

위성간 링크를 허용하는 극궤도 위성의 동적 토폴로지 해석

김용현, 조한신

한양대학교

igagimal@hanyang.ac.kr, hsjo23@hanyang.ac.kr

Dynamic topology analysis of polar orbiting satellites allowing for inter-satellite links

Young-Hyun Kim, Han-Shin Jo

Hanyang Univ.

요약

군집 위성은 여러 개의 저궤도 위성을 하나의 시스템으로 작동하여 통신 효율성을 향상하는 위성 시나리오이다. 이러한 군집 위성 시나리오에서는 위성 간 통신을 이용하여 기존의 단일 위성 대비 지연시간을 줄일 수 있다. 그러나 LEO 위성의 높은 이동성, 송신 전력의 제한, 큰 도플러 편이 등의 이유로 동적인 토폴로지가 형성된다. 본 논문은 극궤도 위성의 위치를 예측하는 간단한 방법을 제시하고, 토폴로지의 주기적 특징과 위성의 기하학적 특징을 이용하여 Inter-ISL과 Intra-ISL을 허용하는 두 가지 시나리오의 지연시간을 계산하는 방법을 제시한다.

I. 서론

저궤도에 다수의 위성을 배치해 전 지구적 범위로 통신 네트워크를 제공하는 군집 위성 서비스는 차세대 통신 네트워크의 주요 기술로 평가받고 있다[1]. 군집 위성 서비스를 제공하기 위해 필수적으로 요구되는 기술인 위성간통신 기술의 발전이 동반되어야 한다. 본 논문에서는 극궤도 위성의 동적 토폴로지에 대해 수학적으로 분석하는 방법을 제안한다.

II. 극궤도 군집 시나리오

그림 1은 본 연구의 동적 토폴로지를 갖는 극궤도 군집 시나리오를 보여준다. 위성군은 경사도 90° 를 갖는 11개의 궤도가 동일한 간격으로 배치되고, 각 궤도는 동일한 수의 위성이 동일한 간격을 가지며, 600km의 고도에서 케플러 방정식으로 유도된 동일한 각속도를 갖는다. 궤도 내 위성 링크(Intra-ISL)의 경우 위성 간 거리 및 방향이 일정하여 지속해서 가능하지만, 궤도 간 위성 링크(Inter-ISL)의 경우 전력 제한에 따른 통신 가능 거리(d_{ISL})가 제한되는 상황에서 위도가 높을수록 궤도 간 거리가 감소하는 극궤도 위성군의 특징에 따라 특정 위도(φ_I) 이상에서 수행할 수 있으며, 극 위도(φ_P) 이상의 영역(Polar Region)과 궤도의 방향이 반대인 영역(SEAM)에서 큰 도플러 효과로 인해 Inter-ISL이 제한된다. 이러한 동적 토폴로지를 모델링 하기 위해 위성의 기하학적 특징을 이용할 수 있으며, φ_I 은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\varphi_I = \cos^{-1}(d_{ISL}/(2(R+H)\sin(90^\circ/N_O))), \quad (1)$$

여기서 R 은 지구 반지름, H 는 위성의 고도, N_O 는 궤도 수를 나타낸다. Intra-ISL을 위한 궤도 내 최소 위성 수는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$N_{Sat} = \lceil 360/(2\sin^{-1}(d_{ISL}/2(R+H))) \rceil, \quad (2)$$

위와 같은 위성 수와 궤도 수를 갖는 위성군의 동적 토폴로지를 해석하기 위한 위성의 주기는 케플러 방정식을 이용하여 계산되며, 위성의 경사도와 주기성을 이용한 위성의 위도와 경도는 다음과 같이 정의할 수 있다.

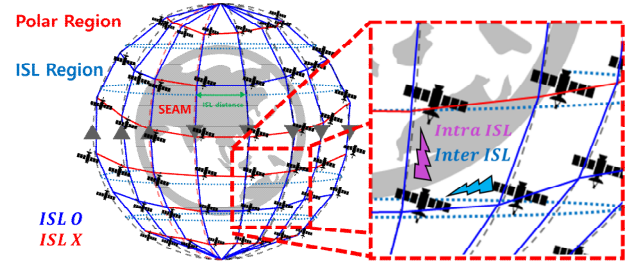


그림1. 극궤도 위성의 동적 토폴로지

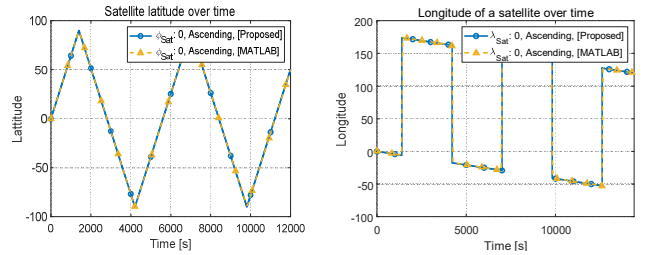


그림2. 시간에 대한 위성의 위도와 경도변화

$$\varphi_{Sat}(t) = 90 \sum_{k=0}^{\infty} \left(\Lambda \left(\frac{t+t_{\varphi_s} - T/4 - kT}{T/4} \right) - \Lambda \left(\frac{t+t_{\varphi_s} - 3T/4 - kT}{T/4} \right) \right), \quad (3)$$

$$\lambda_{Sat}(t) = -\frac{1}{240}t + \lambda_{Sat}(0) - 180 \sum_{k=0}^{\infty} u \left(t - \frac{T}{4} + t_{\varphi_s} - \frac{kT}{2} \right), \quad (4)$$

여기서, Λ 은 삼각함수를 나타내며, t_{φ_s} 은 위성의 초기위도에 대한 시간 이동을 나타내며, 위도의 경우 삼각 펄스열의 형태로 나타낼 수 있고 그림 2는 위성의 위도와 경도에 대하여 케플러 방정식을 이용한 수식과 SGP4 및 SDP4 궤도 알고리즘을 이용한 MATLAB의 결과를 비교한 그림이다.

III. 주기성을 이용한 동적 토폴로지 해석

Inter-ISL이 가능한 영역의 경우 그림 1의 Seam영역과 Polar Region을 제외한 특정 위도 이상의 ISL Region과 같이 나타나며 그림 2의 시간에

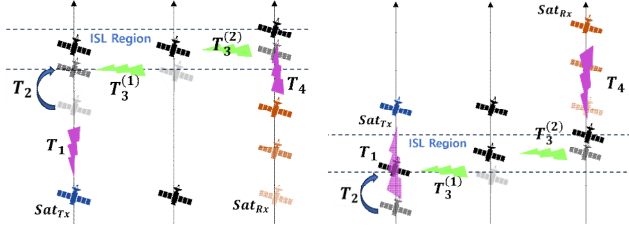


그림3. 경로 방향에 따른 데이터 전송 시나리오

대한 위성의 위도변화를 통해 알 수 있듯이 주기적 성질을 확인할 수 있다. 그림 3은 Sat_{Tx} 에서 Sat_{Rx} 까지 데이터를 전송하는 시나리오에서 위성이 하나의 링크만 수행할 수 있으며, ISL Region을 한 번만 지나고, 최대 전송량을 고려하는 시나리오이다. 지연시간은 Intra-ISL을 통하여 ISL Region까지 데이터를 전송하는 시간(T_1), 위성이 ISL Region까지 이동하는 시간(T_2), Sat_{Rx} 의 궤도까지 Inter-ISL을 수행하는 시간(T_3), Intra-ISL을 수행하는 시간(T_4)의 단계로 나눌 수 있으며, 지연시간을 계산 하기 위한 Inter-ISL 수(N_{Inter})에 따른 ISL 수행시간은 다음과 같다.

$$\tau_{ISL} = \frac{t_{I-R}}{N_{Inter}}, \quad (5)$$

t_{I-R} 은 위성이 ISL Region에서 머물 수 있는 시간이다. Intra-ISL로 인하여 단축되는 시간의 크기는 다음과 같이 계산된다.

$$t_{\theta_s} = \frac{2\pi}{N_{Sat}} \sqrt{\frac{(R+H)^3}{GM}}, \quad (6)$$

G 는 지구의 중력 상수이며, M 은 지구의 질량이다. $t_{\theta_s} > \tau_{ISL}$ 을 만족할 때 Intra-ISL을 이용하여 궤도 반대 방향의 ISL Region에 도달할 수 있으며, 방향에 따른 Intra-ISL의 수는 다음과 같이 계산된다.

$$\min\left(t_{\varphi_i} + \frac{T}{2} \left[\frac{t_{\varphi_s} - t_{\varphi_i}}{T/2} \right], \frac{T}{2} - t_{\varphi_p} + \frac{T}{2} \left[\frac{t_{\varphi_s} - (T/2 - t_{\varphi_p})}{T/2} \right] \right) - t_{\varphi_s}, \quad (7)$$

$$t_{\varphi_s} - \max\left(-\frac{T}{2} + t_{\varphi_i} + \frac{T}{2} \left[\frac{t_{\varphi_s} + T/2 - t_{\varphi_i}}{T/2} \right], -t_{\varphi_p} + \frac{T}{2} \left[\frac{t_{\varphi_s} + t_{\varphi_p}}{T/2} \right] \right), \quad (8)$$

$$N_{Intra}^{(a)} = \left\lfloor \begin{array}{l} (7) \\ t_{\theta_s} + \tau_{ISL} \\ (8) \\ t_{\theta_s} - \tau_{ISL} \end{array} \right\rfloor, \quad (9)$$

식 (7) 번은 궤도와 같은 방향의 ISL Region까지 위성의 각속도로 이동하였을 때 소요되는 시간이며, 식 (8) 번은 궤도의 반대 방향의 ISL Region까지의 소요되는 시간이다. t_{φ_x} 는 φ_x 의 크기를 위성의 각속도로 이동하는 시간이며, $\varphi_s = \varphi_{Sat}, \varphi_p = \varphi_{Polar}, \varphi_I = \varphi_{ISL}$ 을 의미하고, 이를 이용하여 T_1 ($T_1 = N_{Intra} \tau_{ISL}$)을 구할 수 있다. T_2 는 다음과 같이 계산된다.

$$T_2 = \begin{cases} (7) - N_{Intra}^{(7)} (\tau_{ISL} + t_{\theta_s}) \\ N_{Intra}^{(8)} (\tau_{ISL} - t_{\theta_s}) - (8) \end{cases}, \quad (10)$$

T_3 ($T_3 = N_{Inter} \tau_{ISL}$)과 T_4 ($T_4 = |N_{Intra} - N_{Intra}^{(7) \text{ or } (8)}| \tau_{ISL}$)는 앞의 과정과 유사하게 계산되며 N_{Intra} 는 Intra-ISL의 최소값이다.

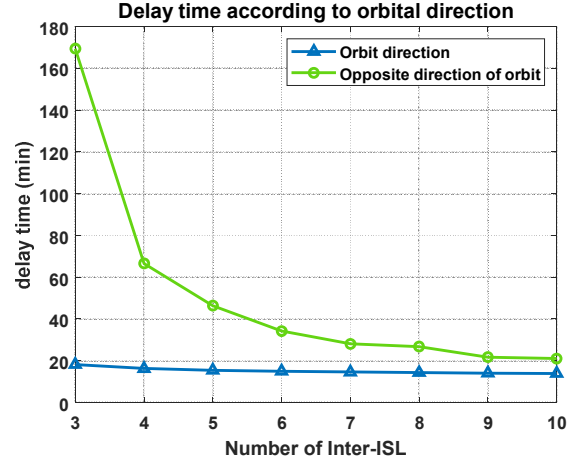


그림4. 시뮬레이션 결과

IV. 시뮬레이션 결과

그림 4는 11개의 궤도와 330개의 위성군이 600km 고도에서 d_{ISL} 이 1500km이고 φ_{Polar} 가 70° 일 때 Inter-ISL 수에 따른 지연시간을 보여준다. Inter-ISL의 수가 2 이하일 때 $t_{\varphi_{Sat}} > \tau_{ISL}$ 조건을 만족하지 않기 때문에 반대 방향 경로는 불가능하며, N_{Inter} 가 증가할수록 τ_{ISL} 이 감소(적은 데이터를 전송)하여 궤도와 반대 방향으로 Intra-ISL을 수행하는 시나리오의 지연시간이 줄어드는 것을 확인할 수 있고, 적은 데이터를 보낼수록 지연시간에 대한 T_2 의 영향이 증가하여 경로 방향의 영향이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

IV. 결론

본 연구에서는 저궤도 위성의 주기성을 이용하여 시간에 따른 위성의 위도와 경도를 모델링 하였고, 저궤도 위성의 높은 이동성으로 인해 발생하는 극궤도 군집의 동적 토폴로지를 해석하는 방법을 제안하였다. 위성의 위도에 대하여 삼각펄스 열의 형태로 모델링 하여 동적 토폴로지의 주기적 특성을 발견하였으며, 등차수열의 성질을 이용하여 서로 다른 방향의 경로에 대한 저궤도 군집의 지연시간을 모델링 하였다. 제안된 방법은 데이터 전송 과정에서 발생하는 위성의 이동성을 고려하는 동시에 위성의 위도에 따른 링크 여부가 반영된 것을 확인할 수 있으며, 향후 저궤도 군집 위성의 라우팅 연구에 기여할 것으로 예상된다.

ACKNOWLEDGMENT

이 논문은 2022년도 정부(방위사업청)의 재원으로 국방기술진흥연구소의 지원을 받아 수행된 연구임 (21-106-A00-007, 우주계층 지능통신망 특화 연구실)

이 논문은 2024년도 정부(산업통상자원부)의 재원으로 한국산업기술진흥원의 지원을 받아 수행된 연구임 (P0020536, 2024년 산업혁신인재성장지원사업)

참고 문헌

[1] 최우석, "위성통신 동향 및 발전 방향," 한국통신학회지(정보와 통신), vol. 39, pp. 5-9, Dec. 2021