

## GPS 방송 궤도력 이상의 특성 분석

# An Analysis on Characteristics of Abnormal Broadcast GPS Ephemeris

이제영\*, 김희성\*, 이형근\*

Je-Young Lee\*, Hee-Sung Kim\* and Hyung-Keun Lee\*

### 요 약

본 논문에서는 GPS 위성의 방송 궤도력 이상의 특성에 관하여 위성의 위치오차와 위성 수신기 간 거리오차의 비교를 통해 분석하였다. 방송 궤도력 이상이 수신기의 위치 추정치에 미치는 영향은 위치오차에 의해 유발되는 거리오차와 밀접한 관련을 갖는다. 또한 거리오차는 위성 위치오차의 방향과 시선각 벡터의 방향에 의해 결정된다. 따라서 방송 궤도력 이상의 특성을 분석하기 위하여 방송 궤도력 각 변수를 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수, 위성 궤도의 기울기를 결정하는 변수, 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수들로 분류하였다. 분류된 변수들의 특징을 바탕으로 위성의 위치변화가 수신기 위치 추정치에 미치는 영향을 분석하였다.

### Abstract

This paper analyzes the characteristics of abnormal broadcast GPS ephemeris by comparing distances between the receiver and the satellites. Effects of abnormal ephemeris on receiver's position estimate are closely related with range errors caused by variations of satellite positions. In more detail, each range error depends on the satellite position error and the line of sight vector. Based on the fact, the ephemeris parameters are classified into three types depending on the size, the shape, and the slope of the satellite orbit to analyze the fault characteristics. The effects of satellite position errors caused by the three types of parameters on the receiver's position estimate are analyzed in detail.

Key words : Broadcast Ephemeris, Fault detection, Integrity Monitoring, Atellite Orbit

### I. 서 론

전역 위성항법시스템 (GNSS, Global Navigation Satellite System)은 지구 주위를 선회하는 다수의 위성을 이용하여 사용자의 위치를 정밀하게 계산하는 측위시스템이다. 위성항법시스템은 추측항법 (DR,

Dead Reckoning) 과는 달리 사용시간에 따른 오차의 발산이 없으므로 장시간 사용이 가능하며, 지구 전역에서 지역과 시간에 관계없이 정밀한 측위가 가능하기 때문에 해양선박, 항공기 등의 항법장치에서 의존도가 높아지고 있는 추세이다. 반면, 위성에서 발신하는 전파를 이용하여 측위하는 방식이므로 외부 요

\* 한국항공대학교 항공전자및정보통신공학부(School of Avionics, Telecommunication and Computer Eng., Korea Aerospace University)

· 제1저자 (First Author) : 이제영

· 교신저자 : 이형근

· 투고일자 : 2010년 8월 12일

· 심사(수정)일자 : 2010년 8월 13일 (수정일자 : 2010년 10월 12일)

· 게재일자 : 2010년 10월 30일

인에 의해 위치 추정치의 신뢰도가 변할 수 있다는 단점을 갖고 있다. 특히, 항공기의 정밀착륙과 같이 안전도가 우선시 되는 상황에서 신뢰 할 수 없는 추정치의 존재는 심각한 상황을 초래 할 수 있다. 이와 같은 중요성에 기인하여 최근에는 위성항법시스템의 신뢰도를 높이기 위한 무결성 감시기법이 다방면에서 연구되고 있다 [1].

무결성 성능의 향상을 통해 신뢰도 높은 추정치를 얻기 위해서는 시스템의 무결성을 저해하는 요인들을 검출하고 분리하기 위한 검출기의 설계가 필수적이다. 위성항법시스템의 무결성 성능을 저해하는 가장 큰 요인으로는 전리층 지연 (ionospheric delay), 다중경로 오차 (multipath error), 그리고 방송 궤도력 이상 (abnormal broadcast ephemeris) 등을 들 수 있다 [2,3]. 이중 방송 궤도력 정보에 이상이 발생하였음에도 불구하고 이를 적절한 시간 내에 검출하지 못하면, 정상적인 궤도력 정보가 갱신되기 전까지 장시간 동안 위치 추정치의 정확도에 영향을 미쳐 심각한 결과를 초래할 수 있다. 방송 궤도력 정보의 이상을 효율적으로 검출하여 수신기 위치 계산에 잘못된 위성 정보를 제외시키기 위해서는 검출기가 주로 활용된다 [4,5].

효율적인 검출기의 설계를 위해서는 검출의 대상이 되는 이상 신호의 원인을 분류하고 그 특성을 분석하는 작업이 반드시 선행 되어야 한다. 본 연구에서는 검출기 설계에 앞서 방송 궤도력 이상을 초래하는 변수들을 분류하고 각 변수에 의하여 발생하는 방송 궤도력 이상의 특성을 분석하였다. 방송 궤도력 이상은 일반적인 신호 이상과 달리 발생한 이상의 크기와 위치 추정치 사이의 관계가 일정하지 않고, 각 위성에 대한 시선각 방향과 이상의 크기 그리고 수신기 위치 추정치 사이의 관계가 서로 연관되어 있는 특성을 가진다. 따라서, 방송 궤도력 변수들을 시선각에 영향을 미치는 위성의 위치를 변화시키는 방법에 따라 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수, 위성 궤도의 기울기를 결정하는 변수, 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수로 나누고 각 변수에 따른 이상의 특성을 분석하였다. 이에 덧붙여, 실제 GPS 측정치를 활용한 시뮬레이션을 통해 분석된 방송 궤도력 이상의 특성을 확인하였다.

## II. GPS 방송 궤도력 이상의 특성

### 2-1 위성 위치 오차의 영향

위성항법시스템은 방송 궤도력을 이용하여 위성의 위치를 계산하고 의사거리 (pseudorange) 혹은 누적 위상 (accumulated carrier phase)으로 추정된 위성 과 수신기 간 거리를 이용하여 수신기의 위치 추정치를 산출한다. 따라서 잘못된 궤도력 정보로 위성의 위치를 계산하더라도 위성 위치오차가 추정 거리에 영향을 주지 않는다면 위치 추정치는 정상적으로 산출된다. 즉, 방송 궤도력 이상이 수신기의 위치 추정치에 미치는 영향은 위성 과 수신기 간 실제 거리와 추정 거리의 차이에 의해 결정된다고 할 수 있다.

그림 1과 같이 방송 궤도력 이상으로 위성의 위치를 (a)위치와 (b)위치로 잘못 계산하였을 경우, (a)상황에서는 추정 거리가 위성의 위치오차에 직접적으로 영향을 받지만, (b) 상황에서는 위성 위치는 큰 오차를 보이지만 추정 거리는 오차의 영향을 미비하게 받음을 알 수 있다. 수신기와 위성간의 거리를 이용하여 위치 추정치를 산출하는데 있어서 (b)와 같은 상황에서는 수신기의 위치 추정치가 방송 궤도력 이상의 영향을 받지 않게 된다. 따라서 위치 추정치의 관점에서 방송 궤도력 이상의 크기는 위성 위치오차의 절대 크기가 아니라 오차가 발생한 방향과 관계가 있다고 할 수 있다.

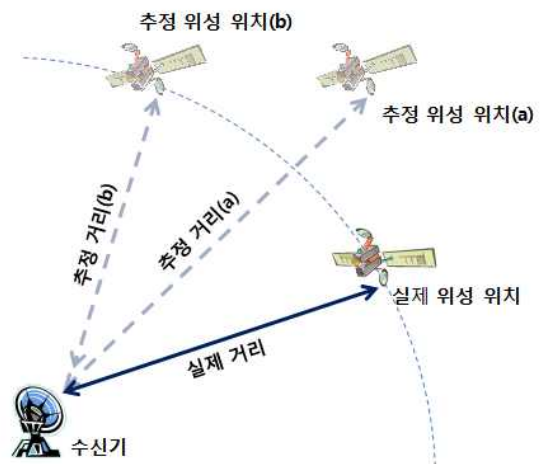


그림 1. 위성 위치 오차  
Fig. 1. Satellite Position error

위성 위치오차의 영향은 궤도에서의 각 시점별 위성 위치의 변화 추의와 관련이 있다. 그림 2와 같이 방송 궤도력 이상으로 위성 궤도가 기울어진 경우, 위성 위치오차의 크기는 (a), (b), 그리고 (c) 시점에서 차이를 보임을 알 수 있다. (a)와 (c)시점에서 위성 위치는 궤도의 기울어짐에 직접적으로 영향을 받아 큰 오차를 보인다. 반면에 (b) 시점에서 위성 위치는 위성 궤도 변화의 영향을 적게 받아 비교적 작은 오차를 보이게 된다. 이와 같이 위성 위치오차의 시점별 변화는 수신기와 위성간 거리에 영향을 주며 최종적으로는 수신기가 계산한 위치 추정치에 오차를 유발하게 된다. 특히, 의사거리와 누적위상을 이용하여 방송 궤도력 이상 검출기를 설계 할 경우, 실제 궤도와 추정궤도가 교차하는 시점에서 검출 취약 부분이 발생하게 된다. 따라서 방송 궤도력 이상의 특징은 검출 성공 여부를 좌우하는 중요한 요인이 된다.

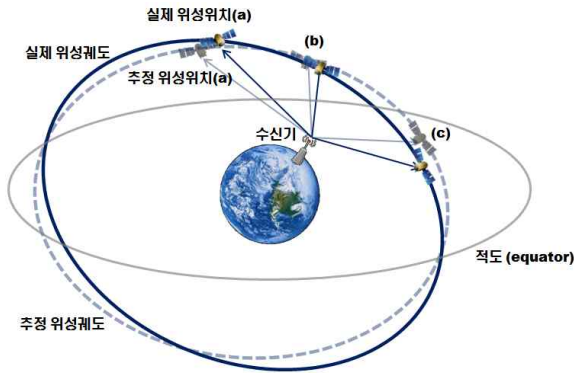


그림 2. 위성 궤도 오차  
Fig. 2. Satellite Orbit Error

앞서 살펴본 방송 궤도력 이상의 특성을 확인하기 위하여 실제 GPS 측정치와 방송 궤도력을 활용한 시뮬레이션을 수행하였다. 방송 궤도력의 이상이 위성 위치, 추정 거리, 그리고 수신기 위치 추정치에 미치는 영향을 확인하기 위하여 비슷한 시점에서 수신기의 가시권에 등장하는 4개의 위성에 이상을 삽입하였다. 궤도력 변수 중 승교점의 경도 (longitude of the ascending node,  $\Omega_0$ )에 이상을 삽입하였으며, 이상의 크기는  $7 \times 10^{-6}$  (radians) 의 값을 사용하였다. 이상의 영향으로 수신기는 정상궤도에 비해 기울어

진 궤도에서 위성의 위치를 계산하게 된다.

그림 3과 그림 4는 하루 동안 위성이 출현한 모든 시점 (epoch)에서 위성의 위치오차와 수신기와 위성간 거리의 오차를 도시한 결과이다. 그림 5는 PRN 26번 위성에 이상을 삽입하였을 경우와 이상을 삽입하지 않은 경우의 수신기 위치 추정치의 오차를 도시한 결과이며, 이때 위치 추정치는 단일 측위 방식으로 계산하였다.

그림 3의 결과를 보면 방송 궤도력 이상이 위성의 위치오차에 미치는 영향은 시점별로 다르다는 것을 알 수 있다. 위성이 등장한 초기에는 (a)에 나타난 바와 같이 위치오차는 감소하지만 (b)에 나타난 바와 같이 어느 정도 시점이 흐른 뒤에는 다시 증가하는 경향을 갖는다. 이때 오차가 변화하는 경향은 이상이 발생한 궤도력 변수에 따라 달라진다. 변수에 따른 오차의 경향은 2-2절에 상세히 기술하기로 한다.

그림 4의 결과를 보면 거리오차의 경향은 위성 위치오차의 경향과 다르다는 것을 알 수 있다. 이상 위성 등장 초기에는 (c)에 나타난 바와 같이 거리오차가 감소하지만 어느 정도 시점이 흐른 뒤에는 (d)에 나타난 바와 같이 오차가 다시 증가하게 된다. 또한 위성의 위치오차는 모든 시점에서 100m 이상 발생하지만 거리오차는 35m 내외의 작은 값을 갖는다. 특히 (e) 시점에서는 거리오차가 0이 되는 것을 확인할 수 있으며 이 시점에서 수신기의 위치 추정치는 위성 위치오차의 영향을 받지 않는다.

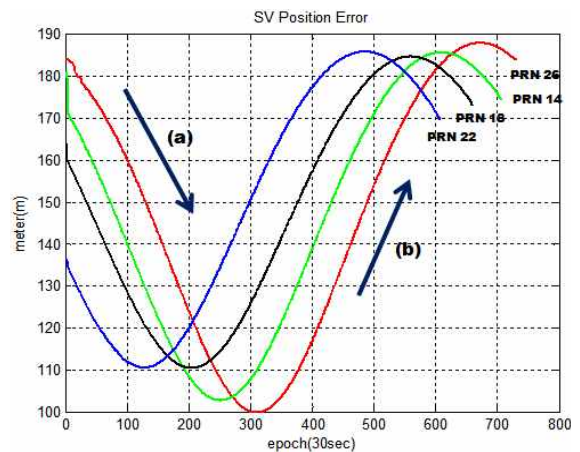


그림 3. 위성 위치 오차  
Fig. 3. Satellite Position Error

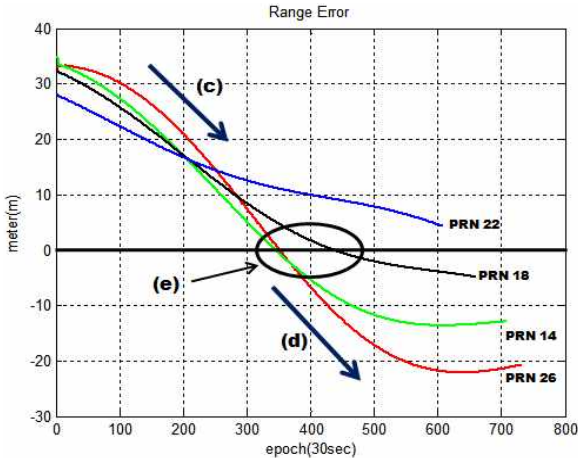


그림 4. 거리 오차  
Fig. 4. Range Error

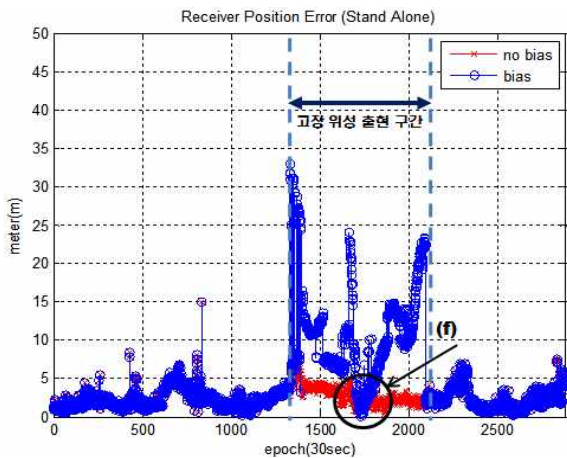


그림 5. 수신기 위치 오차  
Fig. 5. Receiver Position Error

그림 5의 결과를 보면 방송 궤도력에 이상이 있는 위성이 출현하는 구간에서 수신기 위치오차가 크게 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 이때 위치오차의 경향은 위성의 위치오차가 아니라 거리오차와 밀접한 관련을 보인다. 특히 (f) 시점에서는 이상 위성을 활용하여 위치 추정치를 산출하였음에도 불구하고 위치오차가 정상적인 경우와 차이가 없음을 알 수 있다. 이는 그림 1의 (b)와 같이 방송 궤도력 이상이 수신기와 위성간 거리에 영향을 주지 않을 경우 수신기의 위치 추정치는 정상적으로 산출됨을 보여준다.

## 2-2 방송 궤도력 변수의 특성

GPS 위성 항법메시지에 포함된 방송 궤도력에는 Keplerian 변수들과 위성의 섭동과 관련된 변수들이 담겨져 있다. 수신기는 이러한 변수들을 이용하여 위성의 궤도와 위성의 현재 위치를 계산한다 [6]. 이때 이용되는 대표적인 Keplerian 변수는 방송 궤도력 시간 (ephemeris reference time,  $t_{oe}$ ), 장반경의 제곱근 (square root of the semi-major axis,  $\sqrt{a}$ ), 이심률 (eccentricity,  $e$ ), 경사각 (inclination angle at the reference time,  $i_0$ ), 승교점의 경도 (longitude of the ascending node at the beginning of the GPS week,  $\Omega_0$ ), 근지점각 (argument of perigee,  $w$ ), 그리고 기준 시간에서의 평균 근점각 (mean anomaly at the reference time,  $M_0$ ) 으로 정리된다. 이러한 7개의 궤도력 변수는 다시 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수 ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ ), 위성 궤도의 기울기를 결정하는 변수 ( $i_0$ ,  $w$ ;  $\Omega_0$ ), 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수 ( $M_0$ ,  $t_{oe}$ )로 나눌 수 있다.

그림 6과 그림 7은 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수 ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ )에 이상을 삽입하였을 경우 위성 위치오차와 거리오차를 도식한 결과이다. 오차의 특성을 확인하기 위해 위성 위치오차를 120m 내외로 발생시키는 이상을 삽입하였으며 이상의 크기는  $\sqrt{a}$ 의 경우  $1 \times 10^{-2}(\sqrt{m})$ 이며  $e$ 의 경우  $3 \times 10^{-6}$ 의 값을 사용하였다.

장반경을 변화시키는  $\sqrt{a}$ 에 이상이 발생 할 경우 위치오차는 100 ~ 130m 이내의 구간에서 변화하는 것을 볼 수 있다. 이는 위치오차의 크기에 비해 상대적으로 작은 구간이며,  $\sqrt{a}$ 에 이상이 발생하였을 경우 위성 위치오차의 변화는 크지 않음을 확인 할 수 있다. 그림 7의 위성과 수신기 간 거리오차를 살펴보면 위성이 출현하는 전 구간에서 위성 위치오차와 비슷한 크기를 보임을 알 수 있다. 위성 궤도의 장반경이 달라질 경우 위성의 위치오차는 시선각 벡터의 방향으로 발생하게 된다. 따라서 추정 거리는 위성의 위치오차에 직접적으로 영향을 받아 큰 거리오

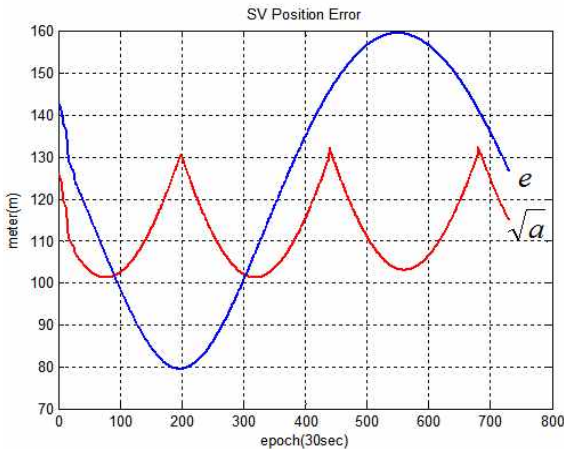


그림 6. 위성 위치 오차 ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ )  
Fig. 6. Satellite Position Error ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ )

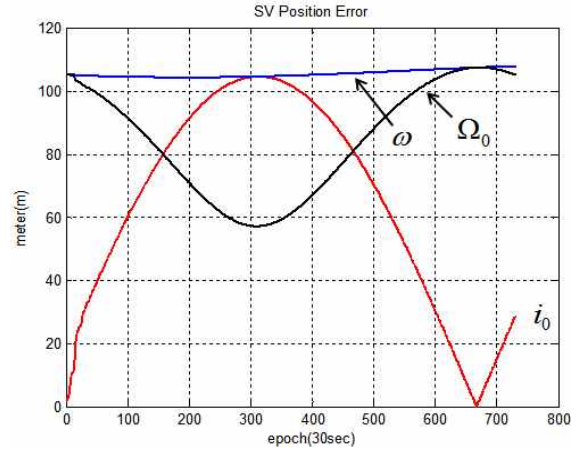


그림 8. 위성 위치 오차 ( $i_0$ ,  $w$ ,  $\Omega_0$ )  
Fig. 8. Satellite Position Error ( $i_0$ ,  $w$ ,  $\Omega_0$ )

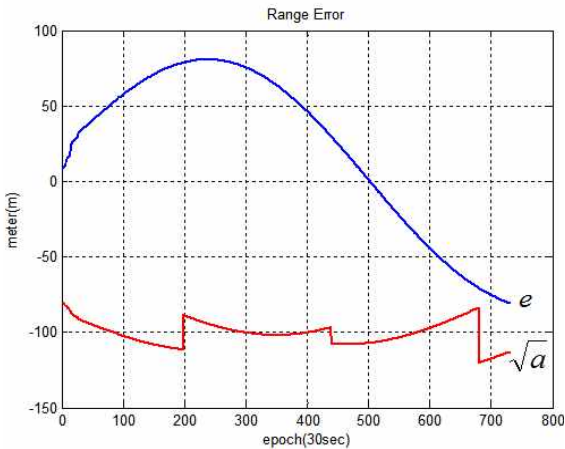


그림 7. 거리 오차 ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ )  
Fig. 7. Range Error ( $\sqrt{a}$ ,  $e$ )

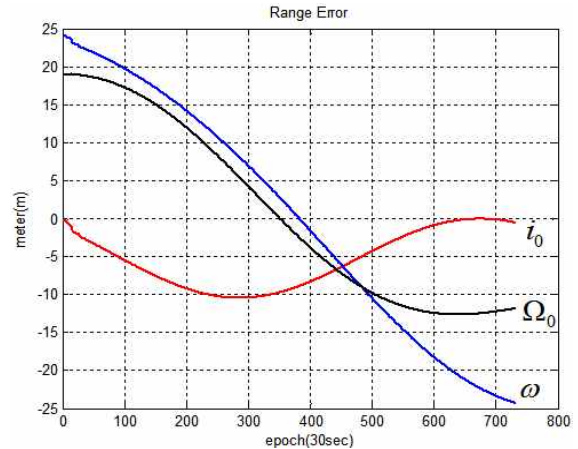


그림 9. 거리 오차 ( $i_0$ ,  $w$ ,  $\Omega_0$ )  
Fig. 9. Range Error ( $i_0$ ,  $w$ ,  $\Omega_0$ )

차가 발생하게 된다. 이에 덧붙여, 방송 궤도력이 갱신되는 시점에서 거리오차가 불연속적인 값을 보이는 것을 알 수 있는데 이는 평균 근점이각을 구하는 과정에서 방송 궤도력 시간과 측정시간의 차이를 장반경을 이용하여 계산된 근점이각 변화율에 곱해 주기 때문이다. 따라서 방송 궤도력이 갱신 될 경우 새로운 방송 궤도력 시간을 사용하는 시점에서 시간 증분이 변하게 되어 불연속적인 값을 보이게 된다. 이 시점에서 위성의 위치오차를 절대 크기가 아닌 각 축에 도시 하면 위치오차 역시 불연속적인 값을 보인다. 이심률  $e$  의 경우, 궤도의 크기가 아닌 궤도의

모양을 변화시키므로 장반경의 변화와 다른 경향을 보인다. 궤도의 모양이 변할 경우 시점별로 위치오차의 변화가 매우 크며 거리오차에 미치는 영향 역시 큰 차이를 보인다. 특히, 위성의 위치오차는 발생하지만 거리오차가 0 이 되는 시점이 존재하며 이후에는 초기 방향과 반대 방향으로 거리오차가 증가하는 것을 확인 할 수 있다.

궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수에 이상이 발생할 경우, 유발되는 거리오차는 다음에 살펴볼 다른 변수들에 비해 매우 큰 값을 보인다. 이는 두 변수 모두 위성의 위치오차를 시선각 벡터의 방향 혹은 시선각 벡터의 음의방향으로 발생시키므로 거리오차가

위치오차에 직접적으로 영향을 받기 때문이다.

그림 8과 그림 9는 위성 궤도의 기울기를 결정하는 변수 ( $i_0, \omega, \Omega_0$ )에 이상을 삽입하였을 경우 위성 위치오차와 거리오차를 도시한 결과이다. 이상의 크기는 세 변수 모두  $4 \times 10^{-6}$  (radians) 의 값을 사용하였다. 이 경우 위성 궤도를 기울이는 축에 따라 다른 경향을 보임을 알 수 있다. 근지점의 위치를 결정하는 변수  $\omega$ 의 경우에는 위성 위치오차는 거의 일정한 값을 유지하지만, 승교점의 경도를 결정하는 변수  $\Omega_0$ 와 경사각을 결정하는 변수  $i_0$ 에 이상이 발생 할 경우에는 위치오차가 크게 변하는 것을 확인할 수 있었다. 특히 경사각의 경우, 적도면을 축으로 기울이기 때문에 위성의 위치오차가 0이 되는 부분이 존재한다. 따라서 거리오차 역시 0이 되며 이 시점에서 방송 궤도력의 이상은 위성의 위치, 거리오차, 수신기 위치 추정치에 모두 영향을 주지 않게 된다.

그림 8과 그림 9에서 위성의 위치오차와 거리오차를 살펴보면 위성의 위치오차에 비해 거리오차는 25 m 이내의 작은 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 앞서 살펴본 변수와 달리 기울기를 변화시킬 경우 위치오차가 발생하는 방향이 시선각 벡터의 방향과 차이를 보이기 때문이다. 또한 시점별로 위치오차의 방향이 달라지므로 거리오차 역시 크게 변화하며 경우에 따라서 오차 값이 0이 되는 시점이 존재하게 된다. 따라서 의사거리와 누적위상을 활용하여 검출기를 설계 할 경우, 궤도의 기울기를 결정하는 변수는 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수에 비해 검출기의 민감도가 떨어지게 된다.

마지막으로, 그림 10과 그림 11은 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수 ( $M_0, t_{oe}$ )에 이상을 삽입하였을 경우, 위성 위치오차와 거리오차를 도시한 결과이다. 이상의 크기는  $M_0$ 의 경우  $4 \times 10^{-6}$  (radians) 이며,  $t_{oe}$ 의 경우  $3 \times 10^{-2}$  (sec of GPS week)의 값을 각각 사용하였다. 두 변수 모두 정해진 궤도 위에서의 위치만을 변화시키므로 비슷한 경향을 보인다. 위치오차의 크기에 비해 변화 폭이 수 m 이내로 매우 작으며 요동치지 않고 완만

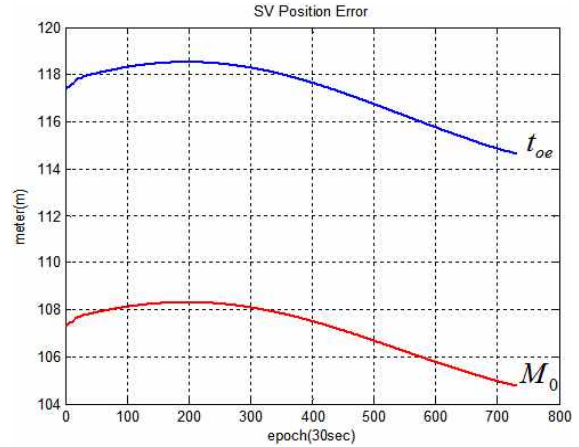


그림 10. 위성 위치 오차 ( $M_0, t_{oe}$ )

Fig. 10. Satellite Position Error ( $M_0, t_{oe}$ )

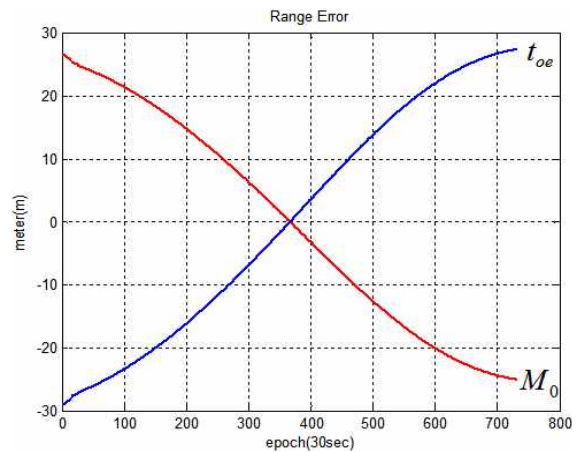


그림 11. 거리 오차 ( $M_0, t_{oe}$ )

Fig. 11. Range Error ( $M_0, t_{oe}$ )

한 기울기를 갖는다. 반면에 거리오차는 위성의 위치오차에 비해 작은 값을 갖고, 오차가 0이 되는 시점이 존재한다. 이는 궤도의 기울기를 결정하는 변수와 마찬가지로 검출기 설계 시 민감도를 저해하는 요인이 된다. 반면에 위성의 위치오차에 비해 거리오차는 작은 값을 보이므로 비교적 안정적인 위치 추정치를 산출 할 수 있다.

표 1은 실험에서 사용된 데이터의 위성 위치오차의 크기와 위성과 수신기 간 거리오차 크기의 최대값과 평균값을 정리한 결과이며, 표 2는 위성 위치오차의 크기에 대한 거리오차 크기의 비율을 정리한 결과이다. 표 1과 표 2의 결과를 보면 앞서 다뤄진 바와

같이 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수에 이상이 발생 할 경우에는 위성과 수신기 간 거리오차의 크기와 비율이 크게 나타나며 궤도의 기울기나 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수에 이상이 발생 할 경우에는 상대적으로 작은 거리오차가 발생함을 확인 할 수 있다.

표 1. 위성의 위치오차와 거리오차의 크기  
Table 1. Magnitude of satellite position error and range error

	위성 위치오차		위성과 수신기 간 거리오차	
	평균(m)	최대(m)	평균(m)	최대(m)
$\sqrt{a}$	112.40	132.18	100.45	119.83
$e$	123.54	159.37	52.37	80.67
$i_0$	64.45	104.42	5.35	10.37
$w$	105.29	107.70	13.90	24.16
$\Omega_0$	84.30	107.26	10.68	19.01
$M_0$	107.19	108.34	15.04	26.40
$t_{oe}$	117.26	118.52	16.45	28.88

표 2. 위성의 위치오차에 대한 거리오차의 비율  
Table 2. Ratio of range error to satellite position error

	$\sqrt{a}$	$e$	$i_0$	$w$	$\Omega_0$	$M_0$	$t_{oe}$
평균값	<b>0.893</b>	0.424	<b>0.083</b>	0.132	0.127	0.140	0.140
최대값	<b>0.907</b>	0.506	<b>0.099</b>	0.224	0.177	0.244	0.244

### III. 결 론

본 논문에서는 방송 궤도력 이상의 특성을 위성의 위치오차와 위성과 수신기 간 거리오차의 관계를 통하여 분석하였다. 위성의 위치오차가 유발하는 위성

과 수신기 간 거리오차는 위치오차가 발생하는 방향과 관계가 있으며, 궤도면에서의 상대적인 위성 위치에 따라 오차의 크기가 변하는 것을 확인하였다. 또한 방송 궤도력 변수에 따른 오차의 크기와 경향을 실제 GPS 방송 궤도력을 활용 한 시뮬레이션을 통하여 분석하였다.

방송 궤도력 변수들 중 위성 궤도의 크기와 모양을 결정하는 변수에 이상이 발생 할 경우에 거리오차가 가장 크게 발생하였으며, 이들은 수신기 위치오차에도 직접적으로 영향을 주는 것을 확인하였다. 반면에 궤도의 기울기와 궤도에서의 위성의 위치를 결정하는 변수에 이상이 발생 할 경우에는 그 영향이 상대적으로 미비하였으며 특히 경사각에 이상이 발생할 경우에는 위성 위치오차에 비해 유발되는 거리오차가 매우 작은 값을 보임을 확인하였다.

위성의 위치오차에 비해 유발되는 거리오차가 작을수록 정확한 위치 추정치를 산출 할 수 있지만, GPS 측정치를 활용한 검출기를 설계 할 경우에는 검출기의 민감도를 떨어뜨리는 장애 요인이 된다. 따라서 추후 보강 연구를 통하여 본 논문에서 분석된 방송 궤도력 변수별 특성이 잘 반영된 검출기의 설계가 위성항법 무결성 향상을 위해 필요하리라 판단된다.

### 감사의 글

본 연구는 기초기술연구회협동연구과제인 ‘위성항법시스템 활용을 위한 무결성 감시기법 기초연구’ 과제의 일환으로 수행되었으며 지원해주신 기초기술연구회에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] S. Hewitson and J. Wang, "GNSS receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) performance analysis," *GPS Solutions*, Published Online, Dec., 2005.
- [2] EL Akim, DA Tuchin, "GPS errors statistical analysis for ground receiver measurements," *Proc. of 17th*

*International Symposium on Space Flight Dynamics; Preprint no. 32 (Keldysh IAM, RAS, Moscow, 2003)*

- [3] Colombo, O.L., "Ephemeris errors of GPS satellites," *Bulletin Geodesique, Vol. 60, No. 1, Paris, 1986.*
- [4] S. Pullen, B. Pervan, et.al., "Ephemeris protection level equation and monitor algorithms for GBAS," *Proc. of ION GPS 2001, Salt Lake City, UT, pp.1738-1749, Sept. 11-14, 2001.*
- [5] D. Jefferson, Y. Bar-Sever, "Accuracy and Consistency of Broadcast GPS Ephemeris Data, " *Proceedings of ION GPS 2000, Salt Lake City, UT., Sept. 19-22, 2000, pp. 391-395.*
- [6] P. Misra nad P. Enge, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance, Ganga-Jamuna Press, Lincoln, Mass, 2001.*

이 제 영 (李濟榮)



2009년 8월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)  
 2009년 9월~현재: 한국항공대학교 석사과정  
 관심분야 : GPS, INS, 이상 검출

김 희 성 (金熙成)



2007년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)  
 2009년 2월 : 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)  
 2009년 3월~현재: 한국항공대학교 박사과정

관심분야 : 초고정밀 GPS/GNSS, 측위 수신기망

이 형 근 (李炯瑾)



1990년 2월 : 서울대학교 제어계측공학과 (공학사)  
 1994년 2월 : 서울대학교 제어계측공학과 (공학석사)  
 2002년: 서울대학교 전기컴퓨터공학부 (공학박사)

1994년 3월~1998년 2월: 현대우주항공(주)(주임연구원)  
 2002년 9월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 (부교수)

관심분야 : 항법/측위 시스템, 교통 시스템, 추정 이론