

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

조영민* · 김해동**

한국항공우주연구원 통신위성체계그룹*, 지상수신관제그룹**

Study on the Synchronization of Time Delay and Integration against Osculating Altitude Variation in Satellite Imager

Young-Min Cho and Hae-Dong Kim

Korea Aerospace Research Institute

Abstract : The synchronization of Time Delay and Integration (TDI) against the temporal variation of osculating altitude in the operation of high resolution satellite imager was studied. The characteristics of osculating altitude variation was analyzed and its impact on the performance of TDI imager was also investigated. A practical line rate control method was proposed to compensate instantaneous TDI mismatch due to the osculating altitude variation, so that geometrical performance enhancement was achieved by the proposed method. This study is applicable to real satellite operation and can be useful for satellite image quality enhancement.

Key Words : TDI, Osculating Altitude, Satellite Imager, MTF.

요약 : Time Delay and Integration (TDI) 기법을 사용하는 고해상도 위성 영상 기기에 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 보정하는 방법을 제안하였고 제안한 방법을 이용할 경우 성능 향상이 가능함을 보였다. 본 연구 결과는 실제 위성 운영에 원활히 적용할 수 있으며 위성 영상 품질 향상에 활용될 수 있다.

1. 서 론

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 (Yong et al., 2001; 조영민, 2002). 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(조영민, 2002). 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 실제 운영중인 아리랑 1호(KOMPSAT-I)와 향후 운영될 아리랑 2호(KOMPSAT-II)에 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 제시하고자 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)라고 한다. 반면에, 특정 기간에 대해 단주기 섭동력을 고려하지 않고 궤도운동을 평균화 시킨 궤도를 평균 궤도(Mean Orbit)라고 한다(Vallado, 2001). 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. 아리랑 1호의 실제 운영에서 관측된 위성 고도의 일일 변화

(2000년 3월 15일)를 Fig. 1에 나타내었다. 평균 궤도 개념에 의한 아리랑 1호의 평균 고도는 686.4km인 반면, 아리랑 1호의 실제 고도는 하루 동안 최저 691.1km에서 최고 717.0km까지 시시각각으로 변하였다. 순간 고도들의 일일 평균값은 701.4km로서 평균 고도보다 15.0km 높았고 고도 변화폭은 25.9km이었다.

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 Satellite Tool Kit(STK) ver. 4.3.1을 이용하여 아리랑 2호의 고도 변화를 평균 궤도 개념(평균 고도)과 접촉 궤도 개념(순간 고도)으로 시뮬레이션하면 Fig. 2와 같다. 이때, 아리랑 2호의 궤도요소 및 위성 파라미터는 Table 1과 같다.

Fig. 2와 같이 평균 고도는 하루 동안 거의 변화가 없는 것처럼 보이는 반면 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 지구선회 1 주기 동안 최대와 최소를 각각 2번씩 보이며, 최대와 최소의 차이는 18.5km 정도이다. 순간 고도들의 일일 평균값은 685.0km로서 평균 고도와 거의 차이가 없다. 아리

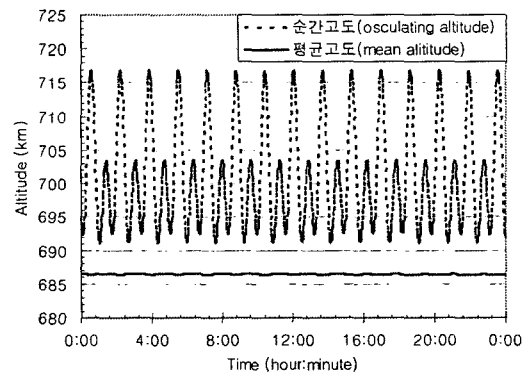


Fig. 1. One day variation of the measured osculating altitude against mean altitude for the KOMPSAT-I satellite (15 March, 2000).

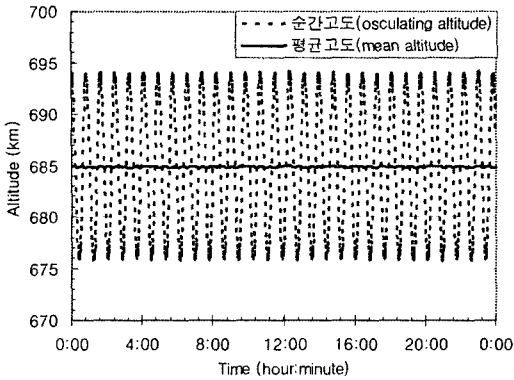


Fig. 2. Simulated variation of osculating altitude against mean altitude for KOMPSAT-II early operation (1 May, 2005).

Table 1. KOMPSAT-II orbit and satellite parameters.

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

랑 1호의 순간 고도 변화량이 아리랑 2호보다 큰 것은 아리랑 1호의 경우 태양 활동 고조기에 운영되었기 때문에 일일 이심률의 변화가 다소 컸기 때문이다.

평균 고도는 태양활동 주기에 따라 감쇄율 (Decay Rate)이 달라지는데, 태양활동이 극심했던 시기에 운영하고 있는 아리랑 1호의 경우 3년 동안 하루 평균 18.5m/day였다(김해동 외, 2003). 하지만, 아리랑 2호의 경우 태양활동 저조기에 운영될 예정이므로 고도 감쇄율이 상당히 작을 것으로 예상되고 있다. 설계임무 3년 동안 아리랑 2호의 평균 고도 변화를 살펴보면 Fig. 3과 같다.

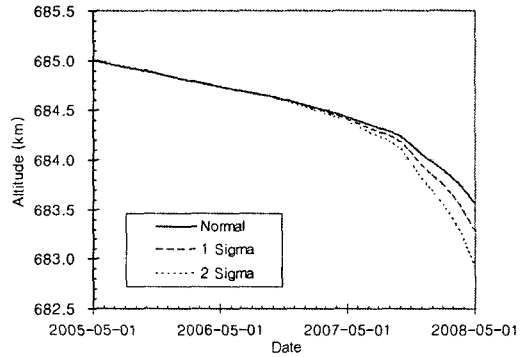


Fig. 3. Estimated long term variation of KOMPSAT-II mean altitude.

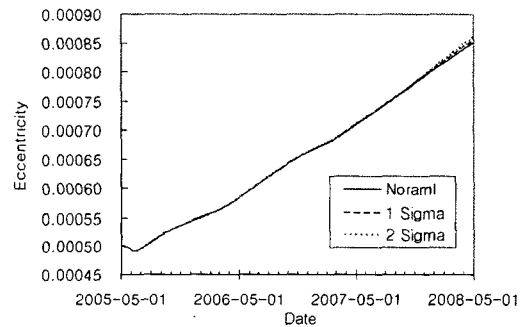


Fig. 4. Estimated long term variation of KOMPSAT-II orbit average eccentricity.

Jacchia 71 대기모델(Montenbruck and Gill, 2001)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, Fig. 4에서 보는 바와 같이 초기 임무궤도에서의 이심률은 0.0005로 작지만 임무운영 말기에는 대략 0.001 근처까지 증가할 것으로 예측되었다.

아리랑 2호의 고도 및 이심률에 대한 조정이 없는 경우에 대해 임무기간 말기에서의 1일 순간 고도 변화를 살펴보면 Fig. 5와 같다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 임무운영 말기에서의 순간 고도

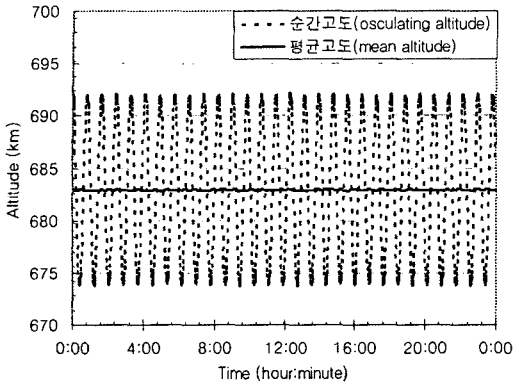


Fig. 5. Simulated variation of osculating altitude against mean altitude at the end of KOMPSAT-II operation (1 May, 2008).

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 영상 기기 성능에 미치는 영향을 살펴보기 위해 고해상도 TDI 영상 기기를 탑재할 아리랑 2호를 사례로 선택하였다. 앞 절의 분석 결과 3년 임무 운영 기간 동안 전반적으로 아리랑 2호의 고도 행태가 거의 일정하게 유지될 것으로 예측되므로 전체 임무 기간 중 대표적으로 어느 특정한 시점을 선택하여 연구하는 것이 바람직하다. 본 연구에서는 아리랑 2호 임무 운영 초기에서 위성 직하(Nadir) 관측시 순간 고도 변화가 영상 기기 성능 특성에 미치는 영향을 고려하고자 한다.

실제 위성의 궤도 운동에서 위성의 고도 뿐만 아니라 위성의 속도 역시 시시각각 변하기 마련이다. 아리랑 2호의 임무 운영초기 순간 속도는 평균값으로부터 0.05%의 아주 작은 편차 이내에서 주기적으로 변할 것으로 예측된다(Fig. 6).

CCD 검출기를 사용하는 위성 영상 기기의 지상화소거리(Ground Sample Distance: GSD)는 위

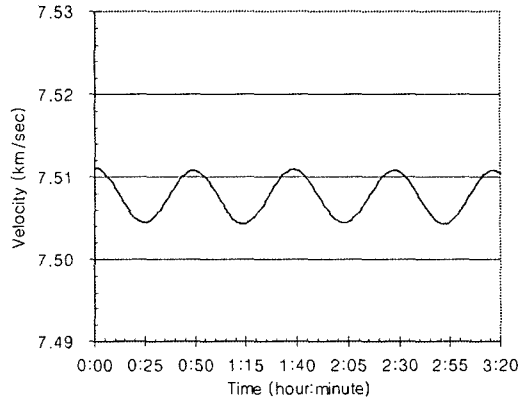


Fig. 6. Estimated satellite velocity variation at KOMPSAT-II early operation (1 May, 2005).

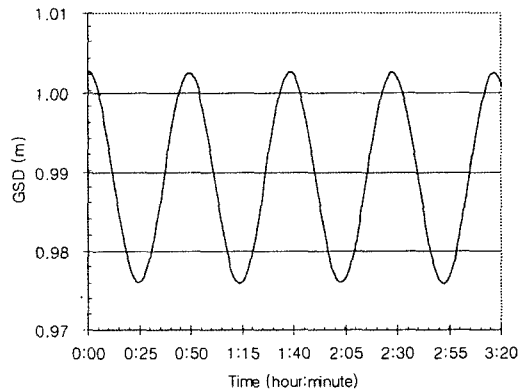


Fig. 7. Ground Sample Distance (GSD) variation due to the osculating altitude variation.

성 직하 관측시 식(1)과 같다.

$$GSD = H \cdot IFOV \quad (1)$$

여기서 H는 위성 고도이고 IFOV는 위성 영상 기기의 한 화소에 해당하는 시야각이다. 식(1)에서 보듯이 고도 변화는 지상화소거리 변화를 의미한다. 아리랑 2호의 순간 고도 변화에 의한 지상화소거리 변화는 평균값으로부터 $\pm 1.4\%$ 의 편차 이내에서 주기적으로 변할 것으로 예측된다(Fig. 7). 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 영상 기기의 성능은 Modulation Transfer Function (MTF)으로 표현되며 TDI 불일치로 인한 선명도 저하에 대해 일반적 MTF 표현은 잘 알려져 있다(ELOP, 2000).

일반적으로 위성 임무 궤도 설계에서 평균 고도를 흔히 사용한다. 평균 고도 685km에서 TDI 일치가 성립하도록 TDI 시간을 일정하게 고정할 경우에 대해 아리랑 2호의 순간 고도 변화에 따른 MTF 변화를 살펴 보았다(Fig. 8). 그 결과 고도 685km에 맞추어 TDI 시간이 고정될 경우 TDI 수 32와 Nyquist 주파수에 대해 MTF 값이 평균값 0.96을 갖고 주기적으로 변하면서 최저 0.90까지 하락할 수 있음을 알 수 있었다. 이와 같은 MTF 하락은 위성 임무 설계에서 무시하기 곤란한 성능

감소일 수 있다(한국항공우주연구원, 2002). Fig. 1의 아리랑 1호와 같이 순간 고도 변화가 심해질 경우 MTF 하락은 더 커질 수 있다.

4. 순간 고도 변화에 대한 TDI 일치

선주사율(Line Rate: LR)을 1 초에 위성 진행 방향으로 주사하는 화소 수로 정의하면 선주사율은 TDI 시간의 역수가 되며, 위성 직하 방향 관측시 TDI 일치가 성립하는 선주사율은 식 (2)와 같다.

$$LR = \frac{R_E}{R_E + H} \frac{V}{GSD} \quad (2)$$

여기서 V는 위성 속도, R_E는 지구 반경, H는 위성 고도, GSD는 지상화소거리이다. 위성 속도와 지상화소거리가 순간적으로 변한다면 TDI 일치 선주사율 역시 순간적으로 변하는 것을 알 수 있다.

아리랑 2호 순간 고도 변화에 대해 TDI 일치가 성립하는 순간 선주사율은 최소 6756 lines/sec에서 최대 6952 lines/sec까지 범위에서 주기적으로 변해야 한다(Fig. 9). 즉, 선주사율을 매 순간마다 Fig. 9와 같이 변화시키면 TDI일치가 성립하여 MTF의 하락이 발생치 않는다(MTF=1.0).

실제 위성 운영에 있어서 촬영 시간 동안 선주사율을 순간 순간 바꾸는 것은 위성 운영의 편의

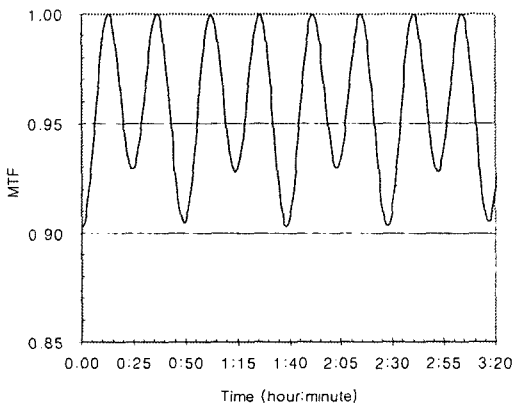


Fig. 8. MTF variation due to the osculating altitude variation (TDI No. of 32, at Nyquist frequency).

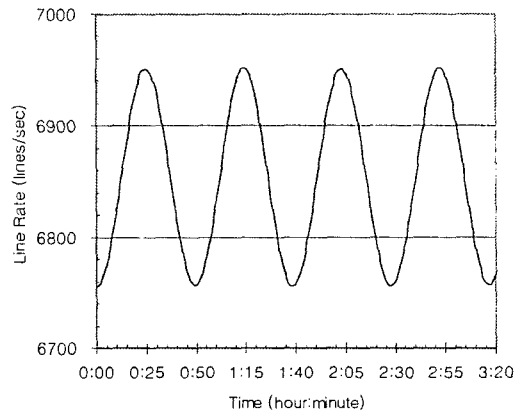


Fig. 9. TDI synchronization line rate against the osculating altitude.

와 안정성을 고려할 때 바람직하지 않으므로 순간 고도 변화에 의한 TDI 불일치를 보정하는 현실적인 해결책이 요구된다.

평균 고도 685km에서 TDI 일치가 성립하는 단일 선주사율만을 고정적으로 사용하는 것보다 두 개의 선주사율을 서로 번갈아 가면서 사용할 경우 TDI 불일치를 보정하여 MTF 하락을 줄일 수 있다(Fig. 10, 11). 두 개의 선주사율은 순간 고도 TDI 일치 선주사율이 평균 고도 TDI 일치 선주사율보다 큰 때와 그렇지 않을 때로 나누어 사용되는 데, 이처럼 이중 선주사율을 사용하는 방법은 촬영 도중에 선주사율 변경이 걸릴 수 있는 단점이 있다.

이중 선주사율 방법의 단점을 피하기 위해서는 촬영 시간에 맞는 TDI 선주사율을 선택하고 촬영

시간 동안에는 TDI 선주사율을 변경하지 않는 방법이 필요하다.

고해상도 영상 기기는 관측 영상 자료량이 방대하고 내장된 저장 장치 용량과 지상국 수신 시간의 제한으로 인해 연속 촬영 시간이 길지 않다(이종태 외, 2003; 최동환, 2001). 따라서 아리랑 위성의 경우 실제 위성 운영의 현실성을 고려하면 실제 가용할 수 있는 최대 연속 촬영 시간은 10분 이내일 확률이 매우 높다. 이 점을 고려하여 본 연구에서는 촬영시간의 정중앙 시점에서 순간 고도에 대한 TDI 일치 선주사율을 선택하여 촬영시간 동안 변경하지 않고 사용함으로써 TDI 불일치를 보정하는 방법을 제안한다. 이 방법에서 촬영시간의 중앙 시점이 바뀌면 선주사율도 변경된다. 이 방법을 위해서는 실제 위성 운영에 있어서 위성의 순간 고도 변화를 항상 미리 예측하고 예정된 촬영시간에 알맞은 선주사율을 미리 준비시켜야 한다.

본 연구에서 제안하는 촬영시간 중앙 선주사율 방법으로 TDI 불일치를 보정하고 성능 향상을 얻을 수 있음을 아리랑 2호에 대하여 Fig. 12와 13에 나타내었다. Fig. 12와 13에서 가로축의 시간은 연속 촬영 시간의 정 중앙 시점을 나타내며 동시에 가로축의 시간 각각은 개별적인 4분 또는 10분 동안의 연속 촬영 수행을 의미하며 각각의 연속 촬영에서 사용한 선주사율은 Fig. 9의 해당 시간의 선주사율 값이다. Fig. 12와 13에서 세로축은 각 시점을 중심으로 각각 4분과 10분 동안의 연속 촬영을 수행한 결과로 촬영 시간 동안 얻어진 MTF 값의 최소, 평균, 최대를 나타낸다. 즉, 촬영시간 중앙 선주사율 방법을 아리랑 2호에 적용시키면 4분 연속 촬영할 경우 4분 동안 MTF 변화는 평균값이 거의 1.00이고 최저값이 0.99 이상으로 거의 성능 하락이 없다(Fig. 12). 10분 연속 촬영할 경우 10분 동안 MTF는 평균값이 0.98 이상이고 최저값이 0.96 이상을 유지할 것으로 분석된다(Fig. 13).

본 연구에서 제안하는 TDI 불일치 보정법을 사용하기 위해서는 위성 영상 기기의 선주사율 조정 범위의 최대 한계가 순간 고도 TDI 일치 선주사

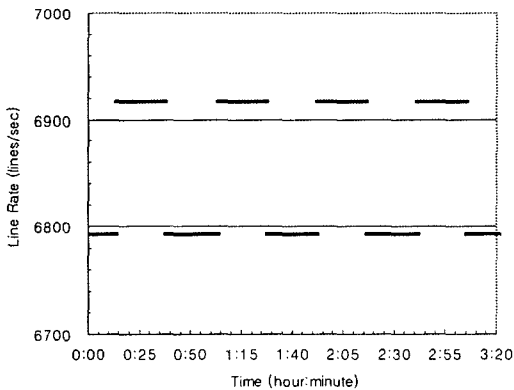


Fig. 10. Dual line rates for TDI mismatch compensation.

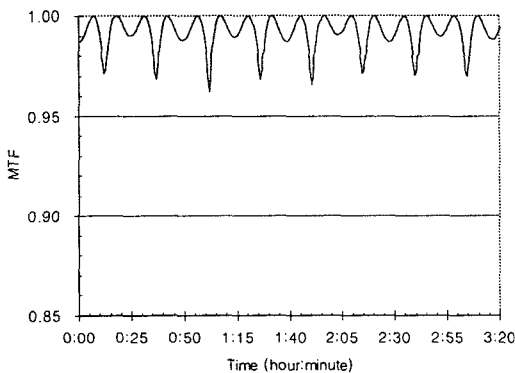


Fig. 11. MTF enhancement using the dual line rates.

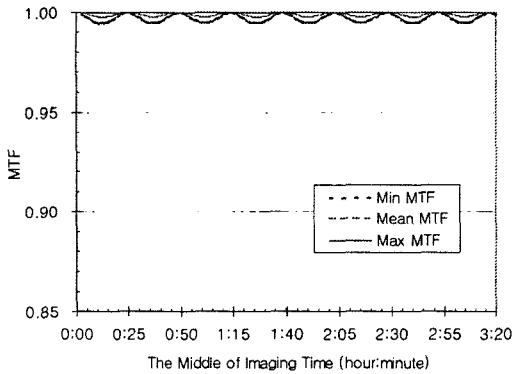


Fig. 12. MTF enhancement using central TDI synchronization line rate during 4 minutes continuous observation.

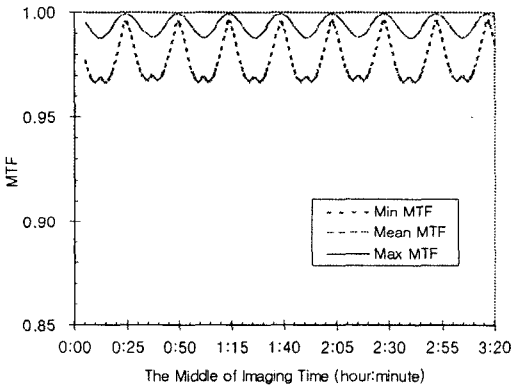


Fig. 13. MTF enhancement using central TDI synchronization line rate during 10 minutes continuous observation.

을의 최대값 이상이어야 한다. 즉, 예측된 아리랑 2호 고도 변화에 대해 위성 영상 기기 선주사율 조정 범위의 최대 한계값은 평균 고도 TDI 일치 선주사율보다 1.4% 이상 더 커야 한다. Fig. 1의 아리랑 1호와 같이 순간 고도 변화가 심해질 경우 본 연구에서 제안하는 TDI 불일치 보정법이 훨씬 더 효과적인 것으로 사료된다.

5. 결론

TDI 기법을 사용하는 고해상도 위성 영상 기기에 있어서 실제 위성 운영시 발생하는 위성 고도의 순간적 변화가 TDI 위성 영상 기기의 성능에

미치는 영향을 분석하여 순간 고도 변화에 의한 TDI 불일치를 보정하는 방법을 제시하였다.

본 연구에서는 실용적 사례 연구 통하여 연구의 실용성을 높이고자 실제 운영중인 아리랑 1호와 향후 운영될 아리랑 2호에 대하여 순간 고도 변화 특성을 분석하였다. 아리랑 1호의 초기 운영 시점에서 평균 고도가 686.4km인 경우 실제 관측된 아리랑 1호의 고도는 하루 동안 최저 691.1km에서 최고 717.0km까지 시시각각으로 변하였다. 한편, 태양 활동 저조기에서 운영될 아리랑 2호의 순간 고도는 하루 동안에 최대 694.2km와 최소 675.7km 사이에서 변할 것으로 예측되었다.

고해상도 TDI 영상 기기를 탑재할 아리랑 2호 임무 운영 초기에서 위성 직하점 관측시 순간 고도 변화가 영상 기기 성능 특성에 미치는 영향을 분석하였다. 순간 고도 변화는 지상화소거리의 순간적 변화(최대 편차 $\pm 1.4\%$)를 초래하여 TDI 불일치의 원인이 되었다. TDI 수 32와 Nyquist 주파수에 대해 TDI 불일치에 의한 MTF는 평균값 0.96을 갖고 주기적으로 변하면서 최저 0.90까지 하락할 수 있을 것으로 분석되었다.

본 연구에서는 촬영시간의 정 중앙 시점에서 순간 고도에 대한 TDI 일치 선주사율(Line Rate)을 선택하여 촬영시간 동안 변경하지 않고 사용함으로써 TDI 불일치를 보정하는 방법을 제안하였다. 촬영시간 중앙 선주사율 방법을 아리랑 2호에 적용시키면 4분 이하로 연속 촬영할 경우 MTF 최저값이 0.99 이상으로 거의 성능 하락이 없으며 10분 연속 촬영 경우에도 MTF 최저값이 0.96 이상을 유지할 것으로 분석되었다.

본 연구는 TDI를 사용하는 일반적인 고해상도 위성 영상 기기에 적용할 수 있다. 특히, 아리랑 1호와 같이 순간 고도 변화가 심해질 경우 본 연구에서 제안하는 TDI 불일치 보정법이 훨씬 더 효과적인 것으로 사료된다. 본 연구 결과는 실제 위성 운영에 원활히 적용할 수 있으며 위성 영상 품질 향상에 활용될 수 있다.

참고문헌

- 김해동, 최해진, 김은규, 2003. 아리랑 1호 임무기간 3년 동안의 궤도변화 분석, 한국항공우주학회지, 31(10): 40-50.
- 이종태, 이상규, 이상택, 이도경, 2003. 다목적실용 위성 2호 메모리 구조와 운영, 대한전자공학회 2003년도 신호처리 소사이어티 추계 학술대회 논문집 제 26권 제 2호, 천안상록리조트, 2003년 11월 29일, pp.421-424.
- 조영민, 2002. Time Delay and Integration(TDI)을 사용하는 위성 영상 기기의 고도 및 촬영각 변화에 대한 성능 특성, 대한원격탐사학회지, 18(2): 91-96.
- 최동환, 2001. 다목적 실용위성 1호 개발사업 백서, 한국항공우주연구원, 127p.
- 한국항공우주연구원, 2002. KOMPSAT-2 CDR data package, 1E-9p.
- ELOP, 2000. Gasiel-Excel Operation & Performance Manuals, Israel.
- Montenbruck, O. and E. Gill, 2001. *Satellite Orbits (models, methods, and applications)*, Springer, NY, USA, pp.91-98.
- Vallado, D. A., 2001. *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Microcosm Press CA, USA, 572p.
- Yong, S. S., J. P. Kong, H. P. Heo, Y. S. Kim, and H. Y. Paik, 2001. The Analysis of MSC(Multi-Spectral Camera) Operational Parameter, *Proceedings of International Symposium on Remote Sensing*, Seogwipo, Korea, Oct. 31 - Nov. 2, 2001, 198p.