

KOMPSAT-2 위성의 요각 계산방법 연구

김정아*, 강금실**, 장영준***, 용상순****, 강성덕*****, 윤형식*****

Calculation of Yaw Steering Angle for KOMPSAT-2

Jong-Ah Kim*, Keum-Sil Kang**, Young-Jun Jang***,
Sang-Soon Yong****, Song-Doug Kang*****, Heong-Sik Youn*****

Abstract

In order to get the high resolution satellite image, MSC has TDI function in the KOMPSAT-2. So it is required to control the yaw angle of the attitude as operation concepts of KOMPSAT-2. This study was to explain the TDI function, to set up the geometric equation to satisfy the condition, and finally to determine the equation of yaw angle. The calculating program was developed and simulated with orbit and imaging attitude as input data, and the results were compared with the yaw steering values calculated in the on-board computer.

초 록

KOMPSAT-2 위성의 MSC는 고해상도 위성영상을 얻기 위하여 TDI 기능을 적용하고, 위성 운영방법으로 자세각 요각에 대한 제어를 요구한다. 본 연구에서는 TDI 기능의 개념과 요구되는 조건을 만족하는 위성의 요각을 계산하기 위하여 촬영궤적평면의 기하관계를 설정하여 최종적으로 요각의 계산식을 구하였다. 이를 바탕으로 프로그램을 작성하고 시뮬레이션 하여 궤도와 촬영 자세각에 따른 요각의 계산결과를 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각과 비교하였다.

키워드 : KOMPSAT-2, MSC(multi-spectral camera), TDI(time delay integration),
요각(yaw steering angle), 고해상도 위성영상(high resolution satellite image)

1. 서 론

다목적 실용위성인 KOMPSAT-2 위성의 탑재체인 MSC(Multi-Spectral Camera)는 고해상도 위성영상을 위한 카메라로 TDI (Time Delay Integration) 기능을 이용하여 영상을 촬영한다.

TDI는 높은 고도에서 촬영되는 위성영상에서 고해상도 영상을 획득하기 위한 방법이다.

본 연구에서는 MSC의 TDI 기능원리와 이를 위한 위성의 운영조건으로 요구되는 위성의 자세각 요각을 구하기 위하여 기하관계식을 설정하고, 이를 바탕으로 최종적으로 요각 계산식을 결

* 위성응용그룹/kja@kari.re.kr

*** 위성응용그룹/yjchang@kari.re.kr

***** 위성응용그룹/kangs@kari.re.kr

** 위성응용그룹/wimikgs@kari.re.kr

**** 위성응용그룹/ssyong@kari.re.kr

***** 위성응용그룹/youn@kari.re.kr

정하고자 한다. 또한 요각 계산 프로그램을 구성하고 시뮬레이션 하여, 요각의 계산 결과와 위성의 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각과의 차이를 비교하고자 하였다.

2. MSC와 TDI

MSC는 PAN 채널 2개와 MS(Multi-Spectrum) 채널 4개를 가지고 있다. 그림1에서 보는 바와 같이 PAN 채널은 15000개의 CCD 소자가 가로방향 일렬로 센서라인을 구성하고, 1m×1m의 해상도를 갖는다. MS채널은 3750개의 CCD 소자가 가로방향으로 센서라인을 구성하고 4m×4m의 해상도를 갖는다.

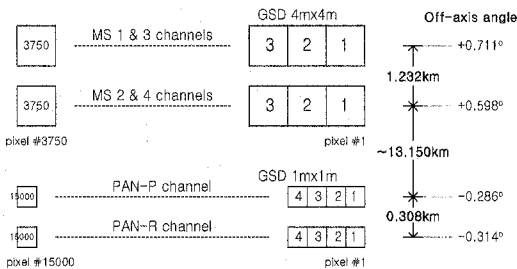


그림 1. 각 채널의 CCD 구성 및 LOS 방향

또한 각 채널의 LOS(Line-of-Sight) 방향은 위성몸체의 Y축을 중심으로 위성몸체의 Z축인 0° 기준에서 일정각도(Off-axis angle)만큼 회전시킨 방향에 있고, 그림1은 각 채널의 LOS 방향에 따라서 각 채널의 촬영지점간의 지상거리를 표시하고 있다. 본 연구에서는 MSC 센서의 대표적인 LOS 방향을 0°로 위성몸체의 Z축과 일치하는 것으로 설정하였다.

TDI(Time Delay Integration) 기능을 수행하기 위하여 PAN 채널의 CCD 소자는 그림2와 같이 가로방향으로 15000개의 CCD 소자를 센서라인으로 보고 세로방향으로 32개의 센서라인으로 구성되어 있다. 지상촬영궤적을 따라 촬영속도를 적절히 조절하면, 최종적으로 세로방향의 32개

CCD 소자에 지상의 동일지역을 촬영한 결과를 얻을 수 있고 이를 합성하여 고해상도 영상을 획득하는 방법을 TDI라고 한다.

그림2에서 아래에서 위로 올라가는 화살표는 위성의 요각이 0°를 유지할 때 CCD 센서라인에 대한 지상의 촬영궤적을 표시하고 있다. 즉, 촬영궤적과 CCD 센서라인이 수직하지 않기 때문에 순차적으로 촬영된 세로 32개의 CCD의 촬영지역이 일치하지 않음을 보여준다.

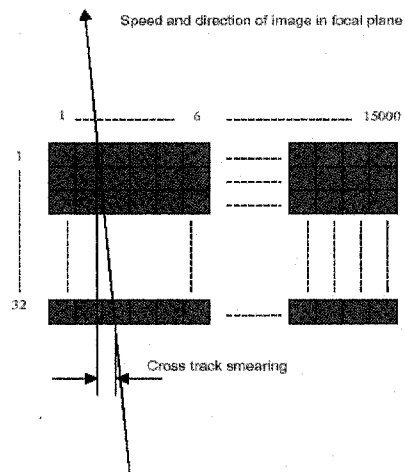


그림 2. PAN 채널의 TDI 기능을 위한 CCD 구성 (Prepared by Dr. A. Kasemann)

그러므로 세로방향의 CCD가 촬영궤적을 따라서 동일지역을 촬영하기 위한 위성의 운영조건은 CCD 센서라인과 지상 촬영궤적이 수직하여야 한다는 것이다. 이는 자세각 중에서 특히 요각을 촬영궤적에 따라 특정각도로 조정하면 설정된다.

3. 요각 계산을 위한 기하관계

TDI 수행을 위한 위성자세 요각을 계산하기 위하여, 지구와 위성 그리고 센서의 LOS 방향과의 기하적인 관계식을 구성하여 촬영지점을 결정한다. 시간에 따른 촬영지점의 진행방향으로 촬

영계적을 확인하고 지상 촬영계획에 CCD 센서 라인이 수직하게 놓이도록 위성자세의 요각을 설정한다는 개념이다.

기하적인 모든 관계를 설정하는 좌표는 ECEF, 즉 지구중심 지구고정좌표를 기본좌표계로 사용하고 다만 적용하는 물리적인 값들은 관성값(Inertial value)을 적용한다.

3.1 촬영계획 구하기

지구와 위성, 그리고 센서의 LOS의 기하관계식을 이용하여 촬영지점을 구하면 다음과 같다.

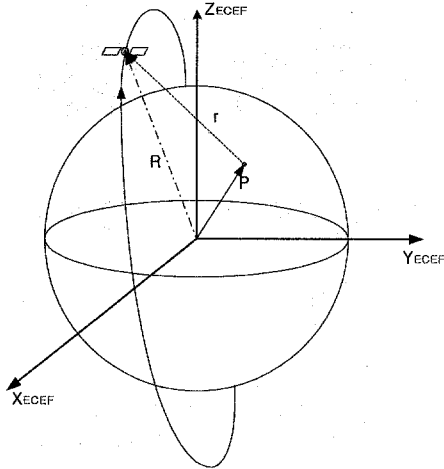


그림 3. 지구와 위성, 그리고 센서의 LOS 방향의 기하관계

그림3은 MSC가 특정시간 영상을 촬영할 때의 위성 위치와 자세 지향각으로 형성되는 기하 구도를 나타낸다. 여기서 위성의 위치벡터 \vec{R} 과 영상의 촬영지점 P를 나타내는 벡터 \vec{P} , 그리고 촬영지점으로부터 위성까지를 r 이라고 설정하였다. 그림3의 벡터들의 관계를 3차원 공간에서의 벡터의 합으로 나타내면 다음과 같다.

$$\vec{R} = \vec{P} + \vec{r} \quad (1)$$

여기서 영상의 촬영지점 P는 위성의 위치와

자세정보로부터 결정되는 센서의 LOS 방향벡터인 r 벡터와 지구와의 교점으로 구할 수 있다.

위성의 위치정보는 위성에 탑재된 GPS가 제공하는 ECEF좌표의 위성 위치데이터를 사용한다. 다만 이 때 사용되는 ECEF좌표는 위성의 위치를 적용받는 시각의 ECEF좌표가 그 시점에 우주 공간에 고정된 관성좌표계로 가정하고, 관성계의 물리적인 값들을 이용하여 기하관계식을 설정하였다.

영상의 촬영지점은 지구를 3차원 타원체로 보고, 센서의 LOS 방향벡터 r 을 공간상의 직선으로 식을 구성하면, 두 도형간의 교점을 수학식의 해로 계산할 수 있다.

우선 지구타원체를 나타내는 3차원 타원체의 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1 \quad (2)$$

여기서 지구타원체 모델을 WGS84 모델을 적용하면, 각각의 상수는 다음과 같다.

$$a = 6,378.137 \text{ km}$$

$$1/f = 298.257223563$$

$$b = a(1 - f) = 6,356.7523142 \text{ km}$$

또한 r 은 위성의 위치점 (x_{sc}, y_{sc}, z_{sc}) 을 지나고 센서의 LOS 방향의 기울기 (l, m, n) 를 갖는 3차원 직선방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{x - x_{sc}}{l} = \frac{y - y_{sc}}{m} = \frac{z - z_{sc}}{n} \quad (3)$$

여기서 직선기울기 (l, m, n) 는 센서의 LOS 방향인 위성몸체 Z축 $(0, 0, 1)_{body}$ 과 일치하므로, ECEF좌표에서 기울기를 구하면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix}_{ECEF} = T'_{EC EF2LVLH} T'_{LVLH2B ody} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}_{body} \quad (4)$$

여기서 '표시는 변환행렬(T)의 전치행렬을 나타내고 역행렬과 같은 의미를 갖는다.

$T_{LVLH2Body}$ 는 궤도좌표(LVLH)에서 몸체좌표(Body)로의 변환행렬로, 위성의 자세각에 대한 함수로 표현된다. KOMPSAT-2 위성은 자세를 오일러각인 롤(ϕ)-피치(θ)-요(ψ)각으로 표현하며, 변환행렬은 1-2-3변환(X-Y-Z축 순서로 변환)을 이용한다.

$$T_{LVLH2Body} = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\phi + s\psi c\phi & -c\psi \theta c\phi + s\psi s\phi \\ -s\psi c\theta & -s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi & s\psi \theta c\phi + c\psi s\phi \\ s\theta & -c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (5)$$

여기서 c는 cosine 삼각함수를, s는 sine 삼각함수를 나타낸다.

$T_{ECEF2LVLH}$ 는 ECEF좌표에서 궤도좌표로의 변환행렬로, 위성의 위치벡터와 속도벡터의 단위 벡터를 이용하여 구할 수 있다. 이 때 GPS가 제공하는 위치벡터(\vec{R}_{ECEF})와 속도벡터(\vec{V}_{ECEF})는 ECEF좌표 값이므로, 속도벡터는 관성계의 값으로 재계산하여 사용하여야 한다. 즉, ECEF좌표에서의 속도벡터의 관성값(Inertial value)은 지구의 자전속도를 고려하여 다음 식으로 계산한다.

$$\vec{V}_{inertial} = \vec{V}_{ECEF} + \vec{\omega}_{Earth} \times \vec{R}_{ECEF} \quad (6)$$

여기서 $\vec{\omega}_{Earth} = (0, 0, \omega_z)$ 는 지구의 자전속도 벡터로, $\omega_z = 7.29211585453e-5$ 이다.

ECEF좌표에서의 위성의 위치벡터의 단위벡터를 ($\hat{x}_{sc}, \hat{y}_{sc}, \hat{z}_{sc}$)로, ECEF좌표에서의 속도벡터의 관성값 단위벡터를 ($\hat{v}_x, \hat{v}_y, \hat{v}_z$)로 나타내면, 변환행렬은 다음과 같다.

$$T_{ECEF2LVLH} = \begin{pmatrix} \hat{v}_x & \hat{v}_y & \hat{v}_z \\ (\hat{v}_y \hat{z}_{sc} - \hat{v}_z \hat{y}_{sc}) & (\hat{v}_x \hat{z}_{sc} - \hat{v}_z \hat{x}_{sc}) & (\hat{v}_x \hat{y}_{sc} - \hat{v}_y \hat{x}_{sc}) \\ -\hat{x}_{sc} & -\hat{y}_{sc} & -\hat{z}_{sc} \end{pmatrix} \quad (7)$$

식(4)에 변환행렬을 대입하여 센서의 LOS축에

해당하는 직선의 기울기를 구하고, 영상의 촬영 지점에 해당하는 두 도형간의 교점을 계산하기 위하여, 식(3)을 상수($=d$)로 설정하면 다음 식과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} x &= dl + x_{sc} \\ y &= dm + y_{sc} \\ z &= dn + z_{sc} \end{aligned} \quad (8)$$

식(8)을 식(2)에 대입하여 정리하면 상수 d 에 대한 2차방정식으로, 그 해는 다음과 같이 간단히 구할 수 있다.

$$\alpha d^2 + 2\beta d + \gamma = 0 \quad (9)$$

$$d = \frac{-\beta \pm \sqrt{\beta^2 - \alpha\gamma}}{\alpha} \quad (10)$$

상수 d 의 값은 2개로, 이를 식(8)에 대입하면 직선이 타원체를 관통하여 생기는 두 교점을 구하고, 위성의 위치와 교점간의 거리를 구하여 그 거리가 작은 교점으로 위성의 영상 촬영지점을 결정한다. 그리고 각각의 시각마다 지상의 촬영 지점을 결정하여 연결하면 이 점들의 집합이 촬영궤적을 구성한다.

3.2 촬영궤적평면을 이용한 요각 계산방법

그림4는 요각 계산을 위하여 촬영궤적평면의 개념을 도입하였다. 촬영궤적평면은 위성의 위치와 자세 지향각에 따라 센서의 촬영지점을 구하고, 이전 시간의 촬영지점을 연결한 촬영궤적과 위성 위치점이 형성하는 평면으로 정의하였다. 그림4에서 특정시점의 위성 위치(P_{sc})에서의 촬영지점(P_2)과 이전 시각의 촬영지점(P_1)으로 이루어지는 공간상의 평면으로 촬영궤적평면을 만들 수 있다. 여기서 직선 P_1 - P_2 는 위성의 근사적인 촬영궤적이 될 것이다.

또한 MSC의 CCD 센서라인은 몸체좌표의 X축에 수직하므로, 몸체좌표의 X축이 촬영시점의 촬영궤적평면에 속하는 직선이 되면, CCD 센서

라인이 촬영하는 지상라인과 위성의 촬영궤적이 수직이 될 수 있다는 기하적인 개념도를 설정하였다. 그러므로 몸체좌표의 X축을 세 점 P_1 , P_2 , P_{sc} 로 구성된 촬영궤적평면위에 위치시키는 위성의 자세각 요각을 구할 수 있다.

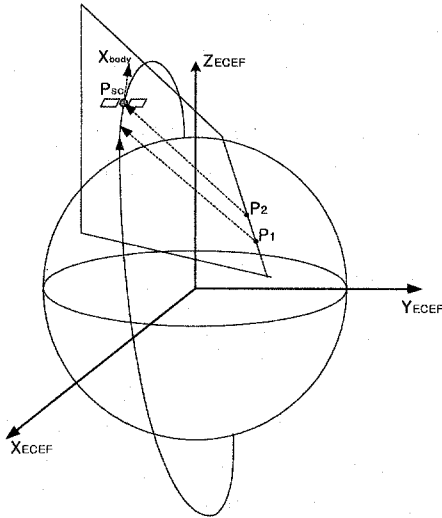


그림 4. 촬영궤적평면을 적용한 기하개념도

우선 한 점 $P_1(t-\Delta t) = (x_1, y_1, z_1)$ 은 특정시간(t)의 이전시간(Δt)의 촬영지점을 나타낸다. 여기서 이전시간과의 시간차(Δt)는 작을수록 계산된 요각의 정확도는 높아질 것이지만, 위성의 궤도정보인 위치벡터와 속도벡터는 1초마다 제공되는 데이터이므로, 본 연구에서는 시간차 $\Delta t=1$ 초로 설정하였다. 특정시간(t)의 위성 위치점을 $P_{sc}(t) = (x_{sc}, y_{sc}, z_{sc}) = (x_3, y_3, z_3)$ 으로, 촬영지점을 $P_2(t) = (x_2, y_2, z_2)$ 로 표현 하였을 때, 세 점을 이용하여 공간상에 결정되는 촬영궤적평면에 대한 3차원 평면방정식은 다음과 같다.

$$Ax + By + Cz + D = 0 \quad (11)$$

여기서 계수 A, B, C, D는 세 점 P_1 , P_2 , P_{sc} 를 대입하여 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} A &= (y_1 - y_2)(z_2 - z_3) - (y_2 - y_3)(z_1 - z_2) \\ B &= -(x_1 - x_2)(z_2 - z_3) + (x_2 - x_3)(z_1 - z_2) \\ C &= (x_1 - x_2)(y_2 - y_3) - (x_2 - x_3)(y_1 - y_2) \\ D &= -(y_1 - y_2)(z_2 - z_3)x_1 + (y_2 - y_3)(z_1 - z_2)x_1 \\ &\quad + (x_1 - x_2)(z_2 - z_3)y_1 - (x_2 - x_3)(z_1 - z_2)y_1 \\ &\quad - (x_1 - x_2)(y_2 - y_3)z_1 + (x_2 - x_3)(y_1 - y_2)z_1 \end{aligned}$$

위성몸체좌표의 X축이 촬영궤적평면위에 있다고 가정하고, 몸체좌표 X축의 임의의 한 점을 $P_4 = (x_4, y_4, z_4)$ 로 설정하면 다음 식을 만족한다.

$$Ax_4 + By_4 + Cz_4 + D = 0 \quad (12)$$

P_4 를 몸체좌표 X축의 한 점인 $(1, 0, 0)_{body}$ 을 ECEF좌표로 변환하여 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} x_4 \\ y_4 \\ z_4 \end{pmatrix}_{ECEF} &= T'_{ECEF2VLH} T'_{VLH2Body} \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}_{body} \\ &= \begin{pmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} c\psi c\theta \\ c\psi s\theta s\phi + s\psi c\phi \\ -c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi \end{pmatrix} \quad (13) \end{aligned}$$

여기서 c는 cosine 삼각함수를, s는 sine 삼각함수를 나타낸다.

식(13)을 식(12)에 대입하여 최종적으로 임무 수행 운영 요구조건을 만족하는 요각(ψ)에 대한 계산식으로 정리하였다.

$$\psi = \tan^{-1}\left(-\frac{S}{T}\right) \quad (14)$$

여기서 S와 T는 다음 식과 같다.

$$\begin{aligned} S &= (AC_{11} + BC_{21} + CC_{31})c\theta + (AC_{12} + BC_{22} + CC_{32})s\theta s\phi \\ &\quad - (AC_{13} + BC_{23} + CC_{33})s\theta c\phi \\ T &= (AC_{12} + BC_{22} + CC_{32})c\phi + (AC_{13} + BC_{23} + CC_{33})s\phi \end{aligned}$$

4. 시뮬레이션 결과

위성의 촬영궤적평면을 이용한 기하관계를 이용하여 요각 계산식을 설정하였고, KOMPSAT-2

위성의 궤도와 자세각에 따라서 임무 수행시 요구되는 요각을 시뮬레이션 할 수 있도록 프로그램을 구성하였다. 프로그램 실행에 필요한 입력 데이터는 GPS가 제공하는 위성의 위치벡터와 속도벡터로 구성된 입력파일과 MSC 촬영임무 수행시 명령되어지는 자세각으로 롤각과 피치각의 값이다. 요각의 계산결과는 시간에 따른 요각 그래프와 궤도각에 대한 요각 그래프로 출력된다.

본 연구에서는 KOMPSAT-2 위성의 궤도가 KOMPSAT-1 위성의 궤도와 같으므로, 실제 위성 운영에 사용되었던 2001년 8월 1일 2시~4시의 KOMPSAT-1 궤도데이터를 이용하여 요각 계산프로그램의 시뮬레이션을 수행하고, 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각과의 차이를 비교하였다.

시간에 대한 요각의 결과그래프에서 0초는 궤도데이터의 시작시간인 2001년 8월 1일 2시를 기준으로 표시되었다. 궤도각(Orbit angle)에 대한 요각 결과그래프에서 궤도각은 위성의 위치데이터 Z성분을 각도로 표현한 것으로 KOMPSAT-1에서 정의된 식을 이용하여 표현하였다.

4.1 직하점 촬영시 (롤=0°, 피치=0°)

□롤=0°, 피치=0°일 때 계산된 요각

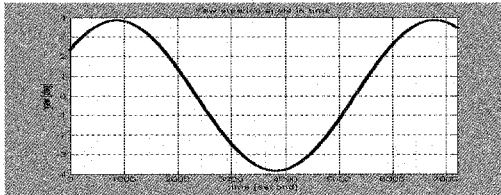


그림 5. 시간에 대한 계산된 요각 (롤=0°, 피치=0°)



그림 6. 궤도각에 대한 계산된 요각 (롤=0°, 피치=0°)

□롤=0°, 피치=0°일 때 탑재컴퓨터의 요각

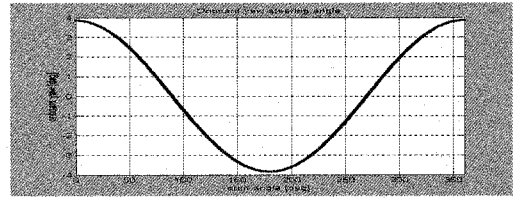


그림 7. 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각 (롤=0°, 피치=0°)

탑재컴퓨터에서 설정되는 요각은 탑재컴퓨터 제어 로직에서 마이너스(-)로 적용되기 때문에 기하관계를 이용한 요각의 부호와는 반대의 부호를 갖는다. 이를 감안하여 계산된 요각과 탑재컴퓨터의 요각의 차이를 그림8과 같이 비교하였다. 궤도각이 90°와 270°인 극지역에서 차이가 크게 발생하지만, 그 차이가 절대크기는 크지 않다.

□탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이

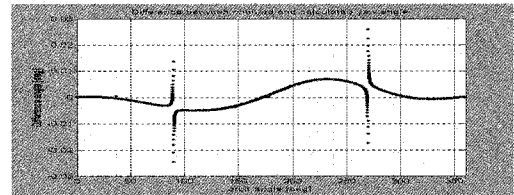


그림 8. 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이(롤=0°, 피치=0°)

4.2 롤각을 이용한 영상촬영시

MSC 촬영임무는 주로 롤각 -30°~+30° 범위에서 수행되므로, 롤각 +30°에 대한 요각을 시뮬레이션 하였다. 그림10과 그림11에서 보면, 계산된 요각과 탑재컴퓨터의 요각이 비슷한 결과를 갖는 것을 볼 수 있다. 그러나 요각의 차이를 그림12에서 보면, 롤각이 커질수록 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이가 궤도각 전체적으로 음수의 일정각도만큼 차이가 생기는 것을 볼 수 있다.

□롤=+30°, 피치=0°일 때 계산된 요각

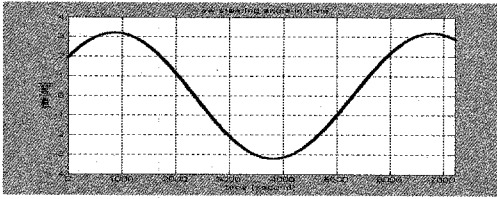


그림 9. 시간에 대한 계산된 요각
(롤=+30°, 피치=0°)

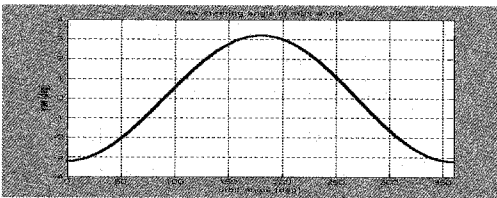


그림 10. 궤도각에 대한 계산된 요각
(롤=+30°, 피치=0°)

□롤=+30°, 피치=0°일 때 탑재컴퓨터의 요각

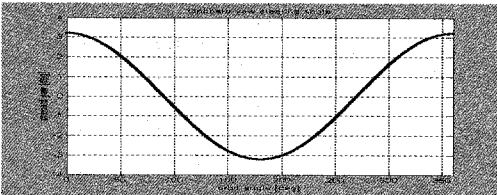


그림 11. 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각
(롤=+30°, 피치=0°)

□탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이

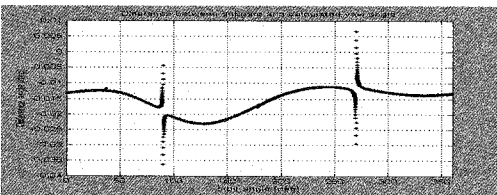


그림 12. 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이 (롤=+30°, 피치=0°)

각 +30°의 결과와 마찬가지로, 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이가 궤도각 전체적으로 양수의 일정각도만큼 차이가 생기는 것을 볼 수 있다.

□롤=-30°, 피치=0°일 때 계산된 요각

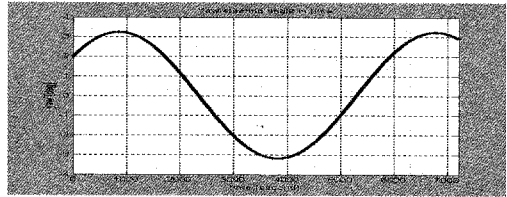


그림 13. 시간에 대한 계산된 요각
(롤=-30°, 피치=0°)

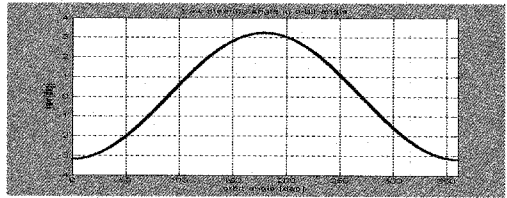


그림 14. 궤도각에 대한 계산된 요각
(롤=-30°, 피치=0°)

□롤=-30°, 피치=0°일 때 탑재컴퓨터의 요각

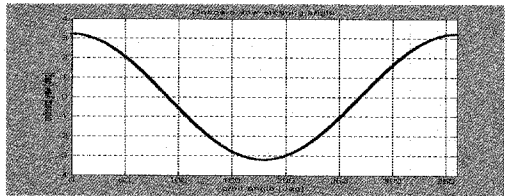


그림 15. 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각
(롤=-30°, 피치=0°)

□탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이

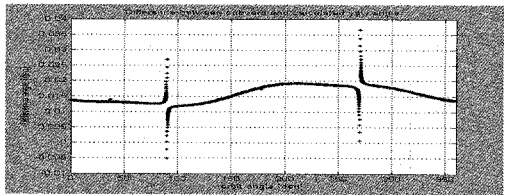


그림 16. 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이 (롤=-30°, 피치=0°)

여기서는 롤각 -30°에 대한 요각을 시뮬레이션 하였다. 그 결과는 그림16에서 보듯이 그림12의 롤

4.3 피치각을 이용한 영상촬영시

KOMPSAT-2 위성은 자세 피치각에 대한 촬영 임무 수행 능력도 가지고 있으므로 피치각 $\pm 30^\circ$ 에 대한 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과는 다음과 같다.

□롤=0°, 피치=+30°일 때 계산된 요각

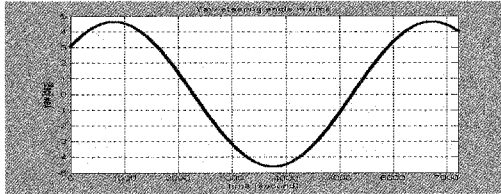


그림 17. 시간에 대한 계산된 요각
(롤=0°, 피치=+30°)

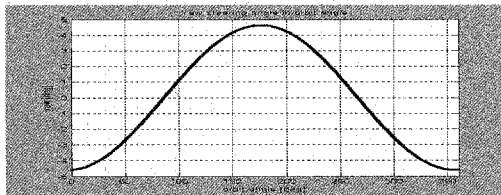


그림 18. 웨도각에 대한 계산된 요각
(롤=0°, 피치=+30°)

□롤=0°, 피치=+30°일 때 탑재컴퓨터의 요각

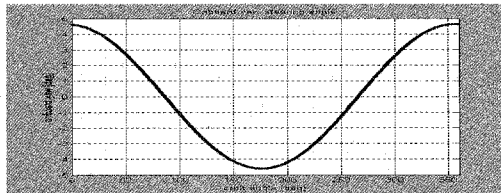


그림 19. 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각
(롤=0°, 피치=+30°)

□탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이

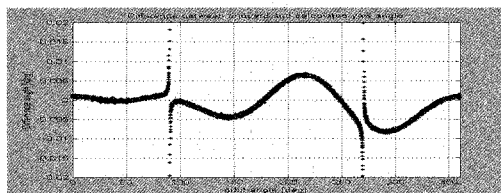


그림 20. 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이 (롤=0°, 피치=+30°)

□롤=0°, 피치=-30°일 때 계산된 요각

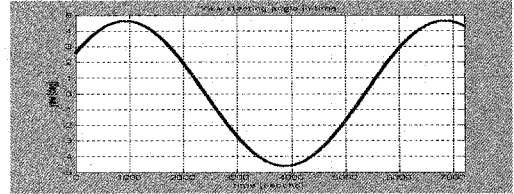


그림 21. 시간에 대한 계산된 요각
(롤=0°, 피치=-30°)

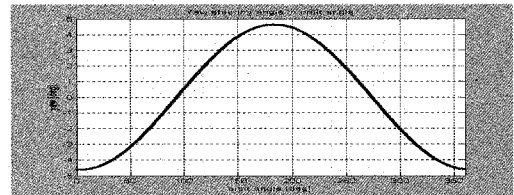


그림 22. 웨도각에 대한 계산된 요각
(롤=0°, 피치=-30°)

□롤=0°, 피치=-30°일 때 탑재컴퓨터의 요각

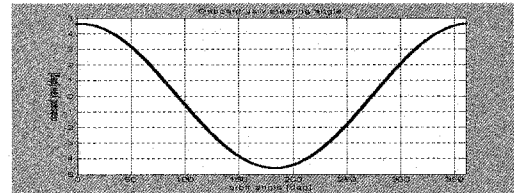


그림 23. 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각
(롤=0°, 피치=-30°)

□탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이

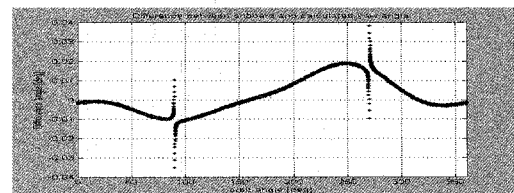


그림 24. 탑재컴퓨터의 요각과 계산된 요각의 차이 (롤=0°, 피치=-30°)

피치각 -30°일 때의 시뮬레이션 결과를 살펴보면, 피치각 +30°와 마찬가지로 요각의 차이를 비교한 그림24에서 최고점의 크기만 제외하면 전체적인 양상은 그림8과 유사하다.

4.4 시뮬레이션 결과 분석

영상촬영 임무수행시의 요각을 구하기 위하여 직하점 촬영시, 롤각을 이용한 촬영시, 그리고 피치각을 이용한 촬영시의 경우를 시뮬레이션 하였다. 그리고 계산된 요각과 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각을 비교하였다.

직하점 촬영시에는 계산된 요각과 탑재컴퓨터의 요각은 비슷한 값을 가지며, 그 차이는 크지 않았다. 그러나 롤각을 이용한 촬영시의 요각의 차이는 롤각이 커질수록 궤도각 전체적으로 일정 각도만큼 차이가 발생하였다. 또한 피치각을 이용한 촬영시의 요각은 직하점 촬영시의 경우와 비슷한 요각의 차이를 보였다.

그 이유를 살펴보면, 다음과 같은 적용의 차이를 고려할 수 있다. 일단 탑재컴퓨터의 요각은 KOMPSAT-2 위성의 설계궤도를 적용하였고, 계산된 요각은 실제 운영되는 궤도를 적용하였다는 차이점이 있다. 또한 궤도가 다르기 때문에 설정된 자세각에서 결정되는 촬영궤적이 다르게 되고, 이런 이유로 인하여 요각의 차이가 발생한 것으로 추정된다.

일반적으로 영상에서 TDI 기능은 동일지역을 세로방향 32개 CCD 픽셀이 촬영하는 동안 가로방향으로 0.2 픽셀 크기이상 벗어나지 않으면 영상의 성능에 영향이 없다고 한다. 이를 이용하여 요구되는 TDI 기능을 위한 요각의 정확도를 계산하면, 세로방향(궤도진행방향) 32개 픽셀길이에 대한 가로방향의 0.2 픽셀길이에 해당하는 각도 0.358°보다 작으면 요각의 정확도를 만족한다.

KOMPSAT-2 위성에서 요구되는 요각은 위성의 궤도 위치와 촬영 자세각인 롤각과 피치각으로 결정되는 촬영궤적에 따라서 계산된다. 개발된 프로그램의 시뮬레이션 결과는 탑재컴퓨터에 구현되어 있는 AOCS Yaw-steering 계산코드에 의하여 계산되는 요각과 차이를 비교하여 보았

다. 그 차이가 거의 없는 경우도 있고, 그 차이가 0.02° 차이가 되는 경우도 있다. 하지만 이는 지상오차 200m에 해당하는 값으로 ECEF좌표와 지구중심관성(ECI) 좌표간의 좌표변환에 의해서도 발생할 수 있는 정도의 작은 값으로 고려된다. 또한 0.02° 차이는 앞에서 살펴본 바와 같이 TDI 기능에서 요구되는 요각 정확도 0.358°보다 훨씬 작은 값이므로 그 차이가 매우 근소하다고 볼 수 있다.

현재 AOCS의 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각에 대하여 적용되고 있는 요각의 자세한 관계식을 모르고 있고, 설계제도만을 적용하여 설정된 요각이기 때문에 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각이 항상 참값에 가깝다고 보기는 어려울 것 같다. 하지만 시뮬레이션 프로그램이 실제 주어진 궤도에서 계산하기 때문에 계산된 요각이 더 정확하다고 볼 때 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각과의 값 차이가 요구되는 요각의 정확도 0.358°보다 작으므로, 현재 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각을 이용하여 TDI를 운영하여도 문제는 없을 것으로 추정된다.

4. 결 론

KOMPSAT-2 위성은 고해상도 영상을 획득하기 위하여 탑재체로 MSC를 선정하였다. 고해상도 카메라인 MSC는 고해상도 영상을 얻기 위한 방법으로 각 채널에 TDI 기능을 가지고 있으며, 이를 위하여 위성의 운영요구조건으로 요각에 대한 제어를 요구하였다.

본 연구에서는 고해상도 영상 획득을 위한 MSC의 TDI 기능에 대한 개념을 살펴보고 요각에 대한 제어의 필요성을 설명하였다. 또한 TDI 기능의 위성 운영요구조건을 만족하는 위성의 자세각 요각을 계산하기 위하여 촬영궤적과 촬영궤적평면을 이용한 기하관계식을 설정하여, 최종적으로 요각의 계산방식을 구하였다. 이를 바탕으로 프로그램을 작성하였고 시뮬레이션을 실시하여 탑재컴퓨터에서 설정되는 요각과 비교하고 그

차이의 원인을 분석하였다.

또한 AOCS의 탑재컴퓨터에서 적용하고 있는 요각의 계산식은 자세한 관계식을 모르기 때문에 적용할 때 제한적이므로, 위성의 요각의 오차에 의한 영향을 분석하기 위하여 실제 궤도에 대한 정확한 요각이 필요한 경우를 대비하여 지상국용으로 KOMPSAT-2 위성의 임무수행에 필요한 자세각의 요각제어를 위한 정밀한 요각 계산방법을 연구하였고 요각 계산 프로그램을 개발하였다.

참 고 문 헌

1. 이선호, AOCS FSW Change at FBT-3 phase, KOMPSAT-2 IOC, K2-03-450-122, 2003.
2. 이상률, SEIT IPT #26, SEIT IPT #26, 2001.
3. 이선호, PDR-AI-68:Action-(2) Yaw Steering Implementation, KOMPSAT-2 IOC, 2002.
4. KARI, MSC Critical Design Review, 2001.
5. 장홍술, 고해상도 위성카메라의 선형운동에 의한 영상변짐 해석, 한국우주과학추계학회 회의, 2003.