

## 論文

## 휠오프로딩을 고려한 동서 위치유지 기동 계획 연구

이상철\*, 박봉규\*, 김방엽\*, 주광혁\*, 박영웅\*

### A Study on the East/West Station Keeping Planning Considering Wheel Off-Loading

Sang-Cherl Lee\*, Bong-Kyu Park\*, Bang-Yeop Kim\*, Gwanghyeok Ju\* and Young-Woong Park\*

#### ABSTRACT

Now, on developing COMS(Communication, Ocean and Meteorological Satellite) has solar panel on the south panel only. Therefore, the wheel off-loading has to be performed periodically to reduce a induced momentum energy by a asymmetric solar panel. One of two East/West station keeping maneuver to correct simultaneously longitude and eccentricity, orbit corrections may be performed during one of the two wheel off-loading manoeuvres per day to get enough observation time for meteorological and ocean sensor. In this paper, we applied a linearized orbit maneuver equation to acquire maneuver time and delta-V. Nonlinear simulation for the station keeping is performed and compared with general station keeping strategy for fuel reduction.

#### 초 록

현재 개발 중인 통신해양기상위성은 남쪽면에만 태양전지판이 장착되어 있기 때문에 태양복사압에 의하여 누적되는 모멘텀을 줄이기 위해 휠오프로딩을 정기적으로 수행해야 한다. 일반적으로 정지궤도 위성은 경도와 이심률을 보정하기 위해서 2번의 위치유지 기동을 매 주기마다 수행하는데, 본 논문에서는 기상센서와 해양센서의 충분한 관측시간을 확보하기 위해서 2번의 동서위치보정 기동 중 1번의 기동을 휠오프로딩과 동시에 수행될 수 있다. 선형 궤도기동 방정식을 적용하여 기동시각과 기동크기를 얻었다. 이렇게 구한 기동을 적용하여 수치적분으로 시뮬레이션을 수행하였다. 또한 이를 휠오프로딩과 동시에 수행하지 않는 일반적 방법과 비교 검토 하였다.

**Key Words** : Geostationary Orbit(정지궤도), Orbit Maneuver(궤도기동), Station Keeping(위치유지), Wheel Off-Loading(휠오프로딩), Solar Sail(태양돛), Solar Panel(태양전지판), Meteorological Satellite(기상위성)

#### 1. 서 론

일반적인 정지궤도 통신위성의 경우 위성본체의 북쪽과 남쪽에 대칭된 태양전지판을 가지고

† 2006년 4월 11일 접수 ~ 2006년 8월 14일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : sclee@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

있다. 그러나 기상위성의 경우는 기상탑재체가 지구쪽면(Earth Deck)에 장착되고 냉각기는 열적 방사효율을 고려하여 북쪽 또는 남쪽면에 장착되는데, 태양전지판에 의해 반사되는 태양빛이 냉각기(Cooler Assembly)를 비춤으로써, 냉각기의 효율을 떨어뜨리므로, 같은 면에 태양전지판을 장착할 수 없다. 그렇기 때문에, 한쪽 태양전지판과의 모멘트 균형을 맞추기 위해서 GOES나

MTSAT과 같은 기상위성처럼 펼쳐지는 태양돛(Solar Sail)을 설치하는 경우도 있다. 2008년 발사를 목표로 현재 개발 중인 정지궤도 통신해양 기상위성 COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite)의 경우는 북쪽면에 Fig. 1과 같이 태양전지판이나 태양돛을 설치하지 않고 모멘텀휠이 태양복사압에 의한 모멘텀 에너지를 흡수하고, 정기적으로 이 흡수된 모멘텀을 제거하기 위해서 추력기를 사용하는데 이를 휠오프로딩(Wheel Off-Loading)이라 한다.

COMS는 남쪽 패널에 3개의 추력기가 장착되어 있는데, 휠오프로딩 기동 시 최대의 모멘텀을 발생시키도록 3개의 추력기를 조합하여 (-Y)축 방향으로 추력을 발사하여 운용할 예정이다. 이는 남북위치유지에 사용되는 추력기와 동일한 것으로서 (-Y)축 부근이므로, 추력기를 발사하면 휠오프로딩이 남북 위치유지 기동효과에 영향을 줄 수 있다. 휠오프로딩에 소요되는 연료를 근본적으로 줄일 수는 없지만 부차적으로 얻어지는 속도변화를 남북위치유지에 최대한 이용함으로써, 전체적인 연료 사용량을 줄일 수 있다. 여기에서, 연료 사용량을 최대한 줄일 수 있는 휠오프로딩 시각은 위성체 질량중심, 추력기 위치 및 태양의 위치에 따라 달라진다[1]. 참고문헌[2]에서 현재, COMS에 구현 예정인 최적시간을 산출하였는데, Table 1과 같이 3월 21일부터 7월 23일까지는 00시 00분, 08시 37분이며, 7월 24일부터 11월 23일까지는 00시 00분, 15시 22분, 11월 24일부터 3월 20일까지 08시 37분, 15시 22분이며, 이 시각에서 기동을 수행하여야만, 연료절감 효과가 최대가 되는 것으로 분석되었다. 휠오프로딩 최적 기동

Table 1. General Wheel Off-Loading Time

Time Range	Local Solar Time
21 Mar - 23 Jul	00:00 / 08:37
24 Nov - 20 Mar	08:37 / 15:22
24 Jul - 23 Nov	00:00 / 15:22

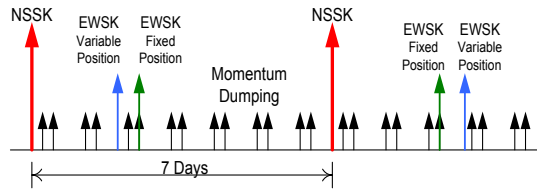


Fig. 2. Maneuver Cycle

시각은 설계중인 위성의 구성내용이 최종 확정되고 작은 교란력까지 더 추가하여 보다 정밀하게 산출될 예정이다. 현재 계획으로는 휠오프로딩과 동서 위치유지 기동은 10분 내에 이루어져야 하며, 남북 위치유지는 1시간 내에 이루어져야 한다는 구속조건을 가지고 있는데, 이 추력기 구동 중에는 위성체 진동과 자세 지향오차 등으로 인해서 정상적인 관측임무를 수행할 수 없기 때문에 되도록이면 기동 횟수를 줄일 필요가 야기되었다. 따라서 관측시간을 최대로 확보하기 위해서 Fig. 2와 같이 두 번의 동서위치보정 중 한번의 기동은 한번의 휠오프로딩과 동시에 수행하는 방안을 고려해 볼 수 있다. 이것은 기존의 연료 절감을 위해서 동서 위치유지 기동시각이 매번 달라지는 방법[3,4]과 달리 한번의 고정된 위치유지 기동시각을 구속시키고 나머지 위치유지 기동시각과 기동크기를 산출하는 새로운 기동전략을 제시하였으며, 이를 기존 방법과 비교검토 하였다.

## II. 기동계획

정지궤도 위성은 운용경도가 한정된 공간 자원이기 때문에 ITU등의 국제기구와 합의를 통하여 전파 및 궤도할당을 받아 운용되고 있다. 정지궤도 위성은 지구 중력장과 태양복사압에 의해서 궤도면에 접선방향인 동서방향 운동에 영향을 주고, 태양과 달의 인력에 의한 교란력은 위성의 궤도면에 수직인 남북방향에 영향을 주어서, 할당된 위치유지보정 박스(Station Keeping Box)를 벗어나는 것을 막기 위해서 정기적으로 위성의 위치유지보정 기동(Station Keeping Maneuver)이 수행되어야 한다. 즉, 위성의 동서운동으로 인한

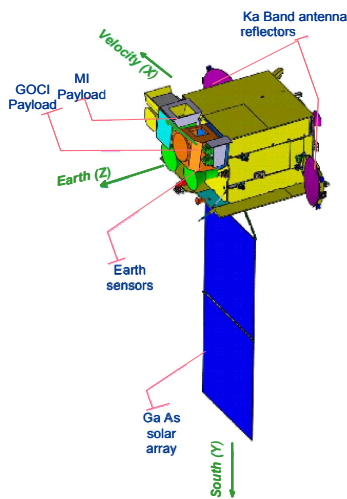


Fig. 1. COMS Configuration

경도와 이심률 제어를 위한 동서 위치유지 (EWSK Maneuver)와 궤도 경사각과 같은 위성의 남북운동을 제어하기 위해서 남북 위치유지 (NSSK Maneuver)을 정기적으로 수행해야 한다. 위성의 궤도를 해석하기 위해서 뉴턴의 운동 법칙과 만유인력 법칙에 근거한 식(1)의 운동방정식을 이용한다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu_c}{r^3} \mathbf{r} + \mathbf{a}_d \quad (1)$$

여기서,  $\mathbf{r}$ 은 위성의 지구중심 관성좌표계에서 정의되는 위치벡터이고,  $\mu_c$ 는 지구의 중력상수이다. 한편,  $\mathbf{a}_d$ 는 위성에 미치는 교란력으로 정지 궤도 위성의 경우, 지구 비구형에 의한 교란력, 태양 복사압에 의한 교란력, 태양과 달의 인력에 의한 교란력을 나타낸다. 또한, 위성의 운동을 표현하기 위해서 궤도의 크기와 모양의 직관적인 파악이 용이한 케플러 궤도요소는 장반경( $a$ ), 이심률( $e$ ), 경사각( $i$ ), 승교점 적경( $\Omega$ ), 근지점이각( $\omega$ ), 진근점이각( $\nu$ )으로 구성되어 있는데, 이는 정지궤도와 같이 궤도 이심률과 궤도 경사각이 0에 가까워져 전산수치계산에서 오차를 유발하므로 다음과 같은 위치유지 궤도요소를 이용한다[3].

$$e_x = e \cos(\Omega + \omega), e_y = e \sin(\Omega + \omega) \quad (2)$$

$$i_x = i \cos \Omega, i_y = i \sin \Omega \quad (3)$$

$$\delta \lambda = \lambda - \lambda_m \quad (4)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{dM}{dt} - \omega_e \quad (5)$$

여기서,  $\lambda$ ,  $\omega_e$ 는 각각 위성의 경도와 지구의 자전각속도,  $\lambda_m$ 는 기준경도를 의미하며,  $e_x, e_y$ 는 각각 이심률 벡터의 X, Y축 성분값이며  $i_x, i_y$ 는 각각 경사각 벡터의 X, Y축 성분값을 의미하며,  $\delta \lambda$ 은 각각 기준경도와 실제경도의 차,  $\dot{\lambda}$ 는 표류각속도를 의미한다.

인위적인 순간 추력 (Impulsive Thrust)에 의한 궤도 요소의 변화량은 식(6)~(9)로 정의할 수 있다[5].

$$\Delta \dot{\lambda} = -3 \frac{\Delta V_T}{V_{syn}} \quad (6)$$

$$\Delta \lambda = -3 \frac{\Delta V_T}{V_{syn}} (\alpha - \alpha_0) \quad (7)$$

$$\Delta e_x = 2 \frac{\Delta V_T}{V_{syn}} \cos \alpha, \Delta e_y = 2 \frac{\Delta V_T}{V_{syn}} \sin \alpha \quad (8)$$

$$\Delta i_x = \frac{\Delta V_N}{V_{syn}} \cos \alpha, \Delta i_y = \frac{\Delta V_N}{V_{syn}} \sin \alpha \quad (9)$$

여기서,  $\Delta V_R, \Delta V_T, \Delta V_N$ 는 궤도 좌표계에서 반경, 접선, 수직방향으로의 상대 속도 성분이다. 또한  $\alpha$ 는 기준 궤도상에서 위성의 적경으로서  $\alpha = \Omega + \omega + \nu$ 로 정의된다.  $a_{syn}$ 과  $V_{syn}$ 은 기준궤도의 장반경과 궤도속도를 의미한다.

식(6)~(8)을 이용하여 동서위치유지 기동에 필요한 순간추력의 속도변화 크기와 시각을 결정하는 과정을 기동계획이라 정의한다. 연료 감소를 위해서 2번의 위치유지 기동시점이 변하는 동서위치유지 방법에 의한 기동계획은 참고문헌[3,4]에 제시되어 있는데, 이와 유사한 방법을 이용하여 하나의 기동시점을 고정하고 나머지 기동시점과 기동크기를 산출할 수 있다. 이를 위해 식(7), (8), (9)를 이용해서, 2번의 순간추력이 발생하였을 경우, 발생하는 경도변화와 이심률벡터 변화에 대한 함수를 다음 식(10)~(12)와 같이 식 3개이고 미지수가 3개인 비선형 연립방정식으로 기술된다[5].

$$\Delta \lambda - \frac{3(\alpha_N - \alpha_1)}{V_{syn}} \Delta V_{T1} - \frac{3(\alpha_N - \alpha_2)}{V_{syn}} \Delta V_{T2} = 0 \quad (10)$$

$$\Delta e_x - \frac{2}{V_{syn}} \cos \alpha_1 \Delta V_{T1} - \frac{2}{V_{syn}} \cos \alpha_2 \Delta V_{T2} = 0 \quad (11)$$

$$\Delta e_y - \frac{2}{V_{syn}} \sin \alpha_1 \Delta V_{T1} - \frac{2}{V_{syn}} \sin \alpha_2 \Delta V_{T2} = 0 \quad (12)$$

여기서,  $\alpha_1, \alpha_2$ 은 춘분점을 기준으로 위성의 위치를 나타내는 각인데, 각보다 시간으로 해를 계산하는 것이 해의 수렴이 정확하고 빠르므로 다음 식(13), (14)과 같이 대치하여 쓸 수 있다.

$$\alpha_1 = \omega_e (T_{T1} - T_V) \quad (13)$$

$$\alpha_2 = \omega_e (T_{T2} - T_V) \quad (14)$$

여기서,  $\Delta V_{T1}, T_{T1}$ 과  $\Delta V_{T2}, T_{T2}$ 는 각각 1번째와 2번째 Delta-V와 시각을 의미하고  $T_V$ 은 위성이 춘분점을 지날 때의 시각을 의미하며,  $\alpha_N$ 은 다음번 보정주기의 시점을 의미한다. 또한  $\Delta \dot{\lambda}, \Delta e_x, \Delta e_y$ 는 각각 요구되는 표류각속도 차, 이심률벡터의 X와 Y성분의 차이다. 해를 산출하기 위해 식(15)~(25)처럼 Newton-Raphson 방법으로 해를 구할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \Delta V_{1,New} \\ \Delta V_{2,New} \\ T_{1,New} \end{bmatrix} = M_J^{-1} \begin{bmatrix} \Delta V_1 \\ \Delta V_2 \\ T_1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

여기서  $M_j$ 는 Jacobian Matrix이며,  $\Delta V_{1,NEW}, \Delta V_{2,NEW}, T_{1,NEW}$ 는 근사해로 이를 다시 식(10)~(12)에 대입하는 방법으로 수렴할 때까지 반복 계산하여 해를 구할 수 있다.

한편, Jacobian 행렬  $M_j$ 는 식(16)과 같이 표현된다.

$$M_j = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_{T_1}} & \frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_{T_2}} & \frac{\partial F_1}{\partial T_{T_1}} \\ \frac{\partial F_2}{\partial \Delta V_{T_1}} & \frac{\partial F_2}{\partial \Delta V_{T_2}} & \frac{\partial F_2}{\partial T_{T_1}} \\ \frac{\partial F_3}{\partial \Delta V_{T_1}} & \frac{\partial F_3}{\partial \Delta V_{T_2}} & \frac{\partial F_3}{\partial T_{T_1}} \end{bmatrix} \quad (16)$$

여기서, 행렬  $M_j$ 의 각 원소는  $\Delta V_{T_1}, T_{T_1}, \Delta V_{T_2}$ 에 대하여 편미분을 취한 것이며 식(17)~(25)과 같이 기술될 수 있다.

$$\frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_{T_1}} = -\frac{3\omega_e}{v_{syn}}(T_N - T_{T_1}) \quad (17)$$

$$\frac{\partial F_1}{\partial \Delta V_{T_2}} = -\frac{3\omega_e}{v_{syn}}(T_N - T_{T_2}) \quad (18)$$

$$\frac{\partial F_1}{\partial T_{T_1}} = +\frac{3\omega_e}{v_{syn}}\Delta V_{T_1} \quad (19)$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial \Delta V_{T_1}} = -\frac{2}{v_{syn}}\cos(\omega_e(T_{T_1} - T_V)) \quad (20)$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial \Delta V_{T_2}} = -\frac{2}{v_{syn}}\cos(\omega_e(T_{T_2} - T_V)) \quad (21)$$

$$\frac{\partial F_2}{\partial T_{T_1}} = +\frac{2}{v_{syn}}\sin(\omega_e(T_{T_1} - T_V))\Delta V_{T_1}\omega_e \quad (22)$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial \Delta V_{T_1}} = -\frac{2}{v_{syn}}\sin(\omega_e(T_{T_1} - T_V)) \quad (23)$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial \Delta V_{T_2}} = -\frac{2}{v_{syn}}\sin(\omega_e(T_{T_2} - T_V)) \quad (24)$$

$$\frac{\partial F_3}{\partial T_{T_1}} = -\frac{2}{v_{syn}}\cos(\omega_e(T_{T_1} - T_V))\Delta V_{T_1}\omega_e \quad (25)$$

### III. 시뮬레이션 결과

위와 같은 방법을 통하여 Table 2와 같이 2가지 경우에 대하여 1년 동안 비선형 수치적분 시뮬레이션을 수행하였다. Case 1은 Fuel Reduction Station Keeping Strategy에 따라서 매번 동서 위치유지 시각이 달라지고, 남북 위치유지는 Minimum Fuel Inclination Initialization Targeting 기법을 사용하였다[2]. Case 2는 기동 수행 당일 15시 22분

Table 2. Simulation Case

	EWSK (7days Periods)	NSSK (7days Periods)
Case1	-Fuel Reduction Station Keeping Strategy	-Minimum Fuel Inclination Initialization Targeting
Case2	-One Fixed Maneuver (15h22m)	-Minimum Fuel Inclination Initialization Targeting

에 두 번의 기동 중 한번의 기동을 수행하는 것으로 남북 위치유지는 Case 1과 마찬가지로 Minimum Fuel Inclination Initialization Targeting 기법을 사용하였다[2]. 여기에서, 최적 월오프로딩 기동시각 중, 15시 22분을 사용한 것은 2가지 기동을 동시에 수행하는 것으로써, 1가지 기동만 수행하는 것보다 위험도가 증가하여, 유사시에 신속하게 대처하기 위해서 관제요원 및 위성 엔지니어들의 근무시간대인, 오후를 선택한 것이다. 다른 최적 월오프로딩 기동시각에서도 비슷한 양상의 시뮬레이션 결과를 얻었기 때문에 지문관계 상 생략하였다.

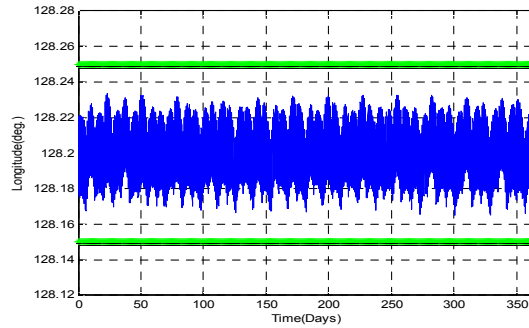


Fig. 3. Longitude Change in General EWSK Strategy

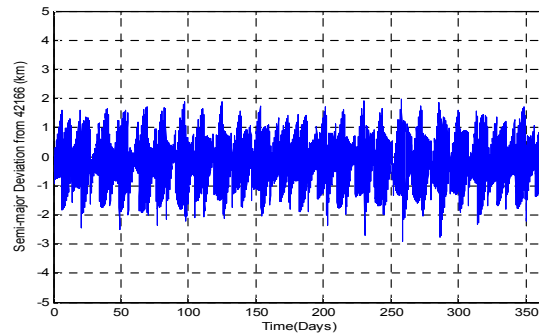


Fig. 4. Semi-major Change in General EWSK Strategy

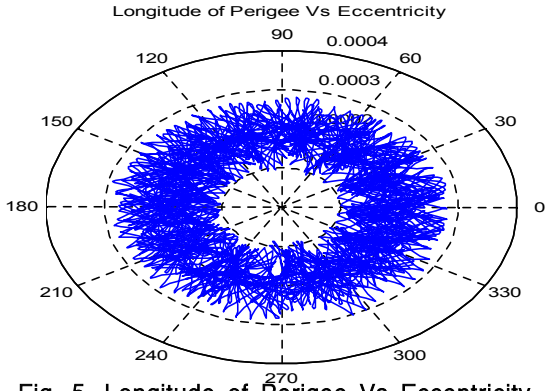


Fig. 5. Longitude of Perigee Vs Eccentricity Change in General EWSK Strategy

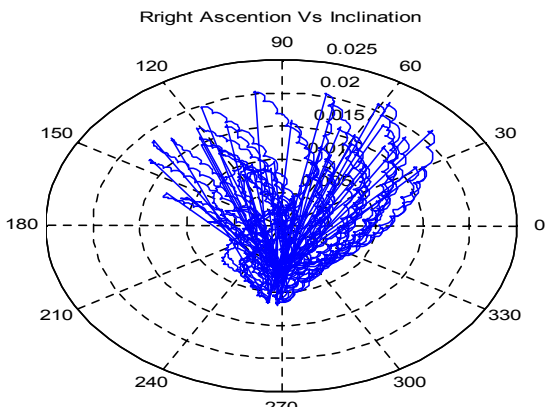


Fig. 6. Right Ascension Vs Inclination in General EWSK Strategy

Fig. 3~Fig. 6은 Case 1에 해당하는 시뮬레이션 결과로 월오프로딩 수행시점과 동기 되지 않고 연료를 감소시킬 수 있는 기동결정 방법이다. Fig 3은 위성의 운용경도인 128.2도의 평균경도를 유지하며  $\pm 0.05$ 도 위치유지 박스인 128.25도와 128.15도 사이에 잘 유지됨을 확인할 수 있다. 또한, 일일 경도변화량이 일정한 것으로 보아 이심률제어도 정상적으로 수행됨을 알 수 있다. Fig. 4는 Case 1에 대한 장반경 변화를 1년간 보여주는 것으로 동서 위치유지 기동 시에 장반경 변화를 도시한 것이다. Fig. 5는 동서 위치유지 기동 전략에 의하여 1년 동안 위성의 이심률벡터 변화를 도시한 것으로 이심률 제어원을 0.00027도로 설정하였기 때문에 1년 동안 거의 원을 형성함으로 확인할 수 있다.

Fig. 6은 남북 위치유지 기동 전략에 의한 위성의 경사각벡터 변화방향을 도시한 것으로 7일 주기의 위치유지 기동시점마다 일정한 목표 경사각벡터로 회귀하는 경향을 확인할 수 있다.

Fig. 7~Fig. 10은 Case 2에 해당하는 시뮬레이션

결과로 월오프로딩 수행시점과 동기 되는 방법에 의해 동서위치보정 기동이 결정되는 비선형 수치적분 시뮬레이션 결과이다. Fig. 7은 최적동서위치유지 기동에 의해서 1년 동안 위성의 경도변화를 도시한 것으로  $\pm 0.05$ 도 위치유지 박스인 128.25도와 128.15도 사이에 머무르지만 기동 시간이 지연됨으로 인해서 Case 1의 Fig. 03과 달리 위치유지 기동 시점마다 경도가 갑자기 증가하는 경향을 확인할 수 있다. Fig. 8은 장반경 변화를 1년간 보여주는 것으로 동서 위치유지 기동 시에 Case 1의 Fig. 4와 달리 이심률 보정을 위해서 순간추력이 빈번히 가해지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 9는 동서 위치유지 기동 전략에 의하여 1년 동안 위성의 이심률벡터 변화를 도시한 것으로 이심률 제어원을 0.00027정도로 넓게 설정하였기 때문에 Case 1의 Fig. 5와 같이 1년 동안 거의 원을 형성함을 확인할 수 있다. Fig. 10은 남북 위치유지 기동 전략에 의한 위성의 경사각 변화를 도시한 것으로 7일마다의 Case 1의 Fig. 6과 같이 일정한 목표 경사각벡터로 회귀하는 경향을 확인할 수 있다.

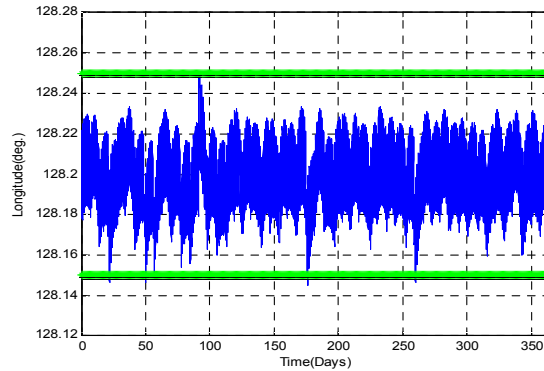


Fig. 7. Longitude Change in One Fixed EW SK Maneuver Strategy

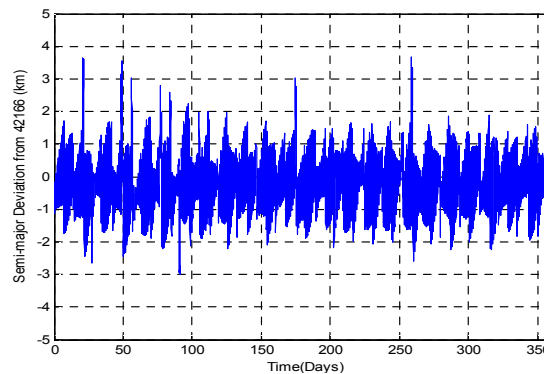


Fig. 8. Semi-major Change in One Fixed EWSK Maneuver Strategy

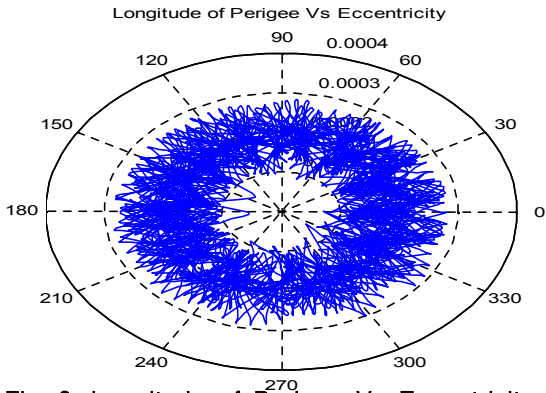


Fig. 9. Longitude of Perigee Vs Eccentricity Change in One Fixed EWSK Maneuver Strategy

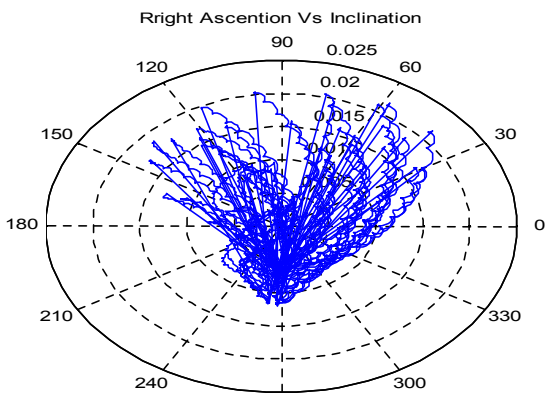


Fig. 10. Right Ascension Vs Inclination Change in One Fixed EWSK Maneuver Strategy

Table 3~Table 7은 각각 Case 1과 Case 2에 대해 식(9)~(11)의 비선형 연립방정식을 풀어서 나온 기동시점과 기동크기를 표로 정리한 것으로, 두 경우 모두 7일 주기이기 때문에 2개월 동안 10번의 기동을 수행하였으며 남북 위치유지 기동은 모두 동서 위치유지 기동 2일전에 수행되고 있음을 확인할 수 있다. Table 3은 Case 1에 대하여 얻은 기동시점과 크기로써 매 보정시점이 변하는 것을 확인할 수 있는 반면, Table 4는 2번의 기동 중, 1번은 매번 15시 22분에 수행됨을 확인할 수 있다. Table 5와 Table 6은 2개월 동안 남북위치유지에 수행되는 기동 시점과 기동 크기를 산출하여 정리한 것인데, 똑같은 남북 위치유지 기동전략을 사용하기 때문에 두 경우 모두 거의 차이가 없음을 확인할 수 있다.

Table 7은 1년간 동서 위치유지 기동크기와 남북 위치유지 기동크기의 총 합으로, 동서 위치유지의 경우는 Case 2가 Case 1보다 약 2배 정도 커짐을 확인할 수 있다. 하지만 남북 위치유

Table 3. EW Delta-V in General EWSK Strategy

No	Year	MM	DD	hh	mm	ss	ΔV(km/sec)
EW 1st ΔV #1	2008	1	7	5	49	3.59	-4.3426E-05
EW 1st ΔV #2	2008	1	7	17	47	5.64	-8.3295E-08
EW 2nd ΔV #1	2008	1	14	4	35	8.50	-3.8591E-05
EW 2nd ΔV #2	2008	1	14	16	33	10.55	9.3057E-07
EW 3rd ΔV #1	2008	1	21	11	21	51.69	-5.2486E-05
EW 3rd ΔV #2	2008	1	21	23	19	53.73	1.6109E-05
EW 4th ΔV #1	2008	1	28	12	0	1.21	-5.0582E-05
EW 4th ΔV #2	2008	1	28	23	58	3.26	1.3702E-05
EW 5th ΔV #1	2008	2	4	1	34	55.50	-3.0964E-05
EW 5th ΔV #2	2008	2	4	13	32	57.55	-5.2652E-06
EW 6th ΔV #1	2008	2	11	4	29	6.87	-3.1942E-05
EW 6th ΔV #2	2008	2	11	16	27	8.92	-8.4044E-06
EW 7th ΔV #1	2008	2	18	10	23	38.50	-5.7666E-05
EW 7th ΔV #2	2008	2	18	22	21	40.55	2.3443E-05
EW 8th ΔV #1	2008	2	25	10	52	26.69	-5.1674E-05
EW 8th ΔV #2	2008	2	25	22	50	28.73	1.4131E-05
EW 9th ΔV #1	2008	3	3	21	59	58.22	-3.0746E-05
EW 9th ΔV #2	2008	3	4	9	58	0.27	-1.1486E-05
EW 10th ΔV #1	2008	3	10	6	9	57.80	-2.2898E-05
EW 10th ΔV #2	2008	3	10	18	7	59.84	-1.1868E-05

Table 4. EW Delta-V in One Fixed EWSK Maneuver Strategy

No	Year	MM	DD	hh	mm	ss	ΔV(km/sec)
1st ΔV #1	2008	1	7	15	22	0.00	3.9893E-06
1st ΔV #2	2008	1	8	6	0	50.25	-4.0035E-05
2nd ΔV #1	2008	1	14	15	22	0.00	-2.4921E-06
2nd ΔV #2	2008	1	15	4	18	11.60	-4.0738E-05
3rd ΔV #1	2008	1	21	15	22	0.00	7.6849E-05
3rd ΔV #2	2008	1	22	13	24	20.45	-1.2648E-04
4th ΔV #1	2008	1	28	15	22	0.00	-8.7701E-05
4th ΔV #2	2008	1	28	18	1	8.23	7.1061E-05
5th ΔV #1	2008	2	4	2	18	51.81	-2.7093E-05
5th ΔV #2	2008	2	4	15	22	0.00	-8.3760E-06
6th ΔV #1	2008	2	11	15	22	0.00	-1.1058E-05
6th ΔV #2	2008	2	12	4	2	32.99	-3.5299E-05
7th ΔV #1	2008	2	18	15	22	0.00	7.9273E-05
7th ΔV #2	2008	2	19	12	49	31.04	-1.2911E-04
8th ΔV #1	2008	2	25	15	22	0.00	7.7905E-05
8th ΔV #2	2008	2	26	13	18	12.04	-1.1184E-04
9th ΔV #1	2008	3	3	15	22	0.00	-2.6065E-06
9th ΔV #2	2008	3	3	22	37	5.86	-1.8400E-05
10th ΔV #1	2008	3	10	15	22	0.00	-1.6602E-05
10th ΔV #2	2008	3	11	5	8	42.16	-2.4142E-05

Table 5. NS Delta-V in General EWSK Strategy

No	Year	MM	DD	hh	mm	ss	ΔV(km/sec)
NS 1st ΔV	2008	1	5	13	48	45.20	1.50E-03
NS 2nd ΔV	2008	1	12	15	12	29.99	1.39E-03
NS 3rd ΔV	2008	1	19	12	41	37.28	8.11E-04
NS 4th ΔV	2008	1	26	14	44	53.49	1.51E-03
NS 5th ΔV	2008	2	2	11	46	46.16	7.24E-04
NS 6th ΔV	2008	2	9	14	7	51.29	1.32E-03
NS 7th ΔV	2008	2	16	10	34	1.77	7.59E-04
NS 8th ΔV	2008	2	23	13	33	22.61	1.18E-03
NS 9th ΔV	2008	3	1	9	2	20.04	6.49E-04
NS 10th ΔV	2008	3	8	12	34	41.75	9.81E-04

Table 6. NS Delta-V in One Fixed EWSK Maneuver Strategy

No	Year	MM	DD	hh	mm	ss	ΔV(km/sec)
NS 1st ΔV	2008	1	5	13	48	42.75	1.50E-03
NS 2nd ΔV	2008	1	12	15	12	28.31	1.39E-03
NS 3rd ΔV	2008	1	19	12	41	37.53	8.11E-04
NS 4th ΔV	2008	1	26	14	44	56.35	1.51E-03
NS 5th ΔV	2008	2	2	11	46	43.78	7.24E-04
NS 6th ΔV	2008	2	9	14	7	50.83	1.32E-03
NS 7th ΔV	2008	2	16	10	34	2.47	7.59E-04
NS 8th ΔV	2008	2	23	13	33	26.09	1.18E-03
NS 9th ΔV	2008	3	1	9	2	21.40	6.49E-04
NS 10th ΔV	2008	3	8	12	34	39.71	9.81E-04

Table 7. Total Delta-V for Two Cases

	General SK Maneuver	One Fixed Time Maneuver Strategy
EW	2.773 m/sec	5.842 m/sec
NS	54.969 m/sec	54.969 m/sec
Total	57.742 m/sec	60.811 m/sec

지 기동의 크기는 동서 위치유지 기동 크기보다 수십 배 더 크기 때문에, 전체적으로 비교하였을 때는 연료증가폭이 크지 않음을 알 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 두 번의 동서 위치유지 기동 중 한번의 기동을 횡오프로딩 기동시점과 동기시켜 수행할 경우의 기동시점과 기동크기를 결정하는 기동계획방법을 제시하였으며, 이를 비선형 수치적분을 이용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 동서 위치유지 기동 중 한번의 기동시점이 고정된다면, 기동의 크기가 커지고, 기동이 지연되기 때문에 큰 경도변화를 보인 반면, 동서 위치유지 박스내에 적절히 유지되고 있음을 확인할 수 있었다. 동서위치유지 기동 시 필요한 Delta-V만을 비교하였을 경우, 약 45%의 연료소모가 더 필요

함을 확인하였다.

#### 후 기

본 연구는 과학기술부에서 지원하는 “통신해양기상위성 개발사업” 연구 결과의 일부입니다. 연구비 지원에 진심으로 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) 박봉규, 양군호, 박영웅, 최재동, 이상철, “통신해양기상위성(COMS)의 횡오프로딩 사용 연료량 분석”, 한국항공우주학회지, 제 33권 제 9호, 2005. pp. 81-87.
- 2) ASTRIUM, Optimisation of the Transverse Off-loading Operations, COMS SRR Data Package, 2005.
- 3) 노태수 외, 최소연료를 사용한 정지궤도 통신위성의 궤도제어에 관한 연구(II), 한국통신 연구보고서, 1998.
- 4) 이상철, 노태수, “정지궤도 위성군의 상대 위치보정을 위한 최적궤도설계에 관한 연구”, 한국항공우주학회지, 제 27권, 제 6호, 1999.
- 5) 이상철, “근접한 정지궤도 위성간의 상대위치보정에 관한 연구”, 석사학위논문, 1998.