

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(9), 781-788(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.781>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 고정밀 섭동모델을 이용한 실시간 On-board 궤도 결정 성능 향상

김은혁\*, 이병훈, 박성백, 진현필, 이현우, 정연황

Performance Improvement of Real Time On-board Orbit  
Determination using High Precision Orbit Propagator

Eun-Hyouek Kim\*, Byung-Hoon Lee, Sung-Baek Park, Hyeun-Pil Jin,

Hyun-Woo Lee and Yun-Hwang Jeong

Satrec Initiative

## ABSTRACT

In this paper, a real-time on-board orbit determination algorithm using the high precise orbit propagator is suggested and its performance is analyzed. Orbit determination algorithm is designed with the Extended Kalman Filter. And it utilizes the orbit calculated from the Pseudo-range as observed data. The performance of the on-board orbit determination method implemented in the GPS-12 receiver is demonstrated using the GNSS simulator. Orbit determination performance using high precise orbit propagator was analyzed in comparison to the orbit determination result using  $J_2$  orbit propagator. The analysis result showed that position and velocity error are improved from 43.61 m(3  $\sigma$ ) to 23.86 m(3  $\sigma$ ) and from 0.159 m/s(3  $\sigma$ ) to 0.044 m/s(3  $\sigma$ ) respectively.

## 초 록

본 논문에서는 실시간 On-board 궤도 결정 성능을 향상시키기 위해 고정밀 우주 섭동 모델을 구현하였고, 구현된 우주 섭동모델을 GNSS 수신기의 궤도 결정 로직에 적용하여 그 결과를 분석하였다. 궤도 결정 로직은 확장 칼만 필터(Extended Kalman Filter)로 구현되었고, 의사거리로 계산한 궤도(Standard Position Service)를 관측정보로 이용하였다. 궤도 결정 로직 성능 검증은 GPS 인공위성의 신호를 모사하는 GNSS 시뮬레이터를 이용하여 수행하였다. 고정밀 섭동모델의 궤도 결정 성능을  $J_2$  항만 고려한 섭동모델의 궤도 결정 성능과 비교하여 분석한 결과, GPS 항행해의 위치 정밀도는 43.61 m(3  $\sigma$ )에서 23.86 m(3  $\sigma$ )로 46 % 개선되었으며 속도 정밀도는 0.159 m/s(3  $\sigma$ )에서 0.044 m/s(3  $\sigma$ )로 72 % 개선되어 정밀도가 향상된 것을 확인할 수 있었다.

**Key Words** : GPS(Global Positioning System, 전지구 위치측정 시스템), GNSS(Global Navigation Satellite System, 전지구 위성항법 시스템), HPOP(High-Precision Orbit Propagator, 고정밀 우주 섭동모델), Orbit Determination(궤도 결정)

† Received : May 25, 2016      Revised : August 18, 2016      Accepted : August 19, 2016

\* Corresponding author, E-mail : [ehkim@satreci.com](mailto:ehkim@satreci.com)

### I. 서론

위성항법 시스템(GNSS, Global Navigation Satellite System)은 1980년대 미국에서 운용을 시작한 GPS(Global Positioning System) 이후 러시아의 GLONASS, 유럽연합의 Galileo, 중국의 Beidou, 일본의 QZSS 등 다양한 시스템이 운용 중이거나 개발되고 있다[1]. GNSS 항법 수신기는 1982년 최초로 Landsat-4에 탑재되어 운용되었고(GPSPAC, GPS Receiver and Processor Package) 그 유용성과 실용성을 증명하였다[2]. 첫 항법 수신기가 궤도 상에서 운용된 이후 GNSS 수신기는 정밀 궤도 결정, 지구 재진입, 랑데뷰(Rendezvous), 군집 비행(Flight Formation), 대기권 연구, 시간 동기화 등 다양한 임무에 활용 중이고 2006년에는 GNSS 수신기가 영국의 GIOVE-A에 탑재되어 정지궤도에서 최초로 운용된 이후 다양한 궤도에 적용되어 운용되고 있다[2].

실시간 궤도 결정 연구는 안정적인 임무 수행을 위해 활발히 연구되고 있다. 국외에서는 Topex/

Poseidon 인공위성의 의사 거리 관측 정보에 확장 칼만 필터를 적용하여 위치 정밀도가 약 20 m, 속도 정밀도가 0.1 m/s으로 향상되었고[3,4] X-SAT 인공위성의 의사 거리와 의사 거리 변화율 관측 정보에 확장 칼만 필터를 적용하여 위치 정밀도가 25 - 30 m로 향상되는 등 다양한 연구가 수행되고 있다[5,6]. 국내에서는 셋트랙아이(Satrec Initiative, 이하 SI)가 2014년 국내 처음으로 실시간 On-board 궤도 결정 시스템을 개발하여 2013년 발사된 두바이샛-2(DubaiSat-2)의 GNSS 수신기(GPS-12)에 적용하였고, 불규칙하게 발생하는 수 km의 큰 오차와 잡음 형태의 오차가 제거되는 등 항행해 정밀도를 향상시켰다. 하지만 당시 개발된 실시간 궤도 결정 시스템은 비대칭 중력장의  $J_2$  항만 고려한 섭동모델을 이용하여 성능 개선에 한계가 있었다[7].

이러한 한계를 극복하기 위해 본 논문에서는 고정밀 우주 섭동모델(High Precision Orbit Propagator)을 구현하고 실시간 On-board 궤도 결정 시스템에 적용하였다. 향상된 실시간 On-board 궤도 결정 시스템 성능은 실제 궤도와 유사한 환경을 모사하는 GNSS 시뮬레이터를 이용하여 분석하였다.

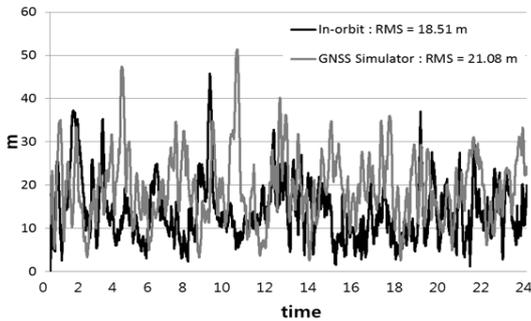


Fig. 1. Navigation Solution Performance

### II. 궤도 결정 성능 분석환경

GNSS 시뮬레이터를 이용한 시험 환경은 Fig. 2와 같다. GNSS 시뮬레이터는 비대칭 중력장, 대기 저항, 제 3체, 태양 복사압등의 우주 외란을 포함한 궤도를 생성하고 GPS의 신호를 모사하여 RF(Radio Frequency) 신호를 GNSS 수신기에 전송한다. 이때, GNSS 시뮬레이터 환경에서는 GNSS 수신기의 실제 위치 및 속도 정보를 획득할 수 있다.

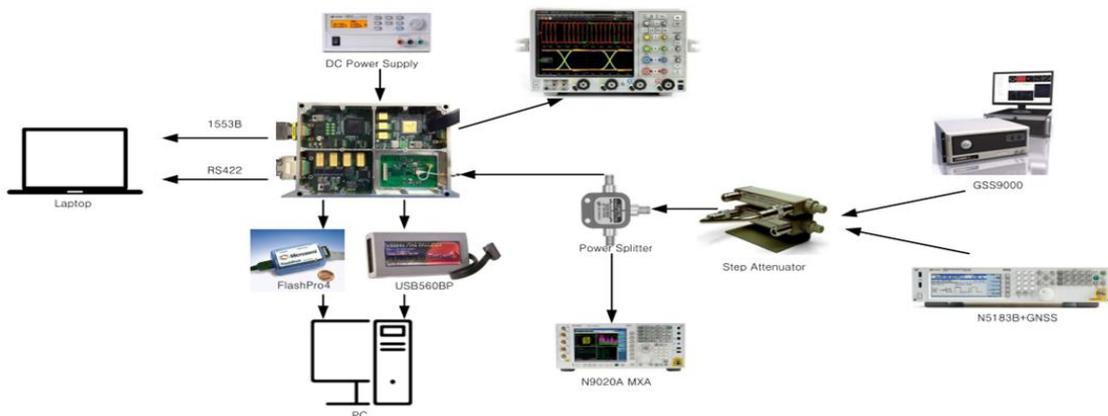


Fig. 2. GNSS Receiver Test Environment

GNSS 시뮬레이터를 이용한 시험의 유효성을 확인하기 위해, 항행해 정밀도를 GNSS 시뮬레이터와 In-orbit 환경에 대해서 각각 확인하였다. In-orbit 환경에서는 GNSS 시뮬레이터 환경과는 다르게 실제 궤도 정보를 확인할 수 있는 방법이 없다. 이를 해결하기 위해 STK(Systems Tool Kit)의 HPOP (High Precision Orbit Propagator)을 이용하여 POD를 수행하였고, 이것을 참조(Referenc) 궤도로 활용하였다[8]. 분석 결과 Fig. 1과 같이 GNSS 시뮬레이터 환경에서의 항행해 위치 정밀도(27.08 m(RMS))는 In-orbit 항행해 위치 정밀도(26.25 m(RMS))와 유사한 수준인 것을 확인하였다.

### III. 고정밀 섭동모델

궤도 결정 성능을 향상시키기 위해 궤도 모델에 대한 다양한 섭동력 동역학 모델링이 매우 중요하다. 인공위성에 영향을 미치는 섭동력에는 크게 중력과 비중력에 의한 섭동력으로 구분될 수 있다. 중력에 의한 섭동력에는 지구 중력 포텐셜, 태양과 달의 중력, 지구 지각과 대양의 조석에 의한 섭동력 등이 있고, 비중력에 의한 섭동력에는 지구 대기항력, 태양 복사압, 지구 복사압에 의한 섭동력 등이 있다[9]. 인공위성에 영향을 끼치는 섭동력은 고도와 인공위성 형태에 따라 다른데 Fig. 3에서 확인할 수 있듯이 지구 저

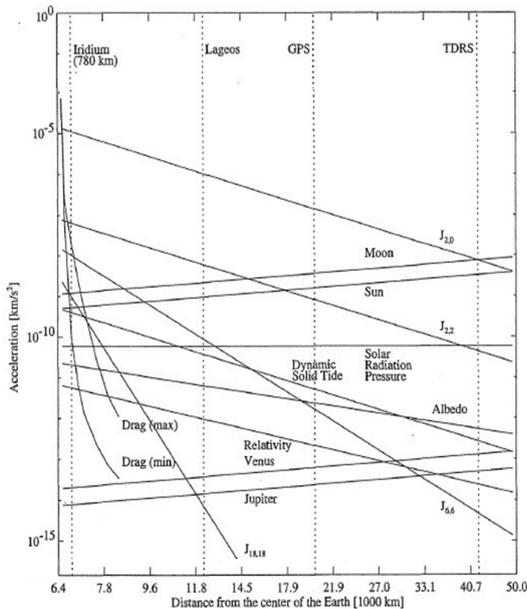


Fig. 3. Order of magnitude of various perturbations of a orbit[10]

궤도에 큰 영향을 끼치는 섭동력은 지구 중력 포텐셜, 대기항력, 태양과 달의 중력, 태양 복사압 등이다.

본 논문에서는 인공위성의 운동방정식을 전개하기 위해 위에서 언급한 네 가지 섭동력을 구현 및 검증하였고 실시간 On-board 궤도 결정 로직에 적용하였다. 지구 중력 포텐셜 모델은 EGM96 모델을 사용하였고 지구 대기에 의한 섭동의 경우, 표준 대기 모델로 사용되는 Harris-Priester 모델을 사용하였다[10]. 그리고 태양 복사압에 의한 섭동을 모델링하였는데, Shadow 모델로 Dual Cone 모델을 이용하였다[10].

### 3.1 지구 중력에 의한 섭동력

지구의 질량은 한 질점에 존재하지 않고, 지구 적도 반경이 극지방의 반경에 비해 약 20 km 더 큰 것으로부터 알 수 있듯이 지구는 완전한 구가 아니다. 지구의 중력에 의한 섭동력 동역학 모델은 Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 1957년 Sputnik 1이 발사 이후로 다양한 관측정보를 이용하여 발전되어 왔다. 1966년에는 도플러 데이터를 이용하여 중력 모델 정밀도의 큰 개선이 있었고, 특히, EGM96은 약 40여개 인공위성의 추적 정보를 이용하여 정밀도가 크게 향상되었다.

지구의 비대칭 중력에 의한 섭동가속도를 Zonal, Tesseral Harmonics로 나누어 표현하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{r} = \nabla \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \frac{R^n}{r^n} \overline{P_{nm}}(\sin\phi) (C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)) \quad (1)$$

$r$  : 지구 중심으로부터의 거리,  $\phi$  : 위도,  
 $\lambda$  : 경도,  $G$  : 중력 상수,  $M$  : 지구 질량,  
 $R$  : 지구 반경,  $C_{nm}, S_{nm}$  : 계수

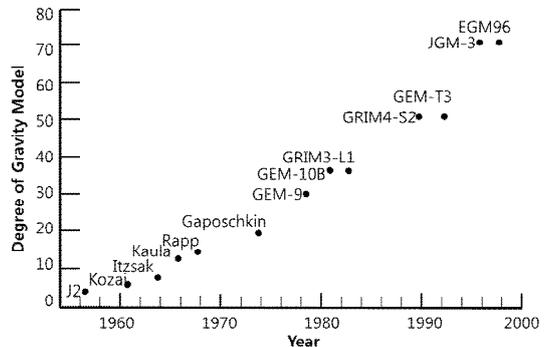


Fig. 4. Evolution of the complexity of Earth gravity models

$P_{mm}(\sin\phi)$ 는 Degree( $n$ ), Order( $m$ )의 Legendre 다항식이다. 본 논문에서는 지구 중력을 계산하기 위하여 EGM96 모델을 사용하였으며 Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 Degree는 1~70, Order는 1~70까지 선택할 수 있다.

### 3.2 대기항력에 의한 섭동력

대기항력은 중력과 상관없는 섭동력이다. 지구 저궤도를 운동하는 물체는 대기항력에 의해 속도 방향으로 저항을 받게 되어 감속하게 되고, 이것으로 인해 고도가 하락하게 된다. 특히, 지구 저궤도 600km에서 운용되는 인공위성은 Fig. 3에서 확인할 수 있듯이 태양, 달의 중력보다 대기항력에 의한 섭동력을 더욱 크게 영향 받는다. 대기항력은 인공위성의 자세에 따른 저항 면적 변화와 대기 밀도 추정의 불확실성 등으로 인해 정밀하게 예측하기 어렵다.

본 논문에서는 On-board 라는 제한된 자원을 고려하여 고도와 태양에 의한 대기 밀도 변화를 반영할 수 있고, 아직도 표준 대기 모델로 쓰이는 Harris-Priester 모델을 적용하였다.

$$\vec{r} = -0.5 C_D \frac{A}{m} \rho v_r^2 \vec{e}_v \quad (2)$$

$C_D$  : Drag Coefficient  
 $A$  : Cross-sectional Area  
 $m$  : Satellite Mass  
 $\rho$  : Atmospheric Density  
 $v_r$  : Size of Velocity

$C_D$ 는 일반적으로 1.5 ~ 3.0 사이의 값을 가지며 대기 밀도( $\rho$ )는 인공위성의 고도와 태양과의 상대각도를 반영하여 계산하였다. 그리고  $A$ 는 속도 방향에 수직한 위성의 단면적을 의미한다.

### 3.3 태양, 달에 의한 섭동력

저궤도에서 태양, 달의 인력에 의한 섭동력은 Fig. 3에서 확인할 수 있듯이 대기항력 다음으로 크다. 이 섭동력은 지구, 달, 태양과 인공위성의 상호거리 벡터에 의존하여 다음과 같다.

$$\vec{r}_i = GM_i \left( \frac{\vec{s}_i - \vec{r}}{|\vec{s}_i - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{s}_i}{|\vec{s}_i|^3} \right) \quad (3)$$

$\vec{r}$  : Location of Satellite  
 $\vec{s}_i$  : Location of Sun or Moon  
 $G$  : 중력상수  
 $M_i$  :  $i$ 번째 천체 질량

식 (3)에서  $i$ 는 태양 혹은 달을 의미한다. On-board 의 제한된 자원을 감안하여, 본 연구에서는 달, 태양의 섭동력을 계산하기 위해 천체

의 위치를 참고문헌[10]에서 제안된 간략한 공식을 사용하였다.

### 3.4 태양 복사압에 의한 섭동력

태양 복사압에 의한 섭동력은 위성 질량당 면적(Area to Mass)과 위성 자세 및 형상 때문에 달라진다. 하지만 위성 자세는 운용 과정에서 변화하며 항법 수신기가 위성 자세를 추정하긴 어렵다. 따라서 본 논문에서는 인공위성의 표면에 태양에 수직하다는 가정을 적용하고 있다. 이 경우 태양 복사압에 의한 섭동력은 식 (4)과 같이 간략히 표현할 수 있다.  $P$ 는 1 AU 거리에서의 태양 복사 압력으로 약  $4.56 \times 10^{-6} Nm^{-2}$ 이다. 태양 복사압 상수  $C_R$ 은  $1 + \epsilon$  이며  $\epsilon$ 는 반사율을 의미하고 위성 주요 구성품의 반사율은 Table 1에 나타내었다.

$$\vec{r} = PC_R \frac{A}{m} \frac{\vec{r}}{r^3} AU^2 \quad (4)$$

$\vec{r}$  : Location of Satellite  
 $C_R$  : Radiation Pressure Coefficient  
 $P$  : Solar Radiation Pressure  
 $AU$  : Distance from the Sun to the Earth  
 $m$  : Mass of Satellite  
 $A$  : Surface Area

지구에 의해 태양 빛이 가려지는 Eclipse 환경에서는 태양 복사압 섭동이 적용되지 않는다. Eclipse 조건은 Cylindrical과 Dual Cone 두 가지가 있는데 본 논문에서는 Fig. 5와 같은 Dual Cone을 이용하였다.

Table 1. Reflectivity, absorption and radiation pressure coefficient[10]

	$\epsilon$	$1 - \epsilon$	$C_R \approx 1 + \epsilon$
Solar Panel	0.21	0.79	1.21
High-gain Antenna	0.30	0.70	1.30
Aluminum coated mylar solar sail	0.88	0.12	1.88

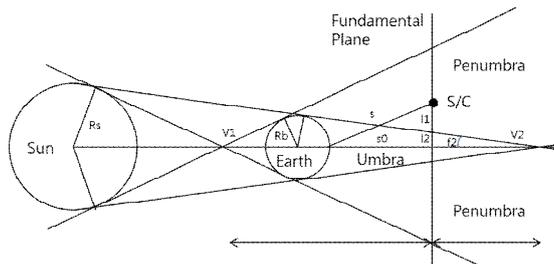


Fig. 5. Shadow Model : Dual Cone

### 3.5 구현된 섭동력 정밀도 분석

구현된 고정밀 우주 섭동모델의 검증은 AGI사 STK의 HPOP을 이용하여 검증하였다. 섭동모델 중 지구 중력은 EGM96 모델의 Degree, Order 각각 70을 선택하여 분석하였고, 태양 복사압에 의한 섭동력은 Eclipse 조건에 대해 Dual Cone 을 사용하였다. 특히, 대기항력에 의한 섭동력은 STK-HPOP과 구현된 섭동력 모델 모두 Harris-Priester 모델을 이용하였는데 구현된 섭동력 모델에서는 Average F10.7이 사용되지 않았다[10]. Table 3에 구현된 모델과 STK-HPOP의 세부 항목을 설명하였고 Table 2에 24시간 궤도 전파한 결과를 나타내었다.

분석 결과, 24시간 궤도 전파할 경우 위치 정밀도는 3.1 m(3  $\sigma$ ), 속도 정밀도는 0.041 cm/s(3  $\sigma$ )임을 확인하였다. 특히, Radial과 Cross-track 방향

의 정밀도는 4.6 cm(3  $\sigma$ ), 31.1 cm(3  $\sigma$ )으로 매우 높지만, In-track 방향 정밀도는 3.76 m(3  $\sigma$ )으로 정밀도가 낮은 것을 확인하였다. 속도 정밀도 또한 In-track 방향이 낮은 것을 확인할 수 있었다. 대기 항력은 참고 문헌[10]에서 설명하고 있는 Harris-Priester을 이용하였는데, 참고 문헌[10]에서는 STK에서 사용하고 있는 Average F10.7을 반영하지 않아서 발생하는 것으로 판단된다.

비대칭 중력장의  $J_2$  항만 고려한 섭동모델은 24시간 궤도 전파 시 위치 오차가 13 km 이상 발생하여 정밀도가 매우 낮는데, 구현된 섭동력 모델의 정밀도를 이것과 비교하면 정밀도가 크게 증가한 것을 확인할 수 있다.

### 3.6 우주 섭동모델의 On-board 적용

고정밀 우주 섭동모델을 On-board에 적용하기 어려운 이유는 궤도 계산 시간 증가 때문이다.

Table 2. Accuracy of Developed High Precision Orbit Propagator

	Position(m)				Velocity(m/s)			
	Radial	In-track	Cross-track	3-D Range	Radial	In-track	Cross-track	3-D Range
Root Mean Square	0.01867	1.486453	0.104297	1.49022	0.00012	0.000143	0.000219	0.000146
Average	0.01579	-1.21602	0.002673	1.22416	7.12E-7	-2.6E-05	1.04E-07	2.55E-05
Standard Deviation	0.00997	0.854894	0.104264	0.84981	0.00013	0.00014	0.000219	0.000144

Table 3. Items of High Precision Orbit Propagator

Orbit Perturbation Item	Sub Item	STK-HPOP	SI-HPOP
Gravity	Model	EGM96	EGM96
	Degree	70	70
	Order	70	70
	Solid Tides	-	-
	Ocean Tides	-	-
Drag	Cd	1.2	1.2
	Area/Mass Ratio (m <sup>2</sup> /kg)	0.006	0.006
	Atm. Density Model	The Harris-Priester Density Model	The Harris-Priester Density Model
	Daily F10.7	-	-
	Average F10.7	150	-
	Satellite Mass (kg)	300	300
Solar Radiation Pressure	Cr	1.2	1.2
	Area/Mass Ratio (m <sup>2</sup> /kg)	0.006	0.006
	Shadow Model	Dual Cone	Dual Cone
3rd Body Gravity	Sun	O	O
	Moon	O	O

특히, 고정밀 우주 섭동력 중 가장 계산량이 많은 것은 지구 중력 섭동력이며, Degree, Order 차수가 증가할수록 계산 시간과 S/W 크기는 증가한다. 반면, GPS-12 GNSS 수신기는 On-board 라는 제한된 자원을 이용하여 1 Hz로 항행해를 생성하도록 요구받고 있으므로 궤도 결정 로직은 궤도 계산을 1 sec 이내에 종료해야 한다. 본 논문에서는 신호처리 로직을 최적화시켜 궤도 계산에 사용할 수 있는 여유 시간을 확보하는 방법으로 1 Hz 항행해 생성 요구사항을 만족시켰다.

GPS-12 S/W는 Fig. 6과 같이 RF 신호를 추적하는 상관기(Correlator)에 1 msec 주기로 접근하여 정보를 획득하고(Signal Processing Task) 100 msec 주기로 RF 신호를 처리한 후(Signal Tracking Task) 궤도 계산과(Standard Position Service, SPS) 궤도 결정을(Orbit Determination, OD) 수행한다. SPS 로직은 최대 12개의 의사거리(Pseudo-range)와 그 변화율을 계산한 후 최소자승법을 이용하여 수신기의 위치와 속도를 계산하고, OD 로직은 수신기의 위치, 속도 정보를 관측 정보로 이용하여 확장 칼만 필터로 궤도 결정을 수행한다. 궤도를 계산하는 로직(SPS, OD)의 계산 시간은 관측 채널 수, 궤도 모델에 따라 수십 msec ~ 수백 msec까지 소요된다. 이때, 신호처리 로직은 궤도 계산보다 높은 우선순위이고 1 msec 주기로 호출되기 때문에 신호처리 로직이 동작하면 궤도 계산 로직은 동작을 멈추고 신호처리 로직 종료를 기다린다. 만약, 1 msec 주기로 호출되

는 신호처리 로직 계산시간을 단축하게 할 수 있으면, 궤도 계산 로직 종료시간 또한 단축된다.

본 연구에서는 신호처리 시간을 단축하기 위해 불필요한 계산을 줄이고 대기 시간을 최적화하였다. 그 결과 신호처리 시간이 약 650 usec에서 약 85 usec로 많이 감소하였다. 1회 궤도 계산 시간은 신호처리 로직 최적화 전, 후를 비교하면 Table 4와 같이 약 95 % 감소한 것을 확인할 수 있다. 특히, 지구 중력 모델 중 계산량이 가장 큰 70x70 모델도 계산시간이 350 msec로 감소하여 On-board에서 동작시킬 수 있었다.

또한, 지구 중력의 차수가 증가할수록 식 (1)의 계수인  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$  도 함께 증가하여 S/W의 크기가 증가하기 때문에 On-board 적용 여부를 확인해야 한다. 분석 결과 최대 차수인 70x70인 경우 S/W 전체 크기 중 계수가 차지하는 양이 약 80 Kbyte로 On-board에 적용할 수 있는 것을 확인하였다.

Table 4. Time Consumption of Orbit Propagate according to the Order and Degree

Gravity Model	Before Optimization of Signal Process	After Optimization of Signal Process	%
10x10	660 msec	42 msec	94
20x20	1,912 msec	95 msec	95
40x40	4,500 msec	195 msec	95
70x70	8,762 msec	350 msec	96

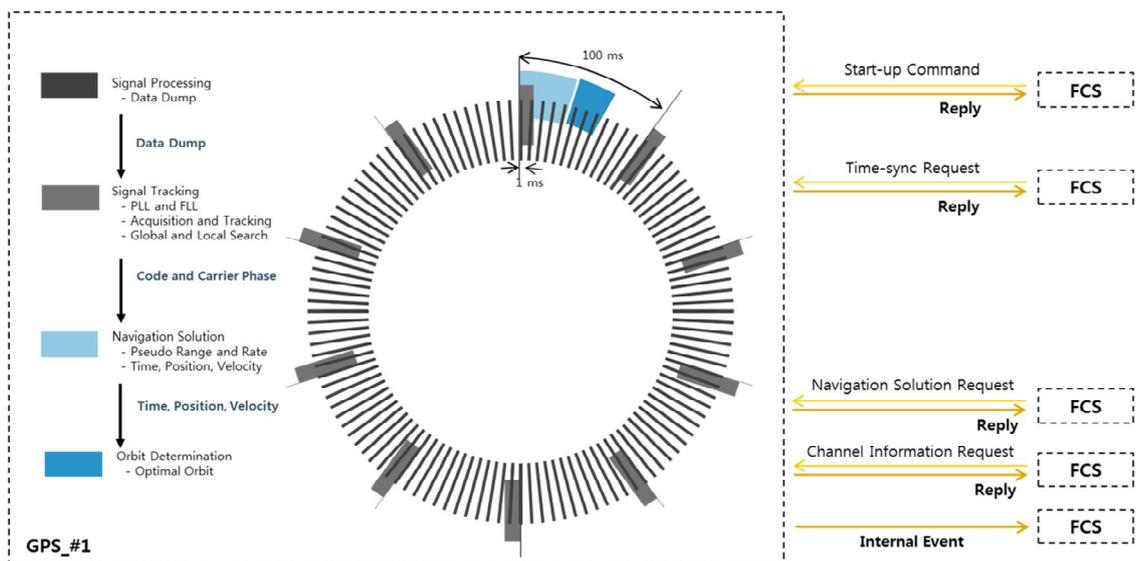


Fig. 6. Operation Sequence of GPS-12 S/W

### IV. On-board 궤도 결정 수행 결과

본 절에서는 구현된 고정밀 우주 섭동모델을 On-board 궤도 결정 로직에 적용하여 그 성능을 분석하였다. 궤도 결정 로직은 의사 거리로만 계산된 궤도를 관측 정보로 사용하고 있다. GNSS 시뮬레이터는 정밀도 분석에 활용할 수 있는 실제 위치 및 속도 정보를 제공함으로써 GPS-12 수신기의 성능을 확인할 수 있다[7]. 분석결과는 2015년 1월 1일 0시부터 2015년 1월 2일 0시까지 1일이며, 고정밀 우주 섭동모델 적용에 따른 위치

정밀도 향상을 확인하기 위해  $J_2$  항만 고려한 섭동모델 적용 결과와 비교하였다.

Table 5와 Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 위치 정밀도는  $J_2$  궤도 모델을 이용한 궤도 결정 결과(43.61 m(3  $\sigma$ ))보다 구현된 고정밀 섭동모델을 이용한 궤도 결정 결과(23.86 m(3  $\sigma$ ))가 약 46 % 개선되었다. 또한, 속도 정밀도는 0.159 m/s에서 0.044 m/s로 72 % 개선되어 위치와 속도 모두 정밀도가 큰 폭으로 향상된 것을 확인할 수 있다. 특히, RIC(Radial, In-track, Cross-track) 좌표계의 각 축 방향으로 분석하면 Radial 축의 정밀

Table 5. Accuracy report of real time on-board orbit determination performance - nvironment : GNSS simulator

		Orbit Determination with $J_2$				Orbit Determination with HPOP			
		Radial	In-track	Cross-track	3-D Range	Radial	In-track	Cross-track	3-D Range
Root Mean Square	Position(m)	24.95	7.07	3.32	27.08	6.17	8.42	2.09	10.67
	Velocity(m/s)	0.048	0.04	0.028	0.051	0.008	0.019	0.005	0.017
Average	Position(m)	18.89	-4.25	0.25	19.61	4.63	-6.89	0.02	9.55
	Velocity(m/s)	0.021	-0.009	0.0016	0.027	0.0033	-0.014	0.0001	0.014
Standard Deviation	Position(m)	7.89	4.73	3.31	8.04	3.81	5.01	2.08	4.77
	Velocity(m/s)	0.043	0.039	0.028	0.044	0.007	0.012	0.005	0.01

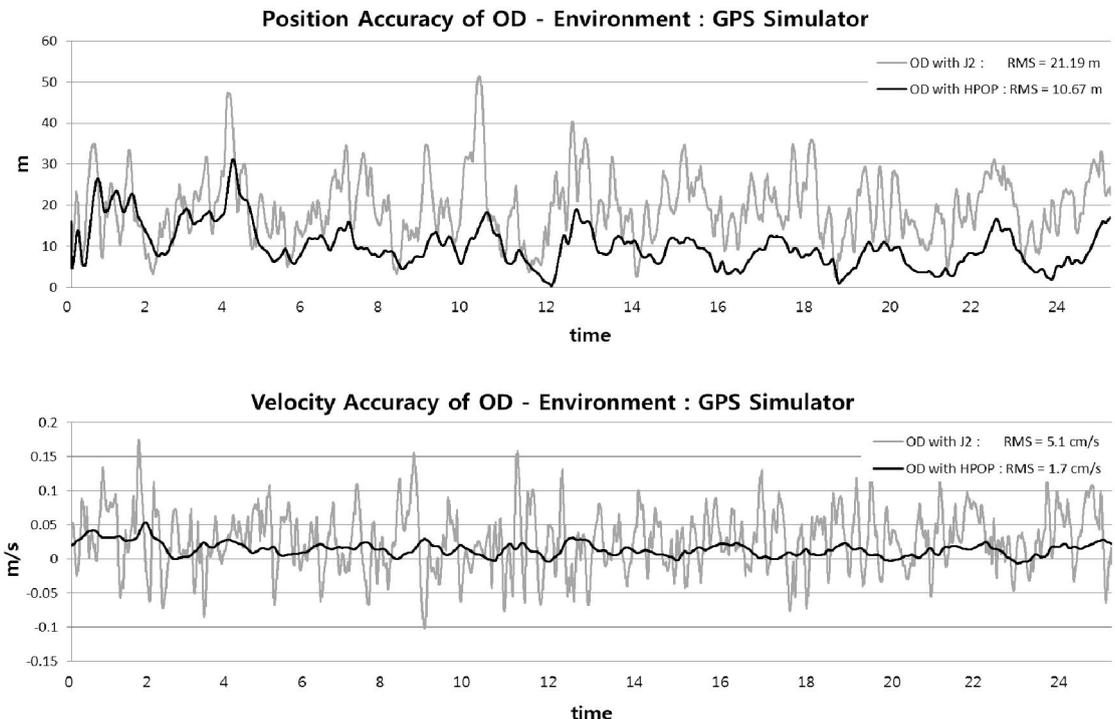


Fig. 7. Real time on-board orbit determination performance - Environment : GNSS simulator

도 개선이 큰 것을 확인할 수 있는데, 위치 정밀도는 42.59 m(3  $\sigma$ )에서 16.06 m(3  $\sigma$ )로 62.3 % 개선되었고 속도 정밀도는 0.15 m/s(3  $\sigma$ )에서 0.024 m/s (3  $\sigma$ )로 84 % 개선되어 3-D Range 방향보다 Radial 방향의 정밀도 개선 폭이 더 큰 것을 확인할 수 있다. 인공위성은 자세제어 기동 시 위성 동체 좌표계를 기준으로 기동하기 때문에 위치, 속도 정보의 안정성이 매우 중요한데, 위치 정보와 속도 정보의 표준편차가 각각 41 %, 77 % 개선되어 안정성이 향상된 것을 확인할 수 있다.

## V. 결 론

GPS-12 GNSS 수신기는 On-board 라는 제한된 자원을 이용하여 1 Hz로 항행해를 생성하도록 요구받고 있다. 이전 연구에서는 이 요구사항을 만족하게 하기 위해 비대칭 중력장의  $J_2$  항만 고려한 섭동모델을 궤도 결정 로직에 적용했었다.

본 논문에서는 실시간 On-board 궤도 결정 성능을 향상시키기 위해 고정밀 우주 섭동모델을 구현하였고, 구현된 우주 섭동모델을 GNSS 수신기의 궤도 결정 로직에 국내에서 처음으로 적용하여 그 결과를 분석하였다. 특히, 고정밀 우주 섭동모델 적용 후 1 Hz 궤도계산 요구사항을 만족하게 하기 위해 신호처리 로직을 최적화하여 궤도 계산에 사용할 수 있는 여유 시간을 확보하였다. 그 결과 가장 계산량이 많은 70x70 중력모델을 포함한 궤도 계산시간이 350msec로 감소하여 On-board에 동작하게 할 수 있었다. 고정밀 우주 섭동모델을 궤도 결정 로직에 적용한 결과 위치 정밀도는 43.61 m(3  $\sigma$ )에서 23.86 m(3  $\sigma$ )로 약 46 % 증가하였으며 속도 정밀도는 0.159 m/s(3  $\sigma$ )에서 0.044 m/s(3  $\sigma$ )로 72 % 증가하여 정밀도가 향상된 것을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 GPS 항행해의 정밀도와 안정성이 향상되어 안정적인 인공위성 운용 및 정밀한 관측 위치 추적이 가능할 것으로 판단된다.

## References

- 1) Z. Zhou, F. Li, Z. Li, and B. Zhang, "Development of DFH-4, The third generation of China GEO platform", International Astronautical Congress, 2006 in Valencia, Spain.
- 2) A. Garcia-Rodrigues, "On Board Radio Navigation Receivers", Technical Note, Issue 2, revision 2, Apr 2008.
- 3) Chiaradia, A.P.M., Gill, E., Montenbruck, O., Kuga, H.K., Prado, A.F.B.A., "Algorithms for On-board Orbit Determination using GPS OBODE-GPS", DLR-GSOC TN00-04, 2000.
- 4) Chiaradia, A.P.M., Kuga, H.K., Prado, A.F.B.A., "Single frequency GPS measurements in real-time artificial satellite orbit determination", Acta Astronaut. 53, 2003, pp. 123-133.
- 5) Gill, E., Montenbruck, O., "On-board Navigation System for the BIRD Satellite", DLR, Germany, Forschungsbericht, 2002.
- 6) Gill, E., Montenbruck, O., Arichandran, K., Tan, S.H., Bretschneider, T., "High-precision onboard orbit determination for small satellites - the GPS-based XNS on X-SAT", in: Proceedings of the 6th Symposium on Small Satellites Systems and Services, 2004.
- 7) Eun-Hyuek Kim, Dong-Wook Koh, Young-Suk Chung, Sung-Baek Park, Hyeun-Pill Jin, Hyun-Woo Lee, "Real Time On-board Orbit determination Performance Analysis of Low Earth Orbit Satellites", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 1, 2015, pp. 10-20.
- 8) <http://www.agi.com/products/stk/>
- 9) H. J. Rim, and B. E. Schuts, "Geoscience Laser Altimeter System (GLAS) PRECISION ORBIT DETERMINATION (POD)", Center for Space Reserch, The University of Texas at Austin, 2002.
- 10) Oliver Montenbruck, Eberhard Gill, "Satellite Orbits", Springer.