KOMPSAT-1호 위성영상의 기하학적 위치결정 모델링

Geometrical Positioning Modeling for KOMPSAT-1 Satellite Images

유환희*· 성재열**·김동규***·진경혁***

1. 서 론

고해상 위성영상을 이용한 위치결정이나 정사투영사진지도제작에 대한 수요가 증가하면서 이들의 상업적 이용을 위한 새로운 위성 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 발사가 예정되어 있다. 이런 세계적인 추세에 따라 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 발사될 예정이다[1].

고해상 위성영상자료는 기존의 위성자료에 비해 크게 향상된 영상 해상력과 위성의 자세정보가 자세하게 제공될 예정으로 되어 있어서 위성영상을 이용한 새로운 자료처리 기법의 개발이 요구되고 있다.

IKONOS의 경우 다양한 가공상품을 판매할 예정이지만 위성에 대한 각종정보가 공개되고 있지 못한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 향후 고해상 위성영상의 공급이 활성화될 것으로 예상하여 우리 나라에서 발사하여 영상공급을 하고 있는 KOMPSAT-1호 위성영상을 이용하여 3차원 위치결정을 할 수 있는 모델링 기법을 개발함으로써 앞으로 출현할 고해상 위성영상들을 처리할 수 있는 기반기술을 확보하도록 하였다.

2. KOMPSAT-1호 위성의 특징

KOMPSAT-1호 위성의 궤도 특성과 제공되고 있는 위성영상의 특징을 정리하면 표 1과 같다.

2.1 KOMPSAT-1호 위성영상 헤더정보

KOMPSAT-1호의 영상헤더 정보는 영상과 헤더정보가 함께 포함된 HDF 확장자의 파일과 RPT 확장자의 텍스트파일로 제공된다. RPT파일은 일반 텍스트로 되어있어 쉽게 접근이 가능하며, SPOT위성과 유사한 헤더자료를 제공하고 있다[2].

* 경상대학교 건설공학부 도시공학과 교수 (경상대학교 생산기술연구소 연구원)
** 경상대학교 건설공학부 도시공학과 박사과정
*** 경상대학교 건설공학부 도시공학과 석사과정

표 1. KOMPSAT-1호 위성 제원

시 계 각	1°25′12″
관 측 각	-45°(West) ~ +45°(East)
라인당 생성시간	1/1024 sec
초점거리	1045 ㎜
영상소크기	10㎛ by 10㎛
라인당 영상소수	2592
영상당 라인수	2797
지상해상력	6.6 m
고 도	685 km
궤도주기	98.46분

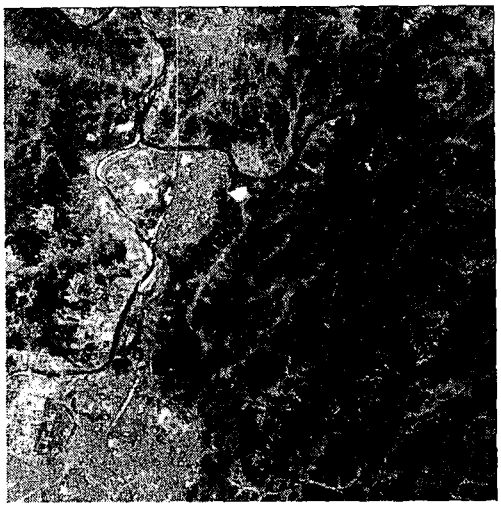

그림 1. KOMPSAT-1호(대전 지역)

1) 영상중심 및 모서리 경위도

	위도(Deg)	경도(Deg)	Pixel	Line
영상의 중심	34.9284	128.1561	1296.5	1399.0
영상의 좌상	34.9870	128.0429	1.0	1.0
영상의 좌하	34.8348	128.0862	1.0	2797.0
영상의 우하	34.8699	128.2690	2592.0	2797.0
영상의 우상	35.0222	128.2261	2592.0	1.0

2) 천체력 자료(Ephemeris Data)

KOMPSAT-1호 위성영상의 경우는 1초 간격으로 11점~12점에 대한 자료를 제공하며, SPOT 위성과 같이 적도평면상의 그리니치 자오선을 X축, 지구자전축을 Z축으로 하는 지구중심좌표계(ECEF)좌표계 상에서 위성의 위치(X, Y, Z), 속도벡터, Julian day와 시간(sec)에 대한 정보를 제공하고 있다.

표 2. 천체력 자료

Rec	UTC	X(Km)	Y(Km)	Z(Km)	Velocity X (Km/sec)	Velocity Y (Km/sec)	Velocity Z (Km/sec)
1	18322 6724.01	-3495.3	4484.9	4191.3	4.0761	-2.3944	5.9490
2	18322 6723.01	-3499.4	4487.3	4185.4	4.0725	-2.3888	5.9537
3	18322 6722.01	-3503.4	4489.7	4179.4	4.0689	-2.3832	5.9584

3) 자세 자료(Attitude Data)

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

표 3. 자세 자료

Line	UTC	Roll	Pitch	Yaw
1	18322 6724.76	-0.066586	-0.0025863	-5.3617E-05
2	18322 6724.51	-0.066586	-0.0025863	-5.3617E-05
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
44	18322 6714.01	-0.066586	-0.0025863	-5.3617E-05
45	18322 6713.76	-0.066586	-0.0025863	-5.3617E-05

3. 궤도요소 모델링

지구중심좌표계에서 궤도요소는 t_f (승교점으로부터 프레임 중심까지의 시간), i(궤도의 경사각),Ω(승교점의 경도로써 GCGCS좌표 시스템의 X축에서 승교점까지 반시계방향으로 측정한 값), ω(승교점으로부터 근심점(Perigee)까지의 편각), a_s(궤도의 장축), e_s (궤도의 이심률)로 표시된다[3)~5)].

3.1 궤도좌표계 회전

지구중심좌표계의 X축과 Z축을 궤도 평면상에 놓고 Y축은 궤도 평면에 수직이며 Z축이 위성의 목적위치(Nominal Position)를 지나게 좌표계를 회전시키는 회전행렬 M_b는 다음과 같다.

$$M_b = \begin{bmatrix} \cos a_3 \cos a_1 - \sin a_3 \sin a_2 \sin a_1, & \cos a_3 \sin a_1 + \sin a_3 \sin a_2 \cos a_1, & -\sin a_3 \cos a_2 \\ -\cos a_2 \sin a_1, & \cos a_2 \cos a_1, & \sin a_2 \\ \sin a_3 \cos a_1 + \cos a_3 \sin a_2 \sin a_1, & \sin a_3 \sin a_1 - \cos a_3 \sin a_2 \cos a_1, & \cos a_3 \cos a_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서,

$$a_1 = \Omega - w_e t, \qquad a_2 = i + \frac{\pi}{2}, \qquad a_3 = \upsilon + \omega + \frac{\pi}{2} \quad (2)$$

w_e : 지구자전속도

ν : 실제 아노말리(True Anomaly)

3.2 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 천제력 자료점에서의 위성위치 (X_s, Y_s, Z_s)를 이용하여 위성궤도반경(R_s)과 그때의 위성의 속도를 계산한다.

$$R_s = \left(X_s^2 + Y_s^2 + Z_s^2 \right)^{1/2} \quad (3)$$

$$V_s = \left(\dot{X}_s^2 + \dot{Y}_s^2 + \dot{Z}_s^2 \right)^{1/2} \quad (4)$$

궤도 장반경(a_s)과 궤도 이심률(e_s)을 식 (5)과 식 (6)을 이용하여 계산한다.

$$a_s = \left[\frac{2}{R_s} - \frac{V_s^2}{GM_e} \right]^{-1} \quad (5)$$

$$e_s = \left[e_s \sin E^2 + e_s \cos E^2 \right]^{1/2} \quad (6)$$

위성의 궤도요소 중 승교점의 경도(Ω), 궤도 경사각(i), 근심점의 편각(ω)에 대한 계산은 다음과 같다.

$$\Omega = \tan^{-1}\left[-\frac{C_{21}}{C_{22}} \right] \qquad 0 \le \Omega \le 2\pi \quad (7)$$

$$i = \sin^{-1} C_{23} - \frac{\pi}{2} \qquad 0 \le i \le \pi \quad (8)$$

$$\omega = \tan^{-1}\left[-\frac{C_{13}}{C_{33}}\right] - \frac{\pi}{2} \qquad 0 \leq \omega \leq 2\pi \qquad (9)$$

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 (tp')을 계산하여야 하는데 그 계산은 식 (10)와 같다.

$$t_p' = t_0' - M_n / \omega_s \qquad (10)$$

여기서, t_0'는 1950 epoch로부터 천체력 자료점까지의 시간으로서 영상의 헤더정보에서 제공하는 시간이다. 그리고 M_n은 평균 아노말리(Mean Anomaly)이며, ω_s는 위성의 각속도이다.

Δt_p는 근심점으로부터 천체력 자료점까지의 시간으로서 식 (11)와 같이 계산된다.

$$\Delta t_p = t_0' - t_p' \qquad (11)$$

식 (11)에 의해서 구해진 값을 이용하여 승교점으로부터 천체력 자료점까지의 시간(t)을 계산한다. 이것은 최종적으로 구하고자 하는 승교점으로부터 영상중심까지의 시간(t_f)을 계산하는데 사용된다.

$$t = t_p + \Delta t_p \qquad (12)$$

$$t_f = t + (t_f' - t_0') \qquad (13)$$

3.3 임의점 궤도요소 계산

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 방정식(Power Series)을 구성하여 계수를 구하는데 사용되어진다.

$$P = \sum_{k=0}^{K_d+1} p_k \Delta t^k = p_0 + \sum_{k=1}^{K_d+1} p_k \Delta t^k \qquad (14)$$

식(14)에 의해 임의의 점에 대한 영상좌표값을 대입하여 궤도요소를 계산할 수 있다.

3.4 센서의 회전변화량 계산

위성의 자세 자료를 이용하여 센서좌표시스템(Sensor Coordinate System ; SCS)의 3축의 회

전 Roll, Pitch, Yaw 각의 변화량을 구하는 과정으로 식 (15)에서 A를 시간에 대해 미분을 하면 각의 변화율을 얻을 수 있다.

$$A = \sum_{k=0}^{K_d} a_k \Delta t^k \quad \xrightarrow{\text{미분}} \quad A' = \sum_{k=1}^{K_d} k a_k \Delta t^{k-1} \tag{15}$$

4. KOMPSAT-1호 위성의 3차원 위치결정 모델링

KOMPSAT-1호 위성영상에 포함된 헤더정보를 이용하여 궤도 정보를 계산한 후 이를 이용하여 지상점에 대해 3차원 위치를 결정할 수 있다.

영상좌표와 헤더자료를 이용하여 구한 영상 프레임의 궤도요소(Orbital Parameters)를 가지고 영상상에서 임의 한 점의 3차원 위치좌표를 구할 수 있는 모델링기법을 개발하였다. 특히 이 기법은 지상기준점을 이용하지 않고 위성영상에 포함된 헤더정보만을 이용하여 위치를 결정한다는 점에서 새로운 위치결정방법을 제시하는 것이다.

모델링과정은 단영상을 이용하는 경우와 입체영상을 이용하는 경우로 구분하였다. 단영상인 경우 영상 상의 한 점에 대한 영상좌표와 궤도요소를 이용하며 3차원 위치를 결정하기 위해 지상점의 표고(H)를 알고 있어야 한다. 따라서 지상점의 표고를 입력자료로 사용해야 한다. 입체영상인 경우 영상좌표와 궤도자료만을 이용하여 3차원위치좌표를 결정하는 방법으로 현재 진행 중이다.

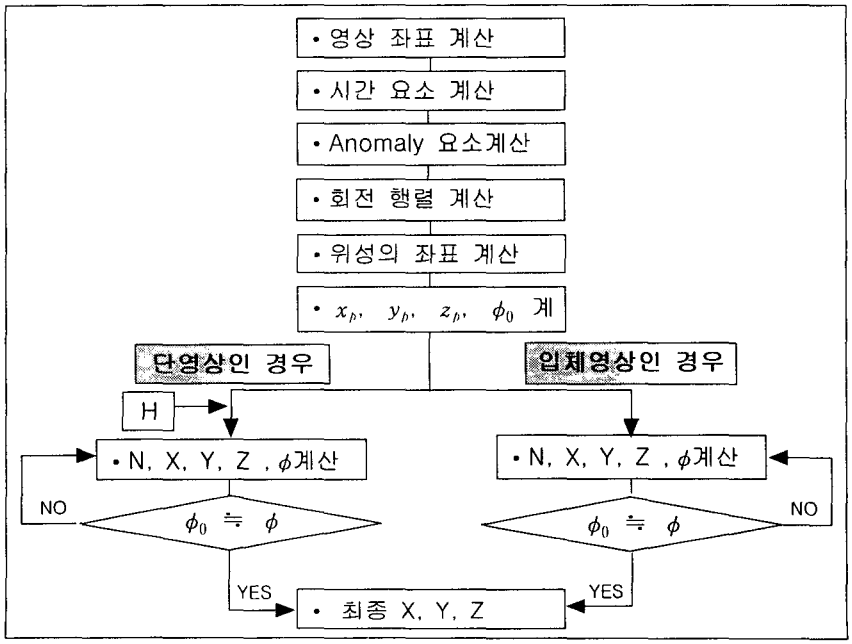

그림 2. 3차원 위치결정 모델링 흐름도

5. 결과분석

5.1 궤도요소 계산 결과

표 4는 KOMPSAT-1호 위성영상을 이용하여 각 첫 번째 천체력 자료점에서의 궤도요소를 계산한 것이다. 표 4에서 보는바와 같이 KOMPSAT-1호 위성 궤도의 특성, 즉 KOMPSAT-1호 위성이 SPOT위성보다 낮은 고도에서 더 빠른 속도로 운용되며, 거의 원형에 가까운 궤도지만 SPOT위성보다 타원형의 궤도형태임을 파악할 수 있다. 본 연구에서 개발된 궤도요소계산 모듈로 KOMPSAT-1호 위성의 궤도장반경, 궤도이심률, 궤도경사각, 근심점의 편각 등의 궤도요소를 산출한 결과값이 한국항공우주연구소이 제시하는 값과 거의 일치하는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구의 궤도요소 모델링 기법이 다른 고해상 위성영상에 적용 가능함을 보여주고 있다.

표 4. 궤도요소 계산결과

변 수	연 구 결 과	한국항공우주연구소 제공값
a_s	7068.4873670 km	7068.488 km
e_s	0.0011731897	0.0011732
i	98° 10′ 54.623″	98° 10′ 54.768″
ω	93° 9′39.066″	93° 9′37.584″
Ω	134°00′53.066″	
t_f	599.88798200	

표 5는 각 천체력 자료점에서 위성의 궤도요소를 구한 결과 값으로 1초 간격의 천체력 자료로써 궤도요소가 조금씩 변화하고 있음을 알 수 있다.

표 5. 천체력 자료점의 궤도요소 계산결과

Point	t_f(sec)	i(deg)	Ω(deg)	ω(deg)	a_s(km)	e_s
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

5.2 방정식 계수 산출

표 6는 각 천체력 자료점에서 궤도요소를 구한 것을 이용하여 행렬을 형성한 후, 각 궤도요소

를 구하는 방정식의 계수를 구한 결과 값이다. 표 6에서와 보는바와 같이 다항식의 계수값이 2차항 이후는 거의 0에 가까운 미소한 값을 보이므로, 본 연구에서는 상수항과 시간에 대한 2차항까지의 계수를 사용하였다. 이 방정식을 이용하여 3차원 정보추출에 필요한 임의의 라인(or 시간)의 궤도요소를 구할 수 있다.

표 6. 방정식의 계수 계산결과

차수	t_f(sec)	i(rad)	Ω(rad)	ω(rad)	a_s(km)	e_s
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

5.3 임의의 라인에 대한 궤도요소 계산결과

위성은 각 라인의 이미지 생성시에 대기의 변화, 중력의 변화 및 다른 요인에 의한 미소한 변화를 가지는데, 본 연구에서 개발한 모듈은 표 7에서 보는바와 같이 미소한 변화를 고려한 궤도요소를 계산할 수 있음을 보여준다.

표 7. 임의의 라인의 궤도요소 계산결과

라인 번호	t_f (sec)	i(rad)	Ω(rad)	ω (rad)	a_s (km)	e_s
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
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
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

5.4 임의의 라인에 대한 센서의 회전변화량 계산결과

표 8은 센서의 회전변화량을 구하는 방정식에 영상중심으로부터 임의의 라인까지의 시간을 대입하여 센서의 회전변화량을 구한 것이다. SPOT위성은 다양한 변화를 보여주는 반면, KOMPSAT-1호 위성의 경우는 거의 일정한 값을 보이고 있다.

표 8. 임의의 라인에서 센서의 회전변화량 계산결과

라인 번호	$\Delta'\omega$ (rad)	$\Delta'\phi$(rad)	$\Delta'x$(rad)
500	-0.0665912365987	-0.0025837596856	-0.0000536170000
1000	-0.0665915123658	-0.0025835623695	-0.0000536170000
1500	-0.0665919265354	-0.0025833625895	-0.0000536170000
2000	-0.0665924398580	-0.0025830800709	-0.0000536170000
2500	-0.0665930125698	-0.0025827002125	-0.0000536170000
2700	-0.0665932468014	-0.0025826765992	-0.0000536170000

6. 단영상을 이용한 위치결정오차 분석

6.1 대전지역 영상(N26)을 이용한 정확도 분석

표 9에서 보는바와 같이 기준점 성과와 개발된 모듈에 의해 계산된 값을 비교한 결과 X성분은 9.12km, Y성분은 -5.59km, Z성분은 13.58km 정도의 오차를 보였다.

표 9. 대전영상의 기지점과 모듈에 의해 계산된 점의 비교

점	기준점 성과 (km)			개발모듈 성과 (km)			절대 오차 (km)		
	X	Y	Z	X	Y	Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	-3124.766	4076.189	3769.111	-3133.903	4081.813	3755.506	9.137	-5.623	13.605
2	-3124.857	4077.502	3767.660	-3133.990	4083.1173	3754.061	9.132	-5.614	13.599
3	-3123.837	4078.615	3767.253	-3132.962	4084.227	3753.662	9.125	-5.611	13.590
4	-3126.694	4078.666	3764.906	-3135.831	4084.260	3751.310	9.136	-5.594	13.596
5	-3128.267	4080.472	3761.646	-3137.412	4086.045	3748.048	9.144	-5.572	13.598
6	-3129.314	4082.001	3759.242	-3138.452	4087.562	3745.649	9.137	-5.560	13.593
7	-3124.272	4080.253	3765.208	-3133.402	4085.850	3751.618	9.130	-5.596	13.589
8	-3119.007	4083.581	3765.896	-3128.112	4089.184	3752.331	9.104	-5.602	13.564
9	-3122.201	4083.997	3762.812	-3131.316	4089.583	3749.236	9.115	-5.586	13.575
10	-3123.013	4079.522	3766.961	-3132.139	4085.133	3753.371	9.125	-5.611	13.590
평 균							9.12	-5.59	13.58

그러나 이들 절대적인 오차는 여러 요인에 의해서 발생할 수 있으므로 모듈에 의해서 계산된 점들의 평가를 위해서 3차원 공간상에서 두 점간의 거리는 일정하므로 기준점들 간의 거리와 개발모듈에 의해 계산된 성과들의 거리를 비교하였다. 그 결과 대전지역 영상에서는 표 10에서 보는바와 같이 약50여 미터의 오차를 가지는 점도 있지만 평균 17.3m의 오차를 나타냈다.

표 10. 대전지역 영상의 점들 간의 상대거리 오차 비교

점	기준점 성과(km)	개발모듈 성과(km)	오 차(m)
1 - 2	1.958980	1.948487	10.493
1 - 3	3.194332	3.179829	14.503
1 - 5	9.291792	9.265380	26.412
2 - 5	7.524833	7.512660	12.172
3 - 6	10.277642	10.269773	7.869
4 - 7	2.911922	2.919084	-7.162
5 - 8	10.652651	10.709268	-56.618
6 -10	10.268110	10.265574	2.536
6 - 9	4.903687	4.894998	8.690
9 -10	6.156180	6.129586	26.594
평균			17.3049

개발 모듈의 절대적인 오차를 줄이기 위해서 기준점들 중에 영상의 중심에 가까운 점을 선택하고 이점을 개발 모듈에 의해서 계산한 다음, 이들 값의 차이를 모든 점에 보정하여 X성분으로는 10m, Y방향으로는 19m, Z성분은 9m의 평균적인 오차를 얻을 수 있었다.

표 11. 기준점을 1점 사용하여 보정한 값과 기지점의 비교

점	기준점 성과(km)			개발모듈 성과(km)			절대 오차(m)		
	X	Y	Z	X	Y	Z	ΔX	ΔY	ΔZ
1	-3124.766	4076.189	3769.111	-3124.778	4076.201	3769.096	11.9	-12.3	15.0
2	-3124.857	4077.502	3767.660	-3124.865	4077.505	3767.651	7.3	-3.4	9.1
3	-3123.837	4078.615	3767.253	-3123.837	4078.615	3767.253	0.0	0.0	0.0
4	-3126.694	4078.666	3764.906	-3126.705	4078.648	3764.900	11.0	17.3	5.9
5	-3128.267	4080.472	3761.646	-3128.286	4080.434	3761.638	19.0	38.6	7.8
6	-3129.314	4082.001	3759.242	-3129.327	4081.950	3759.240	12.8	51.1	2.5
7	-3124.272	4080.253	3765.208	-3124.277	4080.238	3765.209	5.0	14.5	-0.6
8	-3119.007	4083.581	3765.896	-3118.987	4083.573	3765.922	20.5	8.5	-25.7
9	-3122.201	4083.997	3762.812	-3122.191	4083.972	3762.827	-9.6	24.9	-14.9
10	-3123.013	4079.522	3766.961	-3123.013	4079.522	3766.961	0.2	0.4	0.1
평 균							10.8	19.0	9.1

6.2 논산지역 영상 (N19)

논산지역의 영상에 대하여도 대전지역과 같은 작업을 수행하였는데 기준점과 개발모듈에 의해 계산된 점의 절대적인 좌표에서 X성분은 11.712km, Y성분은 -5.955km, Z성분은 16.137km의 오차를 보이며, 점들간의 상대거리를 비교한 오차는 19.882m, 1점의 기준점을 이용하여 모든 점에 대하여 보정한 결과 X성분은 10.7m, Y성분은 35.0m, Z성분은 3.7m의 오차를 나타냈다.

7. 결 론

본 연구에서는 고해상 위성영상을 이용한 3차원 정보추출을 위한 과정의 하나로써 헤더정보를 이용하여 궤도요소를 구하는 센서모델링 기법개발을 수행하였고, 고해상위성의 영상 헤더정보를 이용하여 지상기준점을 사용하지 않고 3차원 지형정보를 취득하는 기법개발을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. KOMPSAT-1호의 헤더정보를 이용하여 영상의 각 라인에 대한 궤도요소를 계산할 수 있는 모델링기법을 개발하였다.

2. KOMPSAT-1호 위성영상의 헤더정보 만을 이용하여 지상기준점을 사용하지 않고 3차원 정보를 취득하는 모듈을 개발하여 지상기준점들 각각의 점간의 거리와 개발한 모듈에 의해 계산된 각 점들 간의 상대거리를 비교하면 평균 20m내외의 오차를 나타냈다.

참고문헌

1. http://kompsat.kari.re.kr (한국우주항공연구소 홈페이지).
2. 한국우주항공연구소, "KOMPSAT EOC User's Guide", 2000.
3. Paul H. Salamonowicz, "Satellite Orientation and Position for Geometric Correction of Scanner Imagery", Photogrammetric Engineering and Remote Sensing, Vol. 52, No.4, 1986, pp491-499.
4. Vladimir A. Chobotov, "Orbital Mechanics Second Edition", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1996.
5. Light, D. L., "Satellite Photogrammetry, Manual of Photogrammetry, Forth edition", 1980, pp. 883-977.