

## 정지궤도 복합위성 탑재용 궤도정보 생성기 정밀도 해석

박봉규\*, 최재동\*\*, 안상일\*\*\*, 김방엽\*\*\*\*

## Accuracy Analysis of GEO-KOMPSAT-2 Onboard Orbit Generator

Bong-Kyu Park\*, Jae Dong Choi\*\*, Sang Il Ahn\*\*\*, Bang Yeop Kim\*\*\*\*

## Abstract

GEO-KOMPSAT2 shall provide higher quality of image than the COMS and uses star tracker instead of earth sensor, which requires precise onboard orbit information. This requires precise on-ground orbit determination. For COMS, orbit determination is performed using the ranging data obtained from tracking system located in DAEJON. For accurate orbit determination of GEO-KOMPSAT2, KARI is building a secondary tracking station in CHUUK Islands. In this paper, the achievable accuracy of table based onboard orbit parameter generator which interpolates orbit data obtained from on-ground orbit determination using tracking data collected from two ground stations. Two types of approaches have been applied; covariance analysis and numerical analysis. By combining two analysis results, total orbit error has been estimated

## 초 록

정지궤도복합위성은 천리안위성에 비하여 고품질의 영상품질을 요구하며 지구센서 대신 별센서의 사용으로 인하여 고정밀의 탑재용 궤도정보생성이 요구된다. 이는 고정밀의 궤도결정이 바탕이 되어야 한다. 천리안위성의 경우는 항공우주연구원에 설치된 추적 안테나를 이용하여 레인징을 수행하고 이를 바탕으로 궤도결정을 수행하였다. 정지궤도복합위성의 정밀한 궤도결정을 위하여 항공우주연구원에서는 축섬에 새로운 추적장비를 준비중에 있다. 본 논문에서는 대전과 축섬에 위치한 정지궤도복합위성을 가정하여 궤도결정을 수행했을 경우 궤도결정 및 예측 오차와 테이블 방식의 탑재용궤도정보 생성기의 궤도정밀도를 분석하였다. 본 논문에서는 공분산해석과 수치적인 방법을 통하여 궤도정밀도를 해석하였다. 두 해석결과를 종합하여 최종적인 궤도오차를 산출하였다.

키워드 : 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT2), 정지궤도위성(Geostationary Satellite), 궤도결정정밀도(Orbit Determination Accuracy), 탑재용궤도전파기(Onboard Orbit Propagator), 공분산해석(Covariance Analysis)

접수일(2012년 9월 14일), 수정일(1차 : 2012년 10월 18일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

\* 정지궤도위성체계팀/pbk@kari.re.kr

\*\*\* 위성지상시스템개발팀/siahn@kari.re.kr

\*\*\*\* 정지궤도위성관제팀/sclee@kari.re.kr

\*\* 정지궤도위성체계팀/jdchoi@kari.re.kr

## 1. 서 론

천리안위성의 임무를 승계하기 위하여 정지궤도복합위성 1호와 2호가 각각 2017년과 2018년도에 발사될 예정이다. 정지궤도복합위성은 천리안위성에 비하여 더 높은 영상품질을 요구하며 정밀 지향을 위해 높은 정밀도의 궤도정보를 실시간으로 요구한다. 천리안위성의 경우는 지구센서와 랜드마크 방식의 INR(Image Navigation & Registration)을 택했기 때문에 요구되는 궤도결정 및 예측 정밀도는 18km의 저 정밀도였다. 천리안 위성에서는 동경 127.354도, 북위 36.378도에 위치한 대전추적 안테나를 사용하여 획득된 레인징 데이터를 이용하여 궤도결정을 수행하였으며 주기적으로 DONGARA 추적소를 임대하여 안테나 대전 추적소에 대한 보정작업을 수행하였다.

그러나 정지궤도복합위성은 천리안 위성보다 더 고품질의 영상을 제공하여야 하므로 더 정밀하게 궤도결정을 수행하여야 한다. 더욱이 정지궤도복합위성은 지구센서 대신에 별센서를 이용하여 지구를 지향하는 시스템이기 때문에 정밀한 궤도정보가 실시간으로 제공되어야 한다. 즉 지구센서를 이용하는 경우는 지향하고자 하는 지구에 대해 자세를 직접 획득하지만 별센서를 이용하는 경우는 관성좌표계에서 자세를 파악하고 현재 궤도상위치 정보를 기반으로 지구를 지향하기 위한 자세를 추정하여 획득하기 때문에 궤도정밀도가 높아야 한다.

정밀한 궤도정보를 실시간으로 제공하기 위해 정지궤도복합위성의 경우는 참고문헌[4]에서 제안된 내삽방식의 탑재용 궤도 전파기를 이용하여 실시간으로 정밀한 궤도정보를 제공할 예정이다. 이 방법은 지상에서 궤도결정 수행후, 48시간 동안의 기간에 대해 궤도예측을 수행하고 이상적인 기준궤도에 대해 벗어난 변위정보를 30분 간격으로 미리 위성에 업로드해서 이를 2차함수를 이용해 내삽해서 사용하는 방법이다. 따라서 업로드된 궤도정보의 정밀도는 지상에서 수행한 궤도결정 및 예측 정확도에 의하여 크게 좌우된다. 불행하게도 동경 128.2도에 위치할 예정인 정지궤도복합위성은 대전추적소와 거의 동일한 경도를

가지므로 대전추적소만으로 정밀한 궤도결정 및 예측을 수행하는 것은 불가능하다.

따라서 항공우주연구원에서는 정지궤도복합위성의 궤도결정 정밀도를 높이기 위해 축섬(CHUUK Island) 동경 151.897도, 북위 7.452도에 새로운 추적소를 설치중에 있다. 본 논문에서는 대전과 축섬에 위치한 2개의 추적소를 사용할 경우 획득 가능한 궤도결정 및 예측 정밀도를 예측하고 이를 바탕으로 하여 참고문헌[4]에서 제안된 탑재용 궤도정보 생성기의 정밀도를 예측하였다. 여기서는 해석적 방법과 수치적 방법을 결합하여 결과를 도출하였다.

## 2. 궤도결정 및 예측 정밀도 해석

정지궤도복합위성은 지구센서 대신에 별센서를 사용하며 별센서만으로 지구상의 한 지점을 정확하게 지향하기 위해서 정밀한 궤도정보를 실시간으로 요구한다. 이 방법은 가상의 기준 원형 궤도에 대한 실제 궤도의 변위정보를 30분 간격으로 생성한 다음 위성에 미리 업로드해서 사용하는 방법이다.[4] 따라서 탑재되는 궤도정보의 정밀도는 궤도결정오차와 예측오차 그리고 시각 동기오차에 의해 결정된다. 내삽에 의한 탑재용 궤도생성기의 오차는 100m 이내로 분석되었다.[4] 본 논문에서는 대전과 축섬에 위치한 두 개의 추적소를 이용할 경우에 대하여 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 공분산해석을 통하여 예측하였으며 간단한 궤도 시뮬레이션을 이용하여 궤도예측오차를 분석하였다. 또한 참고문헌[4]의 탑재용 궤도전파기를 사용했을 경우 예상되는 궤도정보의 정밀도를 분석하였다.

### 2.1 궤도결정 공분산해석

정지궤도복합위성에 대한 궤도결정 정밀도는 정지궤도위성의 단순한 운동 특성으로 공분산해석 방법을 사용하여 예측가능하다.[1] 여기서 궤도결정에 필요한 측정치는 대전과 축섬의 추적소로부터 획득된 레인징 정보를 사용하는 것으로 가정한다. 일반적으로 레인징 정보는 거리( $\rho$ ), 방

위각( $A$ ) 그리고 양각( $E$ )으로 이루어진다. 참고 문헌[1]은 정지궤도 위성에 대한 궤도결정 정밀도를 공분산해석 방식으로 해석하기 위한 알고리즘과 GEODA라고 하는 이름의 소프트웨어 툴을 제공하고 있다. GEODA는 입력파일(\*.inp)을 수정함으로써 추정변수(estimated parameter)와 consider 파라미터를 설정할 수 있도록 기능을 제공하고 있다. 여기서 consider 파라미터는 고정되어 있으나 불확실한 값으로서 추정되지 않는 파라미터를 의미한다. 본 논문에서는 궤도결정 정밀도를 해석하기 위해 GEODA를 사용하였다. GEODA에서 사용되고 있는 기본적인 이론을 간단히 정리하면 아래와 같다.

추정변수와 consider 파라미터를 각각  $\mathbf{x}$ 와  $\mathbf{c}$ 라고 하면 전체 상태변수는 다음과 같다.

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{c} \end{bmatrix} \quad (1)$$

측정행렬은 모델링된 측정  $\mathbf{h}$ 의 상태변수에 대한 편미분을 취함으로써 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$\mathbf{H}_x = [\mathbf{H}_x \quad : \quad \mathbf{H}_c] \quad (2)$$

$$\mathbf{H}_x = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial A_1}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial E_1}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial \rho_2}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial A_2}{\partial \mathbf{x}} & \frac{\partial E_2}{\partial \mathbf{x}} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{H}_c = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial \mathbf{c}} & \frac{\partial A_1}{\partial \mathbf{c}} & \frac{\partial E_1}{\partial \mathbf{c}} & \frac{\partial \rho_2}{\partial \mathbf{c}} & \frac{\partial A_2}{\partial \mathbf{c}} & \frac{\partial E_2}{\partial \mathbf{c}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 첨자 1, 2는 각각의 추적소로부터 획득된 측정을 의미한다. consider 파라미터를 고려한 공분산  $\mathbf{P}^c$ 는 아래의 수식에 의해서 계산되어진다.

$$\mathbf{P}^c = \mathbf{P} + (\mathbf{P}\mathbf{H}_x^T\mathbf{W})(\mathbf{H}_c\mathbf{C}\mathbf{H}_c^T)(\mathbf{P}\mathbf{H}_x^T\mathbf{W})^T \quad (5)$$

여기서  $\mathbf{P}$ 는 consider 파라미터를 고려하지 않았을 경우에 대한 공분으로서 다음과 같이 계산된다.

$$\mathbf{P} = (\mathbf{H}_x^T\mathbf{W}\mathbf{H}_x)^{-1} \quad (6)$$

가중행렬  $\mathbf{W}$ 와  $\mathbf{C}$ 는 측정치에 대한 공분산 행렬과 consider 파라미터 공분산 행렬의 역행렬에 해당하며 서로 상관관계가 없다. 많은 량의 측정치를 취함으로써 측정 잡음에 대한 영향은 제거

가 가능하다. Consider 파라미터의 경우는 궤도결정을 수행하는 시간영역에 대해서는 정해진 값이지만 불확실성을 가진다. 위 식(5)에서 consider 파라미터에 의해서 추가된 항은 데이터 레이터를 높이더라도 줄어들지 않는다.

본 논문에서는 각 추적소에서 측정된 거리의 바이어스 성분을 consider 파라미터로 정의 하였으며 양각과 방위각에 대한 바이어스 성분을 추정변수로 정의하였다. 물론 궤도요소는 별도로 고려하지 않더라도 추정변수로 간주된다. GEODA의 경우 어떤 동역학 섭동을 고려하였는지에 대한 구체적인 정보는 기술되어 있지 않다. 하지만 일반적으로 섭동을 포함한 궤도 동역학은 오랜 연구를 통하여 정확히 모델링이 되어 있으므로 이에 의해서 발생하는 오차는 무시할 수준으로 볼 수 있고, 따라서 공분산 해석 과정에서는 동역학 섭동항에 의한 오차는 무시한 것으로 파악된다. 물론 실제 궤도결정과정에서는 최대한 정밀한 섭동모델을 고려하여야 한다.

## 2.2 궤도결정 공분산해석 결과

GEODA를 이용하여 궤도결정에 대한 공분산 해석을 수행하였다. 표 1은 고려된 2개의 추적소에 대한 특성을 보여주고 있다. 여기서는 측선에 설치된 추적소는 거리정보만을 제공하는 것으로 가정하였다. 그 이유는 측선 추적소는 하나의 안테나를 이용해 복합위성 1, 2호기를 모두 추적해야 하므로 고정된 방위각과 양각을 가질 수 밖에 없다. 대전 추적소의 경우는 거리, 방위각, 양각 정보를 모두 제공하는 것으로 가정하였다.

표 1. 추적소의 추적성능

Stations	Range Bias(meter)		Angle Bias(deg)	
	Noise	Bias	Noise	Bias
DAEJON	10	20	0.011	0.012
CHUUK	10	20	NA	NA

그림 1은 대전 추적소 하나만을 사용하고 방위각과 양각을 보정하지 않았을 경우 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 나타내고 있다. 그림 1과

표 2로부터 접선방향의 위치오차는 4km를 약간 상회하며 전체 위치오차는 약 4.7km에 달한다. 궤도결정 정확도가 낮은 이유는 대전추적소의 위치가 위성의 위치와 상당히 유사하기 때문이다.

그림 2는 대전 추적소 하나만을 사용하되 방위각과 양각을 보정했을 경우, 즉 방위각과 양각의 바이어스를 0으로 했을 경우에 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 나타내고 있다. 이 경우 결과에 따르면 약 2.5km의 오차로 궤도결정이 가능함을 보여주고 있다.

그림 3은 대전과 축섬의 추적소를 모두 사용했을 경우에 대한 궤도결정 정밀도를 보여주고 있다. 그림 3과 표 2로부터 궤도결정 정밀도가 0.5km로 대폭적으로 향상되었음을 알 수 있다.

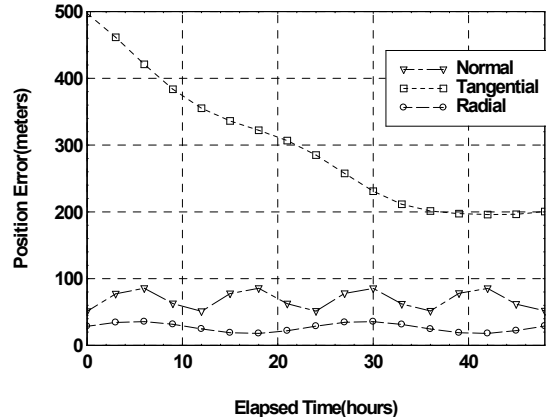


그림 3. 궤도결정 위치오차(대전+축섬 추적소)

표 2. 궤도결정 공분산 해석결과

Tracking Stations	Position Error(meter)			
	Radial	Tangential	Normal	Total
DAEJON	223.51	4,297.73	1,926.46	4,715.05
DAEJON (Calibrated)	92.94	1,726.83	1,851.29	2,533.35
Both Stations	28.70	497.4	51.0	500.831

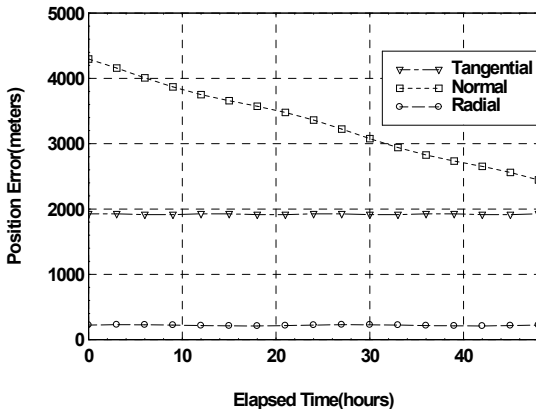


그림 1. 궤도결정 위치오차(대전 추적소)

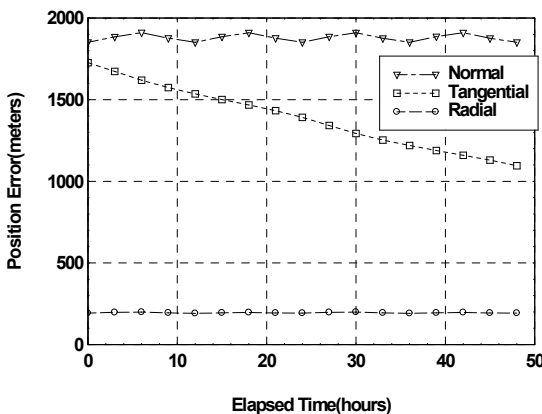


그림 2. 궤도결정 위치오차(보정된 대전 추적소)

### 2.3 궤도예측 정밀도

예측된 궤도 정밀도는 대부분 추력기 분사를 통한 기동오차에 기인한다. 오늘날 궤도 전파기는 전체에 의한 섭동이 잘 모델링되어 있어 오차를 무시할 수 있을 정도로 매우 정확하다. 정지궤도 복합위성은 정지궤도진입 이후 임무수행 기간 동안 위치유지 및 휠오프로딩, 두 가지 형태의 기동을 주기적으로 수행한다. 위치유지작업의 주요한 목적은 여러 형태의 섭동에 의해 위성이 정상궤도로부터 벗어나는 것을 막기 위한 것으로서 동서위치유지와 남북위치유지로 이루어진다.[2] 동서위치유지는 태양풍과 지구의 비대칭중력장에 의한 동서방향 궤도오차를 제거하는 작업이며, 남북위치유지는 태양과 달의 중력에 의한 궤도경사각 오차를 보정하는 작업이다. 정지궤도복합위성의 경우 남북위치유지와 동서위치유지는 7일에 한번 주기적으로 수행한다. 휠오프로딩은 비대칭형태의 위성형상과 태양복사압에 의해서 축적되는 모멘텀을 제거하기 위한 목적으로 수행된다.[5] 정지궤도복

합위성은 탑재체의 온도제어를 위해 남쪽면에 대해서만 태양전지판을 설치하고 있으며 이로 인하여 심한 비대칭 형상을 가지고 있다. 이는 심각한 모멘텀 누적을 유도하고 이는 모멘텀휠의 속도 증가로 나타난다. 천리안위성의 경우 하루에 두 번 휠오프로딩을 수행하는 반면 정지궤도복합위성은 소모 연료량을 줄이기 위하여 휠오프로딩 작업을 하루에 한번으로 줄여서 수행할 계획이다.[5]

표 3은 천리안위성의 궤도해석에 사용된 데이터로서 위치유지와 휠오프로딩에 수행시 예상되는 기동오차 정보를 나타내고 있다. 본 논문에서는 동일한 데이터를 사용하여 궤도예측 정밀도를 분석하였다.

표 3. 기동수행 오차

Maneuvers	DV (m/sec)	Uncertainty(m/sec)		
		radial	Tangential	normal
EW SKM	0.05	0.005	0.001	0
NS SKM	1.0	0.005	0.005	0.01
WOL	0.025	0.0004	0.0004	0.005

그림 4와 그림 5는 각각 동서위치유지와 남북위치유지가 day 1에 수행된다고 가정했을 때 예상되는 궤도예측오차를 나타내고 있다. 두 경우 모두 위치유지작업 이후 하루가 경과한 시점에서도 위치 오차가 2km 이하로 유지되고 있는 것을 알 수 있다. 두 경우 모두 유사한 경향과 수치를

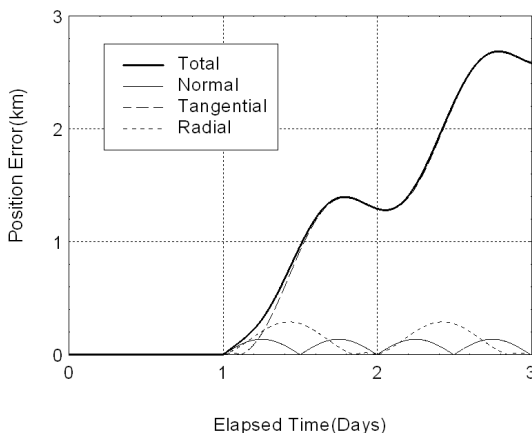


그림 4. 궤도오차(남북위치유지)

나타내고 있는 것을 볼 수 있다.

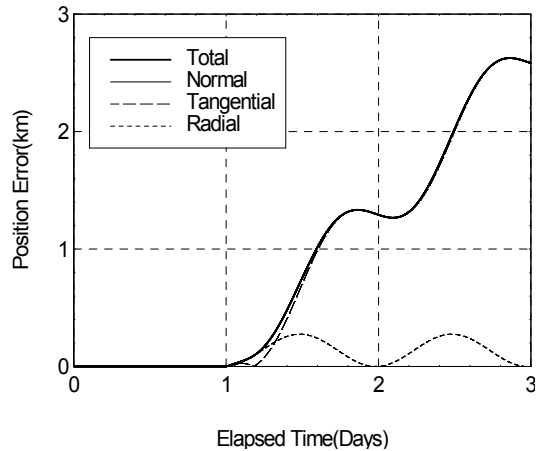


그림 5. 궤도오차(동서위치유지)

그림 6은 휠오프로딩 기동의 불활실성에 의한 궤도예측오차 변화를 나타내고 있다. 여기서 휠오프로딩은 day 0.1, day 1.1, day 2.1에서 수행되는 것으로 가정하였다. 휠오프로딩은 하루가 지난 시점에서 0.2km, 이들이 지난 시점에서 0.4km 이하의 오차를 유지하고 있는 것을 볼 수 있다. 그림 6에서 12기간 주기의 궤도수직성분(normal)의 변화는 위성이 하루주기로 적도면을 오르내리는 성분을 절대값을 취함으로써 나타나는 현상이다.

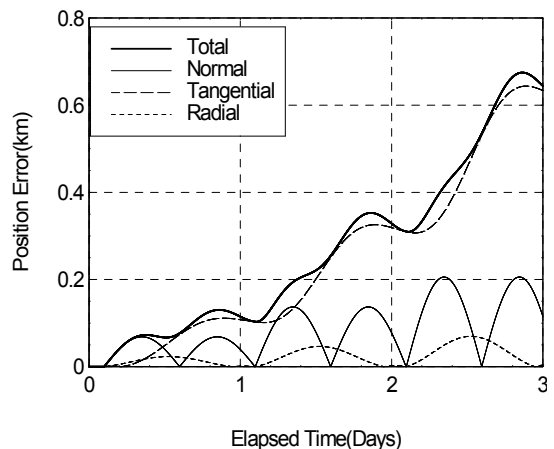


그림 6. 궤도오차(휠오프로딩)

그림 7은 월오프로딩과 남북위치유지를 동시에 고려했을 경우의 궤도에측오차를 나타내고 있으며 그림 8은 월오프로딩과 동서위치유지를 동시에 고려했을 경우에 대한 궤도에측오차를 나타내고 있다. 그림을 통하여 두 경우 모두 궤도에측오차는 위치유지수행 24시간 후에도 2km 이하로 유지됨을 알 수 있다.

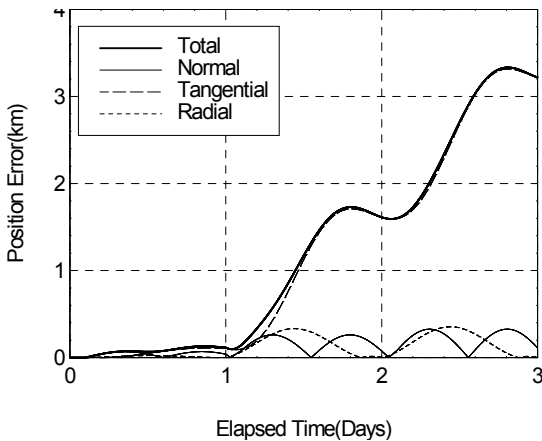


그림 7. 궤도오차(월오프로딩+남북위치유지)

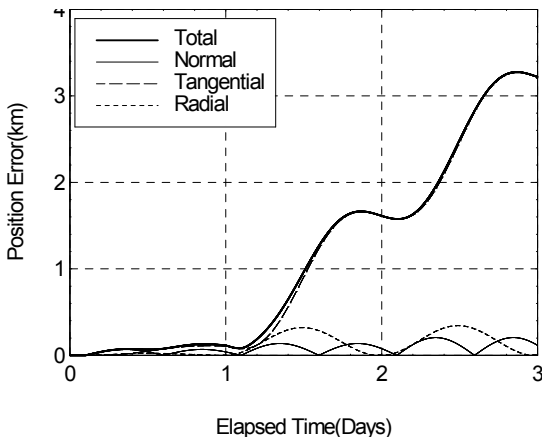


그림 8. 궤도오차(월오프로딩+동서위치유지)

### 2.4 탑재용궤도 정보생성기 정밀도

탑재용 궤도정보 생성기는 정지궤도위성 전용으로서 참고문헌[4]에서 언급된 바와 같이 약 100m의 내삽오차를 나타낸다. 또한 지상과의 시

각동기오차에 의하여 다음과 같은 오차를 나타낸다.

$$\begin{aligned} \Delta R_{radial} &\approx 0 & (7) \\ \Delta R_{Tangential} &= V_s \Delta t_{OBT} \\ \Delta R_{normal} &\approx 0 \end{aligned}$$

여기서  $V_s$ 는 정지궤도위성의 이동속도를 의미하여 약 3.04km/sec의 값을 가진다. 또한  $\Delta t_{OBT}$ 는 탑재시계의 UT(Universal Time)에 대한 오차를 나타낸다. 따라서 1초의 시간오차가 발생할 경우 3.04km의 위성 진행방향의 위치오차가 발생하며 0.1초 이내로 시각동기화를 시켰을 경우는 0.304km의 오차가 발생한다. 시각오차에 의한 위성의 위치오차가 상당히 현저함을 알 수 있고 정밀한 궤도 정보를 실시간으로 제공하기 위해서는 정밀한 시각동기가 선행되어야 함을 알 수 있다.

### 3. 시뮬레이션 결과 및 해석

그림 9는 정지궤도복합위성의 전형적인 하우스키핑 일정을 나타내고 있다. 월오프로딩은 하루에 한번 수행되며 동서위치유지와 남북위치유지는 5일째와 7일째 각각 수행된다. 탑재용궤도 전과기 측면에서 볼 때 가장 열악한 시나리오는 그림 10을 통하여 나타낸 바와 같이 궤도 결정을 위치유지 하루 전과 하루 후에 수행하는 경우로서 위치유지 하루 후에 가장 큰 오차를 나타내게 된다. 앞 절에서 수행한 공분산해석과 수치적분의 결과를 종합하여 보면 표 4에 요약된 바와 같이 궤도결정 및 예측 오차는 2.6km, 최종적인 탑재용 궤도전과기의 위치오차는 5.64km 정도로 파악된다. 표 4에서 Interpolation Error는 탑재용 궤도정보 생성기에서 내삽방식을 사용하여 궤도 데이터를 획득하는 과정에서 나타나는 오차를 의미한다.

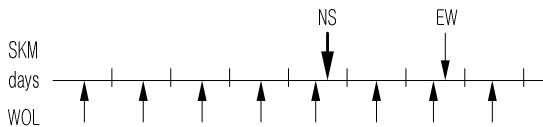


그림 9. 월오프로딩 및 위치유지 수행일정

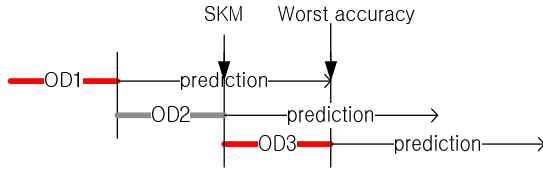


그림 10. 궤도결정 및 예측 타임라인

표 4. GK-2 궤도결정오차(Worst Scenario)

Error Source	Error	sub total
OD Error(km)	0.5	
Prediction Error(km)	2.0	2.6
Interpolation error(km)	0.1	
1 Sec Clock Error(km)	3.04	
<b>Total(km)</b>	<b>5.64</b>	

#### 4. 결 론

본 논문에서는 정지궤도복합위성의 탑재용궤도정보생성기의 궤도정밀도에 대하여 분석하였다. 해석결과에 따르면 대전과 축선에 위치한 2개의 추적장비를 이용한다고 가정했을 경우에 궤도 예측 및 정밀도는 위치유지 수행전에는 약 0.6km, 위치유지수행후 24시간이 경과한 시점에서는 2.6km정도로 나타난다. 이것은 궤도의 정밀도는 위치유지기동의 부정확성에 크게 좌우됨을 의미한다. 약간의 여유를 고려할 경우 약 3km정도의 정밀도로 궤도결정이 가능함을 알 수 있는데 그 이상의 정밀도의 궤도결정이 요구될 경우는 위치유지후에 24시간이 경과하기 전에 궤도정보를 파악하기 위해 Kalman Filter 등의 실시간 궤도결정알고리즘을 적용하고  $\Delta V$ 의 바이어스를 추정상태변수로 사용하는 것이 필요하다.

탑재용궤도 정보생성기의 정밀도는 시각동기에 의하여 크게 좌우됨을 알 수 있다. 1초 시각동기오차를 가정했을 경우 최종적으로 약 5.64km가 발생함을 알 수 있었다. 따라서 정밀한 궤도정보를 실시간으로 제공하기 위해서는 궤도결정자체도 중요하지만 시각동기화에 많은 주의를 기울여야 함을 알 수 있었다.

#### 참 고 문 헌

1. Montenbruck, O., Gill, E., *Satellite Orbit Models Methods Application*, 1sted., Springer-Verlag, NewYork, 2000.
2. Pocha, J. J., *Mission Designfor Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1987.
3. Hwang, Y., Lee, B. S., Kim, H. Y., Kim, H., and Kim, J., "Orbit Determination Accuracy Improvement for Geostationary Satellite with Single Station Antenna Tracking Data," ETRI Journal, Vol. 30, No. 6, Dec, 2008.
4. Park, B. K., Yang, K. H., "On-board Real-time Orbit Parameter Generator for Geostationary Satellite," International Symposium on Remote Sensing, 2009.
5. Park, B. K., Jin, K. W., Yang, K. H., "Wheel Offloading Strategy for the Satellite with Single Side Solar array," International Symposium on Remote Sensing, 2011.
6. Pritchard, W. L., Suyderhoud, H. G. and Nelson, R. A., *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice Hall, 1993.