

論文

이중단방향 반송파 거리측정기 비행성능 분석

김정래

Flight Performance of
a Dual One-Way Carrier Phase Ranging Instrument

Jeongrae Kim

ABSTRACT

One of the error sources for microwave ranging is the instability of the oscillator that drives the microwave signals. Dual one-way ranging (DOWR) minimizes the oscillator effect by combining two one-way carrier phase signals from two transmitter/receiver instrument. The DOWR is first implemented in the GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) satellites. Direct evaluation of the DOWR is not possible due to its extremely high accuracy. The flight performance of the GRACE DOWR is analyzed by applying several indirect methods. Comparison with the design noise level is discussed.

Key Words : Dual One-Way Ranging, Carrier Phase Ranging

1. 서 론

초단파 신호를 이용하여 거리를 측정할 때 가장 큰 오차 요인은 신호를 생성하는 진동자(oscillator)에 의한 오차인데, 이중단방향 거리측정(Dual One-Way Ranging, DOWR)은 일종의 차분(differencing) 방식을 사용하여 진동자 오차를 최소화함으로써 극히 높은 거리정밀도를 얻는 방법이다 [1,2]. 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. DOWR은 지상의 두 지점 간의 거리 측정 및 편대비행 위성 간 거리 측정에 사용될 수 있다. 기존 GPS 반송파 송수신기와 유사하므로 비교적 적은 비용으로 수 십 μm 의 높은 정밀도를 얻을

수 있다.

편대 비행하는 위성 간 거리 측정의 필요성은 매우 증가하고 있는데, 항법 위성의 경우 GPS Block II-R 위성 간에는 거리 측정을 통해 지상국의 도움 없이 GPS 위성의 궤도를 추정할 수 있는데, UHF 신호를 사용하여 거리를 측정한다. 개발 중인 Galileo 위성도 위성 간 거리 측정기를 장착하고 있다.

DOWR은 미국 NASA와 독일 DLR에서 개발한 GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) 위성에 처음으로 장착되었는데, GRACE는 지구중력장측정 전용 위성 사업으로, 2002년에 위성이 발사되어 현재 운용 중에 있다 [3,4,5]. 위성운용은 5년으로 예정되어 있었으나, 사업의 성공적인 추진으로 2010년까지 위성운영이 계속되게 되었다. GRACE는 두 개의 동일한 저궤도 위성으로 구성되어 있는데, 각 위성의 초기고도는 490km이고, 위성 사이의 거리는 230km 정도이다. 위성 길이는 3.1m 이며, 초기 질량은 425kg이다. 각 위성이 지나가는 지점의 중력장이 약간씩 다르므로 위성은 서로 다른 중력 가속도를 가지게 되고 이는 위성 간 거리변화를 유발하게 된다. 이러한 변화를 측정하면 역으로

† 2009년 3월 18일 접수 ~ 2009년 3월 27일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부
연락처자 김정래, E-mail : jrkim@kau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

중력장을 추정하는 것이 가능한데, 거리변화량이 수십 μm 정도로 극히 미미하기 때문에 매우 정밀한 초단파 거리측정기를 사용하게 된다. GRACE 위성 간 거리측정기는 DOWR 방식인데 K (26GHz) 밴드 신호를 사용한다. 위성 간의 거리변화는 지구중력장뿐만 아니라 공기저항 등 비중력 가속도에 의해서도 영향을 받기 때문에 이러한 효과를 보정해 주기 위해서 정밀 3차원 가속도계를 장착한다. 또한 각 관측값이 측정된 위치와 시간을 파악하기 위해서 각 위성은 측지용 정밀 GPS 수신기를 장착하고 있다. Figure 1은 GRACE DOWR 구성도를 나타내고 있는데, GPS 수신기와 DOWR가 동일한 진동자로 구동되고 있음을 알 수 있다.

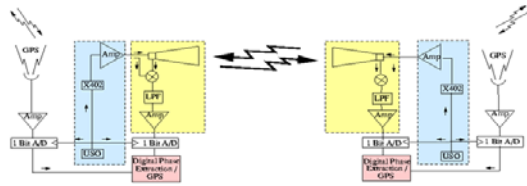


Fig 1. GRACE DOWR 구성[3]

GRACE DOWR은 발사 전 지상 시험을 통해 정확도를 시험하였는데, 위성 궤도 조건 등 우주 환경과의 차이로 충분한 검증이 이루어지지 못했다. 본 연구에서는 GRACE DOWR의 비행 성능을 분석 하였다. DOWR의 정밀도가 수 μm 로 매우 높으므로 장착된 GPS 수신기에서 제공하는 수 cm 정확도의 거리 정보로는 정확도를 직접적으로 평가하는 것이 불가능하다. 본 연구에서는 몇 가지 간접적인 방법을 사용하여 GRACE DOWR의 성능이 발사 전 설정한 DOWR 설계 목표치에 부합하는지를 시험하였다.

저자는 발사 전 설계목표치를 기준으로 정밀한 DOWR 시뮬레이터를 개발하였는데 [5,6], 본 연구에서는 시뮬레이션 데이터를 비행 데이터와 비교하는 방법을 통해, 비행 성능이 설계목표치에 일치하는지를 평가하였다. 주파수 영역에서 비교를 수행하였는데, 노이즈가 주로 작용하는 고주파 영역에서의 신호 세기를 비교하였다. 시뮬레이션과 비행데이터는 위성 궤도 조건에 따라 크게 영향을 받는데, 이를 일치시키기 위해 GPS로 측정한 실제 위성궤도를 시뮬레이션 데이터에 적용시켰다. DOWR 반송파 신호를 이중차분하면 주로 노이즈 성분만 남게 되는데, 이를 시뮬레이션 데이터와 비교하여 설계 목표치에 근접하는지

를 살펴보았다. DOWR 관측값을 이용한 거리측정값 생성 시 관측 시간 동기화를 위한 관측값 내삽(interpolation)이 필요한데, 높은 DOWR 정밀도에 의해 내삽 오차가 영향을 줄 수 있다. 본 연구에서는 개선된 내삽 기법을 통해 내삽에 의한 DOWR 정확도 저하를 분석하였다.

II. 이중단방향 거리측정기

DOWR은 두 개의 반송파 송수신기로 구성되는데, 각 DOWR은 상대방 DOWR를 향해 반송파를 송신하고 수신한다. 각 DOWR에서 수신된 반송파 식은 다음과 같이 나타낼 수 있다 [2].

$$\varphi_i^j(t) = [\varphi_i(t) + \delta\varphi_i(t)] - [\varphi^j(t) + \delta\varphi^j(t)] + E_i \quad (1)$$

여기서 $\varphi_i^j(t)$ 는 수신기 i에서의 반송파 관측값인데, 수신된 반송파($\varphi_i^j(t)$)와 기준반송파($\varphi_i(t)$)와의 차이를 나타낸다. $\delta\varphi(t)$ 는 반송파 오차로 반송파를 생성하는 진동자 불안정성에 의해 유발된다. E_i 는 모호정수, 전리층 및 노이즈 등의 각종 오차를 의미한다. 이중 단방향 반송파는 다음과 같이 단방향 반송파의 합으로 정의된다.

$$\Theta(t) \equiv \varphi_A^B(t) + \varphi_B^A(t) \quad (2)$$

시간 t에서 수신된 반송파 $\varphi_i^j(t)$ 는 신호도달 시간 τ 이전의 송신 반송파 $\varphi_i(t-\tau)$ 로 대치할 수 있는데, 이러한 일련의 치환과정을 거쳐 이중 단방향 반송파는 다음 항들로 표현될 수 있다 [2,6].

$$\begin{aligned} \Theta(t) = & [\varphi_A(t) - \varphi_A(t-\tau) + \varphi_B(t) - \varphi_B(t-\tau)] \\ & + [\delta\varphi_A(t) - \delta\varphi_A(t-\tau) + \delta\varphi_B(t) - \delta\varphi_B(t-\tau)] \\ & + [E_A + E_B] \end{aligned} \quad (3)$$

첫 번째 항은 오차 없는 반송파에 의한 것으로 위성간 거리로 변환될 수 있다. 두 번째 항은 반송파 노이즈에 의한 것인데, 신호도달시간 τ 보다 긴 주기의 노이즈는 상쇄되어 소거됨을 알 수 있다. 이러한 원리에 의한 DOWR를 사용할 경우 반송파 노이즈의 대부분을 상쇄할 수 있다. 단, 다중경로, 하드웨어 노이즈 등은 제거되지 않으며 전리층 효과 제거를 위해서는 이중주파수를 사용해야 한다. 이중 단방향 거리측정값은 모호

정수를 포함하고 있으므로, 데이터 처리과정에서 별도로 추정해 주어야 한다.

GRACE DOWR의 거리측정 정밀도는 대략 10 μm 정도이다. 전리층 효과를 제거하기 위해서 Ka (32GHz) 신호도 사용하는데, K 신호와 동일한 진동자에서 생성된다. 위성신호 간 전파간섭 등을 피하기 위하여 두 개 위성주파수는 K밴드일 경우 0.5MHz 차이를 가진다 [3]. GRACE L1A 데이터는 수집된 원시관측값 정보를 포함하는데, 관측주기는 0.1초의 단방향 반송파 정보도 포함하고 있다. GRACE L1B 데이터는 L1A 데이터를 필터링 한 뒤 각종 보정정보를 가한 것으로 주기는 5초이며, 이중 단방향 거리정보를 포함하고 있다.

GRACE 위성발사 전 DOWR의 성능을 추정하기 위하여 정밀한 DOWR 관측기 소프트웨어 시뮬레이터를 개발하였다 [5,6]. GRACE 위성에서 지상으로 송신되는 DOWR 관측값, 즉 각 위성에서 수신된 단방향의 반송파 신호를 시뮬레이션하여 결합 및 후처리 과정을 거친 뒤 거리오차를 계산하였다. DOWR 시뮬레이터를 이용하여 DOWR의 작동 가능성을 확인하였으며, 지상시험 과정에서 확인된 각종 오차요인을 적용하여 최종적으로 추정중력장 정확도를 예측하는데 사용하였다. 또한, DOWR 후처리 프로그램의 정확도 및 데이터 형식 적합성 여부 등을 파악하는데도 사용되었다.

III. 주파수 영역에서의 성능 분석

DOWR 설계요구 조건 등은 주파수 영역에서 설정되며, 대부분의 분석이 주파수 영역에서 수행되기 때문에, DOWR 비행데이터의 주파수 특성을 설계 요구치와 비교할 필요가 있다. GRACE DOWR 신호는 위성 간 상대궤도 변화를 나타내기 때문에 궤도조건에 따라 신호 크기 및 변화 경향이 완전히 다르다. 이러한 이유로 단순히 DOWR 크기 및 주파수 특성을 설계값과 비교하는 것은 불가능하다. 기존 연구의 경우 DOWR PSD (Power Spectral Density) 크기를 단순히 설계 노이즈 크기와 비교하는 분석 방법을 사용하였다 [7,8]. 본 연구에서는 실제 궤도 데이터를 이용하여 DOWR 시뮬레이션 데이터를 생성하는 방법을 고안하였다. GRACE 위성에 장착된 GPS 수신기를 이용하여 정밀궤도결정이 수행되는데, 이 궤도결정값을 시뮬레이션에 적용하여 궤도조건을 일치시켰다. 이 방법을 통해 궤도

가 DOWR 신호에 직접 작용하는 0.1Hz 이하의 중저주파 영역에서 시뮬레이션 데이터와 비행 데이터를 일치시킬 수가 있고, 중저주파 신호 차이에서 오는 고주파 신호 왜곡을 감소시킬 수 있다.

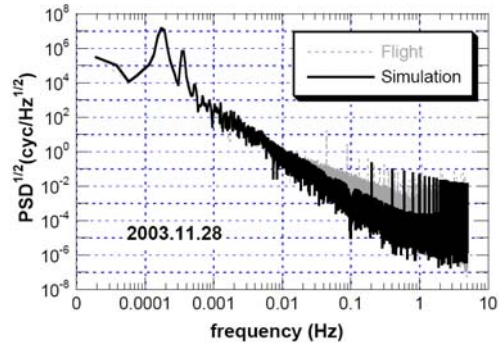


Fig 2. 단방향 반송파 PSD 비교

Figure 2는 2003년 11월 28일의 시뮬레이션과 비행 데이터의 단방향 반송파 PSD를 비교한 것이다. 0.00018 Hz에서의 높은 PSD값은 1 궤도주기에 의한 것이고, 0.00036Hz에서의 값은 2궤도주기에 의한 값이다. 궤도조건을 일치시켰기 때문에 1Hz 이하의 중저주파 영역에서 두 개의 PSD가 완전히 일치함을 알 수 있다. 1 cycle은 1.2 cm 정도인데, 0.01Hz 이상에서는 비행 데이터가 0.001 cyc/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 에서 0.05 cyc/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 정도 높은 값을 가짐을 알 수 있다. 다른 날짜의 비행 데이터를 분석했을 때도 크기의 차이는 있지만 비슷한 경향이 발견되었다. 이 주파수 영역은 중력장 신호보다는 KBR 노이즈가 대부분이므로, 설계 목표치보다 높은 고주파 노이즈가 존재함을 알 수 있다.

Figure 3은 시뮬레이션과 비행 데이터의 이중 단방향 거리측정값 PSD를 비교한 것이다. 0.01 Hz 이상에서 비행데이터가 시뮬레이션 데이터보다 최대 0.001 m/ $\sqrt{\text{Hz}}$ 정도의 높은 값을 가짐을 알 수 있다. 시뮬레이션 데이터는 5초 데이터를 사용하여 고주파 성분에 의한 aliasing 효과가 없는 반면에, 비행데이터는 저주파 필터를 사용해서 0.1초에서 5초로 변환했기 때문에 aliasing 효과에 의해 높은 고주파 성분을 나타내고 있다. 시뮬레이션 데이터에 비행 데이터와 유사한 CRN (N convolutions of a rectangle) 저주파 필터를 사용할 경우 고주파 성분 차이는 줄어들게 된다. 따라서, 설계 목표치로 aliasing 없는 시뮬레이션 값을 사용하였으나, 저주파 필터의 개선

을 통해 노이즈를 줄일 수 있으므로, 이를 비행 데이터와 비교하였다. 한편, 비행데이터가 보여주는 고주파 성분 차이는 앞에서 비교한 단방향 반송파의 고주파 성분 차이뿐만 아니라, 이중 단방향 반송파 조합과정에서 공통 노이즈가 충분히 상쇄되지 못했음을 의미한다.

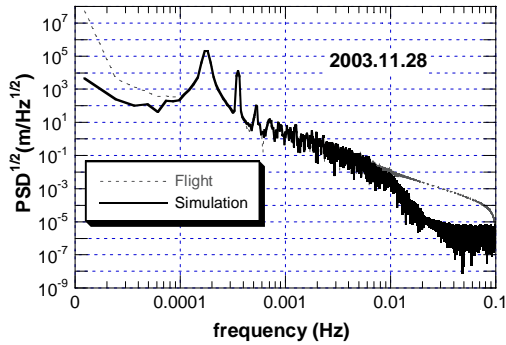


Fig 3. 이중 단방향 거리 PSD

Figure 3에서 보는 바와 같이, 전체적으로 비행데이터가 시뮬레이션 데이터보다 고주파 영역에서 높은 값을 나타내는데, 이는 고주파 성분 노이즈가 높음을 의미하고 실제 GRACE 데이터로부터 얻은 중력장 정확도가 목표 정확도보다 낮은 이유를 설명하는 단서가 될 수 있다. GRACE에서 감지할 수 있는 중력장 신호는 0.02 Hz 이하이므로 중력장 추정에 직접적인 영향을 주지는 않지만, 고주파 노이즈가 높을 경우 고주파 중력계수 뿐만 아니라 중-저주파 중력계수 추정도 왜곡시키므로 추정 중력장모델의 성능저하를 부분적으로 설명할 수 있다.

IV. 반송파 이중차분값 비교

GRACE의 경우 K(26GHz)와 Ka(32GHz)의 이중주파수를 사용하여 전리층 오차를 제거하는데, 다음과 같이 단방향 반송파의 이중차분식을 이용하면 중력장 변화에 의한 성분이 제거되고 주로 노이즈 성분만 남게 된다 [9].

$$SD_i = \left[\varphi_i'(t)_K - \frac{3}{4} \varphi_i'(t)_{Ka} \right]$$

$$DD = SD_A - SD_B \quad (4)$$

계수 3/4는 K밴드와 Ka 밴드의 비율을 의미하

는데, 두 밴드의 신호는 동일한 진동자에서 생성된다. K와 Ka 반송파를 차분할 경우 두 개 밴드에 동일한 신호 성분인 중력장 신호와 반송파 노이즈가 모두 상쇄되게 된다. 이중 차분 후 남은 신호는 두 개 위성끼리 상관 지수가 낮은 하드웨어 노이즈와 전리층 지연효과 차이이다. 전리층 지연효과는 주파수에 반비례하는데, 이중주파수로 상쇄되지 않는 고차항 성분이 남게 된다.

본 연구에서는 우선 이중차분식을 검증하기 위해서 시뮬레이션 데이터를 이용하여 이중차분값을 계산한 뒤 비행데이터와 비교하였는데, 시간영역과 주파수영역에서 각각 비교하였다. 앞에서와 마찬가지로 시뮬레이션 데이터 생성 시 실제 궤도 데이터를 사용해서 중저주파 성분의 차이를 최소화했다.

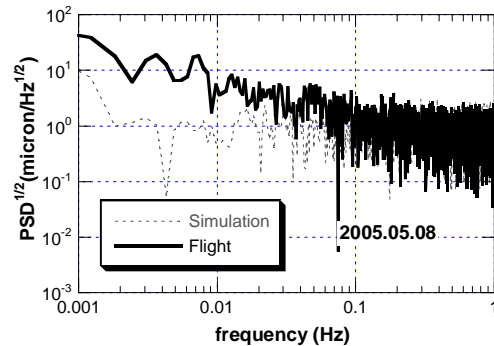


Fig 4. 반송파 이중차분값 PSD

Figure 4는 2005년 5월 8일 시뮬레이션과 비행데이터의 이중 차분값 PSD를 비교한 것인데, 0.01 Hz 이하에서 시뮬레이션 데이터가 약간 낮은 값을 보이는 것을 알 수 있다. 이는 두 개 위성의 시뮬레이션 모델 노이즈의 상관지수가 실제보다 높기 때문에 상쇄되지 않고 남은 노이즈의 크기가 작다. 각 위성의 노이즈 신호를 생성할 때 동일한 모델에 상수값을 변경해서 적용하기 때문에 노이즈 상관관계가 비교적 높다. 이는 앞에서 제시한 이중단방향 거리 비행데이터가 높은 PSD 값을 나타내는 것과 유사한 이유로 설명할 수 있다. 즉, 두 개 위성의 노이즈 사이의 상관관계가 낮아서 이중단방향 결합에 의한 노이즈 상쇄가 적게 일어나고, 고주파 노이즈의 증가를 유발하고 있다. 비행데이터와 시뮬레이션 데이터를 시간 영역에서 비교하면 각각 변화 주기가 0.5 궤도주기 및 1 궤도 주기로 차이를 나타내지만 전체적인 크기는 동일한 것으로 나타났다.

V. 내삽 오차 분석

앞의 식 (2)에서 살펴 본대로 이중단방향 반송파는 두 개 위성의 단방향 반송파를 더해 생성되는데, 두 개 반송파의 관측 시간이 동일할 때만 반송파 노이즈 상쇄 효과를 극대화시킬 수 있다. 각 GRACE 위성은 위성에 장착된 수정진동자에 의해 관측시간을 결정하며 위성에 탑재된 GPS 수신기로부터 계산한 GPS시간과 비교하여 그 크기가 일정 기준을 넘으면 주기적으로 위성시간을 GPS시간과 동기화 시키게 된다. 이러한 이유로 두 개 위성의 관측시간은 약간씩 차이를 나타내게 되어 지상에서 이를 보정할 필요가 있다. 지상에서는 GRACE 위성의 GPS 데이터 이외에 IGS (International GNSS Service) 데이터 등을 사용하여 두 개 위성의 상대 시계 오차를 1ns 이하의 정밀도로 추정할 수 있다 [9]. 이 시계 오차 수정값을 이용하여 각 위성의 단방향 반송파를 0.1초 간격의 기준 시간에 대해 내삽을 수행하게 된다. 이렇게 보정된 단방향 반송파를 결합해서 위성 간 거리 관측값을 생성하게 된다.

이러한 내삽 과정은 단방향 반송파 신호의 오차를 유발할 수 있는데, 발사 전 지상 시험에서 이에 대한 충분한 분석이 이루어지지 못했다. 내삽 오차 분석을 위해서는 참값이 필요한데 비행 데이터에는 적용할 수 없으므로 직접적인 분석이 불가능하다. 시뮬레이션 데이터를 이용한 내삽 오차 분석의 경우 시뮬레이션 데이터 생성 시 내부적으로 내삽이 적용되기 때문에 완전한 오차 분석이 이루어지기 힘들다. 본 연구에서는 새로운 단방향 반송파 내삽 방법을 사용하여 내삽 오차의 크기를 간접적으로 파악하는 방법을 고안하여 적용하였다. 기존에는 2개 위성의 데이터를 동시에 동일한 기준 시간에 대해 내삽을 수행한 후 결합하지만, 새로운 방법에서는 1개 데이터를 먼저 다른 데이터 측정 시간에 대해 내삽하고 결합한다. 이 결합된 신호를 기준 시간에 대해 2차 내삽을 수행하면 관측시간 오차가 보정된 이중단방향 거리관측값을 얻을 수 있다. 만약 내삽 오차가 극히 적다면 두 방법으로 생성된 거리관측값이 동일한 값을 나타내야 하지만, 내삽 오차에 의해 다른 값을 나타내고 그 차이는 내삽 오차에 비례하게 된다.

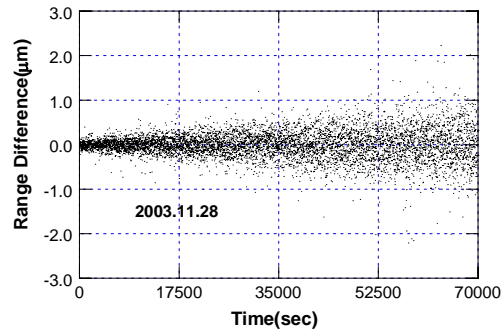


Fig 5. 내삽 방법 개선에 의한 거리 차이

Figure 5는 2003년 11월 28일 DOWR 단방향 반송파 데이터에 새로운 내삽 방법을 적용하였을 때 기존 방법과의 거리 차이를 나타내고 있다. 최대 1 μm 정도의 차이를 나타내고 있는데, 내삽 오차가 없다면 0에 가까운 차이를 나타내야만 한다. 시뮬레이션 데이터를 사용한 분석 결과 이러한 1 μm 차이는 2 ~ 3 μm 정도의 내삽 오차에 대응되는 것으로 파악되었다. 앞에서 언급한 대로 시뮬레이션 데이터의 한계로 내삽 오차 크기의 절대적인 크기는 알 수 없지만, 대략 비슷한 수준의 오차를 나타낼 것으로 추측할 수 있다. 이러한 내삽 오차는 전리층 효과 제거를 위해 K와 Ka 신호를 결합했을 때 증가하여 최고 5 μm 정도에 이를 수 있다. 이는 실제 요구조건 10 μm 에 비해 작은 값이 아니며, 전체적인 오차 증가에 일정 부분 기여한다고 할 수 있다. 다른 날짜의 비행데이터를 사용했을 때 시계 오차 크기에 따라 거리 차이가 변화하는데 대체로 1 μm 이내의 값을 나타내었다. 다른 날짜의 데이터도 시험해 보았는데, 시계 오차의 크기에 따라 거리 차이가 변화하지만 전체적으로 비슷한 경향을 나타냄을 확인하였다.

VI. 결론

GRACE 이중단방향 거리측정기(DOWR)의 비행성능을 설계 목표치 설정에 사용한 시뮬레이션 모델과 비교하였다. 실제 궤도데이터를 사용하여 시뮬레이션 데이터를 생성함으로써 직접적인 비교가 가능하도록 하였다. 3가지 종류의 시험을 수행하여 설계 목표대비 성능을 간접적으로 분석하였다. 첫째 방법으로 시뮬레이션과 비행 데이터의 PSD를 비교하였다. 둘째, 이중 차분값을 비교하여 노이즈 크기와 PSD를 분석하였다. 셋째,

개선된 반송과 내삽을 사용하여 반송과 관측 시간 보정 시 발생하는 오차를 분석해 보았다.

전체적인 DOWR 신호세기 및 노이즈 등은 설계 목표값(시뮬레이션)과 비슷하지만, 고주파 영역에서 설계치 보다 크다는 것이 밝혀졌다. 이러한 고주파 노이즈는 고주파 중력신호뿐만 아니라 중저주파 중력신호에도 영향을 주는데 이를 감소시키기 위해서는 보다 더 강력한 저주파필터를 사용하는 것이 필요하다. 또한, 현재 GRACE 데이터 처리에 사용되고 있는 CRN 필터 이외에 다른 필터도 실험해 볼 필요가 있다. 단, 이러한 필터링에는 데이터 처리와 관련한 복잡한 기능이 요구되므로 본 연구에서는 구현하지 않았으며, 향후 연구 주제로 설정할 수 있다. 개선된 내삽 방법을 통해 최대 5 μm 정도의 내삽 오차가 있는 것으로 파악 되었는데, 이는 DOWR 노이즈 크기 증가에 일정 부분 기여한다. 새로운 내삽 방법은 내삽 오차 감소에 적용될 수 있는데, GRACE DOWR 적용 시에는 감소효과가 1 μm 정도로 크지 않다. 하지만 향후 새로운 이중단방향 거리측정기 위성이 개발되어, 유사한 내삽 오차 문제가 있을 경우에 적용될 수 있을 것이다.

본 연구에서 제시된 분석 방법 들은 향후 새로운 이중단방향 거리측정기에도 적용될 수 있으며, 간접적인 비행 성능 평가에 필요한 방법론을 제시하고 있다. DOWR은 위성뿐 아니라 항공기 및 지상 물체 간 초정밀 거리측정에도 사용할 수 있는 방법으로 비교적 저비용으로 높은 정밀도를 구현할 수 있으므로, 앞으로 많이 사용될 것으로 예상된다.

후기

본 논문은 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRF-2006-331-D00098).

참고문헌

- [1] 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.
- [2] Thomas, J.B., "An Analysis of Gravity-Field Estimation Based on Intersatellite Dual-Way Biased Ranging", Jet Propulsion Laboratory, JPL Publication 98-15, Pasadena, CA, May 1999.
- [3] 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.
- [4] Tapley, B., et al., "GRACE measurements of mass variability in the Earth system", Science, Vol. 305, 2004, pp. 503-505.
- [5] Kim, J. and Tapley, B.D., "Error Analysis of a Low-Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 25, No. 6, 2002, pp. 1100-1106.
- [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] Gerlach, Ch. et al, "GRACE performance study and sensor analysis", The Joint CHAMP/GRACE Science Meeting, 2003.
- [8] Frommknecht, B. et al, "Integrated sensor analysis for GRACE - development and validation", Advances in Geoscience, Vol1, No.57, 2003, pp.57-63.
- [9] Dunn, C. et al, "Application Challenge: Instrument of Grace GPS Augments Gravity", GPS World, February 2003, pp.16-28.