

신호자료 및 궤도정보를 이용한 Radarsat-1 도플러 정보 추출기법 연구

고보연 · 나원상 · 이용웅

국방과학연구소 기술연구본부

Radarsat-1 Doppler Information Extraction Technique Using Both Received Echo Data and Orbital and Attitude Information of Satellite

Bo-Yeon Koh, Won-Sang Ra, and Yong-Woong Lee

Technical Research Center In Agency for Defense Development

Abstract : The extraction technique for Doppler information(Doppler centroid frequency(f_{dc}) and it's rate(f_r)) is very important to make an image from the radar echo signal data. Clutterlock and auto-focusing techniques have been widely used to extract accurate Doppler information. But both techniques are not easy to implement in SAR processor and need quite lots of time to calculate accurate f_{dc} and f_r , because they are generally based on echo signal data only. In this paper we suggest hybrid method for Doppler extraction using both of echo signal data and orbital and attitude information of satellite. In this method CDE(Correlation Doppler Estimation) technique is only used to estimate exact modular f_{dc} using received echo signal data and rest of other algorithms are based on simple mathematical model of geometry between satellite and ground targets as well as the Doppler frequency ambiguity resolving problem. The experimental results using Radarsat-1 signal data shows that the proposed method can be effectively used for the extraction of Doppler information.

Key Words : Doppler Center Frequency, SAR Processor, CDE, Radarsat, Clutterlock, Auto-focusing.

요약 : Radarsat-1 위성으로부터 수신된 신호자료를 처리하여 영상을 생성하기 위해서는 도플러 정보(도플러 중심주파수(f_{dc}) 및 주파수 변화율 (f_r))를 정확하게 추정하는 것이 중요하다. 일반적으로 이들 정보들은 신호자료를 기반으로 하는 clutterlock 및 auto-focusing 기법이 사용되고 있으나 이들은 수신 신호만을 사용하여 추정하므로 SAR 프로세서 개발시 구현하기가 어려우며 계산 시간도 많이 걸리는 단점이 있다. 본 논문에서는 주어진 위성의 궤도 및 자세정보를 최대한 이용하여 수신 신호 처리는 최소한이 되도록 하여 구현이 쉽고 계산상 이점이 있는 새로운 기법을 제안하였다. 실제 Radarsat-1 신호자료를 이용한 실험적용 결과, 본 기법이 실제 SAR 신호자료로부터 도플러 정보를 추출하는데 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

1. 서론

Radarsat-1 위성 영상이 적정가격으로 상용구입이 가능해지면서 여러 분야에서 SAR(Synthetic Aperture Radar) 영상이 활용되고 있다. 특히 여러 종류의 빔 모드(standard, fine, wide, scan)의 지원과 다양한 입사각(incidence angle)에 따른 영상 획득이 가능하여 스테레오 모델링(stereo modeling)을 이용하여 DEM(Digital Elevation Model)을 생성하는 분야와 변화탐지(change detection) 그리고 Scan 모드를 이용한 광역지역의 빙하이동 감시 등과 같은 분야에서 널리 활용되고 있다. 또한 SAR 위성이 갖는 여러 장점(구름통과, 야간촬영 가능)들로 인해 기존의 SPOT 위성과 같은 광학센서와 함께 군사적으로 유용하게 사용되고 있다. 이들 각 활용분야에서 사용하는 영상들은 RSI(RadarSat International)가 제정한 여러 종류의 표준 성과품들이며 이중에 가장 하위레벨 표준성과품이 RAW이다. 이 성과품은 위성으로부터 직접 수신된 레이다 신호자료와 궤도정보 등이 수록된 자료로서 상용으로 역시 판매되고 있다. 이 자료는 영상이 아니므로 사람이 직접 눈으로 확인할 수는 없으며, 판매되고 있는 기타의 표준 영상제품들은 모두 이 RAW 신호자료를 처리하여 얻은 성과품들이다. 따라서 RAW 신호자료를 처리하여 영상을 생성하는 신호처리 기술이 매우 중요하게 여겨지고 있으며 이 중에 Range-Doppler 알고리즘(Wu, 1982; Bamler, 1992) 등이 사용하는 지상 목표물들의 도플러 정보추출 기술이 중요한 핵심기술 중의 하나로 인식되고 있다. 기존의 도플러 정보 추출기술들은 신호기반의 clutterlock을 통한 f_{dc} 추정기법과 auto-focusing 기법을 통한 f_r 추정 등이 있으나 이들은 사용하는 기법에 따라 주파수영역으로 신호를 변환해야 하거나 계산 시간이 많이 걸리는 단점들이 있다. 다른 방법으로는 위성의 궤도 및 자세정보로부터 도플러 정보를 추출하는 기법(Marandi, 1997; Dragosevic, 2000)이 있으며 간단한 수학적 모델링에 의해 계산하므로 수행속도

가 빠른 반면 궤도 및 위성자세 정보의 오차로 인해 정확한 도플러 정보를 추출하는데 어려움이 있다. 따라서 본 논문에서는 위성의 궤도 및 자세정보를 이용하여 근사적인 도플러 정보를 우선적으로 추정하고 이와 함께 신호기반의 clutterlock 기법 중의 하나인 CDE(Correlation Doppler Estimation) (Madsen, 1989) 기법을 이용하여 도플러 중심주파수의 ambiguity number를 계산함으로써 보다 정확한 f_{dc} 를 추정하고자 하였다. 또한 이와 같이 계산된 정확한 f_{dc} 로부터 위성의 고도각(look angle γ)과 경사거리(ρ)를 재 계산하여 f_r 을 정확하게 추정할 수 있다. 제안한 방법은 궤도자료와 신호자료 모두를 사용함으로써 최대한 위성 궤도 및 자세 정보를 사용하고 신호기반의 CDE 기법을 사용하여 보다 정확한 도플러 정보를 쉽게 추출할 수 있도록 구성하였다. 이러한 구성은 정확한 도플러 정보 추출에 필요한 부차적인 ambiguity 문제 해결 및 auto-focusing 기법이 필요없도록 함으로써 전체 알고리즘 구현이 단순하고 계산에 필요한 시간을 없애줌으로써 효율적인 방법이라고 할 수 있다. 또한 촬영된 영상에 크게 영향을 받지 않으면서도 안정적으로 정확한 도플러 정보를 추출할 수 있는 장점이 있다.

2. 좌표계

Radarsat 위성자료로부터 도플러 파라메타 즉, 도플러 중심 주파수(f_{dc}) 및 도플러 주파수 변화율(f_r)을 추정하는데 필요한 좌표계의 정의는 다음과 같다(Fig. 1 참조).

1) 지구중심 관성(ECI : Earth-Centered Inertial) 좌표계(XYZ)

대부분의 위성이 지구중심 지구고정(ECEF : Earth-Centered Earth Fixed) 좌표계를 사용하는 반면 Radarsat 위성은 ECI 좌표계를 사용한다. ECI의 좌표계는 Z(K)축을 지구 자전(회전) 축으로, X(I)축은 관측당일의 춘분점(vernal equinox)으

로 삼으며 $Y(J)$ 축은 오른손 좌표계를 구성하도록 설정한다. ECEF 좌표계는 ECI 좌표계와 동일하나 X축을 본초자오선(Greenwich meridian)으로 삼는 것이 다르다. ECI 좌표계를 사용하는 목적은 위성 운동과 지구의 자전 및 공전 운동과 독립되게 표현할 수 있으므로 여러 가지 현상을 기술하는데 유용하기 때문이다. Radarsat 위성은 ECI 좌표계를 기반으로 8분 간격으로 15점의 위성의 위치와 속도에 대한 정보를 제공하고 있다. 이 15점은 영상을 촬영할 당시의 시각을 포함하고 있으므로 영상의 각 azimuth line(along track)에서의 위치와 속도자료는 Hermit 보간법 등을 통해 추정하여 사용한다.

2) 비행 좌표계($X_f Y_f Z_f$)

비행 좌표계의 중심은 위성 무게 중심으로 잡으

며 Z_f 축은 위성의 중심에서 지상으로 연직하(nadir) 방향의 직선으로 삼으며 이때 Z_f 축은 위성의 중심에서 지구중심을 잇는 직선이 아니라 위성에서 볼 때 지구의 극부적인 접평면에 수직으로 내린 직선을 의미한다. Y_f 축은 $Z_f \otimes V_s$ 로 잡으며 이때 \otimes 는 외적을 의미한다. X_f 축은 오른손 좌표계를 만족하도록 설정한다.

3) 제어 좌표계($X_c Y_c Z_c$)

제어 좌표계는 영상을 찍을 당시 위성자세의 변화에 의해 비행좌표계가 회전된 새로운 좌표계이다. 따라서 제어 좌표계는 비행 좌표계의 각 축을 roll-pitch-yaw 순서로 임의의 각도(ϕ_r, ϕ_p, ϕ_y)만큼 회전시켜서 새롭게 ($X_c Y_c Z_c$)로 정의할 수 있다.

Fig. 1에 3개의 좌표계에 대한 정의를 보였으며 이들간의 변환행렬(transform matrix)은 다음과 같다.

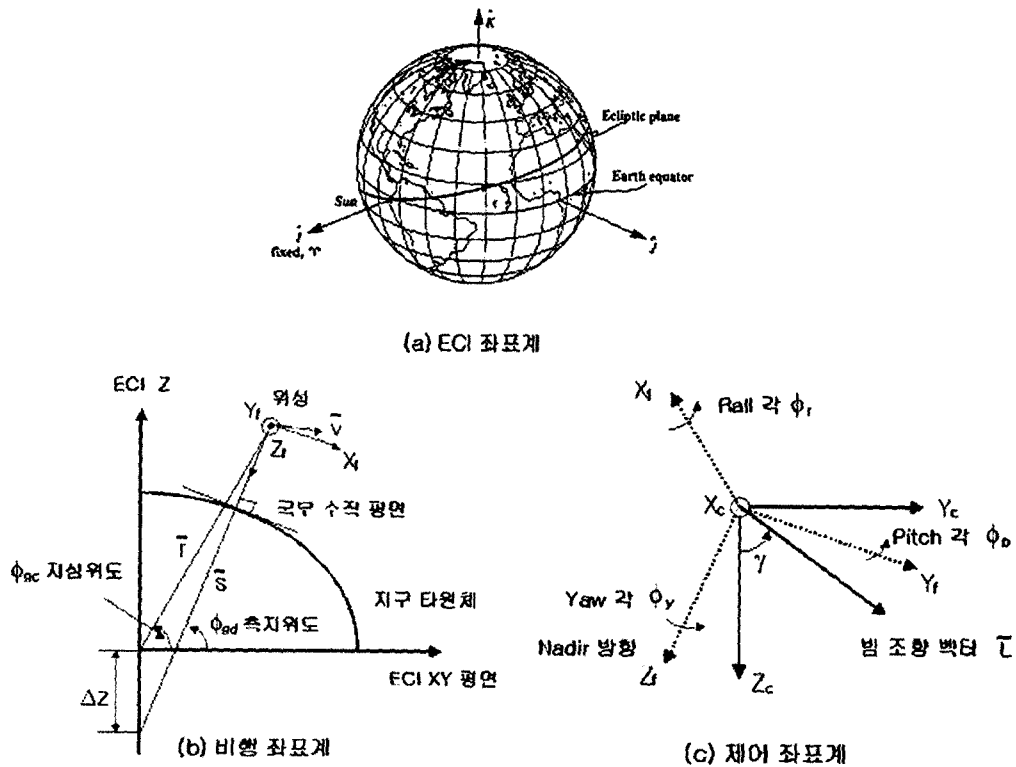


Fig. 1. Definition of coordinate systems.

4) 제어좌표계에서 비행좌표계로의 변환

위성이 궤도를 돌면서 지상의 임의의 지역을 촬영하기 위해서 혹은 떨림에 의하여 설정된 비행좌표계로부터 각 축방향으로 임의의 각도 만큼 회전을 하게 되는데 Radarsat 위성의 경우 위성 진행방향의 오른쪽으로 빔모드에 따라 일정 고도각 (elevation angle or look angle)으로 지상을 향하여 빔을 조향하게 된다. 따라서 roll 방향의 회전에 의한 영향은 고도각으로 빔 조향벡터(\vec{L})를 표현할 수 있으므로 roll 각에 의한 회전은 없다고 가정하고 나머지 pitch와 yaw 각에 의한 회전만을 고려한다. 제어좌표계에서 비행 좌표계로의 변환에 필요한 변환행렬(혹은 회전행렬) R은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 R &= \begin{pmatrix} \cos \phi_y - \sin \phi_y & 0 \\ \sin \phi_y & \cos \phi_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \phi_p & 0 & \sin \phi_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \phi_p & 0 & \cos \phi_p \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} \cos \phi_y \cos \phi_p - \sin \phi_y \sin \phi_p & \cos \phi_y \sin \phi_p & \sin \phi_p \\ \sin \phi_y \cos \phi_p - \cos \phi_y \sin \phi_p & \sin \phi_y \sin \phi_p & \cos \phi_p \\ -\sin \phi_p & 0 & \cos \phi_p \end{pmatrix} \\
 &= \begin{pmatrix} 1 & -\phi_y & \phi_p \\ \phi_y & 1 & 0 \\ -\phi_p & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (1)
 \end{aligned}$$

Radarsat-1 경우 pitch 및 yaw 각이 각각 $\pm 0.03[\text{deg}]$ 및 $\pm 0.004[\text{deg}]$ 정도의 범위 내의 값을 갖고 있으므로 위와 같은 근사식을 사용하여도 무방하다.

5) 비행좌표계에서 ECI 좌표계로의 변환

비행좌표계에서 지구중심 관성좌표계(ECI)로의 변환은 약간 복잡하다. Fig. 1-(b)를 보면 비행좌표계의 각 축($X_f Y_f Z_f$)을 좌표계 정의대로 ECI 좌표계에서 표현할 수 있는데 이때 ECI 좌표계로 주어진 1점의 위성 위치(\vec{r}) 및 속도(\vec{v}) 벡터가 있다면 이로부터 변환에 필요한 행렬을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \vec{r} &= [r_x \ r_y \ r_z]^T \\
 \vec{v} &= [v_x \ v_y \ v_z]^T \\
 \vec{s} &= [s_x \ s_y \ s_z]^T = [r_x \ r_y \ r_z + \Delta z]^T \\
 s &= \|\vec{s}\| \quad (\text{Euclidean norm}) \\
 \Delta z &= \sqrt{r_x^2 + r_y^2} \quad (\tan \phi_{gd} - \tan \phi_{gc}) \\
 v_s &= \frac{\vec{v}^T \cdot \vec{s}}{\|\vec{s}\|} \quad (\text{수직 속도 성분}) \\
 v_h &= \sqrt{\|\vec{v}\|^2 - v_s^2} \quad (\text{수평 속도 성분})
 \end{aligned}$$

위의 관계식을 이용하여 비행좌표계의 각 축에 대한 단위벡터($\hat{X}_f \hat{Y}_f \hat{Z}_f$)를 ECI 좌표계에서의 단위벡터($\hat{X} \hat{Y} \hat{Z}$)로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \hat{Z}_f &= \frac{\vec{s}}{\|\vec{s}\|} = \left(-\frac{r_x}{s} \ -\frac{r_y}{s} \ -\frac{s_z}{s} \right) \begin{pmatrix} \hat{X} \\ \hat{Y} \\ \hat{Z} \end{pmatrix} \\
 \hat{Y}_f &= \frac{\hat{Z}_f \otimes \vec{v}}{\|\hat{Z}_f \otimes \vec{v}\|} = \left(\frac{s_z v_y - r_y v_z}{sv_h} \ \frac{r_x v_z - s_z v_x}{sv_h} \ \frac{r_y v_x - r_x v_y}{sv_h} \right) \begin{pmatrix} \hat{X} \\ \hat{Y} \\ \hat{Z} \end{pmatrix} \\
 \hat{X}_f &= \frac{\hat{Y}_f \otimes \hat{Z}_f}{\|\hat{Y}_f \otimes \hat{Z}_f\|} = \left(\frac{v_x}{v_h} - \frac{r_x v_y}{sv_h} \ \frac{v_y}{v_h} - \frac{r_y v_x}{sv_h} \ \frac{v_z}{v_h} - \frac{s_z v_v}{sv_h} \right) \begin{pmatrix} \hat{X} \\ \hat{Y} \\ \hat{Z} \end{pmatrix}
 \end{aligned}$$

이를 행렬 형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \hat{X}_f \\ \hat{Y}_f \\ \hat{Z}_f \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left(\frac{v_x}{v_h} - \frac{r_x v_y}{sv_h} \ \frac{v_y}{v_h} - \frac{r_y v_x}{sv_h} \ \frac{v_z}{v_h} - \frac{s_z v_v}{sv_h} \right) \\ \left(\frac{s_z v_y - r_y v_z}{sv_h} \ \frac{r_x v_z - s_z v_x}{sv_h} \ \frac{r_y v_x - r_x v_y}{sv_h} \right) \\ \left(-\frac{r_x}{s} \ -\frac{r_y}{s} \ -\frac{s_z}{s} \right) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \hat{X} \\ \hat{Y} \\ \hat{Z} \end{pmatrix}$$

따라서 비행좌표계에서 ECI 좌표계로의 변환에 필요한 행렬(Q)은 다음과 같다.

$$Q = \begin{pmatrix} \frac{v_x}{v_h} - \frac{\xi v_y}{sv_h} & \frac{s_z v_y - \xi v_z}{sv_h} & -\frac{\xi}{s} \\ \frac{v_y}{v_h} - \frac{\xi v_x}{sv_h} & \frac{\xi v_z - s_z v_x}{sv_h} & -\frac{\xi}{s} \\ \frac{v_z}{v_h} - \frac{s_z v_y}{sv_h} & \frac{\xi v_x - \xi v_y}{sv_h} & -\frac{s_z}{s} \end{pmatrix} \quad (2)$$

3) 제어좌표계에서 표현된 단위 빔조향 벡터 \hat{L}_C 를 ECI 좌표계로의 변환

제어좌표계에서 표현된 단위 빔 조향벡터 \hat{L}_C 를 ECI 좌표계로의 변환은 다음과 같다.

$$\hat{L}_{ECI} = [Q][R] \hat{L}_C \quad (3)$$

3. 도플러 중심주파수(f_{dc}) 계산

도플러 중심주파수 추정 알고리즘에는 기존의 신호기반 추정기법인 CDE(Correlation Doppler Estimation) 기법 및 궤도자료와 영상취득 기하를 기반으로 수학적 모델을 통하여 직접 도플러 중심주파수를 계산하는 기법이 있다(Dragosevic, 2000).

1) 궤도자료 기반 도플러 중심 주파수 계산

도플러 중심주파수를 계산하는 식은 다음과 같다.

$$f_{dc} = -\frac{2}{\lambda} \frac{\bar{r}_{st} \cdot \bar{v}_{st}}{\|\bar{r}_{st}\|} = -\frac{2}{\lambda} \bar{v}_{st} \cdot \hat{L}_{ECI} \quad (4)$$

여기서 \bar{r}_{st} 는 위성과 지상 target과의 상대적인 거리를 나타내며 \bar{v}_{st} 는 위성속도와 지상 target과의 상대속도를 나타낸다. 식(4)를 식(1~3)을 이용하여 표현하면 다음과 같다.

$$f_{dc} \approx -\frac{2}{\lambda} (v_x + \omega_e r_y v_y - \omega_e r_x v_z) \cdot [Q][R] \hat{L}_C \quad (5)$$

여기서 ω_e 는 지구의 자전속도이며 \bar{v}_{st} 는 $\bar{v}_{st} \approx (v_x + \omega_e r_y v_y - \omega_e r_x v_z)$ 와 같이 근사식을 사용할 수 있는데 이는 지구자전에 의한 지상 target 속도 \bar{v}_s 는 지구반경에 비해 위성고도가 상대적으로 훨씬 작

고 위성속도에 비해 자전효과에 의한 속도는 무시할 수 있으므로 식(5)의 근사식이 잘 맞는다. 한편, $\hat{L}_C = (0 \sin \gamma \cos \gamma)^T$ 이므로 회전 변환행렬들을 전부 풀어서 도플러 중심주파수에 대한 식을 전개하면 다음과 같다.

$$f_{dc} \approx -\frac{2}{\lambda} \left[v_y \cos \gamma + \omega_e \frac{sv_z - s_z v_y}{v_h} \sin \gamma \right] - \frac{2}{\lambda} \left[v_h - \omega_e \frac{r_x v_y - r_y v_x}{v_h} \right] (\phi_y \sin \gamma - \phi_p \cos \gamma) \quad (6)$$

앞으로 수식전개 및 이해를 위하여 궤도 정보로부터 계산된 도플러 중심주파수 f_{dc} 를 f_{dc}^{orbit} 로 부르기기로 한다. Radarsat-1의 경우 식(6)을 계산하기 위하여 위성의 위치 및 속도정보를 알아야 하는데 이는 15점의 ECI 좌표계에서 준 궤도정보로부터 보간하여 구할 수 있고, pitch(ϕ_p) 및 yaw(ϕ_y) 각도에 대한 정보는 RAW 자료로부터 제공 받는다. 따라서 위성의 고도각(look angle γ)만을 알면 된다. 고도각을 알기 위해서는 지상 target의 ECI 좌표계에서 표현된 위치정보 $\bar{p} = (x_t \ y_t \ z_t)^T$ 가 필요한데 이를 정확히 계산하기 위해서는 다음과 같은 3개의 방정식을 연립하여 풀어야 한다.

$$\frac{\|\bar{p} - \bar{r}\|}{\rho} = 1 \quad (\text{Range Equation})$$

$$\frac{x_t^2 + y_t^2}{R_e^2} + \frac{z_t^2}{R_p^2} = 1 \quad (\text{Earth Equation})$$

$$(\bar{p} - \bar{r})^T \bar{w} = 0 \quad (\text{Look Plane Equation})$$

위 식에서 ρ 는 위성과 target 과의 거리를, R_e 와 R_p 는 지구타원체(Radarsat-1 위성은 WGS-84를 사용)의 장반경 및 단반경을 나타내며 \bar{w} 는 레이다 빔(시선) 평면상의 벡터로 2개의 변환행렬을 곱한 $[Q][R]$ 행렬의 첫 번째 행 벡터를 나타낸다. 이상의 3개의 연립방정식을 풀면 target 좌표값 \bar{p} 를 얻고 이로부터 고도각을 계산해서 f_{dc}^{orbit} 를 추정할 수 있다. 일반적으로 궤도정보로부터 추정된 f_{dc}^{orbit} 는 영상을 제작하는데 필요한 도플러 정보로서는 비교적 큰 오차를 내포하고 있으므로 직접 사용되지는 않으나 도플러 중심주파수의

ambiguity number를 추정하는 데는 지장이 없을 정도로 비교적 정확한 값을 주고 있다.

2) CDE 기법을 이용한 f_{dc} 계산

CDE 기법을 이용하여 f_{dc} 를 추정할 경우 송신 펄스의 prf(pulse repetition frequency)로 말미암아 추정 주파수 범위는 다음과 같이 base bands 내에서만 가능하다.

$$-\frac{prf}{2} \leq f_{dc}^{CDE} \leq \frac{prf}{2}$$

Madsen은 시간영역의 상관함수(correlation)를 이용하여 f_{dc} 를 추정하는 방법을 제안하였다. 이는 방위방향의 복소 반사계수가 stationary random 변수일때 power spectrum은 상관함수의 푸리에 변환식이라는 사실을 이용하였다. 샘플링 된 디지털 신호를 $h_0(n)$ 이라고 할 때 k 샘플만큼 떨어진 자기 상관 함수는 다음과 같이 구할수 있다.

$$R_0(k) = E[h_0(k+m)h_0^*(m)]$$

power spectrum은 다음과 같이 표현되며,

$$S_0(f) = F[R_0(k)] = \sum_{k=-\infty}^{\infty} R_0(k)e^{-j2\pi kTf}$$

$$R_0(k) = F^{-1}[S_0(f)] = T \int_{-1/2T}^{1/2T} S_0(f)e^{j2\pi kTf} df$$

따라서 f_{dc} 만큼 이동된 power spectrum이 아래와 같다면

$$S_h(f) = S_0(f - f_{dc})$$

이의 상관함수는 다음관계를 갖는다.

$$R_h(k) = e^{j2\pi kTf_{dc}} R_0(k)$$

따라서 수신된 신호를 이용하여 임의의 작은 블록 내에서의 상관함수는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$R_h(k) = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^N h(k+m)h^*(m)$$

또한 도플러 중심주파수 f_{dc} 의 추정은 아래와 같다 (보통 $k=1$ 을 사용한다).

$$f_{dc} = \frac{1}{2\pi kT} \arg[R_h(k)]$$

이상의 CDE 기법을 이용하여 추정된 도플러 중심 주파수 f_{dc} 를 편의상 f_{dc}^{CDE} 라고 부르기로 한다.

3) Ambiguity Number 추정

CDE로부터 얻어진 f_{dc}^{CDE} 는 base-band의 f_{dc} 이므로 실제의 도플러 중심주파수 f_{dc}^{real} 는 $f_{dc}^{real} = f_{dc}^{CDE} + n \cdot prf$ 형태를 갖으며 이때의 n 을 추정하는 것이 ambiguity number를 추정하는 일이다. 궤도정보를 이용하여 계산된 f_{dc}^{orbit} 가 $f_{dc}^{orbit} \approx f_{dc}^{real}$ 이므로 다음의 가정하에 n 을 추정한다.

$$f_{dc}^{real} - \frac{prf}{2} \leq f_{dc}^{orbit} \leq f_{dc}^{real} + \frac{prf}{2} \quad (7)$$

$$\frac{f_{dc}^{orbit} - f_{dc}^{CDE}}{prf} - \frac{1}{2} \leq n \leq \frac{f_{dc}^{orbit} - f_{dc}^{CDE}}{prf} + \frac{1}{2}$$

최종적으로 우리가 추정하는 도플러 중심주파수 f_{dc}^{real} 는 아래와 같다.

$$f_{dc}^{real} = f_{dc}^{CDE} + n \cdot prf \quad (8)$$

4. 도플러 중심주파수 변화율(f_r) 계산

주어진 궤도 정보와 위성의 pitch, yaw(ϕ_p, ϕ_y) 각도 정보에는 오차가 거의 포함되어 있지 않으며, 추정된 도플러 중심주파수는 충분한 수준의 정확도를 가지고 있다고 가정한다. 앞에서 구한 f_{dc}^{real} 값은 정확한 값을 대변하고 있으므로 이로부터 정확한 경사거리(ρ)와 고도각(γ)을 역 추적하여 계산한 후 도플러 주파수 변화율(f_r) 계산시 이들을 사용하여 정확한 값을 추정한다. 일반적으로 도플러 주파수 변화율은 위성의 자세각에 그다지 민감하지 않으며 빔폭의 영향을 주로 받으므로 도플러 주파수 변화율 추정을 위한 중요 변수는 정확한 고도각과 경사거리라고 할 수 있다. 도플러 중심주파수와 고도각 γ 사이에는 다음과 같은 관계가 만족된다(식 6참조).

$$f_{dc} = -\frac{2}{\lambda} (v_x \cos \gamma + \omega \frac{s_x - s_z v_y}{v_h} \sin \gamma) - \frac{2}{\lambda} (v_h - \omega \frac{r_x v_y - r_y v_x}{v_h}) (\phi_y \sin \gamma - \phi_p \cos \gamma)$$

따라서 고도각 γ 는 다음식을 만족한다.

$$\gamma = \sin^{-1}(\alpha f_{dc} \pm \beta \sqrt{\alpha^2 + \beta^2 - f_{dc}^2}), 0 < \gamma < 90$$

$$\alpha = -\frac{2}{\lambda} \left[\omega \frac{sv_z - s_z v_v}{v_h} - \omega \phi_y \frac{r_x v_y - r_y v_x}{v_h} + v_h \phi_y \right]$$

$$\beta = -\frac{2}{\lambda} \left[v_v - \phi_p v_h + \omega \phi_p \frac{r_x v_y - r_y v_x}{v_h} \right]$$

고도각과 빔 입사각 i 사이에는 다음과 같은 관계가 있으므로

$$\sin \gamma = \sin i \cdot \frac{r}{r+h} \Rightarrow i = \sin^{-1} \left(\sin \gamma \frac{r+h}{r} \right)$$

(여기서 r 은 곡부 지역에서의 지구 반지름, h 는 위성 고도이다.)

경사거리는 식 $\cos i = \frac{h^2 - p^2 + 2rh}{2rp}$ 로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho = -r \cos i + \sqrt{r^2 \cos^2 i + h^2 + 2rh}$$

주어진 궤도 정보와 CDE 기법을 적용하여 정확히 찾아낸 f_{dc}^{real} 로부터 재 계산한 γ, ρ 를 이용하여 도플러 주파수 변화율을 추정하는 식은 식(6)을 시간에 관하여 미분한 후 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} f_r &= f_0 + f_s \sin \gamma + f_c \cos \gamma \\ &\quad + f_\phi (\phi_p \cos \gamma - \phi_y \sin \gamma) \end{aligned} \quad (9)$$

$$f_0 = -\frac{2}{\lambda} \frac{v^2 - 2\omega(r_x v_y - r_y v_x) + \omega^2(r_x^2 + r_y^2)}{\rho} + \frac{\lambda}{2} \frac{f_{dc}^2}{\rho}$$

$$f_s = -\frac{2}{\lambda} \left[a_z + r_z \sqrt{\frac{a_x^2 + a_y^2}{r_x^2 + r_y^2}} + \omega^2 s_z \right] \frac{r_x v_y - r_y v_x}{sv_h}$$

$$- \frac{4}{\lambda} \left[\omega v_v \frac{sv_z - s_z v_v}{sv_h} - \omega v_h \frac{s_z}{s} \right]$$

$$f_c = -\frac{2}{\lambda} \left[a_v + 2\omega \frac{r_x v_y - r_y v_x}{s} - \omega^2 \frac{r_x^2 + r_y^2}{s} \right]$$

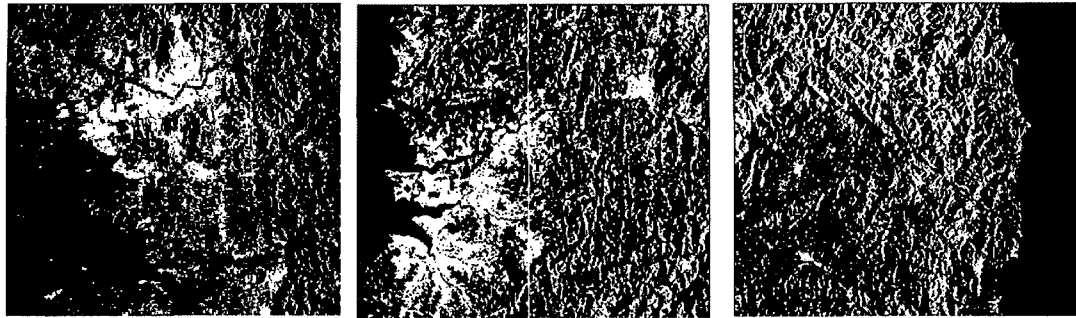
$$f_\phi = -\frac{2}{\lambda} \left[a_z + s_z \sqrt{\frac{a_x^2 + a_y^2}{r_x^2 + r_y^2}} - \omega^2 s_z \right] \frac{sv_z - s_z v_v}{sv_h}$$

$$- \frac{4}{\lambda} \omega v_v \frac{r_x v_y - r_y v_x}{sv_h}$$

5. 실험 및 분석

본 논문에서 제안한 방법의 유용성을 검증하기 위하여 Radarsat-1 위성으로부터 얻은 신호자료(RAW : 표준 상용제품)를 이용하여 도플러 중심 주파수 및 변화율을 추정하였다. 도플러 중심 주파수를 추정하기 위해서 먼저 RAW 자료에서 주어진 15점의 위성의 위치 및 속도벡터들과 촬영 당시의 위성의 자세(pitch 및 yaw)각을 추출하였으며 f_{dc}^{orbu} 를 계산하기 위한 고도각(γ)은 표준 빔(실험에서 사용한 빔 모드는 standard 빔)에 따라 주어지는 공칭 입사각 (nominal incidence angle)으로부터 계산하여 사용하였다. 또한 위성과 지상 target과의 거리(ρ)는 RAW 자료에서 주어지는 Rx_Window_Start_Time 정보, 지연펄스(delay pulses) 개수, 빔 모드에 따라 주어진 공칭입사각 및 영상촬영 기하로부터 역 추적하여 사용한다. 궤도정보로부터 계산된 f_{dc}^{orbu} 와 수신된 신호를 분석하여 CDE 기법을 적용하여 얻은 f_{dc}^{CDE} 를 이용하여 도플러 중심주파수 ambiguity number(n)을 추정하였으며 이로부터 정확한 도플러 중심주파수 f_{dc}^{real} 를 계산한다. 참고로 CDE 기법에 사용된 block size(azimuth × range)는 2048 × 128이며 신호자료의 전체크기를 block size로 분할하여 전부 계산하였다. 이렇게 얻은 f_{dc}^{real} 를 이용하여 근사적으로 추정하여 사용한 γ 와 ρ 를 다시 계산하여 정확히 추정한 후 식(9)를 이용하여 도플러 중심 주파수 변화율(f_r)을 추정한다. 실험에 사용된 지역은 바다 및 도시 그리고 산악지역이 골고루 분포한 곳을 택함으로써 제안한 방법이 실제 지형영상으로부터 도플러 정보를 얼마나 정확하게 추출하는지를 살펴보고자 하였다. 본 실험을 통하여 얻은 결과에 대한 검증을 위하여 Vexcel사의 Radarsat-1 SAR Processor를 처리하여 얻은 도플러 정보와 비교하였다. 영상전체에 대하여 모든 azimuth block에 대해 range block별로 도플러 정보를 나타낸 것이 Fig. 2~4와 Table 2~4이며, 이들 결과로부터 Vexcel사의 상용 SAR Processor(Focus) 제품이 이

Table 1. Three types of area for Doppler extraction test.



지역명	경인지역	지역명	서해안	지역명	동해안
빔 모드	S1	빔 모드	S4	빔 모드	S4
픽셀 수(mg×azi)	6354×23000	픽셀 수(mg×azi)	6360×23000	픽셀 수(mg×azi)	6360×23000
영상크기	100Km×100Km	영상크기	100Km×100Km	영상크기	100Km×100Km
특성	Descending	특성	Ascending	특성	Ascending

Table 2. Comparison of Doppler information extracted from the Kyong-in area.

비교항목	f_{dc} (Hz)	f_r (Hz/sec)
RMS(오차)	50.48 (3.82% of prf)	4.78 (0.36% of prf)
편차(오차)	27.89	0.99
최대(오차)	164.41	6.32
최소(오차)	13.49	2.65

Table 4. Comparison of Doppler information extracted from the east coast area.

비교항목	f_{dc} (Hz)	f_r (Hz/sec)
RMS(오차)	15.93 (3.54% of prf)	1.34 (0.1% of prf)
편차(오차)	15.93	0.36
최대(오차)	62.78	2.31
최소(오차)	0.083	0.76

Table 3. Comparison of Doppler information extracted from the west coast area.

비교항목	f_{dc} (Hz)	f_r (Hz/sec)
RMS(오차)	30.69 (2.33% of prf)	3.28 (0.25% of prf)
편차(오차)	11.12	0.47
최대(오차)	41.88	4.52
최소(오차)	5.31	2.49

용하여 얻은 도플러 정보와 근사한 값을 얻었으며 특히 도플러 중심주파수의 변화율 f_r 의 경우 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 본 실험을 통하여 얻은 도플러 정보를 이용하여 영상을 직접 제작하였을 경우 영상화질이 상용제품을 이용한 경우와 손색이 없는 것을 확인할 수 있었다.

Focus를 통하여 얻은 도플러 정보를 참값이라고 가정했을 때 제안한 방법을 통하여 얻은 각 도플러 값들과의 차이(편의상 오차라 명명)에 대한 통계는 Table 2~4와 같다. f_{dc} 는 prf의 4% 이내로 추정 가능하였으며 f_r 은 prf의 0.4% 이내로 추정 가능하였다. 일반적으로 f_{dc} 의 추정은 참값으로부터 prf의 5~10% 정도면 영상을 제작할 경우 문제가 없는 것으로 받아 들여지고 있다. 이러한 점을 감안할 때 본 논문에서 제안한 방법이 실제 SAR 신호자료로부터 도플러 정보를 추출하는데 유용하게 사용될 수 있음을 보였으며 정밀한 f_r 을 추정하기 위해 필요한 부차적인 auto-focusing 기법을 적용할 필요가 없으며 ambiguity 문제를 단순히 케도정보와 CDE 기법을 접목함으로써 간단하

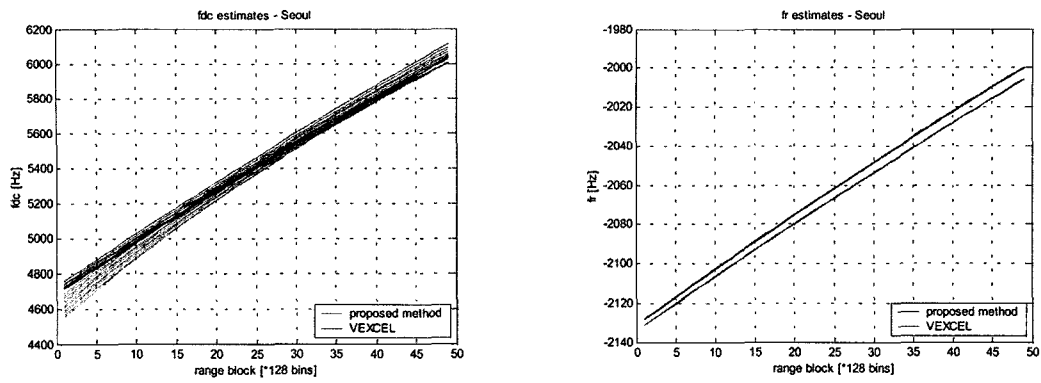


Fig. 2. Doppler information extraction results(Kyong-in area).

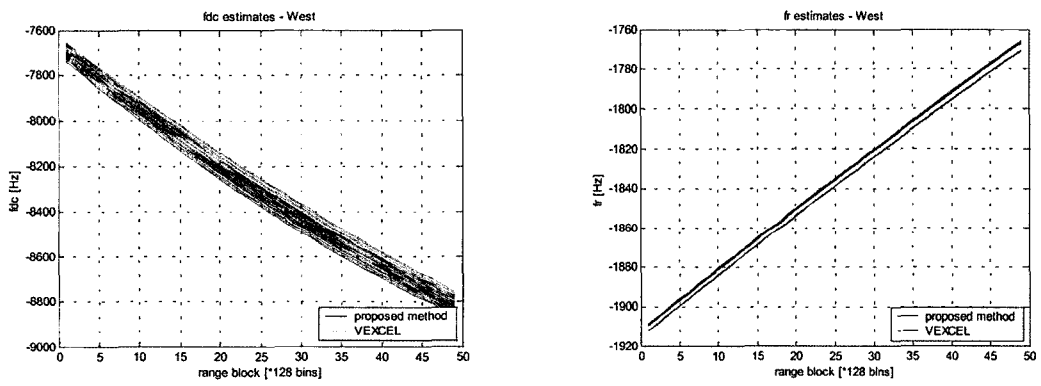


Fig. 3. Doppler information extraction results(west coast area).

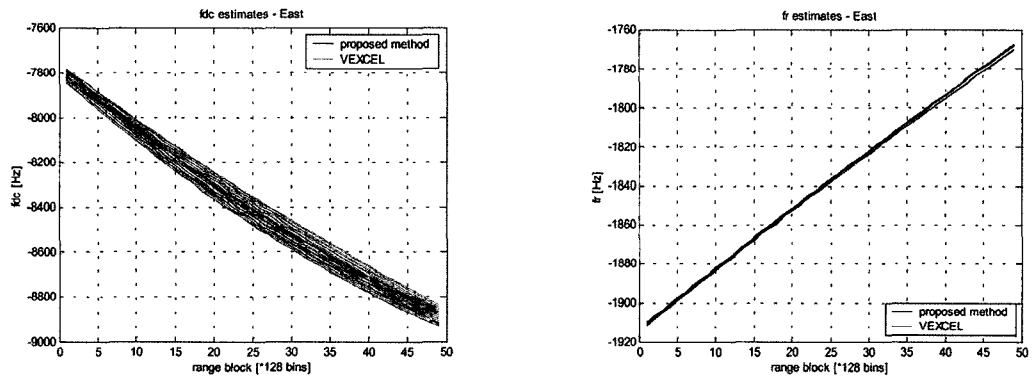


Fig. 4. Doppler information extraction results(east coast area).

게 해결할 수 있었다. 이러한 장점은 Radarsat-1의 여러 빔모드(Fine 및 Wide)에서도 적용 가능할 것으로 판단된다.

6. 결 론

본 논문에서 제안한 방법은 최대한 위성에서 직접 주는 궤도자료 및 위성 자세정보 등을 이용하고 신호기반의 CDE 기법을 이용하여 f_{dc} 의 ambiguity 문제를 해결하였으며 정확히 추정된 f_{dc} 로부터 고도각(γ) 및 경사거리(ρ)를 재추정 함으로써 정확한 f_r 을 얻을 수 있었다. 실제로 세 지역의 Radarsat-1 신호자료 RAW를 처리해 봄으로써 제안한 방법과 기존 상용제품(Focus)을 이용하여 얻은 f_{dc} 및 f_r 의 정확도는 유사한 수준임을 확인할 수 있었다. 기존의 다른 방법들이 도플러 중심주파수의 ambiguity 문제해결 및 정확한 f_r 을 추정하기 위한 별도의 auto-focusing 기법들이 필요한데 반해 제안한 방법은 정확한 f_{dc} 추정을 위해 한번의 신호기반 기법인 CDE 기법을 적용한 후 Radarsat-1의 정확한 자세정보를 재 추정하여 계산식을 통해 정확한 f_r 을 얻으므로 auto-focusing을 위한 별도의 계산시간이 필요 없다는 것이 최대의 장점이다. 이러한 구조는 기존의 방법과 비교할 때 정확도는 유사 하면서도 정확한 f_r 추정을 위한 별도의 알고리즘 적용에 필요한 계산을 생략할 수 있으므로 SAR 영상생성에 필요한 도플러 정보추출시 효율적인 방법이라 판단된다. 또한 논문에서 사용한 CDE 기법은 시간영역에서 구하는 방법으로써 주파수 영역에서 구하는 방법보다 효율적이라고 알려져 있으며 계산 시간상에서 보다 효율적인 SDE(Sign-Doppler Estimator)방법을 사용할 수도 있다.

현재는 Standard 빔 모드에서만 실험을 하였으나 차후 Fine 및 Wide 빔 모드에서도 실험할 계획이며 제안한 방법이 동일하게 적용 가능할 것으로 판단된다.

참고문헌

- Wu, C. and M. Jin, 1982. Modeling and a Correlation Algorithm for Spaceborne SAR Signals, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 18(5): 563-574.
- Bamler, R., 1992. A Comparison of Range-Doppler and Wavenumber Domain SAR Focusing Algorithms, *IEEE Transactions on Geosciences and Remote Sensing*, 30(4): 706-713.
- Marandi, S. R., 1997. RADARSAT Attitude Estimates based on Doppler Centroid of Satellite Imagery, Presented at the CEOS Workshop on RADARSAT Data Quality, Montreal, Quebec, Feb., pp. 493-497.
- Dragosevic, M. V., 2000. Doppler Tracker for a Spaceborne ScanSAR System, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 36(3): 907-924.
- Madsen, S. N., 1989. Estimating the Doppler centroid of SAR data, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 25(23): 134-140.