

영상헤더정보를 이용한 아리랑 1호 EOC 영상 모델링

유환희* · 김동규** · 진경혁**

1. 서론

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 발사예정이다. 이런 세계적 추세에 발맞추어 우리 나라에서도 1999년 12월 21일 6.6m 해상력의 아리랑 위성(KOMPSAT-1호)이 발사에 성공하였으며, 현재 영상자료를 제공하고 있다. 또한 앞으로 2004년에는 1m의 해상력을 갖는 아리랑 2호가 발사예정에 있다.

고해상 위성영상자료는 기존의 위성자료에 비해 보다 정밀한 자료 획득이 가능하게 됨으로써 3차원 지형정보취득에 있어서 정확도 향상에 크게 기여할 것으로 기대된다. 위성영상은 기존의 항공사진을 이용한 3차원 정보추출보다 시간과 비용을 절감 할 수 있을 뿐만 아니라, 비접근 지역의 지형정보취득이 가능하게 되었다. 그러나 3차원 위치결정을 위해서는 GCP(Ground Control Points)가 필요하고, GCP를 얻기 위해서는 대상지역에 접근이 가능해야하며 또한 시간과 경비가 많이 소요된다. 따라서 위성영상을 취득하더라도 GCP를 취득하는데 시간이 많이 소요되어 신속하게 지형매핑을 수행할 수 없는 문제점을 갖고 있다. 이런 관점에서, 본 연구에서는 위성영상에 포함되어 있는 영상헤더자료와 기준점 1~2점을 이용하여 3차원 위치결정을 수행하는 알고리즘을 개발하였으며, 본 연구에서 개발된 알고리즘은 최소의 기준점을 이용한 3차원 위치결정 및 신속한 지형매핑뿐만 아니라 경제적으로도 커다란 효과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

2. 아리랑 1호 위성의 특성

아리랑 1호 위성은 EOC(Electro-Optical Camera), OSMI(Ocean Scanning Multispectral Imager), SPS(Space Physics Sensor)등 3개의 센서로 구성되어 있다. EOC는 지도제작을 목적으로 하고 있으며, EOC가 한 라인을 스캔하는데 소요되는 시간은 1/1024초이다. 지상해상도는 6.6 m이고 수직촬영시 관측폭(Swath)은 17 km이며, 한 궤도당 800 km의 지상길이에 대해 연속촬영이 가능하다. OSMI는 해수색 관측을 통한 생물학적 해양지도 작성 (Biological Oceanography)의 임무를 가지며, OSMI 관측자료는 전세계 해양 자원 및 해양환경 관측에 활용할 수 있고, Whisk-Broom 주사방식으로 96 km × 800 km 의 지상관측 면적과 1 km의 해상도를 가진다. SPS는 2개의 관측 센서, 고에너지입자 검출기(HEPD ; High Energy Particle Detector)와 이온 측정기(IMS ; Ion Measurement Sensor)로 구성된다. 본 연구에서는 EOC영상을 이용하였으며, 표 1.은 EOC에 대한 특성을 보여준다.

* 경상대학교 공과대학 도시공학과 교수 (지역개발연구소 연구원)

** 경상대학교 대학원 도시공학과 석사과정

표 1. 아리랑 1호 위성의 제원

위성제원	아리랑 1호
임무기간(수명)	3년
시 계 각	1°25'12"
관 측 각	-45°(West) ~ +45°(East)
관측폭 (Swath)	17 km at 685 km (Nadir view)
Duty Cycle	2분 (지상거리 800 km)
라인당 생성시간	1/1024 sec
초점거리	1045 mm
영상소크기	10 μ m by 10 μ m
라인당 영상소수	2592
영상당 라인수	2797
지상해상력	6.6 m
고 도	685 km
궤도주기	98.46분

3. 아리랑 1호 위성영상 헤더정보

아리랑 1호 위성영상 헤더정보는 영상(Image)과 헤더정보가 함께 포함된 HDF 확장자의 파일로 제공된다. 영상헤더자료 중 천체력 자료(Ephemeris Data), 자세 자료(Attitude Data), 관측각 자료(Look Angle Data)는 다음과 같다.

3.1 천체력 자료

1초 간격으로 12점에 대한 자료를 제공하며, 적도평면상에서 그리니치 자오선을 X축, 지구자 전축을 Z축으로 하는 ECEF(Earth Center Earth Fixed)좌표계상에서 위성의 위치(X, Y, Z)와 속도 벡터 및 Julian day(1950년 epoch 기준)와 그 날의 시간(sec)에 대한 정보를 제공하고 있다(표 2.).

표 17. 천체력 자료

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

3.2 자세 자료

아리랑위성은 카메라 센서의 자세 정보를 영상 당 45개를 제공하고 있다. 표 3.에서와 같이 Roll(X축), Pitch(Y축), Yaw(Z축)에 대한 UTC에 해당하는 센서의 회전량을 제공하고 있다.

표 18. 자세 자료

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

3.3 관측각 자료

아리랑 1호 위성영상은 관측각 자료를 제공하고 있지 않다. 그러나 본 연구에서는 관측각 자료에 대한 정보가 필요하며, 아리랑 1호 위성영상의 경우는 자세자료에서 센서의 총 회전량을 제공하기 때문에 자세자료를 이용하여 관측각 자료를 대신하였다.

4. 기하학적 모델링

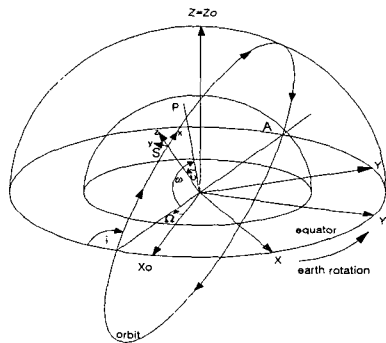


그림 1. 아리랑 1호 위성궤도

아리랑 1호 위성은 ECEF좌표계를 기준으로 685km 상공에서 궤도경사각 98.13°로 남에서 북으로 운행되고 있다. 지방시각 오전 10:50분에 적도를 통과하고, 궤도주기는 98.46분으로 28일마다 반복 궤적을 통과한다. 아리랑위성은 남에서 북으로 상승하면서 영상이 촬영이 되며, Pushbroom방식의 센서형태이므로, 영상은 CCD(Charge Coupled Device) Linear Array에 의해서 생성된 이미지들의 조합이다. 따라서 영상은 라인당 투영중심을 가지게 되며, 이를 해석하는데 위성의 진행방향과 영상라인의 투영중심이 가지는 좌표계를 평행하게 해야한다. 이는 아리랑 1호 위성영상을 해석하는데 있어서 취득한 영상의 영상좌표의 원점을 우측 하단으로 설정해야 한다.

EOC 영상과 함께 제공되고 있는 영상헤더자료 중 기하학적 모델링에 사용되는 영상헤더 정보는 천체력 자료, 자세 자료, 관측각 자료 및 1950년 epoch를 기준으로 한 시간을 이용한다.

4.1 궤도 모델링

위성영상에 포함된 영상정보 중 천체력 자료는 천체력 자료점에서의 위성의 위치벡터, 위성의 속도벡터 및 Ephemeris Points의 1950년 epoch를 기준으로 한 경과시간을 제공한다. 천체력 자료를 이용하여 궤도요소 즉, Ascending node의 경도, Ascending node에서 Perigee까지의 편각, 궤도 경사각, 궤도 장축, 궤도의 이심률, 그리고 Ascending node로부터 영상중심라인까지의 위성 궤적의 경과 시간을 계산할 수 있다. 먼저 천체력 자료 중 위성의 위치벡터를 이용하여 위성궤도

반경을 구하고, 위성의 속도벡터를 이용하여 위성의 속도를 구한다. 계산된 위성 궤도반경과 위성의 속도를 이용하여 궤도장축, 궤도 이심률을 계산한다. ECEF 좌표계에서 Z축을 중심으로 Ascending node의 경도만큼 회전하여 X축이 Ascending node를 통과하게 회전시킨다. 회전된 좌표계를 다시 X축을 중심으로 궤도 경사각만큼 회전하여 Z축을 궤도평면에 위치시키고, 회전된 ECEF좌표계를 다시 Y축을 중심으로 Ascending node에서 Perigee까지의 편각만큼 회전하여, Z축이 궤도평면의 perigee를 통과하도록 좌표계를 설정한다. 최초의 ECEF 좌표계와 회전된 ECEF좌표계의 회전행렬을 이용하여 각 축에 대한 회전량을 계산한다.

천체력 자료를 이용하여 6개의 위성궤도요소를 계산하며, 영상에서 임의점의 3차원 위치를 결정하기 위해서는 임의점에 대한 궤도요소를 결정해야 한다. 따라서 천체력 자료점에서의 궤도요소를 이용하여 영상 중심과 천체력 자료점들의 시간차로 표시되는 다항식을 구성한 후, 다항식의 계수를 구한다. 영상중심에 대한 시간차이로 표현되는 다항식을 이용하여 임의점에서의 궤도요소를 계산한다. 아리랑 1호 영상은 2592(pixels) X 2797(lines)으로 제공되며, 라인 당 스캔시간이 0.000976초로서 한 영상을 스캔하는데 약 2.730sec.의 시간이 소요된다. 아리랑 1호 위성의 속도가 7.51 Km/sec.인 것을 고려할 때, 한 영상 내에서의 위성궤도요소의 변화는 미소하다. 그러나 본 연구에서는 정확한 위치 결정을 위해서 미소 변화량도 고려하여 임의점의 궤도요소를 계산하였다.

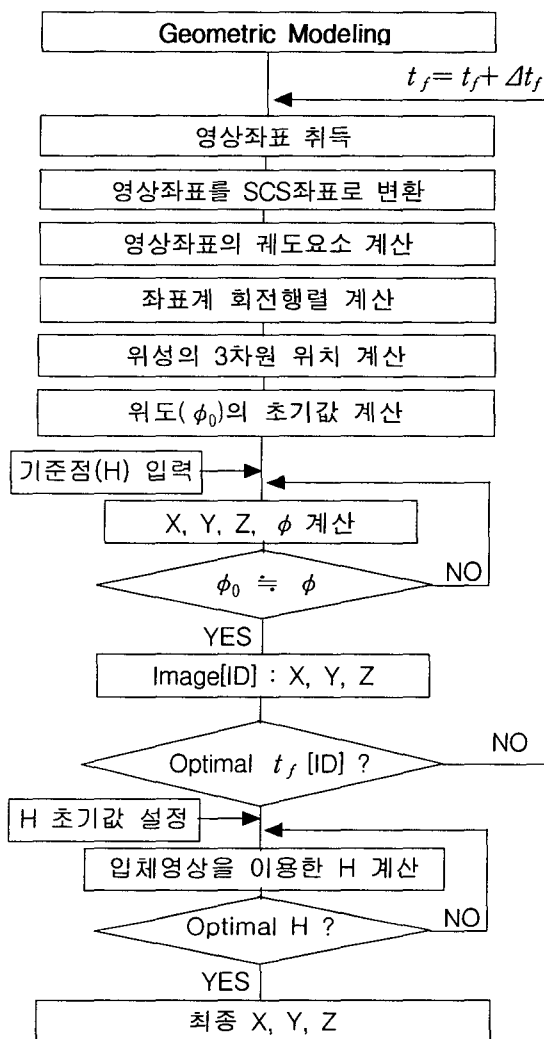


그림 2. 3차원 모델링 순서도

4.2 3차원 모델링

임의점에 대한 영상좌표(row, col)로부터 3차원의 지상좌표를 계산하기 위해서 먼저 FCS(Frame Coordinate System)좌표를 각 라인의 투영중심을 좌표원점으로 하는 SLCS(Scan Line Coordinate System)좌표로 변환한다. FCS좌표에서 SLCS좌표의 변환은 2차원적인 영상좌표를 3차원적인 좌표로 바꾼다. Tilt Angle을 이용하여 SLCS좌표를 다시 SCS(Sensor Coordinate System)좌표로 계산한다.

임의의 점의 영상좌표를 이용하여 영상중심에서 시간차이 Δt 를 계산한 후 궤도요소 다항식에

대입하여 임의의 점의 궤도요소 및 센서의 총 회전량을 계산한다. 구해진 궤도요소를 이용하여 ECEF좌표계의 Z축이 영상의 임의점을 통과하도록 회전시킬 수 있는 각 좌표축의 회전량을 계산한다. 또한 이 계산된 회전량에 센서의 회전량(roll, pitch, yaw)를 합하여 회전행렬을 구성한다. 실제적인 위성의 위치벡터(\vec{P}_{act})는 계산된 회전행렬과 위성의 궤도반경을 이용하여 예정된 위성의 위치벡터(\vec{P}_{nor})를 구하고, 여기에 위성의 편위벡터(Δ_s)를 더해서 구한다.

$$\vec{P}_{act} = \vec{P}_{nor} + \Delta_s \quad (1)$$

\vec{P}_{nor} 는 불규칙한 지구중력, 달과 태양의 인력의 영향을 받는다. ECEF좌표계에서 임의의 지상 기준점의 3차원위치벡터(\vec{X})는 \vec{P}_{act} 와 SCS좌표에서의 좌표(\vec{x}) 및 Scale Factor(s)를 이용하여 계산된다.

$$\vec{X} = \vec{P}_{act} + sR\vec{x} + \Delta_g \quad (2)$$

식(2)에서 3차원 위치좌표를 계산하면 식(1)의 \vec{P}_{nor} 에 존재하는 오차와 Δ_s 에 의하여 지상위치 편차(Δ_g)가 발생하게된다. 따라서 Δ_s 와 Δ_g 를 구하기 위해 대상지역에 설치한 지상기준점을 이용하여, 위성의 위치편차에 의한 오차를 보정한 후, 다시 3차원 위치결정 과정에서 발생하는 지상의 위치편차를 보정한다.

서로 다른 궤도에서 동일한 대상지역을 향해 관측된 입체 EOC 영상을 해석할 때 각각의 궤도에서 발생하는 위성의 위치편차 및 기준점의 위치편차가 다르므로 각각의 영상에 대하여 보정해야 한다. 본 연구에서는 위성의 위치편차를 보정하기 위해, Ascending node로부터 영상중심라인까지의 위성궤적의 경과 시간(t_f)을 보정하였다. t_f 를 보정하여 실제적인 위성의 위치를 결정함으로써 위성 궤도간에 존재하는 위치편차를 소거하고 입체영상을 이용한 3차원 위치결정이 가능하도록 기하학 모델링을 하였다(그림 2).

5. 결과분석

아리랑 1호 EOC 영상을 이용한 기하학적 모델링의 정확도 평가를 위해 대전과 논산지역의 입체영상을 이용하였다. 대전지역 입체영상은 두 개의 궤도에서 촬영 경사각이 각각 26°, 4°로 관측된 영상이며, 논산지역 입체영상은 촬영 경사각이 12°, 19°로 관측된 영상을 이용하였다. 검사점은 대전지역은 37점, 논산지역은 25점의 기준점을 이용하였다.

5.1 궤도요소 계산결과 분석

천체력 자료를 이용하여 천체력 자료점들에 대한 궤도요소를 계산하였다. 하나의 영상에 포함되어 있는 천체력 자료점들의 궤도요소계산 결과가 미소하게 변화하고 있다(표 4.).

표 4. 천체력 자료점에서의 궤도요소 계산결과(대전 좌측영상)

	$t_f(sec)$	$i(deg)$	$\Omega(deg)$	$\omega(deg)$	$a_s(km)$	e_s
1	599.88798	98.181840	136.541201	93.160852	7068.4874	0.0011732
2	599.89794	98.181528	136.541210	93.154040	7068.5480	0.0011761
3	599.89392	98.181670	136.540623	93.756715	7068.4185	0.0011749
4	599.89632	98.181709	136.540852	92.548591	7068.6276	0.0011745
5	599.89477	98.181492	136.540720	92.766631	7068.6677	0.0011878

계산된 천체력 자료점에 대한 각각의 궤도요소에 대한 영상중심라인의 시간을 기준으로 한 시간에 대한 다항식을 형성하였다. 다항식의 계수를 구함으로써 영상의 임의점에 대한 궤도요소를 계산할 수 있으며, 표 5.는 임의의 라인에 대한 궤도요소를 계산한 것이며, 표 6.은 본 연구에서 사용된 4개의 영상에 대한 각각의 영상중심라인에서의 궤도요소를 구한 것이다.

표 5. 영상의 임의점에 대한 궤도요소 계산결과(대전 좌측영상)

라인번호	$t_f(sec)$	$i(deg)$	$\Omega(deg)$	$\omega(deg)$	$a_s(km)$	e_s
100	599.89551	98.181704	136.540999	92.557149	7068.6882	0.0011911
1000	599.89512	98.181704	136.540942	92.635644	7068.6688	0.0011881
1500	599.89506	98.181704	136.540885	92.704227	7068.6516	0.0011870
2000	599.89512	98.181704	136.540827	92.789254	7068.6301	0.0011840
2500	599.89529	98.181647	136.540827	92.887459	7068.6052	0.0011821

표 21 각 영상의 중심라인의 궤도요소

		$t_f(sec)$	$i(deg)$	$\Omega(deg)$	$\omega(deg)$	$a_s(km)$	e_s
대전영상	좌측	599.89506	98.181704	136.540885	92.688815	7068.6555	0.0011871
	우측	590.50179	98.180444	132.093357	103.656430	7067.4863	0.0010190
논산영상	좌측	601.64018	98.173740	137.330764	114.895055	7065.5054	0.0014272
	우측	590.92734	98.173919	132.865017	109.825868	7066.2273	0.0013939

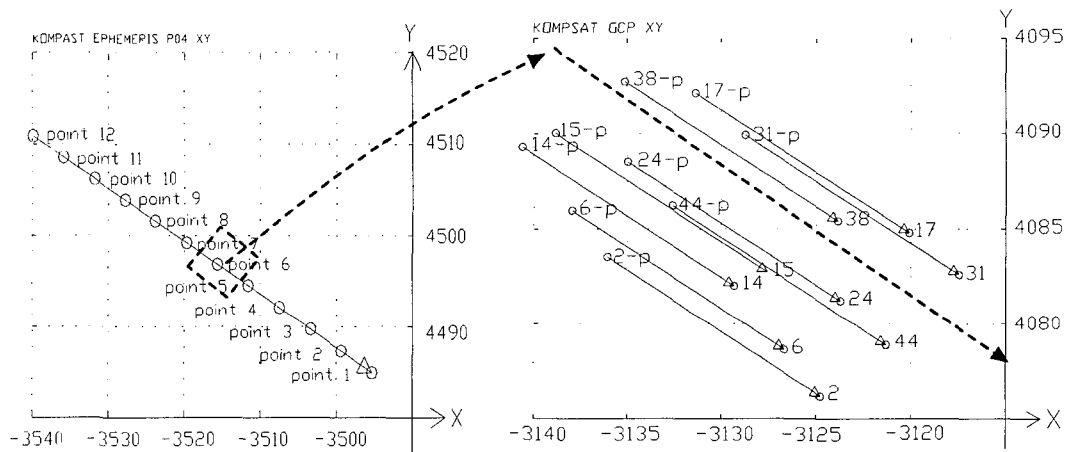
5.2 3차원 위치 정확도 평가

본 연구에서는 두 개의 궤도에서 촬영된 입체영상을 이용하여 3차원 위치를 결정 시 영상헤더자료를 이용하여 3차원 위치를 결정하고자 기하학적 모델링을 하였다. 먼저, 대전과 논산 지역을 촬영한 4개의 단 영상을 임의점의 높이를 지상 기준점의 높이값으로 사용하고, 각각의 영상헤더자료만을 이용하여 3차원 위치를 계산하였다. 표 7.은 4개의 단 영상을 이용한 3차원 위치를 결정한 결과이며, 절대위치오차가 약 17- 22 Km 발생하였다. 그러나 3차원상의 정간 거리를 계산하여 상대위치오차를 분석한 결과 7-19m로 나타났다. 즉 상대위치오차의 정확도를 고려할 때 지상에서 동일한 방향으로 위치편위가 발생하고 있음을 알 수 있다.

표 7. 헤더정보만을 이용한 3차원 위치결정(단영상인 경우)

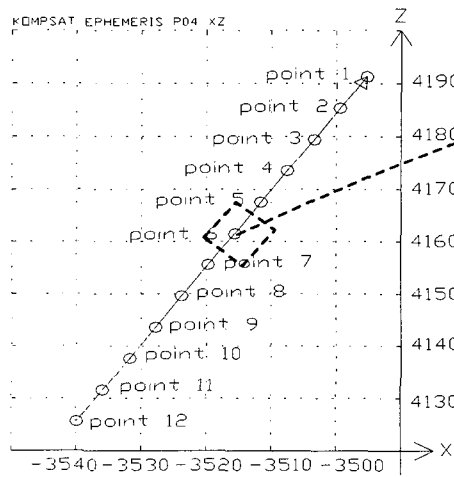
영상	Check Point	절대위치오차분석(RMSE)				상대위치오차분석
		$\Delta X(\text{km})$	$\Delta Y(\text{km})$	$\Delta Z(\text{km})$	$\Delta P(\text{Km})$	
대전	좌측영상	11.2740	7.3202	17.2392	21.8604	15.0 m
	우측영상	9.1244	5.5925	13.5831	17.2926	
논산	좌측영상	10.1393	4.6857	13.4505	17.4837	7.1 m
	우측영상	11.7124	5.9553	16.1370	20.8099	

4개의 영상 중 대전 좌측영상을 이용하여 영상헤더자료만을 이용한 3차원 위치를 결정 시 발생하는 오차분포특징을 분석하였다.

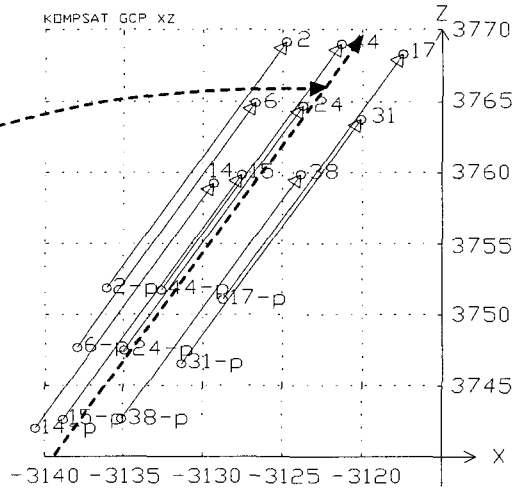


(1) 위성의 진행방향(XY 평면)

(2) 위치오차 발생방향(XY 평면)



(3) 위성의 진행방향(XZ 평면)



(4) 위치오차 발생방향(XZ 평면)

그림 3. 위성의 진행방향과 위치오차 발생방향

그림 3.에서 좌측그림은 위성의 진행방향을 나타내며, 우측그림은 오차의 발생방향을 나타낸다. 우측그림에서 실선은 검사점에서 위치오차의 크기와 방향을 나타내고, 점선은 위성의 진행방향을

도시한 것으로, 오차의 발생방향과 위성의 진행 방향이 일치함을 알 수 있다. 또한, 이와 같은 현상은 다른 3개의 영상에서도 비슷한 결과를 나타내었다.

영상헤더자료만을 이용한 3차원 위치결정 시 발생하는 위치편위의 원인으로, 영상을 제공할 때 영상중심시간과 천체력 자료간의 시간의 불일치로 인한 위성의 편위라고 가정하였다. 시간 불일치를 해결하기 위하여 영상헤더자료에서 제공되는 천체력 자료점을 기준으로 영상중심라인시간을 보정하였다. 위성의 위치편위를 보정하기 위해 영상중심 시간을 보정할 때 지상기준점을 이용하였으며, 지상기준점의 이용을 최소로 하는 것이 경제적이므로 본 연구에서는 1점과 2점을 이용하였다. 그림 4.와 그림 5.는 대전 좌측영상과 우측영상에 기준점을 이용하여 영상중심라인의 보정시간을 변화시킬 때 기준점과의 거리오차와의 관계를 나타낸 것으로, 거리오차가 최소가 되는 지점을 최적의 보정시간으로 결정하였다.

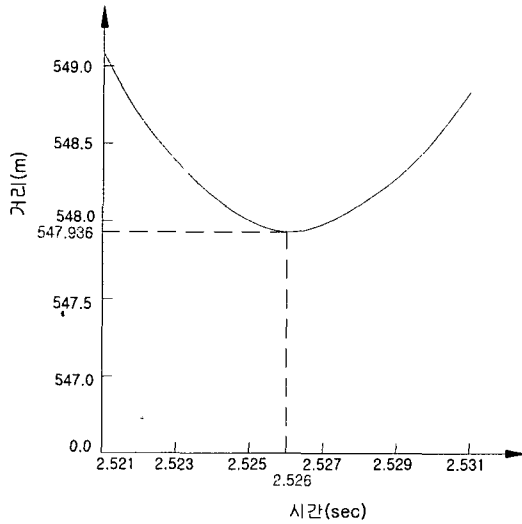


그림 4. 대전 좌측영상 최적보정시간

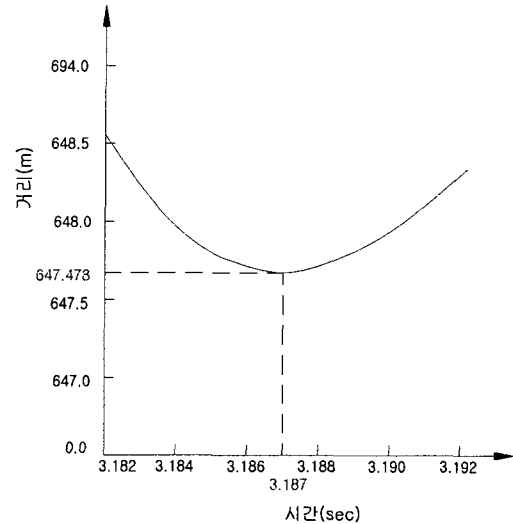


그림 5. 대전 우측영상 최적 보정시간

표 8. 영상중심라인 보정량(대전 좌측영상)

case	t_f 보정량	보정량 편차
1	3.1833 sec.	0.0041 sec.
2	3.1838 sec.	
3	3.1861 sec.	
4	3.1872 sec.	
5	3.1870 sec.	
6	3.1853 sec.	

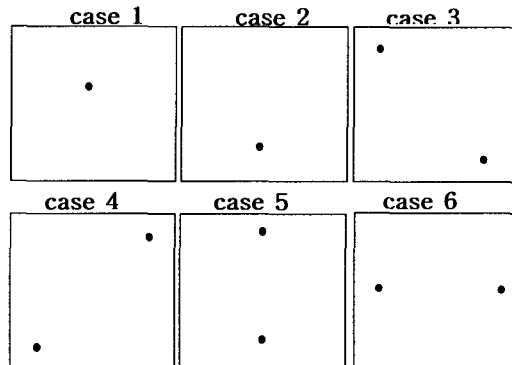


그림 6. GCP 분포

표 8.과 그림 6.은 기준점의 수와 배치에 따른 위성의 위치편위를 보정하기 위한 영상중심라인의 보정량을 나타낸다. 보정량은 지상기준점의 수의 변화와 분포형태에 따른 변화가 매우 미소하기 때문에 1점의 기준점으로 충분히 계산할 수 있다. 그러나, 아리랑 1호 위성의 궤도경사각이 98.13°로서 지상에서 685km 상공에서 운영되고 있고, 입체영상을 얻기 위해서 높은 고도에서

Across track 방향으로 경사관측을 하기 때문에 Across Track 방향으로 지상에서 위치오차가 크게 발생된다. 따라서 본 연구에서는 기준점을 1점 더 추가하여 2점을 이용하였다.

표 9.는 대전 과 논산 지역을 촬영한 4개 영상에 대해 기준점 2점을 이용하여 위성의 위치편위를 보정하기 위한 영상중심라인 보정량을 계산한 결과를 나타낸다. 각각의 영상은 다른 궤도에서 취득되었으므로 보정량이 다르게 나타난다. 또한 각각의 중심라인의 시간 보정으로 궤도요소가 변하는데, 표 9.는 중심라인의 보정시간 적용전과 적용후의 궤도요소의 차이를 나타낸 것으로, 영상의 중심라인의 시간보정은 궤도요소 모두를 보정하게 됨을 알 수 있다.

표 24. 각 영상의 중심라인의 시간보정 후의 궤도요소변화량

		t_f 보정시간(sec)	i (deg)	Ω (deg)	ω (deg)	a_s (km)	e_s
대전	좌측	3.18531	-0.000057	-0.000001	0.603496	-0.1585	-0.0000129
영상	우측	2.52909	-0.000115	-0.000459	0.505350	-0.1166	-0.0000160
논산	좌측	2.54721	-0.000057	-0.000115	0.249925	-0.0330	0.0000019
영상	우측	3.03833	-0.000065	-0.000058	-0.175608	0.0352	-0.0000018

Ascending node로부터 영상중심까지의 시간을 보정하여 위성의 실제위치를 결정함으로써 위성의 진행 방향으로 발생하는 지상위치편차를 소거하였다. 따라서 위성 궤도간에 존재하였던 위치편차가 소거되었으므로 두 궤도에서 관측된 위성영상을 입체로 구성하여 3차원 위치결정을 할 수 있었다. 그러나 두 개의 궤도에서 대상지역을 향해 경사관측하여 입체영상을 취득하였으므로, across track 방향의 위치오차가 along track 방향보다 크게 나타났다.

표 10. 입체영상을 이용한 3차원 위치결정오차

CASE	대상지역	Check Points	3차원 위치오차(RMSE) (단위 : m)			
			ΔX	ΔY	ΔZ	ΔP
1	대전	37	16.5	10.3	12.5	23.1
	논산	25	15.3	9.7	13.1	22.9
2	대전	37	14.6	11.6	9.5	20.9
	논산	25	15.7	10.3	18.4	26.3
3	대전	37	12.9	10.1	10.3	19.4
	논산	25	12.9	2.7	10.9	17.1
4	대전	37	14.1	14.1	8.3	21.6
	논산	25	8.0	2.5	8.6	12.0
5	대전	37	17.7	11.6	11.1	23.9
	논산	25	15.4	9.3	9.8	20.5
6	대전	37	9.5	10.5	9.4	17.0
	논산	25	8.3	2.7	8.3	12.0

표 10은 지상기준점 수와 배치형태에 따른 3차원 위치오차를 나타내고 있으며, 2점의 기준점을 이용한 경우가 1점을 이용한 경우보다 정확도가 좋게 나타나고 있다. 특히 2점의 기준점을 이용하는 경우에 있어서 그림 6.에서 case 6과 같이 좌우(across track)로 기준점을 배치한 경우가 12~17m(RMSE)로 가장 좋은 정확도를 보여주고 있어서 다른 형태의 기준점 배치보다 경사관측에 의한 오차 영향을 감소시키는데 효과적임을 알 수 있다.

6. 결론

본 연구는 우리나라 최초의 다목적 실용위성인 아리랑 1호 위성의 EOC영상을 이용한 기하학적 모델링을 수행하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 지상 기준점을 사용하지 않고 영상헤더자료만을 이용하여 궤도요소, 센서의 자세 및 위성의 위치를 계산하였을 때 17~22Km의 절대위치오차가 발생하였으며 위성 위치편위는 위성의 진행방향으로 발생한다.
2. 영상헤더자료만을 이용하여 위성의 위치를 계산하였을 때 발생하는 위치편위를 보정하기 위해 지상기준점을 이용하였으며, across track 방향으로 지상 기준점을 2개 배치한 경우 12~17m의 정확도로 3차원 위치를 결정할 수 있었다
3. 본 연구에서 개발된 최소의 지상기준점과 위성영상헤더자료를 이용한 3차원 모델링 기법은 지상기준점을 많이 이용하는 전통적인 사진측량학적 접근방법에 비해 시간과 비용에 있어서 많은 장점을 지니고 있다. 또한 향후 좀 더 안정된 영상헤더가 제공되는 위성영상을 이용할 경우 영상헤더자료만을 이용한 3차원 모델링이 가능할 것으로 기대된다.

참고문헌

1. KARI, About 아리랑-1,(online at <<http://아리랑.kari.re.kr/english/index.asp>>)
2. 한국우주항공연구소, "KOMPSAT EOC User's Guide", 2000.
3. 유환희,성재열,김동규,진경혁,"매핑을 위한 고해상 위성영상의 궤도요소 모델링", 한국측량학회지, 18권 4호, PP. 405-414, 2000. 12
4. 유환희, 손대성, 김동규, "고해상 위성영상처리를 위한 궤도요소 모델링", 대한토목학회 학술발표 논문집(IV), pp. 541-544, 2000.
5. Lee, C., H.J. Theiss, J.S. Bethel, and E.M. Mikhail, Rigorous Mathematical Modeling of Airborne Pushbroom Imaging Systems, *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 66(4):385-392, 2000.
6. Fritsch D. and D. Stallmann, Rigorous Photogrammetric Processing of High Resolution Satellite Imagery, *International Archives of photogrammetry and remote Sensing*, 33(B1):313-321, 2000.
7. Orun A.B. and K. Natarajan, A Modified bundle Adjustment Software for SPOT Imagery and Photography: Tradeoff, *Photogrammetric Engineering and Remote sensing*, 60(12):1431-1437, 1994.
8. Gagan, D.J. and I.J. Dowman, Topographic Mapping from SPOT Imagery, *Photogrammetric Engineering and Remote sensing*, 54(10):1409-1414, 1988.
9. Chobotov, V.A., *Orbital Mechanics*, Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.
10. Escobal, P.R., *Methods of Orbit Determination*, Krieger Publishing Company, 1975.
11. Light, D.L., Satellite Photogrammetry, *Manual of Photogrammetry*, Forth Edition, pp.883-977, 1980.