

위성 고도 변화에 대한 위성 영상 기기의 Time Delay and Integration 일치 연구

조영민¹, 김해동²

한국항공우주연구원

¹TEL: 042-860-2218, E-mail: ymcho@kari.re.kr

²TEL: 042-860-2812, E-mail: haedkim@kari.re.kr

Study on the Synchronization of Time Delay and Integration of Satellite Imager for Satellite Altitude Variation

Young-Min Cho, Hae-Dong Kim
Korea Aerospace Research Institute

Time Delay and Integration (TDI) 기법을 사용하는 고해상도 위성 영상기에 있어서 실제 위성 운영시 발생하는 위성 고도의 순간적 변화에 대한 TDI 일치를 연구하였다. 시간에 따라 변하는 순간 고도의 특성을 분석하였고 순간 고도 변화가 TDI 불일치를 초래하여 위성 영상 기기의 성능에 미치는 영향을 분석하였다. TDI 시간 지연을 조절하여 실제 위성 운영에서 순간적으로 발생하는 TDI 불일치를 보정하고 성능을 향상시킬 수 있는 가능성을 연구하였다. 본 연구 결과는 위성 영상 품질 향상에 활용될 수 있다.

1. 서론

고해상도 위성 영상 기기에서 신호대 잡음비 향상을 위해 흔히 Time Delay and Integration (TDI) Charge Coupled Device (CCD) 검출기를 사용한다. TDI CCD 소자들이 정확하게 지상의 동일 화소를 검출하지 못하는 TDI 불일치 현상은 CCD 제작 및 정렬 오차, 위성 고도 변화, 촬영각 변화 등 여러 가지 원인들에 의해 발생할 수 있다[1,2]. TDI 불일치를 다루었던 기존의 연구들에서는 평균 궤도 개념을 사용하여 위성 고도를 시간에 대해 일정하게 취급하였다. 고도 변화가 TDI

영상 기기의 성능에 미치는 영향에 대한 일부 연구에서도 평균 궤도 개념의 고도 변화만을 다루었다[2]. 그러나 실제 위성 운영 시에는 위성의 고도가 시시각각으로 변하게 되므로 위성의 순간적 고도 변화가 TDI 위성 영상 기기의 성능에 미치는 영향에 대한 검토가 필요하다.

본 연구에서는 실용적 사례 연구 통하여 연구의 실용성을 높이고자 향후 운영될 아리랑 2호에 대하여 순간 고도 변화 특성을 분석하고, 순간 고도 변화가 TDI 위성 영상 기기의 성능에 미치는 영향을 분석하여 순간 고도 변화에 의한 TDI 불일치를 보정하는 방법을 연구하고자 한다.

2. 위성 고도 변화

위성의 운동을 정확하게 묘사하기 위해서는 임의 시각에서 위성에 미치는 장, 단주기 그리고 영년변화를 일으키는 모든 섭동력을 고려해야만 하며, 이를 표현한 궤도를 접촉 궤도(Osculating Orbit)이라고 한다. 반면에, 특정 기간에 대해 단주기 섭동력을 고려하지 않고 궤도운동을 평균화 시킨 궤도를 평균 궤도(Mean Orbit)라고 한다[3]. 평균 궤도 개념의 고도를 평균 고도(Mean Altitude)라 하고 접촉 궤도 개념의 고도를 순간 고도(Osculating Altitude)라 할 수 있다.

일반적으로 위성임무를 설계할 때 사용되는 궤도요소의 의미는 평균 궤도이며, 실제 위성이 임무를 수행하면서 비행하는 실제 궤도요소들은 매 순간마다 조금씩 달라지게 된다. 따라서 실제 위성 고도는 매 순간 변하기 마련이다.

표. 1 아리랑 2호 궤도요소 및 위성 파라미터

Epoch Time	2005/5/1 00:00:00(UTC)
Semi-major Axis, (km)	7063.14
Period (sec)	5907
Eccentricity	0.0005
Inclination (deg.)	98.13
Right ascension of ascending node (deg.)	0
Argument of Perigee (deg.)	0
Mean Anomaly (deg.)	0
Mass (kg)	800
Drag Coefficients	2.0
Drag Area (m ²)	8.0

접촉 궤도 개념을 이용하면 실제 고도의 순간 변화를 잘 분석할 수 있다. 아리랑 2호의 임무고도는 평균 고도 685km이며, 이심률은 최대 0.001을 넘지 않는 원 궤도로 설계되었다. 인공위성 궤도 분석용 상용 프로그램 STK ver. 4.3.1을 이용하여 아리랑 2호의 고도 변화를 평균 궤도 개념(평균 고도)과 접촉 궤도 개념(순간 고도)으로 시뮬레이션하면 그림 1과 같다. 이때, 아리랑 2호의 궤도요소 및 위성 파라미터는 표 1과 같다.

그림 1에서 보는 바와 같이 평균 고도는 하루 동안 거의 변화가 없는 것처럼 보이는 대신 시간에 대한 실제 위성의 위치를 정확하게 보여주는 순간 고도는 1일 동안에도 최대 694.2km와 최소 675.7km 사이에서 주기적으로 변화하는 것을 알 수 있다. 순간 고도는 위성의 지구 선회 1주기 동안 최대와 최소를 각각 2번씩 보이며, 최대와 최소의 차이는 18.5km 정도이다. 순간 고도들의 일일 평균값은 685.0km로서 평균 고도와 거의 차이가 없다.

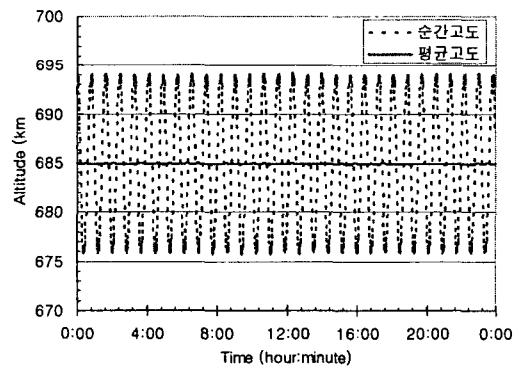


그림 1. 아리랑 2호의 임무 운영 초기 고도 변화 예측 (2005년 5월 1일)

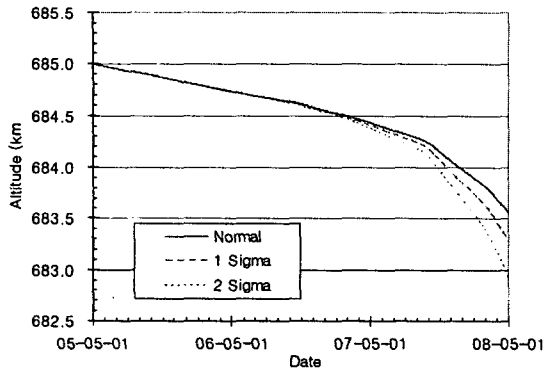


그림 2. 아리랑 2호 평균 고도의 장기적 변화 예측

평균 고도는 태양활동 주기에 따라 감쇄율(Decay Rate)이 달라지는데, 태양활동이 극심했던 시기에 운영하고 있는 아리랑 1호의 경우에는 3년 동안 하루 평균 18.5m/day였다[4]. 하지만, 아리랑 2호의 경우에는 태양활동 저조기에 운영될 예정이므로 고도 감쇄율이 상당히 작을 것으로 예상되고 있다. 설계임무 3년 동안 아리랑 2호의 평균 고도 변화를 살펴보면 그림 2와 같다.

Jacchia 71 대기모델[5]을 이용하여 장기간 고도변화를 살펴보면 태양활동 변화 범위를 최대한 크게 고려하더라도(2 Sigma) 평균 고도는 임무기간 3년 동안 약 2km 정도만 감소할 것으로 예측되어지고 있다. 이는 하루동안 평균 고도 감쇄율이 약 2m/day 수준이며, 아리랑 1호에 비해 현저히 낮음을 알 수 있다.

하루 동안의 순간 고도 변화는 이심률의 변화에 의해서 영향을 받게 되는데, 그림 3에서 보는 바와 같이 초기 임무궤도에서의 이심률은 0.0005로 작지만 임무운영 말기에는 대략 0.001 근처까지 증가할 것으로 예측되었다.

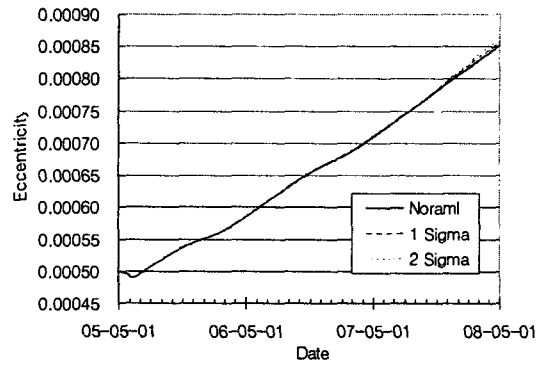


그림 3. 아리랑 2호 궤도 평균 이심률의 장기적 변화 예측

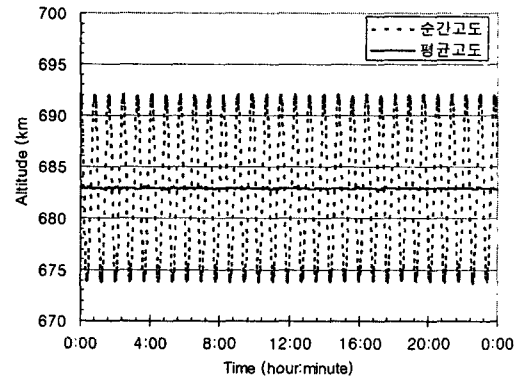


그림 4. 아리랑 2호의 임무 운영 말기 고도 변화 예측 (2008년 5월 1일)

아리랑 2호의 고도 및 이심률에 대한 조정이 없는 경우에 대해 임무기간 말기에서의 1일 순간 고도 변화를 살펴보면 그림 4와 같다. 그림 4에서 보는 바와 같이 임무운영 말기에서의 순간 고도 변화 행태는 초기 운영 때와 아주 비슷하고 최대, 최소 고도의 차이도 18.5km로 초기 운영 시기와 거의 같은 것을 알 수 있다.

3. 순간 고도 변화에 대한 성능 특성

실제 운영시 발생하는 위성의 순간적 고도 변화가 영상기기 성능에 미치는 영

향을 살펴보기 위해 고해상도 TDI 영상 기기를 탑재할 아리랑 2호를 사례로 선택하였다. 앞 절의 분석에 의하면 아리랑 2호의 3년 임무 운영 기간 동안 전반적으로 고도 행태가 거의 일정하게 유지되므로 전체 임무 기간 중 대표적으로 어느 특정한 시점을 선택하여 연구하는 것이 바람직하다. 본 연구에서는 아리랑 2호 임무 운영 초기에서 위성 직하점 관측시 순간 고도 변화가 영상기기 성능 특성에 미치는 영향을 고려하고자 한다.

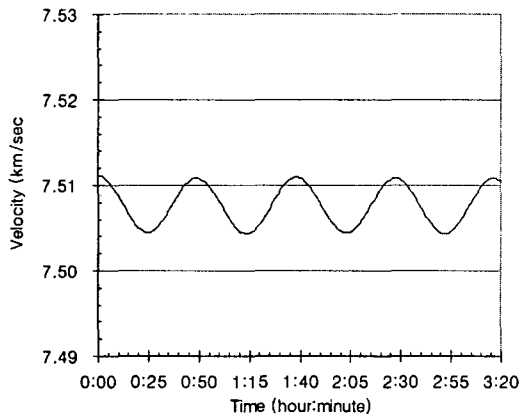


그림 5. 아리랑 2호의 임무 운영 초기 속도 변화 예측 (2005년 5월 1일)

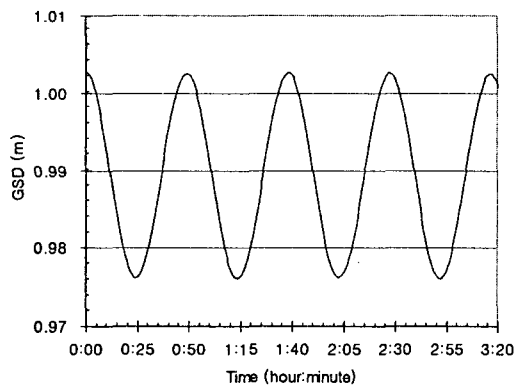


그림 6. 순간 고도 변화에 따른 지상화소거리(GSD) 변화

실제 위성의 궤도 운동에서 위성의 고도 뿐만아니라 위성의 속도 역시 시시각각 변하기 마련이다. 아리랑 2호의 임무 운영초기 순간 속도는 평균값으로부터 $\pm 0.05\%$ 의 아주 작은 편차 이내에서 주기적으로 변할 것으로 예측된다(그림 5).

위성의 고도가 변하면 지상화소거리(Ground Sample Distance: GSD)도 변하게 된다. 아리랑 2호의 순간 고도 변화에 의한 지상화소거리 변화는 평균값으로부터 $\pm 1.4\%$ 의 편차 이내에서 주기적으로 변할 것으로 예측된다(그림 6). 순간 속도 변화보다 지상화소거리 변화가 훨씬 더 큼을 알 수 있다.

TDI는 지상의 동일 화소를 여러 개의 CCD 소자로 검출하고 시간 지연을 통해 소자들의 검출 신호를 합하는 기법이다. TDI 사용에 따른 부작용을 최소화 하기 위해서는 TDI 소자들이 검출하는 지상 위치들을 서로 정확히 일치시키는 것이 매우 중요한데, 이러한 TDI 일치는 흔히 주어진 관측 조건에 맞게 TDI 시간 지연을 조절하여 얻는다.

항상 일정하게 고정된 TDI 시간을 사용할 경우 위성의 순간 고도와 순간 속도의 변화로 TDI 불일치가 발생하게 된다. 본 연구에서 순간 속도 변화보다 지상화소거리 변화가 더 크므로 순간 고도 변화가 TDI 불일치의 주요 원인임을 알 수 있다. 위성 영상의 선명도와 관련된 위성 영상기기의 성능은 Modulation Transfer Function (MTF)으로 표현되며 TDI 불일치로 인한 선명도 저하에 대해 일반적 MTF 표현은 잘 알려져 있다[6].

일반적으로 위성 고도로 평균 고도를 흔히 사용한다. 평균 고도 685km에서 TDI 일치가 성립하도록 TDI 시간을 일정하게 고정할 경우 아리랑 2호 순간 고도 변화에 따른 MTF 변화를 살펴 보면 TDI

수 32와 Nyquist 주파수에 대해 MTF 값이 평균값 0.96을 갖고 주기적으로 변하면서 최저 0.90까지 하락할 수 있음을 알 수 있다(그림 7). 이와 같은 MTF 하락은 위성 임무 설계에서 무시하기 곤란한 성능 감소일 수 있다[7].

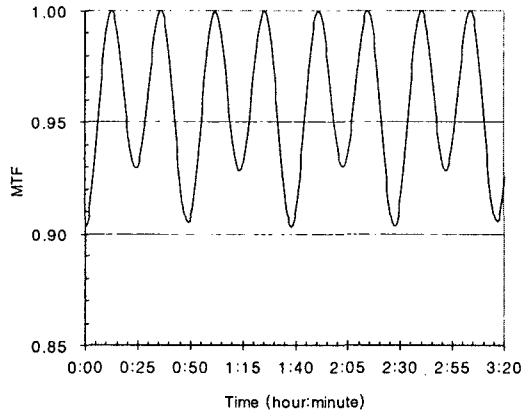


그림 7. 순간 고도 변화에 따른 MTF 변화(TDI No.:32, Nyquist 주파수)

4. 순간 고도 변화에 대한 TDI 일치

선주사율(Line Rate)을 1 초에 위성 진행 방향으로 주사하는 화소 수로 정의하면 선주사율은 TDI 시간의 역수가 된다. 아리랑 2호 순간 고도 변화에 대해 TDI 일치가 성립하는 순간 선주사율은 최소 6756lines/sec에서 최대 6952lines/sec까지 범위에서 주기적으로 변해야 한다(그림 8). 즉, 선주사율을 매 순간마다 그림 8과 같이 변화시키면 TDI일치가 성립하여 MTF의 하락이 발생치 않는다(MTF=1.0).

실제 위성 운영에 있어서 선주사율을 순간 순간 바꾸는 것은 불가능한 일이므로 순간 고도 변화에 의한 TDI 불일치를 보정하는 보다 현실적인 해결책이 요구된다.

평균 고도 685km에서 TDI 일치가 성립

하는 단일 선주사율 만을 고정적으로 사용하는 것보다 두 개의 선주사율을 서로 번갈아 가면서 사용할 경우 TDI 불일치를 보정하여 MTF 하락을 줄일 수 있다. 두 개의 선주사율은 순간 고도 TDI 일치 선주사율이 평균 고도 TDI 일치 선주사율보다 큰 때와 그렇지 않을 때로 나누어 사용된다. 아리랑 2호의 순간 고도 변화에 대해 이중 선주사율을 사용할 경우 선주사율 한 개당 적용 시간은 대략 24분이고(그림 9), MTF 값은 평균 0.99이고 최저 0.96로 향상될 수 있다(그림 10).

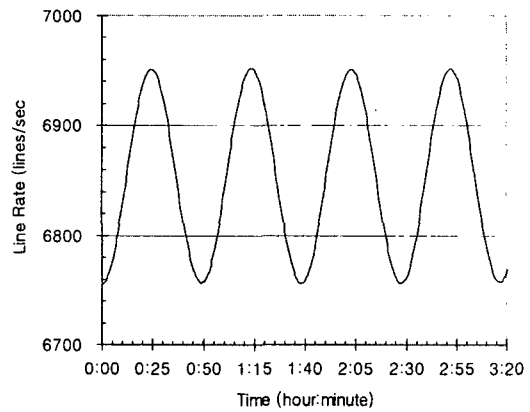


그림 8. 순간 고도에 대한 TDI 일치 선주사율 (Line Rate)

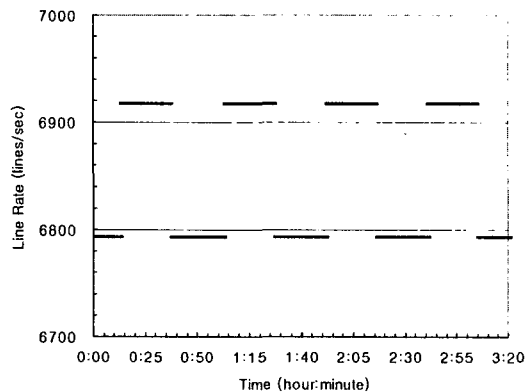


그림 9. TDI 불일치 보정을 위한 이중 선주사율 (Line Rate)

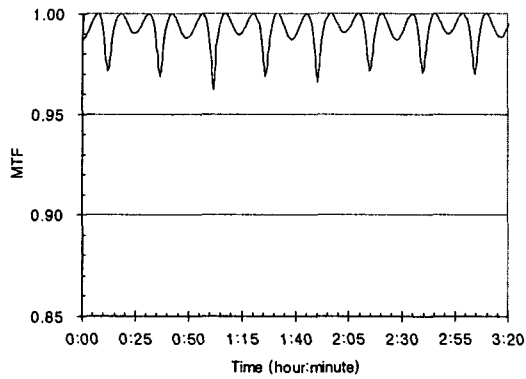


그림 10. 이중 선주사율 (Line Rate) 사용으로 향상된 MTF

5. 결론

TDI 기법을 사용하는 고해상도 위성 영상기에 있어서 실제 위성 운영시 발생하는 위성 고도의 순간적 변화가 TDI 위성 영상 기기의 성능에 미치는 영향을 분석하였고 순간 고도 변화에 의한 TDI 불일치를 보정하는 방법을 연구하였다.

태양 활동 저조기에서 운영될 아리랑 2호의 순간 고도는 하루 동안에 최대 694.2km와 최소 675.7km 사이에서 변할 것으로 예측되었다.

아리랑 2호 임무 운영 초기에서 위성 직하점 관측시 순간 고도 변화에 의한 지상화소거리의 순간적 변화는 최대 편차 $\pm 1.4\%$ 를 보이며 TDI 불일치의 주 원인이었다. TDI 수 32와 Nyquist 주파수에 대해 TDI 불일치에 의한 MTF는 평균값 0.96을 갖고 주기적으로 변하면서 최저 0.90까지 하락할 수 있다.

본 연구에서는 두 개의 선주사율(Line Rate)을 서로 번갈아 가면서 사용할 경우 TDI 불일치를 보정하여 MTF 하락을 줄일 수 있음을 보였다. 아리랑 2호의 순간 고도 변화에 대해 이중 선주사율을 사용할 경우 MTF 값은 평균 0.99이고 최저

0.96로 향상될 수 있다.

본 연구는 TDI를 사용하는 일반적인 고해상도 위성 영상 기기에 적용할 수 있고 위성 영상 품질 향상에 활용될 수 있다.

참고문헌

- [1] S. S. Yong, J. P. Kong, H. P. Heo, Y. S. Kim, H. Y. Paik, "The Analysis of MSC(Multi-Spectral Camera) Operational Parameter", Proceedings of International Symposium on Remote Sensing, Seogwipo, Korea, p.198, October 31 ~ November 2, 2001.
- [2] 조영민, "Time Delay and Integration (TDI)을 사용하는 위성 영상 기기의 고도 및 촬영각 변화에 대한 성능 특성", 대한원격탐사학회지, 제 18권 제 2호, pp. 91-96, 2002.
- [3] David A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, pp.572, Microcosm Press CA, USA, 2001.
- [4] 김해동, 최해진, 김은규, "아리랑 1호 임무기간 3년 동안의 궤도변화 분석", 한국항공우주학회지, 제 31권 제 10호, pp.40-50, 2003.
- [5] Oliver Montenbruck & Eberhard Gill, *Satellite Orbits (models, methods, and applications)*, pp. 91-98, Springer, NY, USA, 2001
- [6] ELOP, *Gasiel-Excel Operation & Performance Manuals*, 2000.
- [7] 한국항공우주연구원, *KOMPSAT-2 CDR data package*, p. 1E-9, 2002.