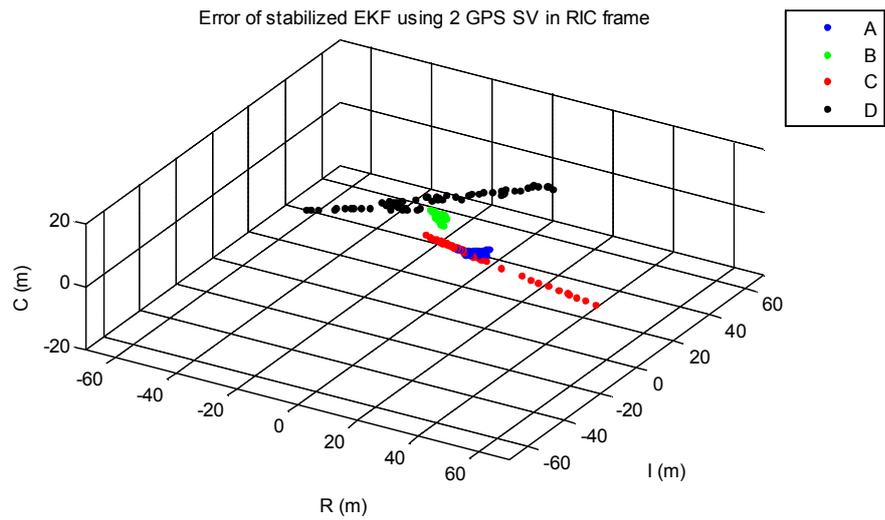


Figure 6-19 The stabilized EKF errors in a RIC frame when using two GPS satellites.

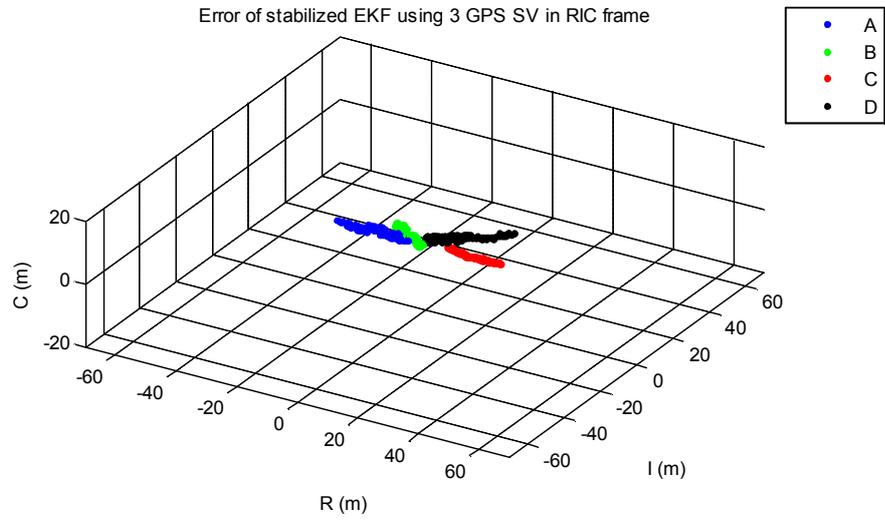


Figure 6-20 The stabilized EKF errors in a RIC frame when using three GPS satellites

7장. 신호 고장 검출 및 제거

1. 측정치 고장 개요

GNSS 신호를 이용한 측정치에 고장이 발생할 경우에는 정확한 위치해를 얻을 수 없다. 이 경우 부정확한 위치해나 또는 위치해를 얻을 수 없기 때문에 위성에서는 임무를 수행하는데 어려움을 겪게 된다. Fault는 GNSS 위성 신호 자체나 방송 메시지의 이상 또는 수신기 자체의 신호 처리 과정에서 발생하는 문제로 인해서 발생할 수 있다. 위성에서는 특히 급격한 온도 변화, 진동, solar radiation에 의해서 수신기 오동작 확률이 높고 이에 따라서 측정치 고장이 발생할 가능성이 높다 [93]. GEO 위성에서는 특히나 관측 가능한 GPS 위성의 개수가 부족하기 때문에 fault가 발생할 경우 위치해 오차가 더욱 크게 나타난다. 이는 측정치가 여러 개인 경우에는 fault가 발생하더라도 다른 측정치에 의해서 그 영향이 반감될 수 있는데 반해서 전체 측정치가 적은 경우 fault에 의한 영향이 더 커지기 때문이다. 이로 인해서 GEO 위성에서 fault가 발생하게 되면 다른 응용 예보다 더욱 치명적인 결과를 가져올 수 있다. Fault가 발생할 경우 GEO 위성에서 위치 오차가 발생한 상황이 Figure 7-1에 나타나 있다.

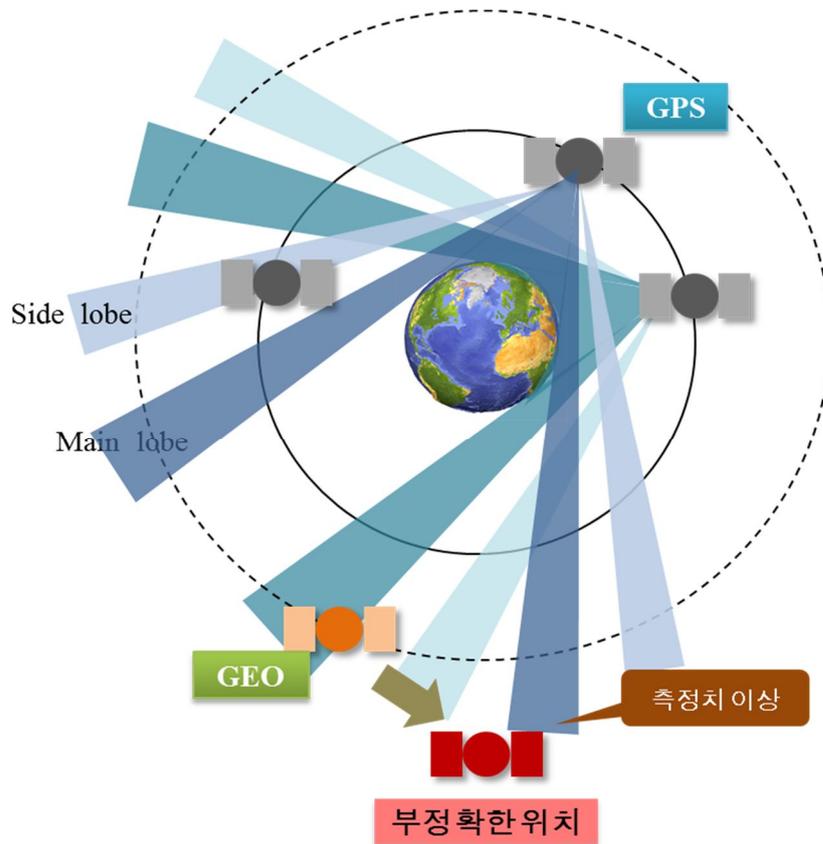


Figure 7-1 The effect of fault at GNSS positioning

Fault의 유형은 Figure 7-2에 나타난 것처럼 크게 4가지로 분류할 수 있다. Impulse type fault는 측정치에 순간적으로 이상한 측정치 값이 생기는 것이다. step type fault는 측정치 값에 값에 일정한 오차가 더해지는 것이다. Ramp type fault는 측정치에 오차가 선형적으로 점차 증가하는 것이다. 측정치가 생성되는 않는 것은 수신기나 GNSS 위성의 고장으로 인해서 발생할 수 있는 경우로 이는 검출이 용이하다. 이점을 고려하여 본 논문에서는 fault 중에서 impulse type, step type, ramp type fault에 대한 검출과 제거

에 대해서 다루도록 한다.

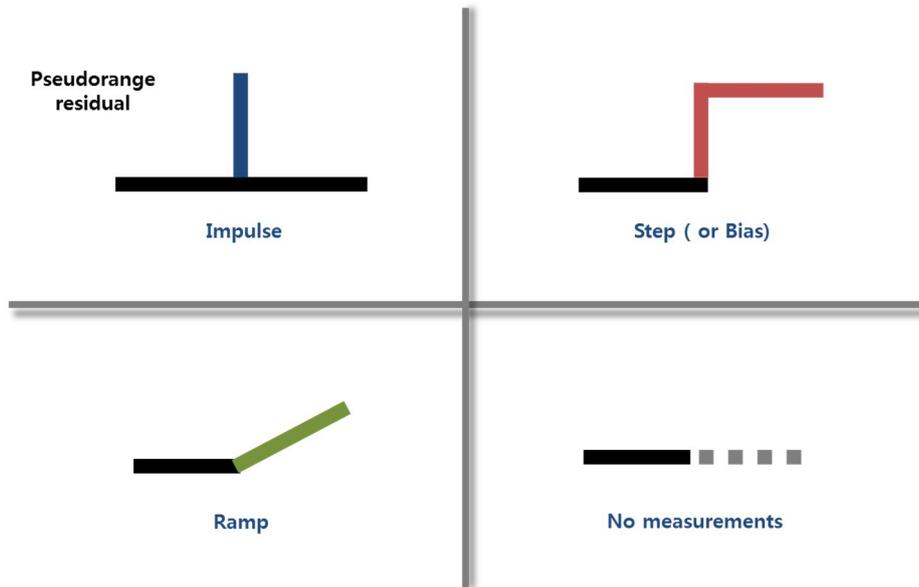


Figure 7-2 Types of fault

2. GNSS 신호 고장 검출 기법의 종류

GNSS 에서 신호 고장은 측정치에 이상이 발생한 경우를 의미한다. 이때 이상은 Gaussian noise 수준을 벗어나는 것을 의미하며 이를 검출하고 제거하는 기법은 세부적으로 다음 Figure 7-3과 같이 나눌 수 있다. 우선 고장 검출과 관련된 알고리즘에는 여러 부류가 있다. 고장 검출과 관련한 세부적인 과정을 기준으로 이를 분류하면 fault detection, identification, isolation으로 나눌 수 있다.

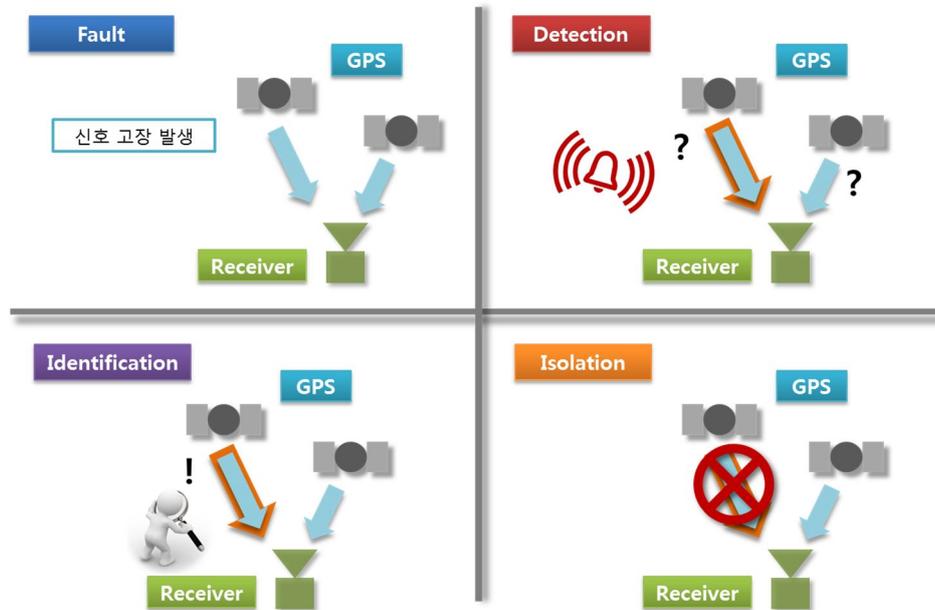


Figure 7-3 Fault detection and isolation procedure

Fault detection은 고장이 발생했는지 여부를 알아내는 것이다. 여기에는 고장 발생 여부에 대한 판단만 들어가지 구체적으로 개별 GNSS 위성의 고장 여부는 판단이 들어가지 않는다. Fault identification은 고장이 발생했을 때 특정 측정치에서 고장 발생 여부를 판단하는 과정이다. 알고리즘 중에서 fault identification이 이루어지면서 동시에 detection이 되는 경우도 있기 때문에 구분이 명확하지 않은 경우도 있다. Fault isolation은 측정치에서 고장이 발생한 측정치를 제거하는 알고리즘으로 fault identification이 된 경우에만 적용이 가능하다. 고장검출 알고리즘과 관련해서 detection과 identification만 수행하고 isolation은 수행하지 않는 알고리즘이 존재하기 때문에 이를 구분하는 것이 필요하다.

GNSS에서 신호 고장을 검출하는 알고리즘 중에서 가장 널리 알려진 것이 parity space method이다 [82, 94-99]. Parity space method는 기본적으로 GNSS 측정치의 여분이 있는 상황에서 fault를 검출한다. 이는 최소 5기 이상의 GNSS 측정치가 있어야 한다는 것을 의미한다. Parity space method는 snap-shot 측정치를 이용하여 고장 검출을 수행하기 때문에 위성의 동역학이나 이전의 측정치 정보를 필요로 하지 않는다는 장점이 있다. 그러나 GEO 위성에서는 GNSS 측정치가 부족하기 때문에 여분의 측정치가 없는 경우가 자주 발생하고 이로 인해서 parity space method를 적용하기가 어렵거나 불가능하다.

고장을 검출하는 다른 방안으로는 의사거리 측정치나 carrier phase 측정치를 이용하는 방법이 있다 [100, 101]. 이는 의사거리나 carrier phase 측정치를 단순히 kinematic 방식으로 다음 예측치를 추정하여 이를 실제 측정치와 비교하여 고장 발생 여부를 판단하는 기법이다. 이 기법의 경우 관측이 시작되는 GNSS 위성의 측정치에 처음부터 고장이 발생한 상황인 경우에는 고장을 검출할 수 없다는 취약점이 있다. 그리고 위성과 같은 동역학이 크게 존재하는 상황에서는 예측치가 부정확하다는 단점도 가지고 있다.

또 다른 고장 검출 기법으로 Kalman filter를 이용하여 측정치를 점검하는 알고리즘이 존재한다 [83, 102, 103]. 이에 대한 개략적인 설명이 Figure 7-4에 나와있다. Kalman filter 기반으로 한 알고리즘은 현재 들어오는 측정치를 이용해서 EKF 필터 처리를 한 뒤 여기서 구해진 상태 변수를 현재 에폭에서의 측정치로 변환하여 이를 측정치와 비교하여 잔차를 생성하고 여기서 생성된 잔차의 크기가 일정한 기준 값을 넘으면 고장이 발생한 것으로 판단한다. Kalman filter 기반 알고리즘은 현재 에폭에서 수집된 측정치를 이용해서 상태 변수를 계산하는데 이때 측정치에 고장이 포함된 측정치가 있을 수 있지만 이를 제거하지 않고 모든 측정치를 그냥 이용하기

때문에 필터를 처리하는 과정에서 추정된 상태변수가 정확하지 않을 수 있는 문제점이 있다. 만약 고장이 포함된 측정치를 이용해서 Kalman filter 에서 추정한 상태 변수가 정확하지 않다면 측정치에 대한 잔차 역시 정확하지 않는 문제점이 생긴다. 그리고 작은 기울기를 가진 ramp type의 검출이 잘 되지 않는 고장이 포함된 측정치를 이용하여 필터 처리를 수행하면 이를 감지하지 못하고 잘못된 상태변수와 잘못된 공분산을 생성하게 된다. 그리고 필터는 계속해서 잘못된 측정치를 감지하지 못하고 계속해서 이용하게 되고 결국 고장 검출에 실패할 가능성이 있다.

다른 고장 검출 기법으로 SCST (State chi-square test)가 있다 [83, 102]. SCST 역시 Kalman filter를 이용한다는 점은 앞서 설명한 Kalman filter 기반 알고리즘과 유사하지만 고장 검출 판단을 측정치가 아닌 상태 변수를 가지고 판단한다는 점이 다르다. SCST에 대한 개념적인 설명이 Figure 7-5에 나타나 있다. SCST에서는 현재 에폭에서 들어오는 측정치를 이용해서 Kalman 필터를 수행한다. 그리고 여기서 생성된 상태 변수를 저장해 둔다. 여기서 상태변수를 저장해두는 이유는 ramp type 같은 고장의 경우 검출이 잘 안 되기 때문에 이를 걸러내지 못하고 필터에서 측정치를 이용하다가 결국 필터가 고장에 오염되는 경우가 발생하기 때문에 고장이 발생하지 않은 과거의 상태변수를 이용해서 현재의 상태 변수를 검증하기 위해서이다. 저장되어 있던 과거의 상태변수는 일정시간 간격으로 propagation되어서 현재 에폭으로 상태변수로 예측되고 예측된 상태변수와 현재 에폭에서 Kalman filter에서 추정한 상태변수를 비교하여 고장 발생 여부를 판별하는 방식이다. SCST의 장점은 고장에 의해서 filter가 오염되는 것을 방지할 수 있다는 점이지만 상태변수를 기준으로 고장 발생 여부를 판별하기 때문에 측정치에서 고장 검출과 제거가 불가능하다는 단점이 있다.

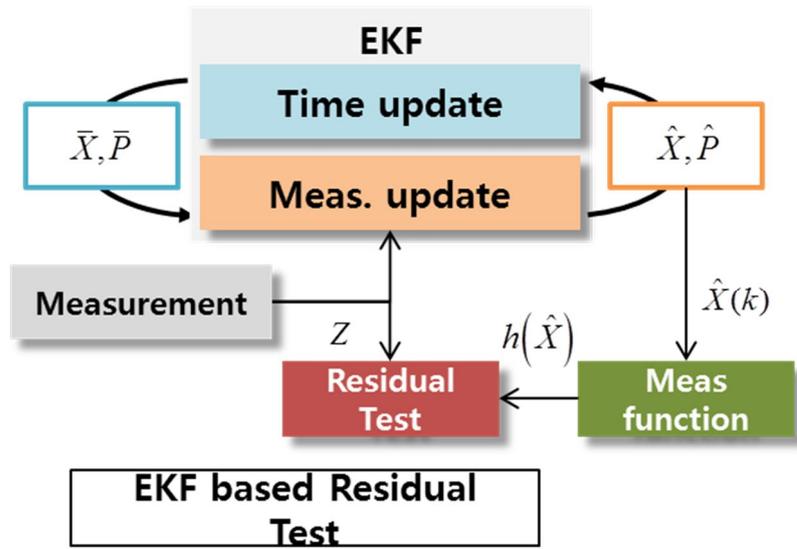


Figure 7-4 EKF based fault detection and isolation method

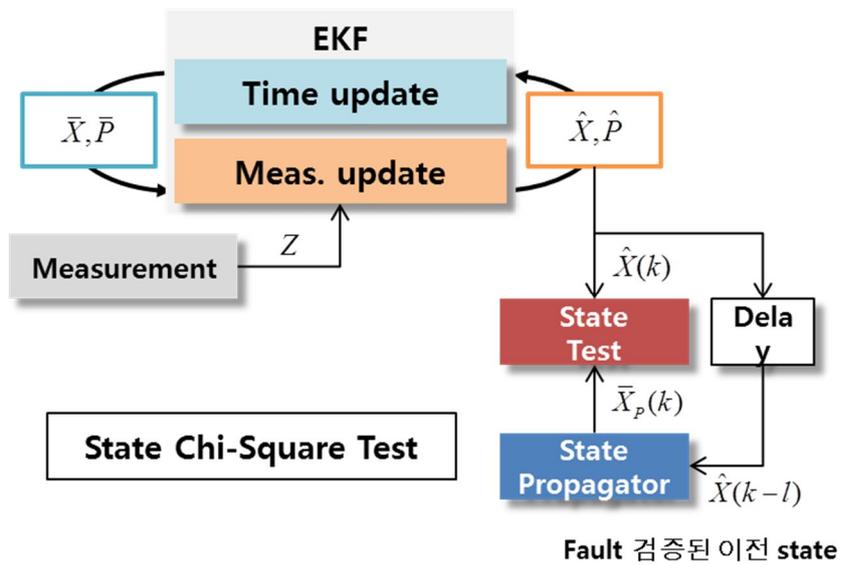


Figure 7-5 State chi-square test

3. 고장 검출 및 제거

GEO 위성 환경에서는 GNSS 측정치가 충분하지 않다. GPS를 이용하는 경우 측정치가 4기 미만인 경우가 많기 때문에 기존의 parity space 기법은 적용이 불가능하다. 그리고 Kalman filter 기반 기법의 경우 측정치가 고장에 오염된 상황을 인지 하지 못하고 계속해서 필터가 수렴해 가는 상황이 발생할 수 있어 적용이 용이하지 않다. SCST 기법의 경우에는 고장에 오염되지 않은 과거의 상태 변수를 propagation하여 데이터를 이용하기 때문에 고장에 대한 오염은 줄일 수 있지만 상태 변수에서 고장을 검출하는 방식이라 측정치에서 고장을 검출하고 제거하지는 못한다. GEO 위성의 경우 측정치가 부족하기 때문에 고장을 제거한 측정치를 이용하는 것이 반드시 필요하다. 이를 해결하기 위해서 Kalman filter 기반의 고장 검출 알고리즘과 SCST 알고리즘을 결합하여 새로운 고장 검출 기법을 제안하였다.

제안된 기법의 개략적인 알고리즘 구조는 Figure 7-6에 도시하였다. 제안한 알고리즘은 EKF에서 추정된 상태 변수를 저장하고 있다가 일정 시간이 지난 뒤 이를 현재 시간으로 propagation하여 현재 에폭에서의 상태 변수로 추정하고 이를 다시 측정치로 변환한 뒤 현재 에폭에서 들어오는 측정치와 차분하여 잔차를 생성하고 잔차가 일정 크기 이하일 때만 정상으로 판단하여 이를 이용하고 그 이상일 경우에는 고장으로 판단해서 제거하는 방식이다. 앞서 설명한 두 방식과의 차이점은 EKF에서 추정한 현재 에폭에서의 상태변수가 아닌 과거의 상태변수를 이용한다는 점과 상태변수가 아닌 측정치에서 고장 검출 및 제거를 수행한다는 점이다.

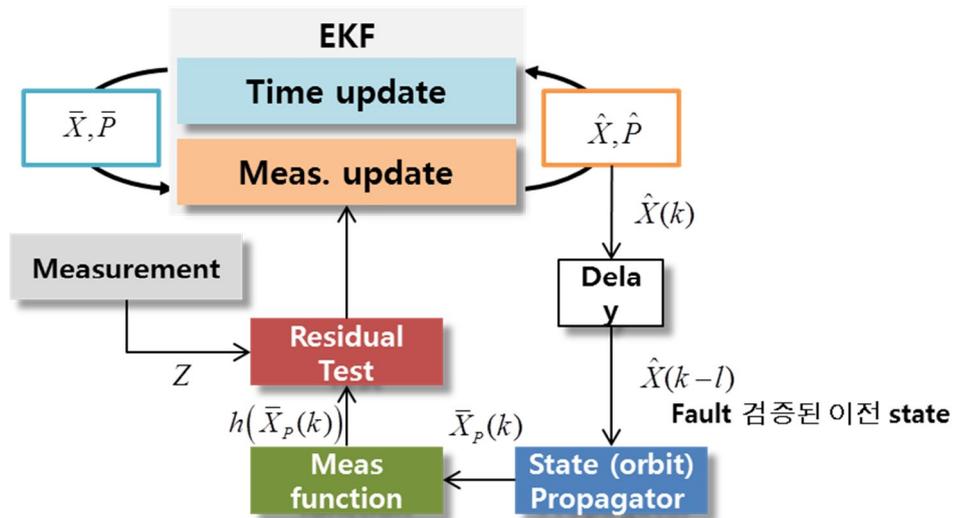


Figure 7-6 Data flow of the proposed algorithm

제안된 알고리즘을 궤도상에서 시각적으로 설명한 것이 Figure 7-7이다. 그림에서 검정색 선은 실제 GEO 위성의 궤도이고 주황색 선은 EKF 기반의 궤도 결정을 수행하면서 추정된 상태 변수이다. 파란색 선은 과거 특정에폭의 상태변수를 이용해서 propagation한 상태변수이고 이를 이용해서 현재 에폭에서의 측정치인 회색 선과 비교하여 고장 발생 여부를 판단하는 구조이다.

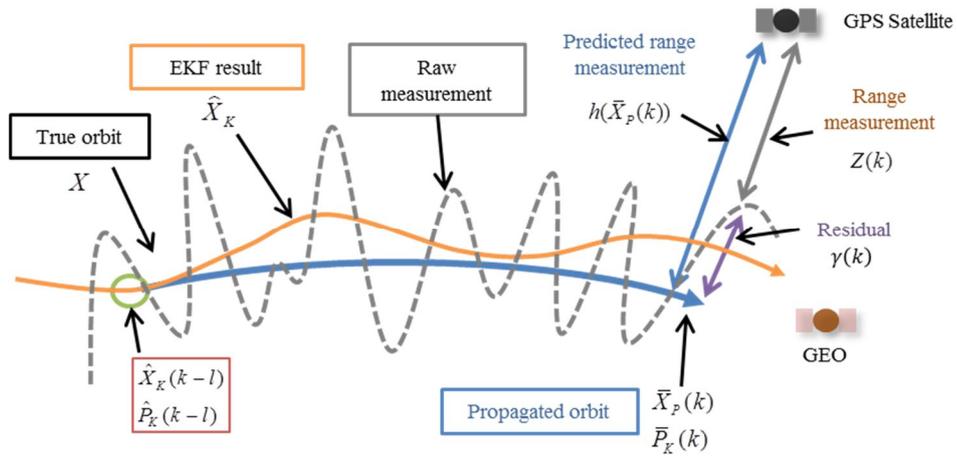


Figure 7-7 Concept of the proposed algorithm

만약 과거 시점의 상태변수를 propagation 하여 현재 에폭의 상태 변수를 추정하지 않을 경우에는 고장에 의해서 필터가 오염되는 경우가 발생한다. 이를 개념적으로 도시한 것이 Figure 7-8이다. Ramp type fault 처럼 고장이 서서히 작은 크기로 일어나는 경우에는 고장 검출 알고리즘에서 이를 감지하지 못하고 측정치를 계속해서 이용하게 된다. 이 경우에는 filter가 오염된 측정치를 이용하면서 엉뚱한 방향으로 수렴해 나가게 되고 이로 인해서 연속적으로 고장이 검출되지 않거나 늦게 되는 경우가 발생할 수 있다.

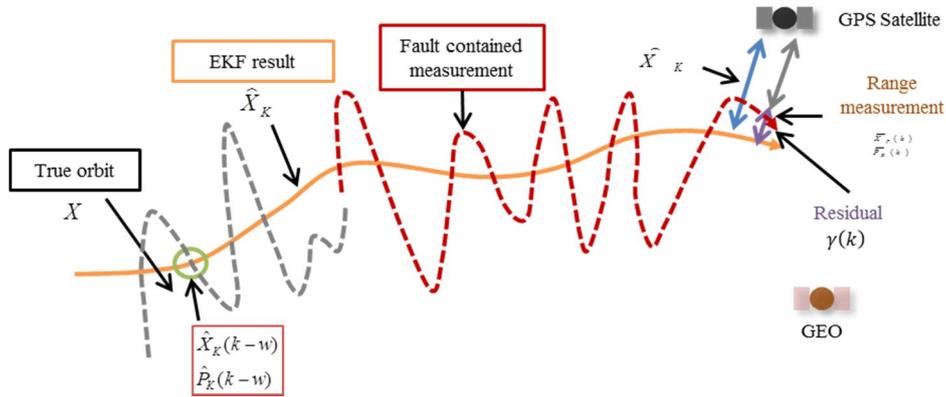


Figure 7-8 Fault contaminated filter

EKF 필터에서는 입력되는 측정치를 이용하여 최적의 상태변수를 추정하는데 이때 입력되는 측정치에 포함된 오차는 측정치 고장값에 대한 고려 없이 가우시안 잡음으로만 가정하고 있다. 이로 인해서 측정치에 고장값이 포함되더라도 이를 걸러 내지 못하고 필터 처리 과정을 수행하게 된다. 이를 해결하기 위해서 본 논문에서는 EKF 필터에서 추정한 과거의 상태변수를 정밀 궤도 전파기를 이용해서 현재 시각에서의 상태변수로 예측하고 이를 측정치로 변환하여 현재 수집된 측정치와 비교하여 고장을 검출하는 알고리즘을 제안하였다.

현재 시각에서 수집된 측정치에 고장이 포함되어 있는지 검사하기 위해서 우선 일정 시간 이전에 EKF 필터에서 추정된 상태변수를 이용하여 현재 시각의 상태변수를 추정한다. 현재 시각 바로 이전 시각의 상태변수를 이용하지 않고 일정 시간 이전의 상태변수를 이용하는 이유는 크기가 작은 측정치 고장이 발생한 경우 이를 걸러내지 못하고 프로세스가 진행되어 이미 상태 변수에 오차가 포함되어 있을 수 있기 때문에 어느 정도 안전한 값을 선택하기 위함이다. 정밀 궤도 전파기를 이용하여 상태변수를 예측하는 기법

은 Da가 제안한 방식을 측정치로 확장한 식 (8.1)와 같다 [83].

$$\begin{aligned}
 \bar{X}_p(k) &= \phi(k, k-w, \hat{X}_k(k-w)) \\
 \bar{P}_p(k) &= \Phi(k, k-w) \hat{P}_k(k-w) \Phi^T(k, k-w) + Q(k, k-w) \\
 \bar{Z}_p &= h(k, \bar{X}_p(k)) \\
 U_p(k) &= H(k) \bar{P}_p(k) H^T(k) + R(k)
 \end{aligned} \tag{8.1}$$

여기서 아래첨자 p 는 propagator, ϕ 는 비선형인 궤도 전파 함수, Φ 는 선형화된 궤도 전파 함수, w 는 시간 지연값, \hat{P}_k 는 EKF 필터에서 구한 측정치 갱신 오차 공분산, \bar{P}_p 는 궤도 전파 후의 상태변수의 오차 공분산, \bar{Z}_p 는 예측된 측정치이다. 식(5)를 이용해서 (k-w) 에폭에서 EKF 필터로 계산된 추정치 $\hat{X}_k(k-w)$ 를 이용해서 k 에폭에서의 궤도를 예측할 수 있으며 이를 측정치로 변환하면 k 에폭에서의 측정치도 예측이 가능하다.

예측된 측정치 \bar{Z}_p 와 실제 수집된 측정치 Z 를 차분한 값을 잔차 γ 로 정의하며 이는 식(6)과 같이 정의된다.

$$\gamma(k) = Z(k) - \bar{Z}_p(k) \tag{8.2}$$

이때 잔차의 공분산은 Da가 제안한 상태변수 잔차의 공분산을 측정치 잔차로 확장하여 구할 수 있다. 식 (8.2)에서 정의한 잔차를 측정치 함수로 다시 전개하면 다음 식 (8.3)과 같다.

$$\begin{aligned}
Z(k) - \bar{Z}_p(k) &= (h(k, X(k)) + w(k)) - h(k, \bar{X}_p(k)) \\
&= (h(k, X(k)) - h(k, \bar{X}_p(k))) + w(k)
\end{aligned} \tag{8.3}$$

$$\begin{aligned}
E[\gamma^2(k)] &= E\left[\left(Z(k) - \bar{Z}_p(k) \right)^2 \right] \\
&= E\left[\left(\left\{ h(k, X(k)) - h(k, \bar{X}_p(k)) \right\} + w(k) \right)^2 \right] \\
&= H(k) \left(\Phi(k, k-w) \hat{P}_k(k-w) \Phi^T(k, k-w) + Q(k, k-w) \right) H^T(k) + R(k) \\
&= H(k) \bar{P}_p(k) H^T(k) + R(k) \\
&= U_p(k)
\end{aligned} \tag{8.4}$$

여기서 계산된 잔차 공분산의 대각행렬 요소로 잔차의 대각행렬 요소를 나누면 자유도가 1인 카이 제곱 분산이 된다. 이를 식 (8.5)의 ξ_{r_i} 와 같이 정의하고 ξ_{r_i} 의 크기가 정해진 임계치 ε_{r_i} 보다 크면 측정치 고장이 발생한 것으로 판단하고 그보다 작으면 정상인 것으로 판단하여 고장 발생 여부를 판단한다.

$$\begin{aligned}
\xi_{r_i}(k) &= \frac{\gamma_i^2(k)}{U_{p_{r_i}}} \chi^2(1) \\
\text{if } \xi_{r_i}(k) &\geq \varepsilon_{r_i} \text{ then failure} \\
\xi_{r_i}(k) &< \varepsilon_{r_i} \text{ then no failure}
\end{aligned} \tag{8.5}$$

측정치 고장 여부를 판단하는 임계치는 false alarm 허용 확률을 기준으로 설정할 수 있으며 카이 제곱 분산의 식을 정리하여 다음 식(8.6)과 같이 요약된다 [103].

$$\begin{aligned}
(|\gamma_i| < \varepsilon_i) &= P_i \\
\varepsilon_i &= \sqrt{-2\ln(1-P_i)} \sigma_i, \quad (i=1,2,\dots,2M) \\
\sigma_i &= U_{p_i}
\end{aligned} \tag{8.6}$$

여기서 M 은 관측 가능한 GPS 위성 수, σ_i 는 대각행렬 요소의 공분산, P_i 는 잔차가 임계치 범위 내에 포함될 확률이다.

본 논문에서는 false alarm 확률이 1%가 되도록 $P_i = 99\%$ 로 정하였고 이때 측정치 잡음의 오차 허용범위는 $\pm 3.03\sigma_i$ 이 된다.

4. 이동 평균값 이용한 고장 검출 및 제거

앞장에서는 정밀 궤도 전파기를 이용하여 예측한 측정치를 이용하여 단일 에폭에서의 측정치에 대한 고장 여부를 판단하는 방법을 제시하였다. 그러나 단일 에폭에서의 측정치에 대해서만 고장 여부를 판단할 경우에는 측정치의 오차 허용 범위가 넓기 때문에 작은 크기의 고장이 지속적으로 발생하는 경우에는 고장 판단이 어렵다. 이를 해결하기 위한 방안으로 단일 에폭에서의 잔차가 아닌 일정 시간 동안 누적된 잔차를 이동 평균하여 측정치 고장을 판단하는 방법을 제시하고자 한다. 먼저 일정 시간 동안 누적된 잔차 벡터와 이의 이동 평균값을 식 (8.7)와 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}\bar{\gamma}(k) &= [\gamma(k-w+1) \ \cdots \ \gamma(k-1) \ \gamma(k)], \text{ (w is window size)} \\ m_{\bar{\gamma}}(k) &= \frac{1}{w} \sum_{n=k-w+1}^k \gamma(n)\end{aligned}\tag{8.7}$$

여기서 w 는 누적하고자 하는 일정 시간 동안의 에폭 수를 의미한다. 잔차 벡터의 이동 평균을 취할 경우 그 값은 단일 에폭의 잔차 평균과 동일하지만 분산은 $1/w$ 으로 줄어드는 특성이 있다. 이를 정리하면 식 (8.8) 과 같다.

$$\begin{aligned}m_{\bar{\gamma}}(k) &= m_{\gamma}(k) = E[\gamma(k)] \\ \text{cov}(\bar{\gamma}(k)) &= \frac{\text{cov}(\gamma(k))}{w}\end{aligned}\tag{8.8}$$

이에 따라서 잔차 벡터의 이동 평균을 검사하면 단일 시각에서의 잔차를 검사할 때 보다 잔차의 오차 허용 범위를 줄일 수 있고 이로 인해 약한 고장도 검출이 가능하다. Figure 7-9를 보면 w 가 10이고 false alarm 확률이 1%인 경우의 잔차, 잔차의 고장 검출 임계치, 잔차의 이동평균, 잔차 이동평균의 고장 검출 임계치가 나타나 있다. 그림에서 나타나듯이 잔차에 대한 임계치를 적용할 경우 측정치 고장이 잘 검출이 되지 않고 연속적으로 검출이 되지 않는 문제점이 있다. 이에 반해 잔차 이동평균은 잔차보다 측정치 고장이 발생할 경우 검출이 약간 지연되지만 검출이 지속적이며 고장 검출 임계치의 범위가 좁기 때문에 고장 검출이 보다 정밀하게 이루어지는 것을 알 수 있다.

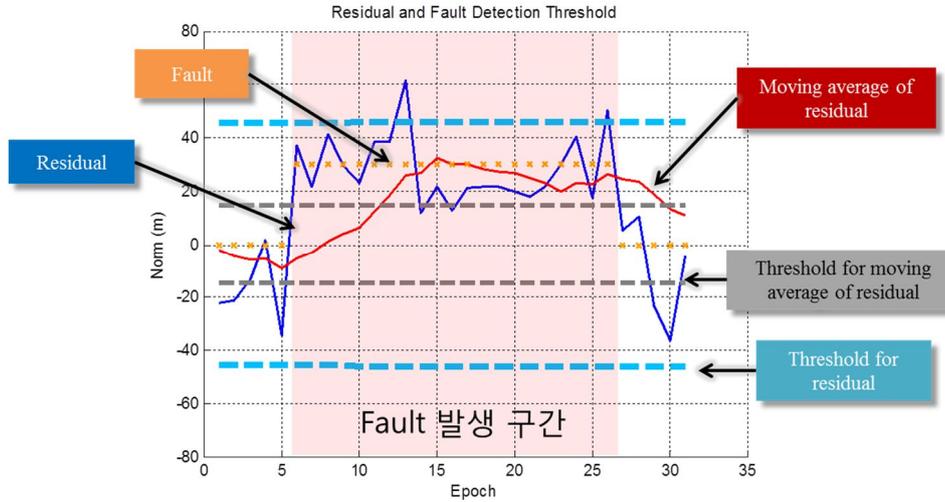


Figure 7-9 Relationship among the residual, MA of the residual and threshold

앞장에서 설명한 단일 시각에서의 잔차를 통한 측정치 고장 검출과 본 장에서 설명한 잔차의 이동 평균을 통한 측정치 고장 검출 알고리즘을 전체 시스템에 적용한 것이 Figure 7-10이다. 수신기로부터 측정치가 들어오면 수집된 측정치와 궤도 전파기를 통해서 예측된 측정치를 차분하여 잔차를 생성한다. 잔차는 메모리에 순서대로 저장되며 저장된 잔차에 대해서 단일 시각에서의 측정치 고장과 잔차의 이동 평균을 이용한 측정치 고장을 차례로 검출하도록 한다. 측정치 고장 검출을 통해서 고장이 걸려진 측정치에 대해서만 이를 EKF 필터에 이용하도록 하고 여기서 산출된 추정 상태변수는 다시 일정 시각 뒤에 정밀 궤도 전파기에서 상태 변수 예측치를 계산하는데 이용되는 순환 구조를 이루고 있다. 고장을 검출할 때 snap-shot measurement와 moving average를 이용하는데 이때 고장 검출에 대해서 단 한번이라도 오차 범위를 벗어나면 fault confirmation time을 가지지 않고 고장 발생으로 결정하였다. 이는 fault가 발생으로 결정하고 측정치를 제

외하더라도 정밀 궤도 전파를 통해서 부족한 측정치 부분을 보완할 수 있기 때문에 고장의 가능성이 있는 측정치는 대체적으로 제외하기 위함이다.

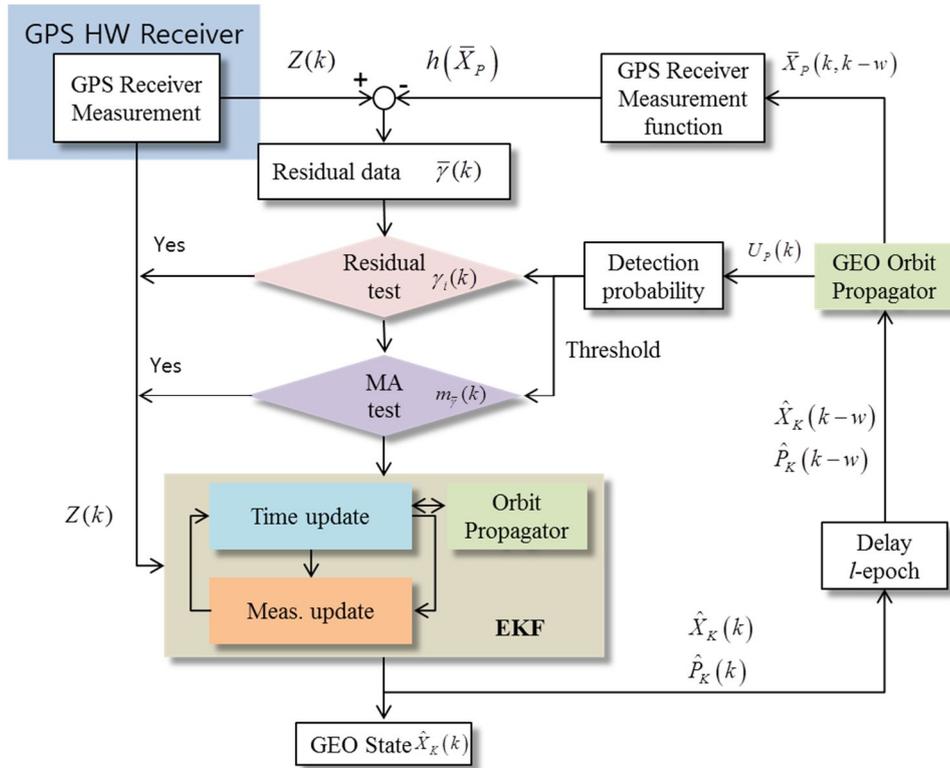


Figure 7-10 Data flow in the proposed algorithm

잔차에 대해서 2번에 걸친 측정치 고장 검출을 통해서 강한 고장과 약한 고장에 대한 대처가 동시에 가능하고 이는 위성 궤도 결정을 수행하는데 있어 안정성과 정확성을 높이는 결과를 가져올 수 있다.

8장. 시뮬레이션과 결과 분석

1. 시뮬레이션 설정과 시나리오

앞에서 제안한 GEO 위성에 대한 GPS 측정치 고장 검출 알고리즘을 검증하기 위해서 GEO 위성을 선정하고 위성궤도 생성과 측정치 생성 시뮬레이션을 수행하였다. 선정된 GEO 위성은 COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) 위성으로 KARI (Korea Aerospace Research Institute) 에 의해 발사되어 동경 128.2°에 위치하고 있으며 Ka-band 통신 서비스와 해양 관측 등의 임무를 수행 중이다. COMS 위성의 궤도 생성에 이용된 초기 상태변수와 궤도 전파 초기 설정값을 Table 8-1에 정리하였다 [24]

GPS 위성의 궤도 데이터는 COMS 위성의 궤도 생성과 동일한 시각에서의 almanac 데이터를 이용해서 GPS 위성 전체의 궤도 데이터를 생성하였다. 생성된 GPS 위성의 궤도 데이터와 COMS 위성의 궤도 데이터를 기반으로 GPS 위성의 가시성을 판단하여 가시성이 확보된 GPS 위성에 대해서만 측정치인 의사거리와 의사거리 변화율 데이터를 생성하도록 하였으며 생성된 측정치 데이터에서 본 논문에서 제안한 측정치 고장 알고리즘을 적용하여 고장 검출을 수행한 뒤 EKF 필터 시뮬레이션을 수행하였다. 전체 데이터 생성과 시뮬레이션 과정은 Figure 8-1에 요약되어 있다.

Table 8-1 Orbit simulation parameters

Orbit type	Geostationary
Initial epoch time	UTC 00:00:00 1 Jan 2006
Simulation time	24 hours
Geopotential model	EGM-96 (Degree: 20, Order: 20)
Third-body gravity	Sun, Moon (DE405)
Solar pressure	$4.57 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$
Cross-sectional area	18.941 m ²
Satellite mass	1547 kg
Numerical integration algorithm	Runge-Kutta 56
X	-27828.9136 (km)
Y	-31685.02205 (km)
Z	3.51107 (km)
V _x	2.30981 (km/s)
V _y	-2.02866 (km/s)
V _z	-0.00192 (km/s)

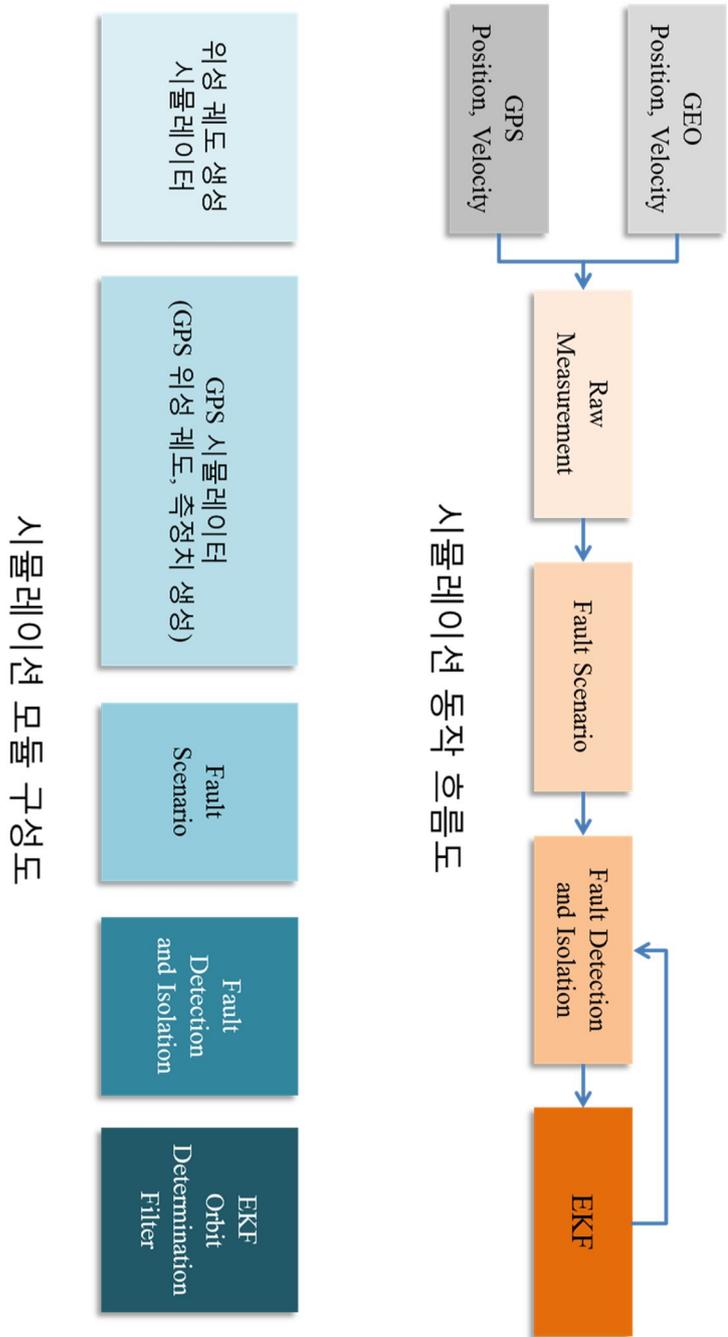


Figure 8-1 Simulation procedure and function blocks

Figure 8-2에서는 시뮬레이션한 COMS 위성 궤도와 GPS 위성의 궤도를 ECI (Earth Centered Inertial) 좌표계에서 표시한 것으로 파란 선은 COMS 위성의 궤도, 녹색 선은 GPS 위성의 궤도이다.

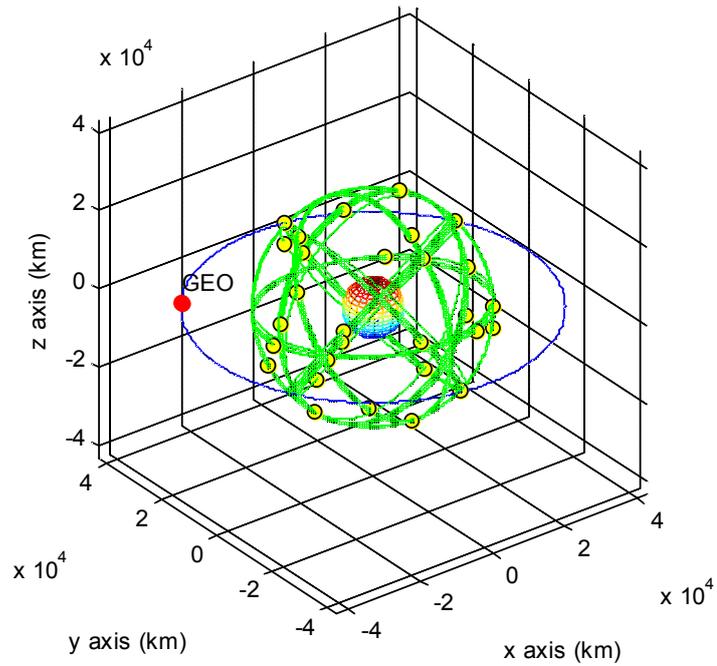


Figure 8-2 GEO orbit and GPS constellation

의사거리는 COMS위성과 GPS 위성 사이의 기하학적인 거리에 수신기 시계 오차와 GPS 위성 시계 오차를 포함하여 계산하였다. 의사거리에서 전리층 오차는 이중 주파수 수신기를 이용하여 제거한다는 가정하에 포함하지 않았다. 의사거리 생성은 식 (8.9)와 같다 [1, 3, 55].

$$\begin{aligned}
\rho &= |\bar{r}_i(TX) - \bar{r}(RX)| + c \cdot \sigma_r(RX) - c \cdot \sigma_i(TX) + n \\
&= |\bar{r}_i(RX - \tau) - \bar{r}(RX)| + c \cdot \sigma_r(RX) - c \cdot \sigma_i(RX - \tau) + n \\
\sigma_r &= b_0 + b_1(t - t_0) \\
\sigma_i &= a_0 + a_1(t - t_0)
\end{aligned} \tag{8.9}$$

여기서 \bar{r}_i 는 GPS 위성의 위치벡터, TX는 신호 송출 시각, \bar{r} 는 COMS 위성의 위치벡터, RX는 신호 수신 시각, σ_r 는 수신기의 시계 오차, σ_i 는 GPS 위성의 시계 오차, n 은 가우시안 잡음으로 GEO 위성에서 수신되는 신호의 강도를 계산하여 $N(0, 15^2)$ 의 분포를 가지도록 설정하였다.

GPS 위성에서 신호가 송출 되는 시각 TX와 RX는 COMS 위성과 GPS 위성 사이의 기하학적인 거리를 신호가 빛의 속도로 이동하면서 생기는 차이로 이는 다음 식 (8.10)을 iteration 기법을 적용해서 계산하였다 [104].

$$\tau = \frac{|\bar{r}_i(RX - \tau) - \bar{r}(RX)|}{c} \tag{8.10}$$

의사거리 변화율은 의사거리 생성 식(8.9)과 비슷한 방식으로 생성하였는데 다음 식 (8.11)와 같이 정리된다 [105].

$$\dot{\rho} = \hat{e} \bullet [\dot{\bar{v}}_i(TX) - \dot{\bar{v}}(RX)] + c \cdot \dot{\delta}_r(RX) - c \cdot \dot{\delta}_i(TX) + n \tag{8.11}$$

여기서 \hat{e} 는 COMS 위성과 GPS 위성 사이의 단위 방향 벡터이고 $\dot{\delta}_r$ 와 $\dot{\delta}_i$ 는 각각 σ_r 와 σ_i 를 미분하여 계산에 이용하였다.

GPS 수신기 측정치를 생성한 후 이를 검증하기 위해서 Spirent 사의

GSS-8000 시뮬레이터와 데이터를 비교하였다. GSS-8000은 RF 신호를 시뮬레이션할 수 있는 시뮬레이터로 RF 신호만 아니라 의사거리, 도플러, GPS 위성 위치와 속도, GPS 위성 시계 오차의 참값 등의 데이터를 저장할 수 있다. GSS-8000를 본 논문의 시뮬레이션 설정과 동일하게 설정하고 이 때 생성되는 데이터를 저장하여 시뮬레이션 결과와 비교하였다. 즉 RF 신호와의 비교가 아닌 측정치의 수치 데이터를 비교하였다. 비교를 통해서 시뮬레이터와 본 논문에서 수행한 시뮬레이션 결과가 완전히 동일한 것을 확인하였다.

- 의사거리 데이터
- 도플러 데이터
- GPS 위성 위치와 속도 데이터
- GPS 위성 시계 오차 데이터
- GPS 위성 상대성 효과 보상값 데이터
- Ephemeris data



Figure 8-3 GSS-8000 simulator

EKF 필터 시뮬레이션에서 COMS의 상태천이를 할 때 포함한 섭동 요소는 비대칭 중력장, 태양 복사압, 제 3체에 의한 인력이다. 필터에서 이용하는 동역학 모델은 실제 위성에 작용하는 동역학과 같을 수 없는 현실적인 측면을 고려해서 중력장 모델의 차수를 ($m=20, n=20$)에서 ($m=5, n=5$)로 줄이고 인공 위성의 태양 복사압 유효 면적에 20%의 오차를 주었으며 제 3체의 궤도는 NASA의 정밀 궤도 데이터인 DE405 대신 간단한 해석 함수를 이용하도록 하여 전체적으로 실제 참 궤도 생성시 이용한 동역학 모델과 차이를 두도록 하였다 [24].

Table 8-2 EKF simulation parameters setting

	Measurement Dynamics	EKF Dynamics Error
Initial epoch time	UTC 00:00:00 1 January 2006	-
Fault simulation time	300 sec	-
Geopotential model	EGM-96 (Degree: 20, Order: 20)	JGM3 (Degree: 5, Order: 5)
Third-body gravity	Sun, Moon (DE405)	-
Solar pressure	4.57×10^{-6} N/m ²	-
Cross-sectional area	18.941 m ²	15.152 m ² (20% error)
Satellite mass	1547 kg	-
Numerical integration algorithm	Runge-Kutta 68	-
X	-27,828.9136 (km)	Position Error : 1 (km)
Y	-31,685.02205 (km)	
Z	3.51107 (km)	
V _x	2.30981 (km/s)	Velocity error : 1 (cm/s)
V _y	-2.02866 (km/s)	
V _z	-0.00192 (km/s)	

2. Impulse Type Fault

첫 번째로 수행한 시뮬레이션은 Impulse 형태의 측정치 고장이 발생한 상황이다. 위성에서 동작하는 GPS 수신기는 우주 환경 속에서 극심한 온도 변화, 진동, 태양광에 노출되어 있어 수신기 오동작 확률이 높다. 이로 인해서 수신기에서 신호 추적 중 고장이 발생하기도 하는데 이를 impulse 형태의 수신기 고장으로 가정하고 이에 대한 고장 검출을 시뮬레이션하였다. 시뮬레이션에서는 GPS 위성 측정치 중에서 하나의 측정치에 각각 100m, 500m, 1,000m의 Impulse 형태의 고장이 발생했을 때 이의 검출 여부와 검출한 경우와 못했을 때의 EKF 필터 수행 결과를 비교하였고 결과는 Figure 8-4부터 Figure 8-7에 나타내었다. 고장은 시뮬레이션 시작 후 18분에 발생하도록 설정하였다. 그림 8 에서 파란색 선은 고장이 발생하지 않았을 때의 정상적인 EKF 필터 수행 결과이며, 붉은색, 주황색 올리브 색 선은 각각 100m, 500m, 1,000m의 impulse 형태의 오차가 발생했을 때 이를 검출하지 못한 결과이고, 녹색 선은 이를 제거 했을 때의 결과이다. 100m의 고장이 발생했을 때에는 EKF 필터의 오차에 큰 영향을 미치지 않았으나 500m, 1,000m 의 고장이 발생했을 때는 각각 30m, 60m 정도의 추정치 오차로 영향이 나타났다. 이를 제안한 알고리즘으로 검출하였을 때는 정상 상태와 비슷한 오차 경향을 보이며 10m 이내의 오차 수준에 머물렀다.

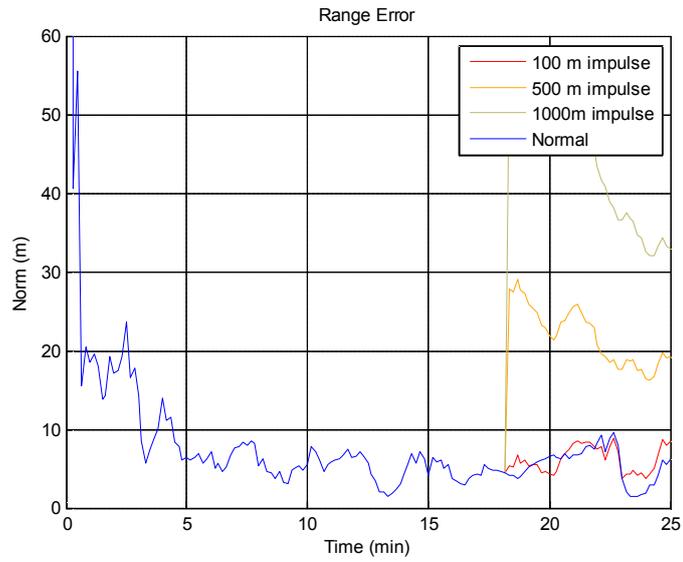


Figure 8-4 Impulse type fault-EKF result without fault detection and isolation method

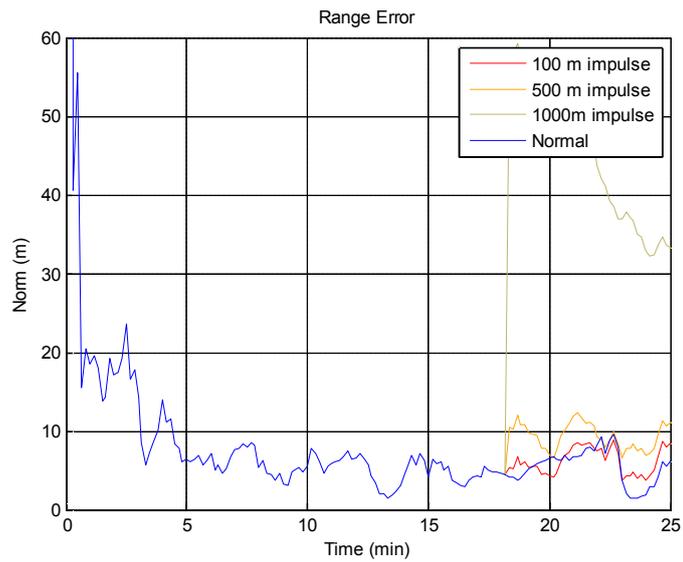


Figure 8-5 Impulse type fault-EKF result with residual test

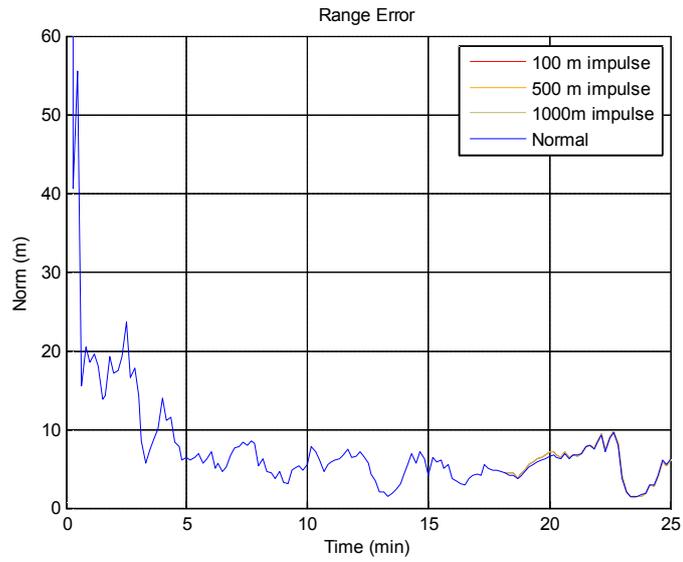


Figure 8-6 Impulse type fault-EKF result with SCST

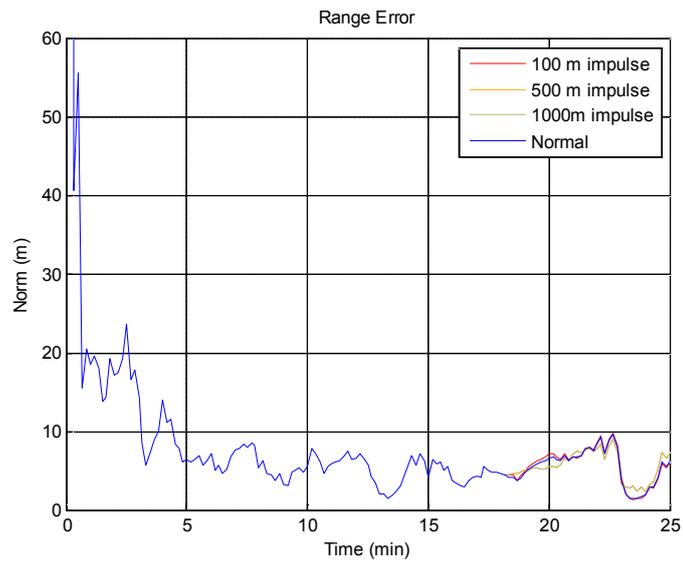


Figure 8-7 Impulse type fault-EKF result with proposed algorithm

Impulse type fault 발생시 아무런 알고리즘을 취하지 않은 경우, EKF 필터 기반 알고리즘을 확장하여 residual에서 고장 검출을 수행한 경우, SCST 알고리즘을 측정치로 확장 이용한 경우 그리고 제안한 알고리즘을 이용한 경우의 처리 결과를 비교하였다. 비교 결과에서 알 수 있듯이 제안된 알고리즘을 이용할 경우 가장 오차가 작게 나타났다. 전체 오차 값을 비교하였을 때 residual test와 비교하여 제안한 알고리즘이 69.9% 오차가 감소한 것을 알 수 있었다.

Table 8-3 Algorithm test result of impulse type fault

Fault	RMS Error (m)			
	W/O method	Residual test	SCST	Proposed algorithm
100m	6.23	6.22	5.93	5.93
500m	20.93	9.06	5.93	5.76
1000m	42.31	42.86	5.93	5.76

3. Step Type Fault

두 번째 시뮬레이션에서는 step 형태의 고장이 발생했을 때 고장 검출과 EKF 필터 결과를 비교하였다. 고장의 크기는 10m, 20m, 30m, 40m, 50m 로 정하였고 시뮬레이션 시작 후 18분에 시작되어 200초 동안 지속되는 것으로 가정하였으며 이때의 측정치 고장, 고장이 포함된 잔차, 단일 시각에서의 잔차 고장 검출 임계치를 Figure 8-8에 나타내었다. 그림을 보면 단일 에폭에서의 잔차 고장 검출 임계치를 이용해서는 50m 미만의 고장은 검출이 잘 이루어지지 않으며 또한 검출되더라도 안정적으로 검출이 유지되지 않는 것을 알 수 있다.

Figure 8-9에서는 step 형태의 측정치 고장에 대한 잔차 이동 평균과 이때의 고장 검출 임계치를 비교하였다. 잔차 이동 평균을 이용할 경우 단일 시각에서의 측정치 잔차보다 오차가 더욱 안정적으로 변화하고 잔차 고장 검출 임계치 범위가 좁아 10m 고장을 제외한 나머지 고장에 대해서 고장이 모두 검출되는 것을 확인할 수 있다. 고장 검출 시간도 고장이 발생한 후 70초를 전후로 해서 모두 이루어지고 이후로도 고장 판단이 안정적으로 지속되는 것을 확인할 수 있다.

Figure 8-10부터 Figure 8-13에서는 step 형태의 고장 발생시 EKF 필터 수행 결과와 이를 검출하여 제거했을 때의 필터 수행 결과를 비교하였다. 필터에서 고장이 포함된 측정치를 그대로 이용할 경우 고장의 크기에 따라서 오차가 증대하는 것을 알 수 있다. 측정치에 고장이 포함되지 않은 정상상태의 측정치를 이용할 경우 EKF 필터 추정 결과가 10m 이내의 오차 수준에 머물고 있는데 측정치에 고장을 검출하고 제거하였을 경우 이와 비슷한 10m 이내의 오차 수준인 것을 알 수 있다.

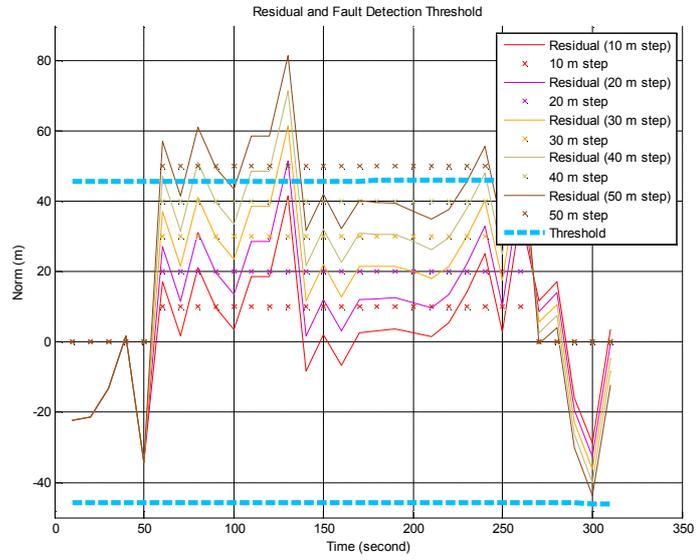


Figure 8-8 Ramp-type faults, residual and the threshold

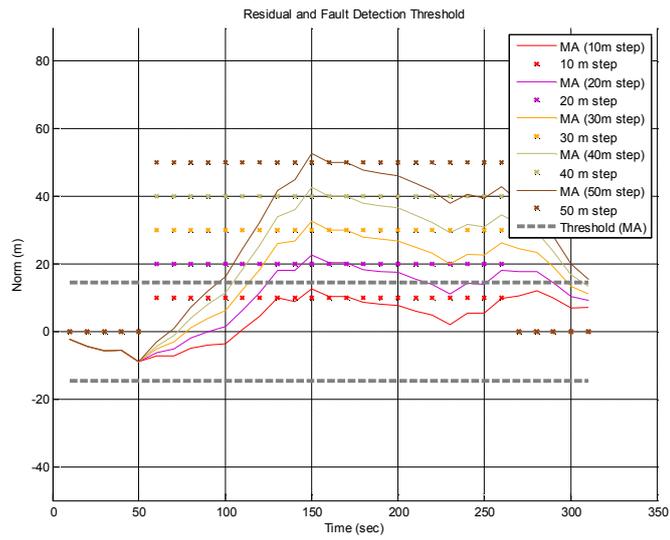


Figure 8-9 Step-type faults, MA of the residual and the threshold

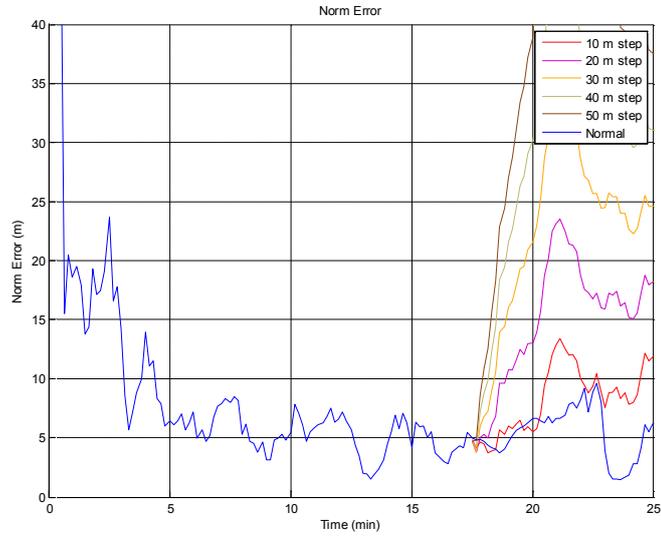


Figure 8-10 Step type fault-EKF result without method

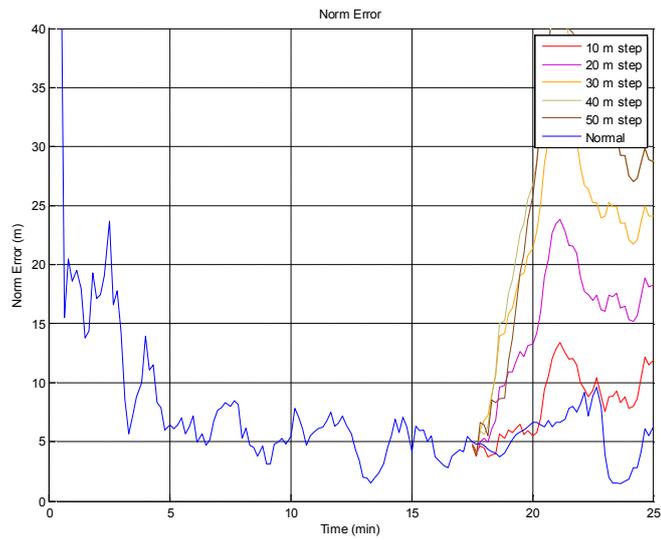


Figure 8-11 Step type fault-EKF result with residual test

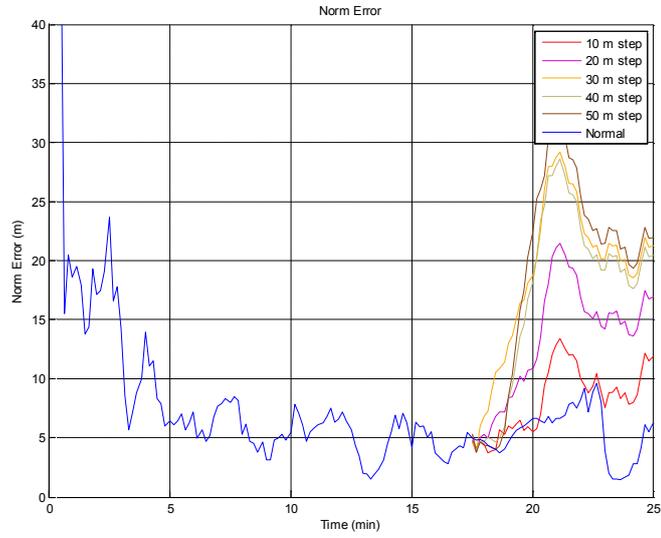


Figure 8-12 Step type fault-EKF result with residual SCST

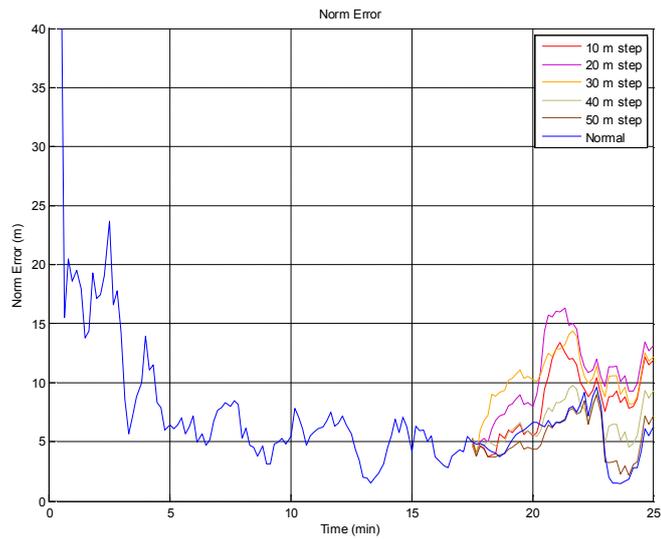


Figure 8-13 Step type fault-EKF result with proposed algorithm

앞의 시뮬레이션 결과를 Table 8-4에 정리하였다. 정리된 표에서 알 수 있듯이 전체적으로 제안된 알고리즘에서 가장 작은 오차를 나타내고 있다. 10 m step type fault에 대해서만 비슷한 오차를 보였다. 전체 오차 값을 비교하였을 때 residual test와 비교하여 59.6% 오차가 감소하는 것을 확인할 수 있다.

Step type fault 검출에서 이전의 연구와 비교했을 때 성능이 확연히 증대되는 것을 알 수 있다. 이는 제안된 알고리즘에서 moving average를 이용하여 fault 검출을 수행하는데 이때 error covariance가 줄어드는 특성이 있기 때문이다. n개의 측정치를 이용하여 이동 평균값을 계산하면 앞에서 살펴본 것처럼 error covariance가 $1/n$ 만큼 크기가 줄어드는 특성을 가지게 된다. 이로 인해서 신호의 고장 검출 범위 역시 좁아지게 되는데 이는 더욱 작은 크기의 고장도 검출이 가능해지는 것을 의미한다. 앞의 시뮬레이션 결과를 살펴볼 때 기존의 알고리즘은 넓은 고장 검출 범위로 인해서 40m 이상의 고장 검출은 잘 되지 않지만 moving average를 이용한 경우에는 검출이 가능하였다.

Table 8-4 Algorithm test result of step type fault

Fault	RMS Error (m)			
	W/O method	Residual Test	SCST	Proposed algorithm
10m	8.72	8.72	8.72	8.72
20m	15.80	15.98	14.16	10.95
30m	23.54	23.25	19.98	10.50
40m	31.46	28.76	18.90	6.82
50m	39.45	28.59	21.10	5.49

4. Ramp Type Fault

세 번째 시뮬레이션에서는 Ramp 형태의 고장이 발생했을 때를 가정하여 알고리즘의 성능을 검증하였다. 오차 발생 시각은 앞의 경우와 동일하게 설정하였고 Ramp 오차의 크기는 0.2m/s, 0.5m/s, 1m/s, 5m/s, 10m/s 로 설정하였다. Figure 8-14에서는 측정치 고장, 잔차, 단일 시각에서의 고장 검출 임계치를 모두 나타내었다. 1m/s 이상의 Ramp 고장이 발생한 경우에는 고장의 크기가 급격히 커지기 때문에 단일 시각에서의 고장 검출 임계치로

도 충분히 검출이 가능하지만 그 이하인 경우 고장 검출 시각이 매우 늦어지는 것을 알 수 있다. Figure 8-15을 보면 잔차의 이동 평균을 이용하여 고장을 검출할 경우에는 단일 시각에서 0.2m/s까지 모두 검출이 가능하고 검출 시간도 모두 60초 이내로 나타났다. 그리고 이를 이용하여 EKF 필터를 수행할 경우 정상 측정치를 이용한 경우와 비슷하게 고장을 제거했을 때 10m 이내의 오차 수준을 나타냈다.

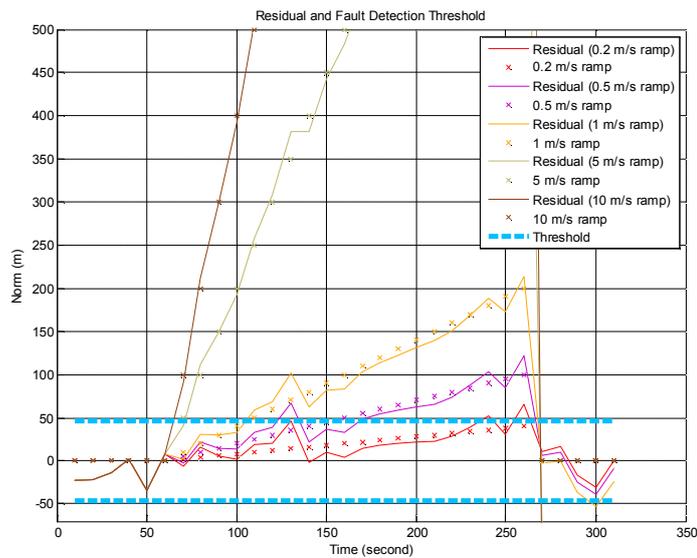


Figure 8-14 Step-type faults, residual and the threshold

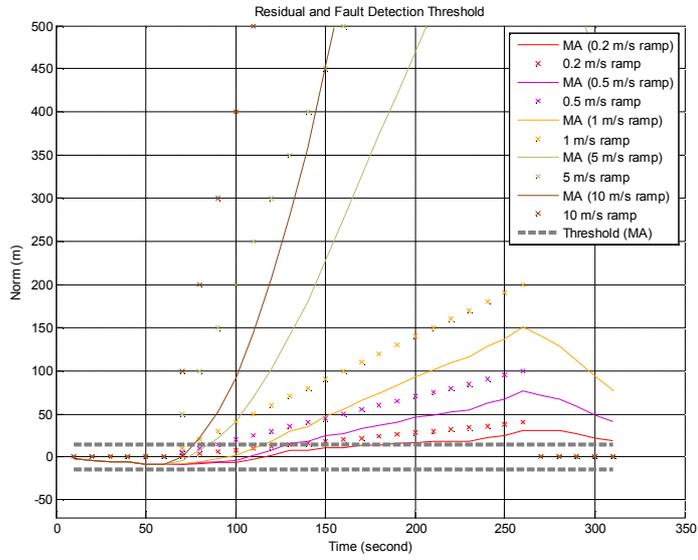


Figure 8-15 Step-type faults, MA of the residual and the threshold

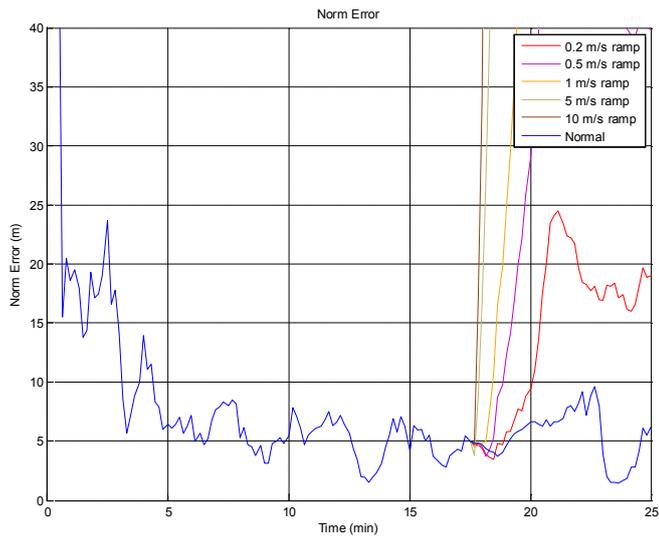


Figure 8-16 Step type fault - EKF result without fault detection method

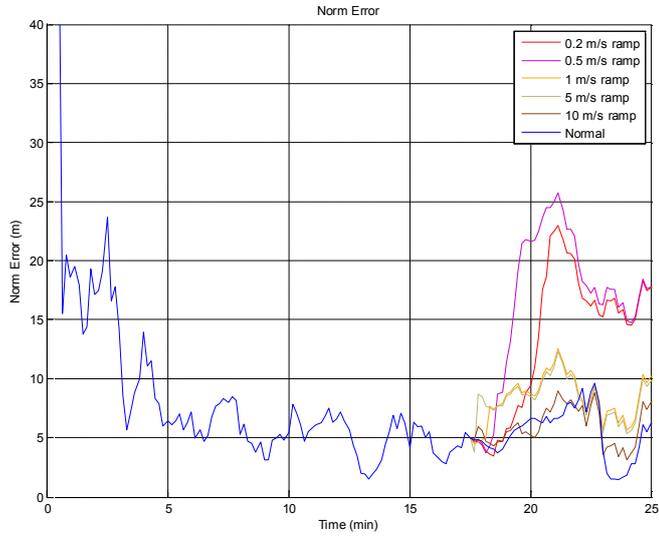


Figure 8-17 Step type fault - EKF result with residual test

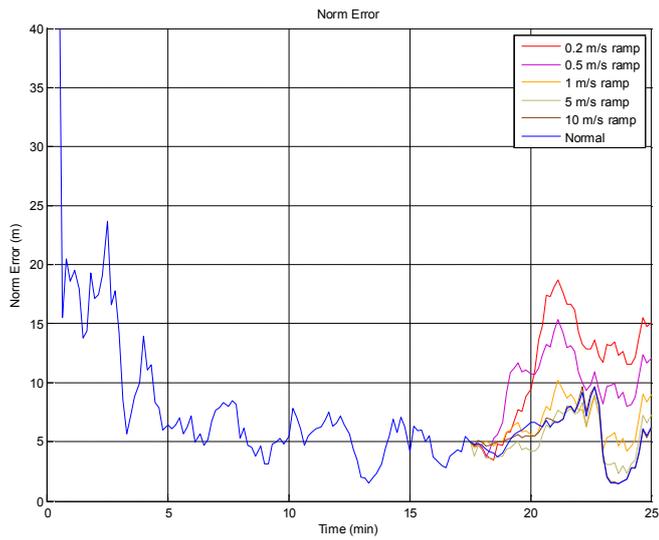


Figure 8-18 Step type fault-EKF result with SCST

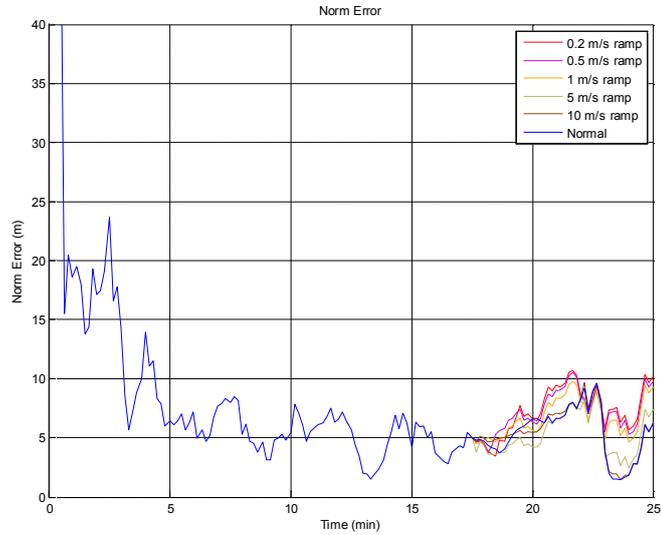


Figure 8-19 Step type fault-EKF result without proposed algorithm

Ramp type fault가 발생한 경우에 대해서 각 알고리즘을 적용한 결과를 Table 8-5에 요약하였다. 제안된 알고리즘이 전체적으로 최소의 오차값을 나타내는 것을 확인할 수 있다. Residual test와 비교했을 때 제안된 알고리즘이 40.2% 오차가 감소하는 것을 확인할 수 있다.

Table 8-5 Algorithm test result of ramp type fault

Fault	RMS Error (m)			
	W/O method	Residual test	SCST	Proposed algorithm
0.2m/s	15.75	14.65	12.17	7.52
0.5m/s	38.89	17.63	10.21	7.36
1m/s	78.33	8.51	6.70	6.84
5m/s	395.30	8.43	5.50	5.51
10m/s	791.71	6.16	5.85	5.86

9장. 결론 및 향후 과제

1. 결론

본 논문에서는 GEO 위성에서 GNSS 신호를 이용할 때 발생할 수 있는 고장에 대해서 이를 효과적으로 검출하고 제거하는 알고리즘을 제안하였다. 제안된 알고리즘은 EKF 기반의 위성 궤도 결정 필터를 기반으로 하고 정밀 궤도 전파를 활용하는 방식을 취하였다. EKF 기반 궤도 결정 필터는 강건하고 정확한 위치해를 얻기 위해서 위성에서 활용되는 궤도 결정 기법으로 제안된 알고리즘은 기존의 EKF 기반 궤도 결정 필터를 활용하면서 위성의 동역학을 활용 궤도 전파를 추가로 활용하는 방식이다. 제안한 알고리즘은 GEO 환경이 GNSS 신호 수신은 나쁘지만 위성 동역학은 다른 궤도에 비해서 정확하다는 특성을 활용한 것이다. 알고리즘 구현 방법은 EKF 필터와 정밀 궤도 전파기를 이용하여 잔차를 생성하고 잔차와 잔차의 이동평균에 대한 공분산 값을 이용하여 오차의 임계치를 정하고 이를 통해서 고장을 검출하는 알고리즘은 제안하였다. 제안된 알고리즘은 시뮬레이션을 통해서 impulse, step, ramp 형태의 고장에 대해서 80초 이내의 시간에 검출이 가능했고 그 결과 EKF 필터 수행에 정상 측정치를 이용한 경우와 비슷한 10m 이내의 오차 수준을 유지하는 것을 확인할 수 있었다. 이를 통해서 본 논문에서 제안한 알고리즘을 통해서 GEO 위성용 GPS 수신기에서 안정적

이고 정확한 항법해 제공이 가능할 것으로 판단할 수 있다.

2. 향후 과제

제안된 알고리즘은 GEO 위성을 대상으로 구현과 시뮬레이션을 수행하였다. 그러나 제안된 알고리즘이 GEO에서만 활용될 수 있는 것이 아니라 LEO 위성에서도 충분히 활용될 수 있다. LEO 위성과 GEO 위성의 가장 큰 차이점은 관측 가능한 GNSS 위성의 수인데 LEO에서는 관측 가능한 GNSS 위성 수가 많기 때문에 기존의 parity space method를 이용할 수 있다. 그러나 이는 위성의 동역학을 충분히 활용하지 않는 일반적인 사용자를 위한 알고리즘이고 측정치가 고장에 오염되어도 검출을 못하는 경우가 발생할 수 있다. 이를 고려하여 LEO 위성에서도 제안된 알고리즘을 적용하여 고장 검출과 제거를 수행한다면 위치해의 강건성과 정확성을 높일 수 있을 것으로 기대할 수 있다.

또 다른 활용 방안으로는 제안된 알고리즘을 GPS만 아니라 멀티 GNSS 환경에서 활용하는 것이다. 현재 GPS 만 아니라 GLONASS가 운영 중이며 EU에서는 Galileo를 운영하기 위해서 준비 중이다. 그리고 중국에서는 Beidou를 운영하고 있다. Multi GNSS를 활용할 경우 장점은 GEO 위성에서 관측 가능한 GNSS 위성 수가 증가한다는 점이다. 이 경우 활용 가능한 측정치가 증가하고 이를 통해서 위치해의 정확도와 강건성이 높아질 수 있다. 이 경우에 고장이 발생할 경우 본 논문에서 제안한 알고리즘이 어떤 성능을 발휘하는지를 살펴보는 것이 필요하다.

참고 문헌

- [1] E. D. Kaplan and C. J. Hegarty, *Understanding GPS Principles and Applications*, 2nd ed. Norwood MA, 2006.
- [2] B. W. Parkinson and J. J. Spilker, *Global Positioning System: Theory and Applications*: AIAA, 1996.
- [3] P. Misra and P. Enge, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*, Second ed. Lincoln, Massachusetts: Ganga-Jamuna Press, 2006.
- [4] (2015). *BeiDou Navigation Satellite System*. Available: <http://en.beidou.gov.cn/>
- [5] D. A. Vallado and W. D. McClain, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Third ed.: Springer, 2001.
- [6] N. Mikhailov and M. Vasil'ev, "Autonomous Satellite Orbit Determination Using Spaceborne GNSS Receivers," *Gyroscopy and Navigation*, vol. 2, pp. 1-9, 2011.
- [7] T.-S. Bae, D. Grejner-Brzezinska, and J. Hyoun Kwon, "Efficient LEO Dynamic Orbit Determination with Triple Differenced GPS Carrier Phases," *Journal of Navigation*, vol. 60, pp. 217-232, 2007.
- [8] J. R. Vetter, "Fifty Years of Orbit Determination: Development of Modern Astrodynamics Methods," *Johns Hopkins Apl Technical Digest*, vol. 27, pp. 239-252, 2007.
- [9] T. Yunck, W. Bertiger, S. Wu, Y. Bar-Sever, E. Christensen, B. Haines, *et al.*, "First Assessment of GPS-based Reduced Dynamic Orbit Determination on TOPEX/Poseidon," *Geophysical Research Letters*, vol. 21, pp. 541-544, 1994.
- [10] W. I. Bertiger, Y. E. Barsever, E. J. Christensen, E. S. Davis, J. R. Guinn, B. J. Haines, *et al.*, "GPS Precise Tracking of Topex/Poseidon - Results and Implications," *Journal of Geophysical Research-Oceans*, vol. 99, pp. 24449-24464, Dec 15 1994.
- [11] H. Bock, A. Jaggi, R. Dach, S. Schaer, and G. Beutler, "GPS Single-frequency Orbit Determination for Low Earth Orbiting Satellites," *Advances in Space Research*, vol. 43, pp. 783-791, Mar 2 2009.
- [12] T.-S. Bae, "LEO Dynamic Orbit Enhancement Using Atmospheric

and Empirical Force Modeling," in *18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2005)*, Long Beach, CA, 2005, pp. 1219-1226.

[13]O. Montenbruck, M. Garcia-Fernandez, and J. Williams, "Performance comparison of semicodeless GPS receivers for LEO satellites," *GPS Solutions*, vol. 10, pp. 249-261, Nov 2006.

[14]D. Kuang, Y. Bar-Sever, W. Bertiger, S. Desai, B. Haines, B. Iijima, *et al.*, "Precise Orbit Determination for CHAMP Using GPS Data from BlackJack Receiver," in *ION National Technical Meeting 2001*, Long Beach, CA, USA, 2001.

[15]Z. Kang, B. Tapley, S. Bettadpur, J. Ries, P. Nagel, and R. Pastor, "Precise Orbit Determination for the GRACE Mission Using Only GPS Data," *Journal of Geodesy*, vol. 80, pp. 322-331, 2006.

[16]T. P. Yunck, S.-C. Wu, J.-T. Wu, and C. L. Thornton, "Precise tracking of remote sensing satellites with the Global Positioning System," *Geoscience and Remote Sensing, IEEE Transactions on*, vol. 28, pp. 108-116, 1990.

[17]O. Montenbruck and P. Ramos-Bosch, "Precision real-time navigation of LEO satellites using global positioning system measurements," *GPS Solutions*, vol. 12, pp. 187-198, 2008.

[18]A. Renga, M. Grassi, and U. Tancredi, "Relative Navigation in LEO by Carrier-Phase Differential GPS with Intersatellite Ranging Augmentation," *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2013, 2013.

[19]A. Reichert, T. Meehan, and T. Munson, "Toward Decimeter-level Real-time Orbit Determination: A Demonstration Using the SAC-C and CHAMP Spacecraft," *Proceedings of the ION-GPS-2002*, pp. 24-27, 2002.

[20]E. Gottzein, C. Kuehl, H. Filippi, A. Barrios-Montalvo, P. A. Krauss, and J. Heim, "LION Navigator-GPS/Galileo Receiver for Spacecraft Navigation," in *The 24th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation*, Portland, Oregon, 2011.

[21]A. Long, D. Kelbel, T. Lee, J. Garrison, J. R. Carpenter, and F. Bauer, "Autonomous Navigation Improvements for High-Earth Orbiters Using GPS," 2000.

[22]M. C. Moreau, P. Axelrad, J. L. Garrison, and A. Long, "GPS

Receiver Architecture and Expected Performance for Autonomous Navigation in High Earth Orbits," *Navigation*, vol. 47, pp. 191–204, 2000.

[23]M. C. Moreau, "GPS Receiver Architecture for Autonomous Navigation in High Earth Orbits," Ph.D. Ph.D., Department of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado, Colorado, 2001.

[24]Y. Hwang, B.-S. Lee, H.-Y. Kim, H. Kim, and J. Kim, "Orbit Determination Accuracy Improvement for Geostationary Satellite with Single Station Antenna Tracking Data," *Etri Journal*, vol. 30, pp. 774–782, Dec 2008.

[25]J. Choi, Y.-J. Choi, H.-S. Yim, J. H. Jo, and W. Han, "Two-Site Optical Observation and Initial Orbit Determination for Geostationary Earth Orbit Satellites," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 27, pp. 337–343, 2010.

[26]W. Bamford, B. Naasz, and M. C. Moreau, "Navigation performance in high earth orbits using navigator GPS receiver," in *29th Annual Guidance Control Conference*, Breckenridge, CO, 2006.

[27]M. Mittnacht and W. Fichter, "Real Time On-board Orbit Determination of GEO Satellites Using Software or Hardware Correlation," in *ION GPS 2000*, Salt Lake City, UT, 2000, pp. 1976–1984.

[28]M. L. Psiaki and H. Jung, "Extended Kalman Filter Methods for Tracking Weak GPS Signals," in *ION GPS 2002*, Portland, OR, 2002, pp. 2539–2553.

[29]"GLOBAL POSITIONING SYSTEM STANDARD POSITIONING SERVICE PERFORMANCE STANDARD," G. NAVSTAR, Ed., 4th ed, 2008.

[30]L. M. B. Winternitz, W. A. Bamford, and G. W. Heckler, "A GPS Receiver for High-Altitude Satellite Navigation," *Ieee Journal of Selected Topics in Signal Processing*, vol. 3, pp. 541–556, Aug 2009.

[31]"Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces," G. P. S. Wing, Ed., IS-GPS-200E ed: David B. Goldstein, 2010.

[32]GPSD, "Navstar GPS Space Segment/Navigation User Segment Interfaces ", G. P. S. Directorate, Ed., IS-GPS-200F ed: Michael J. Dunn, 2011.

[33]GPS.GOV. (2013). *Space Segment*. Available: <http://www.gps.gov/systems/gps/space/>

[34]J. J. Miller and M. C. Moreau, "Enabling a Fully Interoperable GNSS Space Service Volume," in *International Committee on GNSS (ICG)*

Working Group B, Beijing, China, 2012.

[35]F. M. Czopek and S. Shollenberger, "Description and performance of the GPS Block I and II L-Band antenna and link budget," in *Proceedings of the 6th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1993)*, 1993, pp. 37–43.

[36]M. L. Psiaki and S. Mohiuddin, "Modeling, analysis, and simulation of GPS carrier phase for spacecraft relative navigation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 30, pp. 1628–1639, 2007.

[37]T.-S. Bae, "Near real-time precise orbit determination of low earth orbit satellites using an optimal GPS triple-differencing technique," Ohio State University, 2006.

[38]G. H. Kaplan, "The IAU Resolutions on Astronomical Reference Systems, Time Scales, and Earth Rotation Models," U. S. N. Observatory, Ed., ed, 2005.

[39]D. A. Vallado and T. S. Kelso, "USING EOP AND SPACE WEATHER DATA FOR SATELLITE OPERATIONS," presented at the 15th AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, LAKE TAHOE, CALIFORNIA, 2005.

[40]B. K. Bradley, D. A. Vallado, A. Sibois, and P. Axelrad, "EARTH ORIENTATION PARAMETER CONSIDERATIONS FOR PRECISE SPACECRAFT OPERATIONS," presented at the 2011 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Girdwood, Alaska, 2011.

[41]O. Montenbruck and E. Gill, *Satellite Orbits*. Netherlands: Springer, 2005.

[42]G. Xu, *Orbits*. Berlin Heidelberg: Springer, 2008.

[43]"General Mission Analysis Tool (GMAT)," R2104 ed: NASA JPL, 2014.

[44]"Satellite Tool Kit," 8 ed: AGI, 2007.

[45]V. A. Chobotov, H. K. Karrenberg, C.-C. Chao, J. Y. Miyamoto, T. J. Lang, and J. A. Kechichian, *Orbital Mechanics*, Third Edition ed. Reston, Virginia, 2002.

[46]G. Xu, *GPS Theory, Algorithms and Applications*, 2nd ed. Berlin Heidelberg: Springer, 2007.

[47]H. Rim and B. Schutz, "Precision orbit determination (POD)," 2002.

[48]"General Mission Analysis Tool Mathematical Specifications DRAFT," N. G. S. F. Center, Ed., ed, 2012.

[49]D. M. Warren and J. Raquet, "Broadcast vs. precise GPS

ephemerides: a historical perspective," *GPS Solutions*, vol. 7, pp. 151–156, 2003/12/01 2003.

[50]T. P. Yunck, "Orbit Determination," in *Global Positioning System: Theory and Applications II*. vol. 2, B. W. Parkinson and J. J. S. Jr., Eds., ed Washington, D.C.: AIAA, 1996, pp. 559–592.

[51]J. Zhang, K. Zhang, R. Grenfell, and R. Deakin, "GPS Satellite Velocity and Acceleration Determination using the Broadcast Ephemeris," *Journal of Navigation*, vol. 59, pp. 293–305, 2006.

[52]USNO, "Naval Observatory Vector Astrometry Software," G. H. Kaplan, Ed., 3.1 ed: U.S. Naval Observatory, 2009.

[53]G. Kim, D. Han, C. Kim, and C. Kee, "Development of Software Based GPS L1 IF Signal Simulator for GEO Satellite Environments," in *ION Pacific PNT Conference 2013*, Honolulu, Hawaii, 2013.

[54]김강호, 한덕화, 한영민, and 기창돈, "저궤도 위성 환경에서의 GPS L1 신호 생성 소프트웨어 시뮬레이터 개발," in *18th GNSS WORKSHOP*, 2011, p. 112.

[55]B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *GPS Theory and Practice*, Fifth ed. Austria: Springer, 2001.

[56]N. Ashby, "Relativity in the global positioning system," *Living Rev. Relativity*, vol. 6, 2003.

[57]K. M. Larson, N. Ashby, C. Hackman, and W. Bertiger, "An assessment of relativistic effects for low Earth orbiters: the GRACE satellites," *Metrologia*, vol. 44, p. 484, 2007.

[58]L. Iorio, "Dynamical orbital effects of general relativity on the satellite-to-satellite range and range-rate in the GRACE mission: a sensitivity analysis," *Advances in Space Research*, vol. 50, pp. 334–345, 2012.

[59]H. F. Fliegel and R. S. DiEposti, "GPS and Relativity: an Engineering Overview," DTIC Document1996.

[60]J. Kouba, "Improved relativistic transformations in GPS," *GPS Solutions*, vol. 8, pp. 170–180, 2004.

[61]J. Zhang, K. Zhang, R. Grenfell, and R. Deakin, "On the relativistic Doppler effect for precise velocity determination using GPS," *Journal of Geodesy*, vol. 80, pp. 104–110, 2006.

[62]N. Ashby and D. W. Allan, "Practical implications of relativity for a global coordinate time scale," *Radio Science*, vol. 14, pp. 649–669, 1979.

- [63]M. Gulklett, "Relativistic effects in GPS and LEO," *Univ. Copenhagen, Dept. of Geophysics*, 2003.
- [64]N. Ashby, "Relativistic effects in the global positioning system," in *Gravitation and Relativity: At the Turn of the Millenium. 15th International Conference on General Relativity and Gravitation*, 1997, pp. 231-258.
- [65]J. Kouba, "Relativistic time transformations in GPS," *GPS solutions*, vol. 5, pp. 1-9, 2002.
- [66]N. Ashby, "Relativity and the global positioning system," *Physics today*, vol. 55, pp. 41-47, 2002.
- [67]N. Ashby, "The sagnac effect in the global positioning system," in *Relativity in Rotating Frames*, ed: Springer, 2004, pp. 11-28.
- [68]A. P. M. Chiaradia, H. K. Kuga, and A. F. B. D. Prado, "Onboard and Real-Time Artificial Satellite Orbit Determination Using GPS," *Mathematical Problems in Engineering*, 2013.
- [69]M. Weiss and N. Ashby, "GPS Recievers and Relativity," in *29th Annual PTTI Meeting*, CA, 1997, pp. 69-81.
- [70]W. Feess and S. Stephens, "Evaluation of GPS ionospheric time-delay model," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, pp. 332-338, 1987.
- [71]J. A. Klobuchar, "Ionospheric time-delay algorithm for single-frequency GPS users," *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on*, pp. 325-331, 1987.
- [72]J. A. Klobuchar, "A first-order, worldwide, ionospheric, time-delay algorithm," DTIC Document1975.
- [73]J. A. Klobuchar, "Ionospheric Effects on GPS," in *Global Positioning System: Theory and Applications*. vol. 1, B. W. Parkinson and J. J. S. Jr., Eds., ed Washington, D.C.: AIAA, pp. 485-516.
- [74]A. J. Van Dierendonck, J. McGraw, and R. G. Brown, "Relationship between Allan variances and Kalman filter parameters," DTIC Document1984.
- [75]F. Macchi, "Development and testing of an L1 combined GPS/Galileo software receiver," Ph. D. thesis, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Calgary, Canada, 2010.
- [76]B. D. Tapley, B. E. Schutz, and G. H. Born, *Statistical Orbit Determination*: Elsevier, 2004.
- [77]R. V. de Moraes, A. A. da Silva, and H. K. Kuga, "Simple orbit

determination using GPS based on a least-squares algorithm employing sequential givens rotations," *Mathematical Problems in Engineering*, 2007.

[78]H. Filippi, E. Gottzein, C. Kuehl, C. Mueller, A. Barrios-Montalvo, and H. Dauphin, "Feasibility of GNSS Receivers for Satellite Navigation in GEO and Higher Altitudes," in *5th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing, NAVITEC 2010*, Noordwijk, Netherlands, 2010, pp. 1-8.

[79]C. Mehlen and D. Laurichesse, "Real-time GEO orbit determination using TOPSTAR 3000 GPS receiver," in *ION GPS 2000*, Salt Lake City, UT, 2001, pp. 1985-1994.

[80]M. Vasilyev, "Real Time Autonomous Orbit Determination of GEO Satellite Using GPS," in *ION GPS 1999*, Nashville, TN, 1999, pp. 451-457.

[81]M. S. Grewal and A. P. Andrews, *Kalman filtering: Theory and Practice using MATLAB Third Edition*. New Jersey, USA: Wiley, 2008.

[82]I. Hwang, S. Kim, Y. Kim, and C. E. Seah, "A survey of fault detection, isolation, and reconfiguration methods," *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, vol. 18, pp. 636-653, 2010.

[83]R. Da, "Failure detection of dynamical systems with the state chi-square test," *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 17, pp. 271-277, 1994.

[84]R. Campana, L. Marradi, and A. Saponara, "GPS-based Space Navigation: Comparison of Kalman Filtering Schemes," in *ION GPS 2000*, Salt Lake City, UT, 2000, pp. 1636-1645.

[85]S. C. Wu, T. P. Yunck, and C. L. Thornton, "A reduced-dynamic technique for precise orbit determination," in *The Telecommunications and Data Acquisition Report*, 1990, pp. 13-25.

[86]O. Montenbruck, T. Van Helleputte, R. Kroes, and E. Gill, "Reduced dynamic orbit determination using GPS code and carrier measurements," *Aerospace Science and Technology*, vol. 9, pp. 261-271, 2005.

[87]S. C. Wu, T. P. Yunck, and C. L. Thornton, "Reduced-Dynamic Technique for Precise Orbit Determination of Low Earth Satellites," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, vol. 14, pp. 24-30, Jan-Feb 1991.

- [88]S. B. Bisnath, "Precise orbit determination of low earth orbiters with a single GPS receiver-based, geometric strategy," University of New Brunswick (Canada). 2004.
- [89]P. Ramos-Bosch, "Improvements in autonomous GPS navigation of Low Earth Orbit satellites," Ph.D. Ph.D., Universitat Politècnica de Catalunya, 2008.
- [90]N. Zhou, "Onboard Orbit Determination Using GPS Measurements for Low Earth Orbit Satellites," Ph. D., Queensland University of Technology, 2004.
- [91]P. Pardal, H. Kuga, and R. V. de Moraes, "Robustness Assessment Between Sigma Point and Extended Kalman Filter for Orbit Determination," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 3, p. 35, 2011.
- [92]G. Kim, C. Kim, and C. Kee, "Coarse Initial Orbit Determination for a Geostationary Satellite Using Single-Epoch GPS Measurements," *Sensors*, vol. 15, pp. 7878-7897, 2015.
- [93]H. Bolandi, M. H. A. Larki, M. Abedi, and M. Esmailzade, "GPS based onboard orbit determination system providing fault management features for a LEO satellite," *Journal of Navigation*, vol. 66, pp. 539-559, Jul 2013.
- [94]Z. Qiang, Z. Xiaolin, and C. Xiaoming, "Research on RAIM algorithm under the assumption of simultaneous multiple satellites failure," in *Software Engineering, Artificial Intelligence, Networking, and Parallel/Distributed Computing, 2007. SNPD 2007. Eighth ACIS International Conference on, 2007*, pp. 719-724.
- [95]F. Van Diggelen and A. Brown, "Mathematical aspects of GPS RAIM," in *Position Location and Navigation Symposium, 1994., IEEE, 1994*, pp. 733-738.
- [96]J. Liu, M. Lu, X. Cui, and Z. Feng, "Theoretical analysis of RAIM in the occurrence of simultaneous two-satellite faults," *IET Radar Sonar Navig*, vol. 1, pp. 92-97, April 2007 2007.
- [97]A. Ray and M. Desai, "A redundancy management procedure for fault detection and isolation," *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, vol. 108, pp. 248-254, 1986.
- [98]M. A. Sturza, "Navigation system integrity monitoring using redundant measurements," *Navigation*, vol. 35, pp. 1988-89, 1988.
- [99]김지혜, 박관동, and 김두식, "GNSS 무결성을 위한 RAIM 기법의 고장검출 성능 분석," *한국지형공간정보학회지*, vol. 20권, pp. 49-56, 2012년

9월 2012.

[100]J. Lee, H. Kim, and H. Lee, "Detection of multiple faults in single-frequency differential GPS measurements," *IET Radar, Sonar & Navigation*, vol. 6, pp. 697-707, 2012.

[101]J. Yoo, J. Ahn, Y. J. Lee, and S. Sung, "Performance Comparison of GPS Fault Detection and Isolation via Pseudo Range Prediction Model based Test Statistics," *Journal of Electrical Engineering & Technology*, vol. 7, pp. 797-806, 2012.

[102]B. Brumback and M. Srinath, "A chi-square test for fault-detection in Kalman filters," *Automatic Control, IEEE Transactions on*, vol. 32, pp. 552-554, 1987.

[103]C.-W. Jang, J.-C. Juang, and F.-C. Kung, "Adaptive fault detection in real-time GPS positioning," *IEE Proceedings-Radar, Sonar and Navigation*, vol. 147, pp. 254-258, 2000.

[104]L. Dong, "IF GPS signal simulator development and verification," Master of Science, DEPARTMENT OF GEOMATICS ENGINEERING, University of Calgary, Alberta, 2003.

[105]J. Zhang, "Precise velocity and acceleration determination using a standalone GPS receiver in real time," 2007.

Abstract

GNSS receivers for a GEO satellite can provide high level of accuracy with low cost compare to other satellite tracking systems. However, the conditions that sparse visibility of GNSS satellites and low signal power at GEO orbit increase the error magnitude and the probability of signal fault occurrence. The damage of fault is very critical when it occurred in a GEO satellite. Because the observable GSNS satellites are usually less than 4 at the GEO satellite which makes the effect of the fault more seriously than other GNSS receiver applications such as ground user, LEO satellites.

To overcome with this problem a novel algorithm for GEO GNSS receiver is presented in this thesis which can detect and isolate the fault. The presented algorithm propagates a fault free orbit data which had been estimated by the EKF orbit determinator to get fault free orbit data at current time. Then, the propagated orbit data is transformed into measurement space and compared to current time real measurement to generate residuals. The residuals are checked to detect fault occurrence and if fault is detected in the measurement, the fault contaminated measurement is removed from the measurement vector. The EKF state error covariance and the orbit propagator error covariance are used when determining the detection threshold for fault detection. Furthermore, the moving average of residual is used to detect soft fault.

To test the validity and efficiency of the presented algorithm,

simulations of GNSS fault occurrence were performed. The first step of simulation is generating GEO orbit data, and second step is generating corresponding GPS constellation. Then visibility of GPS satellites is checked to obtain visible GPS PRN and number of all visible GPS satellites. And then, measurements of GPS satellites are generated when the GPS satellites are visible and various types and magnitude of faults are added in the measurements. Finally, the presented algorithm is tested using the generated measurements.

With the simulation results using various type and magnitude of fault occurred measurement, I conclude that the presented algorithm can detect various type and magnitude of faults. As a result, the EKF orbit determination filter robustly and continuously performs its process. Therefore, the GNSS receiver for GEO with the presented algorithm can provide stability and robustness of a GNSS receiver when fault occurred situation.

Keywords : GEO, GNSS, fault detection, EKF, orbit determination

Student number : 2006-30187