

GRACE 위성 간 거리측정기 비행성능 분석

김 정 래 †

한국항공대학교

Flight Performance Analysis of the GRACE Inter-Satellite Ranging Instrument

Jeongrae Kim †

Hankuk Aviation University

Abstract : GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) is the first dedicated gravity mapping mission. Its primary measurements are the distance changes between two co-orbiting low earth satellites. GRACE is a joint development by NASA and German DLR and was launched in March 2002. GRACE improves the Earth gravity model accuracy by nearly two factor of magnitude over pre-launch models. After brief description of the GRACE primary instrument, inter-satellite ranging system, its flight status and preliminary performance evaluation is presented. Ranging system error models, which were not included in the pre-launch performance model and design specifications, are identified through analyzing the flight data. Base on this analysis, future research topics on the GRACE instrument performance analysis are discussed.

Key Words : GRACE, K-Band Ranging, Gravity Mapping, Inter-Satellite Ranging.

요약 : 2002년 3월에 발사 된 GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment)는 미국과 독일 합작으로 개발된 최초의 지구중력장 측정 전용 위성으로 동일한 궤도를 비행하는 두 개의 위성 사이 거리 변화를 측정하여 지구 중력장을 추정하는 사업이다. 위성 발사 후 이전 보다 수 십배 정확한 지구중력장 모델을 생성하였으며, 지구중력장 변화도 30일마다 추정하고 있다. GRACE 위성의 핵심 관측기인 위성간 거리 측정기의 원리에 대해 소개하고, 운용 결과 및 성능에 대해 소개 하였다. 발사 전 성능 분석 단계에서 고려되지 못했던 거리측정기 오차 요인에 대해 분석하고, 향후 연구 방향을 제시 하였다.

1. 서 론

지구중력장의 정확한 측정은 지표면 및 지구 내부의 질량분포를 파악하는데 매우 중요하다. 또한, 지구중력장의 변화를 분석하면 지구 질량 분포 변화 및 변화 요인들을 파악하는 것이 가능하고, 이러한 연구는 많은 분

야에 도움을 줄 수 있다. 지구중력장 정보를 활용한 대표적인 분야가 전 지구적 해수면 흐름 분석인데, 이는 기후변화 및 생태계 연구 등에 많은 도움을 준다. 해수면 흐름 측정을 위해서는 해수면의 높이 변화뿐만 아니라 지오이드 경사각에 대한 정밀한 관측이 요구되므로 정확한 지구중력장은 필수적이다. 또한 지하 광물 자원

2006년 3월 3일 접수 ; 2006년 7월 24일 수리.

† 교신저자: 김정래(jrkim@hau.ac.kr)

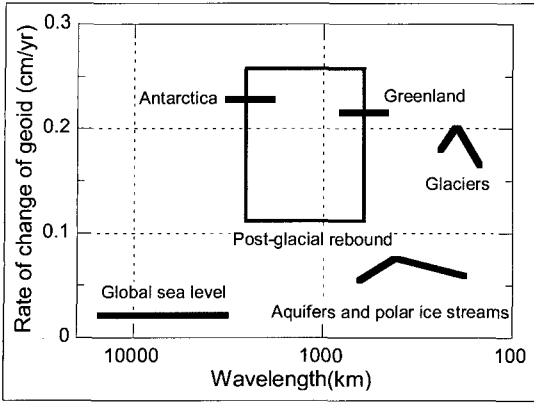


그림 1. 지질학적 현상에 의한 중력장 변화 크기 비교.

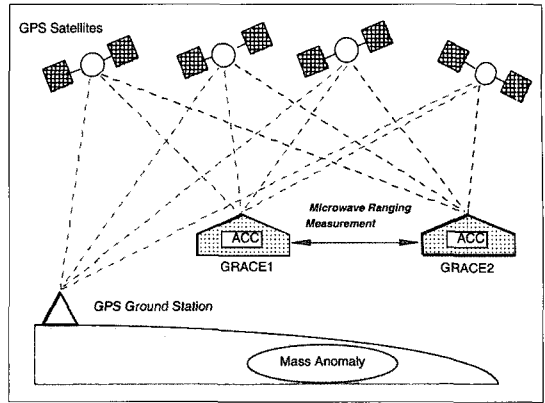


그림 2. GRACE 위성 개념.

분포 및 석유 분포를 파악하는데도, 지구중력장의 정확한 측정에는 많은 도움을 준다.

그림 1은 각 지질학적 운동에 따른 지오이드 변화량의 크기를 파장별로 나타내었는데(National Research Council, 1997), 이로부터 각 연구 분야별로 요구되는 지구중력장 파장별 정밀도를 알 수 있다. 예를 들면, 지하 수분포 변화 등을 파악하려면, 500km 이내의 파장영역에서 연간 1mm 이내의 정확도가 필요함을 알 수 있다.

1957년 스푸트니크 등 인공위성이 발사되기 이전에는 지상 탐사 장비를 이용하여 지구중력장을 측정해왔으나, 관측값의 비동질성 및 관측 영역의 제한 등으로 국지적인 중력장 측정에만 사용되었다. 이후로는 위성의 궤도를 분석하여 전지구적인 지구중력장(global model)을 측정해 왔지만 이러한 위성 들은 지구중력장 추정을 목적으로 한 것이 아니어서 측정 정확도에 한계가 있었다. 정밀한 지구중력장 측정을 목적으로 1970년대부터 미국과 유럽에서 지구중력장 측정 전용 위성의 개발이 진행되어 왔는데, 1980년대 미국의 GRM(Gravity Recovery Mission) 및 1990년대 초 유럽의 ARISTOTELES 등이 대표적인 예이다. 하지만 예산 및 기술상의 이유로 모두 취소되었다. 2000년 독일 DLR(German Aerospace Research Establishment) 주도로 지구중력장 및 자기장 측정 위성인 CHAMP(CHALLENGING Minisatellite Payload)가 발사되었으나, 중력장 정확도 향상은 제한적이었다. 2002년에야 미국 NASA와 독일 DLR과의 합작 사업인 GRACE(Gravity Recovery and Climate Experiment) 위성이 최초로 발사되었다.

GRACE는 초기 고도 500km의 원궤도를 가지는 두 개의 동일한 위성으로 구성되어 있으며, 위성 간의 거리는 평균 220km 정도이다. 그림 2는 GRACE 위성운동 개념도를 나타내고 있다. 각 위성이 지나는 지점의 중력의 차이가 위성 간의 거리 변화를 유발하고 이를 측정하면 역으로 지구중력장을 추정할 수 있다. 위성 간 거리 측정을 위해서는 초단파 거리측정기를 사용하는데, 이는 정밀도가 수십 micron에 이르는 극히 정밀한 관측기이다. 한편, 위성 간의 거리는 중력 뿐만 아니라 공기저항 및 태양 복사압 등 비중력 가속도에 의해서도 유발되므로 이를 상쇄하기 위하여 각 위성은 electro-static 방식의 정밀한 3축 가속도계를 장착하고 있는데, 이의 정확도는 $10^{-10}m/s^2$ 정도이다. 한편, 관측값의 측정 시간 및 위치를 기록하기 위해서 각 위성에는 NASA JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 개발한 BlackJack 정밀 GPS 수신기가 장착되어 있다(Dunn, 2003). 그림 3은 GRACE 형상을 나타내고 있다.

NASA ESSP(Earth System Science Pathfinder) 사업의 하나로 채택되어 개발이 진행된 GRACE는 미국 Texas 대학 CSR(Center for Space Research)의 Byron Tapley교수가 사업 책임을 맡고 있으며(Tapley, 2004), JPL에서 전체적인 시스템 구성 및 관측 장비 개발 등을 담당하고 있다. Astrium에서 위성체 버스제작 및 시험 등을 담당하며, SS/L(Space System Loral)에서 위성간 거리측정기 및 위성체 제어부분을 담당하고 있다. 독일 GSOC(German Space Operation Center)에서는 위성 관제 및 운영을 담당하고, 수신된 관측값은 UT/CSR, JPL 및 독일 GFZ(Geo Forschungs Zentrum)

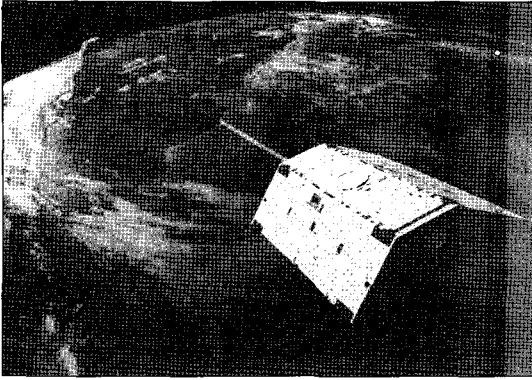


그림 3. GRACE 위성.

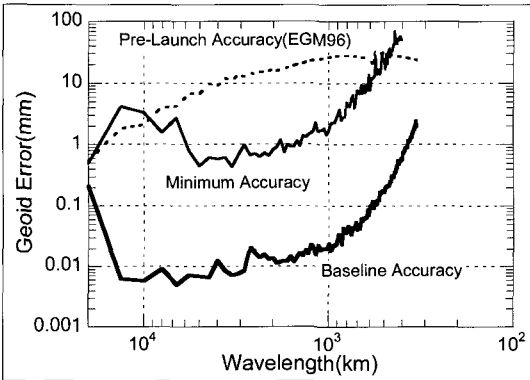


그림 4. 예상 중력장추정 정확도.

등에서 처리한다. 설계수명 및 운용기간은 5년이었으나, 위성의 성공적인 운용 및 충분한 추진체 보유로 3년간 위성운용을 연장하게 되었다.

그림 4는 발사 전 시뮬레이션을 통해 계산한 GRACE에 의한 중력장 추정 정확도를 지오이드 오차로 표현한 것이다(Kim, 2002). 그림에서 Pre-Launch Accuracy (EGM96)는 발사 전 정확도를 나타내는 것으로 이전까지 가장 정확한 모델 중의 하나인 EGM96 지구중력장 모델의 공분산으로부터 추정된 지오이드 정확도이고, baseline accuracy는 GRACE 목표 정확도이다. Minimum accuracy는 GRACE의 주요 관측장비인 가속도계가 고장 났을 경우 얻을 수 있는 최소정확도이다. 목표정확도의 경우 파장 10000km에서 지오이드 오차는 0.01mm 정도로 이전의 중력장모델보다 100배~1000배 향상된 정확도를 얻을 수 있을 것으로 추정된다. 하지만 목표정확도는 모든 관측기가 설계 조건을 만

족하는 것을 가정하였을 경우로 실제 정확도는 이보다 낮아지게 된다. 한편, 이 시뮬레이션 결과는 관측기 보정 기법의 개선 등을 통해 GRACE 중력장의 정확도를 목표 정확도까지도 높일 가능성도 있다는 것을 의미한다.

본 논문에서는 GRACE 관측 기기 중 가장 중요한 초단파 거리측정기의 개념 및 특성을 설명한 후 GRACE 및 거리측정기의 운용 현황에 대해 소개하고자 한다. 실제 거리측정기 관측데이터 분석을 통해 설계 시에 고려하지 못했던 오차 요인을 파악하고, 관측기 보정 기법 향상에 대한 연구 방향을 제시하고자 한다.

2. 이중단방향 거리측정기

1) 이중단방향 거리측정기 원리

초단파 신호를 이용하여 거리를 측정할 때 가장 큰 오차 요인은 신호를 생성하는 진동자(oscillator)에 의한 오차인데, DOWR (Dual One-Way Ranging)은 일종의 차분(differencing) 방식을 사용하여 진동자 오차를 최소화함으로써 극히 높은 거리정밀도를 얻는 방법이다. DOWR은 GPS신호와 유사한 반송파 신호를 사용하며, 동일한 GPS 송수신기가 두 개의 위성에 장착되어 있는 것과 개념적으로 같다. 단, 반송파 이외에 코드신호 등은 포함하지 않으며, 주파수 영역이나 정밀도 등은 상이하다.

그림 5는 DOWR 개념도인데, 두 위성의 관측값을 결합하여 반송파 노이즈($\delta\phi$)가 상쇄되는 과정을 보이고 있다. 각 위성은 상대방 위성을 향하여 반송파를 송신하는 동시에 상대방에서 보낸 신호를 수신하게 되며, 각 위성에서 출력하는 반송파 신호는 수신 반송파와 내부 기준 반송파와의 차이($\delta\phi_i(t) - \delta\phi_j(t - \tau)$)가 된다. 여기서 τ 는 반송파 신호전파시간(time-of-flight)이다. 각 위성의 송수신 시스템은 동일한 진동자에 구동되며 각 위성의 진동자 불안정성에 의한 거리오차 요인은 각 수신신호에 거의 동일하면서 반대부호로 되어있다. 수신된 신호는 지상으로 보내지는데, 지상에서 이 두 신호를 합성할 경우 진동자 불안정성에 의한 거리오차는 대부분 상쇄되게 된다. 이 방법을 이용하여 대부분의 중-저주파 오차요인을 제거할 수 있다(Kim, 2003).

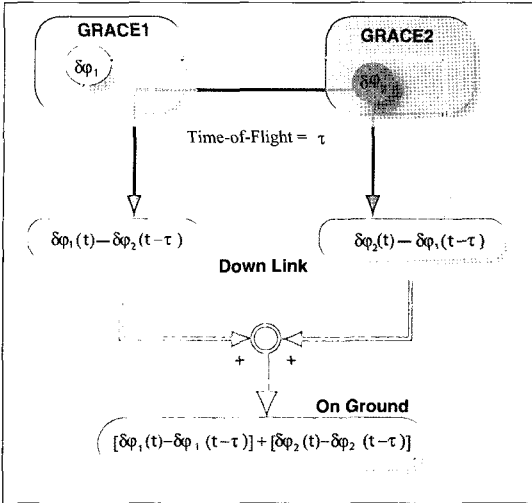


그림 5. 이중단방향 거리측정기 개념도.

2) DOWR 반송파 관측식

기준시간(Nominal time) t 에서 반송파 관측값은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\varphi_i^j(t + \Delta t_i) = \varphi_i(t + \Delta t_i) - \varphi^j(t + \Delta t_i) + N_i^j + I_i^j + d_i^j + e_i^j \quad (1)$$

위성- i 에서의 관측값은 각 위성의 기준진동자로부터 생성된 반송파(φ_i) 및 상대위성- j 로부터 수신된 반송파(φ^j)의 차이가 된다. 각 위성에 내장된 진동자의 오차로 인한 관측 시간오차는 Δt_i 로 표시되어 있다. 기타 항들은 반송파의 미지정수 N , 이온층지연 I , 관측 노이즈 ε 이며, d 는 반송파 수신지점인 안테나 중심(antenna phase-center)으로부터 위성질량중심까지의 거리이다(Kim, 2003).

이중단방향 반송파(Dual One-Way Phase: DOWP)는 다음과 같이 동일한 기준시간 t 에서 두 위성의 반송파 합으로 정의된다.

$$\theta(t) \equiv \varphi_1^2(t + \Delta t_1) + \varphi_2^1(t + \Delta t_2) \quad (2)$$

일련의 치환 및 전개과정을 거친 후 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \theta(t) = & (\bar{f}_1 \tau_1^2 + \bar{f}_2 \tau_2^2) \\ & + [\delta\varphi_1(t) - \delta\varphi_1(t - \tau_1^2)] \\ & + [\delta\varphi_2(t) - \delta\varphi_2(t - \tau_2^2)] \\ & + (\bar{f}_1 - \bar{f}_2)(\Delta t_1 - \Delta t_2) \\ & + (\delta\varphi_1 - \delta\varphi_2)(\Delta t_1 - \Delta t_2) \\ & + N + I + d + \varepsilon \end{aligned} \quad (3)$$

첫 번째 항은 오차요인이 없는 기준값이고, 두 번째 및 세 번째 항은 반송파 노이즈(진동자 오차)에 의한 항이다. 네 번째 항은 두 위성관측값의 관측 시간 차이에 따른 오차이고, 다섯 번째 항은 관측시간 차이와 반송파 노이즈 간의 결합 항이다. 나머지 항들은 두 개 관측값이 더해지면서 생성된 오차 및 미지항 들이다. 두 번째 및 세 번째 항은 DOWR의 원리를 설명하는 항인데, 동일한 진동자에 의해 생성된 반송파 노이즈($\delta\varphi_i$)가 시간차($t - (t - \tau_i^j)$)를 두고 차분됨을 알 수 있다, 그러므로, 대부분의 반송파 노이즈 요인은 제거되고, 변화주기가 시간차보다 작은 고주파 성분만 잔존함을 알 수 있다.

거리측정값 DOWR (Dual One-Way Range)은 반송파 DOWP에 파장을 곱한 값이 된다.

$$R(t) \equiv \lambda \theta(t) \quad (4)$$

여기에 각종 보정값을 가하면 bias가 포함된 위성질량중심간 거리를 얻을 수 있고, 이중 주파수를 사용하면 이온층 지연효과를 제거할 수 있다.

한편, 식 (3)으로부터 DOWR 이후에도 남게 되는 노이즈 성분은 τ_i^j 사이의 반송파 노이즈 변화량임을 알 수 있다. 위성 간의 거리가 300km일 경우 신호전파시간은 1ms 정도이고, 1000Hz (=1/1ms) 보다 높은 노이즈 성분은 DOWR 이후에도 잔존하게 된다. 즉, DOWR은 일종의 저주파 차단 필터(low-cut filter)로 볼 수 있으며, 고주파 노이즈는 이후 별도의 필터를 이용하여 제거하게 된다.

3) GRACE KBR (K-band Ranging) 시스템

GRACE에 탑재된 DOWR은 KBR (K-Band Ranging)로 불리는데, 이는 K(24GHz)와 Ka (32GHz)의 주파수를 사용하기 때문에 붙여진 이름이며, 거리측정 정밀도는 대략 10^{-5} m 정도이다. 각 위성의 전면에 장착된 1개의 안테나로 반송파 송수신 신호를 모두 처리한다. K와 Ka 신호 모두 동일한 진동자에서 생성되지만, 다른 배수기를 사용한다. 위성신호 간 전파간섭 등을 피하기 위하여 두 개 위성 주파수는 K밴드일 경우 0.5MHz 차이를 가진다(Davis, 1999). 앞에서 언급한대로 DOWR 조합 후에도 고주파 노이즈 성분은 그대로 남기 때문에, 일반적인 진동자보다는 낮은 고주파 노이즈 특성을 가질 필요가 있다. 각 위성의 KBR은 USO

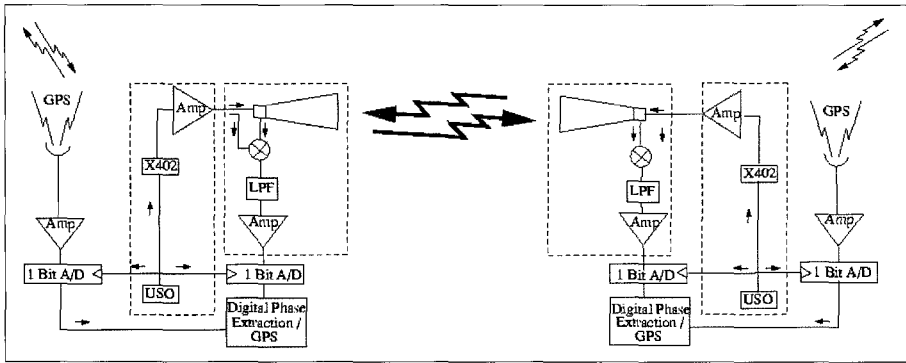


그림 6. GRACE KBR 구성(GFZ).

(Ultra Stable Oscillator)라는 진동자에 의해서 구동되는데, Crystal 진동자이지만, 상당히 높은 정밀도를 가지도록 제작되었으며, NASA Mars Observer 등에 사용된 것과 유사한 종류의 진동자이다. 한편, 두 위성의 KBR 하드웨어는 동일하기 때문에, 두 개 위성의 USO 주파수를 약간 달리 함으로써 0.5MHz 주파수 차이를 구현하였다. 그림 6은 GRACE KBR 구성을 나타내고 있는데, 탑재된 GPS 수신기와 동일한 진동자에 의해서 구동된다.

한편, 위성발사 전 KBR의 성능을 추정하기 위하여 정밀한 KBR 관측기 소프트웨어 시뮬레이터를 개발하였다(Kim, 2002, 2003). GRACE 위성에서 지상으로 송신되는 KBR 관측값, 즉 각 위성에서 수신된 단방향의 반송파 신호를 시뮬레이션하여 결합 및 후처리 과정을 거친 뒤 거리 오차를 계산하였다. KBR 시뮬레이터를 이용하여 DOWR의 작동 가능성을 확인하였으며, 지상 시험 과정에서 확인된 각종 오차 요인을 적용하여 최종적으로 추정중력장 정확도를 예측하는데 사용하였다. 또한, KBR 후처리 프로그램의 정확도 및 데이터 형식 적합성 여부 등을 파악하는데도 사용 되었다.

3. GRACE 및 KBR 운용 현황

1) GRACE 운용 현황

2003년 7월 최초의 GRACE 중력장 모델인 GGM01 (Grace Gravity Model-01)이 발표되었는데, 이 모델은 초기 111일간의 데이터를 이용하여 생성한 것으로 이전 중력장 모델보다 중-장파장 영역에서 10~50배 향상

된 정밀도를 보여주었다(Tapley, 2004). 2004년 10월에 GGM02 모델이 발표되었는데, GRACE 관측값만을 이용하여 degree 160까지 표현한 GGM02S 모델과 다른 관측값과 합성하여 degree 200까지 표현한 GGM02C로 나누어진다. GGM01에 비해 2~3배 향상된 정확도를 나타내었다. 모델의 정밀도는 특정 지점에 대한 지상 측정값 비교나 위성궤도 정확도 향상 여부 등을 이용하여 검증하였다(Tapley, 2005). GGM 모델을 이용하여, 지구해수면 흐름 및 지하 수자원 연구에 상당한 진전이 있었다.

하지만 이러한 정확도 향상은 발사 전 설계 목표치에는 도달하지 못하고 있는데, 현재 설계목표치와 3~4배 정도 차이를 보이는 것은 관측기 오차가 설계값보다 크거나 관측기 보정이 충분하지 못한 것으로 판단된다. 또한, 이는 관측기 보정 기법 및 중력장 추정 방법의 개선으로 중력장 정확도를 좀 더 향상시킬 수 있는 가능성이 있다는 것을 의미한다.

GRACE 위성에서 가장 중요한 관측기는 위성간 거리측정기인데, 현재 KBR 오차가 설계치 보다 약간 큰 것으로 추정된다. 다른 주요 관측기인 가속도계, 별추적기 및 GPS 수신기의 경우 별도의 연구를 통해 많은 소프트웨어 오류가 해결되고, 보정 기법의 개선을 통해 설계 요구 조건을 만족하는 것으로 평가되고 있다. 특히 GGM02는 별추적기 보정 기법 개선을 통해 상당한 정확도 향상을 이루었다.

2) KBR 운용 현황

KBR은 GRACE-A 위성에 탑재된 주 수정진동자 고장으로 보조 수정진동자로 전환한 것 이외에는 큰 기계

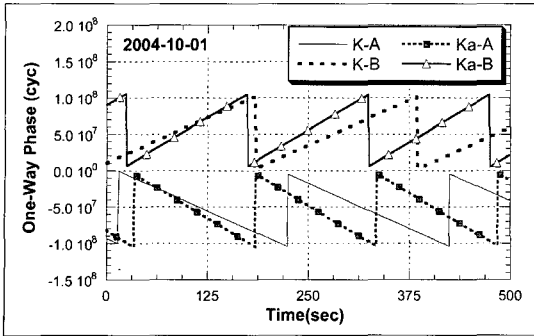


그림 7. KBR 단방향 반송파 관측값.

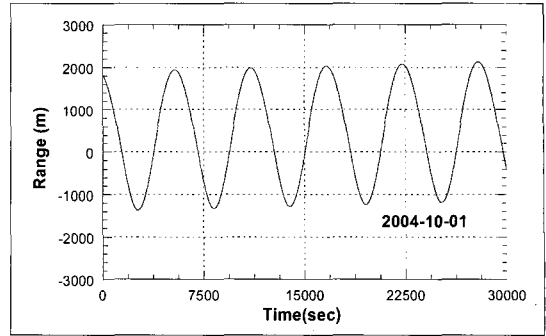


그림 8. 위성 간 거리 관측값.

이상 없이 동작을 수행하고 있다. 그러나 수 십 micron의 높은 정밀도로 인하여, 충분한 성능 평가는 이루어지지 않고 있다.

그림 7은 식 1에 표시된 단방향 반송파측정값, 즉 각 위성으로부터 지상으로 송신되는 관측값을 표시한 것이다. 두 개 위성의 반송파 신호 주파수의 차이(~0.5MHz)로 인해 한쪽 반송파 관측값은 선형으로 증가하고 다른 쪽은 감소하는 양상을 보인다. 그러나 이러한 증가 및 감소 경향은 절대값이 같기 때문에 두 개의 반송파를 결합할 경우 위성 간 거리 변화 성분만 남게 된다. 한편, 단방향 반송파값이 증가하면서 관측기 내부 저장변수의 표현 자리수 부족으로 정밀도가 감소하게 되기 때문에 반송파의 절대값이 일정한 크기에 도달할 경우 반송파값을 초기화 시키는데 이를 phase wrapping이라고 한다. 이러한 이유로 단방향 반송파 형상이 톱니 형상을 지니게 된다. 지상에서 데이터를 처리할 때는 초기화한 부분들을 연속적으로 연결하여 직선 형태의 단방향 반송파로 복원하게 된다.

2개의 단방향 반송파를 결합하여 이중 단방향 반송파를 생성하고 이를 거리 관측값으로 변환하면 K 및 Ka 이중 단방향 거리 관측값이 생성된다. 이를 결합하여 전리층 효과를 제거한 이중 단방향 거리 관측값을 생성하게 되는데, 그림 8은 식 4에 표시된 이중 단방향 거리 측정값을 나타낸 것이다. 1주기 궤도성분 (once-per-revolution) 성분이 잘 나타나 있는데, 위성간의 거리가 1.6km의 진폭으로 변화함을 알 수 있다. 이후 이 신호에 각종 보정값을 적용하면 위성 간 순간 거리 (instantaneous range)를 얻을 수 있고, 중력장 및 궤도 추정에 사용하게 된다.

4. KBR 오차 요인 분석

KBR 관측 데이터 분석을 통해 파악된 오차 요인 중 발사 전 시뮬레이션 및 성능 평가에서 다루지 않았던 요인들을 살펴보았다. 이러한 KBR 오차 요인 분석을 통해 향후 KBR 보정 기법 개선을 위한 연구 기반을 마련할 수 있으며, 중력장 정확도 향상 가능성 여부를 가늠할 수가 있게 된다.

1) 관측시간 오차에 의한 영향

DOWR은 동일한 시간에 측정된 2개의 반송파를 합산하여 노이즈를 제거하기 때문에 관측시간을 동기화시키는 것이 매우 중요하다. 식 3의 우변 4번째 항이 관측시간 오차에 의한 위상(거리) 오차인데 각 위성의 관측값 절대오차 보다는 상대 관측시간 오차($\Delta t_1 - \Delta t_2$)가 더 중요함을 알 수 있다. 이 식으로부터 거리오차를 1m 이하로 유지하기 위해서는 상대시간 오차를 1ns 이하로 유지해야 함을 알 수 있는데, 이는 반송파 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 확인하였다(Kim, 2003). 각 위성의 절대 시간 오차를 줄이는 것은 힘들지만, 각 위성의 시간 오차에는 공통 성분이 많이 포함되어 있으므로 상대 시간오차를 줄이는 것은 비교적 수월하다. GPS 데이터를 지상에서 IGS (International GNSS Service) 데이터와 결합하여 처리하면 위성간의 시간측정 오차를 1ns 이하로 유지하는 것이 가능하다(Bertiger, 2003).

GRACE 위성에 탑재된 OBDH (On-Board Data Handler)는 위성설계단계에서 설정된 USO의 주파수에 근거하여 위성내부 시계를 구동하고 관측시점을 결정한다. KBR 설계단계에서 USO 주파수를 설정한 뒤

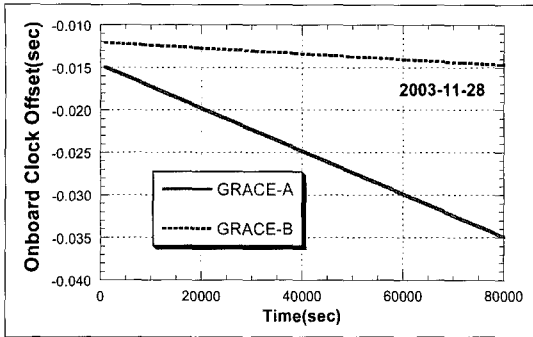


그림 9. GRACE 관측시간 오차 변화(2003년 11월 28일).

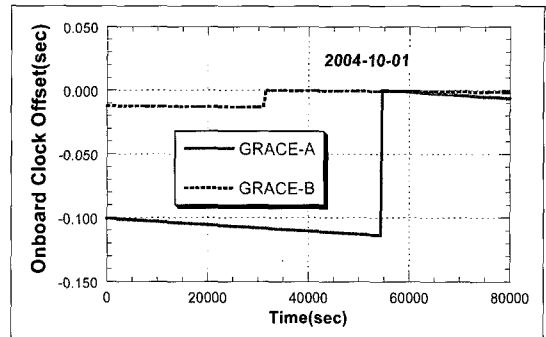


그림 10. GRACE 관측시간 오차 변화(2004년 10월 1일).

USO와 KBR 하드웨어 제작을 동시에 진행하였는데, USO 제작 특성 상 정확한 설계 주파수를 구현하기는 불가능하다. 그러므로 설계단계에서 목표한 기준 주파수와 어느 정도와의 차이가 발생하는데, OBDH의 관측 시간은 USO가 기준주파수를 발생한다는 가정 하에서 작동하기 때문에 실제 관측시간과 차이가 발생한다.

각 위성의 증양제어기는 위성에 장착된 USO에 의해 시간을 결정하고 GPS 신호에 의한 시간 과 계속 비교를 한다. USO와 GPS 시간차가 일정한 수준보다 커지고 기타 조건을 만족하면 USO 시간을 초기화하여 GPS 시간과 일치하게 한다. 이를 clock steering이라고 하는데, 이로부터 각 위성관측값의 최대 시간 오차는 대략 0.1s 근처가 된다.

그림 9는 2003년 11월 28일 GRACE 위성의 관측시간 오차를 나타내고 있다. 위성의 GPS 데이터를 처리하여 탑재 시계의 오차를 추정한 값인데 위성A는 -250ns/s의 비율로 변하고 위성B는 -100ns/s의 변함을 알 수 있다. 그림 10은 발사 후 30개월이 지난 2004년 10월 1일의 관측시간 오차인데, 관측 시간 오차가 설정 조건을 초과하여 clock steering이 적용되었음을 알 수 있다.

시간오차는 주파수오차의 적분이기 때문인데, 시간 오차 추정값으로부터 USO 주파수를 계산한 것이 가능하다. Clock drift에 의해 주파수가 계속 변하므로 GPS 데이터를 이용하여 매일 평균 USO 주파수를 계산하는데, 이 값은 반송파를 거리로 바꾸기 위한 파장 길이 계산에 사용된다. 2003년 11월 28일과 2004년 10월 1일의 USO 주파수가 표 1에 표시되어 있다. 초기값(2003년 11월)은 두 위성의 USO 모두 설계치보다 높은 값을 나타내고 있는데, 이는 실제 시간보다 위성 시간이 빨리 진행된다는 것을 의미한다. 2004년 10월 값을 보면 2개

표 1. GRACE USO 주파수(설계값-관측값).

	Design	Observed(03/11/28)	Observed(04/10/01)
SAT1	4832000.000 Hz	4832001.222 Hz	4832001.190
SAT2	4832099.000 Hz	4832099.159 Hz	4832099.148

의 USO 모두 약간씩 감소하는 경향을 보이고 있는데, 이는 설계치에 좀 더 근접하는 것을 의미하기 때문에 관측시간에 의한 오차는 좀 더 감소하는 경향을 보인다고 할 수 있다.

시간오차로 각 위성의 KBR 관측 시점에 차이 생기기 때문에 두 신호를 결합하기 전에 각 관측값을 공통 기준 시간(t)에 대한 값으로 보정하여야 한다. 이를 위해 지상에서 GPS 데이터 후처리 후 계산한 정밀한 시간 보정값을 이용하여 각각의 KBR 관측값을 공통 기준시간에 대해 interpolation하게 된다. 그런데 시간오차가 크면 클수록 interpolation 시 발생하는 수치오차가 증가하게 된다.

발사 전 시뮬레이션 단계에서 clock steering이 자주 수행되고 시간 오차는 충분히 작은 것으로 가정하였기 때문에, KBR 관측값 interpolation에 의한 오차는 고려하지 않았다. 하지만 최대 0.1s 구간의 KBR값을 interpolation 할 경우 무시할 수 없는 수준의 추가 오차 요인이 발생하는 것으로 추정된다. 이러한 interpolation 오차 정도를 추정하기 위해 KBR 시뮬레이션을 이용한 기본적인 영향 평가가 수행되었으며, 설계시에 고려하지 못했던 추가 오차 요인이 상당한 것으로 나타났다. 하지만, interpolation에 의한 오차는 interpolation 알고리즘에 의해서도 큰 영향을 받는데, 실제 GRACE 데이터 처리에 구현된 정교한 interpolation 알고리즘을 구현해서 확인해야할 필요가 있다.

관측값 interpolation에 의한 오차 요인이 제기된 후 이에 의한 영향을 최소화하기 위한 연구를 CSR과 공동으로 수행하고 있는데, KBR 관측식 들을 다시 검토하고 시간 오차에 의한 영향을 최소화하는 알고리즘 및 보정 기법 개발을 연구하고 있다.

2) GPS 관측값과의 비교

KBR 성능을 분석하는 간접적인 방법의 하나로 KBR 반송파신호의 차분을 분석하는 방법이 있다. GPS 수신기가 KBR과 동일한 USO에 의해 구동된다는 사실에 착안하여 Bertiger는 KBR 반송파 미분값의 차이를 GPS 관측값으로부터 계산한 시간오차 미분값 등과 비교하는 방법으로 GPS 데이터로부터 계산한 관측시간 정확도를 분석하는 방법을 제안하였다(Bertiger, 2003).

$$\begin{aligned} \phi_1^{\dot{}}(t) - \phi_2^{\dot{}}(t) = & (1 - \dot{\tau}/2)[(f_1 + f_2)(\epsilon^1(t) - \epsilon^2(t))] \\ & - (1 - \dot{\tau}/2)[\Delta f(\epsilon^1(t) + \epsilon^2(t))] \quad (5) \\ & + 2\Delta f - (f_2\dot{\tau}_2 - f_1\dot{\tau}_1) \end{aligned}$$

좌변의 $\phi_1^{\dot{}}(t)$ 는 KBR 반송파의 미분값이고 우변의 $\epsilon^j(t)$ 는 GPS 관측값으로 부터 계산한 시간오차이다. $\dot{\tau}_j$ 는 KBR 반송파 신호전파시간으로 GPS로 계산한 위성 궤도 결정값으로 부터 계산 가능하다. 위 식은 K와 Ka 밴드에 대해 각각 성립하며, 위성 A와 B의 기준 주파수가 f_j 로 표시되어 있고, 주파수 차이가 Δf 로 표시되어 있다. KBR과 GPS수신기 모두 동일한 USO에 의해서 구동되므로 양변의 등호가 성립해야 한다.

우선 이 식의 타당성을 검증하기 위하여 KBR 반송파 소프트웨어 시뮬레이터를 이용하여 KBR 신호와 시간오차값을 생성한 후 좌우 방정식에 대입하여 비교하였다. 그 결과 좌우변 모두 수치오차 범위 내에서 동일한 값을 가지고, 실제 데이터에도 적용 가능함을 확인하였다.

그림 11은 2003년 11월 28일 데이터를 사용하여 식5의 좌변과 우변의 차이를 계산한 것인데, 0.06ps/s 정도의 bias를 가지고 있음을 알 수 있다. 다른 날짜의 데이터를 사용한 분석에서도 비슷한 bias가 나타나고 있는데, 이는 계산 정밀도 오차로는 상당히 큰 값이다. 시뮬레이션 결과와 비교할 때, 실제 데이터에는 아직 설명할 수 없는 오차 요인이 있다는 것을 의미한다. 이러한 알려지지 않은 오차 요인은 KBR 신호에 포함된 것일 수도 있고, 반면에 GPS 를 이용한 시간 추정에 포함된 것

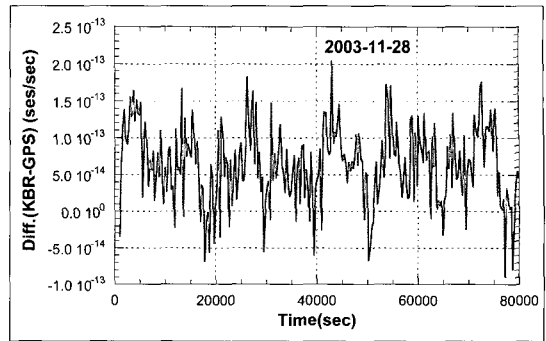


그림 11. KBR-GPS 관측값 비교 (반송파 미분값 차이).

일 수도 있다.

GPS에 의한 시간오차 추정은 위성 궤도 추정과 동시에 수행되며, 고도의 정밀도를 요구하는 것으로 자체 계산값 대신 JPL에서 계산한 값을 사용하였다. GPS 시간 오차의 오류 여부를 검증하기 위해서는 JPL에서 계산한 시간오차 추정값 이외에 다른 기관에서 추정된 값을 사용하는 것이 필요하다. 한편, 일반적으로 위성궤도 추정에 사용되는 이중차분(double differencing) 방식으로는 시간 오차가 상쇄되므로 시간오차를 추정할 수 없다. 현재 GRACE 궤도 및 시간 오차를 정밀 추정하는 곳은 JPL, CSR 및 GFZ가 있는데, CSR에서는 이중차분 방식을 사용하므로 시간 오차를 별도로 추정하지 않는다. 현재 GFZ에서 궤도 및 시간오차를 추정하는 연구를 수행 중에 있으므로, 이 결과를 활용하면 향후 오차 요인 분석에 도움이 될 것으로 예상된다. 만약, KBR과 GPS 관측값의 차이가 KBR에 포함된 오차 요인에 의한 것으로 판단될 경우에는 좀 더 많은 연구가 필요하다.

3) 기타 오차 요인

발사 전부터 주요 KBR 오차 요인으로 예상된 것으로는 열 환경에 의한 KBR 특성 변화를 들 수 있다. 이는 위성 구조물 열변형 뿐만 아니라 KBR 안테나 및 RF 회로 성능 변화를 모두 포함한다. 이에 대비하기 위해 발사 전 지상 시험 시 온도 변화에 따른 성능 변화 시험을 수행하였으나, 충분한 데이터를 얻지는 못했다. 특히 이러한 온도 변화가 위성 궤도 주기와 연관성을 가지는 주기함수의 특성을 보이기 때문에, 같은 주기 함수인 중력장 신호에 영향을 주어 중력장 추정 정확도를 저해할 가능성이 있다. 이를 위해서 온도 변화와 KBR 성능 변화와

의 상관 관계 및 오차 크기를 구하는 연구가 필요하다.

5. 결론

최초의 중력장측정 전용 위성인 GRACE 위성의 위성 간 정밀거리측정 장치인 이중단방향 거리측정기의 원리를 설명하고 이를 구현한 GRACE KBR 시스템의 비행 성능 분석을 수행하였다. 본 분석을 통해 위성 탑재 시계의 오차로 인한 관측시간 오차가 설계치 보다 상당히 큰 값을 가지는 것이 발견되었다. 이러한 시간 오차는 KBR 관측값 interpolation 오차를 유발하고 이는 KBR 성능 저하의 한 요인이 될 수 있다. 향후 정밀한 interpolation 알고리즘 구현 및 KBR 시뮬레이션 소프트웨어 보장을 통해 정확한 오차 범위를 파악하는 것이 중요하다. 이러한 오차 분석과 더불어 시간 오차 영향을 최소화하는 보정 기법의 개선이 필요하다. 또는, 위성 탑재 시계의 초기화를 더욱 빈번하게 하여 관측시간 오차를 최소화하는 방법도 고려할 수 있으나 이는 다른 문제를 야기할 수 있으므로 시뮬레이션을 통한 정밀한 분석이 수행된 후 결정해야 할 것이다. 한편, GPS 관측값과 KBR 관측값의 비교를 통해 모델링 되지 않은 KBR 오차 요인의 존재 가능성을 파악하였다. 이러한 연구에는 정밀한 궤도 및 시계 추정값이 필요하므로 이러한 추정 기법에 많은 경험을 가진 해외 전문 기관과의 협력을 통해 성능 분석 연구를 수행하는 것이 필요하다.

본 성능 및 오차요인 분석 연구를 통해 발사 전 개발한 시뮬레이션 소프트웨어를 개선하고, 이로부터 GRACE로부터 얻을 수 있는 지구중력장 정확도를 새로 계산하는 연구를 진행하여 시뮬레이션으로부터 추정된 목표정확도가 GGM02 등 실제 데이터를 사용해 추정된 지구중력장 정확도에 근접하도록 할 계획이다. 이러한 일련의 과정을 통해 관측기 오차 요인 및 이에 의한 중력장 정확도 저하 여부를 충분히 파악할 수 있을 것이다. 이러한 연구를 기반으로 관측기 보정 기법 개선 연구를 추진할 수 있을 것이다. 시뮬레이션은 참값을 알고 있으므로 다양한 관측기 보정 기법의 시험 평가가 매우 용이하다는 점이 장점이다. 반면에 실제 데이터를 이용한 보정 기법 평가는 상당히 복잡한 처리 과정을 거치며 결과의 신뢰성 또한 절대적이지 않다. 향후 개선된 관측

기 보정 기법의 성능을 시뮬레이터를 통해 검증하면 이를 실제 중력장 추정 과정에 적용 시킬 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 2004년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과입니다. 이에 감사드립니다.

참고문헌

- Bertiger, W., C. Dunn, I. Harris, G. Kruizinga, L. Romans, M. Watkins, and S. C. Wu, 2003. Relative Time and Frequency Alignment between Two Low Earth Orbiters, GRACE, 2003 IEEE International Frequency Control Symposium and PDA Exhibition Jointly with the 17th European Frequency and Time Forum, Tampa, FL, May 03-09, 2003.
- Davis, E. S., C. E. Dunn, R. H. Stanton, and J. B. Thomas, 1999. The GRACE Mission: Meeting the Technical Challenges, International Astronautical Federation, Paper IAF-99-B.2.05, Oct. 1999.
- Dunn, C. et al, 2003. Application Challenge: Instrument of Grace GPS Augments Gravity, GPS World, February 2003: 16-28.
- GFZ Potsdam GRACE Web Site, <http://op.gfz-potsdam.de/grace>
- Kim, J. and B. D. Tapley, 2002. Error Analysis of a Low-Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 25(6): 1100-1106.
- Kim, J. and B. D. Tapley, 2003. Simulation of Dual One-Way Ranging Measurements, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 40(3): 419-425.
- National Research Council, Committee on Earth Gravity from Space, 1997. *Satellite Gravity and*

the Geosphere: Contributions to the Study of the Solid Earth and Its Fluid Envelope, National Academy Press, Washington DC.

Tapley, B., S. Bettadpur, J. Ries, P. Thompson, and M. Watkins, 2004. GRACE measurements of

mass variability in the Earth system, *Science*, 305(5683): 503-505.

Tapley, B. *et al*, 2005. GGM02-An Improved Earth Gravity Field Model from GRACE, *Journal of Geodesy*, 79(8): 467-478.