

저궤도 위성-지상 단말기 간 직접 통신을 위한 도플러 천이 분석 프레임워크

한상민, 신원재*, 김재현**

아주대학교 AI융합네트워크학과, *고려대학교 전기전자공학부, **아주대학교 전자공학과

hsm960622@ajou.ac.kr, wjshin@korea.ac.kr, jkim@ajou.ac.kr

A Novel Doppler Shift Analysis Framework for Direct-to-Satellite

Sangmin Han, Wonjae Shin*, Jae-Hyun Kim**

Department of AI Convergence Network, Ajou university

*Department of Electrical Engineering, Korea university

**Department of Electrical and Computer Engineering, Ajou university

요약

저궤도 위성 통신 시스템의 상용화를 위해서는 저궤도 위성-지상 단말기 간 직접 통신이 구현되어야 하며, 이 때 도플러 천이 사전 보상 시나리오가 고려되어야 한다. 본 논문에서는 저궤도 위성-지상 단말기 사이의 도플러 천이 및 도플러 사전 보상 시나리오의 결과인 잔여 도플러 천이 계산 및 분석하는 프레임워크를 제안한다. 제안된 방식은 저궤도 위성의 궤도 특성을 고려하여 도플러 천이와 잔여 도플러 천이를 근사화 및 정리한다. 정리된 이론은 잔여 도플러 천이의 최댓값이 발생하는 조건을 증명한다.

I. 서론

지상 단말기 (user equipment, UE)와 저궤도 (low Earth orbit, LEO) 위성 간 직접 통신 (Direct-to-Satellite, DtS) 서비스 제공을 위해서는 도플러 사전 보상 기법이 고려되어야 한다. 본 논문에서는 저궤도 위성-지상 단말기 사이의 도플러 천이 및 RDS를 계산 및 분석하는 프레임워크를 제안한다. 제안된 프레임워크는 저궤도 위성의 궤도 특성을 고려하여 도플러 천이와 잔여 도플러 천이 (RDS)를 근사화 및 정리한다. 정리된 이론을 통해, RDS의 최댓값은 빔 중심으로부터 지상 단말기 (user equipment, UE)까지의 방향이 저궤도 위성의 이동 방향과 나란한 환경에서 저궤도 위성이 빔 중심과 UE 사이의 한 가운데 있을 때 발생함을 증명한다. 모의 실험 결과로는 제안된 방식의 타당성을 증명하며[1], RDS 최댓값이 빔 중심으로부터의 거리에 선형적으로 비례하여 증가하는 것을 증명한다.

II. 저궤도 위성 통신에서의 잔여 도플러 천이 분석 프레임워크

저궤도 위성-지상 단말기 사이의 f_D 계산에 수식 (1)을 적용하기 위해, 저궤도 위성이 원점 (origin)이 되는 3차원 좌표계인 North-East-Down coordinates (NED 좌표계)를 사용한다. NED 좌표계에서 저궤도 위성의 속도 $\vec{v}_s(t) = [v_N(t), v_E(t), v_D(t)]$ 와 지구 자전 속도 $\vec{v}_E(t)$ 에 대해 $\vec{v}_s'(t) = \vec{v}_s(t) - \vec{v}_E(t)$ 를 정의한다. 지구 자전 속도의 크기는 저궤도 위성의 속도 크기보다 현저하게 작으므로 [2], $\vec{v}_s'(t) \approx \vec{v}_s(t)$ 를 만족한다. 또한, NE 평면에서 위성을 중심으로 N 축으로부터 지상 단말기 위치까지 시계 방향으로 회전한 각도인 azimuth angle ($\phi(\cdot)$)과, NE 평면과 위성-지상 단말기가 이루는 각도를 vertical angle ($\epsilon(\cdot)$)으로 정의할 때, 저궤도 위성으로부터 지상 단말기까지의 Line-Of-Sight (LOS) 벡터는 시간 t 에 대해 $\phi(t)$ 와 $\epsilon(t)$ 를 활용하여 수식화할 수 있다.

NED 좌표계 중 NE 평면에서 나타나는 저궤도 위성의 속도 크기를 V_s 라고 정의할 때, $|\vec{v}_s(t)| = V_s$ 이므로 D 축과 관련된 속도 요소는 수식 근사화 과

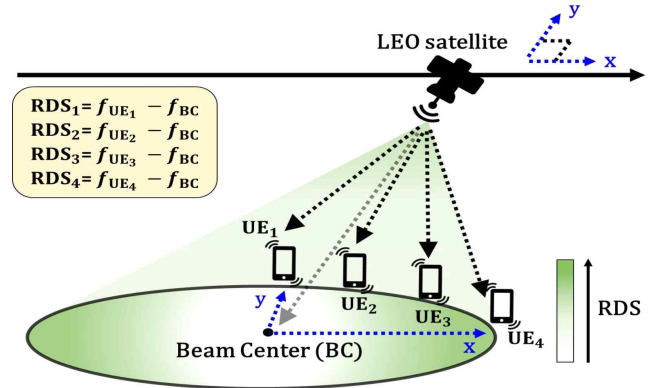


그림 1. 도플러 사전 보상 기법
Fig. 1. Doppler pre-compensation

정에서 무시될 수 있으며, 원운동에 근접하게 지구를 공전하는 것을 고려할 경우 V_s 의 크기는 항상 일정한 상수로 볼 수 있다 [2]. 따라서, 상대 속도 $v_r(t)$ 는 수식 (1)과 같이 정리될 수 있다.

$$v_r(t) \approx V_s \left(\frac{v_N(t)}{V_s} \sin(\phi(t)) + \frac{v_E(t)}{V_s} \cos(\phi(t)) \right) \cos(\epsilon(t)) = V_s \sin(\phi(t) + o(t)) \cos(\epsilon(t)) = V_s fr(t), \quad (1)$$

$o(t)$ 는 NE 평면에서 위성이 움직이는 방향과 관련된 변수이며, 궤도방향으로 정의한다. 수식 (1)을 통해 $v_r(t)$ 의 특성과 크기를 결정하는 요소는 $\sin(\phi(t) + o(t)) \cos(\epsilon(t))$ 인 것을 알 수 있다. 그러므로 해당 요소를 $fr(t)$ 로 정의한다. 수식 (1)로부터 계산된 $v_r(t)$ 와 빛의 속도 c 를 이용하여 도플러 천이 $f_D(t)$ 는 수식 (2)와 같이 계산할 수 있다.

$$f_D(t) = \left(\frac{c}{c - v_r(t)} \right) f_c - f_c. \quad (2)$$

그림 1과 같이 도플러 사전 보상 기법이 적용될 때, UE가 빔 중심 (beam center, BC)이 아닌 위치에 있는 경우, 위성과 사이의 도플러 천이 f_{BC} 와

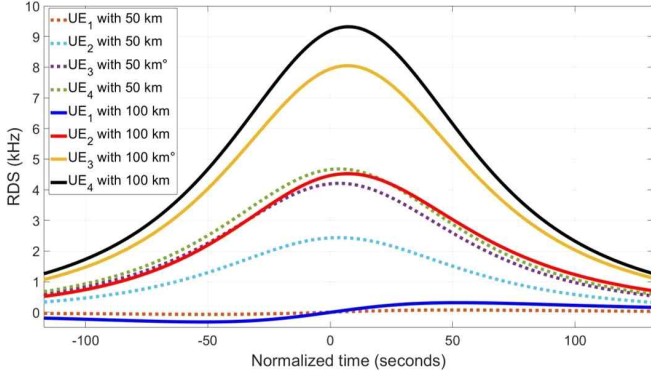


그림 2. 빔 중심으로부터의 거리와 UE 위치에 따른 RDS 결과.
Fig. 2. RDS results according to the distance from the beam center and locations of UE

UE가 실제 겪는 도플러 천이 f_{UE} 사이의 차이값인 RDS를 다음의 수식으로 정리할 수 있다.

$$RDS = f_{UE} - f_{BC} = \frac{c(v_r^u(t) - v_r^c(t))}{(c - v_r^u(t))(c - v_r^c(t))} f_c \approx \frac{V_s f_c}{c} (f_{r_u}(t) - f_{r_c}(t)). \quad (3)$$

UE가 그림 1의 UE_4 위치에 있는 경우, $\sin(\phi(t) + o(t))$ 은 위성이 UE에게 가까워지는 구간은 1, 멀어지는 구간은 항상 -1이므로 도플러 천이의 절댓값은 항상 제일 크다 [1,2]. 따라서 UE가 그림 1에서 UE_4 위치에 있을 때 RDS 역시 가장 클 것으로 예상되며, 특히 저궤도 위성이 BC와 UE_4 사이에 있는 경우, 각 위치에 대해 $\sin(\phi(t) + o(t))$ 의 부호는 다르므로 RDS 수식은 다음과 같이 정리된다.

$$RDS = \frac{V_s f_c}{c} (\cos(\epsilon^u(t)) - \cos(\epsilon^c(t))) = \mp \frac{2V_s f_c}{c} \left(\sin\left(\frac{\epsilon^u(t) + \epsilon^c(t)}{2}\right) \sin\left(\frac{\epsilon^u(t) - \epsilon^c(t)}{2}\right) \right), \quad (4)$$

수식 (4)에서 $\epsilon^u(t)$ 와 $\epsilon^c(t)$ 는 각각 BC와 UE_4 에 대한 $\epsilon(t)$ 이다. $\theta_{\max} = 90^\circ$ 가 되는 즈음에는 $\epsilon(t)$ 가 고도각 $\theta(t)$ 와 동일해진다. $\theta(t)$ 은 θ_{\max} 주변에서는 선형성을 지니며, θ_{\max} 를 기준으로 좌우 대칭 모습을 보인다[4]. $\theta_{\max} = 90^\circ$ 일 때의 $\epsilon^u(t)$ 와 $\epsilon^c(t)$ 는 시간에 따라 평행하다는 점을 고려할 때, $(\epsilon^u(t) + \epsilon^c(t))/2$ 값은 위성의 위치가 BC와 UE_4 사이에 있는 동안 일정하며, BC와 UE_4 사이의 거리가 증가할수록 작아진다. 또한, $\epsilon^u(t)$ 와 $\epsilon^c(t)$ 가 같은 순간, 즉 위성이 BC와 UE_4 사이의 한 가운데 위치하는 시점은 BC와 UE_4 사이의 거리에 비례하여 평행이동하므로, \cos 함수 특성을 고려할 때 RDS 최댓값이 발생하는 순간은 거리에 비례하여 평행이동하고, 그 값은 거리에 선형적으로 비례하여 증가하는 것을 알 수 있다.

III. 모의실험 결과

MATLAB과 Simplified perturbations models (SGP4) 알고리즘을 통해 저궤도 위성의 궤도를 생성하여 제안된 방식을 구현하고, RDS를 분석한다. 저궤도 위성의 고도는 525 km, 궤도 경사각 (inclination)은 53° , 지상 단말기의 위치는 그림 1과 같이 위성이 x축 방향으로 움직일 때, UE의 위치를 y축을 기준으로 각각 0° , 30° , 60° , 90° 씩 시계 방향으로 회전한 위치들에 UE_1 , UE_2 , UE_3 , UE_4 를 각각 위치시키며, BC로부터의 거리는 50 km, 100 km로 설정하여 결과를 확인한다. 그림 3을 통해

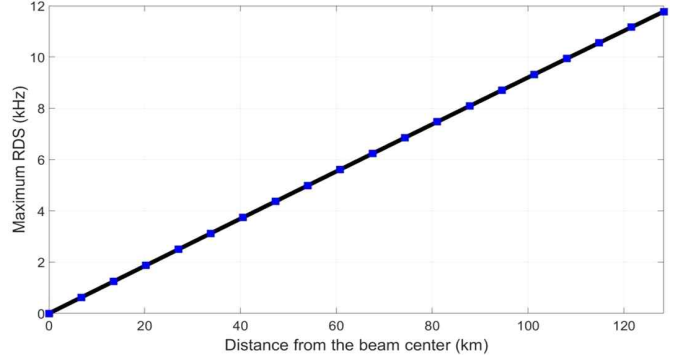


그림 3. 빔 중심으로부터의 거리에 따른 RDS 최댓값.
Fig. 3. The maximum RDS with the distance from the beam center

전반적으로 RDS의 절댓값 규모는 BC로부터 UE까지의 거리가 증가할수록 증가하며, 특히 BC로부터 UE까지의 거리가 같을 때 BC로부터 UE까지의 방향이 위성의 이동 방향이 일치하면 RDS가 가장 큰 것을 알 수 있다. 또한, UE_4 에 대한 RDS 최댓값이 발생하는 시점은 거리에 비례하여 평행이동하는 것을 알 수 있다. 이는 거리가 증가할수록 위성이 BC와 UE_4 한 가운데 위치하는 시점이 평행 이동하므로, $\epsilon^u(t)$ 와 $\epsilon^c(t)$ 가 동일해지는 순간 역시 평행 이동하기 때문이다.

그림 3은 그림 1 시나리오에서 BC로부터 UE_4 방향으로 UE의 위치를 6.75 km씩 거리를 증가시켰을 때 거리에 따른 RDS 최댓값 결과이다. III에서 확인된 바와 같이, RDS 최댓값은 거리에 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있다. 이러한 분석 결과는 DtS용 저궤도 위성 통신 시스템 상용화에 활용될 수 있다. 예를 들어, LTE에서의 SCS가 15 kHz이고 LTE용 스마트폰 단말기가 추정 가능한 도플러 천이 최댓값이 7.5 kHz를 고려하면, 고도 525 km의 DtS용 STARLINK가 사용 가능한 빔 최대 반지름은 약 80 km인 것을 알 수 있다.

III. 결론

본 논문에서는 저궤도 위성 통신 시스템에서 발생하는 도플러 천이 및 도플러 사전 보상 결과인 잔여 도플러 천이 분석을 위한 새로운 프레임워크를 제안하였다. 제안된 프레임워크를 통해 도플러 사전 보상 시나리오의 결과인 잔여 도플러 천이의 전반적인 특성과 잔여 도플러 천이의 최댓값에 대한 특성을 밝혀낼 수 있었다. 제안한 프레임워크는 특히 스마트폰을 중심으로 한 지상 단말기와 저궤도 위성 간 직접 통신 시나리오 상용화 및 분석에 기여할 수 있다.

ACKNOWLEDGMENT

본 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단(No.2021R1A4A1030775)과 과학기술정보통신부의 정보통신기획평가원(No.2022-0-00704, 초고속 이동체 지원을 위한 3D-NET 핵심 기술 개발)의 지원을 받아 수행된 연구임.

참고 문헌

- [1] S. Han et al, "A Study on LEO Satellite Networks Doppler Shift with Relative Velocity Analysis," Proc. 2023 KICS Summer Conference, June, 2023.
- [2] . Ali, et al, "Doppler Characterization for LEO Satellites," *IEEE Trans. Commun.*, vol. 46, no. 3, pp. 309-313, Mar 1998.