Korean Journal of Remote Sensing, Vol.27, No.5, 2011, pp.507~520

정밀 3차원 지상좌표 추출을 위한 IRA의 효율적인 신호처리 기법

이동택* · 정형섭*† · 윤근원**

*서울시립대학교 공간정보공학과, **국방과학연구소 제3기술연구본부

An Efficient Interferometric Radar Altimeter (IRA) Signal Processing to Extract Precise Three-dimensional Ground Coordinates

Dong-Taek Lee*, Hyung-Sup Jung*† and Geun-Won Yoon**

*Department of Geoinformatics, The University of Seoul

**The third Research and Development Institute, Agency for Defense Development

Abstract : Conventional radar altimeter system measured directly the distance between the satellite and the ocean surface and frequently used by aircraft for approach and landing. The radar altimeter is good at flat surface like sea whereas it is difficult to determine precise three dimensional ground coordinates because the ground surface, unlike ocean, is very indented. To overcome this drawback of the radar altimeter, we have developed and validated the interferometric radar altimeter signal processing which is combined with new synthetic aperture and interferometric signal processing algorithm to extract precise three-dimensional ground coordinates. The proposed algorithm can accurately measure the three dimensional ground coordinates using three antennas. In a set of 70 simulations, the averages of errors in x, y and z directions were approximately -0.40 m, -0.02 m and 4.22 m, respectively and the RMSEs were about 3.40 m, 0.30 m and 6.20 m, respectively. The overall results represent that the proposed algorithm is effective for accurate three dimensional ground positioning.

Key Words : Radar Interferometry, IRA, Altimeter, InSAR, Geopositioning, SIRAL

요약 : 전파 고도계는 비행체의 직하방으로 펄스를 발사하고 펄스의 왕복 도달 시간을 거리로 환산하여 고도를 탐지하는 시스템으로써, 이착륙하는 항공기가 지면에 충돌하는 것을 방지함은 물론, 위성에 탑재되어 전 지구 해수면의 고도를 수 mm의 정밀도로 관측하기도 한다. 그러나 전파 고도계는 넓은 swath 내의 모든 데이터를 취득하여 이의 평균치로 고도를 측정하기 때문에 해수면과 같이 편평한 지역에서는 정밀 고도 추출이 가능하지만, 지면과 같이 변화가 심한 지형에서의 고도 탐지가 어렵다는 한계가 있다. 이러한 한계를 개선하기 위하여 본 연구에서는 지표면의 고도뿐만 아니라 3차원 위치 좌표까지 효과적으로 추출할 수 있는 간섭계 레이더 고도계 (Interferometric Radar Altimeter, IRA) 신호처리 알고리즘을 제안하였다. 이 방법은 세 개의 센서를 이용한 레이더 간섭기법 (Synthetic Aperture Radar Interferometry, InSAR)을 통하여 비행체로부터 최근거리에 위치하고 있는 타겟의 3차원 지상 좌표를 정밀하게 추출하는 신호처리

접수일(2011년 9월 25일), 수정일(1차 : 2011년 10월 16일), 게재확정일(2011년 10월 18일).

† 교신저자: 정형섭(hsjung@uos.ac.kr)

기법이다. 본 연구에서는 제안된 신호처리 기법의 정밀도를 분석하기 위하여 약 3,500여 개의 포인트 타겟을 설정하고, RAW 데이터 시뮬레이션 및 70회의 정밀 좌표 추출 시뮬레이션을 수행하였다. 추출된 좌표와 포인트 타겟 간 오차의 평균과 표준편차, Root mean square errors (RMSEs)를 계산하였고, 이러한 결과로부터 IRA 처리 기법의 좌표 추출 정밀도를 분석하였다. 관측 결과 오차의 평균은 x, y, z 방향으로 각각 −0.40 m, −0.02 m, 4.22 m 이며, 오차의 표준편차는 3.40 m, 0.30 m, 4.60 m, RMSE는 각각 3.40 m, 0.30 m, 6.20 m 로 나타났다. y축 방향으로의 오차는 다른 방향에 비해 매우 작았으며, 이는 간섭기법의 정밀도가 높기 때문이다. 이러한 결과는 고도만을 파악할 수 있었던 기존 전파 고도계의 한계를 넘어 제안된 IRA 처리 기법으로 정밀하게 지표면의 3차원 위치를 추출할 수 있음을 지시한다.

1. 서 론

비행 중인 항공기나 위성에서 직하방을 향해 전파를 발사하고, 그 전파가 되돌아 온 시간을 측정하여 고도를 탐지하는 장치인 전파 고도계는 이착륙하는 항공기가 지면에 충돌하는 것을 방지함은 물론, European Remote Sensing Satellite (ERS)과 같은 지구관측 위성에 탑재되어 전 지구 해수면의 고도를 수 mm의 정밀도로 관측하기도 한다 (Bechley *et al.*, 2007). 그러나 넓은 swath 내의 모든 데이터를 취득하여 이의 평균치로 고도를 측정하기 때문에 해수면과 같이 고도변화가 거의 없고 편평한 지역에서는 정밀 고도 탐지가 가능하지만, 지면과 같이 지형의 변화가 심한 지역에서의 고도를 정밀하게 탐지하는 것이 어렵다는 한계가 있다. 이러한 한계를 극복하기 위하여 기존의 전파 고도계의 원리에 레이더 간섭 기법을 접목한 연구가 유럽, 미국 등 선진국 중심으로 활발하게 수행되고 있다 (Rey *et al.*, 2001; Kim *et al.*, 2009). 레이더 간섭 기법은 두 장의 레이더 영상을 이용하여 취득된 넓은 영역의 데이터로부터 수 cm 내지 수 mm 의 측정 정밀도로 지표의 변위를 탐지함은 물론 (Goldstein *et al.*, 1988), 지표의 세부적인 특성까지도 파악할 수 있는 첨단 기술 (Zebker and Goldstein, 1986; Rosen *et al.*, 2000)로써, 지진 (Stramondo *et al.*, 2004)과 산사태 (Tarchi *et al.*, 2003; Farina *et al.*, 2006; Colesanti and Wasowski, 2006), 화산 (Hooper *et al.*, 2004; Jung *et al.*, 2011) 등의 자연재해를 탐지하는데 이용된다. 미국항공우주국 (National Aeronautics and Space Administration, NASA)과 프랑스국립우주연구소 (Centre National d' Etudes Spatiales, CNES)가 2016년 발사를 목표로 공동으로 연구 중인 Surface Water and Ocean Topography (SWOT) mission은 전파 고도계와 레이더 간섭 기법의 원리가 적용된 것으로써, 해수면의 상승과 기후 변화, 빙하 탐지, 해안가 습지 변화 탐지 등을 수행할 예정인 것으로 알려졌다 (Fu *et al.*, 2010; Durand *et al.*, 2010). 지난 2010년 유럽우주기구 (European Space Agency, ESA)에서 빙하 관측을 위해 발사한 위성인 CryoSat-2 또한 SAR/ Interferometric Radar Altimeter (SIRAL) 센서를 탑재하여 극지방의 빙하 두께를 매우 정밀하게 관측하고 있으며 (Rey *et al.*, 2001; Wingham *et al.*, 2006; Tonboe *et al.*, 2010), Lee *et al.*(2010)는 이러한 SIRAL센서의 SARIn 모드 파라미터를 기반으로 RAW 데이터 시뮬레이션 및 신호처리 시뮬레이션을 수행하여 지상점의 3차원 좌표를 정밀하게 추출하는 방법을 연구하였다. 특히, Hager *et al.*(2003)는 세 개의 센서를 이용하여 지표면의 3차원 위치를 추출하기 위한 항공기 기반의 간섭계 레이더 고도계에 대한 연구를 진행하였다. 본 연구에서는 Hager *et al.*(2003)에 의하여 제안된 간섭계 레이더 고도계 (Interferometric Radar Altimeter, IRA)의 효율적인 신호처리 기법을 제시하고, 시뮬레이션을 통하여 제안된 기법으로 추출된 3차원 좌표의 정밀도를 검증하였다.

IRA는 세 개의 센서에 의한 멀티 베이스라인을 통하여 정밀하게 지상의 3차원 위치 좌표를 추출한다. SIRAL과 같이 두 개의 센서로 좌표를 추출하는 방법은 베이스라인이 단지 하나만 존재하여 0에서부터 2π사이로 wrapped 된 위상에 대해 모호정수가 발생할 가능성이 있으나, 세 개의 센서를 이용할 경우 멀티 베이스라인에 의해 이를 보정할 수 있기 때문에 보다 정밀한 간섭기법의 적용이 가능한 장점이 있다. IRA 처리 기법을 이용

한 정밀 3차원 지상좌표의 추출은 1) 비행방향의 각도인 경사각과 2) 비행방향의 수직방향의 각도인 관측각, 3) 비행체로부터 최근점까지의 거리인 경사거리를 IRA의 레이더 신호로부터 추출하고, 이를 ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed) 좌표계의 3차원 좌표로 변환하여 수행된다. 제안된 신호처리 기법으로부터 경사각, 관측각 및 경사거리의 계산은 다음과 같이 이루어진다. 1) 경사각은 azimuth 방향으로의 RAW 데이터 밴드패스필터에 이용되는 도플러 중심주파수로부터 계산되고, 2) 관측각은 서로 다른 세 데이터간의 간섭 위상으로부터 계산되며, 3) 경사거리는 최초 신호의 도달시간으로부터 계산된다. 특히, 경사거리의 관측 방법은 세 안테나 중 가운데에 위치한 안테나(ambiguous antenna)만을 이용하여 경사거리를 대략적으로 추정하는 근사 경사거리 추출모드와, 세 안테나 모두를 이용하여 근사적으로 추정된 거리로부터 정밀한 경사거리를 추출하는 정밀 경사거리 추출모드로 나뉜다. 이러한 이유는 경사거리 관측 속도를 개선하기 위함이다. 또한 합성 개구 레이더(Synthetic Aperture Radar, SAR)는 주로 순간주파수가 선형적으로 증가하는 Chirp 펄스를 이용하지만 (Franceschetti and Schirinzi, 1990), 본 연구에서는 Hager *et al.*(2003)에 의하여 제안된 바와 같이 1과 −1로 이루어진 신호의 시퀀스인 13 비트의 BARKER코드를 적용하였다. BARKER코드는 부엽 효과 (sidelobe effect)가 chirp에 비해 상대적으로 크지만 (Rihaczek and Golden, 1971), chirp펄스와 마찬가지로 Correlation을 통해 신호의 압축을 수행하고, 코드의 형태가 간결하다는 장점이 있다. 본 연구에서는 비행체가 요동이 없이 선형으로 비행한다고 가정하였고, 총 3,500여 개의 포인트 타겟을 생성하여 RAW 데이터 시뮬레이션을 수행하였다. 이 중 서로 다른 70개 포인트 타겟의 3차원 위치 좌표와 IRA 처리기법으로부터 추출된 최근점의 좌표를 비교하여 좌표 간 x, y, z 방향 오차와 오차의 표준편차, RMSE를 계산하고 그 정밀도를 검증하였다.

2. IRA 신호처리 기법

IRA 신호처리 기법의 전체적인 연구 흐름도는 Fig. 1과 같다. 세부 처리 과정은 크게 1) 포인트 타겟의 생성, 2) RAW 데이터 모사, 3) IRA 신호처리 기법을 이용한 경사각, 관측각 및 경사거리의 관측, 4) ECEF 좌표계에서의 3차원 좌표 환산, 5) 환산 좌표의 정밀도 분석과정으로 이루어진다.

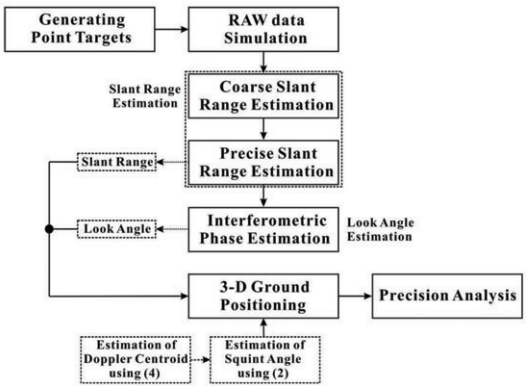

Fig. 1. Block diagram of the proposed IRA system. The number in brackets refers to the equation number in the main text.

1) IRA 기하

Fig. 2는 IRA 시스템의 작동방법을 나타낸다. Fig. 2에서 보는 바와 같이 IRA 시스템은 azimuth와 range 방향 모두에 대하여 넓은 aperture를 지니고 수직방향으로 레이더파를 송신하고 수신한다. 송신되는 펄스는 지표에 수직으로 보내지기 때문에 수신된 신호는 서로 중첩되게 된다. 만약 지표가 편평하다면 aperture의 중심부에서 리턴된 신호가 가장 빨리 도달할 것이며, 산악지형으로 구성된 경우 경사거리가 가장 짧은 산사면에서 신호가 가장 빨리 도달할 것이다. 이렇게 IRA 시스템에서 송신된 신호가 가장 짧은 경사거리를 지니는 목표물로부터 리턴되어 수신되었다면, 또한 이 신호가 다른 타겟으로부터의 신호와 중첩되지 않았다면, 우리는 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호만을 이용하여 3차원 위치를 정밀하게 관측할 수 있다.

그러나 위와 같이 azimuth와 range방향 모두에 대하여 넓은 aperture를 그대로 이용하여 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호의 3차원 위치를 관측한다면, 관측되는 타겟은 넓은 aperture 지역내에서 적은 수로 한정될 수밖에 없다. 이러한 단점은 azimuth 방향으로의 도플러효과를 이용하여 극복될 수 있다(Fig. 3). 즉, 도플러대역필터(Doppler bandpass filter)를 이용하여

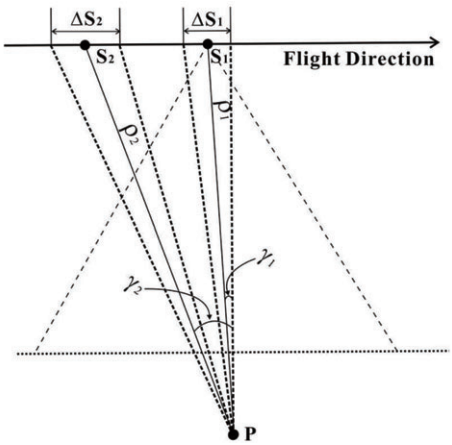

Fig. 2. IRA Geometry.

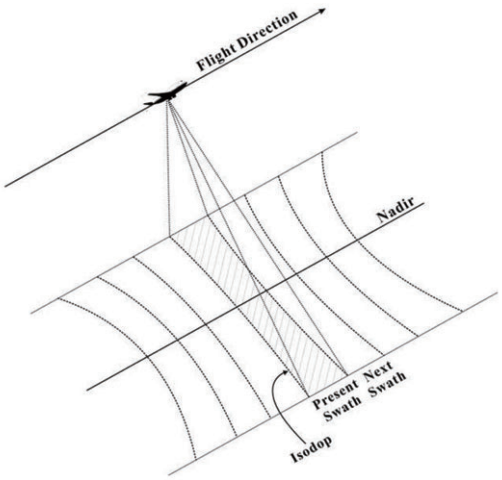

Fig. 3. Doppler effect illustrated by isodops as a result of selection by the use of Doppler filters.

도플러 주파수가 근수직에 가까운 지역에서 리턴된 신호만을 추출한 후, 이 리턴신호 중 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호만을 추출하고, 이 신호로부터 3차원 위치를 관측하는 것이다. 이와 같은 처리과정은 Fig. 3에서 보는 바와 같이 현재관측하고 있는 영역인 도플러 대역필터로 정의된 좁은 영역에서 가장 가까운 경사거리에 해당하는 리턴신호만을 추출할 수 있고, 또한 이의 3차원 위치를 정밀하게 관측할 수 있다.

위의 과정에서 핵심은 바로 도플러대역필터에 의하여 정의된 지역에서의 리턴신호 중 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호를 정확히 찾는데 있다. 즉, azimuth와 range방향 모두에 대하여 넓은 aperture를 그대로 이용하여 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호를 range gate time으로 하여 신호를 수신한다. 수신된 신호에 대하여 도플러대역필터에 의하여 남아있는 리턴 신호 중 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호의 위치를 정확히 계산해야 한다. 정확하고 신속하게 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호를 찾기 위하여 목표물에 접근하기 전에 목표물의 위치를 근사적으로 계산하고, 목표물에 근접한 후 목표물의 정확한 위치를 정밀하게 계산하는 정책을 이용한다.

Fig. 2와 같이 비행위치 S_2에서 압축거리 S_2과 경사각 γ_2에 의한 도플러대역필터로 정의된 지역에서 가장 짧은 경사거리를 지니는 목표물이 P라고 하면, 이때의 경사거리 ρ_2를 결정할 수 있다. 일정 시간이 경과 후 비행위치 S_1에서 압축거리 S_1과 경사각 γ_1에 의한 도플러대역필터로 정의된 지역에서 가장 짧은 경사거리를 지니는 목표물 P까지의 근사적인 경사거리 ρ_1은 다음과 같이 결정될 수 있다(Fig. 2).

$$\rho_1 = \frac{\cos\gamma_2}{\cos\gamma_1}\rho_2 \tag{1}$$

두 경사각 γ_1, γ_2는 도플러 중심주파수와 비행체의 속도 및 파장에 의존적이며 다음과 같이 나타낼 수 있다(Hein, 2004).

$$\gamma_1 = \sin^{-1}\left(\frac{\lambda}{2V}f_{DC1}\right) \tag{2}$$

$$\gamma_2 = \sin^{-1}\left(\frac{\lambda}{2V}f_{DC2}\right) \tag{3}$$

여기서, λ는 파장, V는 비행체의 속도이다. 도플러 중심주파수는 압축하는 거리 (Δs_1, Δs_2), 즉, 타겟에 대한 신호를 수신한 시간에 의존적이며, 식 (4), (5)와 같이 정의할 수 있다.

$$f_{DC1} = \sin^{-1}\left(\frac{V}{\lambda H}f_{DC1}\right) \tag{4}$$

$$f_{DC2} = \sin^{-1}\left(\frac{6V}{\lambda H}f_{DC2}\right) \tag{5}$$

여기서, H는 비행체의 고도이다.

결국, 비행위치 S_2에서 근사경사거리 추출기법에 의하여 빠르게 경사거리 ρ_2를 계산하고, 식 (1)에 의하여 비행위치 S_1에서 근사경사거리 ρ_1을 추출한 다음 정밀경사거리 추출기법에 의하여 정밀하게 경사거리를 관측한다. 이러한 과정은 목표물 P에 의하여 생성된 리턴신호를 신속하고 정확하게 찾는데 효율적이다.

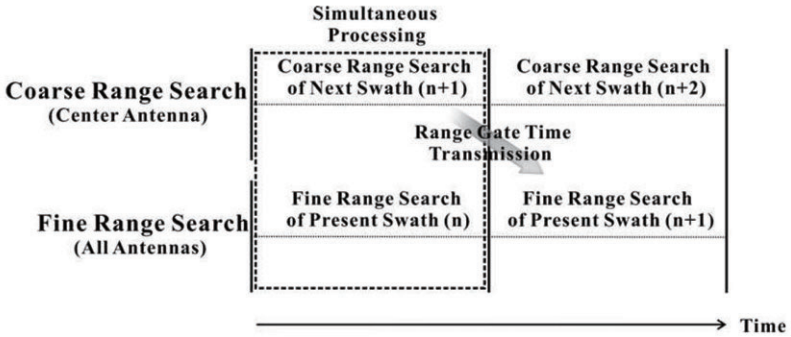

Fig. 4. Simultaneous processing for slant range distance determination.

2) 경사거리 추출 알고리즘

경사거리 추출 알고리즘은 1) 근사 경사거리 추출 알고리즘과 2) 정밀 경사거리 추출 알고리즘으로 구분된다. 근사 경사거리 추출 단계는 비행체가 직하방보다 하나 앞에 위치한 swath (next swath)내의 최근점에 대한 근사 경사거리를 ambiguous 안테나의 리턴신호를 이용하여 추정하는 단계를 말한다. 정밀 경사거리 추출 단계는 비행체의 직하방 swath (present swath)내에 있는 최근점의 정밀한 경사거리를 세 안테나의 리턴신호 모두를 이용하여 결정하는 단계이다. 결국 정밀 경사거리의 관측은 이 두 모드의 상호 동작을 통하여 이루어진다. 즉, 현재 비행체가 통과하고 있는 직하방의 swath를 n번째 swath라고 하면 IRA의 정밀 경사거리 추출 알고리즘은 n번째 swath내 최근점의 위치를 정밀하게 결정하고, 동시에 근사 경사거리 추출 알고리즘은 n+1번째 swath내 최근점의 위치를 근사적으로 추정한다(see Fig. 4).

앞서 기술한 바와 같이 경사거리 추출 알고리즘을 두 단계로 나누어 접근하는 이유는 신속하고 정확하게 최근점으로부터의 신호를 추출하기 위해서이다.

가. 근사 경사거리 추출

근사 경사거리 추출은 n+1번 째 swath 내의 최근점의 경사거리를 근사적으로 추출하는 것으로, 도플러대역필터(Doppler bandpass filter)를 이용하여 도플러 주파수가 근수직에 가까운 지역에서 리턴된 신호만을 추출한 후, 이 추출된 신호 중 가장 짧은 경사거리에서 돌아온 신호를 찾아 경사거리를 추출한다. 이때 근사 경사거리는 ambiguous 안테나의 리턴신호만을 이용하여 추출된다. Table 1의 시스템 파라미터를 이용한 IRA의 경우에는 1) 2,500 Hz의 비교적 작은 PRF(pulse repetition frequency)를 이용하여 펄스를 송수신하여 리턴신호를 취득하며, 2) 취득된 신호는 고속 푸리에 변

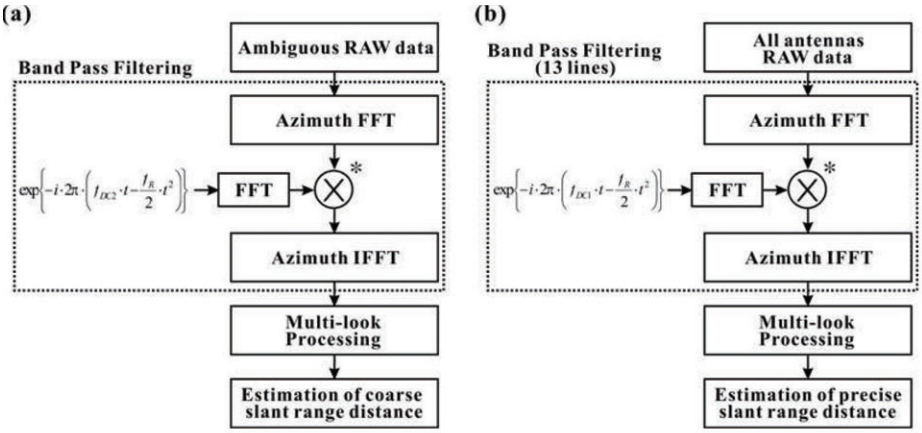

Fig. 5. Block diagram of the IRA slant range estimation. (a) is flow for coarse slant range distance estimation and (b) is flow for precise slant range estimation. The two processing methods of slant range distance estimations are very similar but the PRF and Doppler centroid are different. The symbol * denotes a complex conjugate multiplication.

환 (Fast Fourier Transform, FFT)시 속도 향상을 위해서 2의 제곱인 azimuth 방향으로 1024 라인, range 방향으로 512 픽셀이 된다. 신호처리과정은 Fig. 5(a)에서 보는 바와 같이 1) Azimuth방향으로 퓨리에변환을 수행하고, 2) Fig. 2의 S_2만큼 압축하기 위한 reference 신호를 곱한 후, 3) Azimuth 방향으로 역퓨리에 변환을 수행하고, 4) range방향으로 데이터 평균을 계산하는 멀티룩 프로세싱을 수행한다. 마지막으로 최근점에 대한 신호는 신호의 유무를 결정하는 threshold 값을 넘는 range방향으로의 픽셀 위치를 찾는 것이며, 찾아진 신호로부터 근사 경사거리를 계산할 수 있으며, 또한 Fig. 2의 비행위치 S_1에서의 근사 경사거리는 식 (1)에 의하여 계산될 수 있다.

나. 정밀 경사거리 추출

정밀 경사거리 추출은 근사 경사거리 추출 과정에서 계산된 비행위치 S_2에서의 근사 경사거리를 식(1)을 이용하여 비행위치 S_1에서의 경사거리로 변환한 후, 이 경사거리로부터 더욱 정밀한 경사거리를 결정하는 단계이다(Fig. 2). 정밀 경사거리 추출의 특징은 매우 높은 PRF에서 신호를 받아 멀티룩처리기법을 통하여 신호의 노이즈를 최소화하여 경사거리를 추출한다는 점이다. 근사 경사거리추출과정에서 대략적인 경사거리를 계산하였기 때문에 모든 range방향으로의 픽셀을 계산할 필요는 없으며, 근사경사거리 오차를 6픽셀 정도로 가정한다면, range 방향으로 13픽셀 정도에서 Fig. 5(b)를 수행하면 된다. Table 1의 시스템 파라미터를 이용한 IRA의 경우에는 1) 150 kHz의 매우 높은 PRF를 이용하여 펄스를 송수신하며, 2) 취득된 신호는 고속 푸리에 변환을 위하여 2의 제곱인 azimuth 방향으로 32,768 라인을 사용한다. 또한, 근사 경사거리 추출 과정과는 달리 세 안테나에서 수신된 데이터를 모두 이용하여 노이즈를 최소화하므로 RAW 데이터는 총 3개가 존재한다. 최근점에 대한 신호는 근사 경사거리 신호 추출 방법과 동일하다.

3) 관측각 추출 알고리즘

InSAR에서 관측각 (look angle)의 도출은 동일 지상점에 대하여 두 SAR영상으로 간섭 위상(Interferometric Phase)를 측정함으로써 계산할 수 있고 (Cloude and Papathanassiou, 1998), 간섭 위상과 지형, 지구타원체 간의 관계식은 관측각과 상호 연결되기 때문에 (Sandwell and Price, 1998) 간섭 위상의 정밀한 측정은 본 연구의 핵심과정이다. 간섭 위상을 정밀하게 측정하지 못하면 관측각의 정밀 측정 또한 불가능하기 때문에 간섭 위상은 잘 계산되어야 한다. 간섭도에서 위상은 $-\pi$에서 π사이의 값으로 wrapping되어 있으며 2π로 진동한다. 따라서 서로 이웃한 화소들을 이용하여 이를 절대 위상으로 바꾸어 주는 과정이 필요하며, 이를 phase unwrapping이라 한다 (Ghiglia and Pritt, 1998). 이

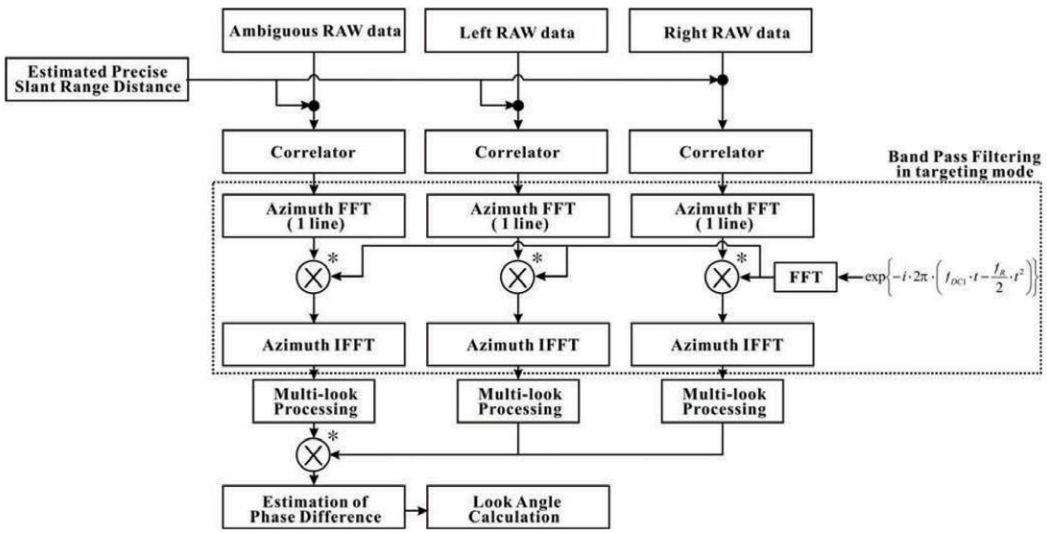

Fig. 6. Block diagram of the IRA interferometric phase estimation. The symbol * denotes a complex conjugate multiplication.

러한 phase unwrapping 과정을 명확히 하기 위하여 IRA는 멀티 베이스라인을 이용하여 unwrapped 위상을 계산한다.

정밀 경사거리추출과정에서 최근점까지의 정확한 경사거리를 측정하였고, 따라서 우리는 최근점으로부터의 리턴 펄스에 대한 range방향으로의 픽셀위치를 정확히 알 수 있다. 또한 이 리턴펄스는 BARKER 코드로 이루어져 있기 때문에 자기상관기법인 matched filtering에 의하여 압축될 수 있다. 우리는 단 한 지점인 최근점으로부터 리턴펄스의 압축 값만 알면 되기 때문에 단순히 BARKER 코드와 최근점으로부터의 리턴 펄스의 요소별로 곱하여 더한 하나의 값만을 추출한다. 그러면, range방향으로는 1픽셀의 값을 지닐 것이다. 이러한 신호를 azimuth방향으로 퓨리에 변환을 수행한 후, reference신호를 곱하고, 다시 역퓨리에 변환을 수행한 후, 멀티룩 처리를 수행한다 (Fig. 6). 그리고 세 안테나로부터 위상값이 계산되면 관측각 (θ)은 다음과 같은 수식 (6)에 의해 결정된다.

$$\theta = \sin^{-1}\left(\frac{B_{AR}\sin\overline{\theta_{AR}} + B_{LA}\sin\overline{\theta_{LA}} + B_{LR}\sin\overline{\theta_{LR}}}{B_{AR} + B_{LA} + B_{LR}} \right) \quad (6)$$

여기서, B_{AR}, B_{LA}, B_{LR}은 각각 ambiguous 안테나와 우측 안테나 간의 베이스라인의 길이, 좌측 안테나와 ambiguous 안테나 간의 베이스라인의 길이, 좌측 안테나와 우측 안테나 간의 베이스라인의 길이이고, $\sin\overline{\theta_{AR}}$, $\sin\overline{\theta_{LA}}$, $\sin\overline{\theta_{LR}}$은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$\sin\overline{\theta_{AR}} = \frac{\lambda(\phi_{\mathrm{AR}} + 2\pi\overline{n_{AR}})}{2\pi B_{AR}} \quad (7)$$

$$\sin\overline{\theta_{LA}} = \frac{\lambda(\phi_{\mathrm{AR}} + 2\pi\overline{n_{LA}})}{2\pi B_{LA}} \quad (8)$$

$$\sin\overline{\theta_{LR}} = \frac{\lambda(\phi_{\mathrm{AR}} + 2\pi\overline{n_{LR}})}{2\pi B_{LR}} \quad (9)$$

여기서, λ는 파장의 길이, ϕ_{AR}, ϕ_{LA}, ϕ_{LR}은 각각 ambiguous 안테나와 우측 안테나, 좌측 안테나와 ambiguous 안테나, 좌측 안테나와 우측 안테나에 의해 도출된 간섭 위상이다. IRA의 파장과 베이스라인의 길이는 이미 결정되어 있는 값이고, 세 쌍의 간섭 위상 또한 간섭 기법으로부터 결정되기 때문에 관측각과 미지 정수 $\overline{n_{AR}}, \overline{n_{LA}}, \overline{n_{LR}}$만이 미지수가 된다. 이 미지수 값은 베이스라인의 길이가 가장 긴 좌측과 우측 안테나간의 베이스라인으로부터 −3, −2, −1, 0, 1, 2, 3의 7개 정수에 대한 $\sin\theta_{LR}$의 값을 각각 산출하고, 이 중 오차가 최소가 될 때의 값을 미지 정수로 선택함으로써 이루어진다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 미지 정수가 5일 때 오차가 최소가 되기 때문에 미지 정수를 5로 선택하였다. 오차의 최소값이 오차의 임계치보다 크면 미지 정수의 결정이 실패한 것으로 간주한다. 위의 과정을 통하여 미지 정수가 결정되면 식 (6)에 의해서 관측각을 결정할 수 있다.

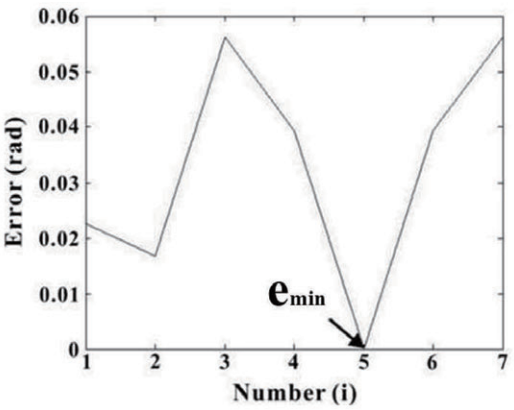

Fig. 7. The error is smallest at the integer ambiguity 5

4) 3차원 위치 결정 알고리즘

ECEF 좌표계에서의 3차원 정밀 위치는 앞의 과정에서 생성된 관측각과 경사각, 경사거리로 계산된다. IRA 처리 기법을 통해 도출된 이들 값은 각각 도플러 원과 range 원을 정의하는데 이용된다. 도플러 원과 range 원을 그림으로 나타내면 각각 Fig. 8, Fig. 9와 같다. 도플러 원 및 range 원의 반지름과 비행체로부터 이들 각 원의 중심까지의 거리는 정밀 3차원 위치의 결정에 핵심적인 역할을 하기 때문에 이를 잘 정의하여야 하며, 도플러 원의 반지름 (X_d)과 중심까지의 거리 (R_d)는 수식 (10−11), range 원의 반지름 (Y_m)과 중심까지의 거리 (R_i)는 수식 (12−13)에 의해 다음과 같이 나타낼 수 있다 (Hager *et al.*, 2003).

$$X_d = \rho_1 \cos\beta \quad (10)$$

$$R_d = \rho_1 \sin\beta \quad (11)$$

여기서, β는 depression angle로써 $\frac{\pi}{2} - \gamma$이다.

$$R_i = \rho_1 \cos\phi \quad (12)$$

$$Y_m = \rho_1 \sin\phi \quad (13)$$

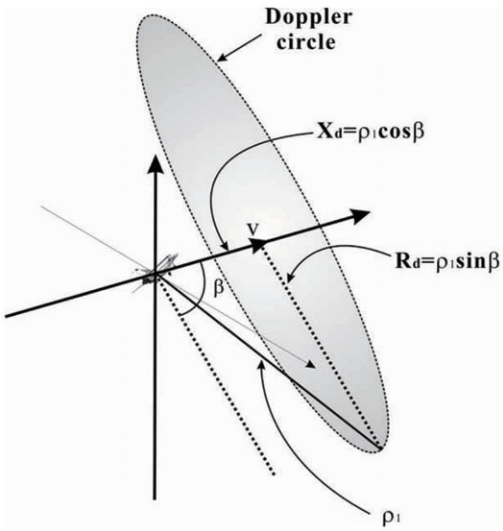

Fig. 8 Doppler circle in Doppler coordinate system

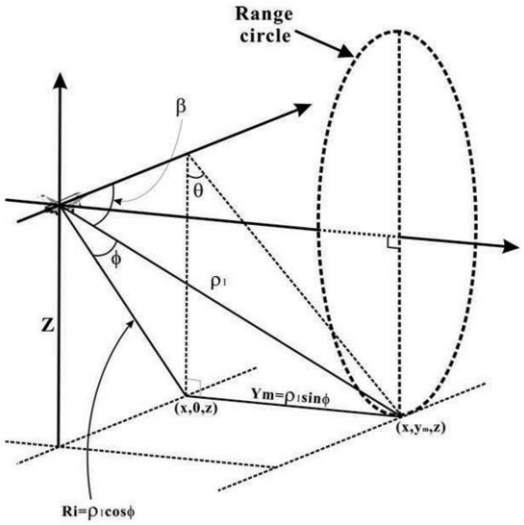

Fig. 9 Range circle in Body coordinate system

위와 같이 도플러 원과 range 원의 반지름과 중심까지의 거리를 계산하고 난 후, 도플러 좌표계를 비행체 좌표계로 변환하기 위하여 비행체의 roll, pitch, yaw 각에 따른 회전행렬을 정의한다. 도플러 좌표계의 비행체 좌표계로의 변환은 다음과 같은 수식 (14)에 의해 나타낼 수 있다 (Hager *et al.*, 2003).

$$\begin{bmatrix} Vx \\ Vy \\ Vz \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} V_x^N \\ V_y^N \\ V_z^N \end{bmatrix} \tag{14}$$

여기서, Vx, Vy, Vz는 각각 비행체 좌표계에서의 x, y, z 방향 속도벡터, V_x^N, V_y^N, V_z^N은 각각 도플러 좌표계에서의 x, y, z 방향 속도벡터이며 은 변환회전행렬로 아래와 같이 정의된다.

$$R = \begin{matrix} \cos(\kappa)\cos(\psi) & -\sin(\kappa)\cos(\omega)+\cos(\kappa)\sin(\psi)\sin(\omega) & \sin(\kappa)\sin(\omega)+\cos(\kappa)\sin(\psi)\cos(\omega) \\ \sin(\kappa)\cos(\psi) & \cos(\kappa)\cos(\omega)+\sin(\kappa)\sin(\psi)\sin(\omega) & -\cos(\kappa)\sin(\omega)+\sin(\kappa)\sin(\psi)\cos(\omega) \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi)\sin(\omega) & \cos(\psi)\cos(\omega) \end{matrix} \tag{15}$$

여기서, κ, ψ, ω는 각각 yaw, pitch, roll 회전각이다.

만약, 비행체의 상승이나 하강이 없는 경우에는 도플러 좌표계에서의 y, z방향 속도벡터 V_y^N, V_z^N는 0이 되기 때문에 결국 비행체 좌표계에서의 normal 벡터 (X_1, Y_1, Z_1)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} X_d \tag{16}$$

비행체 좌표계에서의 normal 벡터가 결정되면 이로부터 x, y, z값의 계산이 가능하다. Normal 벡터에 의한 평면의 방정식과 range 원을 포함하고 있는 평면의 방정식에 의하여 교선이 결정되고, 이 교선에 의해서 비행체 좌표계의 x 좌표는 다음과 같이 결정된다 (Hager *et al.*, 2003).

$$x = \frac{X_1^2 + Y_1^2 + Z_1^2 - Y_1 Y_m - Z_{1z}}{X_1} \tag{17}$$

비행체 좌표계에서의 y좌표는 range 원을 포함하고 있는 평면인 (0, Y_m, 0)에 의하여 정의되므로 Y_m이 곧 y 좌표이다. z좌표는 비행체와 range 원의 반지름, 비행체 좌표계에서의 x좌표가 이루는 직각삼각형과 앞서 두 평면의 교선의 방정식과의 연립방정식에 의해서 정의된다. 피타고라스 정리에 의해서 비행체 좌표계에서의 x 좌표의 제곱과 z좌표의 제곱의 합은 range 원의 반지름의 제곱과 같으며 이는 다음 수식 (18)과 같이 나타낼 수 있다.

$$x^2 + z^2 = \mathrm{R}_i^2 \tag{18}$$

수식 (17)과 (18)을 연립하여 비행체 좌표계에서의 z 좌표는 다음과 같이 쓸 수 있다 (Hager *et al.*, 2003).

$$z = \frac{K_1 K_2 \pm \sqrt{(K_1 K_2)^2 - (1+K_2^2)(K_1^2 - R_i^2)}}{1+K_2^2} \tag{19}$$

여기서, $K_2 = \dfrac{X_1^2 + Y_1^2 + Z_1^2 - Y_1 Y_m}{X_1}$, $K_2 = \dfrac{Z_1}{X_1}$이다.

식 (19)에서 만약 z가 0보다 작은 경우 두 z값 중 음수를

선택하여 비행체 좌표계에서의 z좌표를 결정한다. 비행체 좌표계에서의 x, y, z 좌표가 결정되면 비행체 좌표계로부터 ECEF 좌표계 또는 Geodetic 좌표계로 변환하는 변환행렬에 의해 ECEF 좌표계에서의 x, y, z 좌표 (X_P, Y_P, Z_P) 혹은 Geodetic 좌표계의 경도 (λ), 위도 (ϕ), 고도 (h)로 다시 나타낼 수 있으며, 이는 다음 수식 (20)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} X_P \\ Y_P \\ Z_P \end{bmatrix} = R_E \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_x \\ S_y \\ S_z \end{bmatrix} \tag{20}$$

여기서, $R_E = \begin{pmatrix} \frac{\vec{S}\times(\vec{V}\times\vec{S})}{|\vec{S}\times(\vec{V}\times\vec{S})|} \\ \frac{\vec{V}\times\vec{S}}{|\vec{V}\times\vec{S}|} \\ \frac{\vec{S}}{|\vec{S}|} \end{pmatrix}$ 이고, $\vec{S}$, $\vec{V}$는 각각 위치벡터와 속도벡터의 x, y, z 요소를 나타낸다.

3. 시뮬레이션 결과

본 연구에서는 제안된 효율적인 신호처리 기법의 정밀도 평가를 위하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 이는 1) 포인트 타겟 생성, 2) RAW 데이터 생성, 3) 경사거리 추출, 4) 관측각 추출, 5) 3차원 좌표 계산 및 정밀도 분석의 과정으로 이루어진다. 우선 한 타겟에 대한 3차원 지상점 좌표 추출 결과를 확인하였고, 이후 70회의 좌표 추출 시뮬레이션을 통해 그 관측 정밀도를 분석하였다. Table 1은 시뮬레이션에 이용된 센서의 파라미터를 나타낸다. 비행체는 동경 128.25 deg., 북위 37.50 deg.에서 요동 없이 일정한 비행속도로 정북방향으로 비행한다. 생성한 포인트 타겟의 수는 약 3,500개이고 비행체를 중심으로 좌측에 위치하고 있는 포인트 타겟의 고도는 모두 0 m 로 거의 직선에 가까운 형태를, 우측에 위치하고 있는 포인트 타겟의 고도는 0 m 에서부터 27 m 까지 선형적으로 증가하면서 사인 곡선 형태를 보이도록 생성하였다. Fig. 10에서 격자형태의 직사각형이 IRA의 swath의 크기이며, 육안으로 확인하였을 때 비행체의 우측에 위치한 타겟이 좌측의 타겟에 비해 가까울 뿐만 아니라 고도 또한 좌측의 포인트 타겟보다 높다. 따라서 우측의 타겟이 최근점으로 추출될 것이라고 예상하고 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션의 첫 번째 과정은 앞서 언급하였듯이 비행체의 직하방의 하나 앞 쪽에 위치한 n+1번째 swath 내의 최근점에 대한 근사적인 경사거리를 추출하는 것이다. 근사 경사거리 추출 과정에서 생성된 RAW 데이터는 range 방향으로 512 픽셀, azimuth 방향으로 1024 라인이고, ambiguous 안테나만을 이용하여 얻어

Table 1. Simulation Parameters

Parameters		Values
Signal Duration Time (sec)		5.2e-7
Barker Chip Size (sec)		4.0e-8
Sampling Frequency (Hz)		1.0e+8
Pulse Repetition Frequency (Hz)	Primary (for Precise Range Searching)	1.5e+5
	Secondary (for Coarse Range Searching)	2.5e+3
Carrier Frequency (Hz)		4.3e+9
Effective Azimuth Antenna Dimension (m)		0.20
Effective Range Antenna Dimension (m)		0.05
Aircraft Velocity (m/s)		102
Aircraft Altitude (m)		2,000
Number of Baseline		2 (multibaseline)
Baseline Length (m)	Ambiguous-Left	-0.088910
	Right-Ambiguous	0.215890
	Left-Right	0.304800
Number of Azimuth Lines per Segment (lines)		30,000

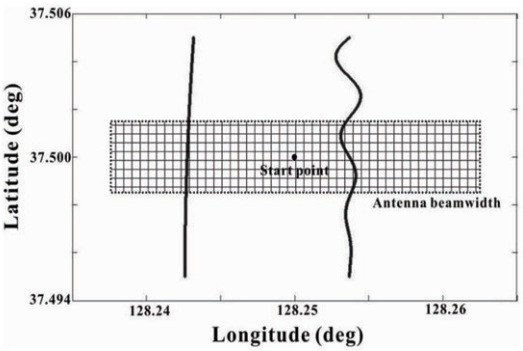

Fig. 10. Distribution of the point targets.

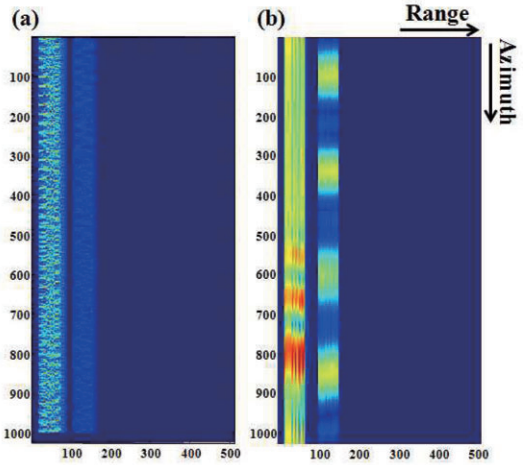

Fig. 11. The results from coarse slant range distance estimation. (a) the RAW data was simulated for coarse slant range estimation and (b) the azimuth band pass filtered data.

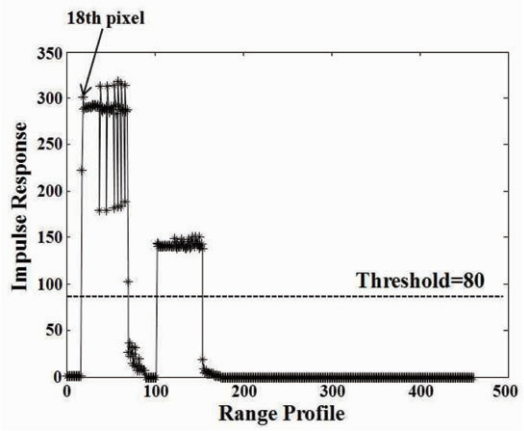

Fig. 12. A signal peak with respect to range profile for coarse slant range distance extraction for the first target. The peak was observed in the 18th pixel and the threshold value was determined from experiment.

진 데이터이다. 근사 경사거리 추출 단계에서는 일반적인 SAR 프로세싱에서 range 압축을 하는 것과는 달리, azimuth BPF와 azimuth 압축만을 수행하였다. 이와 같은 이유는 IRA가 chirp 신호가 아닌 BARKER코드를 주 펄스로 이용하고 있기 때문이다. BARKER코드는 chirp 신호와 달리 -1과 1로만 이루어진 신호의 시퀀스이며 신호의 형태가 chirp에 비해 매우 rough하다. 따라서 BARKER코드와 reference BARKER 신호의 correlation을 수행할 경우 주엽 (main lobe)에 비해서 부엽 (side lobe)이 너무 크게 나타나게 되어 피크 포인트가 잘못 결정될 수 있는 문제가 있다. 따라서 본 연구에서는 경사거리를 관측하는 과정에서 range 압축 없이 azimuth 방향으로의 BPF만으로 최근점에 대한 신호를 찾는다. 총 3,500여 개의 포인트 타겟 중 한 포인트 타겟에 대해 근사 경사거리를 추출하기 위한 RAW 데이터와 azimuth BPF가 적용된 데이터의 형태는 Fig. 11과 같고, 데이터의 range profile은 Fig. 12와 같다. 18번 째 range profile에서 처음으로 임펄스 응답이 threshold 값을 넘는 신호가 나타남을 확인할 수 있으며, 근사 최근점에 대한 신호는 임펄스 응답이 threshold 값을 넘는 첫 번째 신호이기 때문에 18번 째 픽셀이 근사 최근점에 대한 신호이다. 여기서 계산된 근사 경사거리는 약 2,024.561926 m이며, 이는 정밀 경사거리 추출 과정에서 더욱 정밀한 경사거리로 갱신이 된다. 정밀 경사거리 추출을 위한 RAW 데이터와 azimuth BPF가 적용된 데이터는 Fig. 13과 같다. 정밀 경사거리 추출 알고리즘은 근사 경사거리 추출 알고리즘과는 달리 모든 안테나에서 데이터가 취득되므로 Fig. 13과 같은 형태의 데이터는 총 3개가 존재한다. 정밀 경사거리의 추출 과정에서도 range 압축은 수행하지 않았으며, azimuth BPF을 수행한 후의 range profile은 Fig. 14와 같다. 이전의 근사 경사거리 추출 과정에서 range gate time을 제공받았기 때문에 정밀 경사거리 추출 과정에서는 13 비트 BARKER코드 길이 정도의 range profile 내에서 정밀 최근점의 추출이 가능하다. 여기서 정밀 최근점에 대한 신호 또한 근사 경사거리 추출시와 동일하게 임펄스 응답이 threshold 값보다 큰 첫 번째 신호이다. Threshold 값은 5,000으로 설정하였고, 임펄스 응답이 5,000이 넘는 첫 번째 신호는 13 비트 BARKER 코드 중 7번째에 해당하는 픽셀이

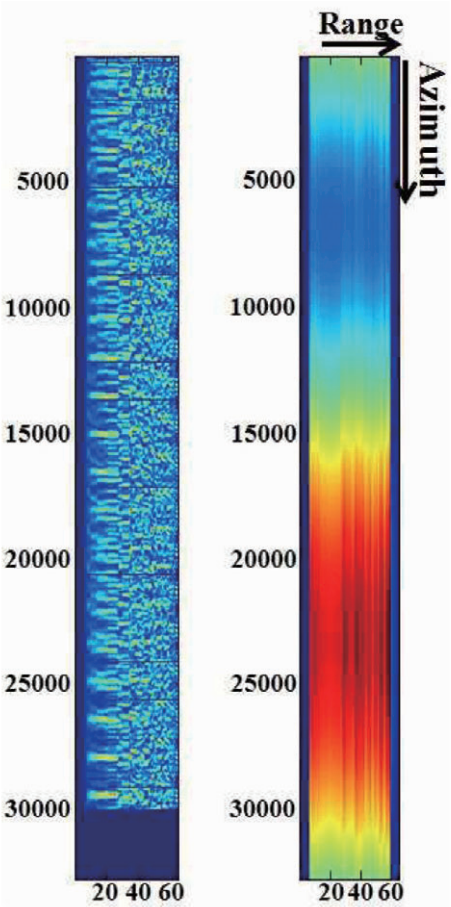

Fig. 13. The results from precise slant range distance estimation. (a) the RAW data is simulated for precise slant range distance estimation and (b) the azimuth band pass filtered data.

다. 7번째 픽셀에 대해 도출된 경사각과 관측각, 경사거리는 각각 0.290708 deg., 11.243278 deg.,

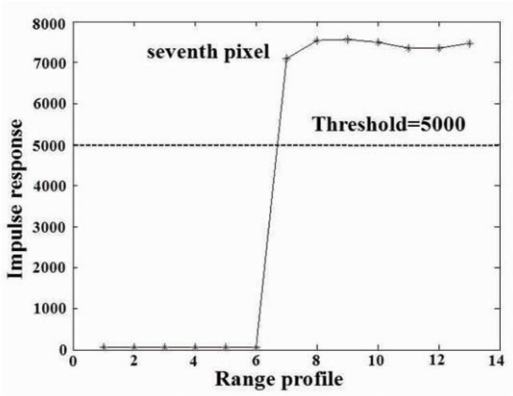

Fig. 14. A signal peak with respect to range profile for precise slant range distance extraction for the first target. The peak was observed in the 7th pixel and the threshold value was determined from experiment.

2,025.311408 m이며 (Table 2), 이를 바탕으로 계산한 지리 좌표계에서의 경도, 위도, 고도값은 각각 128.2537 deg., 37.5013 deg., 13.7 m이다(Table 3).

총 70회의 시뮬레이션을 통해 추출한 최근점의 위치는 Fig. 15와 같다. 제안된 방법에 의하여 추출된 최근점의 위치는 앞서 예상한대로 비행체의 우측에 있는 포인트 타겟으로 확인되었다. 추출된 70개의 최근점 좌표와 포인트 타겟간의 x, y, z방향 오차의 평균과 표준편차, RMSE를 계산한 결과는 Table 4와 같다. 오차의 평균은 x, y, z방향으로 각각 −0.40 m, −0.02 m, 4.22 m이며, 오차의 표준편차는 3.40 m, 0.30 m, 4.60 m, RMSE는 각각 3.40 m, 0.30 m, 6.20 m로 나타났다. IRA에서 x축 방향으로의 오차는 경사각의 정밀도에, y축 방향으로의 오차는 관측각의 정밀도에, z축 방향으

Table 2. Extracted slant range distance, look and squint angles for the nearest target and the calculated three dimensional ground coordinates from extracted values.

Characteristics	Slant range distance (m)	Look angle (deg.)	Squint angle (deg.)
Values	2025.311408	11.243278	0.290708
Characteristics	Longitude (deg.)	Latitude (deg.)	Height (m)
Values	128.2537	37.5013	13.70

Table 3. Errors, standard deviations and RMSEs in X, Y and Z coordinates from 70 simulations

	X coordinate	Y coordinate	Z coordinate
Errors (m)	-0.40	-0.02	4.22
Standard deviations (m)	3.40	0.30	4.60
RMSEs (m)	3.40	0.30	6.20

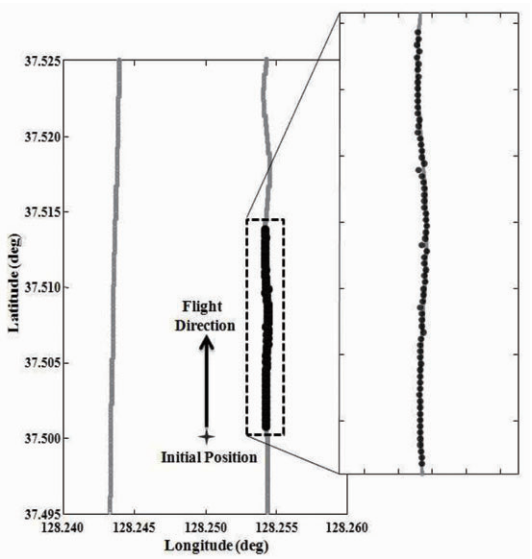

Fig. 15. Result of 70 simulations. Large and small circles represent the extracted nearest ground position and the generated point targets, respectively. The 37.50 and 128.25 degrees are the latitude and longitude of the start position.

로의 오차는 경사거리 해상도에 지배적인 영향을 받는다. 따라서 이론적으로 간섭기법의 결과로 도출된 관측각에 의존적인 y축 오차가 가장 작아야 하며, 그 다음으로 azimuth 방향으로의 해상도와 관련이 있는 x축 오차가, 마지막으로 경사거리 해상도에 의존적인 z축 오차가 가장 크다고 할 수 있다. 본 연구에서 y축 오차는 다른 방향에 비하여 매우 작았으며, 이는 간섭기법의 정밀도가 높기 때문이다. 또한, 모의에 사용된 경사거리 해상도는 약 7 m 가량이기 때문에 z축으로의 좌표 추출 결과도 정밀하다. 따라서 이러한 결과는 지표면의 고도를 정밀하게 추출하는데 어려움이 있는 기존의 전파 고도계의 한계를 넘어 제안된 IRA 신호처리 기법을 이용하여 정밀 3차원 위치 추출이 가능하다는 것을 의미한다.

4. 결 론

전파 고도계는 이착륙하는 항공기와 같이 저고도로 비행하는 비행체가 지면에 충돌하는 것을 방지함은 물론, 전 지구 해수면의 고도를 수 mm의 정밀도로 관측하기도 한다. 그러나 넓은 swath 내의 모든 데이터를 취득하여 이의 평균치로 고도를 측정하기 때문에 해수면과 같이 고도변화가 거의 없고 편평한 지역에서는 정밀 고도 탐지가 가능하지만, 지면과 같이 지형의 변화가 심한 지역에서의 정밀 탐지가 어렵다는 한계를 지닌다. 이러한 한계를 개선하기 위하여 본 연구에서는 정밀 3차원 위치 추출을 위한 효과적인 IRA 신호처리 기법을 제안하였다. 이 방법은 레이더 간섭기법을 통해 최근점의 좌표를 추출하는 신호처리 알고리즘으로써, 연구과정은 1) 포인트 타겟 생성, 2) RAW 데이터 생성, 3) 경사거리 추출, 4) 관측각 추출, 5) 3차원 좌표 계산 및 정밀도 분석으로 이루어졌다. 제안된 방법의 정밀도를 검증하기 위하여 우선 한 타겟에 대한 3차원 지상점 좌표 추출 결과를 확인하였고, 이후 70회의 지상 좌표 추출을 통해 오차의 평균과 표준편차, RMSE를 분석하였다. 관측 결과 오차의 평균은 x, y, z방향으로 각각 −0.40 m, −0.02 m, 4.22 m이며, 오차의 표준편차는 3.40 m, 0.30 m, 4.60 m, RMSE는 각각 3.40 m, 0.30 m, 6.20 m로 나타났다. 간섭기법의 결과인 y축 방향으로의 오차는 다른 방향의 오차에 비하여 정밀하게 도출되었다. 이러한 결과는 지면과 같이 고르지 못한 표면의 고도 측정이 어려운 기존 전파 고도계의 한계를 넘어, 제안된 IRA 처리기법으로 고도뿐만 아니라 3차원 위치까지 정밀하게 추출할 수 있다는 것을 지시한다. 향후 지형 데이터를 이용한 시뮬레이션을 수행하여 실제 적용가능성을 분석할 예정이다.

사 사

이 논문은 국방과학연구소의 실시간 3차원 지형 정합 항법 시스템 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

Beckley, B.D., F.G. Lemoine, S.B. Luthcke, R.D. Ray, and N.P. Zelensky, 2007. A reassessment of global and regional mean sea level trends from TOPEX and Jason-1 altimetry based on revised reference frame and orbits, *Geophys.*

Res. Lett., 34(L14608): doi: 10.1029/2007GL 030002.

Cloude, S.R. and K.P. Papathanassiou, 1998. Polarimetric SAR Interferometry, *IEEE. Trans. on Geosci. and Remote Sens*., 36(5): 1551-1565.

Colesanti, C. and J. Wasowski, 2006. Investigating landslides with space-borne Synthetic Aperture Radar (SAR) interferometry, *Engineering Geology*, 88(3-4): 173-199.

Durand, M., L.-L. Fu, D.P. Lettenmaier, D.E. Alsdorf, E. Rodriguez, and D. Esteban-Fernandez, 2010. The Surface Water and Ocean Topography Mission: Observing Terrestrial Surface Water and Oceanic Submesoscale Eddies, *Proc. of the IEEE*, 98(5): 766-779.

Farina, P., D. Colombo, A. Fumagalli, F. Marks, and S. Moretti, 2006. Permanent Scatterers for landslide investigations: outcomes from the ESA-SLAM project, *Engineering Geology*, 88(3-4): 200-217.

Franceschetti, G. and G. Schirinzi, 1990. A SAR Processor Based on Two-Dimensional FFT Codes, *IEEE Trans on Aero. and Electro*. Sys., 26(2): 356-366.

Fu, L.-L., D. Alsdorf, E. Rodriguez, R. Morrow, N. Mognard, J. Lambin, R. Vaze, and T. Lafon, 2010. The surface water and ocean topography (SWOT) mission, *Proc. of 2009 OceanObs'09: Sustained Ocean Observations and Information for Society Conference*, Venice, Sep. 21-25, ESA Publication WPP-306.

Ghiglia, D.C. and M.D. Pritt, 1998, Two-dimensional phase unwrapping: theory, algorithms and software, John Wiley & Sons, Inc, New York.

Goldstein, R, H. Zebker, and C. Werner, 1988. Satellite radar interferometry: Two-dimensional phase unwrapping, *Radio Science*, 23(4): 713-720.

Hager, J.R., T.R. Burlet, L. Jordan, and J.M. Henrickson, Method and Apparatus for Accurate Phase detection, U.S. Patent WO 03/096067, Nov. 20, 2003

Hein, A., 2004. *Processing of SAR data: fundamentals, signal processing, interferometry*, Springer.

Hooper, A., H. Zebker, P. Segall, and B. Kampes, 2004. A new method for measuring deformation on volcanoes and other natural terrain using InSAR persistent scatterers, *Geophys. Res. Lett*., 31(L23611):doi: 10.1029/ 2004GL021737.

Jung, H.-S., Z. Lu, J.-S. Won, M.P. Poland, and A. Miklius, 2011. Mapping Three-Dimensional Surface Deformation by Combining Multiple-Aperture Interferometry and Conventional Interferometry: Application to the June 2007 Eruption of Kilauea Volcano, Hawaii, *IEEE Geosci. Remote Sens. Lett*., 8(1): 34-38.

Kim, J.-W., Z. Lu, H. Lee, C.K. Shum, C.M. Swarzenski, T.W. Doyle, and S.-H. Baek, 2009. Integrated analysis of PALSAR/ Radarsat-1 InSAR and ENVISAT altimeter data for mapping of absolute water level changes in Louisiana wetlands, *Remote Sensing of Environment*, 113(11): 2356-2365.

Lee, D.-T., H.-S. Jung, and G.-W. Yoon, 2010. Development of an Efficient Processor for SIRAL SARIn mode, *Korean Journal of Remote Sensing*, 26(3): 335-346.

Rey, L., P. de Chateau-Thierry, L. Phalippou, C. Mavrocordatos, and R. Francis, 2001. SIRAL, A high spatial resolution radar altimeter for the CryoSat mission, *Proc. of 2001 International Geoscience and Remote Sensing Symposium*, Sydney, Jul. 9-13, vol. 7, pp. 3080-3082.

Rihaczek, A.W. and R.M. Golden, 1971. Range Sidelobe Suppression for Barker Codes, *IEEE Trans. on Aero. and Electro. Sys*., AES-7(6): 1087-1092.

Rosen, P.A., S. Hensley, I.R. Joughin, F.K. Li, S.N. Madsen, E. Rodriguez, and R.M. Goldstein,

2000. Synthetic aperture radar interferometry, *Proceedings of the IEEE*, 88(3): 333-382.

Sandwell, D.T. and E.J. Price, 1998. Phase gradient approach to stacking interferograms, *Journal of Geophysical Research*, 103(B12): 30183-30204.

Stramondo, S., M. Moro, C. Tolomei, F.R. Cinti, and F. Doumaz, 2004. InSAR surface displacement field and fault modelling for the 2003 Bam earthquake (southeastern Iran), *Journal of Geodynamics*, 40(2-3): 347-353.

Tarchi, D., N. Casagil, R. Fanti, D.D. Leve, G. Luzi, A. Pasuto, M. Pieraccini, and S. Silvano, 2003. Landslide monitoring by using ground-based SAR interferometry: an example of application to the Tessina landslide in Italy, *Engineering Geology*, 68(1-2): 15-30.

Tonboe, R.T., L.T. Pedersen, and C. Haas, 2010. Simulation of the CryoSat-2 satellite radar altimeter sea ice thickness retrieval uncertainty, *Canadian Journal of Remote Sensing*, 36(1): 55-67.

Wingham, D.J., C.R. Francis, S. Baker, C. Bouzinac, D. Brockley, R. Cullen, P. de Chateau-Thierry, S.W. Laxon, U. Mallow, C. Mavrocordatos, L. Phalippou, G. Ratier, L. Rey, F. Rostan, P. Viau, and D.W. Wallis, 2006. CryoSat: A mission to determine the fluctuations in Earth's land and marine ice fields, *Advances in Space Research*, 37(4): 841-871.

Zebker, H.A. and R.M. Goldstein, 1986. Topographic Mapping From Interferometric Synthetic Aperture Radar Observations, *Journal of Geophysical Research*, 91(B5): 4993-4999.