

# 매핑을 위한 고해상 위성영상의 궤도요소 모델링 Orbital Parameters Modeling of High Resolution Satellite Imagery for Mapping Applications

유환희\* · 성재열\*\* · 김동규\*\*\* · 진경혁\*\*\*

Yoo, Hwan Hee · Sung, Jae Ryeol · Kim, Dong Kyoo · Jin, Kyoung Hyuk

## 要 旨

IKONOS, SPOT-5, OrbView-3, 4와 같은 위성들은 기존의 위성들보다 향상된 방사영역과 기하학적으로 안정된 고해상력 위성영상을 갖게 될 것이며, 탑재된 GPS와 IMU, Star Trackers 등에 의해 고정밀의 궤도위치와 자세자료가 제공될 예정이다. 이러한 정보들은 지상기준점수를 줄일 수 있는 가능성을 보여주고 있으며, 더나가 지상기준점을 이용하지 않고 직접 위성영상을 이용하여 위치결정을 할 수 있다. 본 연구에서는 SPOT-3호와 KOMPSAT-1호 위성영상의 궤도요소계산을 위한 수학적 모델을 개발하였으며, 개발된 모델은 고해상 위성영상의 활용이 현실화될 경우 이들 영상을 처리하기 위해 쉽게 확장될 것이다.

## ABSTRACT

A new generation of commercial satellites like IKONOS, SPOT-5 and OrbView-3,4 will have improved features, especially an higher geometric resolution with a better dynamic radiometric range. In addition high precision orbital position and attitude data will be provided by the on-board GPS receivers, IMU(Inertial Measurement Units) and star trackers. This additional information allows for reducing the number of ground control points. Furthermore this information enables direct georeferencing of imagery without ground control points. In our work mathematical models for calculating the satellite orbital parameters of SPOT-3 and KOMPSAT-1 were developed and can be easily extended to process images from other high resolution imaging systems as they become available.

## 1. 서 론

최근 고해상 위성영상에 대한 수요가 증가하면서 이들의 상업적 이용을 위한 새로운 위성의 발사계획이 현실화되고 있다. 1999년 9월 24일 발사에 성공한 IKONOS는 1m의 해상도를 갖는 위성으로서 현재 영상자료를 제공하고 있다. 뿐만 아니라 EROS, QuickBird, OrbView-3, SPOT-5 위성 등이 발사예정되어 있다.<sup>1)</sup> 이런 세계적 추세에 발맞추어 우리 나라에서도 1999년 12월 21일 6.6m의 해상력의 아리랑 위성(KOMPSAT-1호)이 발사에 성공하였으며, 현재 영상자료를 제공하고 있다. 또한 앞으로 2004년에는 1m의 해상력을 갖는 KOMPSAT-2호가 발사예정에 있다.<sup>2)</sup>

고해상 위성영상자료는 기존의 위성자료에 비해 보다 정밀한 자료 획득이 가능하게 됨으로써 3차원 지형정보 취득에 있어서 정확도 향상에 크게 기여할 것으로 기대된다. 위성영상은 기존의 항공사진을 이용한 3차원 정보 추출보다 시간과 비용을 절감 할 수 있을 뿐만 아니라, 비접근 지역의 지형정보취득이 가능하게 되었다. 본 연구에서는 지상 기준점 없이 대상지역의 3차원 위치정보를 위성영상의 헤더정보를 이용하여 추출하는 모듈개발 과정의 한 단계로서 궤도상의 임의의 점에 대한 위성궤도요소(Orbital Parameters)를 계산할 수 있는 모델링 방법을 개발하였다.

## 2. 고해상 위성영상

고해상 위성영상의 출현에 대한 기대가 매우 높아지고 있지만 실제로 사용자가 사용할 수 있는 자세한 영상정보를 제공해주고 있는 위성영상은 아직 극히 제한되어

\*경상대학교 건설공학부 도시공학과 교수  
(경상대학교 생산기술연구소 연구원)

\*\*경상대학교 건설공학부 도시공학과 박사과정

\*\*\*경상대학교 건설공학부 도시공학과 석사과정

있다. IKONOS의 경우 다양한 가공상품을 판매할 예정이지만 위성에 대한 각종정보가 공개되고 있지 못한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 향후 고해상 위성영상의 공급이 활성화될 것으로 예상하여 그 동안 안정된 위성 자세정보를 제공해주고 있는 SPOT-3호 위성영상을 이용하여 모델링 기법을 개발하고, 이것을 기초로 하여 우리나라에서 발사하여 영상공급을 하고 있는 KOMPSAT-1호 위성영상에 적용하여 궤도요소 모델링 기법을 개발함으로써 앞으로 출현할 고해상 위성영상을 처리할 수 있는 기반기술을 확보하도록 하였다.

## 2.1 위성의 제원

궤도요소 모델링에 사용하는 SPOT-3호 위성파와 KOMPSAT-1호 위성의 기본적인 제원은 표 1과 같다.<sup>34)</sup>

## 2.2 위성영상 헤더파일

### 2.2.1 SPOT-3호 위성영상 헤더파일

SPOT-3호 위성영상의 헤더파일은 VOLUME, LEADER, IMAGERY, TRAILER, NULL의 5개의 파일로 구성되어

표 1. SPOT-3호와 KOMPSAT-1호 위성의 제원비교

	SPOT-3	KOMPSAT-1
시 계 각	4° 7' 43"	1° 25' 12"
관 측 각	-27°(West)~+27°(East)	-45°(West)~+45°(East)
라인당 생성시간	1.504 msec	1/1024 sec
초점거리	1082 mm	1045 mm
영상소크기	13 μm by 13 μm(P)	10 μm by 10 μm
라인당 영상소수	6000	2592
영상당 라인수	6000	2797
지상해상력	10 m(P)	6.6 m
고도	823 km	685 km
궤도주기	101.46분	98.46분

있으며, 각각의 파일은 여러 개의 레코드단위로 이루어져 있다. 5개의 파일중에서 LEADER파일이 가장 중요한 파일로서 총 27개의 레코드로 각각 3960Bytes로 구성되며, 많은 정보를 담고 있다. 본 연구에서는 영상정보 중 천체력 자료(Ephemeris Data), 자세 자료(Attitude Data), 관측각 자료(Look Angle Data)등을 이용하여 센서 모델링 기법을 개발하였다.

### 1) SPOT-3호의 천체력 자료

SPOT-3호 위성영상은 천체력 자료를 60초 간격으로 8-9점을 제공하고 있다. 그리고 표 2에서와 같이 적도평면상에서 그리니치 자오선을 X축, 지구자전축을 Z축으로 하는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed)좌표계 상에서 위성의 위치(X, Y, Z)와 관성속도벡터(Inertial Velocity Vector), Julian day와 그날의 UTC시간(sec)에 대한 정보를 제공하고 있다.

### 2) SPOT-3호의 자세 자료

SPOT-3호 위성영상은 서로 다른 투영중심을 가지는 6000개의 라인으로 구성되어 있는데, 라인생성시의 센서의 자세에 대한 72-73개의 정보를 제공하고 있다. 표 3에서와 같이 라인번호와 그리고 3축에 대한 회전량을 10<sup>-6</sup> deg/sec로 제공하고 있다.

### 3) SPOT-3호의 관측각 자료

HRV(High Resolution Visible) 카메라 센서의 관측각은 영상을 생성하기 위해서 카메라 거울을 회전한 각으로 XZ평면(PSI X Angle)과, YZ평면(PSI Y Angle)에서 이루어지는 4개의 회전각에 대한 정보를 제공하며 표 4와 같다.

### 2.2.2 KOMPSAT-1호 위성영상 헤더파일

KOMPSAT-1호의 영상헤더 정보는 영상과 헤더정보가 함께 포함된 HDF 확장자의 파일과 RPT 확장자의 텍스트 파일로 제공된다. RPT파일은 일반 텍스트로 되어있어

표 2. 천체력 자료 (SPOT-3)

Point	X(km)	Y(km)	Z(km)	Velocity X (km/sec)	Velocity Y (km/sec)	Velocity Z (km/sec)	Time (sec)
1	-3273.925	+3540.186	+5344.619	-2.418120	+5.101171	-4.848997	1653008220
2	-3395.807	+3854.162	+5043.585	-2.182841	+4.874616	-5.182282	1653008280

표 3. 자세 자료 (SPOT-3)

Line Number	77	159	243	327	...	5895	5977
yaw (Z) axis(10 <sup>-6</sup> deg/sec)	+0020	-0220	+0060	-0160	...	+0100	-0080
roll (X) axis(10 <sup>-6</sup> deg/sec)	+0060	+0060	+0200	-0060	...	+0060	-0040
pitch (Y) axis(10 <sup>-6</sup> deg/sec)	+0860	+0860	+0980	+1000	...	+0040	-0240

표 4. 관측각 자료 (SPOT-3)

PSI X Angle	+0003402	진행방향(X, Roll축)의 scan line의 첫 pixel의 각도 (DMS)
	+0003433	진행방향(X, Roll축)의 scan line의 마지막 pixel의 각도 (DMS)
PSI Y Angle	-0053246	Pitch방향(Y축) scan line의 첫 pixel의 각도 (DMS)
	-0094004	Pitch방향(Y축) scan line의 마지막 pixel의 각도 (DMS)

표 5. 천체력 자료 (KOMPSAT-1)

Rec	UTC	X(Km)	Y(Km)	Z(Km)	Velocity X (Km/sec)	Velocity Y (Km/sec)	Velocity Z (Km/sec)
1	18317 6758.00	-3566.6	4552.9	4055.5	3.9838	-2.2839	6.0542
2	18317 6757.00	-3570.6	4555.2	4049.4	3.9801	-2.2782	6.0588
3	18317 6756.00	-3574.6	4557.5	4043.4	3.9764	-2.2725	6.0634

표 6. 자세 자료 (KOMPSAT-1)

Line	UTC	Roll	Pitch	Yaw
1	18317 6758.75	-7.5292E-06	-0.00057711	0.0001345
2	18317 6758.50	-7.5292E-06	-0.00057711	0.0001345
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
44	18317 6748.00	-7.5292E-06	-0.00057711	0.0001345
45	18317 6747.75	-7.5292E-06	-0.00057711	0.0001345

쉽게 접근이 가능하며, SPOT-3호 위성과 유사한 형식의 헤더자료를 제공하고 있다.

1) KOMPSAT-1호의 천체력 자료

KOMPSAT-1호 위성영상의 경우는 1초 간격으로 11점 ~12점에 대한 자료를 제공하며, SPOT-3호 위성과 같이 적도평면상에서 그리니치 자오선을 X축, 지구자전축을 Z축으로 하는 ECEF좌표계 상에서 위성의 위치(X, Y, Z)와 속도벡터, Julian day와 그날의 UTC시간(sec)에 대한 정보를 제공하고 있다.<sup>4)</sup>

2) KOMPSAT-1호의 자세 자료

KOMPSAT-1호 위성은 카메라 센서의 자세 정보를 영상 당 45개를 제공하고 있다. 표 6에서와 같이 Roll(X축), Pitch(Y축), Yaw(Z축)에 대한 센서의 회전량에 대한 정보를 제공하고 있다. SPOT-3호는 각 라인에 대하여 제공하지만 KOMPSAT-1호의 경우는 UTC(Universal Time Coordinated)를 기준으로 하여 제공되는 차이점이 있다.

또한, KOMPSAT-1호 위성영상에는 관측각 자료를 제공하고 있지 않다.

3. 궤도요소 모델링

본 연구에서 사용된 좌표 시스템은 지심좌표(ECEF)이

며, 궤도요소는 다음과 같이 정의하였다.<sup>5,6)</sup>

- $t_f$  : 승교점(Ascending Node ; A)으로부터 프레임 중심(Frame Center)까지의 시간
- $i$  : 궤도의 경사각
- $\Omega$  : 승교점의 경도로써 지심좌표 시스템의 X축에서 승교점까지 반시계방향으로 측정된 값

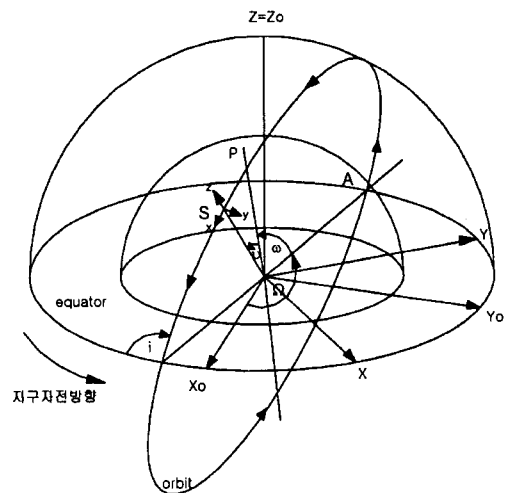


그림 1. 궤도요소 정의

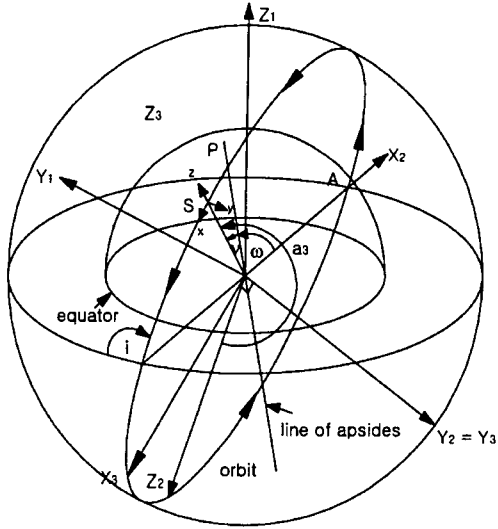


그림 2. 궤도 좌표계

- $\omega$  : 승교점으로부터 근심점(Perigee)까지의 편각
- $a_s$  : 궤도의 장축반경(semi-major axis)
- $e_s$  : 궤도의 1차이심률(first eccentricity of the orbit)

### 3.1 궤도좌표계

ECEF좌표계의 X축과 Z축을 궤도 평면상에 놓고 Y축은 궤도 평면에 수직이며 Z축이 위성의 공칭위치(Nominal Position)를 지나게 좌표계를 회전시키는 것으로, 연속하는 3개의 행렬을 ECEF좌표계에 적용함으로써 얻어지는 회전행렬  $M_b$ 에 의해 정의된다.

회전행렬  $M_b$ 는 Z축을 중심으로 X축을 궤도 평면의 승교점을 지나게 회전시키는 행렬  $M_1$ , X축을 중심으로 Z축을 궤도 평면상에 위치하도록 좌표계를 회전시키는 행렬  $M_2$ , Z축이 위성의 위치를 통과하게 회전시키는 행렬  $M_3$ 로 구성된다. 이상의 세 개의 회전행렬  $M_1$ ,  $M_2$ ,  $M_3$ 로 회전행렬  $M_b$ 가 형성되며 식 (1)과 같다.

$$M_b = M_3 M_2 M_1 \quad (1)$$

$$M_b = \begin{bmatrix} \cos a_3 \cos a_1 - \sin a_3 \sin a_2 \sin a_1, & & \\ -\cos a_2 \sin a_1, & & \\ \sin a_3 \cos a_1 + \cos a_3 \sin a_2 \sin a_1, & & \\ \cos a_3 \sin a_1 + \sin a_3 \sin a_2 \cos a_1, & -\sin a_3 \cos a_2 & \\ \cos a_2 \cos a_1, & \sin a_2 & \\ \sin a_3 \sin a_1 - \cos a_3 \sin a_2 \cos a_1, & \cos a_3 \cos a_2 & \end{bmatrix} \quad (2)$$

식 (2)에서  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $a_3$ 는 식 (3)과 같다.

$$a_1 = \Omega - \omega_e t, \quad a_2 = i + \frac{\pi}{2}, \quad a_3 = v + \omega + \frac{\pi}{2} \quad (3)$$

$\omega_e$  : 지구자전속도

$v$  : 실제 아노말리(True Anomaly)

### 3.2 궤도요소 모델링과정

#### 3.2.1 궤도요소 계산

궤도요소 계산시 필요한 정보는 천체력 자료 즉, 위성의 위치벡터( $\vec{R}_s$ ), 위성의 속도벡터( $\vec{V}_s$ ), 천체력 자료점의 시간( $t_0$ )과 지구중력상수( $GM_e$ )가 이용된다. 궤도요소를 계산하기 위해 먼저 주어지는 천체력 자료점에서의 위성위치( $X_s, Y_s, Z_s$ )를 이용하여 위성반경( $R_s$ )과 그때의 위성의 속도를 계산한다.<sup>7-12)</sup>

$$R_s = (X_s^2 + Y_s^2 + Z_s^2)^{1/2} \quad (4)$$

$$V_s = (\dot{X}_s^2 + \dot{Y}_s^2 + \dot{Z}_s^2)^{1/2} \quad (5)$$

식 (4)에서 ( $X_s, Y_s, Z_s$ )는 각 천체력 자료점에서의 위성 좌표를 나타내며, 식 (5)의 ( $\dot{X}_s, \dot{Y}_s, \dot{Z}_s$ )는 위성의 3축에 대한 속도벡터를 나타낸다. 위성은 원형의 궤도가 아니라 타원형의 궤도를 가지는데, 궤도장반경( $a_s$ )과 궤도이심률( $e_s$ )을 식 (6)과 식 (7)을 이용하여 구함으로써 궤도의 모양을 결정하게 된다.

$$a_s = \left[ \frac{2}{R_s} - \frac{V_s^2}{GM_e} \right]^{-1} \quad (6)$$

$$e_s = [(e_s \sin E)^2 + (e_s \cos E)^2]^{1/2} \quad (7)$$

위성의 궤도요소 중 승교점의 경도( $\Omega$ ), 궤도 경사각( $i$ ), 근심점의 편각( $\omega$ )에 대한 계산은 다음과 같다.

그림 3에서 ECEF좌표계의 3축을 X, Y, Z라 할 때, 먼저 승교점으로부터 편각( $\Omega$ )만큼 좌표축을 Z축에 대하여 회전을 시킴으로써 ECEF좌표계의 X축이 승교점을 통과하도록 좌표축을 위치시킨다. 한번 회전된 좌표계의 X축을 회전축으로 하여 궤도경사각( $i$ ) +  $\pi/2$ 만큼 회전하여 Z축이 궤도평면에 위치하도록 한다. 마지막으로 두 번 회전한 ECEF좌표계의 Y축을 회전축으로 근심점의 편각( $\omega$ ) +  $\pi/2$ 만큼 회전하여 Z축이 위성의 근심점을 통과하도록 좌표축을 위치시킴으로써 ECEF좌표의 X, Y, Z 축이 3축에 대하여 ( $\Omega, i, \omega$ )를 고려한 그림 3의 ( $\underline{X}, \underline{Y}, \underline{Z}$ )축을 형성하게 된다. 그림 4에서 회전하기 전의 ECEF좌표계의 3축 ( $X, Y, Z$ )의 단위벡터를 ( $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$ )라

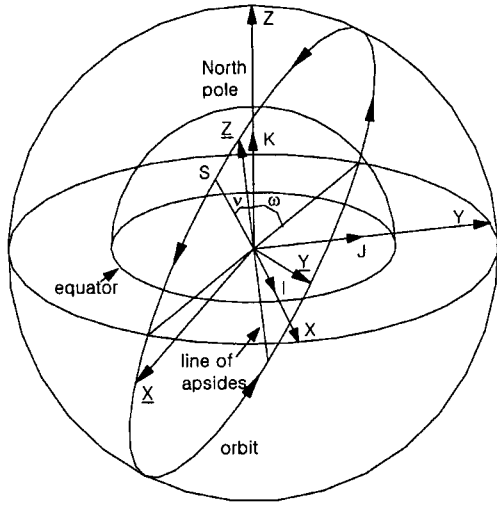


그림 3. ECEF 좌표계

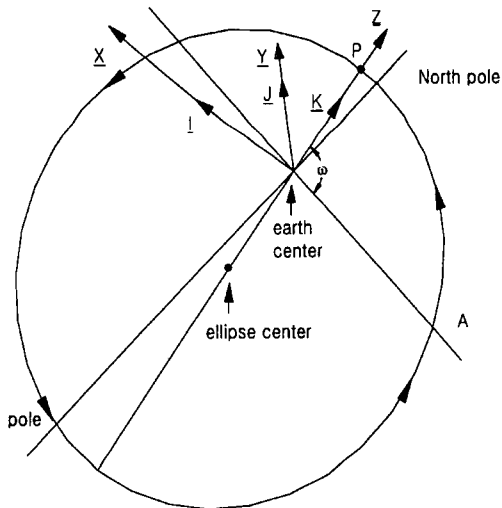


그림 4. ECEF 좌표계의 회전

하고, 3축에 대하여 ( $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ )만큼을 각각 고려한 좌표축 ( $\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}$ )의 단위벡터를 ( $\vec{I}, \vec{J}, \vec{K}$ )라 하면 다음의 수식이 성립된다.<sup>10,11)</sup>

$$\vec{I} = C_{11}\vec{I} + C_{12}\vec{J} + C_{13}\vec{K} \quad (8)$$

$$\vec{J} = C_{21}\vec{I} + C_{22}\vec{J} + C_{23}\vec{K} \quad (9)$$

$$\vec{K} = C_{31}\vec{I} + C_{32}\vec{J} + C_{33}\vec{K} \quad (10)$$

식 (8)~(10)은 ECEF좌표계의 Z축, X축, Y축에 대하여  $\Omega$ ,  $i$ ,  $\omega$ 만큼씩 회전시키는 행렬로 표현한 것이다. 이

좌표축 회전행렬을  $M_c$ 라 하면 다음과 같다.

$$M_c = \begin{bmatrix} C_{11}\vec{I} & C_{12}\vec{J} & C_{13}\vec{K} \\ C_{21}\vec{I} & C_{22}\vec{J} & C_{23}\vec{K} \\ C_{31}\vec{I} & C_{32}\vec{J} & C_{33}\vec{K} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$M_c$ 행렬은 앞서 설명한  $M_b$ 행렬과 동일하다. 다만 ECEF좌표시스템을 세 번의 회전을 통해 Z축이 위성의 위치를 통과하느냐, 아니면 근심점을 통과하느냐의 차이가 있다.  $M_c$ 행렬은  $M_b$ 행렬에서 근심점에서부터 위성의 위치까지의 회전각( $v$ )만큼을 고려하지 않은 회전행렬이다. 따라서 승교점의 경도( $\Omega$ ), 궤도경사각( $i$ ), 근심점의 편각( $\omega$ )은 아래 식 (12)~(14)를 이용하여 구한다.

$$\Omega = \tan^{-1}\left[\frac{C_{21}}{C_{22}}\right] \quad 0 \leq \Omega \leq 2\pi \quad (12)$$

$$i = \sin^{-1}C_{23} - \frac{\pi}{2} \quad 0 \leq i \leq \pi \quad (13)$$

$$\omega = \tan^{-1}\left[\frac{C_{13}}{C_{33}}\right] - \frac{\pi}{2} \quad 0 \leq \omega \leq 2\pi \quad (14)$$

다음은 마지막 궤도요소인 승교점으로부터 영상중심까지의 시간을 계산한다. 위성영상은 영상중심의 시간과 천체력 자료점 각각의 시간을 제공하고 있는데 영상중심의 시간은 제공되는 천체력 자료점의 가운데에 위치하고 있다. 먼저 1950 epoch로부터 근심점까지의 시간 ( $t'_p$ )을 계산하여야 하는데 그 계산은 식 (15)와 같다.

$$t'_p = t'_0 - M_n / \omega_s \quad (15)$$

식 (15)에서  $t'_0$ 는 1950 epoch로부터 천체력 자료점까지의 시간으로서 영상의 헤더정보에서 제공하는 시간이다. 그리고  $M_n$ 은 평균 아노말리(Mean Anomaly)이며,  $\omega_s$ 는 위성의 각속도(Satellite Angular Velocity)를 나타낸다. 위성의 각속도는 식 (16)에 의해 계산된다.

$$\omega_s = \left[\frac{GM_e}{a_s^3}\right]^{1/2} \quad (16)$$

1950 epoch로부터 근심점까지의 시간( $t'_p$ )을 계산하는데 사용되는 평균 아노말리는 아래의 식 (17)과 식 (18)에 의해서 계산된다.

$$E = \tan^{-1}\left[\frac{e_s \sin E}{e_s \cos E}\right] \quad (17)$$

$$M_0 = E - e_s \sin E \quad (18)$$

다음은  $\Delta t_p$ 를 계산한다.  $\Delta t_p$ 는 근심점으로부터 천체력 자료점까지의 시간으로써 식 (19)와 같이 계산된다.

$$\Delta t_p = t_0' - t_p' \quad (19)$$

식 (19)에 의해서 구해진 값을 이용하여 승교점으로부터 천체력 자료점까지의 시간( $t$ )을 계산한다. 이것은 최종적으로 구하고자 하는 승교점으로부터 영상중심까지의 시간( $t_p$ )을 계산하는데 사용된다.

$$t = t_p + \Delta t_p \quad (20)$$

$$t_p = t + (t_p' - t_0') \quad (21)$$

식 (20)에서  $t_p$ 는 승교점로부터 근심점까지의 시간을 나타낸다. 식 (22)에 의해 계산된 궤도주기( $\tau$ )를 식 (23)에 대입함으로써  $t_p$ 를 계산할 수 있다.

$$\tau = 2\pi \sqrt{\frac{a_s^3}{GM_e}} \quad (22)$$

$$t_p = \frac{\tau}{\pi} \tan^{-1} \left[ \frac{\sqrt{1-e_s} \tan\left(\frac{\omega}{2}\right)}{\sqrt{1+e_s}} \right] - \frac{\tau \sqrt{1-e_s} \sin(\omega)}{2\pi (1+e_s \cos(\omega))} \quad (23)$$

따라서 식 (23)에 의해 구해진  $t_p$ 를 다시 식 (20)에 대입하여 승교점으로부터 천체력 자료점까지의 시간( $t$ )을 계산한 후 이것을 식 (21)에 대입함으로써 승교점으로부터 영상중심까지의 시간을 구한다.

### 3.2.2 궤도요소 계산 모델링

영상의 헤더자료 중 천체력 자료점의 위성의 위치벡터, 위성의 속도벡터, 1950 epoch를 기준으로 한 천체력 자료점의 시간, 영상중심의 시간, 지구중력 상수값을 이용하여 각각의 천체력 자료점에 대한 위성의 궤도요소를 구한다. 이 값들은 멱급수(Power Series)를 구성하여 계수를 구하는데 사용되어진다.

$$P = \sum_{k=0}^{K_d+1} p_k \Delta t^k = p_0 + \sum_{k=1}^{K_d+1} p_k \Delta t^k \quad (24)$$

방정식의 계수를 구하기 위하여 먼저 각 천체력 자료점에 대한 궤도요소를 구한 값을 이용하여 행렬( $F$ )을 형성하였고, 영상중심으로부터 각 천체력 자료점까지의 시간( $\Delta t$ )을 구해 계수행렬( $B$ )을 형성하였다. 그리고 구하고자하는 계수 항으로  $\Delta$ 행렬을 형성하여  $B\Delta=F$  행렬식

을 구성한 후, 이 행렬식을 최소자승법으로 행렬의 해를 구함으로써 방정식의 계수를 계산하였다. 완성된 방정식에 임의의 점에 대한 영상좌표값을 대입하여 궤도요소를 계산할 수 있다.

### 3.2.3 센서의 회전변화량(Angular Deviation) 계산 모델링

위성의 자세 자료를 이용하여 센서좌표시스템(Sensor Coordinate System ; SCS)의 3축의 회전 Roll, Pitch, Yaw 각의 변화량을 구하는 과정으로 식 (25)에서  $A$ 를 시간에 대해 미분을 하면 각의 변화율을 얻을 수 있으며, 이를  $A'$ 라고 표현하면 다음과 같다.

$$A = \sum_{k=0}^{K_d} a_k \Delta t^k \xrightarrow{\text{미분}} A' = \sum_{k=0}^{K_d} k a_k \Delta t^{k-1} \quad (25)$$

위 식을 행렬식  $B\Delta=F$ 로 표현될 수 있다. 각 차수에 대한 계수로써  $\Delta$ 행렬을 형성하였고, 영상중심으로부터 각 자세 자료점까지의 시간을 구해  $B$ 행렬을 형성하였다.  $m$ 개의 자세 자료는  $F$ 행렬을 형성하는데 이용하였다. 위 행렬식을 최소자승법에 의해  $\Delta$ 행렬의 해를 구함으로써 임의의 점에 대한 영상좌표값만을 이용하여 3축의 회전량을 계산할 수 있다

### 3.2.4 SPOT-3호 위성과 KOMPSAT-1호 위성의 궤도특성비교

그림 5와 그림 6은 SPOT-3호와 KOMPSAT-1호 위성의 궤도의 특징을 나타내는 그림이다. SPOT-3호 위성은

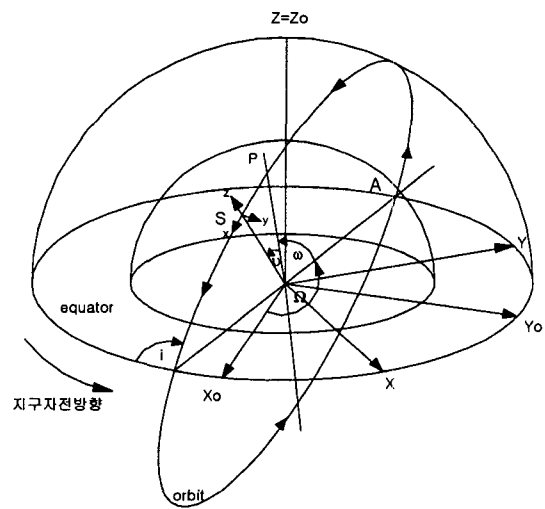


그림 5. SPOT-3호 위성의 궤도

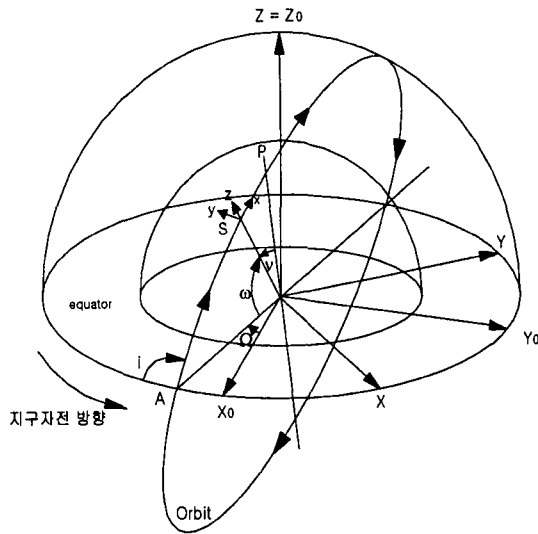


그림 6. KOMPSAT-1호 위성의 궤도

반시계 방향으로 회전하고 KOMPSAT-1호 위성은 시계 방향으로 회전하고 있다. 즉 SPOT-3호 위성이 북극에서 적도면으로 진행하면서 영상을 생성하는 반면, KOMPSAT-1호 위성은 적도면에서 북극으로 진행하면서 영상을 생성한다. 따라서 본 연구에서 개발한 모듈은 SPOT-3호 위성의 경우는 영상의 좌측상단을 영상좌표의 원점으로 설정하였고 KOMPSAT-1호 위성영상의 경우는 우측하단을 영상좌표의 원점으로 설정하여 본 연구를 수행하였다. 또한 궤도요소에 있어서 승교점이 좌표계에서 서로 반대방향에 위치하는 특성이 있다.

#### 4. 결과분석

지상 기준점을 사용하지 않고 대상지역의 3차원 정보를 영상의 헤더정보만을 이용하여 추출하는 모듈개발 과정의 하나로써, SPOT-3호 위성을 중심으로 궤도요소를 계산하는 모델링 기법을 개발하였다. 본 연구에서 개발된 모듈을 이용하여 SPOT-3호 위성이 1995년 4월 5일에 대전지역을 비행방향을 기준으로 우측으로 7.6° 경사 촬영한 영상과, KOMPSAT-1호 위성이 2000년 3월 1일에 EOC센서로 대전지역을 비행방향을 기준으로 좌측으로 4° 경사촬영한 영상에 적용해 보았다.

##### 4.1 궤도요소 계산 결과

표 7은 SPOT-3호 위성영상과 KOMPSAT-1호 위성영

표 7. 궤도요소 계산결과

변수	결과값		
	SPOT-3	KOMPSAT-1	
		연구결과	한국항공우주 연구소 제공값
$R_s$	7198.36468 km	7063.8831948 km	
$V_s$	7.44190000 km/sec	7.5143005431 km/sec	
$D_{RV}$	59.7961800	-51.793190000	
$a_s$	7199.43917 km	7068.4873670 km	7068.488 km
$e_s$	0.00112616	0.0011731897	0.0011732
$E$	1.43787919	-0.9821816023	
$M_n$	1.43676296	-0.9812058479	
$i$	98.740109 deg	98° 10' 54.623"	98° 10' 54.768"
$\omega$	48.856684 deg	93° 9' 39.066"	93° 9' 37.584"
$\Delta t_p$	1390.15813	-923.59364840	
$t_p$	823.41813	1528.2886304	
$t$	2213.5762	582.08369513	
$\Omega$	-0.995694 rad	134° 00' 53.066"	
$t_r$	2418.320 sec	599.88798200	

상을 이용하여 각 컷 번째 천체력 자료점에서의 궤도요소를 계산한 것이다. 표 7에서 보는 바와 같이 SPOT-3호 위성과 KOMPSAT-1호 위성 궤도의 특성, 즉 KOMPSAT-1호 위성이 SPOT-3호 위성보다 낮은 고도에서 더 빠른 속도로 운용되며, 거의 원형에 가까운 궤도지만 SPOT-3호 위성보다 타원형의 궤도형태임을 파악할 수 있다. 또한 계산된 KOMPSAT-1호 위성의 궤도장반경, 궤도이심률, 궤도경사각, 근심점의 편각 등의 궤도요소가 한국항공우주연구소에서 제시되는 값과 거의 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구의 궤도요소 모델링 기법이 다른 고해상 위성영상에 확장하여 적용할 수 있는 가능성을 보여주고 있다.

표 8은 각 천체력 자료점에서의 위성의 궤도요소를 구한 결과 값으로 SPOT-3호 위성은 60초 간격이며, KOMPSAT-1호 위성은 1초 간격의 천체력 자료로써 궤도요소가 조금씩 변화하고 있음을 알 수 있다.

##### 4.2 방정식 계수 산출

표 9는 각 천체력 자료점에서의 궤도요소를 구한 것을 이용하여 행렬을 형성한 후, 각 궤도요소를 구하는 방정식의 계수를 구한 결과 값이다. 표 9에서와 보는바와 같이 다항식의 계수값이 2차항 이후는 거의 0에 가까운 미소한 값을 보이므로, 본 연구에서는 상수항과 시간에 대

한 2차항까지의 계수를 사용하였다. 이 방정식을 이용하여 3차원 정보추출에 필요한 임의의 라인(시간)의 궤도 요소를 구할 수 있다.

#### 4.3 임의의 라인에 대한 궤도요소 계산결과

위성은 각 라인의 이미지 생성시에 대기의 변화, 중력의 변화 및 다른 요인에 의한 미소한 변화를 가지는데,

표 8. 천체력 자료점의 궤도요소 계산결과

위성구분	Point	$t_i(\text{sec})$	$i(\text{rad})$	$\Omega(\text{rad})$	$\omega(\text{rad})$	$a_s(\text{km})$	$e_s$
SPOT-3	1	2418.32	1.7233	-0.9956	0.7070	7199.439	0.001126
	2	2418.48	1.7233	-1.0000	0.9780	7200.553	0.001194
	3	2418.71	1.7233	-1.0044	1.0957	7201.669	0.001257
KOMPSAT-1	1	599.888	98.1818	134.0147	93.1608	7068.487	0.001173
	2	599.898	98.1815	134.0189	93.1540	7068.548	0.001176
	3	599.894	98.1817	134.0225	93.7567	7068.418	0.001175

표 9. 점식의 계수 계산결과

위성구분	차수	$t_i(\text{sec})$	$i(\text{rad})$	$\Omega(\text{rad})$	$\omega(\text{rad})$	$a_s(\text{km})$	$e_s$
SPOT-3	상수	2419.1571	1.723302	-1.010585	1.2500719	7203.20912	0.00133521
	1	0.0059934	-0.000000	-0.000072	0.0017485	0.01781452	0.00000081
	2	0.0000086	0.000000	-0.000000	-0.0000008	-0.00000538	-0.00000000
KOMPSAT-1	상수	599.89500	1.713590	2.339340	1.617721	7068.6554	0.0011860
	1	-0.000045	-0.000000	-0.000070	0.002611	-0.0380810	-0.0000000
	2	0.000270	-0.000000	0.000000	0.000600	-0.0091600	-0.0000000

표 10. 임의의 라인의 궤도요소 계산결과

위성구분	라인번호	$t_i(\text{sec})$	$i(\text{rad})$	$\Omega(\text{rad})$	$\omega(\text{rad})$	$a_s(\text{km})$	$e_s$
SPOT-3	200	2419.132084	1.723303	-1.010279	1.242694	7203.134008	0.001332
	1000	2419.139220	1.723303	-1.010367	1.244805	7203.155488	0.001333
	2000	2419.148176	1.723302	-1.010476	1.247440	7203.182317	0.001334
	2800	2419.155368	1.723302	-1.010564	1.249546	7203.203764	0.001335
	3000	2419.157170	1.723302	-1.010585	1.250072	7203.209123	0.001335
	4000	2419.166204	1.723302	-1.010695	1.252700	7203.235903	0.001336
	4600	2419.171643	1.723302	-1.010761	1.254275	7203.251960	0.001337
	4800	2419.173459	1.723302	-1.010782	1.254799	7203.257310	0.001337
	5000	2419.175276	1.723301	-1.010804	1.255324	7203.262660	0.001338
	5400	2419.178916	1.723301	-1.010848	1.256373	7203.273355	0.001338
KOMPSAT-1	6000	2419.184388	1.723301	-1.010914	1.257944	7203.289391	0.001339
	100	599.895176	1.713594	2.339386	1.616405	7068.674449	0.001189
	500	599.895076	1.713594	2.339357	1.617238	7068.662481	0.001188
	1000	599.895067	1.713594	2.339321	1.618554	7068.643469	0.001186
	1200	599.895099	1.713594	2.339307	1.619159	7068.634716	0.001185
	1500	599.895180	1.713594	2.339285	1.620139	7068.620521	0.001184
	2000	599.895381	1.713593	2.339249	1.621920	7068.594630	0.001181
	2100	599.895427	1.713593	2.339242	1.622290	7068.589215	0.001181
	2500	599.895608	1.713593	2.339214	1.623788	7068.567195	0.001179
	2700	599.895686	1.713593	2.339199	1.624530	7068.556179	0.001178



표 11. 임의의 라인에서 센서의 회전변화량 계산결과

위성의 종류	라인번호	$\Delta'\omega$ (rad)	$\Delta'\phi$ (rad)	$\Delta'\chi$ (rad)
SPOT-3	400	-0.0000019209118	0.0099759167620	-0.0001425769288
	1000	-0.0000010814830	0.0099754888796	-0.0001475056472
	2000	-0.0000000716513	0.0099749754359	-0.0001530315499
	2600	0.0000003007178	0.0099747871859	-0.0001547339148
	3000	0.0000004516598	0.0099747116092	-0.0001551966678
	3800	0.0000005200141	0.0099746802721	-0.0001545089970
	4400	0.0000003669412	0.0099747616083	-0.0001525817142
	4800	0.0000001675886	0.0099748657559	-0.0001506247021
	5000	0.0000000387211	0.0099749328067	-0.0001494445489
	5600	-0.0000004646464	0.0099751938672	-0.0001450975011
KOMPSAT-1	6000	-0.0000008975284	0.0099754178309	-0.0001415273122
	500	-0.0665912365987	-0.0025837596856	-0.0000536170000
	1000	-0.0665915123658	-0.0025835623695	-0.0000536170000
	1500	-0.0665919265354	-0.0025833625895	-0.0000536170000
	1700	-0.0665920123365	-0.0025831986542	-0.0000536170000
	2000	-0.0665924398580	-0.0025830800709	-0.0000536170000
	2300	-0.0665927658621	-0.0025827856325	-0.0000536170000
	2500	-0.0665930125698	-0.0025827002125	-0.0000536170000
	2700	-0.0665932468014	-0.0025826765992	-0.0000536170000

본 연구에서 개발한 모듈은 표 10에서 보는바와 같이 미소한 변화를 고려한 궤도요소를 계산할 수 있음을 보여준다.

#### 4.4 임의의 라인에 대한 센서의 회전변화량 계산결과

표 11은 센서의 회전변화량을 구하는 방정식에 영상중심으로부터 임의의 라인까지의 시간을 대입하여 센서의 회전변화량을 구한 것이다. SPOT-3호 위성은 다양한 변화를 보여주는 반면, KOMPSAT-1호 위성의 경우는 거의 일정한 값을 보이고 있다.

### 5. 결 론

본 연구에서는 고해상 위성영상을 이용한 3차원 정보 추출을 위한 처리과정의 한 단계로서 헤더정보를 이용하여 궤도요소를 구하는 센서모델링기법 개발을 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. SPOT-3호 위성영상의 헤더에 포함되어 있는 천체력 자료를 이용하여 위성궤도요소를 멱함수로 표시하여 임의의 위치에 대한 궤도요소를 계산하고 센서의 미소 변화량을 계산할 수 있는 궤도요소 모델링 기법을 개발하

였다.

2. 본 연구에서 개발된 SPOT-3호 위성의 궤도요소 모델링 모듈을 이용하여 KOMPSAT-1호 위성에 확장시켜 수정한 후 궤도요소를 계산한 결과와 한국항공우주연구소에서 제공한 값과 비교하여 검증하였으며, 향후 출현할 다른 고해상 위성영상에도 적용할 수 있는 가능성을 입증하였다.

### 감사의 글

본 연구의 수행을 적극 지원하여 준 (주)중앙항업에 심심한 감사를 드리며, 또한 KOMPSAT-1호 영상 및 관측 자료를 제공하여준 한국항공우주연구소에도 감사를 드립니다.

### 참고문헌

1. <http://www.spotimage.fr/>.
2. <http://kompsat.kari.re.kr>.
3. SPOT IMAGE, The SPOT Scene Standard Digital Product Format, 1997.
4. 한국항공우주연구소, "KOMPSAT EOC User's Guide",

- 2000.
5. Vanicek, P., "Gravimetric Satellite Geodesy", Lecture Notes No. 32, Dept. of Surveying Engineering, University of New Brunswick, Fredericton, N.B., CANADA, 1973.
  6. Torge, W., Geodesy: An Introduction, Translated from German by Christopher Jekeli, Berlin, New York, de Gruyter, 1980.
  7. Paul H. Salamonowicz, "Satellite Orientation and Position for Geometric Correction of Scanner Imagery", Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol. 52, No.4, 1986, pp.491-499.
  8. Vladimir A. Chobotov, Orbital Mechanics, Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1996.
  9. Courtois, M. and G. Weill, "The Spot Satellite System", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.97, AIAA, Abraham Schnapf, ed., pp.493-523, 1985.
  10. Pedro Roman EscoBal, Methods of Orbit Determination, Krieger Publishing Company Malabar, Florida, 1975.
  11. Light, D. L., "Satellite Photogrammetry", Manual of Photogrammetry, Forth edition, pp. 883-977, 1980.
  12. Gagan, D. J. and I. J. Dowman, "Topographic Mapping from SPOT Imagery", Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol.54, No.10, 1988, pp.1409-1414.
  13. John P. Snyder, "Geometry of a Mapping Satellite", Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol. 48, No. 10, 1982, pp.1593-1602.