

저궤도 위성용 정밀궤도 계산모델 개발

Precision Orbit Propagator for Low Earth Orbiters

김정래*, 노정호*, 기창돈**

Jeong-Rae Kim*, Jeong-Ho Noh*, and Chang-Don Kee**

요 약

저궤도 위성에 탑재하는 위성항법 수신기는 관측된 신호를 필터링하고 신호중단 시 궤도예측을 수행하는 항법필터를 장착하는데, 사용하는 위성동역학 모델이 필터성능을 주로 결정하게 된다. 본 연구에서는 항법필터에 필요한 정밀위성동역학 알고리즘을 연구하고 이를 계산하는 프로그램을 개발하였다. 정밀 중력가속도, 정밀좌표변환, 3체 중력, 대기저항, 태양복사압 모델을 결합하였으며, 해외 정밀궤도결정 프로그램을 이용하여 정확도를 검증하였다. 시뮬레이션과 실제 궤도 데이터를 사용하여 초기위치 정확도에 따른 궤도예측정확도를 분석하였다. 개발된 모델은 위성탑재용 실시간 항법필터에 적용되는 동역학모델로는 충분한 정확도를 가지는 것을 확인하였다.

Abstract

Low Earth orbit satellites with satellite navigation receiver use onboard navigation filters for filtering measurement signals and for orbit prediction under signal loss. Precision satellite dynamic models, core of the navigation filter, are studied and a computation program is developed. Gravity acceleration, precision coordinate transform, third-body gravity, atmospheric drag, and solar radiation pressure models are combined into an orbit prediction algorithm, and a proven precision orbit determination software is used to validate the program. Orbit prediction accuracy is analyzed with simulated and flight orbit data. The program meets an accuracy level for onboard real-time navigation filter.

Key words : Satellite dynamic model, gravity acceleration, coordinate transform

I. 서 론

현재 대부분의 저궤도위성은 위성항법 수신기를 기본으로 장착하고 있는데, 이는 신호를 획득하는 하드웨어 부분과 이로부터 위치를 계산하는 항법필터로 구분할 수 있다. 위성용수신기는 위성궤도 특성에 따라 신호 품질이 많은 영향을 받기 때문에 지상 수

신기에 비해 항법필터의 비중이 높다. 위성항법 신호가 부족하거나 손실되었을 때 위성동역학 모델을 적용한 필터를 사용하여 데이터 손실 시에도 일정수준의 항법정확도를 유지할 수 있도록 한다[1, 2].

본 논문에서는 저궤도위성용 항법필터 개발에 주요 부분을 차지하는 정밀 위성동역학 모델에 대해 연구하고, 계산 프로그램을 개발하였다. 이러한 위성동

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 (School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University)

** 서울대학교 기계항공공학부 (School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University)

· 교신저자 (Corresponding Author) : 김정래 (Jeong-Rae Kim, Tel : +82-2-300-0110, email : jrkim@kau.ac.kr)

· 투고일자 : 2012년 10월 28일

· 심사(수정)일자 : 2012년 10월 28일 (수정일자 : 2012년 12월 27일)

· 게재일자 : 2012년 12월 30일

역학 모델은 해외 정밀궤도결정 프로그램에 필수적으로 구현되어 있으며, 관련된 계산모델은 제한적으로 입수 가능하다 [3, 9, 10]. 하지만 이러한 프로그램들은 후처리기반으로 작성되어 있으며 대부분 포트란으로 작성되어 있다. 위성에 탑재하기 위해서는 실시간기반 프로그램이 필요한데, 이에 관해서는 공개된 프로그램이 없다. 해외 후처리기반 동역학 모델은 수십 년 간 개발해왔기 때문에 프로그램 구조가 매우 복잡하고 실시간 처리에 불필요한 요소가 많아서, 이를 실시간 구조로 바로 전환하는 일은 쉽지 않다. 예를 들어 미국 WAAS (Wide Area Augmentation System)는 GPS 위성 실시간 궤도 결정을 위해 C로 RTG (Real Time Gipsy) 프로그램을 개발하였다. 이는 기존에 NASA JPL에서 사용하던 GOA (Gipsy-Oasis) 후처리 궤도결정 소프트웨어에 기반을 두고 있는데, 포트란으로 작성된 GOA 프로그램을 수정하는 방법 대신 완전히 새로 작성하는 방식을 취하였다.

본 연구에서는 향후 실시간 항법필터를 개발하기 위한 전단계로 위성동역학 모델 알고리즘을 연구하고 이를 계산하는 MATLAB 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램은 후처리방식이 아닌 순차처리 방식으로 동작하며 향후 C 언어 등으로 변환하여 실시간 프로그램으로 쉽게 변환할 수 있다. 궤도결정 정밀도가 cm 급인 해외 후처리 프로그램에 비해, 본 연구에서 개발한 프로그램은 m 급으로 정밀도는 떨어지지만 이는 향후 실시간으로 구현하는 데는 충분한 정밀도이며, 현재 대부분의 위성 실시간 항법필터는 비슷한 정밀도를 가지고 있다.

위성동역학 모델에서 가장 중요한 부분을 차지하는 정밀 중력가속도모델과 이를 관성좌표계에서 구현하기 위한 정밀좌표변환 모델을 연구하였다. 국내에서 정밀궤도결정을 위한 정밀중력가속도 모델에 대해서는 비교적 많은 연구가 이루어졌지만, 이를 구현하기 위해 필수적인 정밀좌표변환 모델에 대해서는 충분한 연구가 이루어지지 않았다. 중력이외에 저궤도 위성에 가해지는 달, 태양에 의한 3체 중력, 대기저항, 태양복사압 모델을 결합하여 저궤도에서 비행하는 위성 항법필터 개발에 필요한 동역학모델 및 프로그램을 개발하였다. 개발한 모델을 이용한 궤도 예측 성능은 시뮬레이션 데이터와 실제 위성 데이터

를 사용하여 검증하였다.

II. 항법필터용 동역학모델

위성에 가해지는 중력, 3체 중력, 대기저항력, 태양복사압 모델과 이를 관성좌표계로 변화하기 위한 좌표변환모델에 대해 분석하였다.

2-1 지구중력가속도 모델

위성에 가해지는 힘 중에서 가장 큰 것은 중력으로 정밀한 궤도를 추정하기 위해서는 지구중력 불균일성을 고려한 정밀한 중력가속도 모델이 필요하다. 중력 가속도는 중력장을 미분하면 얻을 수 있는데, 이를 표현하는 방법으로 다음과 같은 구면조화함수가 주로 쓰인다.

$$U_{ns}(r, \phi, \lambda) = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^N \sum_{m=0}^{n \leq M} \bar{P}_{nm}(\sin\phi) T_{nm} \quad (1)$$

여기서,

$$T_{nm} = \left(\frac{R_e}{r}\right)^n (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda)$$

변수 r, ϕ, λ 는 각각 지구중심으로부터의 거리, 위도 및 경도를 나타내고, 상수 μ, R_e 는 지구중력상수 및 지구반경을 나타낸다. 첨자 n 과 m 은 각각 degree 및 order를 나타내며, 각 항은 Associated Legendre function \bar{P}_{nm} 과 중력계수 $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ 의 곱으로 나타내어진다. 지구중력장 모델은 $(\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm})$ 계수의 집합이며, Degree n 이 클수록 고주파 성분 혹은 단파장의 중력신호 및 계수를 의미한다 [5].

지구구면좌표계에 대한 중력가속도 f_{ns}^S 는 중력장의 미분으로 표현되며 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.[3,4,5].

$$\begin{aligned}
 f_{ns}^S &= \nabla U_{ns} \\
 &= \frac{\partial U_{ns}}{\partial r} \hat{e}_r + \frac{1}{r} \frac{\partial U_{ns}}{\partial \phi} \hat{e}_\phi + \frac{1}{r \cos \phi} \frac{\partial U_{ns}}{\partial \lambda} \hat{e}_\lambda
 \end{aligned} \tag{2}$$

궤도계산에 필요한 중력가속도는 관성좌표축에 대한 가속도인데, 식 (1)의 중력장은 지구구면좌표계에 대해 표현된 것이므로 다음과 같은 좌표변환이 필요하게 된다.

$$f_{ns}^I = R^{E \rightarrow I} R^{S \rightarrow E} f_{ns}^S \tag{3}$$

R은 좌표변환 행렬로, 첨자 I는 지구중심관성(Earth Centered Inertial, ECI) 좌표계, E는 지구중심 지구고정(Earth Centered Earth Fixed, ECEF) 좌표계, S는 지구구면좌표계를 의미한다. 자세한 계산식은 참고문헌 [3, 4, 5]에 제시되어 있다.

2-2 3체 중력모델

고고도를 비행하는 비행체나 인공위성에는 지구에 의한 중력이외에 태양과 달에 의한 중력도 고려를 해야 한다. 3체 중력 모델은 지구와 비행체사이의 중력 이외에 다른 천체에 의한 중력을 의미하는데, 다음 식으로 계산할 수 있다.

$$\vec{a}_{TB} = -\mu_m \left(\frac{\vec{r}_{m-b}}{|\vec{r}_{m-b}|^3} + \frac{\vec{r}_{e-m}}{|\vec{r}_{e-m}|^3} \right) \tag{4}$$

여기서 μ_m 는 달 또는 태양의 중력상수이고, \vec{r}_{m-b} 와 \vec{r}_{e-m} 은 달/태양과 위성 또는 지구와의 거리 벡터이다. 가속도 계산을 위해서는 시간 별 태양/달 위치에 대한 자료를 사용하게 된다.

2-3 대기저항 모델

저궤도위성에 가해지는 대기저항력은 지상에 비해 매우 낮지만 장기간에 걸쳐 효과가 누적될 경우 위성궤도에 상당한 영향을 줄 수 있다. 크기와 분포가 잘 알려진 중력에 비해 대기 저항은 위성체 형상

이나 대기밀도 등의 영향을 받으므로 불확실성이 상대적으로 높고 정밀 궤도 결정에 중요한 저해 요소로 작용한다.

속도제곱에 비례하는 일반적인 대기저항식을 사용하여 가속도계산 가능하며, 고도에 따른 대기밀도 모델 적용 필요하다. 속도는 지구 대기에 대한 속도로 지구자전효과를 고려 필요가 있으며, 대기저항식은 다음과 같다.

$$\vec{a}_d(\vec{r}, \vec{v}, t) = -\frac{1}{2} \rho(\vec{r}, t) |\vec{v}_r| \vec{v}_r \frac{C_d A}{m} \tag{5}$$

위성발사 전 분석을 통해 정확한 Cd 및 단면적을 계산할 필요가 있다.

대기저항가속도를 계산할 경우 공력계수와 더불어 중요한 것은 대기밀도인데, 여러 개의 대기권권역마다 밀도변화경향이 상이하다. 대기권은 고도에 따른 온도변화 및 특성 등에 따라 80km이하의 대류권, 성층권, 중간권 및 80km이상 1000km까지의 열권(thermosphere)으로 구분할 수 있다. 이중 열권과 그 이하의 권역들은 그 특성들이 확연히 다르기 때문에, 일반적인 대기 모델들은 80km 이하 고도를 표현하는 모델과 그 이상을 표현하는 모델로 구분된다. 대기모델 개발은 위성궤도 관측값이나 위성 또는 지상에서의 대기관측장비의 측정값을 이용한다.

2-4 태양복사압 모델

태양에서 방출되는 solar flux에 의해 위성가속도가 발생하며 장기간 궤도정밀도에 영향을 미친다. 위성 표면 반사율, 단면적 및 태양세기의 함수로 표현 가능하며 위성 발사 전 분석을 통해 정밀한 값을 계산할 필요가 있다. 다음 식은 태양복사압 모델식이다.

$$C_{SRP} = \gamma P a^2 \frac{A}{m} \tag{6}$$

후처리방식에서는 태양입사각 변화에 따른 단면적 및 반사율 변화 등을 고려할 수 있으나, 저궤도 수신기 탑재 모델에서는 간략화된 모델을 사용한다. 지구그림자 영역 진입 여부에 따라 태양복사압 가속도

작용 여부가 결정되므로, 태양위치 및 그림자 조건 계산식을 사용하게 된다.

2-5 좌표변환모델

정밀 중력가속도 계산 시 식 (3)에 제시된 바와 같이 지구고정좌표계와 관성좌표계 사이의 좌표변환이 필요하다. 관성 (ECI) 좌표계 \vec{r}_I 에서 지구고정 (ECEF) 좌표계 \vec{r}_E 로의 변환은 다음 식을 이용하여 구현할 수 있다 [4,5,6,7].

$$\vec{r}_E = R^M R^S R^N R^P \vec{r}_I \quad (7)$$

여기서, R^P 는 세차운동 (precession), R^N 는 장동 운동 (nutation), R^S 는 지구자전, R^M 는 지구극운동 (polar motion)에 의한 3차원 좌표변환행렬을 나타낸다.

세차운동은 우주공간의 관성축에 대해 지구자전축이 회전하는 현상으로 Euler 3-2-3 변환에 해당하는 세 개의 각도성분, ζ, θ, z 로 회전을 정의할 수 있다. 세차운동에 의한 좌표변환행렬 R^P 는 3개 각도에 의한 회전의 조합으로 나타낼 수 있다.

$$R^P = R_3(-z)R_2(\theta)R_3(-\zeta) \quad (8)$$

여기서 R_i 는 i 번째 축에 의한 3차원 회전행렬을 의미한다. 3개 각도는 시간에 따라 변화하는 값이며, 시간의 함수로 나타낼 수 있으며, 자세한 식은 참고 문헌에 수록되어 있다 [4,5,7].

장동운동은 세차운동을 하면서 지구자전축 각도가 변하는 것을 나타내며 황도면에 대한 지구적도면의 각도 ϵ 과 섭동량 $\Delta\epsilon, \Delta\psi$ 에 의한 좌표변환행렬 식으로 나타낼 수 있다.

$$R^N = R_1(-(\epsilon + \Delta\epsilon))R_3(-\Delta\psi)R_1(\epsilon) \quad (9)$$

지구자전운동은 북극축에 대한 회전만을 나타내므로 다음식과 같이 회전각만을 고려한 좌표변환행렬로 표현할 수 있다. 관성기준계 (J2000)에 대한 회

전각 Θ_0 는 시간 UT1의 함수로 나타낼 수 있다.

$$R^S = R_3(\Theta_0) \quad (10)$$

지구표면에서 자전축의 변화를 나타내는 것이 극운동인데, 국제기준축에 대한 변화 x_p, y_p 를 이용하여 나타낼 수 있다.

$$R^M = R_2(-x_p)R_1(-y_p) \quad (11)$$

III. 동역학모델링 결과

3-1 동역학모델 계산결과

동역학 및 좌표변환 모델 분석 결과를 바탕으로 가속도계산 알고리즘을 개발한 후 MATLAB으로 구현하였다. 그림 1은 고도 480km 경사각 89o로 비행하는 저궤도위성에 가해지는 중력가속도를 나타낸 것이다. 위성궤도주기(5600초)와 1/2 주기에 해당하는 반복성을 가진다.

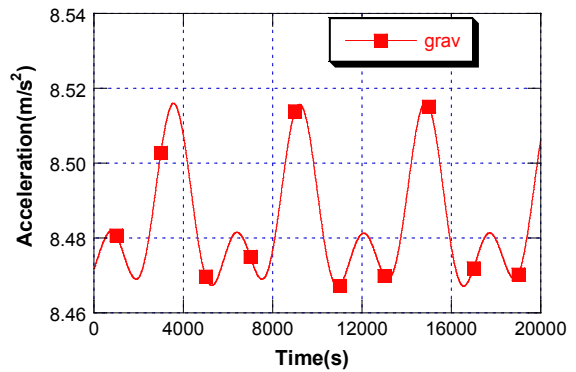


그림 1. 저궤도위성에 가해지는 지구중력가속도
Fig. 1. Gravity acceleration on low earth orbiter

그림 2는 태양과 달에 의한 3체 중력가속도 변화를 나타내는데, 두 힘 모두 1/2 궤도주기의 반복성을 가지며, 달에 의한 3체 가속도의 평균 크기는 6.5 m/s²으로 태양에 의한 3체 가속도보다 80%정도 더 큰 것을 알 수 있다.

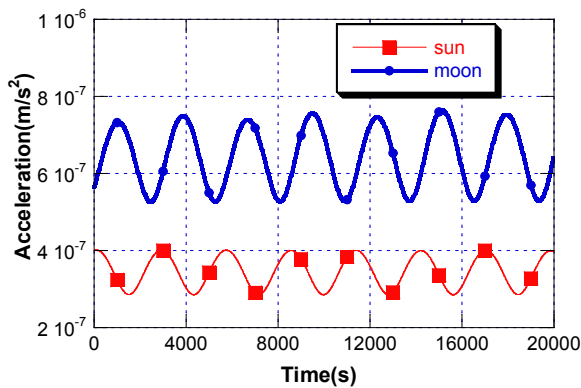


그림 2. 태양과 달에 의한 3체 중력가속도
Fig. 2. Third-body gravity acceleration by Sun and Moon

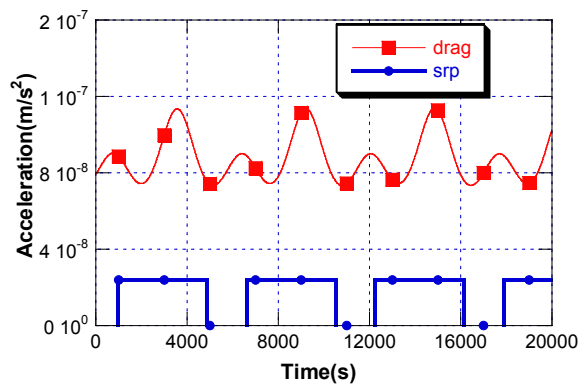


그림 3. 대기저항과 태양복사압 변화
Fig. 3. Atmospheric drag and solar radiation pressure

그림 3은 대기저항과 태양복사압 변화를 나타낸다. 대기저항은 평균 50nm/s²의 값을 가지는데, 위성 고도 및 위도 변화에 크게 영향을 받으며, 대기밀도 모델 정확도도 큰 영향을 준다. 태양복사압은 위성이 지구그림자 밖에 있어서 태양빛을 받을 때만 가해지므로 ON/OFF 형태를 가지며, 평균 크기는 22nm/s² 정도이다. 지구-태양에 대한 기하학 조건을 사용하여 위성에 대한 그림자 조건을 계산한 뒤 적용하였다.

위성궤도에 대한 외력요소의 영향을 분석하기 위해서 개별 외력요소 모델을 적용하였을 때의 시뮬레이션을 수행하여 전체 외력요소에 대한 궤도오차를 분석하였다.

표 1. 동역학모델 분석을 위한 시뮬레이션 모델
Table 1. Simulation cases for dynamic model analysis

Case	Two body	J2	Gravit y	Drag	SRP	Moon Sun
0	✓	✓	✓	✓	✓	✓
1	✓					
2	✓	✓				
3	✓	✓	✓			
4	✓	✓	✓	✓	✓	
5	✓	✓	✓		✓	✓
6	✓	✓	✓	✓		✓

표 1은 동역학모델 분석을 위한 시뮬레이션 모델을 나타내고 있는데, 모든 동역학모델을 적용한 궤도 생성하여 기준궤도 (Case 0)로 설정한 뒤 제한적인 모델만을 적용한 궤도(Case 1~6)를 생성하여 기준궤도와와의 차이를 비교하였다. Case 1은 지구를 질점으로 가정한 케플러궤도를 나타내고, Case 2는 J2 중력장모델을 추가한 것이다. Case 3은 정밀중력장 모델을 추가한 것이고, Case 4는 대기항력과 태양복사압을 추가한 것이다. Case 5와 6은 기준모델에서 대기항력과 태양복사압을 각각 제외한 것이다.

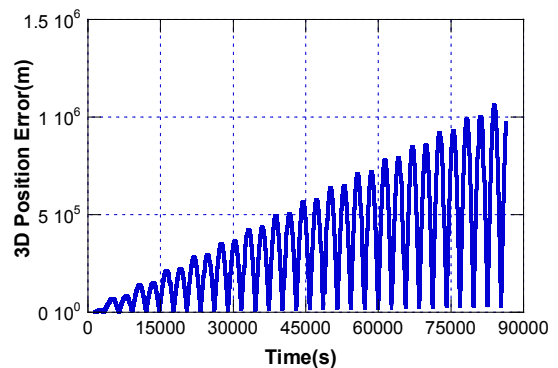


그림 4. 케플러궤도(case1) 사용 시 위치오차
Fig. 4. Position error with Kepler orbit model (Case1)

그림 4는 지구를 질점으로 가정한 케플러궤도 (Case 1) 사용시 1일간 궤도오차를 나타내고 있는데, 1일 후 1000km의 큰 오차를 유발함을 알 수 있다.

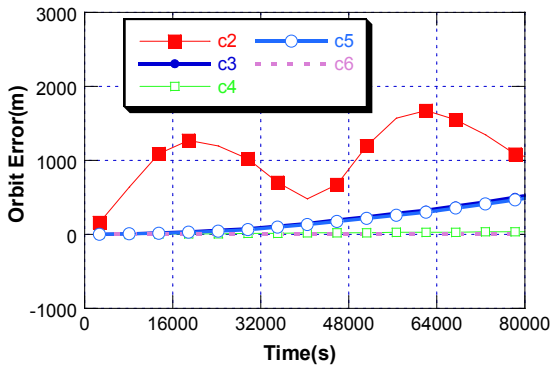


그림 5. 개별 외력요소별 위치오차 (Case 2 ~ 6)
Fig. 5. Position error with different force models (Case 2 ~ 6)

그림 5는 Case 2 ~ 6의 궤도오차를 나타내고 있는데, 시간에 따라 오차 크기가 변하기 때문에 각 시뮬레이션으로부터 계산한 궤도오차를 궤도주기(약 90분)별로 평균하여 비교하였다. 지구 1차 비구면효과(J2)를 적용한 경우(Case 2)의 경우 오차가 3km 이내로 감소함을 알 수 있다. 정밀중력장모델을 사용한 비구면 중력가속도를 추가하면 (Case 3) 1일 오차는 900m로 감소함을 알 수 있다. 기준모델에서 태양-달에 의한 3체 모델만 제외한 경우(Case 4) 1일 오차는 55m로 크지 않으며, 기준모델에서 대기저항만을 제외한 경우 (Case 5) 1일 최대 900m 오차를 나타낸다. 태양복사압만을 제외한 경우 (Case 6)에는 4m 오차로 매우 작지만 태양세기 및 반사율 모델에 따라 달라질 수 있다. 본 연구결과로부터 정확한 궤도계산을 위해서는 구현된 정밀동역학모델이 필수적임을 알 수 있다. 특히 간단한 궤도계산에 많이 사용되는 J2항만을 이용할 경우 오차크기는 수 km에 이르기 때문에 정밀중력가속도 모델을 사용해야 한다.

3-2 좌표변환 결과

개발한 프로그램을 이용하여 좌표변환이 위치계산 정확도에 미치는 영향을 분석하였다. 좌표변환에 사용되는 각 요소들이 위치계산에 미치는 영향을 살펴보기 위해 좌표변환 계산 시 특정 요소만을 제외하고 좌표변환을 수행하였다. 좌표변환 오차는 계산하려는 위치와 시간에 따라 다르게 나타날 수 있는데, 고도 480km를 비행하는 경사각 89도의 저궤도위성

궤도를 이용하여 10초 간격마다 각 시점에서의 좌표변환을 수행하였다. 이러한 좌표변환 결과를 모든 요소를 고려했을 때의 좌표변환 결과와 비교하여 특정 요소에 따른 위치오차를 분석하였다.

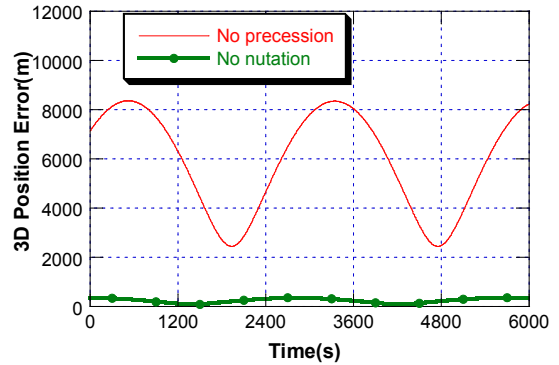


그림 6. 세차운동이나 장동운동을 고려하지 않을 경우 좌표변환 오차
Fig. 6. Coordinate transform error without precession or nutation

그림 6은 세차운동이나 장동운동을 고려하지 않을 경우 좌표변환 오차를 나타내고 있다. 식 (7)에서 R^P 와 R^N 를 제거하고, 좌표변환을 수행한 결과인데, 세차운동을 제외할 경우에는 최대오차가 8500m 일 정도로 매우 큰 것을 알 수 있다. 장동운동은 최대 오차가 300m 정도로 상대적으로 작다. 극운동을 고려하지 않을 경우 좌표변환 오차도 계산하였는데 최대오차는 10m 정도로 미터 정도의 정밀좌표변환이 필요하지 않는 경우 이외에는 무시할 수도 있는 수준이다.

정밀중력가속도 계산 시 요구되는 정밀좌표변환 정확도를 살펴보기 위해 지구자전만을 고려한 간단한 좌표변환 모델과 세차, 장동, 극운동을 모두 고려한 정교한 좌표변환 모델을 중력가속도 모델과 결합하여 궤도적분오차를 분석하였다. 궤도적분오차는 초기 위치와 속도 정확도에 상당한 영향을 받는데, ECEF로 표현된 초기조건을 궤도적분에 필요한 ECI 초기조건으로 바꾸는 과정에서 좌표변환 오차가 발생할 수 있다. 정밀좌표변환을 사용하여 정확한 초기조건을 계산한 경우와 간단한 좌표변환을 사용하여 초기조건을 계산한 경우로 나누어 보았다.

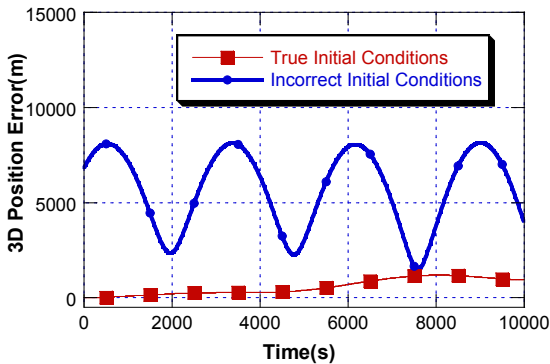


그림 7. 간단한 좌표변환모델에 따른 궤도 오차
Fig. 7. Trajectory error due to simplified coordinate transform

그림 7은 간단한 좌표변환모델에 따른 궤도 오차를 나타내고 있는데, 정확한 초기조건을 사용한 경우에는 간단한 좌표변환을 사용하더라도 3시간 후 오차는 1500m 이내에서 유지가 되지만, 부정확한 초기조건을 사용한 경우에는 최고 오차가 8000m에 이르는 것으로 알 수 있다. 실제로는 이와 같이 부정확한 관성좌표계 초기값을 사용하게 된다. 예를 들어 GPS를 이용하여 초기위치를 얻는 경우 ECEF 위치를 얻게 되는데, 이를 관성좌표계로 변환한 뒤 관성항법 계산에 필요한 궤적적분을 수행하게 된다. 정확한 좌표변환이 적용되지 않을 경우 이와 같이 정밀중력모델을 적용하는 것은 효과가 없다.

3-3 프로그램 검증과 궤도예측 정확도 분석

개발한 프로그램 검증을 위해서 미국 텍사스 대학 CSR (Univ. of Texas at Austin, Center for Space Research)에서 개발한 MSODP (Multi Satellite Orbit Determination Program) 프로그램을 사용하였다 [3]. MSODP은 30여 년 간 개발된 세계 최고 수준의 정밀 궤도결정 프로그램으로 위성궤도를 수 cm 이내로 추정할 수 있다. 본 연구에서 개발한 프로그램과 MSODP와의 좌표 변환 결과는 10 ~20 cm 정도에서 일치하는데, MSODP에는 본 연구에서 제시한 좌표변환모델보다 더욱 정교하고 고유한 모델을 사용하기 때문에, 어느 정도의 차이는 발생할 수 있다.

MSODP의 정밀궤도 시뮬레이션 기능을 이용하여 저궤도위성 궤도데이터를 생성한 뒤 자체 개발한 프

로그래밍으로 생성한 궤도와 비교하여 오차 분석을 수행하였다.

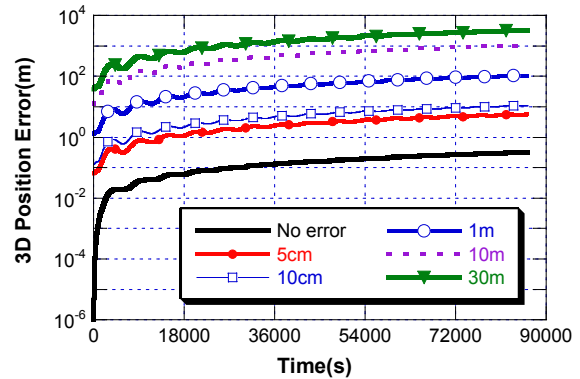


그림 8. 초기조건 오차에 따른 궤도예측 오차 변화 (고도 480km 저궤도 위성)

Fig. 8. Orbit prediction error with different initial condition errors (Altitude 480km low Earth orbiter)

그림 8은 동역학모델 중 가장 중요한 정밀좌표변환모델과 정밀중력모델만을 사용하여 1일간 고도 480km의 저궤도위성 시뮬레이션 궤도를 생성한 뒤 MSODP 결과와의 차이를 분석한 것이다. 궤도생성 간격은 10초이며, 이심률 0.002인 타원궤도이다. 초기 조건(위치, 속도)을 약간씩 다르게 하여 초기조건 오차에 따른 민감도 분석도 수행하였다. 난수로 생성한 3차원 위치오차값에 설정한 위치오차 표준편차를 곱하여 위치오차를 생성하였으며, 속도오차는 위치오차 표준편차의 1/1000의 값을 가하였다. 이는 본 연구와 별도로 MSODP 등을 사용하여 저궤도위성 궤도결정을 수행해 본 결과 위치오차와 속도오차의 비가 대략 1/1000 정도이기 때문이다. 동일한 초기조건을 사용하여 초기조건 오차가 없는 경우 (No error) 1일 후 위치오차는 31cm로 매우 높은 정확도를 나타내었다. 초기조건 오차가 5cm인 경우에는 1일 후 오차는 5.64m로 증가하였으며, 30m인 경우에는 3.197km를 나타내었다.

그림 9는 1일 후 위치 및 속도오차를 초기조건 오차 크기에 따라 나타낸 것인데, 위치와 속도 오차 모두 강한 선형성을 나타냄을 알 수 있다. 1m 오차 이하에서도 동일한 선형성을 나타내었다. 이러한 민감도분석 결과는 궤도조건에 따라 다르게 나타날 수 있고, 초기오차에 대한 최종오차 비율은 변할 수 있지

만, 본 연구를 통해 초기오차의 중요성을 확인할 수 있다.

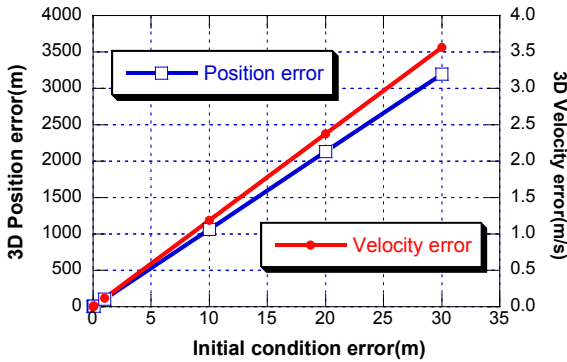


그림 9. 초기조건 오차 크기에 따른 1일 후 궤도예측 오차 (고도 480km 저궤도 위성)

Fig. 9. Orbit prediction error after one day with different initial condition errors (Altitude 480km low Earth orbiter)

중력장이외에 대기모델과 태양복사압을 적용한 후 MSODP 결과와 비교하면, 초기조건 오차가 없는 경우에도 1일 후 오차가 30m 정도로 급증하였다. 이는 본 연구에서 개발한 프로그램에 사용된 비중력 모델의 정확도가 MSODP에 비해 떨어지기 때문이다. MSODP에서는 정교한 위성자세각 변화 및 대기변화 모델을 사용하는데, 본 연구에서는 비교적 간단한 모델만을 사용하여 앞으로 개선할 여지가 있다. 하지만, 중력장모델과 달리 대기저항 모델은 정교한 모델이라 하더라도 실제값과 상당한 차이가 있어서 실제 궤도추정의 경우에도 정교한 모델대신 Cd 등의 실험 상수를 추정하는 방법을 사용한다. 본 연구의 동역학 모델은 개발 중인 항법필터에 적용될 계획인데, 항법 필터에서 실험상수를 추정하는 것이 정교한 모델을 사용하는 것보다 정확도를 높일 수 있다. 한편, 저궤도위성의 실시간 항법필터로 사용할 경우에는 위치 오차가 미터 급이므로 본 모델 정도로도 충분한 정확도를 얻을 수 있다.

궤도적분 정확도는 궤도 조건에 따라 달라질 수 있기 때문에, 고도 20200km인 GPS 위성 중궤도에 대해서도 성능 분석을 수행하였다. GPS 위성을 선택한 이유는 IGS에서 정밀한 궤도결정값을 제공하며, 저궤도에 비해 중력가속도 환경이 다르기 때문이다.

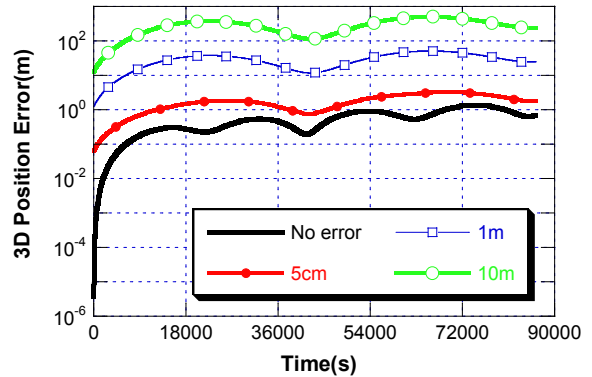


그림 10. 초기조건 오차에 따른 궤도예측 오차 변화 (GPS 중궤도 위성)

Fig. 10. Orbit prediction error with different initial condition errors (GPS satellite)

그림 10은 1일간 GPS위성의 궤도의 시뮬레이션 데이터를 생성한 뒤 MSODP 결과와의 차이를 분석한 것인데, 저궤도위성의 경우와 마찬가지로 초기 조건을 약간씩 다르게 하여 초기조건 오차에 따른 민감도 분석도 수행하였다. 초기조건 오차가 없는 경우 (No error) 1일 후 위치오차는 70cm인데, 저궤도일 때 31cm보다는 큰 값을 나타내었다. 초기조건 오차가 5cm인 경우에는 1일 후 오차는 5.64m로 증가하였으며, 30m인 경우에는 3.197km를 나타내었다. GPS 위성의 궤도주기가 약 12시간인데 이에 대한 위치오차의 주기적 변화를 파악할 수 있다.

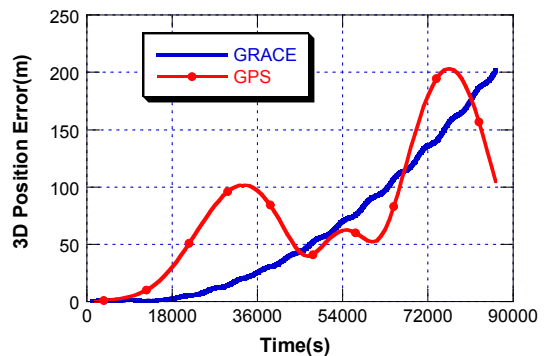


그림 11. 실제 데이터와 비교한 1일간 궤도예측 오차

Fig. 11. Orbit prediction error with satellite flight data (GRACE and GPS satellites)

그림 11은 시뮬레이션 데이터 대신 실제 위성 궤도 데이터를 사용하여 궤도 예측 정확도를 분석한 것이다. NASA에서 2002년에 발사하여 현재까지 운용

중인 GRACE 위성 데이터를 이용하였는데, GRACE는 편대비행 하는 위성간 거리측정을 이용하여 지구 중력장을 측정하는 위성으로 정밀한 궤도 정보를 필요로 한다. JPL에서 계산한 GRACE 저궤도위성 정밀 궤도결정 오차는 5cm (1 σ)이하이며, IGS (International GNSS Services)에서 계산한 GPS 위성 궤도결정오차는 3cm 이하이다. 즉, 이러한 오차가 초기 조건 오차로 반영된다고 할 수 있다. 1일 동안 GRACE와 GPS는 최대 200m의 오차를 나타내고 있는데, 5cm 초기오차와 중력만을 고려했을 때 (그림 9, 10)의 오차인 5m보다 훨씬 큰 값을 나타내었다. 이러한 차이는 중력 이외의 대기저항이나 태양복사압 등 비중력가속도 차이 때문이다. 참고로 GRACE에 탑재된 위성 항법필터의 궤도예측 정확도는 1일에 150m (1 σ) 정도[8]로 본 연구에서 개발한 모델과 비슷한 수준이다.

앞에서 언급한 바와 같이 비중력가속도를 모델만으로 표현하는 것은 불가능하며 궤도추정에 의한 실험상수를 결정해야 한다. 예를 들어 GPS 항법메시지에서는 케플러궤도 요소이외에 궤도요소 변화량 등이 포함되어 있는데, 이러한 것 들은 실험상수가 간접적으로 적용된 것이라 할 수 있다. 동역학모델에 주안점을 둔 본 연구에서는 실험상수를 적용하지 않았으므로 이러한 차이는 피할 수 없다.

IV. 결 론

저궤도 위성항법 수신기용 실시간 항법필터를 개발하기 위한 전단계로 위성동역학 모델 알고리즘을 연구하고 이를 계산하는 MATLAB 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램은 후처리방식이 아닌 순차처리 방식으로 동작하며 향후 실시간 프로그램으로 쉽게 변환할 수 있다. 정밀중력가속도, 정밀좌표변환, 3체 중력, 대기저항, 태양복사압 모델을 결합하여 저궤도 위성용 동역학모델 및 프로그램을 개발하였다. 해외 정밀궤도결정 프로그램을 이용하여 정확도를 검증하였는데 중력가속도와 좌표변환모델의 1일간 오차는 31cm로 높은 정확도를 나타내었다. 궤도예측정확도는 초기위치 정확도에 큰 영향을 받는데, 고도 480km

인 저궤도위성의 경우 30m 초기오차일 때 1일 후 궤도오차는 3.2km였으며, 초기오차에 대해 선형적으로 증가하였다. 저궤도위성과 GPS 위성의 실제 궤도 데이터를 사용해서 궤도 예측 정확도를 분석하였는데, 1일간 최대 200m 오차를 나타내었다. 이는 위성운용 중 위성항법신호 중단에 의한 고장상황이나 위성제어 계획수립에 사용될 수 있는 정확도이다, 향후 항법필터와 결합하여 비중력 가속도에 대한 실험상수 추정값을 적용하면 예측 정확도를 더욱 향상시킬 수 있을 것으로 생각된다.

감사의 글

본 논문은 한국항공우주연구원 학연협력사업 성과창출형 과제의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

Reference

- [1] Mehelen, C., and Laurichesse, "Improving GPS Navigation with Orbital Filter", Proceedings 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, October 18-21, 1999.
- [2] Berthias, J.-P., et al., "General characteristics of real-time onboard orbit determination", *Proceedings of the 12th International Symposium, Darmstadt, Germany*, June 2-6, 1997.
- [3] UTOPIA description, University of Texas at Austin, *Center for Space Research*, 1980.
- [4] Vallado, *Fundamentals of astrodynamics and applications*, 2nd ed., Microcosm, 2001.
- [5] Montenbruck, O. and Gill, E., *Satellite Orbits: Models, Methods and Applications*, Springer, 2005
- [6] Hofmann-Wellenhof, et al., *Global Positioning System-Theory and Practice*, 5th revised edition. Springer Wien New York, 2001.
- [7] Kim, J. and Noh, J. H., "Precision Coordinate Transformation and Gravity Acceleration Algorithms", *Journal of the Korean Society for*

Aeronautical Science and Flight operation, vol. 19, No. 4, 2011.12, pp.30- 36.

- [8] Thomas, J. B., Private communications, 1999
- [9] Kim, H. D, and Jung O.-C., “Development and Application of the Automated Precise Orbit Determination System”, *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 10, No. 1, 2011.7, pp.167-174.
- [10] Yoon, J. C., “Precision orbit determination of the low earth orbiting satellite using the GPS measurement”, *Yonsei University, Department of Astronomy*, Ph.D. Thesis, 2002.08

기 창 돈 (奇昌敦)



1984년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)
 1986년 2월 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)
 1994년 1월 : Stanford Univ. 항공우주공학과(공학박사)
 1996년 9월 ~ 현재: 서울대학교 기계항공공학부 조교수, 부교수, 교수

김 정 래 (金廷來)



1991년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학사)
 1993년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과(공학석사)
 2000년 : 미국 Univ. of Texas at Austin(공학박사)
 2000년~2002년 : 미국 Center for

Space Research 연구원

2002년~2004년 : 한국항공우주연구원 선임연구원

2004년~현재 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 전임강사, 조교수, 부교수

노 정 호 (盧廷鎬)



2009년 2월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(공학사)
 2011년 2월 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(공학석사)
 2011년 3월~현재 : 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 박사과정