

Monte-Carlo 시뮬레이션을 통한 정지궤도복합위성 궤도결정 정밀도 해석

박봉규*, 안상일**, 김방엽***

Monte-Carlo Simulation for GEO-KOMPSAT2 Orbit Determination Accuracy

Bong-Kyu Park*, Sang Il Ahn**, Bang Yeop Kim***

Abstract

GEO-KOMPSAT2 shall be designed to produce higher quality of image than that of COMS, and this requires the ground system to provide orbit data with high accuracy; better than 2km which is sort of high accuracy when it comes to geostationary satellite. For GEO-KOMPSAT2, KARI is planning to use ranging data for orbit determination, obtained from two ranging stations located in KARI and oversea country with long longitudinal baseline. This paper estimated achievable orbit determination accuracy using covariance analysis under assumption of using two ranging stations; SOC and available secondary tracking stations located in oversea countries. In addition to covariance analysis, in order to validate the analysis, the Monte-Carlo simulation has been performed and compared to the covariance analysis.

초 록

정지궤도복합위성은 천리안위성에 비하여 고품질의 영상품질을 요구하며 이를 위해서 기본적으로 위치유지 작업이 없는 시간대에 대하여 정지궤도 위성으로서는 비교적 고정밀도인 2km이하의 궤도결정성능을 요구하고 있다. 정지궤도복합위성은 항공우주연구원과 해외에 위치한 레인지 장비를 통하여 획득된 레인지 정보를 이용하여 궤도결정을 수행할 예정이다. 본 논문에서는 SOC와 가용한 해외 후보 추적소를 궤도결정에 적용할 경우 정지궤도복합위성에 대해 획득할 수 있는 궤도결정 정밀도를 공분산 분석 기법을 통하여 해석하여 2km 요구사항 만족여부를 확인하였다. 이와 더불어 해석의 타당성을 검토하기 위해 통계적 기법인 Monte-Carlo 시뮬레이션 기법을 추가적으로 궤도결정에 적용하여 공분산해석 결과와 비교하였다.

키워드 : 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT2), 정지궤도위성(Geostationary Satellite), 궤도결정(Orbit Determination), Monte-Carlo(몬테칼로), 공분산해석(Covariance Analysis)

접수일(2013년 9월 5일), 수정일(1차 2013년 10월 18일, 2차 2013년 10월 21일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

* 정지궤도위성체계팀/pbk@kari.re.kr

** 위성지상시스템개발팀/siahn@kari.re.kr

*** 정지궤도위성관제팀/sclee@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 별 센서를 이용하여 정밀 지향을 구현하기 위해 높은 정밀도의 궤도정보를 실시간으로 요구한다. 천리안위성의 경우는 지구센서와 랜드마크 방식의 INR(Image Navigation & Registration)을 택했기 때문에 요구되는 궤도결정 및 예측 정밀도는 18km의 낮은 정밀도였다. 천리안 위성에서는 동경 127.354도, 북위 36.378도에 위치한 SOC 대전추적 안테나를 사용하여 레인징 및 방위각, 양각 데이터를 수집하여 궤도결정을 수행하였으며 동가라(DONGARA) 추적소를 임대하여 주기적으로 대전 추적소에 대한 방위각 및 양각에 대한 보정작업을 수행하고 있다.

정지궤도복합위성은 천리안 위성보다 더 고품질의 영상을 제공하여야 하므로 위치유지작업이 없는 시간대에는 48시간동안 2km(3σ) 이내로 오차를 유지해야 하며 위치유지작업 이후 24시간까지는 3km(3σ) 이내로 오차를 유지할 것을 요구하고 있다. 항공우주연구원에서는 정지궤도복합위성의 궤도결정 정밀도를 높이기 위해 해외의 추적소를 추가적으로 적용하는 계획을 추진중에 있다.

참고문헌[1]에서는 동경 151.897도, 북위 7.452도에 위치한 축섬(CHUUK Island) 에 새로운 추적소를 설치하여 정지궤도복합위성의 궤도결정에 이용할 경우 획득 가능한 궤도결정 및 예측 정밀도를 공분산 해석을 통하여 수행하였으며 그 결과 위치유지 수행전에는 휠 오프로딩 오차를 고려하여 약 0.6km(σ), 위치유지수행후 24시간이 경과한 시점에서는 위치유지오차에 의해 궤도결정 및 예측오차가 2.6km(σ) 정도가 될 것으로 예측하였다.

본 논문에서는 축섬이외의 해외 후보 추적소를 추가적으로 고려하여 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 예측하였다. 참고문헌[1]에서 사용한 해

석적 방법인 공분산 해석기법에 추가하여 해석의 타당성을 검증하기 위해 Monte-Carlo 시뮬레이션 기법을 적용하여 위치유지작업이 수행되지 않는 시간대에 대하여 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 예측하였다[8].

2. 궤도결정 알고리즘

정지궤도복합위성의 궤도결정 정밀도를 예측하기 위해 본 논문에서는 궤도결정 알고리즘으로 일반적으로 널리 알려진 최소 자승 추정(Least Square Estimation) 알고리즘을 사용하였다[2]-[5].

임의의 시간 τ 에서의 궤도요소를 e_τ , 측정 데이터의 바이어스를 b 그리고 시간 t_i 에서의 기동의 크기를 ΔV_i 라고 가정한다. 즉

$$e_\tau = [a, e, i, \Omega, \omega, M]^T \quad (1)$$

$$b = [b_{\gamma_m}, b_{\alpha_m}, b_{\eta_m}]^T \quad (2)$$

$$\Delta V_i = [\Delta V_{ix}, \Delta V_{iy}, \Delta V_{iz}]^T \quad (3)$$

여기서 $\gamma_m, \alpha_m, \eta_m$ 은 거리, 방위각 그리고 양각의 측정치를 의미한다. 그리고 추정되어질 상태 변수 x 는 다음과 같이 정의하였다.

$$x = \begin{bmatrix} e_\tau \\ b \\ \Delta V_1 \\ \vdots \\ \Delta V_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \in R^n \quad (4)$$

여기서 u 는 궤도결정시 고려되는 기동의 횟수를 의미한다.

시간 $t_k, k=1, \dots, m(m \gg n)$ 에서의 측정 데이터 y_k 로부터 y 를 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ y_m \end{bmatrix} \in R^m \quad (5)$$

여기서 m 은 측정 데이터의 개수를 의미한다.

최소 자승 추정법은 다음의 가격함수(Cost Function)를 최소화하는 x , 즉 \hat{x} 를 구한다.

$$J(x) = [x - x_o]^T P_o^{-1} [x - x_o] + [y - f(x)]^T W^{-1} [y - f(x)] \quad (6)$$

여기서 P_o 는 x 의 사전 추정치(A Priori Estimation) x_o 의 정확도를 나타내는 공분산 행렬($n \times n$)이며 W 는 측정 데이터의 공분산 행렬($m \times m$)을 나타낸다. 거리, 방위각 그리고 양각의 측정치를 가지는 경우에는 측정오차 분산값 $\sigma_{\gamma_m}, \sigma_{\alpha_m}, \sigma_{\eta_m}$ 으로 W 가 구성된다. 그리고 $f(x)$ 는 궤도적분과 측정방정식으로부터 얻어지는 측정모델로서 비선형 모델을 갖는다. 가격함수의 최소화는 다음 식으로부터 얻어진다.

$$\frac{\partial J(x)}{\partial x} = 0 \quad (7)$$

x_o 가 참값에 충분히 가깝다는 가정을 도입하면 테일러 급수전개(Taylor Series Expansion)로부터 측정모델 $f(x)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$y = y^* + y_\xi = f(x^* + \xi) = f(x^*) + F(x^*)\xi + \epsilon \quad (8)$$

$$F(x) = \frac{\partial f}{\partial x}(x)$$

여기서 y^* 및 x^* 는 추정된 측정 데이터 및 추정된 상태 변수를 나타낸다. $F(x)$ 는 측정 데이터의 민감도(Sensitivity)를 나타내며 거리, 방위각, 양각의 경우 다음으로 표현된다.

· 거리(Range) 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \gamma_m}{\partial x} = \left[\frac{\partial \gamma_m}{\partial a}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial e}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial i}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial \Omega}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial \omega}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial M}, \right. \\ \left. 1, 0, 0, \frac{\partial \gamma_m}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \gamma_m}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (9)$$

· 방위각(Azimuth) 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \alpha_m}{\partial x} = \left[\frac{\partial \alpha_m}{\partial a}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial e}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial i}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial \Omega}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial \omega}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial M}, \right. \\ \left. 0, 1, 0, \frac{\partial \alpha_m}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \alpha_m}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (10)$$

· 양각(Elevation) 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \eta_m}{\partial x} = \left[\frac{\partial \eta_m}{\partial a}, \frac{\partial \eta_m}{\partial e}, \frac{\partial \eta_m}{\partial i}, \frac{\partial \eta_m}{\partial \Omega}, \frac{\partial \eta_m}{\partial \omega}, \frac{\partial \eta_m}{\partial M}, \right. \\ \left. 0, 0, 1, \frac{\partial \eta_m}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \eta_m}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \eta_m}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (11)$$

위에서 각 편미분 값들은 다음과 같이 수치적인 방법을 사용하여 얻어진다.

$$\frac{\partial f}{\partial x}(x) \approx \frac{\Delta f}{\Delta x}(x) \quad (12)$$

식 (8)을 간단히 표현하면 다음과 같다.

$$y_\xi = F(x^*)\xi + \epsilon \quad (13)$$

여기서 y_ξ 는 Residual 이므로 원하는 상태변수를 얻기 위해서는 위 수식의 ϵ 을 최소화하는 ξ 를 구한 다음 x^* 을 수정하면 된다. 즉 $k+1$ 번째 계산에 대하여 다음을 계산한다.

$$x_{k+1}^* = x_k^* + \hat{\xi} \quad (14)$$

$\hat{\xi}$ 를 구하기 위하여 먼저 다음의 가격 함수를 다시 정의한다.

$$J(\xi) = [s - \xi]^T P_o^{-1} [s - \xi] + [y_\xi - F\xi]^T W^{-1} [y_\xi - F\xi] \quad (15)$$

$$s = x_o - x^* \quad (16)$$

$$y_\xi = y - y^* \quad (17)$$

위의 가격함수를 최소화하는 $\hat{\xi}$ 는 식 (7)로부터 결과적으로 다음과 같이 구해진다.

$$Q^{-1}A\hat{\xi} = Q^{-1}\rho \quad (18)$$

$$A = \begin{bmatrix} J \\ F \end{bmatrix}, Q^{-1} = \begin{bmatrix} P_o^{-1} & 0 \\ 0 & W^{-1} \end{bmatrix}, \rho = \begin{bmatrix} s \\ y_\xi \end{bmatrix} \quad (19)$$

식 (18)의 해는 Singular Value Decomposition 기법을 이용하여 구한다[7]. $\hat{\xi}$ 가 구해지면 식 (4)와 같이 x^* 를 수정한다. 측정모델이 순수하게 선형인 경우에는 단 한 번의 계산으로 해를 얻을 수 있지만 궤도의 경우는 비선형 특성이 강하므로 일련의 과정을 수 번에서 수십 번 반복한 다음 원하는 해를 얻을 수 있다.

선형 일괄 최소 자승 추정법은 참값에 가까운 초기 값을 적용했을 때 비로소 수렴성이 보장된다.

3. 궤도결정 정밀도 해석

3.1 공분산해석

Monte-Carlo 시뮬레이션 결과를 비교하기 위한 목적으로 본 논문에서는 해석적인 방법인 공분산해석 기법을 이용하여 궤도결정 정밀도를 분석하였다. 정지궤도복합위성의 궤도결정 정밀도

는 정지궤도위성의 단순한 운동 특성으로 공분산 해석 방법을 사용하여 예측가능하다. 참고문헌[6]은 정지궤도 위성에 대한 궤도결정 정밀도를 공분산해석 방식으로 해석하기 위한 알고리즘과 GEODA 소프트웨어 툴을 제공하고 있다. GEODA는 입력파일(*.inp)을 수정함으로써 추정 변수(estimated parameter)와 consider 파라미터를 설정할 수 있도록 기능을 제공하고 있다. 여기서 consider 파라미터라고 하는 것은 불확실한 바이어스 값으로서 추정되지 않는 파라미터를 의미한다. 예를 들어 레인징 바이어스의 경우에도 추정되지 않는 경우에는 Consider 파라미터로 분류된다. 추정변수와 consider 파라미터를 각각 x 와 c 라고 하면 전체 상태변수는 다음과 같다.

$$z = \begin{bmatrix} x \\ c \end{bmatrix} \quad (20)$$

추정행렬은 모델링된 측정 h 의 상태변수에 대한 편미분을 취함으로써 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$H_x = [H_x : H_c] \quad (21)$$

$$H_x = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial x} & \frac{\partial A_1}{\partial x} & \frac{\partial E_1}{\partial x} & \frac{\partial \rho_2}{\partial x} & \frac{\partial A_2}{\partial x} & \frac{\partial E_2}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$H_c = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_1}{\partial c} & \frac{\partial A_1}{\partial c} & \frac{\partial E_1}{\partial c} & \frac{\partial \rho_2}{\partial c} & \frac{\partial A_2}{\partial c} & \frac{\partial E_2}{\partial c} \end{bmatrix} \quad (23)$$

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

$$P^c = P + (PH_x^T W)(H_c C H_c^T)(PH_x^T W)^T \quad (24)$$

여기서 P 는 consider 파라미터를 고려하지 않았을 경우에 대한 공분으로서 다음과 같이 계산된다.

$$P = (H_x^T W H_x)^{-1} \quad (25)$$

가중행렬 W 와 C 는 측정치에 대한 공분산 행렬과 consider 파라미터 공분산 행렬의 역행렬에 해당하며 서로 상관관계가 없다. 많은 량의 측정치를 취함으로써 측정 잡음에 대한 영향은 제거가 가능하다. Consider 파라미터의 경우는 궤도결정을 수행하는 시간영역에 대해서는 정해진 값이지만 불확실성을 가진다.

본 논문에서는 각 추적소에서 측정된 거리의

바이어스 성분을 consider 파라미터로 정의 하였다. 양각과 방위각은 사용하지 않는 것으로 가정하였다. 궤도요소는 별도로 고려하지 않더라도 추정변수로 간주된다.

3.2 Monte-Carlo 시뮬레이션

그림 1은 궤도결정 성능분석을 위해 적용한 Monte-Carlo 기법의 전체적인 흐름을 나타내고 있다. 내용을 간단히 살펴보면 다음과 같다.

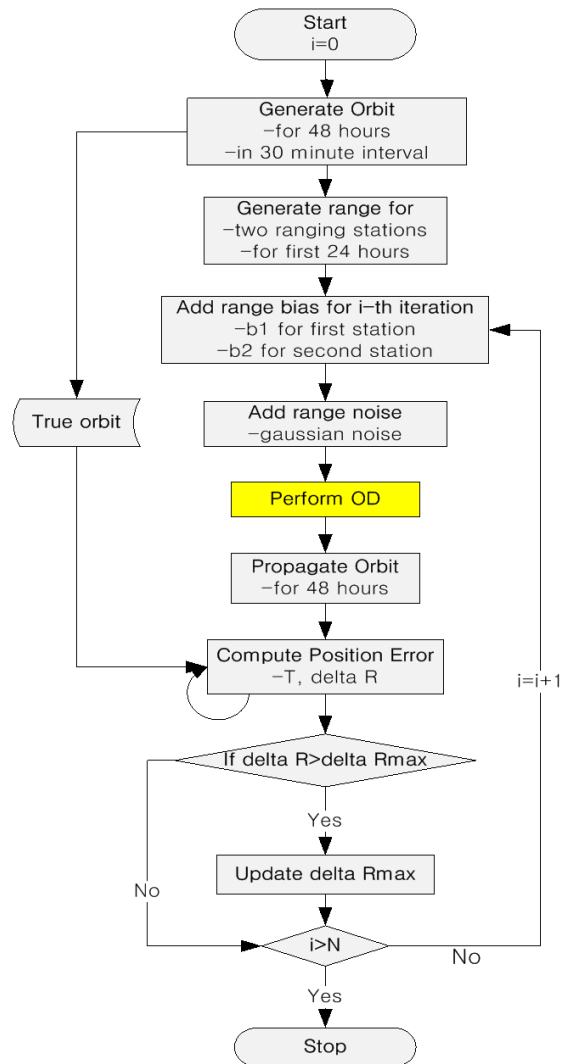


그림 1. 궤도결정 Monte-Carlo Simulation 흐름도

먼저 48시간에 대해 기준 궤도를 생성한 다음 기준궤도를 이용해 24시간에 대한 각 추적소의 레인징 데이터를 생성한다. 레인징 데이터의 바이어스 오차는 매 샘플된 마다 가우시언 분포를 가정해 랜덤으로 생성한 다음 동일한 샘플런에 대해서는 일관되게 적용하였으며 잡음(Noise)은 각 레인징 데이터에 대해 새로운 값을 생성하여 적용한다. 바이어스 오차와 잡음을 고려한 레인징 데이터가 생성되면 이를 이용해 궤도결정을 수행한 다음 기준 궤도와 동일한 48시간 동안에 대해 궤도적분을 수행해 그 결과를 기준궤도와 비교하는 방식을 취하였다. 생성된 오차를 통계적으로 처리하기 위해 최악값(Worst Value)을 고려하였다. 3σ 대신에 최악값을 적용한 이유는 궤도결정에 소요되는 시간이 길어 상대적으로 샘플런의 개수가 제한되기 때문이다.

4. 시뮬레이션 결과 및 해석

4.1 궤도결정 공분산해석 결과

참고문헌[6]의 GEODA를 이용하여 궤도결정에 대한 공분산해석을 수행하였다. 그림 2와 표 1은 본 해석을 위해 고려된 후보 추적소의 위치 정보를 나타내고 있다. 본 정보는 궤도결정의 특성을 파악하는데 큰 문제가 없는 수준의 대략적인 값이다. 여기서 각 추적소는 레인징 정보만을 제공하는 것으로 가정하였다. 그 이유는 정지궤도복합위성의 경우는 하나의 안테나로 두 개의 위성을 모두 레인징하는 개념이므로 고정된 방위각과 양각을 적용해야 하는 제한사항이 있기 때문이다. 표 2는 해석을 위해 적용된 추적소의 레인징 성능을 나타내고 있다. 본 수치는 SOC의 수치를 가정하여 동일하게 적용한 값이다.

표 3은 항공우주연구원의 추적소와 해외 후보 추적소로부터 측정된 레인징 데이터를 사용해 궤도결정을 했을 때 획득 가능한 궤도결정 정밀도에 대한 공분산 해석 결과를 나타내고 있다. 인도(KSAT) 추적소의 경우 200m 내외의 가장 정밀한 궤도정보를 획득할 수 있으며 팔라우(PALAU) 추적소의 경우 1.4km로 가장 부정확한

데이터를 생성함을 알 수 있다. 그 이유는 인도 추적소의 경우 경도 위치가 77.51E로서 SOC와 경도방향으로 상당히 먼 위치에 있는데 반하여 팔라우 추적소의 경우 134.3E으로 SOC와 경도방향으로 근접해 있기 때문인 것으로 분석된다.

표 1. 후보 해외 추적소의 위치

Stations	locations	
	latitude	longitude
한국(SOC)	36.379N	127.354E
동가라(usn)	29.050N	115.350E
*싱가포르(KSAT)	1.000N	102.000E
인도(KSAT)	13.030N	77.510E
*뉴질랜드(KSAT)	46.200S	168.000E
태국(GISTDA)	13.180N	100.950E
측섬(CHUUK)	7.452N	151.900E
*팔라우(PALAU)	7.300N	134.300E

*추정치 임

표 2. 해외 추적소의 레인징 성능

Stations	Range Bias(meter)	
	Noise	Bias
All Stations	10	20

*SOC와 동일한 레인징 성능 적용

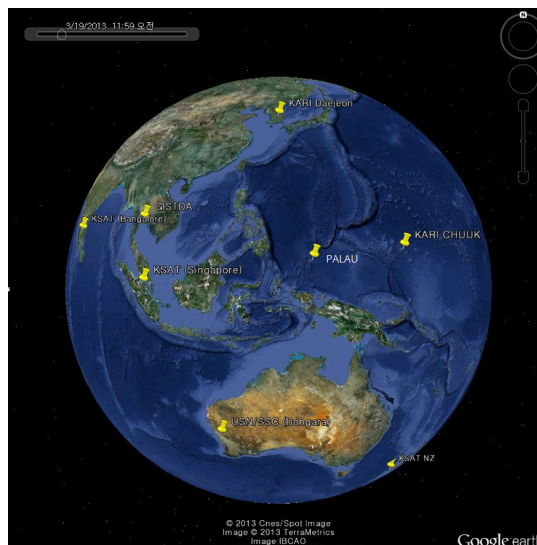


그림 2. 후보 해외 추적소의 위치

표 3. 추적소별 궤도결정 정밀도

Stations	Position Error(meter), 1sigma
동가라(USN)	826.45 (831.72)
싱가포르(KSAT)	321.37 (326.62)
인도(KSAT)	196.30 (205.34)
뉴질랜드(KSAT)	448.75 (452.85)
태국(GISTDA)	327.08 (334.71)
축섬(CHUUK)	471.48 (476.20)
팔라우(PALAU)	1,405.06

(): ranging every three hours for oversea ranging station

이러한 특성은 SOC와의 경도방향 근접성 외에도 위성과 경도방향의 근접성과도 관계가 있다. 그림 3을 통하여 알 수 있는 바와 같이 팔라우의 경우 작은 레인지 오차도 큰 경도오차를 유발하는 것을 알 수 있다. 본 결과를 볼 때 팔라우 추적소의 경우는 정지궤도복합위성의 레인지 용도로는 적합하지 못함을 알 수 있다.

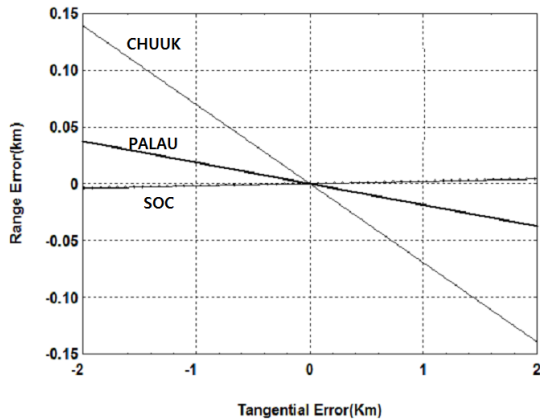


그림 3. 레인지 오차 vs. 진행방향 오차

축섬의 경우는 471.48m로 3σ 값으로 환산했을 때 약 1.5km 가량의 오차에 해당한다. 참고문헌 [5]의 시뮬레이션 결과에 따르면 하루에 한 번 수행되는 월오프로딩을 고려하여 48시간 동안 누적되는 오차는 400m 미만이다. 따라서 두 성분을 모두 고려할 경우에도 2km 보다 작은 오차를 유지할 수 있으므로 위치유지기동이 없는 경우

48시간동안 2km 내로 오차를 유지해야 하는 정지궤도 복합위성의 요구사항을 적절히 만족함을 알 수 있다. 팔라우 추적소와 더불어 동가라 추적소의 경우는 오차값이 826m(1σ)이며 3σ 기준으로 약 2.5km에 이른다. 따라서 48시간 동안 2km이내의 오차를 요구하는 정지궤도 복합위성의 용도로는 적합하지 못함을 알 수 있다.

축섬의 경우를 볼 때 SOC와의 경도 방향 이격 거리가 최소 24도 이상이 되는 해외 추적소를 선택하는 것이 3σ 기준 2km 미만의 궤도결정 정밀도를 만족시키기 위해 적합하다고 볼 수 있다.

4.2 Monte-Carlo 시뮬레이션 결과

그림 4는 샘플런을 100으로 설정하고 SOC, 축섬, 팔라우 추적소를 사용했을 경우에 획득 가능한 궤도결정 오차중에서 최악값을 나타낸 것이다. 그림 4에서 팔라우를 포함을 시켜서 3개의 추적소를 모두 사용하는 경우에도 궤도결정 성능에는 큰 변화가 없는 것을 알 수 있다. 최악값 기준으로 오차가 약 1.8km 이내로 들어오는 것을 볼 수 있는데 이는 공분산 해석에서 얻은 1.5km(3σ) 오차와 비교해 볼 때 설명이 가능한 수치이다.

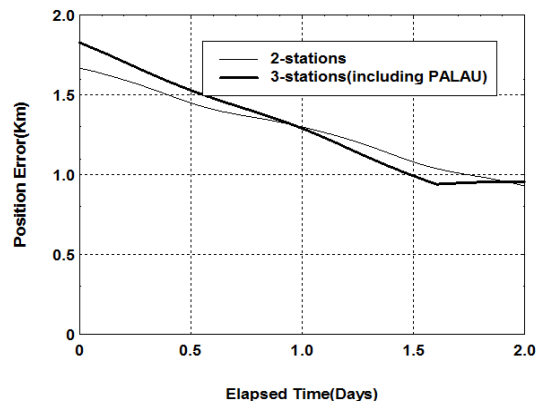


그림 4. 궤도결정 위치오차(SOC-CHUUK-PALAU, 100 샘플중 최악값)

특히 48시간 시점에서는 오차가 1.0km로 줄어들

게 되며 월오프로딩(400m의 추가적인 오차 유발)을 고려하더라도 2km 이내로 오차가 제한될 수 있음을 알 수 있다. 시간의 경과와 함께 단계적으로 오차가 감소하는 현상은 참고문헌[5]의 공분산해석에서도 나타난다. 그림 5는 최악값을 나타내는 해당샘플을 나타내고 있다.

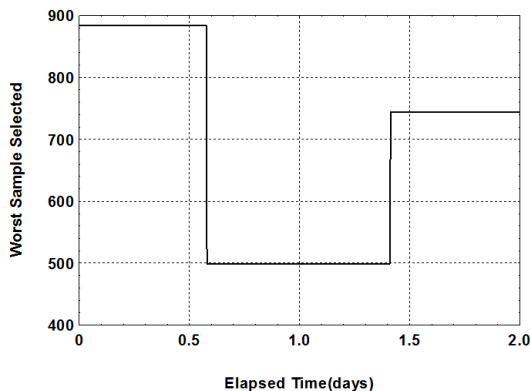


그림 5. 최악의 값을 나타내는 궤도결정 샘플변화(SOC-CHUUK)

그림 6은 샘플런의 횟수를 1,000으로 증가시켰을 경우에 대한 궤도결정 성능을 나타내고 있다. 전체적으로 100회 샘플런의 경우와 비교해 큰 변화가 없으며 여전히 1.8km 이내의 오차를 유지하고 있음을 볼 수 있다. 이를 통해 최악값을 적용할 경우에는 샘플런을 100으로 하더라도 궤도정밀도의 성능을 파악하는데 큰 무리가 없음을 알 수 있다.

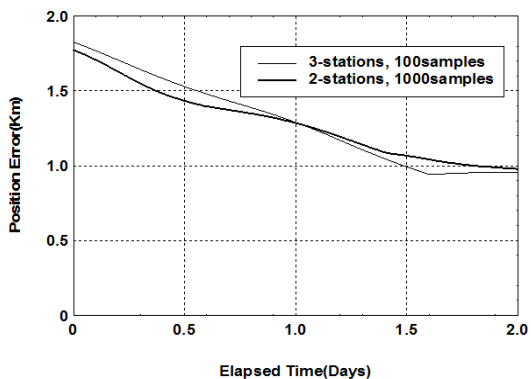


그림 6. 궤도결정 위치오차(1000 샘플중 최악값)

그림 7은 참고적으로 싱가포르 추적소를 추가하여 3개의 추적소를 적용했을 경우에 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 샘플런 100회를 적용하여 획득한 결과를 나타내고 있다. 이 경우에는 팔라우 추적소를 이용하는 경우와는 달리 궤도결정 정밀도가 향상되어 약 1.2km이내의 정밀도를 확보할 수 있음을 알 수 있다.

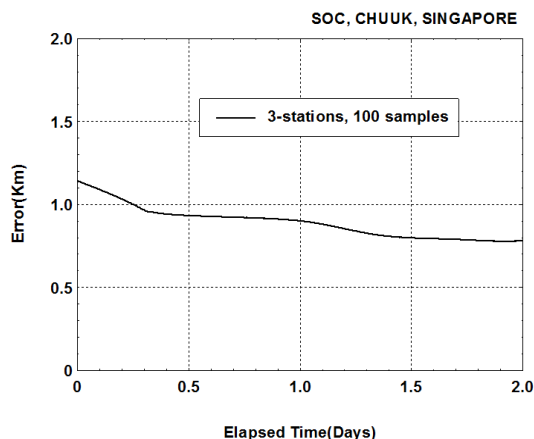


그림 7. 궤도결정 위치오차(Monte Carlo, SOC-CHUUK-SINGAPORE, 100샘플)

5. 결 론

본 논문에서는 공분산 해석과 Monte-Carlo 시뮬레이션을 통하여 정지궤도복합위성에 한국항공우주연구원에 위치한 SOC와 해외의 추적소를 적용해서 궤도결정을 수행했을 경우 획득 가능한 궤도결정 정밀도를 예측하였다. 공분산 해석결과 후보로 고려된 7개의 해외 추적소 중에서 팔라우(PALAU)와 동가라(DAONGA) 추적소는 위치상의 문제로 인하여 2km(3σ) 정밀도를 만족시키는데 무리가 있음을 알 수 있었고 나머지 5개의 후보 추적소를 활용하는 경우에는 정지궤도복합위성이 요구하는 정밀도를 만족시키는데 문제가 없는 것으로 파악되었다. 또한 해석의 타당성을 검증하기 위하여 공분산해석의 결과와 비교를 하였으며 두 결과가 적절한 범위에서 일치하고 있음을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 박봉규, 최재동, 안상일, 김방엽, “정지궤도 복합위성 탑재용 궤도정보 생성기 정밀도 해석”, 항공우주기술 제10권 제2호, 2012.
2. Maybeck, P.S., Stochastic models, estimation, and control Vol. 1, Academic Press, 1979.
3. Wertz, J.R. Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel Publishing Company, 1986.
4. Tapley, B.D., and Born, G.H., Statistical Orbit determination Theory, Center for Space Research, The University of Texas at Austin, 1985.
5. 박봉규, 안태성 “비행데이터를 이용한 무궁화위성 1,2호의 궤도결정 분석 및 성능향상 연구”, 항공우주학회지 제27권 제8호. 1999.
6. Montenbruck, O., Gill, E., *Satellite Orbit Models Methods Application*, 1sted., Springer-Verlag, NewYork, 2000.
7. William, H.p. et.al, *Numerical Recipes*, Cambridge University Press, 1986.
8. Malvin H., Kalos, Paula A. Whitlock, *Monte Carlo Methods*, New York University, 1986.