

## 별을 이용한 지구 관측 위성의 MTF 성능 분석을 위한 위성 운영 설계

김희섭<sup>†</sup>, 정대원, 최해진  
한국항공우주연구원

### SATELLITE OPERATION DESIGN FOR ASSESSING MTF PERFORMANCE OF EARTH OBSERVATION SATELLITE USING STELLAR SOURCES

HeeSeob Kim<sup>†</sup>, Dae-Won Chung, and Hae-Jin Choi  
Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 305-333, Korea  
E-mail: askhs@kari.re.kr

(Received October 08, 2007; Accepted November 13, 2007)

#### 요 약

위성 영상의 Modulation Transfer Function(MTF) 성능은 위성 영상 활용에 있어서 매우 중요한 성능 지표 중 하나이다. 이러한 이유로 위성이 발사된 이후 초기 운영 단계에서 지상 관측 영상을 이용하여 성능을 확인한다. 그러나 지상 관측 영상을 이용한 MTF 성능 측정 방법은 날씨나 구름 등의 관측 조건에 많은 영향을 받는다. 이 논문에서는 위성 영상의 MTF 성능을 측정하는데 있어서 별을 사용하는 경우 필요한 시스템 요구사항과 위성 운영 개념을 도출하는 것을 내용으로 한다. 지상 관측용으로 설계된 위성을 이용한 별 관측 수행 가능성 분석과 별 관측 영상의 유효성 분석을 수행하였다. 이 논문에서 제시한 별 관측을 위한 위성 운영 방법은 저궤도 지구 관측 위성 영상의 MTF 성능 확인에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단한다.

#### ABSTRACT

Modulation Transfer Function (MTF) of satellite image is an important performance index in satellite image applications. Therefore MTF performance is assessed using satellite image for the ground target during LEOP phase after launch. But the MTF performance assessment using the ground target can be affected by imaging conditions such as cloud and weather. In this paper system requirements and satellite operation for assessing MTF performance of satellite image using stellar sources are proposed. Satellite capability in collecting stellar sources using the satellite which is designed for earth observation and satellite image usefulness for assessing MTF performances were analyzed. The proposed approach will be useful to assess MTF performance of earth observation satellite in lower earth orbit.

*Keywords:* satellite operation, performance, stellar sources

---

<sup>†</sup>corresponding author

## 1. 서 론

대부분의 위성 개발에 있어서 최상위 요구사항인 사용자 요구사항으로부터 위성 시스템 요구사항이 도출되고 이로부터 하위 시스템 요구사항이 도출된다. 각 요구사항은 위성 설계, 제작, 시험, 운영 단계에서 해석, 시험 등의 검증 방법을 통해 검증된다. 위성의 최종 성능은 초기 운영 단계에서 검보정 과정을 통해 확인 및 개선된다(Cook et al. 2001). 위성 영상 활용에 있어서 주요 성능 지표로 GSD(Ground Sample Distance), MTF(Modulation Transfer Function), SNR(Signal to Noise Ratio), 위성 영상 위치 정확도 등이 있다. 특히 MTF 성능은 관측 대상 검출 및 식별 관련 위성 영상 활용 분야에서 매우 중요한 성능 지표 중 하나로 사용되고 있다. MTF 성능은 위성 개발 초기 단계에서는 광구조 설계를 바탕으로 해석적인 방법을 통해 계산되고, 위성 조립 및 시험 단계에서는 광원을 이용하여 Point Spread Function이나 Line Spread Function을 추출하고 이로부터 MTF 값을 계산한다(Holst 2002). 위성이 우주에 발사된 이후에는 지상의 특정 대상을 관측한 영상을 이용하여 MTF 값을 계산한다. 일반적으로 지상 관측 영상을 이용하여 계산된 MTF 성능은 관측 대상 및 관측 조건에 영향을 받는다. 이러한 점을 보완하기 위하여 별 관측을 통한 위성 영상의 검보정이 연구되었다(Bowen & Dial 2002).

이 논문에서는 저궤도 위성의 MTF 성능을 측정하기 위해 별을 사용하는데 있어서 필요한 요구사항과 별 관측을 위한 운영 개념을 도출하는 것을 내용으로 한다. 지상 관측용으로 설계된 위성을 이용하여 별 관측을 수행하는 경우 관측 가능한지 여부와 관측된 별 영상이 유효한 정보를 제공할 수 있는지 여부에 대한 분석을 수행하였다.

## 2. 위성 시스템 설계

저궤도 광학 관측 위성을 설계하는데 있어서 관측 대상 및 관측 조건은 매우 중요한 설계 인자 중 하나이다. 대부분의 지구 관측 위성은 지상 관측 대상을 최적으로 관측할 수 있도록 설계된다.

### 2.1 임무 궤도 설계

가시 광선 대역을 관측하는 저궤도 광학 탑재체의 경우 지상에 있는 관측 대상이 복사하는 에너지를 측정하여 위성 영상을 생성한다. 관측 대상의 복사 에너지는 태양, 관측 대상, 위성의 상대적인 위치에 영향을 받는다. 태양 동기 궤도는 동일한 관측 대상에 대하여 동일한 관측 조건을 지속적으로 제공할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 이유로 가시 광선 대역을 관측하는 저궤도 관측 위성의 경우 오전 10시 30분이나 오후 1시 30분이 지방시인 태양 동기 궤도가 주로 사용된다. 고도가 685km인 태양 동기 궤도의 경우 경사각은 98.13도이며 궤도 주기는 98.58분이다.

### 2.2 탑재체 설계

지상 관측을 수행하는데 있어서 중요한 설계 변수 중 하나는 해상도와 관측 주파수 대역이다. 가시 광선 영역을 관측하는 광학 위성 영상은 주로 전대역 영상을 제공하는 PAN(Panchromatic) 영상과 특정 주파수 대역 영상을 제공하는 여러 개의 MS(Multi Spectral) 영상으로 구성된다. PAN 영상은 MS 영상보다 고해상도 영상을 갖도록 설계된다.

관측 주파수 대역은 영상 활용 분야와 밀접하게 관련되어 있다. 예를 들면 해양 관측의 경우 광학 탑재체에 들어오는 복사 에너지 중 대기에 의한 후방 산란 영향이 작은 특정 주파수 대역이 사용

표 1. 관측 주파수 대역 및 해상도.

Camera	Spectral Range [nm]	Center [nm]	GSD [m]
PAN	500-900	700	1
MS1	450-520	485	4
MS2	520-600	560	4
MS3	630-690	660	4
MS4	760-900	830	4

되며, 지상 관측의 경우 가시 광선이나 근적외선 영역이 주로 사용된다. 표 1은 저궤도 지구 관측 위성에 사용되는 관측 주파수 대역 및 해상도이다(Jang, Jung, & Lee 2004).

고해상도 영상을 제공하는 대부분의 저궤도 광학 위성의 경우 push-broom 방식으로 정밀 영상을 생성한다. Push-broom 방식을 사용하는 고해상도 위성은 관측 대상으로부터 복사되는 에너지를 탑재체 픽셀이 받아들이는 시간이 매우 짧기 때문에 TDI(Time Delay Integration) 방식을 사용하여 신호대 잡음비를 증가시킨다. 일반적으로 신호대 잡음비는 입사되는 복사 에너지에 따라 달라지며, 이러한 이유로 신호대 잡음비 요구조건은 신호대 잡음비 측정을 위한 입력 스펙트럴 복사 값과 함께 기술된다.

탑재체 검출기는 픽셀에 입사된 복사 에너지를 전기적인 신호로 변환하여 영상을 생성한다.  $N$ 비트 해상도를 갖는 검출기의 경우 PAN의 포화 스펙트럴 복사에 대하여 검출기 값이  $2^N$ 이 되도록 설계된다(Huper 2001).

### 2.3 위성 본체 설계

위성 본체는 위성 임무 수행에 필요한 여러 가지 기능을 제공한다. 구조계는 탑재체 지지 기반 및 정렬 기반을 제공한다. 열 제어계는 위성이 안전하게 운영될 수 있는 열 환경을 제공한다. 원격 명령 측정계는 명령 처리 및 통신 기능을 제공한다. 전력계는 태양 전지판을 이용하여 태양으로부터 전력을 공급받아 위성체에 전력을 공급하거나 배터리에 남은 에너지를 충전하고 태양으로부터 전력을 공급받지 못하는 식 기간에는 배터리를 이용하여 위성에 전력을 공급한다. 자세 제어계는 탑재체 시선 벡터가 지상 관측 대상을 지향하도록 위성 자세 제어를 수행하거나 태양 전지판이 태양을 지향하도록 위성 자세 제어를 수행한다. 특히 전력을 공급하는 태양전지판이나 전력을 저장하는 배터리는 위성 임무 수행에 요구되는 전력 요구량, 식 구간 특성, 위성 수명 등을 고려하여 설계된다.

## 3. 별 관측 분석

대부분의 저궤도 지상 관측 위성은 지상 관측 임무 수행을 위해 설계된다. 이러한 이유로 위성 운영 조건 및 설계 사양에 따라 특정 별을 관측할 수 없거나 관측된 별 영상이 유효한 정보를 제공하지 못할 수 있다. 이 장에서는 지상 관측을 위해 설계된 위성 사양으로 별 관측을 수행하는데 있어서 발생 가능한 문제점을 분석하고 이를 운영 관점에서 해결할 수 있는 방안을 제시하는 것을 내용으로 한다.

### 3.1 별 관측 가능성 분석

저궤도 지구 관측 위성의 운영은 지상 관측 수행 유무와 위성 궤도에서 위성이 식 구간에 포함되

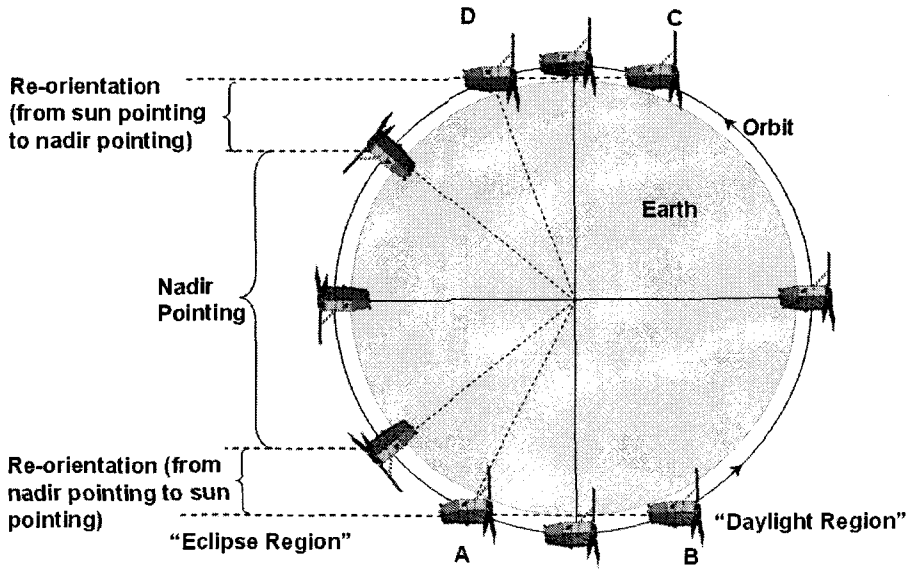


그림 1. 고정형 태양 전지판 형태의 위성 운영.

는지 여부에 영향을 받는다. 지상 관측을 수행하는 동안에는 탑재체 시선벡터가 관측 지점을 지향하도록 위성이 운영된다. 지상 관측을 수행하지 않는 식 이외의 구간에서는 위성은 주로 배터리에 전력을 저장하기 위해 운영된다. 일반적으로 태양 전지판이 위성체에 대하여 회전할 수 있는 위성의 경우 탑재체는 지구를 지향한 자세에서 태양 전지판을 회전하여 태양 전지판에 태양 빛이 입사되도록 위성이 운영되며, 태양 전지판이 위성체에 고정된 위성의 경우 위성 자세 제어를 통해 태양 전지판에 태양 빛이 입사되도록 위성이 운영된다.

일반적으로 위성 배터리의 과도한 사용은 배터리 수명을 단축시킨다. 관측 대역이 가시 광선인 대부분의 저궤도 관측 위성의 경우 설계 시 식 구간에서 지상 관측이 고려되어 있지 않기 때문에 식 구간에서 관측을 수행할 경우 배터리의 과다한 사용이 발생될 수 있다. 이러한 이유로 식 구간에서 별 관측 수행은 지양될 필요가 있다.

태양 전지판이 위성체에 대하여 회전하는 형상의 경우 그림 1의 A-D 구간에서 태양 전지판이 태양을 지향한 상태에서 탑재체가 별을 지향하도록 위성 자세 제어가 가능하다. 하지만 태양 전지판이 위성체에 고정된 형상의 경우 A-B 구간에서는 큰 위성 자세 변화 없이 별을 관측할 수 있지만 B-C 구간에서는 별 관측을 위해서는 탑재체 시선벡터가 지구를 벗어나도록 큰 위성 자세 기동이 요구된다. 결과적으로 태양 동기 궤도 특성으로 인하여 계절에 따라 관측 가능한 별 범위가 제한을 받으며, 탑재체 시선벡터 방향을 변화시키기 위해 위성 기동이 요구된다.

태양 전지판이 위성체에 고정된 형상의 경우 태양 전지판이 태양을 지향한 상태에서 별 관측이 가능한 구간은 A-B 구간과 C-D 구간이다. 위성이 A-B 구간에 머무르는 시간은 근사적으로 다음과 같다.

$$t_{AB} = 2 \frac{\cos^{-1} \left( \frac{R}{R+H} \right)}{\omega} \quad (1)$$

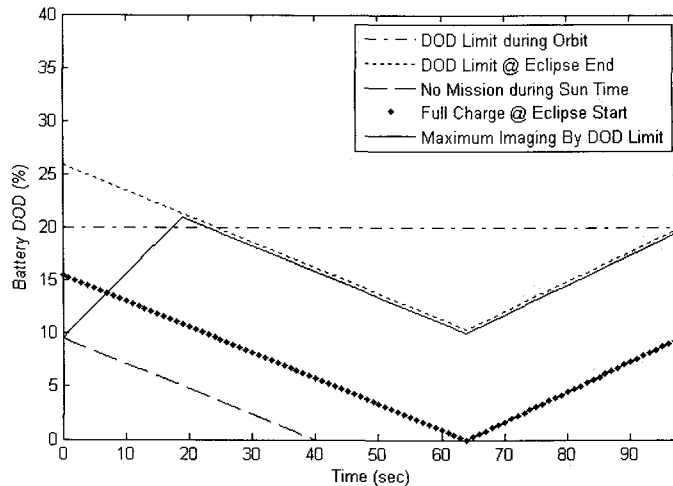


그림 2. 배터리 충전전에 따른 위성 운영 제한 조건.

여기서  $R$ 은 지구 반지름이고,  $H$ 는 지구 고도이고,  $\omega$ 는 위성 궤도 회전 각속도이다.

위성 궤도가 고도 685km 태양동기궤도인 경우 위성 각속도는 약 0.06도/초이며, 위성이 A-B 구간을 지나가는데 약 14분이 소요된다.

일반적으로 태양 빛이 태양 전지판에 수직으로 입사하는 경우 최대 전력이 발생되며 입사각이 증가함에 따라 발생 전력이 감소된다. 배터리 수명은 방전 수준(Depth of Discharge)에 의해 영향을 받으며, 식 기간이나 지상 관측 동안에 배터리 방전 수준이 요구사항을 넘지 않도록 위성이 운영되어야 한다. 배터리 충전전에 따른 위성 운영 제한 조건은 그림 2와 같다. 대부분의 경우 식 구간이 종료되는 시점에서 배터리 방전이 최대가 되며 이때 방전 수준이 배터리 방전 제한 조건을 만족하여야 한다. 식을 빠져 나왔을 때 배터리의 방전 수준이 26인 경우 위성이 지상 관측을 수행하지 않으면 태양전지판에 의해 배터리가 충전되어 다음 식을 빠져 나올 때 방전 수준이 20이 된다. 또한, 식 구간에 진입하기 전에 배터리가 완전 충전 상태인 경우 식을 빠져나오면서 방전 수준은 약 9.6이 된다. 전력 관점에서는 이전 궤도에서 식에 들어올 때 완전 충전 상태인 경우 배터리 방전 제한 조건에 의해 약 19분 동안 별 관측이 가능하다. 별 관측 이후 동일 궤도에서 태양 전지판을 이용하여 완전 충전을 하기 위해서는 별 관측 시간이 약 7분으로 제한된다. 실제 별 관측이 가능한 시간은 식을 빠져 나왔을 때 배터리의 방전 상태, 관측 대상 별 군의 배치, 별 관측 이후 지상 관측 임무 등에 의해 영향을 받는다.

위성이 별을 관측하기 위해서는 정확한 자세 제어가 요구된다. 별 센서를 이용하여 위성 자세 제어를 수행할 경우 별 센서가 태양, 지구, 달 등에 노출된 경우 성능 저하가 나타날 수 있다. 이러한 간섭에 의한 성능 저하를 최소화하기 위하여 별 관측 순서를 설정하고 별 센서가 지구 반대 방향을 지향하도록 위성 요측 자세 제어를 수행할 필요가 있다.

### 3.2 별 관측 유효성 분석

관측된 별 영상을 이용하여 위성 영상의 MTF 성능을 분석하기 위해서는 관측된 영상은 적정 수

준 이상의 신호대 잡음비를 제공하여야 한다. 관측 대상으로부터 입사된 에너지를 이용하여 신호대 잡음비를 계산하는 과정은 다음과 같다.

센서에 입사되는 특정 주파수 대역의 방사휘도  $L$ 은 탐재체의 주파수 반응 특성  $RSR$ 과 센서 개구에서의 스펙트럴 방사휘도  $S$ 에 의해 영향을 받는다(Bowen 2002).

$$L = \int_{\alpha}^{\beta} S(\lambda) \times RSR(\lambda) d\lambda \quad (2)$$

여기서  $\alpha$ 와  $\beta$ 는 주파수 대역으로 단위는  $\mu m$ 이며,  $S$ 는  $mW/cm^2 - sr - \mu m$ 이고,  $L$ 은  $mW/cm^2 - sr$ 이고,  $RSR$ 은 최대값에 대하여 정규화된 스펙트럴 반응이다.

탐재체 검출기는 여러 개의 픽셀로 구성되어 있다. 한 픽셀에 입사하는 방사 조도는 다음과 같다.

$$E = L \times IFOV \quad (3)$$

여기서  $E$ 의 단위는  $mW/cm^2$ 이다.

픽셀의  $IFOV(sr)$ 는 근사적으로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$IFOV = (p/EFL)^2 \quad (4)$$

여기서  $p$ 는 탐재체 픽셀의 크기이고,  $EFL$ 은 유효 초점 거리이다.

검출기 픽셀에 축적되는 에너지( $Wsec/m^2$ )는 방사 조도와 관측 시간에 비례한다.

$$P = E \times t_{INT} \times 10 \quad (5)$$

여기서  $t_{INT}$ 는 관측 대상으로부터 복사되는 에너지를 받아들이는 시간으로 탐재체 TDI 수, TDI Line Rate, 위성 각속도에 영향을 받는다.

검출기에 저장된 에너지는 양자화된다. 전자 하나가 갖는 에너지를  $P_e$ 라고 하면 발생하는 전자 수는 근사적으로 다음과 같다.

$$e_s = \frac{P}{P_e} \times Q_n = \frac{E \times t_{INT} \times 10}{(h \times c)/(\lambda \times 0.16)} \times Q_n \quad (6)$$

여기서  $c$ 는 빛의 속도( $m/sec$ )이고,  $h = 6.63 \times 10^{-34}$ ( $Jsec$ )이고,  $Q_n$ 는 전자화되는 비율을 의미한다.

검출기에서 발생하는 잡음을 고려하면 위성 영상의 신호대 잡음비는 근사적으로 다음과 같이 표현될 수 있다(Kim et al. 2001, 2004).

$$SNR = \frac{e_s}{\sqrt{e_s \times e_s + e_D \times e_D + e_Q \times e_Q + e_A \times e_A}} \quad (7)$$

여기서  $e_D$ 는 암 잡음이고,  $e_Q$ 는 아날로그 디지털 변환 잡음이고,  $e_A$ 는 아날로그 잡음이다.

Gunn & Stryker에서 제공되는 #83 별 자료를 이용하여 관측 영상의 유효성을 분석한 결과는 다음과 같다. 웹을 통해 제공되는 Gunn & Stryker Stellar Spectrophotometric Atlas tabulated data는 Vega에 대하여 정규화된 스펙트럴 플럭스를 제공한다(Gunn & Stryker 1983). 위성 궤도에서 별을 관측할 때 획득될 수 있는 실제 별의 스펙트럴 플럭스는 Vega에 대하여 정규화된 스펙트럴 플럭스를 비정규화된 스펙트럴 플럭스로 변환하고, 데이터에서 제거된 우주 공간의 영향을 복원하여 계산할 수 있다(Bowen 2002). 식 (2)에서 식 (7)로부터 위성이 별을 관측할 경우 획득 가능한 별 영상의

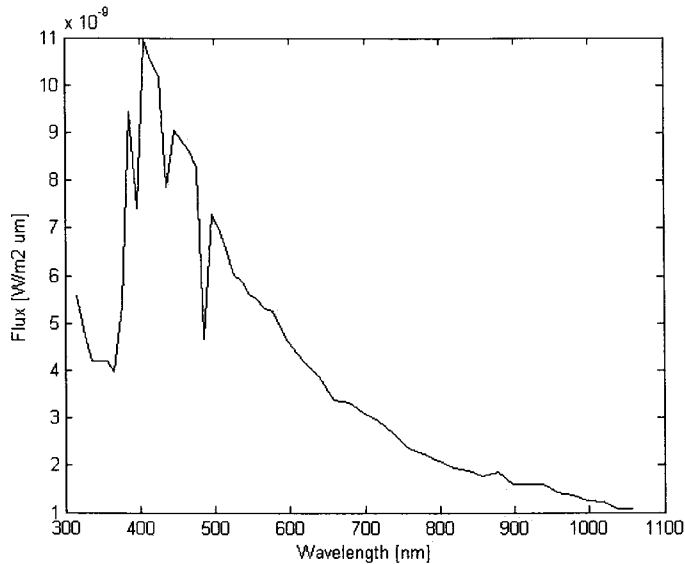


그림 3. 별 스펙트럴 플럭스.

신호대 잡음비가 계산된다. #83 별이 제공하는 스펙트럴 플럭스는 그림 3과 같다. 저궤도 위성에서 사용되는 스펙트럴 방사 휘도 값을 사용하여 TDI 수가 32인 경우 계산된 신호대 잡음비는 포화 조건에서 계산된 신호대 잡음비보다 큰 값으로 계산되었다. 이는 TDI 수가 32인 경우 #83 별에 대한 PAN 영상이 포화됨을 의미한다. TDI 수를 1로 한 경우 적정 수준의 신호 대 잡음비의 별 영상을 획득할 수 있는 것으로 분석되었다.

#### 4. MTF 성능 분석을 위한 위성 운영 분석

관측된 별 영상을 이용하여 위성 MTF 성능을 효과적으로 분석하기 위해서는 성능 분석에 적합한 운영 개념이 도출되어야 한다.

##### 4.1 MTF 성능 분석

MTF 성능은 그림 4와 같이 크게 탑재체, 위성 동적 특성, 대기 효과, 영상 처리 등에 의해 영향을 받는다.

탑재체 MTF 성능은 주로 광학 성능과 검출기 성능에 의해 영향을 받는다. 광학 성능은 광학 카메라의 설계, 제작, 우주 환경 등에 영향을 받으며, 검출기 성능은 샘플링, 확산, 이산 전하 이동, 전하 이동 효율 등에 의해 영향을 받는다(Holst 2002).

위성 기동 관련 MTF 성능은 고주파수 특성을 갖는 jitter에 의한 영향과 저주파수 특성을 갖는

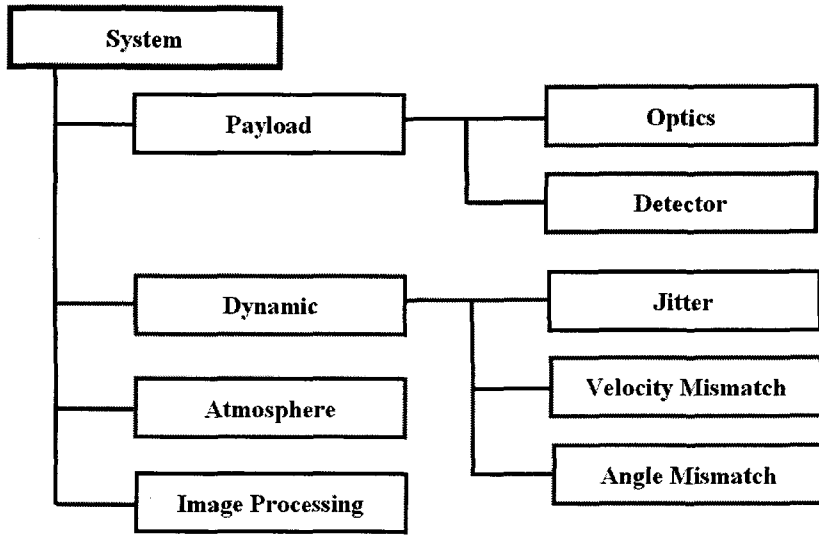


그림 4. MTF 구성도.

속도 오차 및 각 오차에 의한 영향으로 구분할 수 있다(Wong, Yao, & Schlig 1992).

$$MTF(\text{jitter}) = \exp[-2 \times (\pi \times EFL \times \delta \times f)^2] \tag{8}$$

$$MTF(\Delta V/V) = \frac{\sin(\pi/2 \times f/f_N \times N_{TDI} \times \Delta V/V)}{(\pi/2 \times f/f_N \times N_{TDI} \times \Delta V/V)} \tag{9}$$

$$MTF(\theta) = \frac{\sin(\pi/2 \times f/f_N \times N_{TDI} \times \tan \theta)}{(\pi/2 \times f/f_N \times N_{TDI} \times \tan \theta)} \tag{10}$$

여기서  $\delta(\text{rad})$ 는 평균 jitter 값,  $f$ 는 초점 평면에서 공간 주파수,  $f_N$ 은 검출기 픽셀의 Nyquist 주파수로  $f_N = \frac{1}{2p}$ ,  $p$ 는 픽셀 크기,  $N_{TDI}$ 는 TDI 수,  $\Delta v$ 는 TDI 동기 오차와 관련된 평균 속도 차이,  $\theta(\text{rad})$ 는 TDI 방향 오차이다.

일반적으로 jitter에 의한 MTF 성능은 TDI 수와 관련이 적지만 속도 오차와 방향 오차에 의한 MTF 성능은 TDI 수와 밀접하게 관련되어 있다. 대부분의 광학 관측 위성은 지상 관측시 사용되는 기준 TDI 수에 대하여 TDI 동기 오차에 의한 MTF 성능 저하가 크지 않도록 설계된다. 이러한 이유로 TDI 수가 작은 경우 TDI 동기 오차에 의한 MTF 성능 저하가 거의 발생되지 않는다. 결과적으로 TDI 수가 1인 경우 MTF 성능은 탑재체 MTF 성능과 jitter에 의한 MTF 성능만이 나타난다.

#### 4.2 위성 운영

별을 이용하여 위성 영상의 MTF 성능을 계산하는데 있어서 가능한 경우 탑재체 픽셀 경계에 별이 존재하지 않도록 위성을 운영하여야 한다.

탑재체 픽셀 경계에 걸쳐 있지 않는 별 영상을 획득하기 위해서는 여러 개의 별을 관측할 필요가 있다. 또한 별 간격이 탑재체 픽셀 크기의 정수배가 되지 않도록 관측 별 군을 선정할 필요가 있다. 이러한 조합을 통해 픽셀 경계에 걸쳐 있는 별 영상과 걸쳐 있지 않는 별 영상을 획득할 수 있다. 또한 TDI수가 1인 경우 픽셀 크기의 1/2로 탑재체 시선벡터를 이동하여 두 개의 영상 중 하나는 픽셀



경계에 걸쳐 있지 않도록 한다. 이를 구현하기 위해서는 탑재체 픽셀을 읽어 들이는 속도를 높이거나 위성 각속도를 조정하는 것이 요구된다.

또한 MTF 성능 측정의 신뢰도를 높이기 위해서 동일한 별을 여러 번 관측하도록 위성을 운영한다. 관측 가능 횟수는 위성의 자세 정확도, 자세 안정화 성능, 기동 성능 등에 영향을 받는다.

$$t_{AB} \geq t_{init} + N \times t_{image} + (N - 1) \times t_{slew} + t_{Back} \quad (11)$$

여기서  $t_{init}$ 는 위성이 관측 준비를 위해 소요되는 시간이며,  $t_{image}$ 는 처음 별과 최종 별을 관측하는데 소요되는 시간으로 위성 자세 성능 및 관측 별 분포에 영향을 받는다.  $t_{slew}$ 는 마지막 별을 관측하고 나서 처음 별을 다시 관측하기 위해 탑재체 시선벡터가 이동하는데 소요되는 시간이고,  $t_{Back}$ 은 별 관측을 종료하고 태양 지향 자세로 돌아가는데 소요되는 시간이다.

위성이 10도 범위에서 운영되는 경우 A-B 구간에서 최대 4회 관측이 가능하다.

## 5. 결 론

이 논문에서는 별 관측을 통해 저궤도 위성의 MTF 성능을 측정하는데 있어서 필요한 위성 시스템 요구사항 및 제한 조건과 별 관측 임무를 수행하기 위한 위성 운영 개념을 도출하였다. 이를 위해 별 관측 가능성 및 유효성에 대한 분석을 수행하였다.

별 관측을 통해 위성의 MTF 성능을 확인하기 위해서는 위성 설계 사양을 고려하여 별을 선정할 필요가 있음을 확인하였다. Gunn & Stryker에서 제공되는 #83 별에 대한 분석을 통해 TDI가 1인 경우에도 적절 수준의 신호대 잡음비를 갖는 위성 영상을 확보할 수 있음을 확인하였다. 또한 MTF 성능 측정의 신뢰성을 높이기 위해서 위성 기동성이 유용하게 사용될 수 있음을 확인하였다.

이 연구를 통해 지상 관측을 위해 설계된 위성의 경우에도 별 관측을 통해 MTF 성능 확인이 가능함을 확인하였으며, 이 논문에서 제시한 접근 방법들은 저궤도 관측 위성 영상 성능 확인 및 개선에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

## 참고문헌

- Bowen, H. S. 2002, ISPRS Commission Technical Report (Absolute Radiometric Calibration of the IKONOS Sensor Using Radiometrically), [http://www.isprs.org/commission1/proceedings02/contents\\_isprs.html](http://www.isprs.org/commission1/proceedings02/contents_isprs.html)
- Bowen, H. S. & Dial, G. 2002, Space Imaging Technical Report (IKONOS Calculation of MTF using Stellar Images), <http://www.ldcm.nasa.gov/HSRCIW2002.html>
- Cook, M. K., Peterson, B. A., Dial, G., Gerlach, F. W., Hutchins, K., Kudola, R., & Bowen, H. S. 2001, in SPIE: Algorithms for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery VII, eds. S. S. Shen & M. R. Descour (Bellingham: SPIE), pp.94-108
- Gunn, J. E. & Stryker, L. L. 1983, Astrophysical Journal Supplement Series, 52, 121
- Holst, G. C. 2002, Electro-Optical Imaging System Performance (Bellingham: SPIE)
- Huper, W. 2001, KARI Technical Report (Image Quality Simulator User Guide and Model Description), KOMPSAT-2 CW-SYS-1

- Jang, H. S., Jung, D. H., & Lee, S. H. 2004, in 20th Congress of the International Commission for Optics (Bellingham: SPIE), pp.25-30
- Kim, Y. S., Jang, H. S., Youn, H. S., & Paik, H. Y. 2001, in 17th Fall Symposium of The Korean Society of Remote Sensing (Seoul: KSRS), pp.497-502
- Kim, Y. S., Kong, J. P., Heo, H. P., Park, J. E., & Paik, H. Y. 2004, in ISRS (Seoul: KSRS), pp.444-447
- Wong, H.-S., Yao, Y. L., & Schlig, E. S. 1992, IBM Journal of Research and Development, 36, 1