

## 통신해양기상위성 1호기의 영상위치유지를 위한 영상오차보상 (IMC) 알고리즘 설계

정택서<sup>1†</sup>, 박상영<sup>1</sup>, 이운섭<sup>1</sup>, 주광혁<sup>2</sup>, 양군호<sup>2</sup>

<sup>1</sup>연세대학교 천문우주학과

<sup>2</sup>한국항공우주연구원 통신위성체계그룹

### DESIGN OF AN IMAGE MOTION COMPENSATION (IMC) ALGORITHM FOR IMAGE REGISTRATION OF THE COMMUNICATION, OCEAN, METEOROLOGICAL SATELLITE (COMS)-1

Taek Seo Jung<sup>1†</sup>, Sang-Young Park<sup>1</sup>, Un-Seob Lee<sup>1</sup>,  
Gwanghyeok Ju<sup>2</sup>, and Koon Ho Yang<sup>2</sup>

Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

Communication Satellite Systems Department, KARI, Daejeon 305-600, Korea

E-mail: taes97@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received October 4, 2005; Accepted February 25, 2006)

#### 요 약

이 논문에서는 통신해양기상위성 1호기의 영상위치유지를 위한 영상오차보상 알고리즘을 설계하였다. 영상오차보상 알고리즘은 관측영상의 위치결정 및 위치유지를 위한 INR 시스템의 핵심 요소이다. 궤도와 자세에 대한 다양한 섭동 때문에 위성체의 움직임에 변화가 생기고, 이로 인해 영상기의 포인팅 어긋남이 발생하며, 그 결과로 관측영상의 일그러짐이 유발된다. 포인팅 어긋남을 바로잡기 위하여 보정해야할 스캔각의 각도를 GEOS 위성과 다른 방법으로 계산하였다. 새로 설계된 영상오차보상 알고리즘의 성능을 검증하기 위해 미국의 기상위성 GOES의 INR 시스템에 적용된 영상오차보상 알고리즘과 비교평가를 하였다. 설계된 영상오차보상 알고리즘은 영상기의 포인팅 어긋남을 효과적으로 보상함으로써 약 40% 이상의 지향정밀도를 향상시킬 수 있었다.

#### ABSTRACT

This paper presents an Image Motion Compensation (IMC) algorithm for the Korea's Communication, Ocean, and Meteorological Satellite (COMS)-1. An IMC algorithm is a priority component of image registration in Image Navigation and Registration (INR) system to locate and register radiometric image data. Due to various perturbations, a satellite has orbit and attitude errors with respect to a reference motion. These errors cause depointing of the imager aiming direction, and in consequence cause image distortions. To correct the depointing of the imager aiming direction, a compensation algorithm is designed by adapting different equations from those used for the GOES satellites. The capability of the algorithm is compared with that of existing algorithm applied to the GOES's INR system. The algorithm developed in this paper improves pointing accuracy by 40%, and efficiently compensates the depointings of the imager aiming direction.

---

<sup>†</sup>corresponding author

*Keywords:* image motion compensation, COMS-1, image navigation and registration

## 1. 서 론

우주개발 중장기계획의 일환으로 2008년 말에 발사에정인 통신해양기상위성 1호기(COMS-1)는 고도 약 38000km 상공의 지구정지위성궤도에 위치하며 통신 및 해양관측 기상관측의 임무를 갖는다. 정밀한 지구영상을 관측하기 위해, 기상관측용 5채널 영상기와 해양관측용 8채널 칼라영상기가 탑재될 예정이며, 관측된 영상자료의 보정과 전처리를 위한 INR(Image Navigation and Registration) 시스템을 장착할 계획이다(주광혁 등 2004). INR 시스템은 영상위치결정(Image Navigation)과 영상위치유지(Image Registration)로 구성된다. 영상위치결정은 광학탑재체의 이미지 픽셀에 맺혀진 관측영상의 위치정보를 지구상의 위도와 경도 값으로 정확하게 정의하는 것을 말하며, 영상위치유지는 이미지 픽셀상의 관측영상의 위치를 시간에 관계없이 허용한 오차범위 내에서 동일한 위도와 경도 이내의 값으로 유지하는 것을 말한다(Fiorello et al. 1989).

영상기를 통해 지구영상을 관측하기 위해서는 영상기의 포인팅 방향이 관측하고자 하는 목적지점을 정확히 지향해야 한다. 위성의 궤도변화 및 광학축의 자세변화, 열적변화, 외부교란 등의 다양한 요소들에 의해 영상기의 포인팅 어긋남이 발생하게 되며, 이러한 포인팅 어긋남은 관측영상의 일그러짐을 유발한다. INR 시스템을 설계하고 효과적인 운용을 위해서는 이러한 영상기의 포인팅 어긋남을 유발하는 다양한 오차요소들에 대한 정밀한 분석이 선행되어야 한다. 분석된 각각의 오차요소들은 위성의 설계단계에서부터 최적의 디자인 설계를 통해 최소화 한다. INR 시스템은 미국의 기상위성인 GOES(Geostationary Operational Environmental Satellite) I-M 위성에서부터 탑재되어 영상자료의 보정 및 전처리 작업을 효과적으로 수행하고 있다(Kamel & Bhat 1987). GOES 위성의 경우에는 IMC(Image Motion Compensation)와 MMC(Mirror Motion Compensation) 등의 오차보상기법들을 이용하여 오차를 최소화 한다. 최적의 디자인 설계와 다양한 오차보상기법들을 활용하기 위해서는 각각의 오차요소들이 발생하는 정확한 원인 규명 및 이러한 오차요소들에 의해서 발생할 수 있는 지구영상오차에 대한 정밀한 분석이 선행되어야만 한다(Carr et al. 1990). 미국의 경우, 시스템을 개발하고 실제 위성에 적용하는 과정에서 이미 INR 시스템에 대한 많은 연구를 수행하였지만 아직까지 우리나라는 이 시스템을 위성에 적용한 사례가 없다. 따라서 통신해양기상위성 1호기에 INR 시스템을 탑재하기 전, 시스템의 성능분석 및 실제와 같은 운용 시뮬레이션 프로그램 개발을 통해 많은 경험을 축적해야 한다. 이를 위해서는 INR 시스템에 영향을 주는 여러가지 요소들에 대한 분석 및 정지위성 궤도와 자세에 대한 심도 있는 연구가 필요하며, 위성체 시스템에 대한 폭넓은 이해가 요구된다(주광혁 등 2004).

이 논문에서는 통신해양기상위성 1호기의 INR 시스템의 영상위치유지를 위한 영상오차보상 알고리즘을 새로이 개발하였다. 영상기의 포인팅 어긋남으로부터 발생하는 영상오차를 보정하기 위해서, 포인팅 어긋남을 유발하는 위성의 궤도운동 및 자세오차에 대한 정밀한 분석을 바탕으로 각각의 오차요소들을 효과적으로 보정할 수 있는 알고리즘을 설계하였다. 설계된 영상오차보상(Modified Image Motion Compensation: MIMC) 알고리즘은 통신해양기상위성 1호기에 탑재될 INR 시스템을 설계하는데 중요한 기초자료로 사용될 것이며, 나아가 INR 시스템의 운용 시뮬레이션 및 성능평가 프로그램을 개발하는데 많은 도움을 줄 수 있을 것이다.

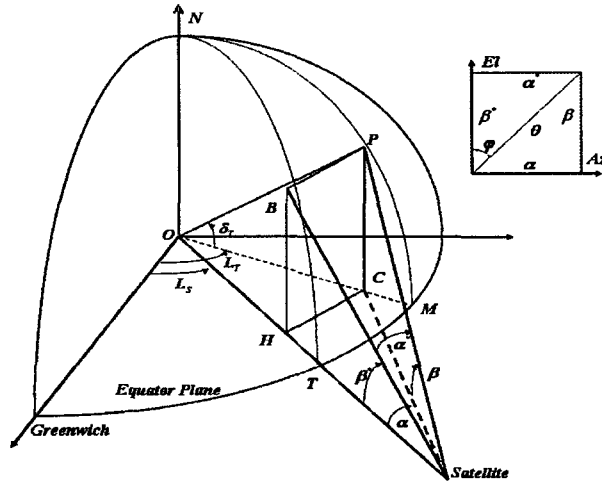


그림 1. 정지위성궤도의 지구-위성 기하(Bousquet & Maral 1990).

## 2. 영상기의 포인팅 어긋남을 유발하는 오차요소

지구궤도를 도는 위성을 이용하여 지구영상을 관측하기 위해서는 위성체에 탑재된 영상기의 지향방향이 관측하고자 하는 목적위치를 정확히 바라보아야 한다. 하지만 위성의 궤도변화 및 자세오차 등의 다양한 오차요인들로 인해 영상기의 포인팅(pointing) 어긋남이 발생한다. 위성의 궤도운동은 다양한 궤도섭동력의 영향으로 발생한다. 통신해양기상위성 1호기가 위치하게 될 지구정지위성궤도 상에서의 궤도운동에 영향을 주는 주요한 섭동력은 지구 비대칭 중력 분포에 의한 섭동, 달과 태양의 중력적 상호작용에 의한 섭동, 태양 복사압 등이 있다. 이러한 섭동력들에 의한 위성의 외견적 운동은 지구자전을 기준으로 다음과 같은 특징들을 갖는다. 먼저 궤도장반경 및 궤도이심률, 평균경도의 변화로 인해 위성의 경도가 정해진 목적위치에 대하여 동서방향으로의 위치이동을 겪게 된다. 이와 더불어 궤도장반경과 궤도이심률의 변화는 위성의 각거리를 변화시킨다. 궤도경사각 변화로 인한 위성 직하점(sub-satellite point)의 8자 움직임은 위성을 적도평면을 기준으로 남북방향으로의 위치이동을 발생시키며, 궤도 요각(orbit yaw)을 변화시킨다. 궤도 섭동력들에 의한 궤도오차의 변화는 선행연구에서 자세히 분석되고 발표되었다(박상영 등 2005).

또한 우주환경하의 위성체 외부 및 내부 교란에 의해 자세각 오차가 발생한다. 자세각 오차를 유발하는 외부 교란은 지구 중력장 및, 태양복사압, 태양열, 지구자기장에 의한 교란 등이 있다. 위성체 내부교란은 위성의 추력기를 사용할 경우 무게중심과 추력기의 위치오차로 발생하는 불균형한 토크 및 유체 연료탱크와 테이프 레코더와 같은 회전하는 부품들에 의한 슬로싱, 유연부속물에 가해지는 열 충격(thermal shock) 등이 있다. 이러한 위성체 자세에 미치는 외부 및 내부 교란의 종류 및 자세각 오차에 미치는 영향은 선행연구에서 자세히 분석되었다(박상영 등 2005). 그 외에도 영상기가 위성체에 부착될 당시에 발생 가능한 비정렬 오차를 포함하여 외부의 열적 변화에 따른 변화 및 기계적인 움직임에 의한 변형으로 발생하는 포인팅 어긋남이 발생할 수 있다.

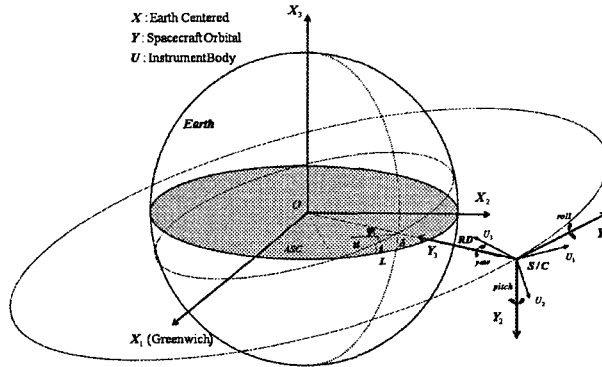


그림 2. 영상기의 포인팅 오차를 유발하는 위성의 궤도운동 및 자세오차.

### 3. 영상오차보상 알고리즘 설계

#### 3.1 지구-위성 기하학(Earth-Satellite Geometry)

통신해양기상위성 1호기에 탑재될 기상관측용 영상기를 통한 지구영상 획득은 영상기에 부착된 스캔거울(scan mirror)의 반사각을 조정함으로 수행된다. 스캔 거울의 움직임은 두 개의 서보모터(servomotor)에 의해 제어되며, 각각은 남북방향(피치 방향) 수평유지 장치의 각도와 동서방향(롤 방향) 수평유지 장치의 각도를 조정함으로써 스캔 거울을 통해 입사되는 영상이 관측하고자 하는 목표지점을 지향한 값이 되도록 한다. 이러한 스캔 거울의 각도와 지향점 사이의 관계는 위성을 중심으로 한 기준좌표계에서 그림 1과 같이 표현할 수 있다.

그림에서 보는 바와 같이 스캔거울의 각도와 지향점 사이의 관계는 다음과 같은 6개의 각도성분을 이용하여 표현된다. 먼저, 위성의 궤도평면에서 위성-지구중심 방향과 위성의 지향점(P)을 궤도평면 위로 투영한 지점의 방향사이의 각도  $\alpha(LHSC)$ , 위성의 지향점을 궤도평면 위로 투영한 지점과 실제 위성의 지향점 방향사이의 각도  $\beta(LPSC)$ , 위성의 자오선 평면(위성-지구중심 벡터와 북극(또는 남극)을 포함하는 평면) 위에서 각도  $\beta$ 를 투영한 각도  $\alpha^*(LPSB)$ , 위성-지구중심 축과 위성의 지향점 방향사이의 각도인 천저각  $\theta$ , 위성-지구중심 벡터와 위성의 지향점을 포함하는 평면과 위성의 자오선 평면사이의 각도  $\varphi$ 이다.

#### 3.2 오차요소에 따른 영상기의 포인팅 어긋남 분석 및 보상 알고리즘 설계

영상기의 포인팅 어긋남을 유발하는 위성의 궤도운동 및 자세오차는 그림 2에서 보는 바와 같이 9가지 요소로 표현할 수 있다. 먼저, 위성의 궤도운동에 의한 것들은 경도변화(L), 지구중심에서 위성까지의 거리에 해당하는 각거리(radial distance)변화(RD), 지심위도변화( $\delta$ ), 궤도 요각(orbit yaw) 변화( $\varphi_i$ )이다. 그리고 자세오차에 의한 것들은 위성체가 롤(roll) 및 피치(pitch), 요(yaw)축을 중심으로 회전할 경우이며, 영상기의 스캔거울의 움직임으로부터 발생하는 롤 및 피치 비정렬(misalignment)도 포함된다. 비정렬 오차는 영상탐재체와 영상 메커니즘 사이의 비정렬 오차각에 해당한다. 지구영상을 획득하기 위해서는 영상탐재체 전면에 부착된 스캔거울의 각도를 남북방향(롤) 및 동서방향(피치)으로 조정하여 스캔거울을 통해 입사되는 영상이 관측하고자 하는 목표지점을 지향하도록 해야

한다. 이때 스캔거울의 각도를 조정하는 메커니즘의 기준 축과 영상탐재체의 광학축이 서로 어긋난다면 둘 사이의 비정렬 오차각이 발생하게 된다. 이와 같은 9가지 오차요소들에 의해서 발생하는 영상상의 포인팅 어긋남의 양을 표현하는 수식들은 Bousquet & Maral(1990)에 의해 제시된 것들을 통신헤양기상위성 1호기의 영상오차보상 알고리즘에 맞도록 수정하여 사용하였다.

먼저, 위성이 경도방향 즉 동서방향으로의 위치이동이 발생한 경우에는, 남/북극 축을 중심으로 기준좌표계를 회전시키는 것과 같은 결과를 가져온다. 이러한 경도 변화에 따른 포인팅 어긋남 값은 동서방향의 위치이동 값( $\Delta L$ )의 절반 값의 함수로 표현 할 수 있으며 식 (1)과 같다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{l,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{2 \cos \beta \sin \left( \frac{\Delta L}{2} \right) \cos \left( L + \alpha - \frac{\Delta L}{2} \right)}{\frac{\sin L}{\sin \alpha} - 2 \sin \left( \frac{\Delta L}{2} \right) \sin \left( L + \alpha - \frac{\Delta L}{2} \right)} \right] \\ \Delta\theta_{L,El} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\tan \delta}{\frac{\sin \delta}{\sin \alpha} - 2 \sin \left( \frac{\Delta L}{2} \right) \sin \left( L + \alpha - \frac{\Delta L}{2} \right)} \right] - \beta\end{aligned}\quad (1)$$

각거리 변화에 따른 포인팅 어긋남 값은 위성의 고도변화( $\Delta RL$ )에 따른 것이며 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{RD,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{R_0 + R_e(1 - \cos \delta \cos l) \tan \alpha \cos \beta^*}{R_0 + R_e(1 - \cos \delta \cos l) - \Delta RD} \right] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{RD,El} &= \tan^{-1} \left[ \frac{R_0 + R_e(1 - \cos \delta \cos L) \tan \beta^* \cos \alpha}{R_0 + R_e(1 - \cos \delta \cos L) - \Delta RD} \right] - \beta\end{aligned}\quad (2)$$

위도상의 위치이동에 의한 포인팅 어긋남 값은 궤도평면이 궤도의 노드(node) 선을 중심으로 회전한 것과 같은 결과를 가져오며, 위도변화량의 절반 값( $\Delta\delta$ )의 함수로 표현할 수 있으며 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{\delta,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\sin L}{\tan \delta \left( \frac{1}{\sin \beta^*} - \frac{2 \sin \left( \frac{\Delta\delta}{2} \right) \sin(\delta' + \beta^* - \frac{\Delta\delta}{2})}{\sin \delta'} \right)} \right] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{\delta,El} &= \tan^{-1} \left[ \frac{2 \cos \alpha^* \sin \beta^* \sin \frac{\Delta\delta}{2} \cos \left( \delta' + \beta^* - \frac{\Delta\delta}{2} \right)}{\tan \delta \left( \frac{1}{\sin \beta^*} - \frac{2 \sin \left( \frac{\Delta\delta}{2} \right) \sin(\delta' + \beta^* - \frac{\Delta\delta}{2})}{\sin \delta'} \right)} \right]\end{aligned}\quad (3)$$

여기에서  $\delta' = \tan^{-1} \left( \frac{\tan \delta}{\cos L} \right)$  이다.

궤도 요각 변화에 따른 포인팅 어긋남 값은 요축을 중심으로 한 회전과 비슷한 결과를 보이며 궤도 요각 변화량( $\varphi_i$ )의 함수로 표현되며 식 (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{i,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\sin(\varphi + \varphi_i) \tan \alpha^*}{\sin \varphi} \right] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{i,El} &= -\tan^{-1} \left[ \frac{\cos(\varphi + \varphi_i) \tan \beta}{\cos \varphi} \right] + \beta\end{aligned}\quad (4)$$

롤 축을 중심으로 한 회전( $\epsilon_R$ )에 의한 포인팅 어긋남 값은 식 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{R,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\cos^2 \beta^*}{\cos(\beta^* + \epsilon_R)} \tan \alpha \right] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{R,El} &= \tan^{-1} [\tan(\beta^* + \epsilon_R) \cos \alpha] - \beta\end{aligned}\quad (5)$$

표 1. INR 시스템 요구 성능조건 비교.

INR Parameter EW and NS (28 $\mu$ rad=1km)	GOES I-M(3 $\sigma$ )		COMS-1(3 $\sigma$ )
	낮	밤	
위치결정(navigation) ( $\mu$ rad)	112	168	42
프레임 내 위치유지(registration) ( $\mu$ rad)	42	42	-
프레임 간 위치유지(15분) ( $\mu$ rad)	42	42	28
프레임 간 위치유지(90분) ( $\mu$ rad)	84	70	42
프레임 간 위치유지(24시간) ( $\mu$ rad)	168	168	112
프레임 간 위치유지(24시간) ( $\mu$ rad)	210	210	-
채널 간 위치일치(co-registration) ( $\mu$ rad)	28	28	28

피치 축을 중심으로 한 회전( $\epsilon_P$ )에 의한 포인팅 어긋남 값은 식 (6)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{P,Az} &= \tan^{-1} [\tan(\alpha + \epsilon_P) \cos \beta^*] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{P,El} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\cos^2 \alpha}{\cos(\alpha + \epsilon_P)} \tan \beta^* \right] - \beta\end{aligned}\quad (6)$$

요 축을 중심으로 한 회전( $\epsilon_Y$ )에 의한 포인팅 어긋남 값은 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{Y,Az} &= \tan^{-1} \left[ \frac{\sin(\varphi + \epsilon_Y) \tan \alpha^*}{\sin \varphi} \right] - \alpha^* \\ \Delta\theta_{Y,El} &= -\tan^{-1} \left[ \frac{\cos(\varphi + \epsilon_Y) \tan \beta}{\cos \varphi} \right] + \beta\end{aligned}\quad (7)$$

비정렬 자세각에 의한 영향은 식 (8)과 같다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{MA,Az} &= -R_{ma} \sin(E_0) \\ \Delta\theta_{MA,El} &= P_{ma} \sin(E_0) [1/\cos(S_0) + \tan(S_0)] + R_{ma} [1 - \cos(E_0)/\cos(S_0)]\end{aligned}\quad (8)$$

여기에서  $R_{ma}$ 와  $P_{ma}$ 는 롤 및 피치 비정렬 자세각이며,  $E_0$ 와  $S_0$ 는 비정렬 오차가 반영되지 않은 스캔거울의 각도이다.

한편, 궤도운동과 자세오차와 관련한 9가지 요소들은 영상기의 포인팅 방향을 각각 방위각 및 고각 방향으로 어긋나게 함으로서 영상기가 관측하고자 하는 목적위치를 제대로 지향할 수 없게 하며, 이로 인해 관측영상은 포인팅 어긋남이 발생한 만큼 영상오차가 발생한다. 이러한 영상오차를 효과적으로 보상하기 위해서는 영상기의 지향방향이 항상 목표지점을 바라볼 수 있도록 스캔거울의 각도를 어긋난 포인팅 각도만큼 반대로 보정해 주어야 한다. 개량된 영상오차보상 알고리즘(MIMC)은 GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘(Kamel et al. 1987)과 마찬가지로 보정해야 할 스캔거울의 각도를 방위각 및 고각방향 성분으로 나누어 계산하도록 하였으며 식 (9)와 같이 설계하였다.

$$\begin{aligned}\Delta\theta_{Az} &= -\Delta\theta_{R,Az} - \Delta\theta_{P,Az} - \Delta\theta_{Y,Az} - \Delta\theta_{MA,Az} + \Delta\theta_{i,Az} + \Delta\theta_{\delta,Az} - \Delta\theta_{L,Az} + \Delta\theta_{RD,Az} \\ \Delta\theta_{El} &= -\Delta\theta_{R,El} - \Delta\theta_{P,El} + \Delta\theta_{Y,El} + \Delta\theta_{MA,El} - \Delta\theta_{i,El} - \Delta\theta_{\delta,El} + \Delta\theta_{L,El} - \Delta\theta_{RD,El}\end{aligned}\quad (9)$$

GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘은 영상기의 포인팅 어긋남을 보정하기 위한 스캔거울의 보정 각도를 계산하는 과정에서 각 방향성분에 대해 고려해야 할 오차요소들의 상대적인 크기를 고려하여

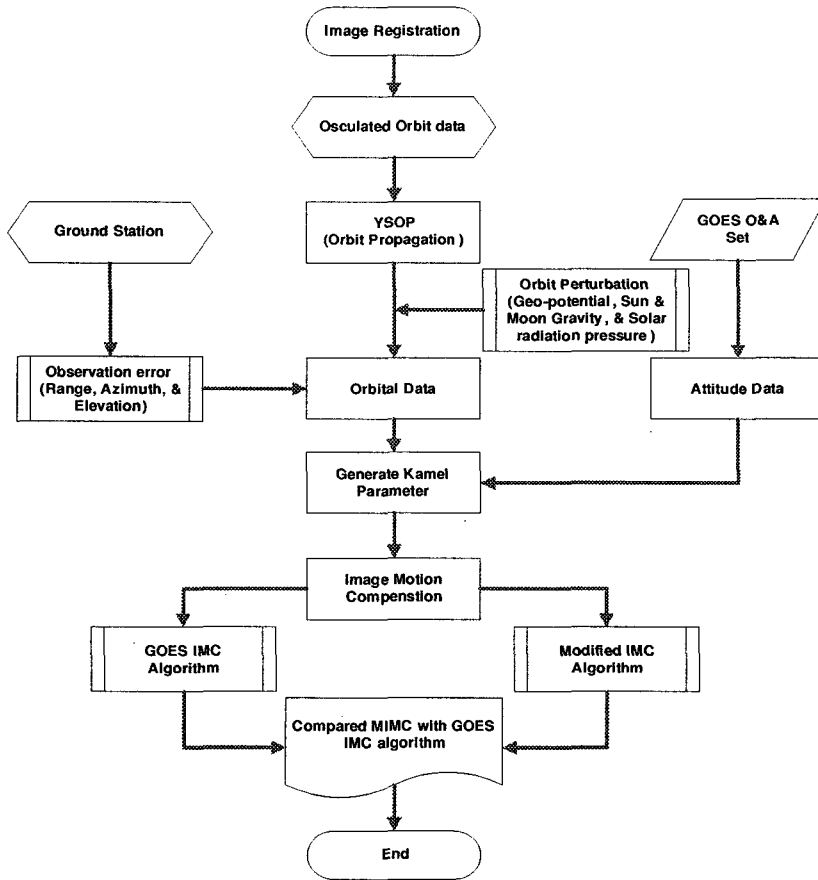


그림 3. 개발된 영상오차보상 알고리즘의 성능평가 시뮬레이션 흐름도.

특정 오차요소들만을 포함하였다. 또한 오차요소들에 의한 포인팅 어긋남의 영향을 1차 근사항만을 이용하여 표현하였다. 이는 표 1에서 보는 바와 같이 GOES I-M 위성의 INR 시스템 성능 요구조건에 맞춘 것이다. 하지만 통신해양기상위성 1호기의 경우에는 GOES I-M 위성의 INR 시스템보다 높은 성능 요구조건을 만족시켜야 한다. 이를 위해서 개발된 영상오차보상 알고리즘에서는 Bousquet & Maral(1990)이 제시한 오차요소들에 의한 포인팅 어긋남을 표현하는 새로운 관계식을 사용하였다. 또한 각 방향 성분에 대해서 모든 오차요소들에 의한 영향을 고려하였으며 1차 근사항이 아닌 보다 정밀한 관계식을 사용하였다.

### 3.3 개발된 영상오차보상 알고리즘 (MIMC) 구현 및 성능평가 시뮬레이션 설계

설계된 영상오차보상 알고리즘을 구현하고 성능을 평가하기 위한 시뮬레이션을 설계하였다. 시뮬레이션의 전체적인 흐름도는 그림 3과 같다. 먼저 가상의 초기접촉궤도는 GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘과의 비교를 위해 GOES-9의 궤도 값을 사용하였다. 시뮬레이션에 사용된 초기접촉궤도는

표 2. 초기 접촉 궤도요소.

Epoch	2005년 9월 1일 06:00:00.000(UTC)		
궤도 장반경	42,165.57(km)	궤도 이심률	0.000267
궤도 경사각	1.06(deg)	승교점 적경	315.70(deg)
근지점 인수	180.00(deg)	평균 근점각	90.00(deg)
직하점 위도	0.00(deg)	직하점 경도	155.00(deg)

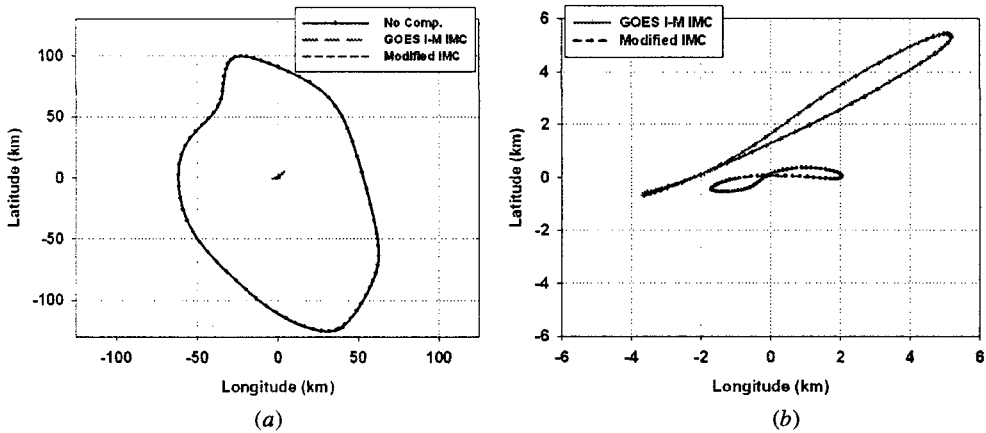


그림 4. 영상오차보상 알고리즘 수행결과(km).

표 2와 같다. 먼저 궤도자료는 YSOP(Yonsei Orbit Propagator)를 이용하여 생성하였으며, 12차수의 지구 비대칭 중력장에 의한 섭동(JGM-2)과 달과 태양의 중력적 상호작용에 의한 섭동, 태양복사압( $S_a/m = 2 \times 10^{-2} m^2/kg$ )까지 고려하였다. YSOP는 연세대학교 우주비행체 궤도연구실에서 독자적으로 개발한 궤도전파기로서 위성의 실제 궤도와 거의 유사한 수준의 궤도섭동력까지 고려할 수 있다. 자세오차의 경우 GOES-9 위성의 O&A set에 포함된 자세정보를 사용하였다. O&A(Orbit and Attitude) set은 GOES-9 위성의 궤도 및 자세각 자료들을 위성의 on-board 상에서 바로 계산할 수 있도록 계수 형태로 만들어 놓은 것으로서 하루를 주기로 업데이트 된다. 자세오차는 주로 열적 변형과 지구센서 및 모멘텀 소음에 의해 발생하는 일주기적인 오차로서 각각은 푸리에 급수(Fourier series)로 근사되어 사용된다.

입력된 궤도 및 자세각 자료를 바탕으로 Kamel 계수들을 생성한다. Kamel 계수들은 앞서 언급한 영상기의 포인팅 어긋남을 유발하는 9가지 요소들(경도, 각거리, 위도, 궤도 요각, 롤, 피치, 요, 롤 및 피치 비정렬 오차)로서 GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘에서 사용된 계수와 동일한 의미를 가진다. 이렇게 생성된 Kamel 계수들을 이용하여 Kamel et al.(1987)에 의해 고안되고 현재 GOES I-M 위성에 사용되고 있는 IMC 알고리즘과 MIMC 알고리즘을 이용하여 영상기의 포인팅 어긋남을 각각 보상하도록 설계하였다.

그림 4는 위성 영상기의 목표 지향점을 서울상공(동경 127°, 북위 37°)으로 고정된 상태에서 하



표 3. 영상오차보상 알고리즘에 따른 포인팅 오차 비교.

		No Compensation	GOES I-M IMC	MIMC
위도 (Latitude)	degree	-1.126 ~ 0.897	-0.006 ~ 0.049	-0.005 ~ 0.003
	km	-125.378 ~ 99.900	-0.662 ~ 5.429	-0.544 ~ 0.361
경도 (Longitude)	degree	-0.694 ~ 0.703	-0.041 ~ 0.058	-0.019 ~ 0.023
	km	-62.514 ~ 61.736	-3.670 ~ 5.177	-1.714 ~ 2.042

루 동안 지향점의 변화에 대한 시뮬레이션을 수행한 결과이다. 그림 4a에서 큰 원은 영상오차보상을 수행하지 않은 경우로써, 위성 영상기의 지향점 궤적은 찌그러진 타원 형태를 갖으며 큰 폭으로 변화하였다. 반면에 그림 4a에서 가운데의 작은 점은 영상오차보상을 수행한 경우로써, 위성 영상기의 지향점 궤적은 거의 변화하지 않고 일정한 한 점으로 보임을 알 수 있다.

그림 4b는 GOES I-M IMC와 개량된 영상오차보상 알고리즘을 통한 영상오차보상을 수행한 결과를 나타낸 것으로, 그림 4a의 중심부분을 확대한 것이다. 실선은 GOES I-M의 IMC 알고리즘을 이용하여 영상오차보상을 수행한 것으로써, 영상기의 지향점 궤적은 동서 및 남북 방향으로 대략 최대  $\pm 0.05^\circ$  정도의 큰 포인팅 오차를 가진 길게 늘어진 타원 형을 갖는다. 반면에 개량된 영상오차보상 알고리즘을 이용한 영상오차보상 결과를 나타내는 점선의 경우에는, 영상기의 지향점 궤적은 남북방향으로 대략  $\pm 0.005^\circ$ , 동서방향으로  $\pm 0.02^\circ$  정도의 작은 포인팅 오차를 보이며 궤적의 모양 역시 좌우대칭의 형태를 보이고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 개량된 영상오차보상 알고리즘의 경우 GOES I-M IMC 알고리즘에 비해 최대 40% 이상의 지향정밀도 향상을 보임을 알 수 있다.

표 3은 영상오차보상 알고리즘에 따른 포인팅 오차를 비교한 것이다. 각도 및 거리단위로 비교한 것으로써 개량된 영상오차보상 알고리즘이 GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘에 비해 훨씬 더 뛰어난 지향정밀도를 유지함을 알 수 있다.

#### 4. 결론

이 논문에서는 INR 시스템 중에서 영상위치유지를 위한 새로운 영상오차보상 알고리즘을 개발하고 이를 구현 및 성능평가를 위한 시뮬레이션을 수행하였다. 영상오차보상 알고리즘은 영상위치유지의 핵심요소라 할 수 있으며, 위성에 탑재된 영상기를 이용하여 지구영상을 촬영하는 과정에서 발생할 수 있는 영상기의 포인팅 어긋남으로부터 발생하는 영상왜곡(image distortion)과 화소이동(pixel shift)을 효과적으로 제거하여 우리가 원하는 고품질의 지구영상을 얻을 수 있도록 한다. 따라서 효과적인 영상오차보상 알고리즘을 설계하는 것이 INR 시스템을 개발하는데 가장 중요한 요소라 할 수 있다.

또한 개량된 영상오차보상 알고리즘(Modified Image Motion Compensation: MIMC)과 현재 미국에서 운용 중인 GOES I-M의 IMC 알고리즘과의 성능평가를 수행하였다. GOES I-M의 IMC 알고리즘은 영상기의 포인팅 어긋남을 유발하는 모든 오차요소들을 고려하지 않고 1차 근사항을 이용하여 방위각과 고각 방향에 대해서 상대적으로 영향이 큰 오차요소들만을 고려한 알고리즘이다. 하지만 개량된 영상오차보상 알고리즘은 보다 정밀한 영상오차보상을 위해 Kamel et al.(1987)이 제시한 관계식을 사용하지 않고 Bousquet & Maral(1990)이 제시한 새로운 관계식을 사용하였다. 또한 1차

근사항이 아닌 보다 정밀한 관계식을 사용하였으며, 모든 오차요소들에 의한 영향을 각 방향에 대해서 고려되도록 설계하였다. 그 결과 위도 및 경도방향으로 40% 이상의 높은 지향 정밀도 향상을 얻을 수 있었다. 또한 개량된 영상오차보상 알고리즘은 GOES I-M 위성의 IMC 알고리즘에 비해 보다 많은 오차요소들을 고려함을 물론 근사항을 사용하지 않았음에도 불구하고 계산시간에 있어서도 거의 차이를 보이지 않았다.

이 논문에서는 궤도오차 경우 YSOP를 통한 모델링을 통해 직접 분석을 수행하였다. 하지만 통신해양기상위성 1호기의 궤도가 정확하게 결정되지 않았기 때문에 GOES-9의 궤도자료를 바탕으로 모델링을 수행하였다. 또한 위성체의 디자인과 스펙이 결정되지 않았기에 자세각 오차 모델링의 경우 GOES-9의 O&A set에서 추출한 자세각 자료를 사용하였다. 실제 통신해양기상위성 1호기와 가장 근접한 결과를 얻기 위해서는 보다 정확한 궤도자료와 GOES-9의 자세각 자료가 아닌 실제 모델링을 통한 통신해양기상위성 1호기의 자세각 자료를 이용하여 분석을 수행해야 할 것이다. 또한 이 논문에서 수행한 시뮬레이션은 영상기의 포인팅 어긋남이 얼마만큼 정밀하게 보정되는지 만을 확인하였다. 보다 실제적인 영상오차보상 알고리즘의 성능을 평가하기 위해서는 포인팅 정밀도만을 비교하는 것이 아닌 실제 관측모듈을 설계하여 관측되는 영상의 오차를 직접 비교하는 시뮬레이션을 수행해야 할 것이다.

**감사의 글:** 이 연구는 한국항공우주연구원의 “INR 시스템의 운용시뮬레이션 및 성능평가 프로그램 개발”(과제번호: M1-03DG-01-0001)에 대한 위탁연구로 수행된 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 박상영, 방효충, 노경민, 오충석, 정택서, 오종현, 최윤혁, 김부성 2005, 한국항공우주연구원 보고서, “INR 시스템의 운용시뮬레이션 및 성능평가 프로그램 개발(I)”, pp.23-77
- 주광혁, 박영웅, 양군호 2004, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집 (서울: 한국항공우주학회), p.207
- Bousquet, M. & Maral, G. 1990, AIAA 13th International Communication Satellite Systems Conference Los Angeles, paper 90-0818
- Carr, J. L., Dunhill, H. W., Gamble, D., & Kamel, A. 1990, Proceedings of the Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference, pp.25-51
- Fiorello, J. L., Oh, I. H., Kelly, K. A., & Ranne, L. 1989, Proceedings of Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium (Goddard Space Flight Center: Lanham), pp.129-147
- Kamel, A. & Bhat, M. 1987, Proceedings of Twenty-First International Symposium on Remote Sensing of the Environment, pp.26-30
- Kamel, A., Graul, W., Chan, N. T., & Gamble, W. 1987, United States Patent, No.4688091