

정지궤도위성 탑재용 실시간 궤도요소 생성기

박봉규*, 양군호**

On-board Realtime Orbit Parameter Generator for Geostationary Satellite

Bong-Kyu Park*, Koon-Ho Yang**

Abstract

This paper proposes an on-board orbit data generation algorithm for geostationary satellites. The concept of the proposed algorithm is as follows. From the ground, the position and velocity deviations with respect to the assumed reference orbit are computed for 48 hours of time duration in 30 minutes interval, and the generated data are up-loaded to the satellite to be stored. From the table, three nearest data sets are selected to compute position and velocity deviation for asked epoch time by applying 2nd order polynomial interpolation. The computed position and velocity deviation data are added to reference orbit to recover absolute orbit information. Here, the reference orbit is selected to be ideal geostationary orbit with a zero inclination and zero eccentricity. Thanks to very low computational burden, this algorithm allows us to generate orbit data at 1Hz or even higher. In order to support 48 hours autonomy, maximum 3K byte memory is required as orbit data storage. It is estimated that this additional memory requirement is acceptable for geostationary satellite application.

초 록

본 논문은 정지궤도위성에 탑재 가능한 저 계산량의 궤도데이터 생성 알고리즘을 제안하고 있다. 제안하는 알고리즘의 기본적인 개념은 지상에서 생성된 기준궤도에 대한 변위 정보를 48시간에 대하여 30분 간격으로 생성한 다음, 위성에 업로드 한다. 위성에서는 업로드된 변위정보를 테이블 형태로 저장하고, 원하는 시간에 근접한 세 개의 데이터 셋을 취한 다음 이차함수 보간법 적용하여 원하는 시간에 대한 변위정보를 계산한다. 생성된 변위 정보는 다시 기준궤도에 더해져 최종적인 궤도성분을 복구하도록 한다. 여기서 기준궤도는 이심율과 궤도 경사각이 0인 이상적인 정지궤도를 의미한다. 본 알고리즘을 이용할 경우 1Hz이상의 속도로 궤도정보를 생성하여 요구하는 탑재체에 공급 할 수 있는 장점이 있다. 본 알고리즘은 48시간에 대한 궤도 변위 정보를 저장하기 위하여 3킬로바이트 이내의 추가적인 메모리를 요구한다. 이러한 수치는 정지궤도위성에서 충분히 지원 가능한 수치로 판단된다.

키워드 : 정지궤도위성(Geostationary Satellite), 관측위성(Observation Satellite), 탑재용궤도전파기(On-board Orbit Propagator)

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 9월 10일, 2차 : 2009년 10월 8일, 게재 확정일 : 2009년 11월 1일)

* 통신해양기상위성사업단/pbk@kari.re.kr

** 통신해양기상위성사업단/khyang@kari.re.kr

1. 서 론

통신해양기상위성(COMS)과 같은 관측위성은 정밀한 영상을 획득하기 위하여 많은 부분 지상장비를 이용한 후처리 방식에 의존한다. 이는 지상의 기준점을 획득된 이미지와 매칭시킴으로써 이루어진다.[1] 미국 ITT사에서 개발중인 차세대 정지궤도위성용 기상탐재체인 ABI의 경우는 이미지 획득 속도가 통신해양기상위성과 비교하여 매우 빠르다. 따라서 실시간으로 이미지 정보를 제공하기 위해서는 후처리 의존도를 줄이는 것이 필요하다. 이를 위해 정밀한 이미지 촬영을 요구하며 이는 1Hz 속도로 제공되는 정밀한 궤도 데이터에 바탕을 둔다. 요구되는 궤도데이터의 정밀도는 다음과 같다.[2]

- 위성 위치오차:
 - 35 m in-track
 - 35 m cross-track
 - 70 m radial/15 minutes
- 위성 속도오차:
 - less than 6 cm/sec uncertainty per axis

이러한 요구사항을 만족시키는 것은 쉽지 않다. 예를 들어 지상에서 실시간으로 궤도정보를 제공하는 방법은 위성과 지상의 링크에 문제가 발생할 경우 정밀한 이미지 획득이 불가능해진다. 따라서 언급된 정밀도 및 속도(Rate)로 궤도데이터를 공급하기 위해서는 탑재컴퓨터 내에 궤도적분기나 궤도결정 알고리즘을 구현하여야 한다.

먼저 궤도결정 알고리즘을 탑재 컴퓨터 내에 구현하는 방법은 위성의 위치 및 속도에 관한 정밀한 관측데이터를 위성체내에서 수집하는 것과 이를 실시간으로 처리하여 궤도 데이터를 공급하기 위한 기술이 요구된다. 저궤도 위성의 경우는 GPS 신호를 이용하여 위성체 내에서 궤도결정을 수행하는 기술이 적용되고 있다.[3] 하지만 정지궤도 위성의 경우는 GPS 위성보다 높은 고도에 위치해 있기 때문

에 GPS 신호를 수신하는데 많은 제약이 따른다. 그리고 이를 구현하기 위해서는 별도의 정지궤도용 GPS 수신기를 개발하여야 하는 부담이 존재한다. 정지궤도에서 GPS를 활용하는 방법은 연구단계에 있으며 아직 실용화 단계에 있지 않다.

정밀한 궤도데이터를 1Hz로 공급하기 위한 현실적인 방법은 지상장비를 통해서 수집한 위성의 레인징 데이터를 바탕으로 지상 소프트웨어를 이용해 궤도 결정을 수행하고, 생성된 궤도 데이터를 위성으로 업로드하여 위성에서 2차 처리하게 하는 방식이다. 하지만 이 경우에도 여전히 문제점이 존재한다. 복잡한 궤도 적분기를 위성체 내에 탑재하는 방법은 높은 사양의 탑재컴퓨터를 요구하므로 높은 비용 증가와 함께 Heritage 부재로 인한 신뢰성 측면의 문제가 있다. 또한 계산량을 고려하여 간략화된 궤도 모델을 사용할 경우에는 충분한 정밀도를 제공하지 못하는 문제가 있다.

참고문헌[3]에서는 저궤도 위성인 아리랑 위성을 대상으로 GPS 신호가 공급되지 않는 위급상황시 잔차재생합수를 이용하여 궤도전파기를 자동갱신하는 탑재용 궤도전파기에 대하여 제안하고 있다. 하지만 본 기법은 궤도정밀도 측면에서 정지궤도 광합탐재체인 ABI의 성능을 만족시키는 데는 어려움이 있다.

따라서 본 연구에서는 COMS 위성체에 ABI를 탑재하는 경우를 가정하여 정밀도와 계산량 문제를 동시에 만족하기 위한 간단하면서도 현실적인 기법을 제안하고자 한다. 본 연구에서 고려한 방법은 이상적인 기준궤도에 대하여 위성의 위치 및 속도오차를 생성한 다음 이를 업로드 하여 위성체 내에서 보간 함으로써 정밀한 궤도 데이터를 복원하는 방안이다. 본 연구에서는 선형 보간법과 2차 함수를 이용한 보간법을 고려하여 성능을 분석하였다. 또한 48시간 Autonomy를 고려한 시뮬레이션 작업을 통하여 제안된 알고리즘의 타당성을 검증하고 궤도 데이터의 저장을 위해 소요되는 탑재컴퓨터의 메모리양을 분석하였다.

2. 탑재용 궤도 생성용 알고리즘

본 논문에서 제안하는 정지궤도 탑재용 궤도요소 생성기의 개념을 간단히 설명하면 다음과 같다. 먼저 지상에서 궤도결정을 통해 얻어진 궤도 데이터를 바탕으로 해당 기간에 대한 궤도적분을 수행하여 일정간격으로 궤도요소를 생성하고 이를 바탕으로 이상적인 기준궤도에 대한 변위정보를 생성한다. 그리고 생성된 변위 데이터는 위성으로 업로드 되어 메모리에 저장된다. 위성에서는 임의 시점에서의 궤도요소를 생성하기 위해 저장된 변위 데이터를 보간하여 원하는 시점에 대한 변위 정보를 얻고 이를 다시 기준궤도에 적용하여 최종적인 궤도 요소를 생성한다. 이를 위해 사용되는 기준궤도는 간단한 수식으로 구성되어야 하며 지상과 위성의 기준궤도를 항상 일치시켜야 한다.

2.1 기본 수식

본 논문에서는 (그림 1)에서 보여주고 있는 ECI 좌표를 기준으로 알고리즘을 기술하였다. 지구를 기준으로 x-축은 춘분점을 향하며 z-축은 북극(North Pole)을 그리고 y-축은 오른손 좌표계를 구성하는 방향으로 정의 된다.[4]

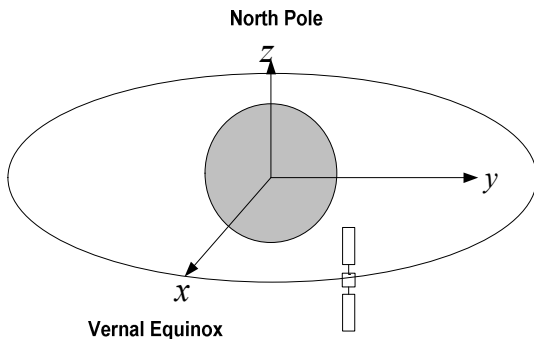


그림 1. ECI 좌표계

위성의 위치는 다음 (그림 2)와 같이 가상의 기준궤도성분과 기준궤도로부터 벗어난 변위

벡터로 나누어서 생각해 볼 수 있다. 여기서 기준궤도는 계산을 간단히 하기 위해서 이심률과 궤도경사각이 모두 0인 이상적인 정지궤도를 가정하였다. 이 경우 위성의 위치를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_r + \delta\mathbf{R} \quad (1)$$

$$\mathbf{R} = [x \ y \ z]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_r = \begin{bmatrix} x_r \\ y_r \\ z_r \end{bmatrix} = R_s \begin{bmatrix} \cos[\theta_s + \omega_e(t-t_s)] \\ \sin[\theta_s + \omega_e(t-t_s)] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

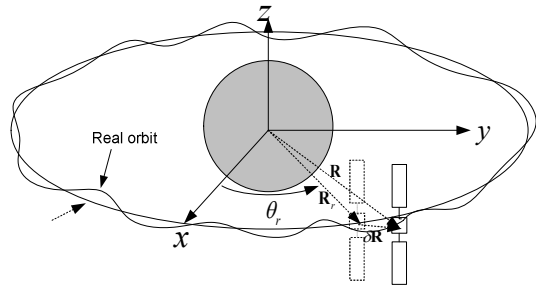


그림 2. 기준궤도 및 실제궤도의 변위

여기서 R_s 는 정지궤도위성의 지구중심으로부터의 평균 고도로서 위성의 경도에 따라 차이는 있으나 대략적으로 42,164km 내외의 값을 가진다. 기준궤도는 가상의 것이므로 42,164km로 R_s 값을 정해놓고 사용해도 문제가 없다. ω_e 는 지구의 자전 속도로서 대략적으로 7.29211574e-5 rad/sec 값을 가진다. COMS 위성의 경우 R_r 은 Sidereal Oscillator라는 이름으로 계산 기능이 제공이 되고 있고 한 달에 한 번씩 관련 파라미터를 갱신하도록 되어 있다. 따라서 COMS Heritage에 본 알고리즘을 적용하는 경우는 제공되는 Sidereal Oscillator 값을 그대로 사용 가능하다.

동일한 방식으로 위성의 속도는 다음과 같이 계산이 가능하다.

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}_r + \delta\mathbf{V} \quad (4)$$

$$\mathbf{V} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T \quad (5)$$

$$\mathbf{V}_r = \begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{y}_r \\ \dot{z}_r \end{bmatrix} = V_s \begin{bmatrix} -\sin[\theta_e + \omega_e(t-t_e)] \\ \cos[\theta_e + \omega_e(t-t_e)] \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서 V_s 는 정지궤도위성의 평균속도로서 간단하게 다음과 같이 계산 가능하다.

$$V_s = R_s \omega_e = 3.074648 \text{ km/sec} \quad (7)$$

수식 (1)에서 (7)을 통하여 궤도 성분을 간단한 기준궤도와 변위 값으로 표현할 수 있음을 알 수 있다.

2.2 지상데이터 처리

해양탐재체의 앞에서도 언급한 바와 같이 지상에서는 궤도결정을 수행하고 궤도적분을 대상 시간(예: 48시간)에 대하여 수행한 다음 기준궤도와 변위성분을 계산하여 위성으로 업로드 한다.

$$\delta \mathbf{R} = \mathbf{R} - \mathbf{R}_r \quad (8)$$

$$\delta \mathbf{V} = \mathbf{V} - \mathbf{V}_r \quad (9)$$

업로드되는 위성의 변위정보는 아래와 같이 시간, 위치, 속도의 7개 성분을 포함한다.

$$X_k = [t \quad \delta x \quad \delta y \quad \delta z \quad \delta \dot{x} \quad \delta \dot{y} \quad \delta \dot{z}]_i \quad (10)$$

30분 간격으로 시간과 궤도요소를 업로드 한다고 가정했을 때, 시간 정보는 4바이트 형태의 Coarse OBT를 정보를 사용하고 6개의 궤도변위 정보 또한 각각 4바이트 크기의 정보로 변환하여 업로드 가능하다. 따라서 48시간의 Autonomy를 가정할 경우 다음과 같이 업로드 되는 데이터의 크기를 계산할 수 있다.

$$\text{Data Size} = [\text{OBT}(4\text{byte}) + \text{Orbit Data}(6 \times 4\text{byte})] \times 96 = 2,688 \text{ byte}$$

즉 2,688 바이트의 비교적 적은 메모리를 사용하여 48시간치의 정밀한 궤도데이터를 1초 혹은

그 이하의 간격으로 광학 탑재체에 제공할 수 있음을 알 수 있다. COMS Heritage를 사용할 경우 하나의 명령이 로드 할 수 있는 데이터의 크기는 Authentication 모드에서 224바이트 이므로 하나의 명령에 8개 셋의 데이터, 즉 30 분 간격으로 데이터를 로드 할 경우 4시간에 해당하는 정보를 전송할 수 있다. 48시간 Autonomy를 위해서는 대략 12개의 명령이 소요됨을 알 수 있다.

2.3 탑재소프트웨어 데이터 처리

위성 탑재 소프트웨어에서는 저장된 궤도 데이터 정보를 간단한 함수를 이용하여 보간하여 1 초 혹은 그 이하의 간격으로 궤도오차 정보를 계산한다. 그리고 계산된 궤도변위정보는 앞 수식 (1)에서 (8)로 표현된 바와 같이 내부의 Oscillator에서 계산된 기준궤도 정보에 추가되어 최종적인 궤도정보를 생성한다.

이차함수를 이용한 보간법은 궤도정보가 필요한 시간 t 에 대하여 가장 근접한 3개의 궤도요소 X_k, X_{k+1}, X_{k+2} 를 테이블에서 먼저 선택한 다음, 다음과 같은 방법으로 X_i 의 각 성분 $x_i(t)$ 값을 계산한다.

$$x_i(t) = a_i t^2 + b_i t + c_i, i = 1, \dots, 6 \quad (11)$$

$$\begin{bmatrix} a_i \\ b_i \\ c_i \end{bmatrix} = T_k \begin{bmatrix} x_i(t_k) \\ x_i(t_{k+1}) \\ x_i(t_{k+2}) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$T_k = C \begin{bmatrix} t_{k+1} - t_{k+2} & -t_{k+1}^2 + t_{k+2}^2 & t_{k+1}^2 t_{k+2} - t_{k+1} t_{k+2}^2 \\ -t_k + t_{k+2} & t_k^2 - t_{k+2}^2 & -t_k^2 t_{k+2} + t_k t_{k+2}^2 \\ t_k - t_{k+1} & -t_k^2 + t_{k+1}^2 & t_k^2 t_{k+1} - t_k t_{k+1}^2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$C = \frac{1}{t_k^2 t_{k+1} + t_{k+1}^2 t_{k+2} + t_{k+2}^2 t_k - T_{k+2}^2 t_{k+1} - t_{k+1}^2 t_k - t_k^2 t_{k+2}} \quad (14)$$

이렇게 해서 계산된 값은 기준궤도에 적용되어 실제 궤도성분을 복원하는데 사용될 수 있다.

수식 (11)에서 (14)는 6개의 궤도요소에 대하여 반복 적용되어야 하는데 수식 (13)과 (14)는 6개의 궤도요소에 대하여 공통된 내용이므로 한번

계산 후 반복 적용 가능하다. 따라서 적은 계산량으로 보간이 가능함을 알 수 있다.

이상에서 설명한 탑재용 궤도정보 생성기의 전체적인 데이터 흐름을 정리하면 (그림 3)과 같이 표현될 수 있다.

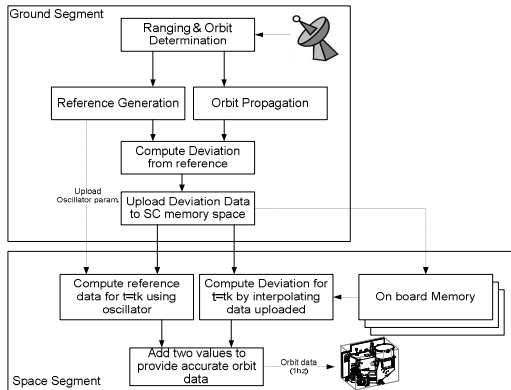


그림 3. 탑재용 궤도정보 생성을 위한 흐름도

3. 시뮬레이션을 통한 성능 검증

제안된 알고리즘을 검증하기 위하여 아래의 세 경우를 가정하여 시뮬레이션 작업을 수행하였다. 48시간 Autonomy를 고려하기 위하여 48시간에 대한 시뮬레이션을 수행하여 오차를 비교하였다. 위성은 동경 128도에 위치한 것으로 가정하였다. (그림 4)는 생성된 궤도의 48시간 동안의 경도변화를 보여주고 있다. (그림 5)와 (그림 6)은 기준궤도에 대한 변위를 보여주고 있다.

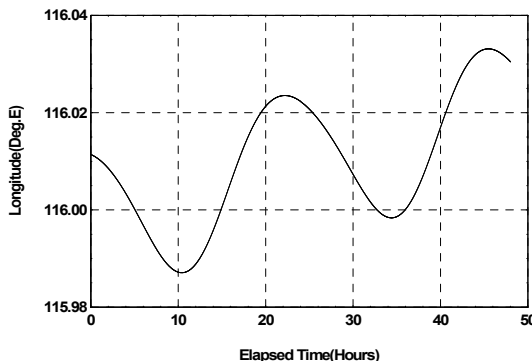


그림 4. 위성의 경도변화

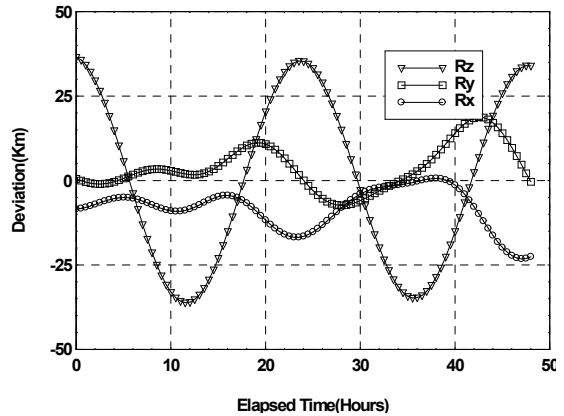


그림 5. 기준궤도에 대한 변위

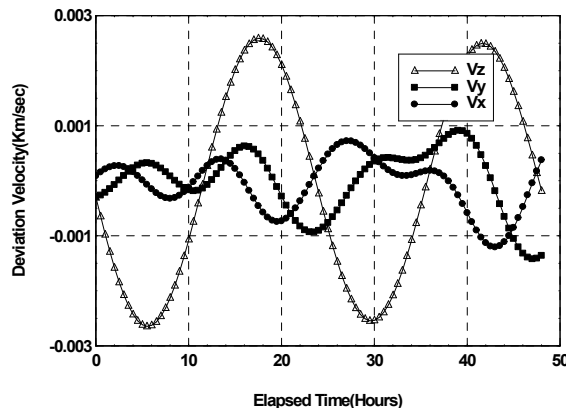


그림 6. 기준궤도에 대한 변위속도

3.1 선형보간을 이용하는 경우

일차함수를 이용하여 30분 간격으로 생성된 데이터에 대하여 선형보간을 수행할 경우 예상되는 궤도 생성기의 정밀도를 확인하기 위하여 시뮬레이션 작업을 수행하였다. (그림 7)과 (그림 8)은 위치오차 및 속도오차를 나타내고 있다. 위치오차는 z축 성분의 경우 80m 가까이 접근하여 요구사항을 만족시킬 수 없음을 알 수 있다. 속도오차의 경우는 1cm/sec 이내의 정밀도로 데이터를 제공할 수 있음을 알 수 있다.

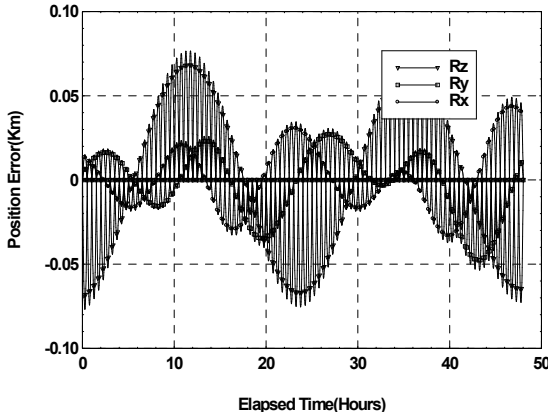


그림 7. 위치오차(선형보간)

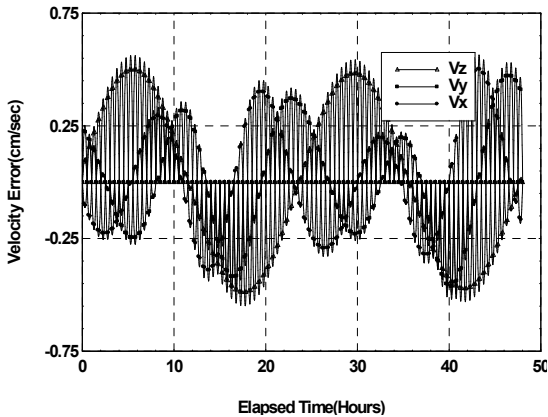


그림 8. 속도오차(선형보간)

본 시뮬레이션 결과를 통하여 선형보간을 사용할 경우에는 요구사항을 만족시킬 수 없음을 알 수 있다.

3.2 이차함수 보간법 적용

앞에서 일차함수를 이용한 선형보간법을 적용할 경우 원하는 정밀도를 만족시키지 못하는 것으로 판단되어 본 시뮬레이션에서는 이차함수를 이용한 보간법을 적용하였다. 앞의 경우와 마찬가지로 여기서도 30분 간격으로 생성된 궤도정보를 사용하는 것으로 가정하였다.

(그림 9)는 위치오차를 보여주고 있는데 모든 위치오차 성분이 48시간 동안 6m 이내로 유지됨

을 확인할 수 있다. (그림 10)에서 속도오차의 경우는 0.8mm/sec 이내로 유지됨을 확인할 수 있다. 따라서 이차함수를 이용한 보간법을 적용할 경우 탑재체가 요구하는 궤도정밀도 충분히 만족함을 알 수 있다. 여기서 위치 및 속도 오차의 정의는 지상에서 생성된 궤도데이터와 위성에서 복원된 궤도데이터 사이의 차이를 의미한다. 따라서 실제 궤도데이터와의 차이는 궤도결정 및 지상에서 사용하는 궤도적분기의 정밀도 등에 따라 달라질 수 있다. 정밀궤도결정 및 정밀궤도적분은 지상에서 수행되는 작업으로서 정밀한 레인지 장비와 알고리즘, 고사양의 컴퓨터를 적용함으로써 해결이 가능하다

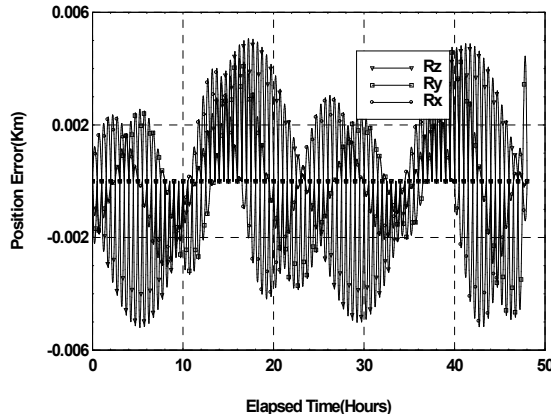


그림 9. 위치오차(이차함수 보간)

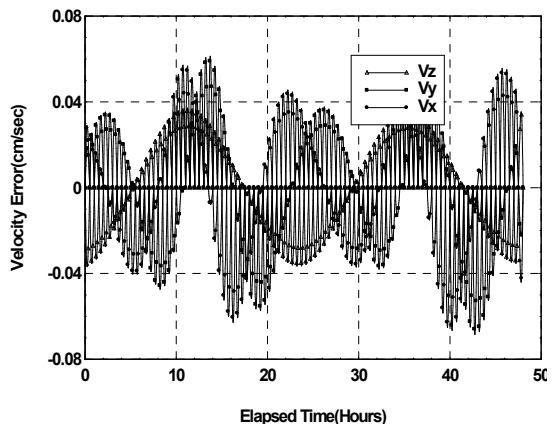


그림 10. 속도오차(이차함수 보간)

본 시뮬레이션을 통하여 30분 간격의 궤도데이터를 사용하고 이차함수를 이용한 보간법을 적용할 경우 요구되는 성능을 충분히 만족할 수 있음을 확인할 수 있다.

3.3 한 시간 간격의 데이터 사용

궤도 데이터의 시간 간격을 조정할 경우 추가적인 메모리의 사용량을 감소시킬 수 있을 것으로 파악되어 한 시간 간격으로 생성된 궤도데이터를 사용하여 성능을 관찰하여 보았다. (그림 11)은 그 결과를 보여주고 있다. 그림에 따르면 z축과 x축에 대한 속도오차가 40m에 근접하는 것을 볼 수 있다. 따라서 한 시간 간격의 데이터를 사용하는 경우 요구되는 35m 정확도를 만족하기에 무리가 있음을 확인할 수 있다.

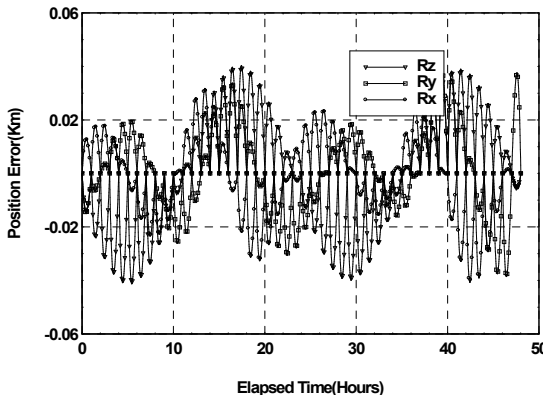


그림 11. 위치오차(1시간간격, 이차함수 보간)

이상의 시뮬레이션을 통하여 30분 간격으로 데이터를 업로드하고 이차함수를 이용하여 보간을 수행할 경우 적절한 성능을 나타냄을 확인할 수 있었다. 탑재체의 영상획득이 15분 혹은 30분 단위로 반복되는 것을 고려할 때 30분 간격의 궤도오차를 사용하는 것은 좋은 선택이 될 것이다.

5. 결 론

이상에서 현실적인 정지궤도위성 탑재용 궤도데이터 생성기를 제안하였다. 시뮬레이션 결과

30분 간격의 궤도변위 성분을 이차함수를 통하여 보간하여 사용함으로써 위치오차는 48시간 동안 10m 이내로, 속도 성분의 경우는 1×10^{-2} cm/sec 수준으로 유지시킬 수 있음을 알 수 있었다. 이는 광학 탑재체의 요구사항을 충분히 만족시키고 충분한 여유를 보장할 수 있는 수치이다. 선형 보간법을 사용하거나 메모리 사용량을 줄이기 위하여 1시간 간격의 궤도오차 데이터를 사용하는 경우는 요구사항을 만족시키는데 어려움이 있음을 알 수 있었다. 본 알고리즘에서 요구하는 궤도 데이터의 저장을 위해 약 3킬로 바이트(2,688 byte) 이내의 메모리가 소요됨을 확인하였다. 본 알고리즘을 COMS Heritage에 적용할 경우 기준궤도의 생성을 위해 별도의 소프트웨어를 개발할 필요 없이 내장된 Sidereal Oscillator를 사용할 수 있다는 장점이 있다.

참 고 문 헌

1. 주광혁, 박영웅, 양근호, "통신해양기상위성의 영상위치 결정/유지 시스템", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2007
2. Ken Ellis, David Igli, Krishnaswamy Gounder, Paul Griffith, James Ogle, Vincent Virgilio, "GOES-R Advanced Baseline Imager Image and Registration" 5th GOES Users' Conference, 2008.
3. 정옥철, 노태수, 이상률, "위성 탑재용 궤도전파기의 자동 갱신에 관한 연구", 한국항공우주학회지 31권 10호, 2003, pp.51-59.
4. Pocha, J.J., *Mission Design For Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1987.