

정지궤도 위성의 탑재 궤도 생성 알고리즘 개발

임조령*, 박봉규**, 박영웅***, 최홍택****

Development of Onboard Orbit Generation Algorithm for GEO Satellite

Jo Ryeong Yim*, Bong-Kyu Park**, Young-Woong Park***, Hong-Taek Choi****

Abstract

This technical paper deals with development of on-board orbit generation algorithm for GEO Satellite. This paper presents the research analysis results performed in order to improve the accuracy of the existing algorithm used for generating real-time orbit information for GEO satellite. The error impact on orbit accuracy due to the orbit error sources were analyzed with the algorithm suggested by this research. As a result of the analyses, it is found that the initial orbit should be determined with an accuracy of less than 50 m and the reference position angle error for the ground station and the satellite should be maintained within ± 0.0025 deg in order to meet the orbit accuracy specification. The development of on-board flight software based on the new algorithm was accomplished and the performance verification is ongoing by using a software based performance verification tool.

초 록

본 기술논문은 정지궤도위성의 탑재 궤도 생성 알고리즘 개발에 대하여 다루고 있다. 정지궤도 위성 실시간 궤도 생성에 사용되었던 기존 알고리즘의 정밀도를 향상시키기 위한 연구 결과를 제시하였다. 여기서 제시한 알고리즘을 토대로 궤도 오차 요인들의 영향성 분석을 수행하였다. 분석 결과, 초기 궤도 결정 오차가 50 m 이내이고, 지상시스템과 탑재 컴퓨터에서 사용되는 위성위치각 (sidereal oscillator) 오차가 ± 0.0025 deg 이내로 유지되어야만 궤도 요구조건을 만족함을 알 수 있었다. 본 알고리즘에 대한 탑재코드 개발이 이루어졌으며, 소프트웨어 기반 검증 시뮬레이터를 사용한 성능 검증이 수행되고 있다.

키워드 : 정지궤도 위성(geosynchronous orbit), 궤도요소(orbit elements), 궤도전파기(orbit propagator), 궤도생성기(orbit generator), 선형보간법(linear interpolator), 2차보간법(2nd order interpolation), 궤도결정(orbit determination), 궤도예측(orbit prediction)

접수일(2014년 9월 26일), 수정일(1차 : 10월 20일, 2차 : 10월 24일), 게재 확정일(2014년 11월 1일)

* 위성제어팀/jryim@kari.re.kr,

** 정지궤도 위성 체계팀/pbk@kari.re.kr,

*** 위성제어팀 /ywpark@kari.re.kr,

**** 위성제어팀/hongtaek@kari.re.kr

1. 서 론

이 논문은 정지궤도 위성에 탑재될 궤도 생성 알고리즘 개발을 위해 수행한 연구 해석 결과 및 개발 절차를 다루고 있다. 위성은 지향 정밀도를 높이기 위한 방법 중 하나로 정밀한 자세명령을 생성해 주어야 한다. 저궤도 위성은 자세명령 생성을 위해 실시간으로 GPS 위성으로부터 수신한 위성의 위치와 속도 및 시각 정보로부터 기준 시각의 자세명령을 생성한다. 저궤도 위성과 달리 정지궤도 위성은 고도가 높아 GPS 위성의 사용이 어려우며 최근 정지궤도 위성용 GPS 수신기도 개발되어 사용되기도 하지만 현재 개발되고 있는 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT-2)에서는 GPS 수신기의 사용을 고려하지 않고 있다. 따라서 실시간으로 궤도 정보가 필요한 경우 지상국에서 제공해 주거나 궤도 생성 알고리즘을 탑재하여 궤도 정보를 계산해야 한다. 2010년 6월 27일 발사된 최초의 국내 개발 정지궤도 위성인 통신해양기상위성(COMS)은 궤도 정밀도 요구사항이 약 18 km 수준으로 지상국에서 궤도 초기 값으로 오실레이터(Oscillator)라고 하는 춘분점으로부터의 위성각을 올려주고 이 값을 사용하여 계산을 통해 필요시 탑재 궤도를 생성하는 탑재 궤도 전파기(Orbit Propagator) 알고리즘을 사용하고 있다[1]. 정지궤도복합위성(GEO-GEOMPSAT-2)에서는 향상된 궤도 정밀도 요구 조건으로 인해 기존의 궤도 전파기 알고리즘을 사용할 수 없으므로 요구사항을 만족하는 새로운 궤도 전파기 알고리즘이 요구되었다.

이에, 본 논문은 기존의 2차 보간법을 이용한 실시간 궤도 생성 알고리즘 연구[2, 3] 결과를 토대로, 궤도 정밀도를 향상시키기 위한 새로운 알고리즘을 제시하고자 한다. 위성의 궤도 정밀도 요구사항, 탑재 궤도 전파기 설계에서 포함될 수 있는 시간동기 오차, 궤도 결정 오차, 업데이트 요소 오차 등에 대해 살펴보고 여기서 제시한 알고리즘 기반으로 오차 영향성 해석을 수행하고자 한다. 추가적으로, 궤도 생성 알고리즘의 탑재코드 개발과 관련한 검증절차에 대해서 다루고자

한다.

본 논문은 2장에서 탑재 궤도 생성을 위해 도입한 궤도 생성 알고리즘에 대해 기술하고 3장에서 궤도 생성 알고리즘 구현을 위해 고려해야 할 오차에 대한 분석 및 해석 결과를 다룬다. 4장에서 탑재 코드 개발 절차와 검증 절차를 다루며 5장에서 결론을 맺도록 한다.

2. 탑재 궤도 생성 알고리즘

이 장에서는 정지궤도복합위성에서 사용한 탑재 궤도 생성 알고리즘을 소개하기 위해 먼저 2.1절에서 통신해양기상위성의 탑재 궤도 전파기 알고리즘[1]을 간단히 설명하고, 참고문헌 [2, 3]에서 제시한 정지궤도복합위성용 탑재 궤도 생성기의 동작 흐름을 소개하고, 2.2절에서 참고문헌 [2, 3]의 탑재 궤도 생성 알고리즘과 새로운 알고리즘을 자세히 다루도록 한다.

2.1 기존 궤도 전파기 알고리즘

앞서 설명했듯이 통신해양기상위성은 탑재 궤도 생성을 위해 오실레이터를 사용한 탑재 궤도 전파기를 사용하고 있다. 이때 시간이 지남에 따라 위성의 위치가 변하면 춘분점으로부터의 위성의 각이 변하게 되며 이러한 위성에 대한 오실레이터는 Sidereal Oscillator (SO)라고 칭하고 있다. 또 다른 오실레이터로 춘분점에 대한 태양의 위치를 나타내는 Tropical Year Oscillator (TYO)가 있다. 정확도 향상과 적분오차를 피하고 계산 용량이 부족했던 과거 개발 상황을 고려하여 알고리즘은 사인과 코사인 반각 법칙을 사용하고 있다. 먼저 식 (1)에서 α_{si} 는 SO로 춘분점 방향인 X_0 와 지구-위성 간 벡터 사이의 각이고 $+Z_0$ 는 북극을 향하는 방향으로 정의한다. TYO인 λ 는 춘분점에 대한 태양의 위치이다. 궤도 오실레이터 업데이트가 수행되면 식 (1)의 SO의 반각의 사인, 코사인 값, 증분 값, TYO의 반각의 사인, 코사인 값, 증분 값이 갱신된다. 그러면 갱신된 값을 사용하여 필요 시각에서의 SO값 α_{si} 와

TYO 값 λ 가 전파 알고리즘으로 계산된다.

$$\left\{ \cos \frac{\alpha_{si}}{2}, \sin \frac{\alpha_{si}}{2} \right\}, \tan \left(\frac{\Delta \alpha_{si}}{2} \right) \quad 1\text{-}(a)$$

$$\left\{ \cos \frac{\lambda}{2}, \sin \frac{\lambda}{2} \right\}, \tan \left(\frac{\Delta \lambda}{2} \right) \quad 1\text{-}(b)$$

이러한 궤도 전파기는 정지궤도위성의 기준 원궤도를 생성하고 사용하는 방법으로 궤도 정밀도 요구사항이 낮은 COMS 위성의 경우에는 문제가 없었다. COMS의 탑재체인 ABI(Advanced Baseline Imager) 보다 더 진보된 탑재체인 AMI(Advanced Meteorological Imager)를 사용하는 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT-2)은 1 Hz의 실시간 궤도 데이터를 필요로 하며 탑재 궤도 정밀도 요구사항도 15분 동안 위성 궤도면에서 진행방향과 진행방향의 수직방향에서 35m 이내, 원주 방향에서 70m 이내를 요구하고 있다. 이 오차는 정지궤도복합위성의 시스템 궤도오차 할당값을 분류한 표 1에서 실시간 탑재 궤도 생성 오차에 해당한다. 초기 궤도 결정과 예측오차는 지상국에 할당된 시스템 오차로 초기 궤도 결정을 이용하여 48 시간 동안 궤도를 예측한 결과 오차가 항상 3 km이내 여야 한다. 48시간에 대한 제한 조건은 지상국 운영 문제 발생시 위성이 48시간 동안 자율 작동해야 한다는 제한조건 때문이다. 1초 내 OBT (Onboard Time) 동기 오차도 시스템 오차이다.

표 1. 궤도 오차 할당 값

오차항목	할당 값
초기 궤도 결정+예측	3 km
1초 내 OBT 동기	3.06 km
탑재 궤도 생성 오차	0.1 km
총 오차	6.16 km

이러한 이유로 실시간으로 정밀 궤도 정보를 제공해 줄 수 있는 탑재 궤도 생성기가 필수적으로 요구되었으며 이에 대한 궤도 생성 알고리즘

이 연구되었다[2-6]. 기존 연구 [2]에서는 실시간 궤도 정보 생성기의 기본 알고리즘과 지상과 탑재 컴퓨터에서의 데이터 처리 방안 등을 소개하고 있다. 궤도 정보 생성기의 기본 개념은 그림 1과 같다. 지상에서 정밀 궤도 결정을 수행하고 2일 (48시간)까지의 궤도를 예측한 후 이 궤도로부터 기준 원궤도까지의 차이를 매 30분마다 계산하여 그 값을 탑재 컴퓨터에 올려준다. 그리고 탑재 컴퓨터에서는 다시 기준 원궤도를 생성하고 업로드 된 궤도 차이 데이터를 사용하여 매 1초마다 보간 하여 실시간 데이터를 생성하고 이를 기준 원궤도에 더해주면 실시간 정지궤도위성의 궤도가 생성된다.

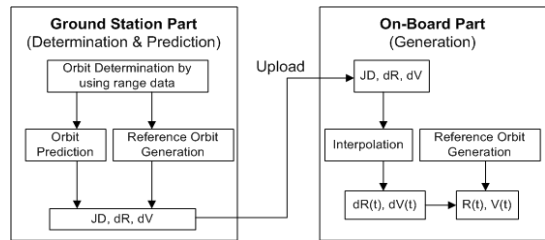


그림 1. 궤도 생성기 동작 흐름도

2.2 새로운 궤도 전파기 알고리즘

본 연구는 실시간 궤도 생성을 위해 기존에 소개된 2차 함수 보간 알고리즘[2, 3]을 사용하는 데, 위성의 기준 원궤도 계산에 사용되는 위치각인 SO에서 약간의 변화가 있다. 기존 연구[2, 3]에서는 그림 2와 같이 관성기준계인 X-Y-Z 좌표계를 정의하고 X-축 방향인 춘분점 방향으로부터 위성의 위치 벡터 \mathbf{R} 을 식 (2)와 같이 표현하였다.

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_r + \delta \mathbf{R} \quad (2)$$

$$\mathbf{R} = [x \quad y \quad z]^T \quad (3)$$

$$\mathbf{R}_r = \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} = R_s \begin{bmatrix} \cos[\theta_0 + \omega_e(t-t_0)] \\ \sin[\theta_0 + \omega_e(t-t_0)] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

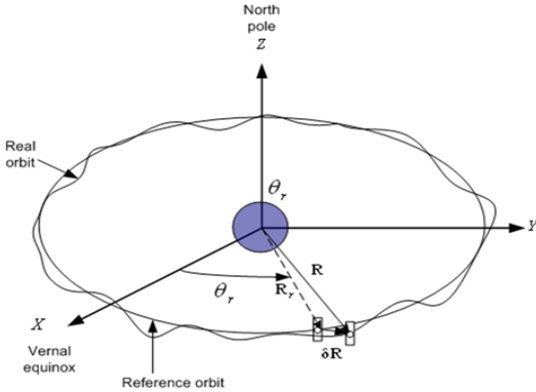


그림 2. 기준 궤도와 실제 궤도의 차이

식 (4)에서 R_r 은 기준 원궤도 위치 벡터이고, R_s 는 정지궤도위성의 지구 중심으로부터의 평균 고도로서 보통 42,164 km의 값을 사용한다. ω_e 는 지구 자전 속도, θ_0 는 초기 위성각 (Sidereal Oscillator), $\theta_r = \theta_0 + \omega_e (t - t_0)$ 이다. 같은 방법으로 위성의 속도 벡터에 대한 항은 다음과 같이 계산된다.

$$V = V_r + \delta V \quad (5)$$

$$V = [\dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]^T \quad (6)$$

$$V_r = \begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{y}_r \\ \dot{z}_r \end{bmatrix} = V_s \begin{bmatrix} -\sin \theta_r \\ \cos \theta_r \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기에서 V_s 는 $R_s \omega_e$ 로 계산된다. 연구 [2, 3]은 온보드에서 기준 원궤도 생성 시 2.1 절에서 설명한 COMS의 탑재 궤도 전파기 알고리즘을 사용하고 있다.

본 연구에서는 식 (4)와 (7)의 임의의 시각 t 에서의 기준 원궤도 위치와 속도 벡터를 식 (8)과 (9)로 변형하여 사용하고 있다.

$$R_{r,t} = \begin{bmatrix} x_{r,t} \\ y_{r,t} \\ z_{r,t} \end{bmatrix} = R_s \begin{bmatrix} \cos \theta_{r,t} \\ \sin \theta_{r,t} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$V_{r,t} = \begin{bmatrix} \dot{x}_{r,t} \\ \dot{y}_{r,t} \\ \dot{z}_{r,t} \end{bmatrix} = V_s \begin{bmatrix} -\sin \theta_{r,t} \\ \cos \theta_{r,t} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

여기에서 $\theta_{r,t}$ 는 관성기준계의 X-축 기준인 춘분점으로부터의 위성각 파라미터이고, 통신해양기상위성에서 사용한 SO와 동일한 개념이다. 다음 시각에서의 위성의 위치와 속도벡터는 식 (10)과 같이 위성의 평균운동 (mean motion) $n = 2\pi / P$ 를 사용하여 계산한다. 여기에서 P 는 위성의 주기이다.

$$\theta_{r,t+1} = \theta_{r,t} + n \quad (10)$$

이 논문에서 R_s 는 42166.258681 km, V_s 는 3.074648 km/sec를 사용하였다.

본 연구의 적용 과정을 그림 1의 궤도 생성기 동작 흐름과 관련하여 설명하면 다음과 같다. 지상시스템에서는 적어도 2일에 한번 정밀 궤도 결정을 수행하고 초기 $\theta_{r,t}$ (위성 위치각, Sidereal Oscillator: SO)를 결정한다. $\theta_{r,t}$ 를 초기 값으로 정밀 궤도 전파기를 사용하여 필요한 시간 동안 (보통 48시간) 궤도를 예측하고(\hat{R} 과 \hat{V}), 초기 위성각 SO를 사용하여 기준 원궤도의 궤도 R_r 과 V_r 을 생성하고 식 (11)과 (12)로 차이를 계산하여 식 (13)의 형태로 온보드에 업로드 한다.

$$\delta R = \hat{R} - R_r \quad (11)$$

$$\delta V = \hat{V} - V_r \quad (12)$$

$$X_k = [t \quad \delta x \quad \delta y \quad \delta z \quad \delta \dot{x} \quad \delta \dot{y} \quad \delta \dot{z}] \quad (13)$$

식 (13)에서 t 는 차이를 구한 시각으로 줄리안일 (Julian Day, JD) 이다. 적어도 한 달에 한 번 궤도 파라미터 $\theta_{r,t}$ 를 업데이트 하는데, 지상시스템의 값과 온보드 값을 동시에 업데이트 한다. 그림 1의 온보드 탑재 궤도 생성기 부분에서는 업데이트된 $\theta_{r,t}$ 를 사용하여 1초마다 기준 원궤도를 생성하고, 업로드 된 (13)의 값에 보간법을 사

용하여 매 1초마다 궤도 차이 값을 계산한다. 그리고 두 결과를 더하면 실시간 탑재 궤도가 생성된다. 여기에서 주의할 점은 지상시스템 부분과 온보드 부분에서 궤도의 초기값인 $\theta_{r,i}$ 를 동일하게 유지해야 한다는 것이다. 이 값이 실제 초기 궤도 결정 값과 달라져도 궤도 오차가 식 (11)과 (12)에서 계산되는 위치와 속도 차이에 포함되어 업로드 되므로 궤도 생성 오차에 미치는 영향은 상당히 감소한다. 이 내용은 다음 장 오차 해석에서 더 자세히 다루도록 한다.

2.3 2차 보간 궤도 생성 알고리즘

참고문헌 [2, 3]에서 1차 선형 보간법과 2차 함수 보간법의 궤도 정밀도 만족 여부를 확인한 결과 1차 선형 보간법은 Z-축의 오차가 80 m 가까이 나타나 요구조건을 만족하지 못하므로 2차 함수 보간법을 사용해야 한다고 제안하고 있다.

본 연구에서 제안한 식 (10)의 기준 원궤도 생성 알고리즘을 검증하기 위해 모사 시험을 수행하였다. 궤도 정보 생성은 AGI사의 STK® (Satellite Tool Kit) 툴의 HPOP (High Precision Orbit Propagator)을 사용하였다. 먼저 정지궤도 위성의 실제 참값의 궤도 요소를 표 2와 같이 선택하고 이심율과 궤도경사각이 0.0 deg인 궤도를 기준 원궤도 요소로 선택하였다. 춘분점으로 부터 초기 위성각인 SO가 약 9.57 deg이므로 궤도는 X-축 성분이 약 41,500 km, Y-축 성분이 약 7000 km에서 시작하는 궤도가 된다. 그림 3은 식 (11)로 30분마다 계산한 실제 참 궤도와 기준 원궤도 간의 위치 벡터 차이 값이다.

표 2. STK 사용 실제 궤도 요소

궤도요소	사용값
장반경	42166.3 km
이심율	0.0
궤도경사각	0.0726446 deg
근점이각	0.0 deg
승교점경도	128.208 deg
진근점이각	101.231 deg
초기 위성각(SO)	9.568711 deg

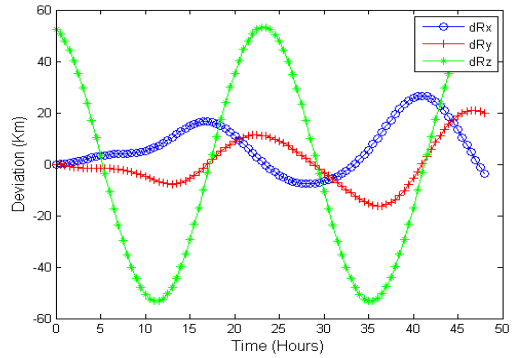


그림 3. 실제 궤도와 기준 궤도의 위치 벡터 차이

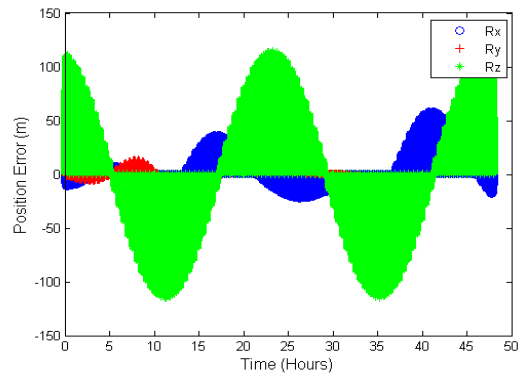


그림 4. 선형 보간법 위치 벡터 오차

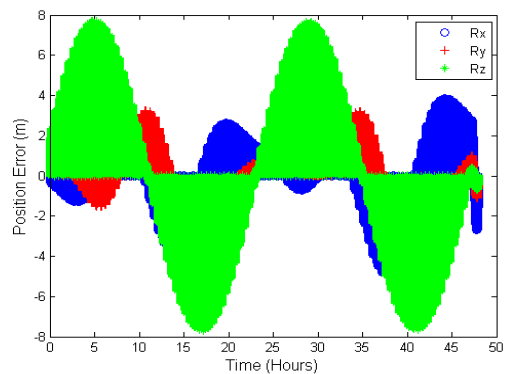


그림 5. 2차 함수 보간법 위치 벡터 오차

이 값을 가지고 선형보간법과 2차 함수 보간법을 사용하여 얻은 결과는 그림 4와 5에 나타나

었다. 그림 4를 보면 Z-축의 오차가 100 m를 넘기도 하므로 궤도 생성기의 X-Y-Z축의 오차가 100 m이내를 만족해야 한다는 요구조건을 벗어난다. 그림 5는 2차 함수 보간법을 사용한 경우로 Z-축의 오차는 48시간동안 8 m를 벗어나지 않는다. 따라서 탑재 궤도 생성기는 적어도 2차 함수 보간법을 사용해야 48시간 동안 100 m 정확도 요구조건이 만족됨을 확인할 수 있다. 여기에 초기 궤도 결정 오차는 포함하지 않았으며 순수하게 보간법 오차만 고려한 결과이다.

식 (13)의 형태로 매 30분마다 계산된 총 48시간의 데이터가 한꺼번에 온보드에 업로드 된다. 2차 함수 보간법을 사용하기 위해서는 계산 기준 시각 근처에 있는 세 개 시각의 궤도 데이터가 필요한데 어떻게 궤도 데이터를 선택해야 할지 결정하기 위해 해석을 수행하였다.

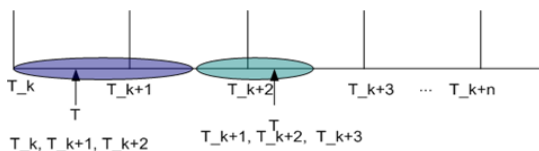


그림 6. 근접한 3개의 궤도 정보 사용 (Case 1)

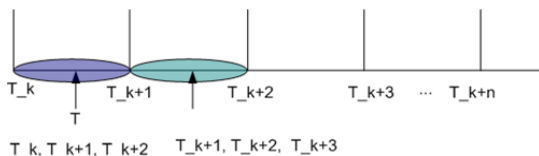


그림 7. 기준시각 T가 1구간에 존재 (Case 2)

먼저 가장 근접한 3개의 궤도 정보를 사용한 경우 (그림 6, Case 1), 즉 사용 궤도 정보의 변경 기준시각 T가 T_{k+1} 과 T_{k+2} 의 중간에 위치하는 경우와 기준시각 T가 3개의 궤도 정보 중 첫 번째 구간에 항상 존재하도록 하는 경우(그림 7, Case 2)로 사용 궤도 정보의 변경이 기준시각 T가 두 번째 궤도 정보인 T_{k+1} 과 같아질 때 변경된다. 그림 8의 Case 1 결과를 보면, 궤도 정보의 변경이 일어날 때 궤도 생성 오차가 불연속적으로 변한다. Case 2의 결과인 그림 9에서는 궤도 생성 오차가 연속적으로 나타난다. 생성한

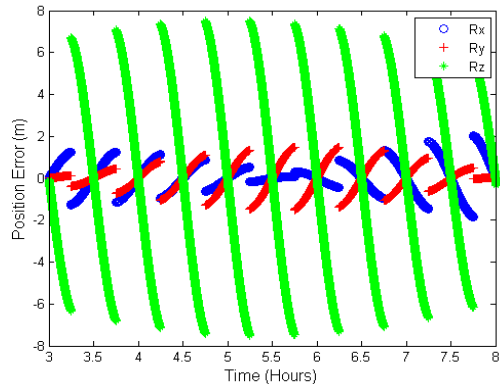


그림 8. 궤도 생성 오차 : Case 1

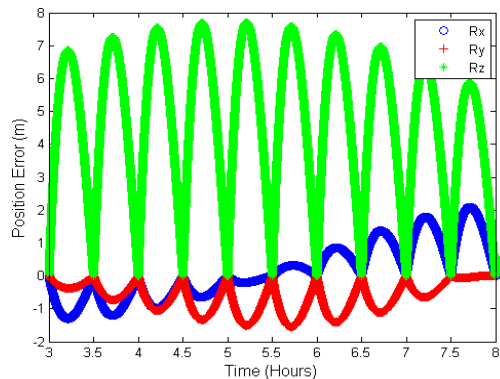


그림 9. 궤도 생성 오차: Case 2

궤도 정보는 자세 지향을 위한 명령생성에 사용되는데 불연속한 궤도 명령을 사용하면 명령생성도 불연속하게 되므로 Case 2처럼 부드럽게 연속적으로 궤도 정보가 생성되는 것이 좋다. 따라서 궤도 생성 알고리즘 Case 2를 기준으로 탑재 코드를 개발하는 것이 바람직함을 알 수 있다.

3. 오차 영향성 해석

탑재 궤도 생성기에 영향을 주는 오차 요인은 표 1에서 나타냈듯이, 지상시스템에서의 궤도 결정 및 예측 오차, OBT(Onboard Time) 시각 불일치 오차, 탑재 궤도 생성기의 보간 오차, 지상시스템과 온보드에서 사용하는 기준 궤도 위성 위치각 $\theta_{r,i}$ (Sidereal Oscillator)의 오차 등이 있

다. 이 장에서는 각 오차의 영향이 궤도 생성기 정확도에 미치는 영향을 알아보았다.

표 1의 요구조건 할당에서 1초 내의 OBT 동기 오차는 시스템 오차이므로 영향성 해석에 포함하지 않았다. 궤도 생성기의 2차 보간 오차는 앞의 결과 그림 5, 8과 9에서처럼 일반적으로 각 축 당 적어도 10 m 이내를 만족함을 확인하였다. 단 보간 오차는 업로드 되는 식 (13)의 데이터에 사용되는 변수형에 따라 영향을 받고 계산 중 발생하는 절삭오차 등이 포함되므로 탑재 궤도 생성기와 지상시스템에서는 항상 Double Type 변수 사용을 권장한다.

이 논문의 주요 오차 분석 대상은 궤도 결정 및 예측 오차와 위성 위치각 오차(SO 오차)이다. 위성 위치각 오차는 표 1의 궤도 결정 및 예측오차에 포함되므로 3 km 오차에 제곱합근법(Root Sum Square, RSS)을 적용하여 궤도 결정 및 예측 오차에 2 km, 위성 위치각으로 인한 궤도 오차에 2 km를 할당하고서 다음의 해석을 수행하였다.

3.1 초기 궤도 결정 오차 영향

궤도 결정 오차 및 예측 오차에 대한 해석을 위해 표 2의 실제 궤도 요소로부터 위성의 위치 벡터를 구한 후 각 축에 10 m, 30 m, 50 m, 100 m, 300 m의 초기 오차를 가정한 후 48시간 동안 궤도를 전파하여 궤도 정보를 얻고, 기준 원궤도로부터 차이를 구한 후 보간법을 수행하여 궤도를 재생하였다[7, 8]. 결과적으로 초기 궤도 오차는 궤도 전파에 그대로 반영되어 궤도 생성에 영향을 미치는 것으로 나타났다. 그림 10의 가로축은 미터로 표현된 각 축의 초기 궤도 결정 오차이며, 세로축은 이로 인해 발생한 탑재 궤도 생성기의 오차다. 예를 들어, 30 m의 X-축 초기 오차는 48시간 전파되었을 때 약 1.8 km의 위치 오차를 만들고 Y-축의 30 m 초기 오차는 약 240 m 정도의 오차를 만든다. Z-축은 궤도가 거의 적도면에 있으므로 초기 궤도 오차에 민감하지 않다는 것을 알 수 있다. 사용한 궤도 초기값의 Y-축 성분이 더 클 경우에는 Y-축의 오차가 더 크게 나타나지만 오차의 총 크기는 비슷한 수준

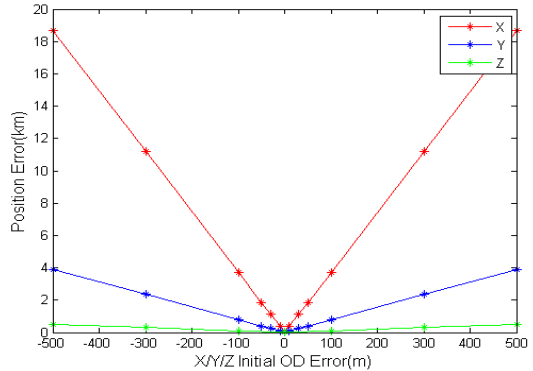


그림 10. 초기 궤도 결정 오차 영향

으로 유지된다.

기존 연구 [6]에서 지상 궤도 결정 정밀도를 분석하였는데 대전 추적소만을 사용하고 방위각과 양각을 보정하면 약 2.5 km의 오차로 궤도 결정이 가능하며, 대전과 축섬의 추적소를 모두 사용하면 약 0.5 km 이내로 궤도 결정이 가능함을 보였다. 정지궤도복합위성의 궤도 정밀도 요구조건은 궤도 결정과 48 시간 동안 예측 후 3 km를 만족해야 한다. 3장의 도입부에 설명했듯이, 이 오차에는 SO로 인해 발생하는 오차 부분도 포함되어야 한다. 따라서 마진을 고려하여 48 시간 동안 2 km 이내 궤도 오차를 유지해야 한다고 가정하면, 초기 궤도 결정 정밀도는 약 50 m 이내로 결정되어야 함을 알 수 있다. 그런데 참고문헌 [6]은 500 m의 궤도 결정 가능성을 논하고 있으므로 정지궤도복합위성의 궤도 결정 정밀도를 향상시킬 수 있는 방안을 마련하거나, 혹은 궤도 생성기 적용 과정에서 궤도 오차를 줄일 수 있는 방안을 마련해야 할 것으로 보인다.

3.2 기준 원궤도 위성 위치각 오차 영향

다음은 기준 원궤도 위성 위치각인 $\theta_{r,t}$ 오차 (Sidereal Oscillator Error)의 영향을 알아보았다. 위성 위치각에 오차가 발생할 수 있는 몇 가지 상황을 가정하여 해석을 수행하였다.

먼저 참 값의 SO 값과 지상시스템에서 기준 원궤도를 계산 할 때 사용하는 SO 값의 오차 영향성을 알아보았다. SO 값은 초기 궤도 결정시

계산에 의해 정확히 결정할 수 있으나 SO를 정확히 계산하지 못하고 오차가 발생하는 경우를 가정한 것으로 표 3에 결과를 나타내었다.

표 3. SO 초기 오차에 의한 위치 오차 결과

SO 오차 [deg]	최대 위치 오차 [m]
0.0	9.16
0.01	9.79
0.05	12.9
0.1	17.5
0.2	27.5
0.3	37.8
0.5	58.9

해석 결과 지상시스템의 기준 원궤도 계산 시 오차가 있는 SO 값을 사용한다 해도 실제 궤도 생성기에 미치는 영향은 크게 나타나지 않았다. 초기 궤도 결정만 정확히 수행하면 오차가 있는 SO 값으로 기준 원궤도를 생성하고 계산된 위치 벡터 차이가 온보드로 업로드된다. 지상시스템과 동일한 값을 온보드에서도 사용한다면 SO 오차에 의한 영향은 거의 없어지고 2차 보간에 의한 오차만 남게 된다.

업로드 되는 위치 벡터 차이 값을 알아 본 결과 SO 오차가 없는 경우는 그림 3에서처럼 Z-축에서 약 60 km의 최대 차이를 보이고, 0.05 deg 일 때는 X-Y-Z 3축 모두에서 60 km 까지 최대 차이를 보이며, 0.3 deg의 SO 오차는 X-Y축에서

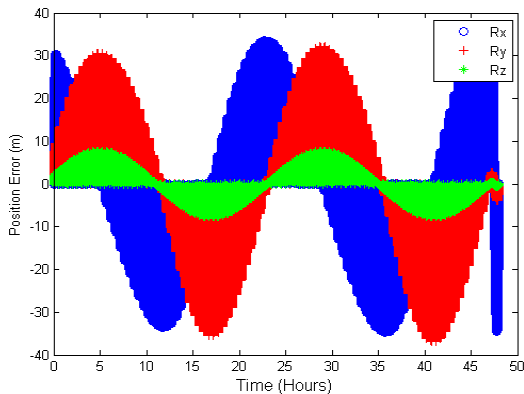


그림 11. SO 오차에 의한 궤도 생성기 오차 영향

약 250 km의 차이가 발생함을 확인하였다. 2차 보간법은 사용하는 값의 크기에 따라 선형적으로 오차가 증가하므로 업로드 되는 위치 벡터 차이 값이 증가할수록 오차도 커진다. 그림 11은 표 3에서 0.3 deg 초기 SO 오차를 가정한 경우 얻은 궤도 생성기 오차 결과로 총 오차는 37.8 m로 나타났고, 그림 11에서 X-축과 Y-축 오차가 35 m에 근접한 것을 볼 수 있다. 즉 위성 운영 중 주의사항으로 탑재 궤도 생성기의 보간 오차 요구조건인 48시간 동안 35 m 이내 조건을 만족하려면 한 달에 한 번 업데이트 하도록 한 SO 값은 실제 참 값과 0.3 deg 이내에 있을 때 수행하도록 해야 한다는 것이다.

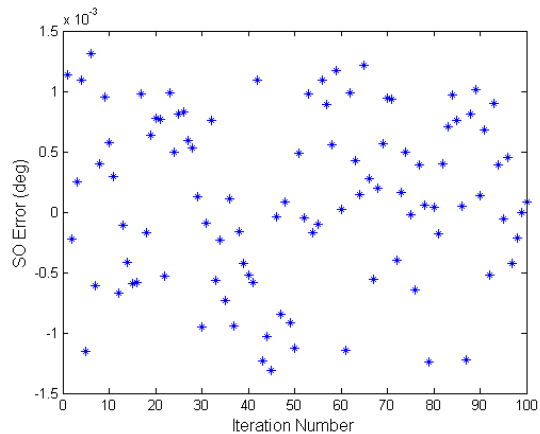


그림 12. 초기각 SO 임의 오차

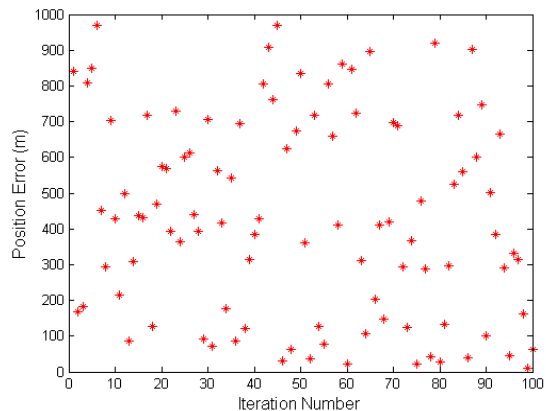


그림 13. 초기각 SO 오차에 의한 위치 오차

다음 분석은 궤도 결정 시 SO를 결정하였으나, 온보드 업데이트는 한 달에 한번 수행하므로 온보드는 변경되지 않은 과거 값을 사용하고, 지상에서는 기준 원궤도를 만들 때 업데이트된 값을 사용하는 경우를 가정한 것으로 몬테카를로 모사를 수행하였다. 즉, 초기 궤도 요소를 구할 때 참 값의 위성 위치각과 온보드에서 사용하는 기준 원궤도 위치각에 오차가 있다고 가정한 경우이다. 해석을 위한 모사 시험절차는 다음과 같다. 실제 참 값의 궤도를 생성하고 기준 원궤도를 생성한 후 업로드 되는 위치 벡터 차이를 계산하였다. 그리고 온보드 상황을 위해 임의의 SO 오차를 생성하고 이 초기 값으로부터 48시간의 기준 원궤도를 계산한 후 업로드 된 위치벡터 차이에 2차 보간법을 적용하고 그 결과를 더하였다. 초기 오차 범위는 실제 초기 궤도 값에서 X-Y축으로 1 km 이내의 임의의 오차를 준 후 SO 오차각 (~ 0.0015 deg)으로 변환하였고 (그림 12), 탑재 궤도 생성기에서 구한 최종 위치 오차는 그림 13에서처럼 1 km 이내로 나타났다. 즉, 초기 궤도 SO 오차가 그대로 궤도 생성기의 오차로 나타났고 궤도 생성기의 보간 오차는 상대적으로 그 영향이 적음을 알 수 있다.

3.3 위성 위치각 업데이트 영향

다음은 SO 업데이트 시 오차의 영향을 알아보았다. 먼저 지상시스템은 참 값의 SO를 사용한다고 가정하고 온보드의 기준 원궤도 각오차를 -0.005 deg부터 $+0.005$ deg까지 변화를 주면서 최종 위치 오차를 계산한 결과는 그림 14와 같다. 2 km 이내 오차 요구조건을 만족하기 위해 SO 값은 적어도 참값으로부터 ± 0.0025 deg 이내에 있는 값을 사용해야 한다. 그런데 앞서 설명했듯이 SO 오차는 지상시스템과 탑재 컴퓨터에서 동일한 값을 사용한다면 그 영향은 미미한 것으로 나타났다. 이러한 결과는 모사시험 시 48시간 동안 계속 동일한 SO 값을 사용하여 얻은 결과다. 따라서 업데이트 수행 시 오차 영향을 알아보기 위해 지상시스템과 탑재 컴퓨터에서 사용하는 SO 값을 계산할 때 100,000초 이전에는 0.0025 deg만큼 오차를 포함하고 100,000초부터

참 값을 사용한다고 가정하였다. 결과 그림 15를 보면 X-축 위치 오차는 약 1200 m, Y-축 오차는 500 m 정도 발생하고 있다. SO 값의 업데이트가 수행되기 전과 후 한 시간씩 약 2시간 동안 궤도 생성기의 오차가 증가할 수 있으므로 이전 사용 값과 오차가 ± 0.0025 deg 이내에 있는 동안 업데이트를 수행하도록 해야 한다.

이 연구 결과로부터 위성 운영시 주의 사항을 다시 정리하면 다음과 같다. SO 오차는 지상시스템과 탑재 컴퓨터에서 동일한 값을 사용한다면 그 영향은 미미하다. 따라서 위성 운영 시 초기 궤도 결정은 가능한 정확하게 수행하고, 초기 궤도 각 SO는 탑재 컴퓨터와 지상시스템에서 항상

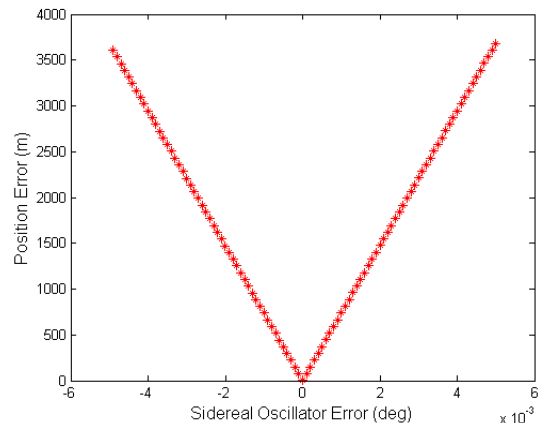


그림 14. SO 오차량에 따른 위치 오차 결과

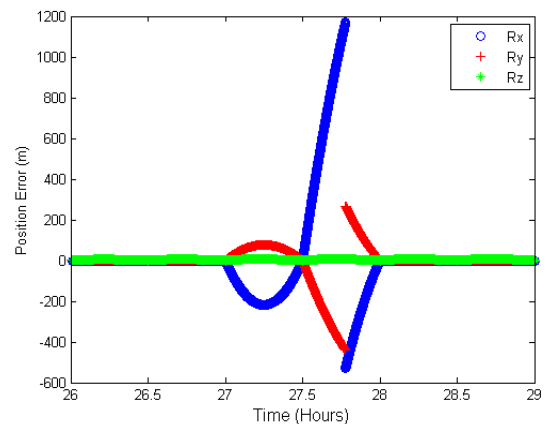


그림 15. SO 업데이트 전/후 오차 영향

동일한 값을 사용하도록 주의한다. 또한 업데이트 수행시 2차 함수 보간 궤도 생성기에서 궤도 오차가 발생하므로 SO 업데이트는 한 달에 한번 수행하도록 되어 있으나, 2 km 궤도 요구조건 만족을 위해 SO 값은 이전 사용 값과 ± 0.0025 deg 오차 범위 내에 있도록 업데이트를 수행해야 한다.

4. 탑재 코드 개발 및 검증

인공위성에 탑재되는 자세제어계 탑재 코드의 일반적인 개발 및 성능 검증 절차는 다음 그림 16과 같다. 왼쪽 부분은 설계 단계, 오른쪽 부분은 검증 단계이다. 탑재 코드 개발을 위한 첫 단계는 개념 설계이다. 이 단계에서는 요구조건을 분석하고 알고리즘을 설계한다. 다음 단계는 익숙한 설계 툴을 사용하여 코드를 작성한다. 이 연구에서는 Mathworks사의 MATLAB®을 사용하여 기본 알고리즘을 구현하고 결과 값의 요구조건 만족여부를 확인하였다. 다음 단계는 탑재 코드 작성을 위한 Pseudo Code를 설계하고 그 흐름에 따라 C-code를 작성하는 것이다. C-code 작성이 끝나면 일단 설계 단계는 완료된다.

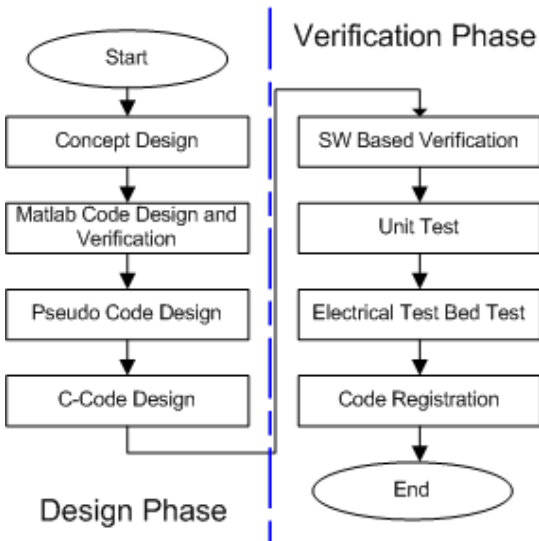


그림 16. 탑재코드 개발 및 성능 검증 절차

현재 탑재 궤도 생성기는 소프트웨어 툴을 이용한 성능 검증 단계에 있는데, 그림 17의 구조를 갖는 검증 툴을 설계하고 C 언어를 사용하여 구성을 완료하였다. 계산 모듈은 크게 세 부분으로 나뉘는데 궤도 모델부분 (Orbit Model), 지상 시스템을 모사하는 입출력 부분 (IO Orbit), 탑재 궤도 생성기 부분 (On-Board Orbit Generator) 이다. 궤도 모델부분에서는 Cowell의 방법[9]을 사용하여 0.1초마다 이상적인 참 값의 궤도 정보와 줄리안 일을 생성한다. 지상시스템 역할을 하는 IO 궤도 부분에서는 위성 위치각을 이용하여 기준 원궤도를 생성하고 궤도 정보 차이를 매 30분마다 계산하여 2일치 정보를 누적하여 업로드를 모사한다. 마지막으로 탑재 궤도 생성기 부분에서는 다른 탑재 소프트웨어와 함께 페루프로 2차 보간법을 사용하여 1초마다 궤도 정보를 생성한다. 개발 검증 단계에 따라 자세제어계 성능해석 시뮬레이터를 개발하는 것이 목적이므로 시스템 오차인 초기 궤도 결정 오차와 OBT 동기 오차는 포함하지 않았다.

페루프로 소프트웨어 기반 성능 검증이 완료되면 다음 단계는 코드별 시험으로 탑재 코드의 가능한 모든 계산 과정에 대한 입력/출력 검증을 수행한다. 그 후 하드웨어를 포함하여 지상 검증시험 장비를 사용한 로직 검증 시험을 수행하고 마지막으로 코드를 등록한다.

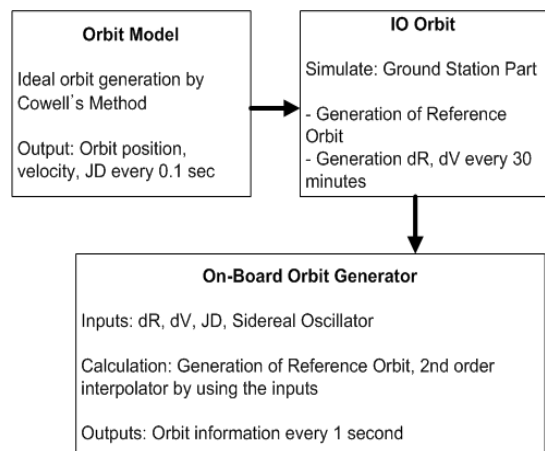


그림 17. 소프트웨어 검증 툴 설계 개념

5. 결 론

이 논문은 현재 개발 중인 정지궤도복합위성에 적용하기 위한 탑재 소프트웨어 중 하나인 탑재 궤도 생성기의 개발과 검증에 대한 결과를 다루고 있다. 지상시스템의 궤도 결정과 기준 원궤도를 사용하여 위치 벡터 차이를 구하고 그 차이 값에 보간법을 적용하여 탑재 컴퓨터에서 실시간으로 궤도 정보 생성이 가능하도록 구현하였다. 탑재 궤도 생성기는 2차 함수 보간법을 사용할 경우 약 10 m 이내로 정밀 궤도 정보 제공이 가능하다. 48시간 동안 2 km 이내의 궤도 정확도 요구 사항을 만족하기 위해 지상시스템에서의 초기 궤도 결정이 X-Y-Z 축으로 약 50 m 오차 이내이어야 함을 확인하였다. 위성 운영시 지상시스템과 탑재 컴퓨터의 위성 위치각 오차가 참값 기준 ± 0.0025 deg 이내로 정밀하게 유지되어야 하며, 업데이트는 동시에 수행해야 함을 확인하였다. 탑재 소프트웨어 개발 언어인 C언어를 사용하여 탑재 코드를 개발하고, 검증을 위해 소프트웨어 기반 모델을 설계하고 구성하여 검증을 완료하였다. 다음 단계는 코드별 시험과 하드웨어를 이용한 지상검증시험을 앞두고 있다.

본 논문에서 제시한 정지궤도복합위성의 탑재 궤도 생성기는 탑재 궤도 요구조건을 만족하며 이미 검증된 설계 및 검증 절차에 따라 개발되고 있다.

참 고 문 헌

1. Astrium, 9.8 Orbit Propagator, in BUS-27 COMS Central Software Requirement Document, COMS.SPC.00078. DP.T.ASTR, 2007
2. 박봉규, 양근호, 정지궤도위성 탑재용 실시간 궤도요소 생성기, 항공우주기술, 제 8권 제 2호, 2008, pp.61-67.
3. Bong-Kyu Park, Koon-Ho Yang, On-Board Realtime Orbit Parameter Generator for Geostationary Satellite, International

- Symposium on Remote Sensing, 2009, KARI-CST-RP-2009-19.
4. Bong-Kyu Park, Sang Il Ahn, Bang Yeop Kim, Analysis of GEO-KOMPSAT-2 Orbit Determination Accuracy, International Symposium on Remote Sensing, 2012, KARI-GST-RP-2012-34.
5. 박봉규, 최재동, 안상일, 김방엽, 정지궤도 복합위성 탑재용 궤도정보 생성기 정밀도 해석, 항공우주기술, 제 11권 제 2호, 2012, pp. 19-25.
6. 박봉규, 안상일, 김방엽, Monte-Carlo 시뮬레이션을 통한 정지궤도복합위성 궤도결정 정밀도 해석, 항공우주기술, 제 12권 제2호, 2013, pp. 40-47.
7. Jo Ryeong Yim, Bong-Kyu Park, Young-Woong Park, Hong-Taek Choi, Design and Implementation for a GEO Satellite On-Board Orbit Generator, 2014, 2014 APNN & MAPWiST Meeting.
8. 임조령, 박영웅, 최홍택, 정지궤도 위성 탑재 궤도 전파기 오차 영향성 해석, 한국우주과학회보, Vol. 22, No. 1, 2013, p. 40.
9. Schaub, H., Junkins, J. L., Analytical Mechanics of Space Systems, 2003, p. 490.