

인공위성 자세감지 모델과 그 S/W 개발

김 영 신
한국자원연구소

안웅영, 김천휘
충북대학교 천문우주학과

SATELLITE ATTITUDE SENSING MODEL AND THEIR S/W DEVELOPMENT

Young-Shin Kim

Korea Institute of Geology Mining and Materials, 30 Gajung-dong Yusung-gu, Taejeon, Korea
e-mail: kimys@kis.kigam.re.kr

Yoong-Young Ahn, Chun-Hwey Kim

Dept. of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju, Korea
e-mail: ahnwy@astro.chungbuk.ac.kr, kimch@astro.chungbuk.ac.kr

(Received April 14, 1999; Accepted May 28, 1999)

요 약

인공위성의 임무분석기술 중 하나로 인공위성의 센서가 실제의 궤도상에서 감지하는 것과 거의 같은 자료를 생성하는 자세감지(attitude sensing) S/W 시스템을 개발하였다. 이 S/W 시스템은 두 개의 모듈로 구성되어 있는데, 하나는 천체력 서비스(ephemeris service) 모듈로 4개 행성(금성, 화성, 목성, 토성)의 섭동항을 고려하여 태양과 달의 위치를 구하고 4×4 지구중력 포텐셜 항을 고려하여 위성의 위치를 계산하여 준다. 또 하나는 자세감지 모듈로 위성체의 자세요소(α , δ)와 태양, 지구, 달의 위치로부터 위성의 자전축에 대한 각 천체들의 시선고도각(look angle)과 이면각(dihedral angle)을 산출한다. 개발된 S/W 시스템으로 무궁화 위성의 자전축과 궤도요소를 변화시키면서 모의실험한 결과를 논의하였다.

ABSTRACT

We have developed an attitude sensing S/W system, one of modules of Mission Analysis System(MAS), which simulates attitude sensing data as almost the same as the real sensor of a satellite in orbit. When attitude elements(α , δ) of a satellite and positions of Earth, Moon, and Sun are given, the S/W system calculates look angles and dihedral angles of each celestial bodies relative to the rotations axis of the satellite. It consists of two sub-modules : One is ephemeris service module which consider the perturbations of four planets(Venus, Mars, Jupiter, Saturn) for positions of Sun and

Moon and 4×4 earth gravitational potential terms for a satellite's position. The other is attitude simulation module which generates attitude sensing data. Varying the rotational axis of a satellite and its orbital elements, we simulated the generating attitude sensing data with this S/W system and discussed their results.

1. 서 론

위성을 한번 발사하면 위성은 지상국과 단지 전파통신에 의해서만 상호 교신되고 제어될 수 있으므로 위성의 궤도와 자세상태를 점검, 결정, 조정하는 역할을 담당하는 임무분석 시스템의 확립과 개발은 필수적이다. 임무분석 시스템 모듈 중에서 위성의 원격측정자료를 통해 수신되는 자세감지 자료를 통한 자세결정은 위성운영에 있어 가장 정밀성이 요구되는 모듈 중의 하나이다. 이 모듈은 위성발사 전 여러 상황에서 충분히 검증되어야만 한다. 인공위성이 발사된 이후 전이궤도를 거쳐 정지궤도로 진입하여 주어진 임무를 수행하는 동안 인공위성은 지구 비구형 중력 포텐셜, 태양풍, 달과 다른 천체들의 섭동 등 외적인 요인과 인공위성의 유동성 등의 내적인 요인들로 인해 자세에 영향을 미치게 된다. 이러한 자세에 영향을 미치는 요인과 자세자료의 시스템 오차 동정(estimation), 자세 결정 시스템의 정확성을 검증하기 위해, 인공위성의 운영 S/W시스템에는 필수적으로 자세자료 시뮬레이터(attitude data simulator)가 완성되어야만 한다(Smith 1986). 이를 위해서는 태양과 달, 위성의 위치를 제공해주는 천체력 S/W를 개발하여야 하며, 위성체를 기준으로 한 여러 좌표계 사이의 변환관계와 자세감지요소를 구하는 수학적인 모델을 세워야 한다.

이러한 목적으로 자세 감지 자료를 실제의 상황과 거의 같게 발생시키는 자세 감지(attitude simulation) S/W를 개발하여 무궁화 위성에 적용하여 모의실험하였다.

2. 위성체의 자세감지 모델

위성체 자세 감지 모델의 기본요소는 시선고도각(look angle)과 이면각(dihedral angle)이다. 그림 1과 2에서 보는 바와 같이 시선고도각이란 위성의 자전축에 대한 태양, 지구, 달의 위치각(태양: ψ_{Sg}, Ψ_{Sg} , 지구: ψ_{Eg}, Ψ_{Eg})을 말하고, 이면각이란 위성체 기하학적 회전 평면에 투영된 천체들 중 태양으로부터 다른 천체까지의 사이각(Λ_{SE})을 의미한다. 이 두 자세감지요소는 자세결정에 있어 기본적인 자료가 된다. 자세감지자료는 위성의 자세안정 방식에 따라 구하는 방식이 다르기 때문에 회전 안정방식과 3축안정 방식 각각에 대한 모델을 세워야 한다.

2.1. 회전 안정 방식

태양의 시선고도각은 먼저 천체력에서 지구에서 태양까지의 위치벡터와 지구에서 위성까지의 위치벡터의 차로부터 위성에서 태양까지의 단위 거리벡터를 구하고, 이것을 위성체 기하학적 기준 좌표계로 좌표변환하여 태양벡터, SUN_g 을 계산한다(그림 1). 그러면 태양의 시선고도각은 위성체 기

하학적 좌표계에서 위성의 자전축으로부터 태양벡터까지의 각, ψ_{Sg} 과 $X_g - Y_g$ 평면 위에 투영시킨 태양벡터의 X_g 축으로부터의 각, Ψ_{Sg} 으로 SUN_g 와의 관계로부터

$$\psi_{Sg} = \cos^{-1}(SUN_{gz}) \tag{1}$$

$$\Psi_{Sg} = \tan^{-1}(SUN_{gy}/SUN_{gx}) \tag{2}$$

와 같이 구해진다. 지구의 시선고도각은 위성의 위치벡터로부터 역으로 위성에서 지구중심까지의 단위 위치 벡터인 천저벡터, η_g 를 구하여 태양의 경우와 같이

$$\psi_{Eg} = \cos^{-1}(\eta_{gz}) \tag{3}$$

$$\Psi_{Eg} = \tan^{-1}(\eta_{gy}/\eta_{gx}) \tag{4}$$

으로 구해진다.

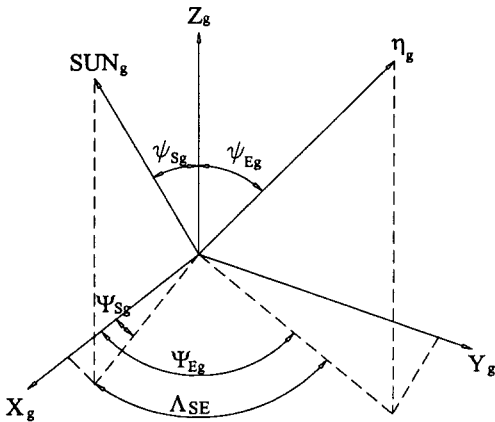


그림 1. 위성체 기하학적 기준좌표계에서의 시선고도각과 이면각.

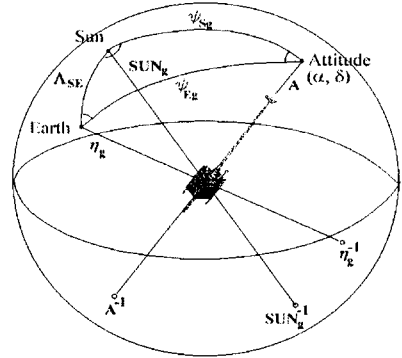


그림 2. 위성체중심 천구상에서의 각 천체들의 기하학적 위치.

위성이 지구표면 가까이 있으면 지구에 의해 형성되는 각은 대부분의 지구 감지장치의 시야보다 훨씬 크므로 지구가 차지하는 각의 범위를 고려해야만 한다. 만일 지구가 2° 보다 작은 크기로 감지되면 점원으로 간주하여 위의 식(3)과 (4)를 적용하면 되지만 2° 보다 큰 경우 지구가 감지되는 경계인 정상(top), 바닥(bottom), 진입(in), 분리(out)의 각각에 대하여 시선고도각을 구해야만 한다. 지구의 정상과 바닥에 해당되는 시선고도각을 계산하기 위해서 그림 3에 보인 바와 같이 k축을 중심으로 j축이 지구 중심을 향하도록 Ψ_R 만큼 회전한 (i,j,k) 좌표계를 도입한다.

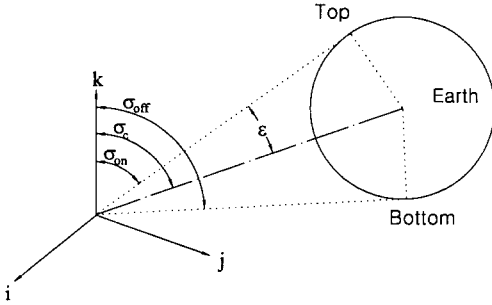


그림 3. 지구의 정상과 바닥에서의 시선벡터.

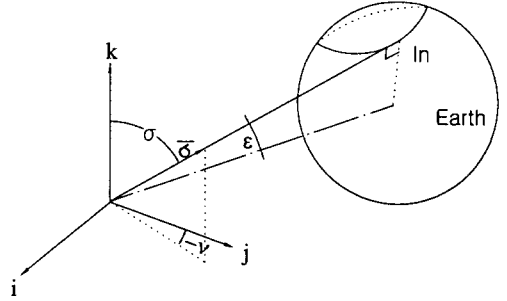


그림 4. 지구의 진입과 분리에서의 시선벡터.

지구의 정상은 그림 3에 보인 바와 같이 지구 감지장치의 시선벡터가 jk 면에서 지구와 접하는 부분이다. 이 벡터에 의해 (i,j,k) 좌표계상의 지구반원뿔각

$$\epsilon = \sin^{-1} \left(\frac{R_e + R_n}{|\mathbf{R}|} \right) \quad (5)$$

이 계산된다. 또한, k 축과 지구 정상사이의 각 σ_{on} 은 $\sigma_{on} = \sigma_c - \epsilon$ 이고, 바닥까지의 각 σ_{off} 은 $\sigma_{off} = \sigma_c + \epsilon$ 이다. 여기서 σ_c 는 k 축과 지구 중심 사이의 각이다. 그러면 지구 정상과 바닥 벡터는

$$\vec{\sigma}_{on} = 0 \mathbf{i} + \sin \sigma_{on} \mathbf{j} + \cos \sigma_{on} \mathbf{k} \quad (6)$$

$$\vec{\sigma}_{off} = 0 \mathbf{i} + \sin \sigma_{off} \mathbf{j} + \cos \sigma_{off} \mathbf{k} \quad (7)$$

으로 계산된다. 이 두 벡터를 위성체 기하학적 기준좌표계($\vec{\sigma}_{ong}$, $\vec{\sigma}_{offg}$)로 변환하면 지구 정상과 바닥의 시선고도각은 각각

$$\psi_{Et} = \cos^{-1}(\sigma_{ongz}) \quad (8)$$

$$\Psi_{Et} = \tan^{-1}(\sigma_{ongy}/\sigma_{ongx}) \quad (9)$$

$$\psi_{Eb} = \cos^{-1}(\sigma_{offgz}) \quad (10)$$

$$\Psi_{Eb} = \tan^{-1}(\sigma_{offgy}/\sigma_{offgx}) \quad (11)$$

으로 계산된다.

지구의 진입과 분리일때의 시선고도각을 구하기 위해 그림 4에 보인 바와 같이 지구감지장치의 시선벡터, $\vec{\sigma}$,

$$\vec{\sigma} = -\sin \sigma \sin \nu \mathbf{i} + \sin \sigma \cos \nu \mathbf{j} + \cos \sigma \mathbf{k} \quad (12)$$

와 지구반쪽각(ν),

$$\nu = \cos^{-1} \left(\frac{\cos \epsilon - \cos \sigma \cos \sigma_c}{\sin \sigma \sin \sigma_c} \right) \quad (13)$$

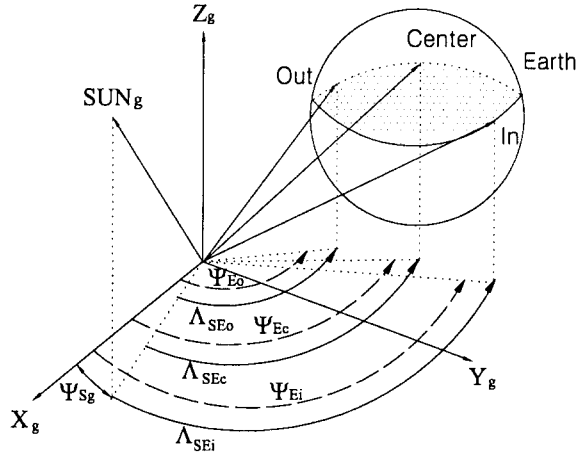


그림 5. 지구와 달의 진입, 중심, 분리일 때의 이면각.

을 구한다. 그러면 지구의 진입벡터의 경우는 (12)식의 우변에 $-\nu$ 를, 지구의 분리벡터의 경우는 ν 를 대입하여 계산한다. 이렇게 (i,j,k) 좌표계상에서 구한 $\vec{\sigma}_{in}$ 와 $\vec{\sigma}_{out}$ 벡터를 위성체 기하학적 기준좌표계로 변환하여 지구 진입과 분리일 때의 시선고도각들을 구한다.

태양과 지구 사이의 이면각은 그림 5에서와 같이 $X_g - Y_g$ 평면상에 태양, 지구, 달 벡터를 투영시킨 뒤 X_g 축에서부터 지구의 진입과 분리, 중심의 벡터까지의 각에서 X_g 축과 태양벡터사이의 각, Ψ_{Sg} 를 빼면 각각

$$\Lambda_{SEi} = \Psi_{Ei} - \Psi_{Sg}, \quad \Lambda_{SEo} = \Psi_{Eo} - \Psi_{Sg}, \quad \Lambda_{SEc} = \Psi_{Ec} - \Psi_{Sg} \quad (14)$$

로 계산된다. 달에 대한 이면각도 같은 방법으로 계산된다.

2.2. 3축 제어방식

회전 방식에서 센서는 위성체의 일정한 위치에 부착되어 있더라도 위성은 0° 에서 360° 까지 계속 회전하므로 센서의 위치를 지정해주는 각이 의미가 없었다. 그러나 3축 제어방식에서는 위성체가 회전하지 않기 때문에 센서가 위성체의 일정한 위치에 부착되어 고정된 시야를 갖거나 센서 자체적으로 회전하는 시야를 갖는다. 따라서 센서는 위성체 중심좌표의 X축으로부터의 일정한 각도에 위치하게 된다. 이 각이 회전안정방식과는 다른점이다. 또 한가지 다른점은 회전방식에서는 위성이 회전하면서 센서가 천체를 감지하지만 3축안정방식에서는 센서가 고정이 되어 있기 때문에 센서의 시야 내에 천체가 위치하고 있는지를 알아야 한다. 자세감지자료를 산출하는 방법은 회전 안정방식과 같으나 지구의 정상과 바닥의 시선고도각을 구하기 위해 원뿔 교차기술(Erickson 1979a)을 이용한다.

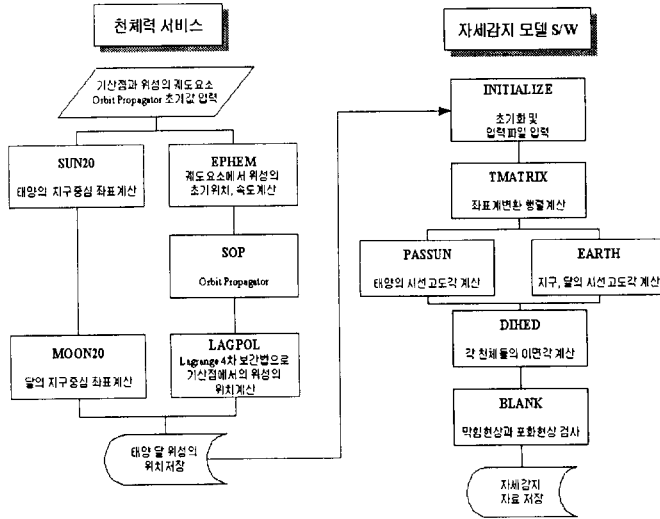


그림 6. 자세감지모델 S/W 시스템의 함수 흐름도.

3. 프로그램 개발과 모의 실험

3.1. 자세감지 모델 S/W의 개발

이 연구에서 개발한 자세 감지 모델 S/W 시스템은 그림 6에서와 같이 위성과 달, 태양의 위치를 구하는 천체력 서비스 부분과 자세 감지모델 프로그램 부분으로 구성된다. 천체력 서비스는 자세감지 모델 S/W에 필요한 특정한 시간에서의 태양과 달, 위성의 위치를 산출하는 기능을 수행한다. 태양과 달의 위치는 태양계 내의 행성 중 금성, 화성, 목성, 토성, 달에 의한 섭동을 고려하는 Newcomb의 이론(Oliver 1987, Standish et al. 1992)을 이용하였다. 이를 The Astronomical Almanac(1995)과 비교한 결과 각각 최고 150km, 20km내에서 일치하였다. 위성의 위치는 Orbit Propagator(Rabbin et al. 1979)를 사용하여 4차 Zonals항 과 4차 Tesserals항의 지구중력 포텐셜을 고려하여 계산하였다. 이 Orbit Propagator는 인공 위성의 궤도요소를 입력하여 주면 섭동을 고려한 인공위성의 위치가 일정한 시간간격으로 산출된다. 따라서 원하는 시간에서의 위성 위치를 구하기 위하여 Lagrange 4차 보간법 (Burden & Faires 1989, Press et al. 1988)을 사용하였다. 자세 감지모델 S/W 부분에서는 자세 센서의 정보로 센서의 시야각, 센서의 위성체에 대한 위치각, 센서 감지각 틸새와 위성의 자오선 사이의 경사각, 위성 자전축에서 센서의 중심까지의 각들을 입력하여야하고, 초기의 자전축의 적경과 적위, 위성의 회전률 그리고 자세를 발생시키기 원하는 시간과 시간 간격을 입력해야한다.

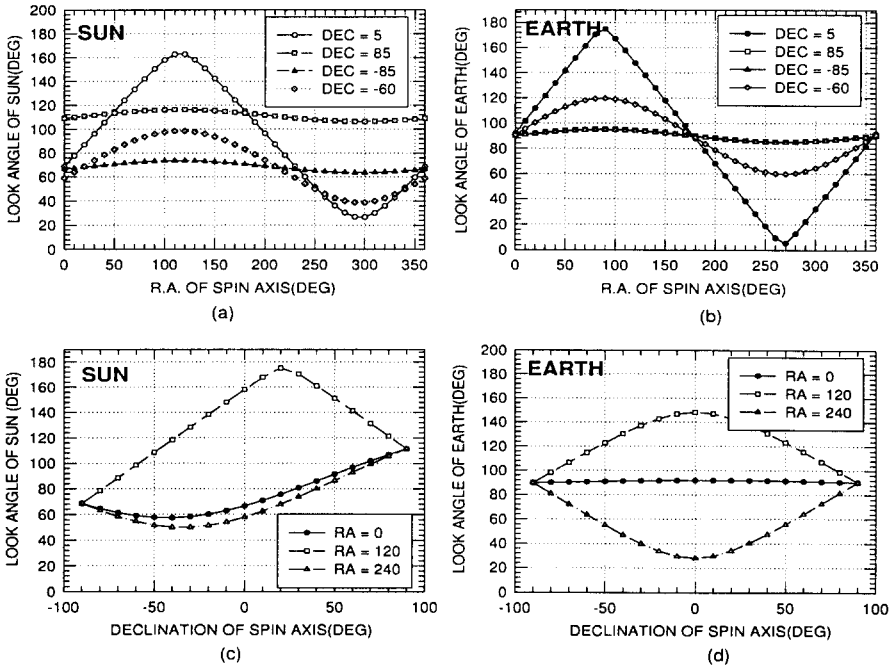


그림 7. 위성 자전축의 적경과 적위를 한주기 변화 시킬때 적위(a, b)와 적경(c, d)에 따른 지구와 태양의 시선고도각의 변화.

3.2. 무궁화위성에 적용한 모의실험

이 연구에서 개발한 자세감지 모델 S/W 시스템으로 무궁화 위성에 적용하여 모의실험하였다. 무궁화위성이 정지궤도에서는 본 연구에서 개발한 모델과 다른 방법으로 자세자료가 감지되기 때문에 회전안정방식일 때, 즉 전이궤도와 표류궤도일 때에 한하여 모의실험하였다. 모의실험에 사용한 위성의 궤도요소는 표 1에 제시하였다. 여기서 위성체 자전축의 적경과 적위는 임의의 값으로 가정 한 것이다. 위성체의 자세감지장치의 자료는 Lerner(1986)에서 일반적으로 사용되는 센서의 자료를 넣어주었다.

그림 7은 위성이 공간상에서 정지하고 있다고 가정할 때 위성의 자전축의 방향, 즉 자전축의 적경(0시 ~ 24시)과 적위(-90도 ~ 90도)를 변화시키면서 모의실험한 것이다.

그림 7의 (a), (b)에서 위성 자전축의 적위를 5도로 잡았을때 태양의 시선고도각은 약 65도의 진폭을, 지구의 시선고도각은 약 85도의 진폭을 보이고 있다. 그러나 회전축의 적위가 85도이거나 -85도 일때 진폭이 5도 정도이었다. 따라서 이 경우에 있어서 위성체의 적위의 절대값이 작을수록 시선고

표 1. 모의실험에 사용한 무궁화 위성의 궤도요소.

궤도요소	전이궤도	표류궤도
기 산 점(UT)	08/07/95 12:00:00	08/10/95 12:00:00
장 반 경	21756.95 km	34776.76 km
궤도 경사각	20.750 deg	0.1978 deg
이 심 율	0.642931	0.04163
승교점 적경	303.283 deg	152.563 deg
근지점 이각	0.176 deg	194.601 deg
자전축 적경	90.0 deg	100.0 deg
자전축 적위	0.0 deg	-90.0 deg

도각의 변화의 폭은 커짐을 알수 있었다. 그림 7의 (c), (d)은 위성 자전축의 적경을 고정하고 적위를 한주기 회전하였을때 시선고도각의 변화를 보인것이다. 적위가 -90도와 90도일 때 모든 적경에 대한 시선고도각이 일치하였는데 지구의 경우 적위가 -90도와 90도일 때는 지구의 자전축과 위성의 자세의 방향이 일치 하기때문에 시선고도각은 -90도 또는 90도가 되고, 태양의 경우는 지구의 자전축이 23.5도 기울어졌기 때문에 시선고도각은 약 66.5도와 113.5도가 된것으로 사료된다.

위성의 궤도 요소가 시선고도각에 미치는 영향을 알아보기 위해 위성이 전이궤도상에 운영하고 있을 때에 위성의 궤도경사각과 이심률을 변화시켜 지구중심에서 위성까지의 거리에 따른 지구 시선고도각의 변화를 그림 8(a)와 (b)와 같이 나타내었다. 전이궤도에서 자전축의 적경과 적위는 최적의 원지점모터를 작동시키기 위한 방향으로 가정하여 각각 90도와 0도로 잡았다. 그림 8(a)에서 보는 바와 같이 위성의 궤도경사각은 시선고도각의 변화폭에 큰영향을 주는데 궤도경사각이 작을수록 시선고도각의 변화폭은 커짐을 확인하였다. 그림 8(b)에서 위성의 이심률은 시선고도각의 변화폭에는 무관하며 궤적의 모양에만 영향을 끼침을 보이고 있다.

그림 8(c)와 (d)는 전이궤도(c)와 표류궤도(d)상에서 무궁화 위성이 운용되고 있을때 특정한 자전축 적경일 때에 지구중심과 위성까지의 거리에 따른 지구 시선고도각의 변화를 나타낸 것이다. 전이궤도일 때는 표류궤도와는 달리 위성과 지구와의 거리가 원지점과 근지점에서 크게 차이가 나기 때문에 시선고도각은 거리의 영향을 받아 원지점과 근지점에서 상반되게 큰 차이를 나타냄을 볼 수 있다. 지구의 시선고도각의 변화폭은 표류궤도에서 보다 전이궤도에서 훨씬 크게 나타났다.

4. 결론 및 토의

자세 자료(태양, 지구, 달의 시선 고도각과 이면각)를 이론적으로 생성할 수 있는 자세 감지 모델의 수학적 규격과 그 알고리즘을 작성하여 실제의 위성이 감지하는 자세 감지 자료와 거의 같게 발생하는 S/W를 개발하였다. 이 S/W로 무궁화 위성에 적용하여 모의실험한 결과 자전축의 적경과 적위가 변화할 때, 시선고도각은 주기적인 양상으로 변화하였고, 위성의 궤도요소를 변화시킨 모의실

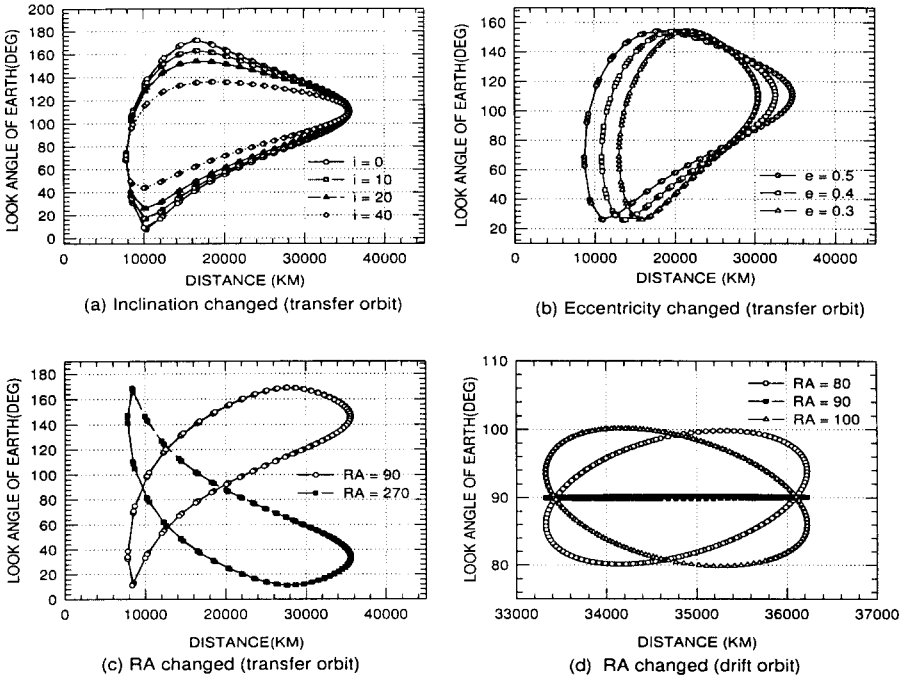


그림 8. 위성의 궤도요소를 변화시켰을때(a, b)와 전이궤도와 표류궤도일때 자전축의 적경변화에 따른 시선고도각의 변화(c,d).

협에서 6개의 궤도요소중에서 궤도경사각이 시선고도각을 변화시키는 주요인임을 알았으며, 전이궤도와 표류궤도에서 시선고도각은 원지점과 근지점의 거리에 영향을 받아 변화됨을 알았다.

이 프로그램을 검증하기 위해 김천휘 등 (1990)과 Erickson *et al.* (1979b)의 계산 예와 비교한 결과 시선고도각은 각각 최고 0.04도, 0.09도, 이면각은 최고 0.04도, 0.4도 이내에서 일치하였다. 이러한 차이는 위성에 부착된 센서 고유의 기계적인 바이어스(bias)와 잡음, 임의 오차의 범위 내에 있기 때문에(예로, GOES-5위성의 경우 태양감지장치의 관측오차의 한계는 0.8도이며, 지구 감지장치의 오차의 한계는 0.1도임(김천휘 등 1994)) 이 연구의 계산값은 실제 궤도상의 위성의 자세감지 자료와 일치한다고 볼 수 있다. 앞으로 이러한 차이는 좀더 정확한 모델로 계산된 천체력이 사용된다면 향상될 수 있을 것이다.

본 연구의 자세감지 모델 S/W시스템으로 인공위성을 발사하기 전에 미리 특정 상황과 특정 궤도상에서 이론적으로 자세감지자료를 산출하는 것이 가능하며, 여기에 임의의 잡음을 첨가하거나 시스템의 오차를 첨가하여 할 수도 있다. 본 S/W로 산출된 자세감지자료는 위성의 감지장치에서 출력되는 실제의 자료와 상호 비교하여 감지장치에서 발생하는 바이어스, 기계적인 오차, 그리고 임의

오차 등을 동정하는데 사용될 수 있다. 또한 이 산출값은 무궁화위성의 자세결정을 위한 기본자료로 이용되어 자세예측 및 결정 모듈에 사용될수 있으며, 인공위성의 자세를 변화시키는 랑데뷰에서의 모의실험에도 활용할 수 있을 것이다. 앞으로 좀더 정확한 천체력과 위성의 자전축에 영향을 미치는 섭동력의 동역학 모델을 포함한다면 실제의 상황과 같은 자세감지자료를 산출하여 자세감지자료가 사용되는 분야에 유용한 프로그램이 되리라 사료된다.

참고문헌

- 김천휘, 최규홍, 박필호, 박상영, 박재우, 이정숙, 문인상, 배성구, 서영수, 1990, 인공위성 궤도조정 S/W 기술 개발에 관한 연구(I) (과학기술처 연구보고서 N8913)
- 김천휘, 정장해, 김경희, 김영신, 이충욱, 1994, 인공위성 관측자료의 보정모델과 그 S/W의 개발 (한국통신 연구보고서)
- Burden, R. L. & Faires, J. D., 1989, Numerical Analysis (PWS-KENT : Boston)
- Erickson, J. A., 1979a, General Maneuver Program Mathematical Specifications (CSC/SD-79/6141)
- Erickson, J. A., Headrick, R. D., & Wagner, W. E., 1979b, General Maneuver Program User's Guide (CSC/SD-79/6140)(CSC : Maryland)
- Lerner, G. M., 1986, Spacecraft Attitude Determination and Control (D. Reidel Publishing Company : Boston), ed. J. R. Wertz, pp.155-180.
- Oliver, M., 1987, Practical Ephemeris Calculations (Springer-Verlag : Berlin)
- Press, W. H., Flannery, B. P, Teukolsky, S. A. & Vetterling, W. T., 1988, Numerical Recipes in C (Cambridge University Press : New York)
- Rabbin, C., Goorevich, C. E., & Headrick, R. D., 1979, Intel 8080 Orbit Propagation Program System Discription and User's Guide (Goddard Space Flight Center and Computer Science Corporation)
- Smith, P. M., 1986, Spacecraft Attitude Determination and Control (D. Reidel Publishing Company : Boston), ed. J. R. Wertz, Chapter 21
- Standish, E. M., Newhall, X. X., Williams J. G. & Yeomans, D. K., 1992, Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac(University Science Books : Mill Valley, California), ed. P. K., Seidelmann, Chapter 5
- The Astronomical Almanac (U.S. Naval Observatory : Washington), 1995, C20, D6