

RADAR 시스템과 SGP4 모델을 이용한 저궤도 위성의 실시간 궤도결정

이재광[†], 이성섭, 윤재철, 최규홍
연세대학교 천문우주학과

REAL - TIME ORBIT DETERMINATION OF LOW EARTH ORBIT SATELLITES USING RADAR SYSTEM AND SGP4 MODEL

Jae-Kwang Lee[†], Sung-Seub Lee, Jae-Cheol Yoon, Kyu-Hong Choi
Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749 Korea
E-mail: jklee@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received , October 22, 2002; Accepted February 18, 2003)

요 약

다른 나라의 저궤도 위성에 대한 궤도 정보를 레이더 시스템을 이용하여 독자적으로 획득할 경우, 이에 필요한 궤도 결정 알고리즘을 해석적 모델인 SGP4 모델과 실시간 처리방식인 확장 칼만필터를 이용하여 수치적 방법으로 개발하였다. 궤도 결정 알고리즘의 상태벡터를 Kepler 6 요소로 지정할 경우, 상태천이 행렬 계산시 궤도 경사각과 이심률에 대해 특이점 문제가 발생한다. 이를 해결하기 위해 평균 궤도 요소를 평균 위치 및 속도 요소로 변환하여 상태벡터로 지정하였다. 필터 구성시 상태천이 행렬(State Transition Matrix)과 공분산 행렬(Covariance Matrix)은 SGP4 모델과 수치적 방법인 finite difference 방법을 이용하여 계산하였으며, 관측 자료는 방위각, 고도각, 그리고 시선거리 형태로 각각 입력되며 각 관측 형태에 따라 일괄적으로 처리하도록 필터를 구성하였다. TOPEX/POSEIDON POE를 이용 시뮬레이션 생성한 관측값을 사용하여 개발한 궤도 결정 알고리즘의 성능을 분석한 결과 개발한 알고리즘은 약 1km의 위치 오차를 가지며 7일 동안 약 3km의 위치 오차를 가지는 NORAD 시스템과 동일한 성능을 가지기 위해 필요한 레이더 시스템의 최소 성능 요구조건은 방위각과 고도각은 0.1도 이내이고 시선거리는 50m이내여야 한다.

ABSTRACT

In case that we independently obtain orbital informations about the low earth satellites of foreign countries using radar systems, we develop the orbit determination algorithm for this purpose using a SGP4 model with an analytical orbit model and the extended Kalman filter with a real-time processing method. When the state vector is Keplerian orbital elements, singularity problems happen to compute partial derivative with respect to inclination and eccentricity orbit elements. To cope with this problem, we set state vector osculating to mean equinox and true equator cartesian elements with coordinate transformation. The state transition matrix and the covariance matrix are numerically computed using a SGP4 model. Observational measurements are the type of azimuth, elevation and range, filter process to each

[†]corresponding author

measurement in a lump. After analyzing performance of the developed orbit determination algorithm using TOPEX/POSEIDON POE(Precision Orbit Ephemeris), its position error has about 1 km. To be similar to performance of NORAD system that has up to 3km position accuracy during 7 days need to radar system performance that have accuracy within 0.1 degree for azimuth and elevation and 50m for range.

Keywords: SGP4 model, radar system, extended Kalman filter, analytical orbit model, finite difference

1. 서 론

미국의 북미방공사령부(NORAD)에서는 현재 우주 상공에 존재하는 약 8000개의 위성과 우주 폐기물에 대해 레이더 추적 시스템을 통해 감시하고 있으며 구소련의 우주감시센터(Space Surveillance Center)에서도 레이더 시스템을 통해 저궤도 위성을 추적 및 감시하고 있다(Khutorovsky et al. 1999). 이들 우주 감시 시스템에서는 정확도보다는 짧은 시간 내에 다수의 위성을 신속하게 처리할 수 있는 해석적인 궤도모델을 레이더 시스템의 궤도모델로 사용하고 있으며 NORAD는 해석적인 궤도모델인 SGP4 모델을 이용하여 저궤도 위성에 대한 궤도 정보를 two-line elements 형태로 획득하여 7일 주기로 수정되는 정보를 일반에게 제공하고 있다(Montenbruck 2000).

이번 연구에서는 레이더 시스템을 이용하여 저궤도 위성에 대한 관측값을 획득할 경우, 추적 및 감시를 위한 궤도결정 알고리즘을 NORAD에서 사용하고 있는 해석적인 궤도모델인 SGP4 모델과 실시간 처리 방식인 확장칼만필터를 사용하여 독자적으로 개발 하였으며 관측 자료는 실제 레이더 시스템을 사용하지 않고 TOPEX/POSEIDON POE(Precision Orbit Ephemeris)를 이용하여 각 관측 노이즈별로 시뮬레이션 자료를 각각 획득하였다. 개발한 궤도결정 알고리즘의 성능을 확인하기 위해 TOPEX/POSEIDON POE를 이용하여 추적 시스템의 성능을 나타내는 관측 오차별로 생성한 관측 자료를 사용하여 궤도 결정하였다. 개발한 궤도결정 알고리즘을 사용하여 NORAD 시스템과 동일한 성능을 얻기 위해 필요한 레이더 시스템의 최소 성능요구 조건을 확인하기 위해 각 관측 자료별 궤도 결정된 궤도요소를 초기 궤도요소로 하여 propagation한 것과 TOPEX/POSEIDON POE를 비교하였다.

2. 레이더 시스템 및 궤도모델

2.1 레이더 시스템

레이더 시스템은 다수의 위성에 대해 기상에 관계없이 24시간 전천후 관측이 가능하며 레이더 시스템의 성능은 레이더의 교차 범위, 전송 주파수의 세기, 그리고 안테나의 크기 등에 좌우 된다. 위성 감시용 레이더 시스템은 항공기 감시용에 사용되는 레이더 시스템과 기본적으로 원리는 같으며 위성 운용 고도가 항공기에 비해 훨씬 높기 때문에 출력면에서 큰 차이가 있다. 위성에 대한 거리정보는 전파신호가 위성으로부터 반사되어 되돌아오는데 걸린 시간을 측정함으로써 획득되며 위치 정보는 되돌아오는 전파신호의 narrow-beamwidth 방위를 측정함으로써 얻을 수 있다. 또한 속도 정보는 doppler frequency shift를 측정함으로써 얻게 된다. 즉, 감시용 레이더 시스템은 관제를 위한

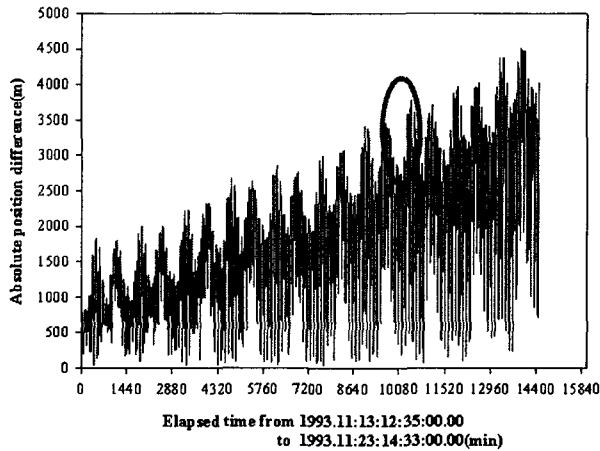


그림 1. TOPEX/POSEIDON POE와 NORAD 시스템과 위치 차이.

추적용 레이더 시스템과는 달리 위성의 의지와는 상관없이 능동적으로 추적하게 된다. 감시용 레이더 시스템은 일반 추적용 레이더 시스템에서 사용하는 single target tracker 방법을 사용하지 않고 위성의 의지와는 상관없이 여러 위성을 동시에 추적 가능한 automatic detection and track 기법과 phased array radar tracking 기법을 주로 사용하고 있다. 현재 NORAD에서 위성 감시용으로 사용되는 PAVE PAWS 레이더 시스템은 phased array radar tracking 기법을 사용하고 있다(Skolnik 2001).

2.2 SGP4 모델

SGP4 모델은 비대칭 지구 중력장을 J_2, J_3 및 J_4 zonal term으로 설명하고 대기 모델을 비 회전 구형이라고 가정하여 대기 저항을 power density function으로 설명하는 Brouwer의 해석적 이론에 근거하여 Lane과 Cranford가 1970년에 개발하였다.

SGP4 모델은 입력 값을 초기 기산일에서의 Kepler 평균 궤도요소와 탄성계수에서 pseudo-drag term을 고려하지 않은 B^* 로 하고 출력 값은 위성에 대한 위치와 속도가 접촉 궤도 요소로 주어진다. 시간 t 에서 입력에 대한 출력의 관계는

$$\begin{pmatrix} r(t) \\ v(t) \end{pmatrix} \approx SGP4(\bar{a}_0, \bar{e}_0, \bar{i}_0, \bar{\Omega}_0, \bar{\omega}_0, \bar{M}_0, B^*, t) \quad (1)$$

이고(Hoots & Roehrich 1980), 여기서 $B^* = \frac{1}{2}\rho_o$ 이고 $B = C_D A/m$ 이다. 사용되는 시간계는 세계 협정시(UTC)이며 좌표계는 주어진 날짜를 기준으로 해서 황도면을 정의할 때는 세차만 고려하고 적도면을 정의할 때는 세차(precession)와 장동(nutation)을 모두 고려해서 얻은 춘분점 방향을 X-축으로 하는 METE(Mean Equinox and True Equator) 좌표계이다. SGP4 모델은 궤도요소에 대한 섭동을 영년 변화와 장주기 변화를 고려하여 계산하며 J_2 와 관련된 단주기 섭동을 궤도요소에 대해 고려함으로써 접촉 궤도요소를 근사적으로 얻게 된다(Montenbruck 2000).

그림 1은 고도 약 1335km에 위치하고 있으며 전 세계 25 곳에 걸쳐 분포하고 있는 지상국으로부터 레이저 추적 시스템을 통해 15cm의 위치 오차를 가지는 TOPEX/POSEIDON 위성의 POE와

SGP4 모델을 이용하는 NORAD 시스템의 궤도 예측한 것과의 위치 차이를 나타내는 것으로써 7일 동안 최대 약 3km의 오차를 보이고 있다. 이번에 사용한 TOPEX/POSEIDON의 POE는 NASA JPL의 GPS 자료 처리 센터에 의해 제공되는 것을 사용하였다(Williams & Zelensky 1991).

2.3 상태 벡터

SGP4 모델은 입력 state가 Kepler 평균 궤도요소와 B^* 값인데 궤도결정시 편미분 계산에 있어서 이심률과 궤도 경사각에 대해 특이점 문제가 발생하게 된다. 이 문제를 해결하기 위해 궤도결정에 사용하는 state를 평균 METE cartesian 요소와 B^* 값으로 설정하였다. 이는 시간 t 에 대해

$$\begin{pmatrix} r(t) \\ v(t) \end{pmatrix} \approx F(\bar{r}(t_0), \bar{v}(t_0), B^*, t) = SGP4(\bar{r}(t_0), \bar{v}(t_0), B^*, t) \quad (2)$$

와 같이 표현된다. 여기서 F 는 평균 METE cartesian 요소를 state로 하는 합성 함수를 나타내며 state에 대한 특이점 문제가 발생하지 않음을 알 수 있다. 해석적 궤도모델인 SGP4 모델은 입력 state를 접촉 궤도요소가 아니라 평균 궤도요소로 하기 때문에 각 관측값에 대해 추정한 state를 평균 궤도요소로 변환해 주어야 한다. 접촉 궤도요소는 우주 공간에서 인공위성이 받는 모든 섭동력들이 포함되어 있어 기산일이 변할 때마다 변하게 되고 평균 궤도요소는 지구 인력만 고려하고 나머지 모든 섭동력을 제거 했을 때의 궤도요소로 가상의 값을 의미한다. 그렇기 때문에 평균 궤도요소를 직접 얻기란 불가능하며 관측값을 통해 얻을 수 있는 접촉 궤도요소를 Newton-Raphson 방법을 이용하여 극사적으로 구하였다(윤재철 1996).

3. 궤도 결정

3.1 확장칼만필터(Extended Kalman Filter)

궤도결정은 관측값을 근거로 하여 위성의 운동을 설명하는 요소들을 획득하는 과정으로서 이번 연구에서 사용한 measurement model은 레이더 시스템이다. 레이더 시스템은 실시간으로 위성에 대한 궤도 정보를 제공하는데 이때 사용하는 좌표계는 지표중심 좌표(topocentric)이고 관측값을 ECF(Eearth Centered Fixed) 좌표인 방위각(azimuth), 고도각(elevation) 및 시선거리(range)로 제공한다. 평균 METE cartesian 요소와 B^* 값으로 설정된 필터의 state와 관측값의 좌표를 통일시키기 위해 ECF 좌표를 METE 좌표로 변환하였다. 이때 평균 항성시를 사용하느냐 실제 항성시를 사용하느냐에 따라 state의 좌표가 mean equinox인지 true equinox인지가 결정된다. SGP4 모델이 mean equinox를 사용하므로 mean equinox를 사용하기 위해 평균 항성시를 사용하여 좌표변환 하였다(Montenbruck 2000).

타국의 저궤도 위성에 대한 추적 및 감시를 주 목적으로 하기 때문에 매 관측시 획득되는 관측값을 실시간으로 처리하는 것이 효과적이며 이를 위해 실시간 처리 방식인 확장칼만필터를 사용하였다(Tapley & Schutts 1986). 필터 구성시 상태천이행렬은 state와 관측값은 선형 관계를 가지므로 각 state에 대한 편미분을 이전 propagation한 state의 변화량을 주어 propagation한 것과 변화를 주지 않고 propagation한 것과의 차를 이용하는 finite difference 방법을 이용하여 계산하였다. 여기서 변화량(Δ)은 통상 finite difference 방법의 경험값인 1%를 각 state에 대해 주었다. 각 state에 대해

$$\frac{\partial x_{t+1}}{\partial x_t} = \frac{SGP4(x_t + \Delta x, y_t, z_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t, B^*) - SGP4(x_t, y_t, z_t, \dot{x}_t, \dot{y}_t, \dot{z}_t, B^*)}{\Delta x} \quad (3)$$

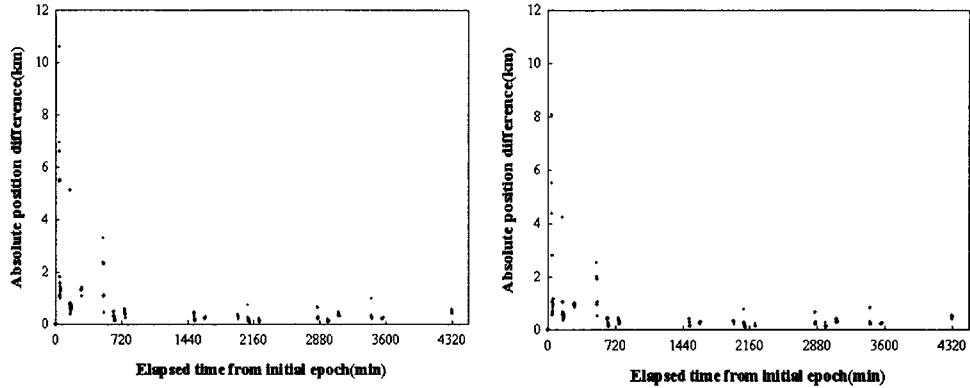


그림 2. 경과 시간에 대한 절대위치 오차의 크기 변화(100m, 원쪽-0.1도, 100m, 오른쪽-0.05도).

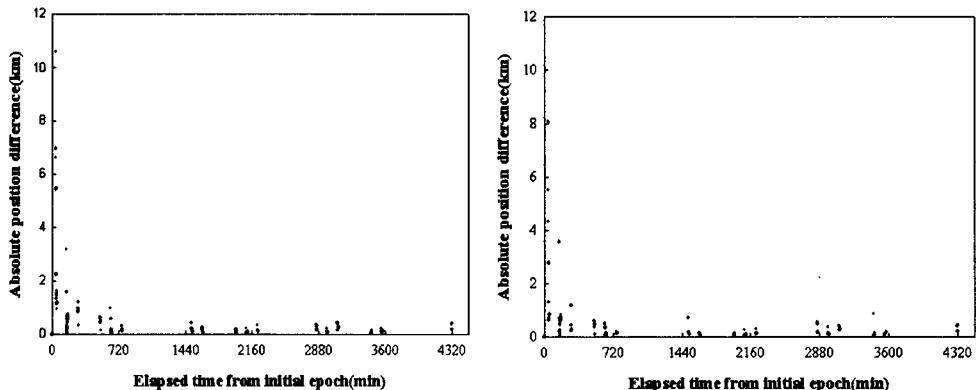


그림 3. 경과 시간에 대한 절대위치 오차의 크기 변화(50m, 원쪽-0.1도, 50m, 오른쪽-0.05도).

와 같은 방법으로 계산하였다. 일괄 처리 방식과는 달리 확장칼만필터에서 각 state에 대한 measurement의 편미분은

$$H_{i+1} = \left(\frac{\partial A z_{t+1}}{\partial x_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial y_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial z_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial x_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial y_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial z_{t+1}} \frac{\partial A z_{t+1}}{\partial B_{t+1}^*} \right) \quad (4)$$

와 같은 관계를 고도각, 방위각, 그리고 시선거리에 대해 각각 가지며 행렬 H 의 각 성분은 위치에 대한 measurement의 변화량을 이용하여 해석적으로 구하였다.

3.2 궤도결정 알고리즘의 성능 분석

개발한 궤도결정 알고리즘의 수렴 여부 및 성능을 확인하기 위해 TOPEX/POSEIDON POE를 이용 각 관측 노이즈별로 시뮬레이션하여 생성한 관측 자료에 대해 각각 적용하여 수렴속도 및 절대 위치 오차를 확인하였다. 관측 자료 생성시 지상국은 북위 36.3748도, 동경 127.3547도, 고도 93.5m인 대전 유성으로 설정하였으며 1개의 지상국에 대해 고려하였다. 관측 노이즈는 방위각과 고도각의

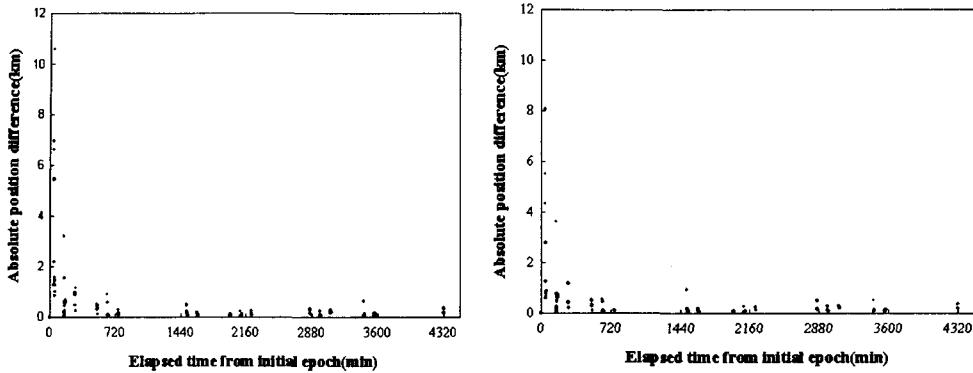


그림 4. 경과 시간에 대한 절대위치 오차의 크기 변화(30m, 원쪽-0.1도, 30m, 오른쪽-0.05도).

표 1. 각 관측 값에 대한 절대 위치 오차의 rms 값(m).

관측 노이즈	방위각과 고도각	0.1도			0.05도		
		100m	50m	30m	100m	50m	30m
관측 노이즈	시선거리	1,014	935	928	745	677	674

1σ 값은 0.05도, 0.1도, 시선거리는 100m, 50m, 그리고 30m로 설정하여 각각 3일 동안에 대한 관측값을 얻었다. 그림 2, 3과 4는 경과한 시간에 대한 절대위치 오차의 크기를 나타내며 각 관측값에 대한 절대위치 오차의 rms 값은 표 1과 같다.

각 관측값에 대해 개발한 궤도결정 알고리즘을 적용한 결과 모두 12시간 이내에 정상적으로 수렴함을 보였으며 절대위치 오차는 다소 근소한 차이는 있으나 약 1km이내의 정확도를 보임을 알 수 있었다.

4. 레이더 시스템의 성능 분석

이번 연구에서 개발한 궤도결정 알고리즘은 궤도모델을 NORAD의 SGP4 모델을 사용했기 때문에 궤도 결정된 결과는 TOPEX/POSEIDON POE와 7일 동안 최대 약 3km의 위치 오차를 보이는 NORAD TLE 시스템과 비슷한 성능을 보여야 할 것이다. 이를 근거로 개발한 궤도결정 알고리즘을 이용하여 NORAD TLE 시스템과 동일한 성능을 확보하기 위해 필요한 레이더 시스템의 성능 요구 조건을 알아보기 위해 각 관측 자료에 대해 궤도 결정된 결과를 초기 궤도 요소로 하여 개발한 궤도 결정 알고리즘을 이용하여 5일 동안 궤도 예측한 값과 TOPEX/POSEIDON POE를 각각 비교하였다.

그림 5는 방위각과 고도각의 성능이 일정한 경우 시선거리의 성능에 따른 절대 위치오차를 나타는데, 원쪽 그림은 방위각과 고도각의 1σ 값이 0.1도인 경우이며, 오른쪽 그림은 0.05도일 때 적용한 경우이다. 그림에서 실선과 점선은 시선거리의 관측노이즈가 각각 30m와 50m일 때를 나타내며, 파선은 시선거리의 관측노이즈가 100m일 때를 나타낸다. 시선거리의 관측노이즈가 100m일 때는 두 경우 모두 5일 동안 최대 약 9km의 위치 오차를 보이고 있으며 NORAD 시스템과는 많은 오차를 보

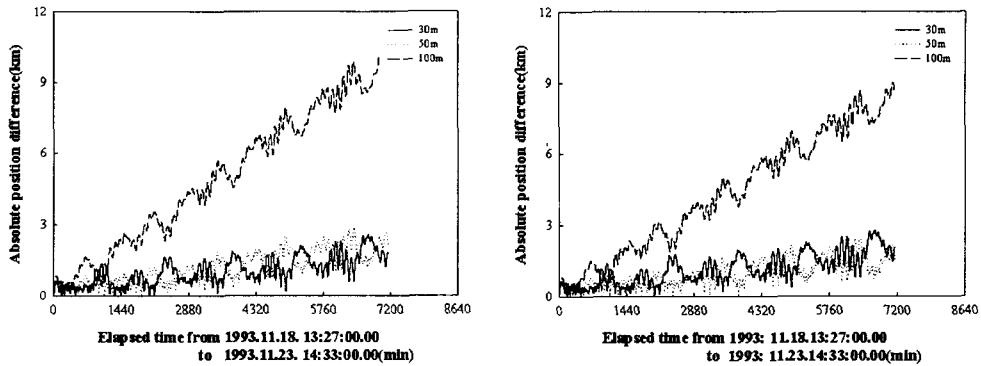


그림 5. 5일 동안 궤도예측 시 POE와 절대 위치오차 (왼쪽-0.1도, 오른쪽-0.05도).

임을 알 수 있다. 시선거리의 1σ 값이 50m일 때와 30m일 때는 두 경우 모두 5일 동안 최대 약 3km 이내의 위치 오차를 보이고 있으며 이는 NORAD 시스템과 비슷한 성능을 나타냄을 알 수 있다. 또한 방위각과 고도각의 오차에 대해서는 큰 차이가 없음을 알 수 있으며 시선거리의 성능에 대해 민감함을 알 수 있다.

각 관측 노이즈별로 생성된 관측 값을 개발한 궤도결정 알고리즘에 적용한 결과 NORAD TLE 시스템과 동일한 성능을 획득하기 위해 필요한 레이더 시스템의 성능 요구조건으로 시선거리 노이즈의 1σ 값은 최소 50m 이내여야 하며 방위각과 고도각의 1σ 값은 최소 0.1도 이내여야 함을 알 수 있었으며 시선거리의 성능에 상대적으로 민감함을 알 수 있었다.

5. 결 론

현재 미국 북미방공 사령부에서는 레이더 시스템과 해석적 모델인 SGP4 모델을 사용하여 저궤도 위성의 궤도를 결정하고 있다. 본 연구에서는 타국의 저궤도 위성에 대한 궤도 정보를 레이더 시스템을 이용하여 획득할 경우 위성의 궤도 정보를 짧은 시간안에 신속히 처리하기 위해 해석적인 궤도 모델인 SGP4 모델과 실시간 처리 방식인 확장칼만필터를 사용하여 궤도를 결정하였다. 또한, 실제 TOPEX/POSEIDON POE를 이용하여 관측 자료를 생성하여 본 연구에서 개발한 궤도결정 알고리즘의 성능을 확인하였다. NORAD TLE 시스템과 동일한 성능을 얻기 위해 필요한 레이더 시스템의 성능 요구조건을 알아보기 위해 각 관측값에 대해 궤도 결정된 궤도요소를 이용하여 예측한 값과 TOPEX/POSEIDON POE를 비교하였다. 그 결과 레이더 시스템의 시선거리 성능이 중요함을 알 수 있었는데, 즉 시선거리의 오차가 최소 50m 이내여야 하며 방위각과 고도각의 성능이 최소 0.1도 이내여야 한다.

참고문헌

- 윤재철 1996, 석사학위논문, 연세대학교
 Hoots, F. R., & Roehrich, R. L. 1980, Space track report No.3 - Models for propagation of NORAD elements sets, Aerospace defense center

- Khutorovsky, Z. N., Boikov, V. F., & Pylaev, L. N. 1999, Journal of guidance, control, and dynamics, 22, 6
- Montenbruck, O. 2000, An epoch state filter for use with analytical orbit models of low earth satellites, Aerospace Science Technology 4, pp.277-287
- Skolnik, M. I. 2001, Introduction to RADAR systems, 3rd edition (New York: McGraw-Hill)
- Tapley, B. D., & Schuts, B. E. 1986, Satellite orbit determination-Fundamentals and applications, pp.1.37-1.103
- Williams, B. G., & Zelensky, N. 1991, NASA Precision orbit ephemeris(NASA POE), NASA SIS No.633-772-23-002.