

論文

편대비행 위성용 거리 및 가속도 관측기 시뮬레이션 모델링

김정래*

Simulation Modeling of Range and Acceleration Measurement Instruments for Satellite Formation Flying

Jeongrae Kim*

ABSTRACT

NASA/DLR Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE) mission, which consists of two co-orbiting low altitude satellites, is to measure the Earth gravity field with unprecedented accuracy. Its key instruments include inter-satellite ranging systems and three-axis accelerometers. For the preliminary design and requirements analysis, extensive instrument simulation models are developed. These modeling techniques and orbit-gravity field estimation techniques are described.

초 록

NASA와 독일 DLR의 Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE)는 편대비행을 하는 두 개의 저궤도 위성을 이용하여 지구중력장을 측정하는 연구이다. 주요 관측 장비는 위성 사이의 거리를 측정하기 위한 초단파 거리측정기와 비중력 가속도를 측정하기 위한 정전기 방식의 3축 가속도계이다. 기본설계 및 허용오차 분석 등에 활용하기 위하여 정밀한 관측기 시뮬레이션 모델을 개발하였는데, 본 논문에서는 이러한 모델링 기법과 이를 적용한 궤도 및 중력장 추정기법에 대해 살펴보았다.

Key Words : GRACE(그레이스), Instrument Error Modeling(관측기 오차모델링), Dual One-Way Ranging(이중 단방향 거리측정기), Accelerometer(가속도계)

1. 서 론

GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment)는 미국 NASA와 독일 DLR (German Aerospace Research Establishment) 간의 협력 사업으로 개발된 지구중력장 측정 전용 위성으로 2002년 3월 발사되어 5년 계획으로 현재 운용 중에 있다[1]. 두 개의 저궤도 위성 사이의 거리 변화를 측정함으로써 지구중력장을 측정하게 되는데, 정적인 혹은 평균 개념의 지구중력

장 뿐만 아니라 5년 동안 시간에 따른 중력장 변화도 측정하게 된다. 이전보다 지구중력장 정밀도를 100배 정도 향상 시키는 것을 목적으로 하고 있으며, 현재 이를 위해 관측값 보정 및 추정 기법 향상에 관한 연구가 수행되고 있다.

그림 1은 GRACE 위성 형태 및 운용방법을 보여주고 있는데, 두 개의 위성이 동일 궤도 평면상에서 편대 비행하는 형태로 운용되며, 각 위성의 초기무게는 480kg이다. 초기고도는 500km 이고 위성간의 거리는 220km 정도이다[1]. 위성 경사각은 89°이며, 위성궤도는 거의 원궤도에 근접한다. 각 위성의 궤도 조건은 거의 동일하며, 위상값만 차이가 나게 된다. 각 위성이 위치한 지점에서의 중력가속도의 차이는 위성 사이의 거

† 2004년 6월 21일 접수 ~ 2004년 12월 8일 심사완료

* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처, E-mail : jrkim@hau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

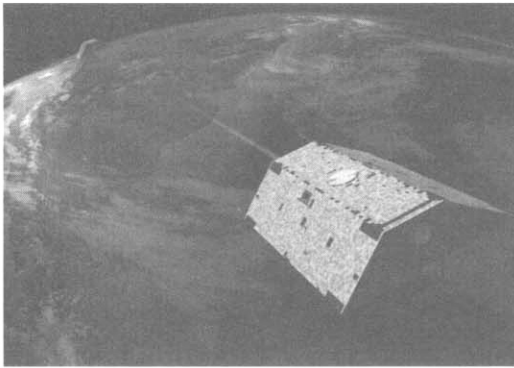


그림 1. GRACE 위성 외형 및 구성

리에 미세한 변화를 주고 이를 정밀한 초단파 거리 측정계(KBR : K-band ranging)를 사용하여 측정하면, 역으로 중력장을 추정할 수 있다. 거리 변화는 비중력 가속도에 의해서도 유발되므로, 이를 보정해 주기위하여 정밀한 가속도계(ACC-Accelerometer)를 사용한다. 이외에 위성의 위치를 측정하기 위한 GPS 수신기 및 자세추정을 위한 별센서(Star tracker) 등을 탑재하고 있다.

위성 기본설계 및 관측기 허용오차 분석 등에 활용하기 위하여 정밀한 관측기 시뮬레이션 모델을 개발하여 중력장추정 시뮬레이션을 수행하였는데, 두 단계로 진행 되었다. 초기 개념설계 단계에서 관측기 설계요구조건 등을 이용한 시뮬레이션을 수행하였으며[2], 이후 관측기 지상시험을 통해 관측기 모델링 상수 및 방법 등을 보강한 뒤 시뮬레이션을 수행하였다. 본 논문에서는 주요 관측기인 KBR 및 ACC의 모델링 방법과 이를 이용하여 위성궤도 및 중력장을 추정하기 위한 시뮬레이션 기법에 관한 연구를 기술하였다.

II. 위성간 거리측정기(KBR) 모델링

2.1 KBR 개념

KBR은 K(24GHz)와 Ka(32GHz)밴드의 초단파를 이용하는 이중 단방향 거리측정기 (Dual One-Way Ranging System - DOWR)방식이며[3], 정밀도는 $10\mu\text{m}$ 정도이다[1,4]. 초단파 신호를 이용하여 거리를 측정할 때 가장 큰 오차 요인은 신호를 생성하는 진동자(oscillator)에 의한 오차인데, DOWR은 일종의 차분(differencing) 방식을 사용하여 진동자 오차를 최소화한다. DOWR은 GPS신호와 유사한 반송파(carrier phase) 신호를 사용하며, 개념적으로는 동일한 GPS 송수신기가

두 개의 위성에 장착되어 있는 것과 같다. 단, 반송파에 코드신호 등은 포함하지 않으며, 주파수 영역이나 정밀도 등은 상이하다.

각 위성은 상대방 위성을 향하여 반송파를 송신하는 동시에 상대방에서 보낸 신호를 수신하게 된다. 송수신 시스템 모두 동일한 진동자에 의해 구동되므로, 각 위성의 진동자 불안정성에 의한 거리오차는 각 수신신호에 거의 동일하면서 반대 부호로 되어있다[5]. 수신된 신호는 지상으로 보내지는데, 지상에서 이 두개의 신호를 합성할 경우 진동자 불안정성에 의한 거리오차는 대부분 상쇄 된다. 이 방법을 이용하여 대부분의 중저주파 오차요인을 제거할 수 있다.

2.2 KBR 모델링 방식

위성에서 지상으로 송신되는 KBR 관측값은 각 위성에서 수신된 단방향의 반송파 신호이다. 이를 합성한 뒤 후처리 과정을 통해서 위성간 거리 관측값을 얻어 낸다.

시뮬레이션을 위한 KBR 모델링 방법에는 다음과 같은 두 가지 방법이 있다. 첫번째는 단방향 반송파신호 자체를 시뮬레이션하여 후처리 프로그램 실행 후 위성간 거리값을 구현하는 방법이다[6]. 이 경우 오차요인들은 반송파에 직접 가해지며, GPS 반송파 시뮬레이션과 유사하다. 두번째는 반송파 신호와 위성간 거리측정값 사이의 관계를 전이함수(transfer function)를 사용하여 근사한 뒤 특정한 반송파 신호 오차요인에 의한 거리측정값 오차를 근사하는 것이다[5]. 이 경우 오차요인은 거리측정값에 가해진다.

첫번째 방법은 실제 관측값처리 방법과 동일하므로 정확도가 높지만, 관측값 시뮬레이션 및 후처리에 많은 연산시간이 소요되는 단점이 있다. 두번째 방법은 모델링 정확도는 떨어지지만 시뮬레이션에 소요되는 시간을 최소화할 수 있는 장점이 있다. 이러한 이유로 별도의 시뮬레이션을 수행하여 두 가지 방법 모두 오차 범위 이내의 동일한 결과를 낸다는 것을 확인한 뒤[2], 두번째 방법을 사용하여 KBR 관측값을 시뮬레이션 하였다.

KBR 관측값을 시뮬레이션하기 위해서 우선 노이즈가 없는 위성간 거리값을 생성한 뒤, 노이즈를 더하는 방법을 사용하였다. 노이즈 성분에는 진동자 불안정성에 의한 KBR 오차 및 기타 오차 등이 있다.

2.3 진동자 불안정성에 의한 오차

KBR에 의해 진동자 불안정성에 의한 거리오

차는 대부분 제거되지만 일부는 남게 되는데, 이를 모델링 하였으며, 주파수 영역에서의 관측기 오차 특성을 시간영역에서의 오차값으로 변환하는 방법을 사용하였다.

2.3.1 진동자 불안정성

진동자 불안정성은 일반적으로 Allan variance로 표현되는데, 차분시간에 대한 주파수 오차값으로 나타낸다. GRACE에는 Mars Observer 등에 사용된 Quartz crystal 방식의 USO(Ultra Stable Oscillator)를 사용한다.

그림 2는 GRACE USO의 Allan variance를 나타내고 있는데, 기울기에 따라 white 및 flicker 노이즈 등으로 구분할 수 있다. Allan variance로 표현된 불안정성은 주파수 영역에서의 오차인 Two-sided frequency spectrum으로 바뀔 수 있는데, 표 1과 같이 각 노이즈 구간에 따라 다른 변환식을 적용한다[7].

표 1. Allan variance와 two-sided frequency spectrum 변환식

Type	Allan Variance	Spectral density
White noise	N_0/τ	N_0
Flicker noise	$(4 \ln 2) N_1$	N_1/f
Integral of white noise	$(2\pi)^2 N_2 \tau / 3$	N_2/f^2

이는 다시 Single Side-Band(SSB) phase noise spectrum $L(f)$ 로 변환된다.

$$L(f) = \frac{f_0^2}{f^2} S_y(f) \tag{1}$$

SSB는 진동자 기준주파수(f_0)에서의 반송파 불안정성을 의미한다.

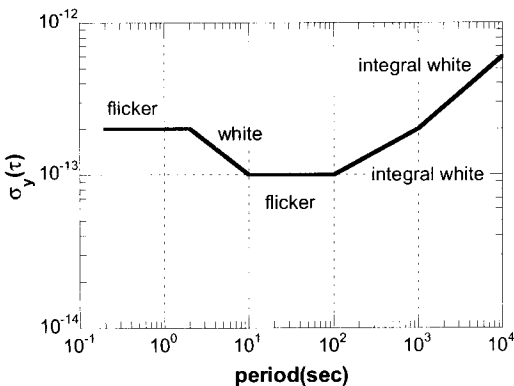


그림 2. GRACE 진동자 Allan variance

2.3.2 KBR 필터

KBR 단방향신호에 포함된 진동자 오차는 이중 단방향신호로 변환되면서 급격히 감소하는데, 이를 표현한 KBR 필터의 PSD(Power Spectral Density)는 다음과 같다[5,2].

$$G_1(f) = (1 - \exp(-i2\pi f\tau)) \tag{2}$$

USO 노이즈를 입력으로 하여 진동자 오차에 의한 KBR 거리오차를 생성하는 필터는 다음식으로 나타낼 수 있다.

$$S_{\Delta\rho}(f) = 2 \left(\frac{\lambda_e}{2\pi} \right)^2 \left(\frac{f_{K/Ka}}{f_0} \right)^2 L(f) G_1(f) \tag{3}$$

앞의 계수들은 반송파를 거리관측값으로 변환하는 것이다.

거리변화의 미분값인 위성간 속도변화(Range-rate)에 대한 영향을 계산할 경우, 다음식을 적용하여 얻을 수 있다.

$$S_{\Delta\rho}(f) = RR(f) S_{\Delta\rho}(f) \tag{4}$$

여기서 $RR(f)$ 은 미분필터를 의미한다.

$$RR(f) = (2\pi f)^2 \tag{5}$$

식 (4)로부터 계산한 진동자 오차에 의한 KBR 속도오차의 주파수 특성은 그림 3의 실선과 같다.

2.3.3 진동자 오차에 의한 KBR 노이즈 생성

주파수 특성 또는 PSD를 이용하여 시뮬레이션 노이즈를 생성하는 방법에는 여러 가지가 있을 수 있는데, 본 논문에서는 dual lag compensation을 이용하여 전달함수를 생성한 뒤, MATLAB의 전달함수 구현 기능을 이용하여 오차값을 생성하였다. 식 (3) 또는 (4)를 이용하여 계산한 KBR 거리오차 또는 속도오차 PSD를 다음의 dual lag로 근사하였다.

$$G(s) = \left(\frac{\beta(s + w_f)}{\alpha(s + w_s)} \right)^2 \tag{6}$$

이는 Gauss-Markov 모델의 다른 표현 방법이라고 할 수 있는데, 식 (4)의 주파수 특성이 식 (6)과 일치하도록 상수 α, β, w_s, w_f 값을 조절하였다[2]. 전달함수를 계산한 뒤 PSD= $(1m/\sqrt{Hz})^2$ 인 백색노이즈(white noise)를 입력값으로 하여 노이즈를 생성하였다.

그림 3은 KBR 속도오차의 시뮬레이션값과

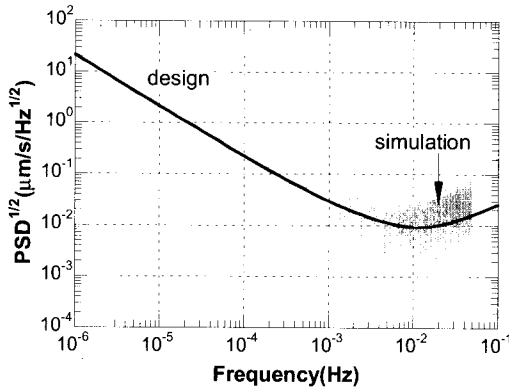


그림 3. 진동자 오차에 의한 KBR 속도오차의 주파수 특성

필터방적식 (4)를 주파수 영역에서 비교한 것인데, 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

2.4 기타 KBR 오차

2.4.1 시스템 노이즈

수신기 자체의 노이즈에 의한 거리측정 오차인데, 위성간 거리에 비례한다. 230km에 대해 $1\mu\text{m}/\sqrt{\text{Hz}}$ PSD^{1/2} 값을 가지는 백색 노이즈로 모델링 하였는데, 이는 SNR(Signal-to-Noise Ratio)이 69dB-Hz인 설계값에 근거하였다[5]. 속도관측값에 해당하는 시스템 노이즈는 거리관측값에 대응하는 시스템 노이즈를 차분하여 생성하였다.

2.4.2 다중경로 오차

두 위성의 KBR 안테나 방향이 서로 일치하지 않을 때 반사된 신호에 의한 다중경로(multipath) 노이즈가 있을 수 있다. 적절한 단순화 기법을 사용하여 위성체 자세제어 오차 및 위성체 전면 전파반사율의 함수로 간략화한 모델을 사용하였다[2]. 별도로 수행한 GRACE 자세제어 시뮬레이션 결과[8]를 전파반사율값 등과 결합하여 대략적인 다중경로 오차를 시뮬레이션 하였다.

2.4.3 관측시간 오차

KBR의 특성상 동일한 시점에서의 단방향 신호 관측값을 합성해야만, 진동자 불안정성에 의한 오차를 효율적으로 제거할 수 있다. 두 개 위성의 관측 시점이 차이가 날 경우 이에 의한 위성간 거리오차가 생기게 되는데, 이는 위성간 관측시간의 상대오차에 비례하는 값으로 모델링할 수 있다[2]. 별도의 시뮬레이션 및 계산식을

통해 거리오차를 $1\mu\text{m}$ 이내로 유지하기 위해서는 상대오차를 200 pico-sec이하로 측정하는 것이 필요하다는 것이 확인되었다[6,2]. GPS 관측값과 IGS관측값을 이용하면 위성간 상대관측시간을 150 pico-sec 이하로 정확히 추정하는 것이 가능하므로[9], 실제 응용에서는 이에 의한 영향을 무시할 수 있고, 본 시뮬레이션에는 이에 의한 영향을 포함하지 않았다.

III. 가속도계(ACC) 모델링

3.1 ACC 관측값 모델

GRACE는 프랑스 ONERA에서 제작한 electrostatic 방식의 3축 가속도계를 사용한다. 이는 가속도계 내부에 금속으로 된 proof mass가 있어서, 이를 움직이지 않도록 하는데 필요한 전기력의 크기로부터 비중력 가속도를 측정하는 방식인데, 정밀도는 대략 $0.1\text{nm}/\text{s}^2$ 정도이다.

ACC 관측값 f^{obs} 는 다음과 같이 모델링 된다 [2].

$$f^{obs} = M R_{S \rightarrow A}^{err} R_{I \rightarrow S}^{true} f' + b + S + f_{cm} + f_{other} \quad (7)$$

f' 는 위성체가 받는 비중력 가속도를 관성좌표계에서 표현한 것이며, 좌표변환 행렬 $R_{I \rightarrow S}^{true}$ 는 관성좌표계(I)에서 위성본체 좌표계(S)로의 변환을 의미한다. $R_{S \rightarrow A}^{err}$ 는 위성본체 좌표계에서 ACC 좌표계(A)로의 변환인데, 이는 ACC 장착 시 유발되는 비정렬오차 (mis-alignment)를 뜻한다. M 은 비례오차(scaling factor)이고 b 는 편이오차(bias)이며, S 는 관측기 노이즈이다. ACC 내부의 proof-mass중심의 위치와 위성 질량중심이 일치하지 않을 경우, 위성 회전운동에 의한 가속도가 ACC 관측값에 포함되게 되는데, f_{cm} 으로 표현되어 있다. 마지막 항 f_{other} 는 기타 오차요인들을 의미한다.

3.2 ACC 주요 오차 모델링

3.2.1 비례오차 및 편이

ACC 관측값에 포함된 비례오차와 편이는 다음의 식으로 표현 된다.

$$M = \begin{pmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} \end{pmatrix} \quad (8)$$

$$b = [b_1 \quad b_2 \quad b_3]^T \quad (9)$$

여기서 M 은 비례오차 행렬이고 b 는 편이오차 행렬인데, GRACE ACC의 고차항 비례오차나, M 의 비대각(off-diagonal) 오차항은 매우 작으므로 무시할 수 있다.

발사전의 초기 비례오차와 편이오차는 2%와 10^{-5} m/s^2 정도이지만 발사 후 초기 운용 단계에서의 보정 후 0.2% 및 10^{-6} m/s^2 정도로 최소화시킬 수 있으므로[2], 이에 대응하는 임의의 상수 값들의 조합을 생성하여 시뮬레이션에 사용하였다.

3.2.2 비정렬오차

ACC 좌표축과 위성본체 좌표축과의 차이로 의미하는데, 작은 오차를 가정하였기 때문에 다음의 미소회전 방정식을 사용하였다.

$$R_{S \rightarrow A}^{err} = \begin{pmatrix} 1 & \epsilon_3 & -\epsilon_2 \\ -\epsilon_3 & 1 & \epsilon_1 \\ \epsilon_2 & -\epsilon_1 & 1 \end{pmatrix} \quad (10)$$

직접 좌표변환행렬을 사용해서 모델링 한 경우와 거의 동일한 결과를 나타내었다.

GRACE는 열변형에 강한 구조재를 사용하므로 궤도주기에 따른 비정렬 오차 변화는 무시할 수 있고, 가속도계 장착오차만을 고려하므로 비정렬오차를 상수로 가정하였다. 표준편차가 0.3mrad인 임의의 상수값 조합($\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$)을 생성하여 모델링 하였다[2].

3.2.3 ACC 노이즈

ACC 성능에 직접적인 영향을 미치게 되는 것은 노이즈 성분 S 인데, 그림 4와 같이 관측 주파수에 따라 크기가 변하게 된다.

GRACE ACC는 3개 축 중에서 1개 축 (less-sensitive axis-X)의 정밀도가 다른 2개 축 (sensitive axis-Y,Z)보다 현저히 떨어지는데, X축

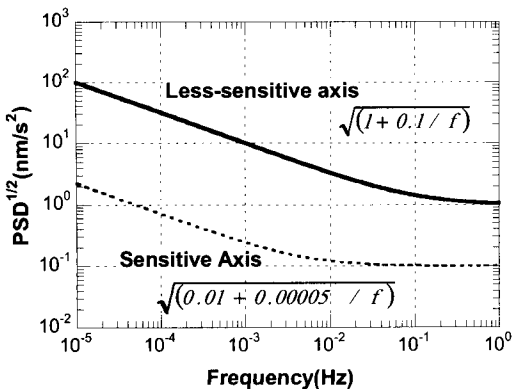


그림 4. 가속도계 노이즈 주파수특성

을 위성본체의 어느 방향으로 장착할 것인가 하는 것이 주요한 설계결정 사항이었다. 시뮬레이션을 통하여 X축을 위성 pitch축 방향(궤도 cross-track 방향)으로 설정하는 것이 중력장추정 성능에 미치는 영향을 최소화할 수 있으므로, 이와 같이 설정하였다[2]. KBR 노이즈와 유사한 lead-lag 필터를 이용하여 노이즈를 시뮬레이션 하였다.

3.2.4 자세관측값 오차

식 (7)에서 알 수 있듯이 ACC 관측값은 위성본체 좌표계로 표시된 값이므로, 이를 궤도계산 등에 필요한 관성좌표계 값으로 변환시키기 위해서는 위성체 자세각에 대한 정보가 필요하다. GRACE는 별센서(Star Camera Assembly)를 이용하여 자세각 및 변환행렬 $R_{I \rightarrow S}^{obs}$ 을 얻는데 이 관측값은 다음과 같은 자세관측값 오차 $R_{I \rightarrow S}^{err}$ 를 포함한다.

$$R_{I \rightarrow S}^{obs} = R_{I \rightarrow S}^{err} R_{I \rightarrow S}^{true} \quad (11)$$

별센서의 시선방향(Line-of-sight)과 직교방향의 오차가 서로 다른데, GRACE SCA는 2Hz로 관측값이 갱신될 때 각각 10μrad(시선방향) 및 80μrad(직교방향)의 오차(1σ)를 가진다[1]. 이를 적용하기 위해서 일단 SCA좌표계에서 각 축에 대하여 백색노이즈를 생성한 뒤 이를 위성본체 좌표계로 변환하는 방법을 사용하였으며, 비정렬오차와 유사한 미소회전 방정식(식(10))을 사용하였다. 자세관측오차는 ACC 관측값 생성에는 적용되지 않고, 궤도추정 단계에서만 사용된다.

3.2.5 CM-offset에 의한 오차

CM(Center of Mass) offset은 proof-mass중심과 위성질량중심의 차이인데, 이에 의한 오차 f_{cm} 은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$f_{cm} = (\ddot{a})_r + w \times (w \times d) + 2w \times (\dot{a})_r + \dot{w} \times d - G \cdot d \quad (12)$$

d 는 CM offset의 3축 방향 크기이며, w 및 \dot{w} 는 자세각속도 및 각가속도이다. 마지막 항은 proof-mass중심과 위성 질량중심의 중력차이에 의한 것으로 3×3 행렬 G 는 중력장의 2차 미분값으로 구성된다[2].

$$G_{ij} = \frac{\partial^2 U}{\partial \xi \partial \eta} \quad \xi, \eta = x \text{ or } y \quad (13)$$

KBR 다중경로오차 계산에 사용된 자세변화

시뮬레이션값[8]에 추정 CM offset 값(0.05mm)을 적용하여, f_{cm} 을 시뮬레이션 하였다.

CM-offset을 최소화하기 위해서 GRACE에서는 CM-Trim 장치를 사용하는데, 이 장치는 벨트에 부착된 질량체의 위치를 변화시킴으로써, 위성질량중심과 ACC 중심을 일치시키는 것이다. 추진제사용 등으로 위성질량중심은 지속적으로 변화하게 되므로 주기적으로 질량중심을 측정하여 CM-Trim 장치를 구동한다. 이외에 급격한 자세변화는 큰 각가속도를 유발하여 f_{cm} 을 증가시키므로, 각가속도를 최소화하는 Adaptive 제어기법을 사용한다[8].

3.2.6 기타 ACC 오차 요인

기타 오차요인 f_{other} 에 해당하는 것으로는 ACC 관측값이 추력기에 의한 순간가속도를 충분히 반영하지 못해서 생기는 오차요인을 들 수 있다. 이는 필터링기법 개선 및 궤도계산에 쓰이는 적분기의 개선 등으로 상쇄할 수 있으므로 본 연구에는 포함되지 않았고, 별도의 연구가 수행되었다[10].

3.3 ACC 오차 시뮬레이션

그림 5는 고도 300km에서 주요 오차값의 크기(3D RMS)를 비교한 것인데, ACC노이즈가 제일 크고, 비정렬오차에 의한 영향도 상당히 큼을 알 수 있다. 하지만 비정렬오차나 자세관측오차에 의한 영향은 ACC 입력인 비중력가속도 크기에 비례하기 때문에 높은 고도에서는 그 영향이 상당히 감소한다. 450km 고도인 경우 두 가지 오차에 의한 영향은 모두 0.1nm/s^2 이내이다.

IV. 시뮬레이션 과정

4.1 중력장 및 궤도 추정 기법

가중최소자승법(Weighted Least Square Method)을 응용한 Batch 필터[11]를 사용하여 위성궤도 및 중력장 계수를 추정하는데, 기본적인 관측방정식은 다음과 같다.

$$\mathbf{y}_{KBR} = H_{KBR}\mathbf{x} + \epsilon_{KBR} \quad (14)$$

$$\mathbf{y}_{GPS} = H_{GPS}\mathbf{x} + \epsilon_{GPS} \quad (15)$$

추정변수 벡터 \mathbf{x} 는 기준값(Nominal values)과 추정값(Estimated values)의 차이를 의미하며, 벡터 \mathbf{y} 는 기준값과 관측값(Observed values)의 차

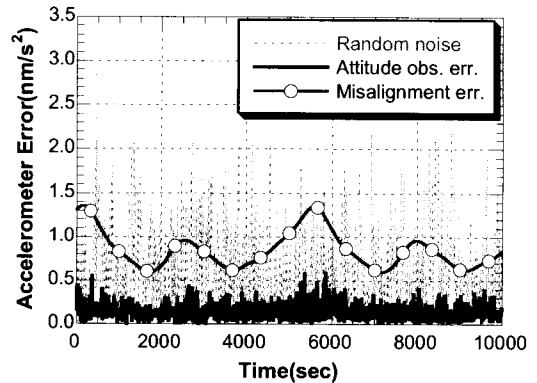


그림 5. 가속도계 오차 크기 비교(고도=300km)

이를 의미한다. H_{KBR} 및 H_{GPS} 는 각각 KBR과 GPS의 관측편미분(measurement partial derivative)이고, ϵ_{KBR} 및 ϵ_{GPS} 는 노이즈이다. ACC 관측값은 관측편미분식 계산에 사용되지 않고, 궤도적분기에 직접 사용된다. 관측편미분 생성을 위해서 Univ. of Texas대학의 CSR(Center for Space Research)에서 개발한 위성궤도 프로그램인 Multi Satellite Orbit Determination Program (MSODP)[12]을 GRACE 위성에 적합하도록 수정한 프로그램을 사용하였다.

KBR과 GPS의 관측방정식을 합산한 뒤 가중최소자승법을 사용하여 다음을 최소화하는 \mathbf{x} 를 추정하였다.

$$\begin{aligned} & H_{KBR}^T W_{KBR} \mathbf{y}_{KBR} + H_{GPS}^T W_{GPS} \mathbf{y}_{GPS} \\ & = (H_{KBR}^T W_{KBR} H_{KBR} + H_{GPS}^T W_{GPS} H_{GPS}) \mathbf{x} \quad (16) \\ & + (H_{KBR}^T W_{KBR} \epsilon_{KBR} + H_{GPS}^T W_{GPS} \epsilon_{GPS}) \end{aligned}$$

KBR과 GPS 관측값에는 각각 가중치 W_{KBR} 과 W_{GPS} 가 적용되는데, 이 값들은 각 관측값의 노이즈 크기의 역수에 비례하도록 설정하였다. 시뮬레이션에서는 적용한 노이즈 크기를 알고 있으므로, 정확한 가중치를 구하는 것이 가능하지만, 실제 관측값을 처리할 경우에는 likelihood function을 최대화하는 값을 반복 연산법에 의해 계산하게 된다[2]. 관측편미분 합산 및 변수추정에는 별도의 최소자승법 프로그램을 사용한다.

추정변수 \mathbf{x} 에는 각 위성의 초기위치와 속도벡터(r_i, v_i), 각 위성의 동적미지수(Dynamic parameter, P_{di}) 및 관측미지수(Measurement parameter, P_{mi})와 두 개 위성에 공통된 미지수(P_c) 및 중력장계수(C_{nm}, S_{nm}) 등이 있다.

$$x = [r_{10} \ v_{10} : r_{20} \ v_{20} : P_{d1} P_{d2} : P_{m1} P_{m2} : P_c : C_{nm} S_{nm}]^T \quad (17)$$

동적미지수는 위성 운동방정식에 포함되는 미지수로서 ACC 비례오차 및 편이 등이 포함되며, 관측미지수는 관측방정식에 포함되는 미지수로서 GPS 반송파 미지상수 등이 이에 포함된다. 동적 및 관측 미지수로 분류하는 이유는 추정 및 운동 방정식에 적용되는 방법에 차이가 있기 때문이다. 공통미지수는 KBR 편이 및 표류상수를 포함하며, 엄밀한 의미로는 중력장 계수도 포함될 수 있다.

4.2 동적모델링 및 궤도조건

시뮬레이션 및 추정을 위한 과정에는 서로 다른 두개의 동적 모델이 사용되는데, 관측값 시뮬레이션에 쓰이는 것은 Truth 모델이고 추정에 쓰이는 것은 Nominal 모델이다. 이는 초기 위치 및 속도, 중력장 모델, 비중력가속도 모델 등을 포함하는데, 이들 모델간의 차이는 현재 모델의 불확실 정도를 반영한다. Truth 모델에는 (120×120) EGM96 지구중력장 모델, 대기저항, 태양 및 지구 복사압을 적용하였고, Nominal 모델에는 EGM96 clone과 ACC관측값을 사용하였는데, 자세한 내용은 참고문헌 6과 12에 소개되어 있다.

각 위성의 경사각은 88.5°이고, 고도는 448km 이며, 이심률은 0.001로 설정되었다. 두 개의 위성은 동일 궤도평면상에 위치하고 위성간 거리는 239km 정도이다. 궤도 조건, 특히 β각에 따라 ACC 오차값을 추정하는 정밀도가 상이하므로 다양한 시점을 적용하였다. 1개월에 해당하는 관측값을 생성한 뒤, (120×120) 중력장 계수를 추정하였으며, 시뮬레이션 관측값은 10초(KBR, ACC) 및 30초(GPS) 간격으로 생성되었다.

4.3 관측값 처리 방법

4.3.1 KBR 관측값 처리

KBR 거리관측값 모델은 다음과 같다.

$$\rho_{obs}(t) = \rho_{nom}(t) + C_0 + C_1 t + C_2 t^2 + (D_0 + D_1 t) \cos u + (E_0 + E_1 t) \sin u \quad (18)$$

ρ_{nom} 은 기준궤도로부터 계산한 위성간 거리이며, 나머지 항들은 보정항이다. C_i, D_i 및 E_i 는 추정변수로서 식 (17)의 공통미지수 P_c 에 해당된다. 이러한 미지수 선정의 적합성 여부는 Hill's

방정식을 이용한 KBR 관측기 방정식 및 시뮬레이션을 사용하여 검증되었다[2]. 한편, KBR 속도 관측값을 처리할 경우에는 t^2 항이 불필요하다.

이 식을 사용하여 H_{KBR} 행렬을 계산하는데, 유사한 방법으로 GPS 관측값에 편이 보정값을 적용하여 H_{GPS} 도 계산한다.

4.3.2 ACC 관측값 처리

앞에서 언급한대로 ACC 관측값은 관측편미분식 계산에 사용되지 않고, 다음과 같은 변환을 거쳐 궤도적분기에 사용된다.

$$f^I = R_{S-I}^{obs} (\bar{M} f^{obs} + \bar{b}) \quad (19)$$

R_{S-I}^{obs} 는 식(11)에서 기술한 것과 같이 오차를 포함한 자세관측 값인데, 위성본체 좌표계로 표현된 ACC관측값을 관성좌표계 값으로 변환한다. \bar{M} 과 \bar{b} 는 각각 비례오차 및 편이 보정값인데, 식 (8),(9)의 M, b 와는 역수관계이며, 동적미지수 P_{di} 에 해당한다[2].

4.4 시뮬레이션 과정

시뮬레이션은 (1)관측값 생성과 (2)궤도 및 중력장 추정의 두 단계로 구분할 수 있는데, 그림 6에 개략적인 시뮬레이션 과정이 도시되어 있으며, 각 단계별 기능은 다음과 같다.

선형추정이론을 적용하기 위해서는 기준궤도가 실제 궤도에 충분히 근접해야 하기 때문에 GPS와 ACC 관측값 및 nominal 모델을 이용하여 기준궤도를 보정한다.

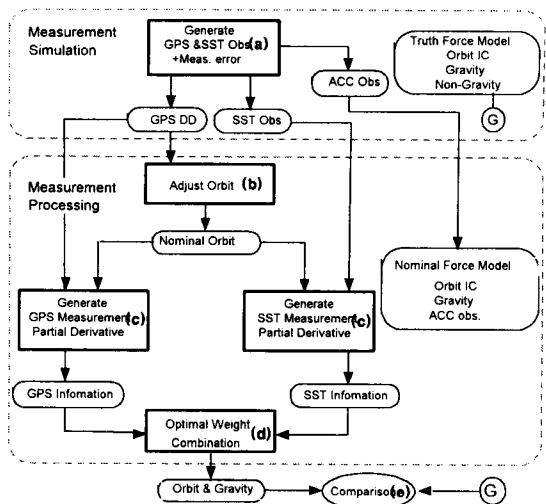


그림 6. 시뮬레이션 과정

- (a) 시뮬레이션 관측값 생성
- (b) 기준(nominal)궤도 계산
- (c) 측정편미분 계산 (H_{KBR} 및 H_{GPS})
- (d) 측정편미분을 합성하여 추정변수 계산
- (e) 추정값(estimated)과 truth값과 비교

각 단계마다 다른 프로그램이나 실행입력 등이 사용되며, 많은 보조 프로그램 들이 사용된다. (a),(b),(c)에는 MSODP 및 보조 프로그램 들이 사용되었으며, (d)에는 전용 solver가 사용되었다. 초기에는 Square root free Given's 방법을 이용한 Solver가 사용되었으나, 추정 중력장 크기 및 데이터 수 증가에 따른 연산시간의 급격한 증가로 병렬처리가 가능한 최소자승법 Solver가 개발되었다. 이러한 일련의 작업들을 효율적으로 수행하기 위한 스크립트 명령어 등을 개발하였다. 전체 계산 시간은 CRAY SV1등의 슈퍼컴퓨터에서 수일이 소요되며, 병렬처리 슈퍼컴퓨터와 결합할 경우 하루정도가 소요된다.

4.5 시뮬레이션 결과

주요 시뮬레이션 결과는 기준중력장 계수와 추정중력장 계수의 차이인데, 그림 7에 지오이드(geoid) 오차를 이용하여 표시 하였다. 지오이드는 동일한 중력점을 연결한 면으로 평균해수면과 유사한 경향을 보인다. 지오이드의 크기를 정확히 알면 해수면흐름 연구나 지하자원분포에 많은 도움을 줄 수 있다. Degree는 중력장계수를 주파수별로 구분한 것으로 고차 degree일수록 단파장 신호를 의미한다. 총 14000 여개의 중력장계수를 추정한 뒤 120개 degree로 분류하여 참값(Truth)과 차이를 계산하였고 분산값도 표시하였다. 중력장계수차이가 중력장 추정 오차 정도를 나타내는데, 이를 지오이드 오차로 변환하였다.

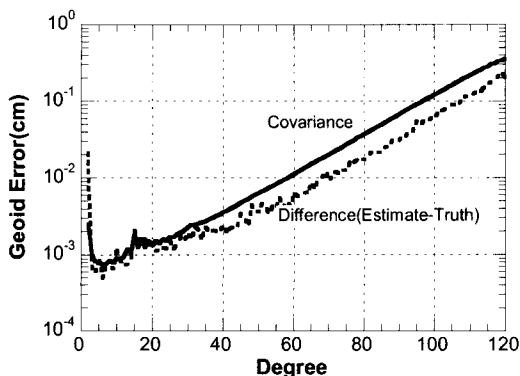


그림 7. 시뮬레이션 결과
(추정 중력장계수 정확도)

측정 지오이드 오차는 $10^{-3} \sim 10^{-1}$ cm 정도인데, 현재 지구중력장 정확도는 수 cm 정도이므로, 이보다 수십배 내지 수백배 향상될 것으로 예측된다. 표준중력장과 차이인 중력이상(gravity anomaly) 오차로 나타내면 $10^{-5} \sim 10^{-3}$ mGal ($1 \text{ mGal} = 10^{-5} \text{ m/s}^2$) 정도의 오차로 측정 가능함을 의미한다. 단 이러한 성능예측은 모든 장비들이 문제없이 동작할 경우이고, 실제 운용에서는 간헐적인 오동작 및 데이터손실 등이 있으므로 이 보다는 정확도가 떨어지게 된다.

V. 결 론

지구중력장 측정위성인 GRACE의 위성간 거리측정기와 가속도계 시뮬레이션 방법을 살펴보았으며, 이를 이용하여 궤도 및 중력장을 추정하는 과정에 관하여 살펴보았다.

관측기 시뮬레이션은 관측기 설계 및 지상시험 과정에서 도출된 노이즈의 주파수 특성값을 기본으로 하여 시간영역에서의 시뮬레이션 값을 생성하였는데, 관측기 설계 및 실제 운용 단계에서 필요한 대부분의 오차요인을 고려하였다. 한편, 진동자오차에 의한 거리오차 구현방법이나 가속도계 오차 구현방법은 GPS신호나 관성항법장치 시뮬레이션에 사용될 수 있는 방법이기도 하다.

현재 GRACE 위성으로부터 추정된 중력모델 정확도를 향상시키기 위한 연구가 진행되고 있는데, 이를 위해서는 관측기 성능을 파악하여 시뮬레이션에 사용된 성능값과 비교분석한 뒤, 적절한 보정값을 적용하거나 이를 기반으로 한 추정 기법 변경 및 향상 등이 필요하다.

참고문헌

- 1) Davis, E. S., Dunn, C. E., Stanton, R. H., and Thomas, J. B., "The GRACE Mission: Meeting the Technical Challenges", International Astronautical Federation, Paper IAF-99-B.2.05, Oct. 1999.
- 2) Kim, J., Simulation Study of a Low-Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission, Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, The University of Texas at Austin, May 2000.
- 3) MacArthur, J.L. and Posner, A.S., "Satellite-to-Satellite Range-Rate Measurement",

IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. GE-23, No. 4, Jul. 1985, pp. 517-523.

4) 김정래, "편대비행 위성 간 정밀거리측정기 소개", 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2004, pp.959-963.

5) Thomas, J.B., "An Analysis of Gravity-Field Estimation Based on Intersatellite Dual-1-Way Biased Ranging", Jet Propulsion Laboratory, JPL Publication 98-15, Pasadena, CA, May 1999.

6) Kim, J. and Tapley, B.D., "Simulation of Dual One-Way Ranging Measurements", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.40, No.3, 2003, pp.419-425.

7) Kosaka, M., "Evaluation Method of Polynomial Models' Prediction Performance for Random Clock Error", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 10, No. 6, 1987, pp. 523-527.

8) Mazanek, D.D., Kumar, R.R., Seywald, H., and Min, Q., "GRACE Mission Design: Impact

of Uncertainties in Disturbance Environment and Satellite Force Models", Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 105, 2000, pp.967-986.

9) Charles Dunn et al, "Application Challenge: Instrument of Grace GPS Augments Gravity", GPS World, February 2003, pp.16-28.

10) Roesset, P.J., "A Simulation Study of the Use of Accelerometer Data in the GRACE Mission", Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, The University of Texas at Austin, May 2004.

11) Tapley, B.D., "Statistical Orbit Determination Theory", Advances in Dynamical Astronomy, D. Reidel Publishing Co., Holland, 1973, pp. 396-425.

12) Rim, H.J., "TOPEX Orbit Determination using GPS Tracking System", Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, The University of Texas at Austin, December 1992.