

## 論文

## 준천정 위성 궤도 특성 및 항법정보 연구

김정래 \*

## Study of Quasi Zenith Satellite Orbit and Navigation Messages

Jeongrae Kim \*

## ABSTRACT

One of the key elements for developing GNSS (Global Navigation Satellite Systems) is the comprehensive analysis of GNSS satellite orbit including the capabilities to generate precision navigation message. The orbit characteristics of Japan's own GNSS system, called QZSS (Quasi Zenith Satellite System) is analyzed and its navigation message, which includes orbit elements and correction terms, is investigated. QZSS-type orbit simulations were performed using a precision orbit integrator in order to analyze the effect of perturbation forces, e.g. gravity, Moon, Sun, etc., on the orbit variation. A preliminary algorithm for creating orbit element corrections was developed and its accuracy is evaluated with the simulation data.

Key Words : GNSS(위성항법시스템), QZSS(준천정위성), Orbit simulation (궤도시뮬레이션), Navigation message (항법정보)

## I. 서 론

현재 위성항법시스템 (GNSS - Global Navigation Satellite System)의 활용도가 급격하게 증가하고 있는데, 미국 GPS (Global Positioning system)에 대한 의존도를 줄이기 위해 각국에서는 독자적인 GNSS 구축에 노력하고 있다. EU에서는 GPS에 대응하는 GALILEO 시스템을 개발하고 있는데 현재 GIOVE 시험위성을 발사하여 운용 중이다. 중국에서는 정지궤도 위성을 이용하여 위치정보를 제공하는 Beidou 시스템 개발을 시작하여 현재 4개의 위성을 운용 중이다.

일본에서는 지역항법시스템인 JRANS (Japanese Regional Navigation Satellite System) 구축의 일환으로 일본 상공을 지나면서 위성항

법 전파를 송신하는 QZSS (Quasi Zenith Satellite System) 위성 개발을 진행하고 있다 [1,2,3]. 주변국들의 이러한 연구개발 동향에 따라 국내에서도 독자항법위성의 기본 연구에 관한 필요성이 제기되고 있고, 독자적인 위성을 개발하지 않고 주변국과 협력하는 경우에도 어느 정도의 연구 기반이 있어야만 가능하다. 독자항법 개발을 위해서는 여러 가지 기술 및 연구가 필요한데, 본 연구에서는 위성궤도에 초점을 맞춰서 QZSS 형 위성의 궤도 특성 및 궤도 보정정보 생성에 관한 분석을 수행하였다.

## II. 준천정 위성 궤도특성

## 2.1 준천정 위성 궤도특성

일본의 QZSS는 지구자전주기와 동일한 궤도주기를 가지는 3개의 지구동기궤도 (Geosynchronous) 위성으로 구성되어 있으며, 궤도위치에 차이를 두어 각 위성이 순차적으로 일본 상공을 지나도록 설계되었다.

† 2007년 3월9일 접수 ~ 2007년3월 14일 심사완료

\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail : jrkim@hau.ac.kr  
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

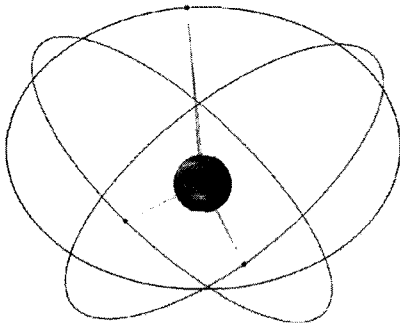


Fig. 1 일본 QZSS 위성 궤도[4]

Table. 1은 QZSS 위성의 궤도요소를 GPS 위성의 궤도요소와 비교하였는데, 최근 발표된 QZSS 설계사양에 기초하였다. 거의 0에 가까운 GPS위성의 이심률과 비교할 때, QZSS 위성은 0.099로 상당히 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 궤도 이심률이 클 경우 상대성효과에 의한 전파거리 보정이 필요한데, QZSS 위성은 GPS 위성에 비해 훨씬 큰 보정값이 필요하다. 한편, QZSS 위성 지상궤적의 중심 경도는 136도 정도이다. 이밖에 승교점 변화율의 경우 GPS는 2.6E-9 SCS(semi circle/sec)이지만, QZSS는 -8.4355E-10 SCS 정도이다.

Table. 1 GPS와 QZSS 위성 궤도요소

궤도요소	기호	GPS	QZSS
장반경	a	26,559,710m	42,164,200m
이심률	e	~ 0.0	0.099
경사각	i	55°	45°
승교점	$\Omega$	60° 간격	120° 간격
근지점각	$\omega$	N/A	270°

GPS나 QZSS 같은 고고도 위성의 경우 지구 질점중력 이외의 주요 외력은 J2에 의한 지구 비구면 효과이고 고차 중력장 성분에 의한 영향은 크지 않다. 공기 저항은 무시할 수 있으며, 정밀 궤도 계산 시 태양복사압에 의한 영향은 고려할 필요가 있다.

한편 각종 외력 등에 의해서 위성 궤도면이 이동하고 궤도요소가 변화하게 되는데, 한 개의 위성이 지구의 절반을 서비스하고 다수의 위성으로 구성된 GPS 위성의 경우에는 위성 간의 상대위치가 크게 변하지 않는 한 추력기에 의한 궤도 조정을 자주 수행 할 필요가 없다. 하지만, QZSS 위성은 특정서비스 상공을 지나야만 하고 소수의 위성으로 구성되므로 서비스 상공에서 임체치만 큼 벗어날 경우 궤도조정을 수행해야 한다. 일본

QZSS 위성의 경우 수개월마다 궤도 조정을 계획하고 있으며, 궤도 조정에 소요 되는 시간은 1~2 일 정도로 예상하고 있다 [4]. 궤도 조정 기간에는 해당 위성의 상태를 "Alert" 상태로 설정하여 가급적 사용하지 않게 되는데, 소수의 위성만으로 구성된 QZSS의 경우 일시적으로 위성항법 성능이 저하하거나 사용할 수 없게 된다. 그러므로 위성 궤도조정을 최소로 하는 궤도 설계가 매우 중요하다.

## 2.2 항법정보 구성

항법위성 궤도를 사용자에게 전송하는 방법에는 케플러 궤도요소 및 polynomial 등 여러 가지 방법 등이 있는데, GPS 개발초기에 다양한 방법이 시도되어 현재와 같은 케플러 궤도요소에 선형변화율 및 조화함수 (Harmonic function) 보정상수를 결합시킨 형태로 되었다[5]. 승교점은

Table. 2 GPS/QZSS 항법정보(L1/L2C)

궤도 정보	내용	종류
$t_0$	Ephemeris epoch	L1 L2C
$\Delta n_0$	Mean motion correction	
$M_0$	Mean anomaly at $t_{oe}$	
e	Eccentricity	
$\omega$	Argument of perigee	
$\Omega_0$	Longitude of ascending node	
i	Inclination	
$\dot{\Omega}$	Longitude of ascending node change rate	
$di/dt$	Inclination change rate	
$C_{ic}$	Cosine term of inclination correction	
$C_{is}$	Sine term of inclination correction	
$C_{rc}$	Cosine term of radius correction	
$C_{rs}$	Sine term of radius correction	
$C_{uc}$	Sine term of argument of latitude correction	
$C_{us}$	Sine term of argument of latitude correction	
$\sqrt{A}$	Square root of semi-major axis	L1
$\Delta A$	Difference from reference semi-major axis	L2C
$\dot{A}$	semi-major axis change rate	
$\Delta n_0$	Mean motion correction rate	

선형변화율 보정값을 포함하고, 경사각은 선형변화율과 조화함수 변화율을 포함한다. 위성거리와 AOL (argument of latitude)은 조화함수 변화율을 포함한다. 조화함수 주기는 0.5궤도 주기이다. 한편, 항법정보 갱신 회수는 1일에 최대 3번이지만 일반적으로 1번 정도이다.

일본의 QZSS 신호는 L2C 신호와 호환성을 가지는 신호도 송출하기 때문에 새로 수정된 L2C 항법정보 신호도 송출한다. L1에 포함되는 항법정보와 비교해서 L2C 정보는 몇 가지 궤도요소를 추가하였는데, 각 항법정보에 포함된 궤도요소를 비교하면 Table. 2와 같다[3].

기존 항법정보에 비해 L2C에는 장반경 및 평균운동 (Mean motion)에 관한 변화율이 추가되어 궤도보정 정밀도가 향상되었으며, 장반경이 급격하게 변하는 경우에 요구되는 위성궤도조정 회수를 줄일 수 있다.

한편, SBAS 위성 등에서는 항법정보와 별도로 위성궤도요소 대신 연속적으로 위성 위치, 속도 및 가속도를 전송한다. 이는 항법정보 전송이 연속적이고, 정밀한 궤도를 필요로 할 때 유효하다.

### 2.3 항법메세지로부터 위성궤도 계산

기존의 L1 항법정보로부터 위성위치를 계산하는 과정은 ICD-GPS-200에 기술되어 있는데, 보정값을 적용한 궤도요소를 계산한 뒤 이를 이용해서 좌표변환을 수행하는 구조로 되어 있다. 계산 과정은 다음과 같다[6].

#### ① Mean motion 계산

$$\begin{aligned} t_k &= t - t_0 \\ a &= (\sqrt{a})^2 \\ n_0 &= \sqrt{\mu/a^3} \\ n &= n_0 + \Delta n \end{aligned} \tag{1}$$

#### ② Mean anomaly 및 Eccentric anomaly 계산

$$\begin{aligned} M_k &= M_0 + nt_k \\ M_k &= M_k - e \sin E \\ \nu_k &= \tan^{-1} \left[ \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k / (1 - e \cos E_k)}{(\cos E_k - e) / (1 - e \cos E_k)} \right] \\ E_k &= \cos^{-1} \left[ \frac{e + \cos \nu_k}{1 + e \cos \nu_k} \right] \end{aligned} \tag{2}$$

#### ③ 조화함수 보정항 계산

$$\begin{aligned} \phi_k &= \nu_k + w \\ \delta u_k &= C_{uc} \cos 2\phi_k + C_{us} \sin 2\phi_k \\ \delta r_k &= C_{rc} \cos 2\phi_k + C_{rs} \sin 2\phi_k \\ \delta i_k &= C_{ic} \cos 2\phi_k + C_{is} \sin 2\phi_k \end{aligned} \tag{3}$$

#### ④ 궤도요소 보정

$$\begin{aligned} u_k &= \phi_k + \delta u_k \\ r_k &= a(1 - e \cos E_k) + \delta r_k \\ i_k &= i_0 + \delta i_k + (di/dt)_0 t_k \\ \Omega_k &= \Omega_0 + (\dot{\Omega}_0 + \dot{\Omega}_e) t_k - \Omega_e t_0 \end{aligned} \tag{4}$$

#### ⑤ 궤도면 위치계산

$$\begin{aligned} x'_k &= r_k \cos u_k \\ y_k &= r_k \sin u_k \end{aligned} \tag{5}$$

#### ⑥ ECEF 위치계산

$$\begin{aligned} x_k &= x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k \\ y_k &= y'_k \sin \Omega_k + x'_k \sin \Omega_k \cos \Omega_k \\ z_k &= y'_k \sin i_k \end{aligned} \tag{6}$$

L2C 항법정보에는 계산 처음 단계에서 다음과 같이 장반경과 mean motion에 관한 보정항이 추가된다[4].

$$\begin{aligned} a &= A_{rcf} + \Delta A + \dot{A} t_k \\ n_0 &= \sqrt{\mu/a^3} \\ n &= n_0 + \Delta n + \dot{n} t_k \end{aligned} \tag{7}$$

L1 항법정보에서는 지구중심으로부터 거리 ( $\delta r_k$ )만을 보정하여 장반경의 변화를 표시하였는데, 장반경에 선형변화 성분이 있는 경우에는 많은 오차를 발생하여 주기적으로 GPS 위성 궤도를 조정해 주어야 했다. 하지만 선형변화성분(A)의 추가로 이러한 변화에 적절히 대응할 수 있게 되었다.

### 2.4 항법정보 생성

GPS 위성은 미국 지상관제국에서 수신된 관측값을 이용하여 정밀궤도를 추정한 뒤 이로부터 케플러 궤도요소 및 보정항을 생성하는데, 이에 관한 상세한 알고리즘 및 구현 방법 등에 관해서는 많이 알려진 바가 없다. 독자적인 항법정보를 생성할 경우 추정된 위성위치와 속도로부터 케플러 궤도요소 및 보정항등을 결정하는 알고리즘을 개발해야 한다. 일반적으로 고려할 수 있는 방법은 시간 별 궤도요소 변화를 계산한 뒤 보정 항수에 최적화하는 방법이 있는데, 구현 알고리즘에 관해서는 많은 연구가 필요하다.

## III. 시뮬레이션 결과

지구동기궤도인 QZSS 형태의 위성궤도는 중궤

도인 GPS 위성궤도와는 다른 특성을 가지게 되는데, 본 연구에서는 궤도 시뮬레이션을 수행하여 QZSS 궤도를 분석하였다. 한편, 항법정보에 포함된 궤도요소 보정정보는 GPS 궤도 특성에 최적화되어 있는데, 이심률이 크고 고도가 높은 QZSS궤도에도 잘 적용될 수 있는지 여부에 대해 기본 연구를 수행하였다.

**3.1 외력 요소에 의한 영향**

QZSS 형태의 위성에 가해지는 각종 외력의 영향을 평가하기 위해서 일본 QZSS 위성과 동일한 궤도요소를 가지지만 한국 상공을 지나도록 승교점을 변경한 궤도로 시뮬레이션을 수행하였다. 지구중력장모델은 EGM96를 사용하여 중력가속도를 정밀하게 구현하였으며, 태양, 달 및 태양복사압에 의한 영향을 고려하였다. Fig. 2는 시뮬레이션 지상궤적으로 1일간 10초 간격으로 궤도적분을 수행한 결과이다.

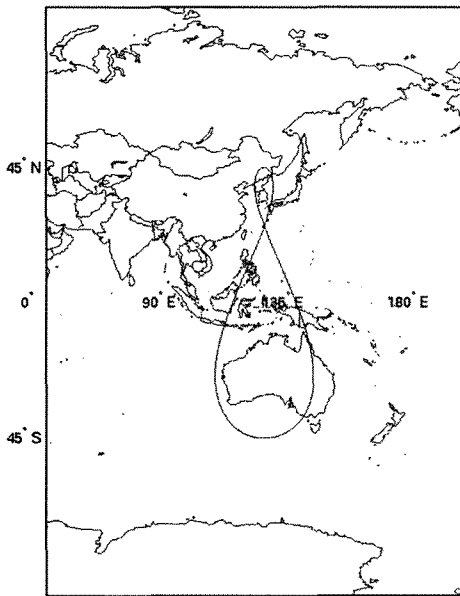


Fig. 2 QZSS형 위성 지상궤도(초기 1일)

개별 외력요소에 의한 궤도 변화를 분석하기 위하여, 다음과 같이 각각의 외력만 가한 뒤 궤도적분을 수행하였다. 궤도적분에서 얻은 위치/속도를 지구의 질점으로 가정하고 지구와 위성만을 고려한 케플러궤도(two-body orbit)와 비교하였다. 개별 외력요소 모델링에 관한 내용은 참고 문헌에 기술되어 있다[7].

- (a) Two body only
- (b) J2

- (c) 비구면 중력항 (20x20)
- (d) 태양복사압
- (e) 태양
- (f) 달
- (g) (a)~(f)

Fig. 3과 4는 1시간 동안 케플러궤도(a)를 기준으로 각 외력에 의한 위치 차이와 속도 차이를 나타내고 있다. J2에 의한 영향이 제일 크고, 1시간에 최대 89m의 차이를 유발한다. 태양과 달에 의한 차이는 17m와 20m 정도로 비슷한 영향을 미친다. 태양복사압 (Solar radiation pressure-SRP)은 QZSS 위성 복사압 특성을 아직 알 수 없으므로 상자모델에 일반적인 상수값을 적용하였는데, 다른 외력 요소에 비해 이에 의한 영향은 매우 미비하다. J2에 의한 영향이 워낙 크기 때문에 모든 외력 요인을 고려한 결과(All) 역시 J2에 의한 결과와 비슷하다. 한편, 속도변화 역시 비슷한 경향을 가지며 최대값은 0.05m/s 정도이다.

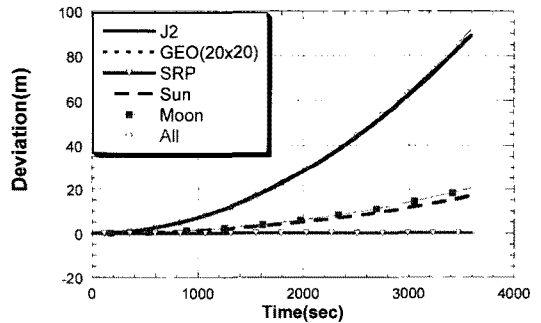


Fig. 3 외력요소에 의한 위치 변화(1시간)

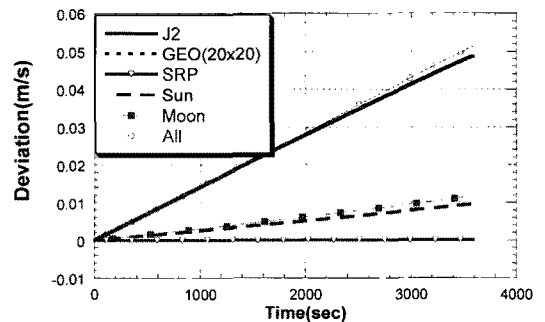


Fig. 4 외력요소에 의한 속도 변화(1시간)

GPS 위성궤도에 대한 외력 영향을 분석한 연구 결과[5]를 보면 1시간에 궤도 변화 크기가 300m (J2), 40m (달), 20m (태양), 0.06m (SRP), 0.06m (비구면 중력장)이다. QZSS 고도는 GPS보

다 높기 때문에 J2 등 비구면 중력장에 의한 영향이 적음을 알 수 있다.

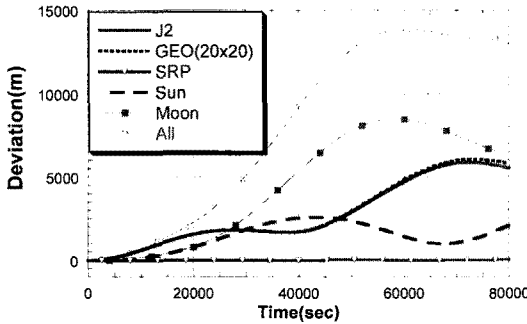


Fig. 5 외력요소에 의한 위치 변화(1일)

Fig. 5는 1일간 위치 변화를 나타내는 것으로 1시간 결과와는 상이하게 달에 의한 영향이 가장 크며, J2에 의한 영향은 상대적으로 작음을 알 수 있다. 그리고 모든 외력 요인들을 고려한 차이(All)는 최대 14400m에 이른다. 하지만 이런 영향은 위성궤도 요소 및 초기조건에 따라 달라질 수 있다. 예를 들어 시뮬레이션 시작 지방시는 21시이고  $\beta'$  각은 9.9도인데, 태양복사압의 경우 이러한 조건에 직접적으로 영향을 받는다. 정확한 분석을 위해서는 다양한 경우의 궤도 조건에 대해 시뮬레이션을 수행할 필요가 있다.

한편, 항법위성 궤도를 계산할 때 필요한 외력 모델링의 경우 지구중력장이나 태양/달에 의한

영향은 비교적 쉽게 구현 가능하지만 태양복사압에 의한 영향은 태양입사각 및 위성자세각 등에 대한 변화요소 등 많은 요소를 모두 고려해야 하므로 상당히 난이하다. 향후 정밀궤도결정을 수행하는 경우는 정확한 태양복사압모델을 적용할 필요가 있다.

### 3.2 궤도 변화

장기간(100일) 궤도시뮬레이션을 수행하여 위성 지상궤적의 변화 경향을 살펴보았다. Fig. 6은 100일간 지상궤적의 변화로 서쪽으로 경도 6도 정도 이동하였음을 알 수 있는데, 한반도 상공에서 크게 벗어나 있기 때문에 궤도 조정이 필요한 경우이다. 이러한 이동속도 및 변화는 궤도 초기 조건 및 궤도적분 방법에 따라 크게 달라지므로 정확한 변화 경향을 얻기 위해서는 좀 더 다양한 조건에서 시뮬레이션을 수행하여야 하지만, QZSS형 위성의 경우에 주기적인 궤도조정이 필요하다는 것을 보여주는 예라고 할 수 있다.

### 3.3 항법정보 생성

항법정보 생성에 관한 공개된 자료가 부족하여 최적화된 항법정보 생성을 위해서는 독자적인 연구가 필요하다. 항법정보는 이전의 궤도 관측데이터를 분석하여 미래의 궤도를 예측하는 예측정보 (prediction)이지만, 본 연구에서는 기본 연구 단계로 이전 궤도를 재현하는데 필요한 추정값 (estimation) 정보를 생성하였다. 시뮬레이션 궤도 위치 및 속도로부터 궤도요소를 계산하고, 이로부터 궤도요소 보정항을 계산하는 방법을 구현해 보았다. 한편, 본 논문에서는 정밀궤도 결정에 대해서는 다루지 않고 있으므로 추정된 궤도 위치 및 속도에는 오차가 없다는 가정을 사용하여 시뮬레이션된 궤도에 오차를 가하지 않고 사용하였다.

Fig. 7은 1일간 궤도요소의 변화를 나타내고 있다. 장반경(Semi-major axis)은 0.5 궤도 주기(43082초) 마다 변화하며 진폭은 1km 정도이다. 이심률(Eccentricity) 변화량은 0.0001 이하로 극히 미비하다. 경사각(Inclination)은 0.004도 정도 변화하고, 승교점적경(RAAN)은 0.001도 정도 변화함을 알 수 있다. 근지점각(Argument of perigee)은 0.04도 정도 변화한다. 다른 궤도요소와는 달리 경사각과 승교점은 주기 성분 이외에 영년변화 성분(secular term)을 가지고 있음을 알 수 있다. 식 4에서 언급한 항법보정 정보에서 경사각과 승교점경도에 시간변화 성분이 들어가 있는 사실과 잘 부합한다. 0.5궤도 주기마다 변화하

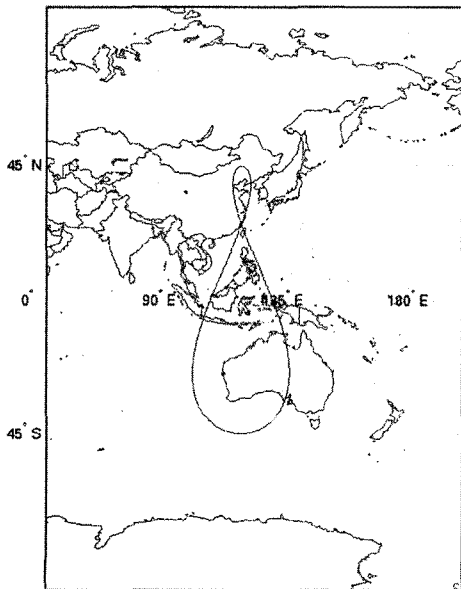


Fig. 6 QZSS형 위성 지상궤적변화 (100일 후)

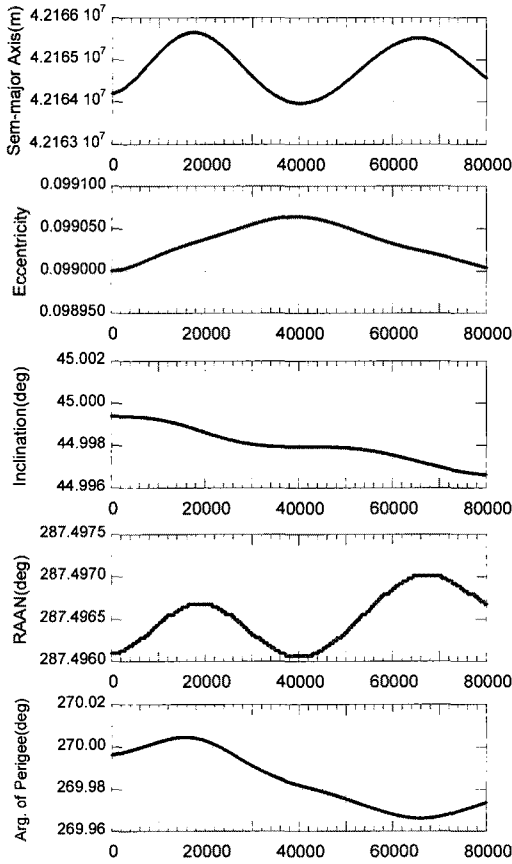


Fig. 7 궤도요소 변화(1일)

는 경향은 식 3에서 조화함수 보정항에  $2\phi_k (= 2\nu_k + 2w)$ 가 포함되는 사실과 부합된다.

생성된 1일 치 궤도요소 데이터와 최소자승법을 이용하여 Table. 5에서 기본 케플러궤도요소를 제외한 각종 궤도보정 상수들을 추정하였다. 다른 보정 상수들은 비교적 잘 추정되었으나, 지구중심으로부터 거리보정값( $\delta r_k$ )은 편이 오차를 나타내었다. 이는 장반경 및  $\delta\phi_k$  보정값 오차와 연관이 있는 것으로 추정되며, 추정 시 계산 순서나 최적화 방법에 관한 심층적인 연구가 필요하다.

Fig. 8은 궤도보정상수 유무에 따른 궤도오차 차이를 나타내고 있다. 케플러 궤도요소만을 사용하여 계산한 궤도와 원래 궤도와 의 차이를 보면 1일에 최대 8.5km 정도의 오차가 발생함을 알 수 있다. 케플러 궤도요소에 궤도보정상수를 적용하여 계산한 궤도와 원래 궤도와 의 차이를 보면 최대 오차는 5km 정도로 오차가 감소하였음을 알 수 있다. 궤도보정상수 추정 시 1일치

궤도요소 변화 데이터를 사용하였기 때문에 궤도 보정상수는 1일 간 오차를 최소화하는 방향으로 추정되어 초기(<25000초)에는 보정상수 사용 시 오차가 오히려 크게 나타났다. 보정상수 사용 시 궤도요소를 보정하는 기법이 필요한데, 이는 추가 연구가 필요하다.

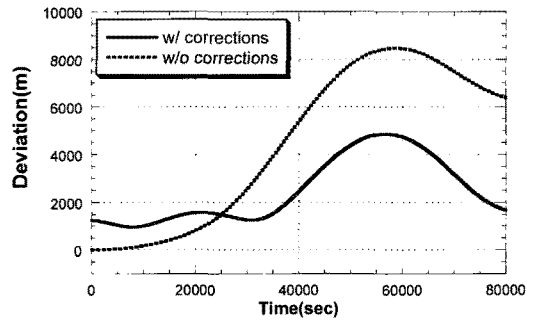


Fig. 8 궤도보정상수 적용에 따른 궤도오차 변화

#### IV. 결론

일본 QZSS 형태의 항법위성궤도에 대해 살펴보고, 이를 표현하기 위한 항법정보 및 이를 이용한 궤도계산 방법에 대해 살펴보았다. 한반도 상공을 지나는 QZSS 형태의 궤도를 정밀궤도계산 프로그램을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 궤도에 영향을 미치는 외력 요소에 대해 분석하고, 궤도변화에 대해 살펴보았다. 항법정보 생성을 위한 기본 연구로 GPS L2C 형태의 항법정보를 생성하여 이를 사용할 경우 궤도계산 정밀도가 향상됨을 확인하였다. 정밀한 항법정보 생성 알고리즘 및 구현에 관해서는 향후 많은 연구가 필요하며, 실시간 구현 방법에 대해서도 연구할 필요가 있다.

#### 후기

본 논문은 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRF-2004-003-D00075).

#### 참고문헌

[1] Takahashi, H., "Japanese Regional Navigation Satellite System "The JRANS

- Concept", The 2004 International Symposium on GNSS/GPS, Sydney, Australia, 6-8 December 2004.
- [2] Kogure, S. and Kawano, I. "GPS Augmentation and Complement Using Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)", 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, Japan, April 15-19, 2003.
- [3] Suh, Y.C., "Development of a Simulation System to Evaluate the Availability of Satellite-based Navigation Services Using Three-Dimensional GIS", Ph.D. Thesis, Department of Civil Engineering, The University of Tokyo, 2004.09.
- [4] JAXA, Interface Specification for QZSS, January 2007.
- [5] VanDierendonck, A.J., Russell, S.S., Kopitske, E.R., and Birnbaum, M., "The GPS navigation message", Proceedings of AIAA Guidance and Control Conference, San Diego, Calif., August 16-18, 1976.
- [6] ICD-GPS-200C, "Interface Control Document: Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces", US DOD, IRN-200C-005R1, January 14 2003.
- [7] Kim, J., Simulation Study of a Low-Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission, Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, The University of Texas at Austin, May 2000.