

인공위성의 섭동력 영향분석

박수홍*(동서대 메카트로닉스공학과)

Analysis of Perturbation Effect for Satellites

S. H. Park (Mechatronics. Eng. Dept., Dongseo University)

ABSTRACT

The Dynamics for a two body problem including perturbations for various effect show on this paper. Orbit Determination is the process of obtain values of those paramter which completely specify of an orbiting body based on a set of observations of the body. Like as Orbit Determination, the dynamics for a two body problem including perturbations is important study at first. This paper shows perturbations effect, and this result shows it also important like as magnetic field.

Key Words : Orbit (궤도), Gravitational field(중력장), Perturbation(섭동), Station keeping(위치 보전)
Geosynchronous (지구 동주기성), Semimajor axis (궤도 장반경축)

1. 서론

위성의 궤도를 해석하고 추적하는 과정은 뉴턴 방정식의 해와 관측데이터를 이용하여 처리하는데, 여기서 인공위성이 받는 힘이 어떤 종류의 것인가를 파악하여야 인공위성의 궤도해를 구할 수 있다. 인공위성의 운동해석에는 정확한 수학적 모델의 구성이 요구되나 모든 외란을 고려한 정확한 모델 구성이 어렵고, 복잡하고 정확한 모델을 구성하여야 한다. 대개 원하는 범위의 오차내에서 인공위성 운동 등의 해석을 하기 위해서는 여러 가지의 섭동력을 포함한 운동 모델이 필요하다. 본 연구는 인공위성이 받는 섭동력의 종류를 분석하고, 이 섭동력이 위성에 미치는 영향을 파악하고자 시뮬레이션을 수행하였다. 또 임무해석에 필요한 결과도 함께 보여주었다.

2. 인공위성의 동역학적 모델[1][2]

지구를 중심으로 운동하는 위성의 운동은 단순히 지구와 위성사이의 두 물체간의 문제(two body problem)가 아니라 케플러궤도를 기준으로 불규칙한궤도 운동을 하고 있다. 이러한 궤도의 불규칙성

은 지구를 점질량으로 하였을 때 지구가 인공위성에 미치는 중력 외에 다른 여러 가지 힘, 즉 섭동력(perturbation)을 인공위성이 받고 있기 때문에 생기는 것이다. 따라서 위성운동의 정확한 표현을 위하여, 위성이 받고 있는 여러 가지의 섭동력을 고려하여야 하고 섭동력을 원인별로 파악하는 것이 필요하다. 지구 주위를 돌고 있는 모든 위성은 태양계 안에 있는 태양과 행성들의 인력의 영향을 받는다. 이들 중에서 지구가 인공위성의 운동에 가장 많은 영향을 주며, 태양과 달은 지구 다음으로 영향을 주고, 지구 주위를 선회하는 인공위성의 경우는 다른 행성의 영향은 무시해도 좋다. 이러한 영향 외에도 인공위성의 운동을 섭동시키는 요소로서 공기저항, 태양복사압, 지구자기장, 알베도 복사압, 해양의 조수간만의 차이, 지구의 극운동 효과, 측정 바이어스, 잡음, 기타 확실치 않은 파라메타 등이 있다. 가장 영향을 많이 주는 지구에서, 지구형상을 나타내는 모델 계수의 degree와 order를 36이상으로 점차 정확하게 묘사할 수 있다.

지구 대기권 밖의 비행체에 대한 운동 방정식은 지구 중심에 대한 중력의 힘뿐만 아니라 여러가지 외부 섭동력의 영향으로 인해 궤도가 불규칙하게 변하게 되고, 이 영향은 적분하는 동안 상태의 변

화률에 영향을 미쳐 결국 궤도결정의 정확도와 관계한다. 지구중심에 대한 궤도선회운동을 정의하는 가장 기본이 되는 법칙은 두 물체간 운동을 정의하는 뉴턴 제 2 법칙에 의해 식(1)로 표시된다.

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a} \quad (1)$$

\mathbf{r} : 지구 중심에서 비행체까지의 위치벡터

r : 지구 중심에서 비행체까지의 거리

μ : 지구중력상수

\mathbf{a} : 섭동 가속도

섭동가속도에는 크게 비대칭 지구 중력장(earth's gravitational field), 태양과 달의 인력, 태양복사압, 대기저항력 등이 있으며, 이러한 영향을 받고 있는 위성의 가속도 운동 모델은 식(2)이다.

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{\text{Gra}} + \mathbf{a}_S + \mathbf{a}_M + \mathbf{a}_{\text{SP}} + \mathbf{a}_D \quad (2)$$

더우기 지구비대칭 중력장 영향력에 비해 다른 섭동력들은 상대적으로 작고 비교적 오랜 운동에 대해 점진적인 영향을 미치게 된다. 일반적으로 지구중심력의 영향력은 그외의 다른 섭동력보다 적어도 10배이상 크다. 또한 이러한 지구의 비대칭 중력장의 모델에서 지구 적도부근의 불룩한 형상때문에 생기는 영향을 표현하는 zonal항의 2차항 계수인 J_2 는 그 다음의 가장 큰 J_3 보다도 약 400배 이상 크다. 지구중력 포텐셜(potential)은 지구 중심력과 섭동력으로 구성된다. 여기서는 앞서 언급한 바와 같이 zonal항의 2차항까지만 고려한 관성좌표계 성분의 지구 비대칭 형상을 포함한 중력에 의한 가속도 성분은 식(3)와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -\mu \frac{x}{r^3} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \\ \ddot{y} &= -\mu \frac{y}{r^3} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \\ \ddot{z} &= -\mu \frac{z}{r^3} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \frac{r_e^2}{r^2} \left(3 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right] \end{aligned} \quad (3)$$

관성좌표계는 위성의 위치를 절대적으로 정의하는 쉽지만 인공위성 궤도의 크기, 형상, 궤도면의 결정 같은 궤도특성을 파악하기에는 어려움이 있다. 위성의 거리, 속도 성분의 표현 외에 Fig. 1과 같은 파라메터인 궤도요소를 도입하면 임의시간에서의 궤도특성의 파악이 용이하다. 이러한 궤도요소(orbit parameter)로 구성되는 좌표계는 궤도요소좌표계이다.

1) 궤도 장반경 (semimajor axis: a) : 위성의 궤

도가 타원형상을 가질 때 궤도의 크기를 나타낸다.

2) 이심률 (eccentricity: e) : 궤도의 형상을 정의하여 주며 그 값이 0 일 때는 원을 나타낸다.

3) 궤도 경사각 (inclination: i) : 궤도면과 관성좌표계의 X,Y 평면(적도면)이 이루는 각으로 적도상공을 비행하는 정지위성의 경우는 0 이다.

4) 승교점 경도 (longitude of ascending node: Ω) : 춘분점을 향하는 관성좌표계의 X축으로부터 위성이 적도면 남쪽에서 북쪽으로 지날 때의 적도면과 궤도면이 만나는 점에 이르는 각

5) 근지점 인수 (argument of periapsis: ω) : 궤도면상에서 승교점으로부터 근지점까지의 각

6) 평균 근점이각 (mean anomaly: M_0)

3. 시뮬레이션 [3]

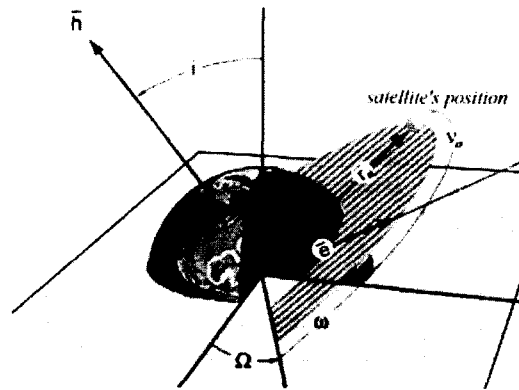


Fig. 1 Orbit Element

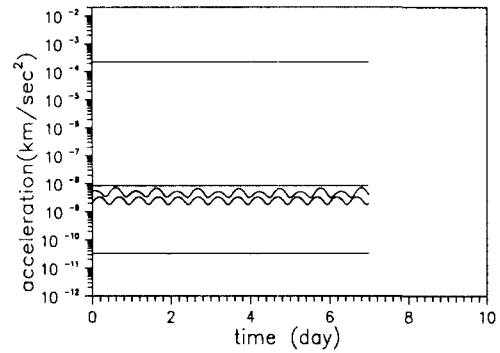
시뮬레이션에 사용된 위성은 고도 약 35,800 km 에서 1일 1회 주기를 가지는 지구 동주기 위성이다. Fig. 2에서 지구정지궤도상에서 운동하는 위성의 가속도는 지구의 중심력이 가장 영향을 많이 미치고 그 밖의 섭동력으로는 지구의 비대칭 중력장(형상계수: 36×36)에 의한 가속도, 달의 인력, 태양의 인력, 태양복사압의 순서이며, 대기저항력의 영향은 없다. 또한 지구 비대칭 중력장, 달과 태양의 인력에 의한 영향이 비슷하게 지구정지궤도 위성에 영향을 미치는 것을 알 수 있고, 따라서 지구 비대칭 중력장에서의 형상계수중에서 J_2 가 가장 큰 영향을 주는 항인 것을 알고 있으므로 정지위성의 경우 지구에 대한 태양과 달의 정확한 위치를 계산하여야 할 필요가 있다. 지구정지궤도 위성은 궤도상에 섭동력이 없다면 정상적인 운동에 의해 본래의 임무궤도를 유지하나, 섭동력의 영향에

의해 고도, 경도, 위도 및 궤도요소가 변하게 된다. 따라서 이러한 영향의 분석이 궤도 유지를 위해서는 필수적이다. 위치 보전(station keeping)은 궤도 요소들을 일정한 범위 내에 유지하는 것, 즉 지구 동주기성(geosynchronous)위성의 경우는 위성의 주어진 임무를 수행하기 위해 적도면상의 고정된 범위 내에서 위성의 위치를 유지시키는 것이다. 지구의 모양은 비구형, 비대칭이므로 중력장의 분포가 경도와 위도에 따라 다르다. 따라서 경도의 경우 영역에 따라 안정한 영역과 불안정한 영역으로 구분되며, 위성은 안정한 영역으로 변화하게 되는 현상이 있다. 이러한 현상을 이용하여 즉, 위성 궤도의 장반경이 경도의 영역에 따라 지구 정지 고도를 기준으로 변화하게 되는 특성을 이용하여 초기 궤도 설계를 수행하면 경제적인 위치 보전을 할 수 있으며, 이러한 궤도 설계는 위성의 임무와 연료의 효율적인 사용 등에 따른 여러 사항을 고려하여 적절한 궤도요소를 선택하여야 한다. 본 시뮬레이션에서는 동경 116 도에서 ± 1 도의 경도 편차를 가지도록 초기 장반경을 42,159.3364 km 로 정하였다. Fig. 3 은 시간변화에 따른 위성의 위도(latitude) 변화로서 b 의 경우는 지구 비대칭 중력장의 영향, 태양복사압, 태양의 인력, 달의 인력, c 의 경우는 지구 비대칭 중력장의 영향, 태양복사압, 태양의 인력을 고려한 경우이다. 즉, 지구정지궤도 위성은 태양과 달의 위치 변화에 따라 궤도 경사각이 변화하게 되며, 이런 원인으로 인하여 위성이 적도를 중심으로 남북으로 표류하는 현상(north-south drift)이 일어난다. 따라서 원활한 위성통신을 위한 남북의 위치 보전(north-south station keeping)한계가 ± 0.05 도일 경우는 약 20 일마다의 주기적인 궤도제어가 필요하다는 것을 알 수 있다. Fig. 4는 경도의 변화에 따른 궤도요소중 장반경의 변화를 나타낸 결과로 궤도요소인 장반경이 1일 1km 정도의 일정한 편차를 가지면서 90일 사이에 경도변화가 ± 1 도의 편차를 가지고 있음을 보여 주고 있다. Fig. 5는 Fig. 4의 경우에 달의 인력까지 고려한 경우로 달의 영향으로 인하여 장반경의 변화가 더 많은 비주기적인 편차를 가져오고 있음을 알 수 있다. 이상에서와 같이 어떤 임무고도에서의 각각의 섭동력의 영향들이 궤도요소 및 위도, 경도 등에 많은 영향을 미치며 이러한 영향의 해석이 위성 운용상 매우 필요하다는 것을 알 수 있다. 또한 이런 결과를 기초로 한 위성임무

전체 시뮬레이션 그림이 참고로 Fig. 6에 나타나 있다. 이는 위성간의 량태뷰가 가능하도록 두 위성 운동을 해석한 결과이다.

Table 1. 위성의 궤도요소

Nominal Orbital Element		
Semi-major Axis	a	42167.8361 (km)
Eccentricity	e	0.0001632
Inclination	i	0.3 (deg.)
Ascending Node	Ω	194.3726 (deg.)
Arg. of Perigee	ω	48.3485 (deg.)
Mean Anomaly	M	90.5896 (deg.)



- a : central force effect
- b : non-spherical force effect
- c : moon force effect
- d : sun force effect
- e : solar radiation force effect

Fig. 2 Perturbation effect to satellite

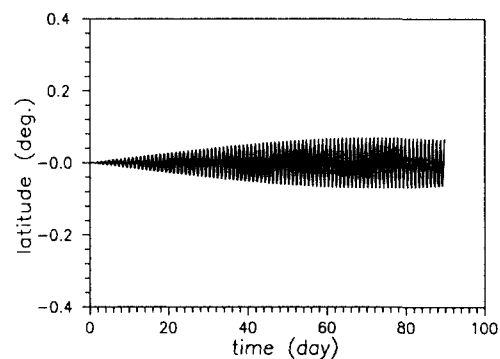


Fig. 3-1 Satellite orbit motion due to case b (case b : $a_{GE}(36 \times 36) + a_{AP} + a_{SP} + a_{SM}$)

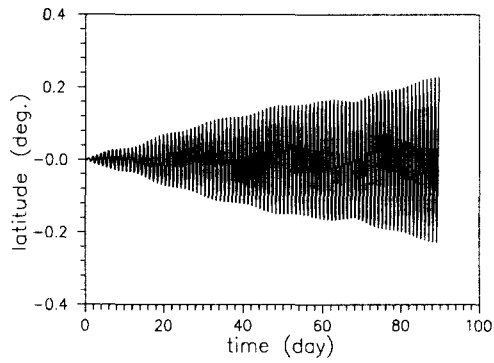


Fig. 3-2 Satellite orbit motion due to case c
(case c : $a_{GE}(36 \times 36) + a_D + a_{SP} + a_S$)

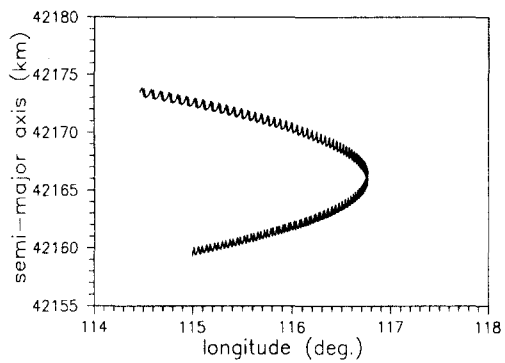


Fig. 4 Satellite orbit motion due to case b

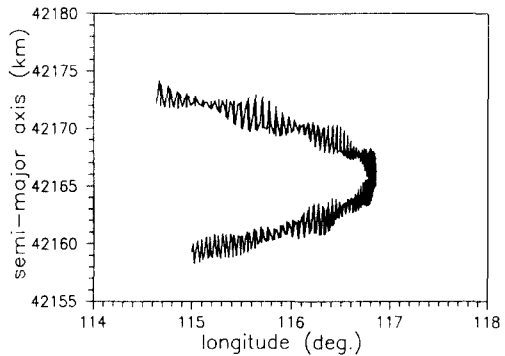


Fig.5 Satellite orbit motion due to case c

4. 결론

여러가지 섭동력인 비대칭 지구 중력, 태양과 달의

인력, 태양복사압, 대기저항력 등에 의한 인공위성의 궤도를 해석하였다. 또한 해석된 궤도가 인공의 운동에 어떠한 영향을 주는가를 파악하였다. 인공 위성 임무해석의 결과를 보여주었다. 추후 이 결과를 기초로 한 우주발사비행체의 궤도진입, 량대류, 재진입에 대하여 연구가 진행되어야 할 것이다.

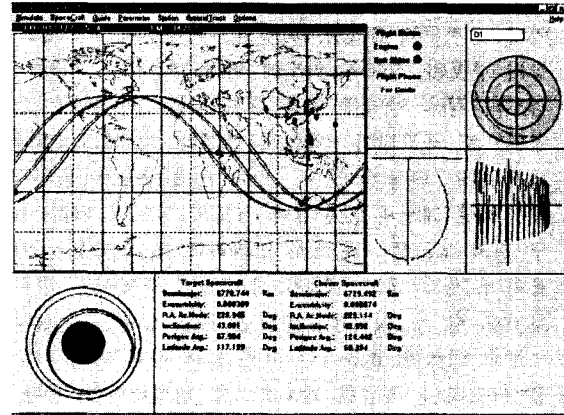


Fig. 6 Mission Analysis of Satellites

참고문헌

1. James R. Werts, and Wiley J. Lason, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publisher, 1991.
2. Ching Fang Lin, *Modern Navigation, Guidance, and Control Processing*, Prentice Hall Inc, 1991.
3. S.H.Park, *Orbit Analysis and Orbit Determination*, Ph.D Thesis, 1993.