論文

통신해양기상위성(COMS)의 모멘텀 덤핑 사용 연료량 분석

박봉규*, 양군호*, 박영웅*, 최재동*, 이상철*

Fuel Budget Analysis of the COMS Momentum Dumping

Bong-Kyu Park, Koon-Ho Yang, Young-Woong Park, Jae-Dong Choi and Sang-Cherl Lee

ABSTRACT

This paper analyzes the fuel consumption for the momentum dumping of the COMS which has a single solar array system. First, numerical analyses are conducted to find an optimal momentum dumping time considering the COMS configuration. It is assumed that the momentum dumping is conducted once a day and at a fixed time of a day. Secondly, in an effort to reduce the momentum dumping fuel consumption, this paper proposes a new approach which combines the momentum dumping and the ordinary north/south stationkeeping. Finally, to evaluate the proposed technique, the stationkeeping simulations are conducted and analyzed.

초 록

본 논문은 단일 태양전지판으로 구성된 통신해양기상위성(COMS)에 대하여 모멘텀 덤핑에 소요되는 연료량을 분석하였다. 먼저 하루 중 일정한 시간에 모멘텀 덤핑을 수행할 경우를 가정하여 최적의 시간을 선정하는 작업을 수치해석적인 접근을 통하여 수행하였고 요구되는 연료량을 분석하였다. 또한 모멘텀 덤핑에 소요되는 연료량을 절감하기 위하여 남북위치유지 시점과 모멘텀 덤핑시점을 근사적으로 일치시키는 방안을 제안하였다. 마지막으로 제안된 기법의 유효성을 분석하기 위하여 궤도 시뮬레이션을 수행하였다.

Key Words : COMS(통신해양기상위성), Geostationary Satellite(정지위성), Momentum Dumping(모멘텀덤핑), Fuel Budget(연료량 버지트)

Ⅰ. 서 론

GOES와 같은 정지궤도 기상위성은 기상 탑재체의 원활한 동작을 위해서 단일 태양전지판을 사용하고 있다[1-2]. 이는 탑재체가 장착된 면에 태양전지판을 장착할 경우에는 태양전지판에서 반사되거나 자체 온도에 의해 발생되는 적외선이 광학 탑재체의 온도상승을 유발해 성능 저하를 초래할 수 있기 때문이다.

† 2005년 3월 7일 접수 ~ 2005년 7월 20일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원
통신해양기상위성사업단 체계종합그룹
연락저자, E-mail : pbk@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

이러한 시스템의 경우, 한쪽 태양전지판에 작용하는 태양풍은 위성의 질량 중심에 대하여 토크를 발생시키고 위성의 자세 오차를 유발한다. 기상위성인 GOES 위성은 이 문제를 해결하기 위하여 Fig. 1과 같이 태양전지판이 부착되지 않은 면에는 Solar Sail 붐을 장착하여 균형을 유지하는 방식을 취하고 있다[1-2]. 이를 균형추라고도 한다. 균형추는 비교적 작은 단면적으로 구성이 되고 붐을 이용하여 탑재체로부터 먼 위치에 장착되므로 복사열에 의한 탑재체의 성능저하가 나타나지 않는다. 또한 태양전지판에 의해 발생하는 토크를 상쇄할 만큼 큰 태양복사압 토크를 발생시킬 수 있도록 구성되어 있다. 본 방식은 모멘텀의 누적을 최소화하여 자세제어를 손쉽게

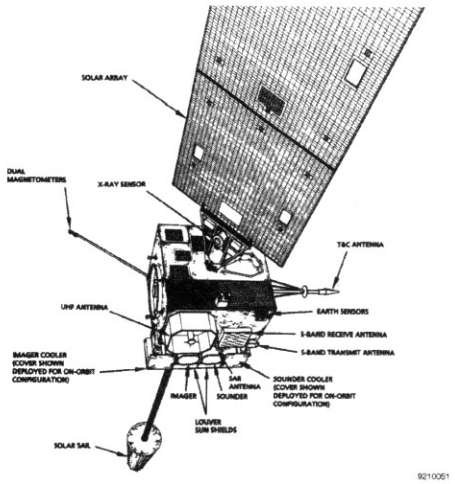

Fig. 1. GOES configuration

수행할 수 있다는 장점이 있으나 전개장치의 구현에 대한 기술적인 어려움 및 전개 실패에 대한 위험요소 등이 단점으로 작용하고 있다.

최근에는 능동적인 자세제어 기술이 발달함에 따라 모멘텀 휠을 이용하여 균형추를 대체하는 방식의 접근이 이루어지고 있다. 2008년에 발사될 Fig. 2의 통신해양기상위성(COMS)이 그 하나의 예이다. 이 방식을 사용할 경우, 구조적으로 위성을 간단하게 구성할 수 있는 장점이 있다. 하지만 태양복사압에 의해 생성되는 모멘텀을 흡수하는 과정에서 점차적으로 모멘텀 휠의 회전속도는 상승하게 되는데 이러한 현상을 방치할 경우 휠은 운용 가능한 회전속도를 벗어나게 되고 결국 작동 불능 상태에 빠지게 된다.

이를 방지하기 위하여 주기적으로 추력기를 작동해 휠의 속도를 일정 범위내로 제어하는 작업을 수행하게 된다. 이러한 작업을 모멘텀 덤핑(Momentum Dumping)이라고 한다. 이 작업은 기존 통상적인 정지궤도 위성에 비해 추가적인 추진제를 소모하는 원인이 된다. 추진제의 추가적인 사용은 위성의 수명 단축 혹은 발사중량의 증가에 따른 발사 비용의 증가로 이어지므로 이에 대한 면밀한 분석이 요구된다.

본 논문에서는 균형추를 사용하지 않는 정지궤도 기상위성, 특히 Fig. 2의 COMS의 형상을 바탕으로 모멘텀 덤핑에 소요되는 연료량을 분석하고 이를 줄이기 위한 운용 방안에 대하여 연구를 수행하였다.

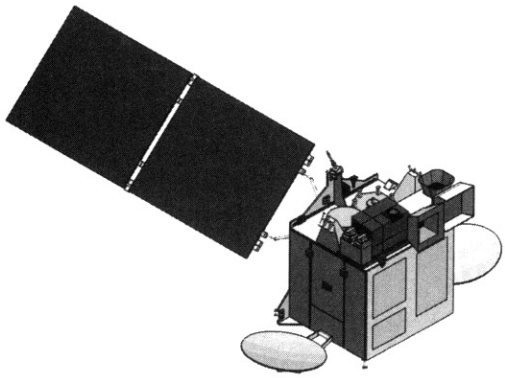

Fig. 2. COMS configuration

II. 모멘텀 덤핑 분석

가. 누적 모멘텀량 분석

본 연구에서 사용되는 좌표는 Fig. 3에서 정의된 바와 같이 ECI 좌표계와 궤도좌표계를 사용한다. ECI좌표는 (x) 축과 (z) 축이 각각 춘분점과 지구회전축을 향하도록 정의된 오른손 좌표계이다. 궤도좌표계는 인공위성의 진행방향이 (x_o) 축, 지구 중심축을 향하는 방향이 (z_o) 축으로 정의되는 오른손 좌표계이다. 위성의 자세오차가 없을 경우 궤도좌표계는 몸통좌표계와 동일하다고 볼 수 있다.

Fig. 4는 COMS 위성의 주요한 구조적 형상 및 태양풍에 의해 생성되는 토크의 기하학적인 상관관계를 나타내고 있다. 태양복사압에 의하여 태양전지판에 작용하는 외력은 다음 수식을 통하여 계산된다[3].

$$F_{sp} = GA\left(\frac{1+R}{2}\right) \qquad (1)$$

$$G = 9.1\times10^{-6} N/m^2$$

여기서 G는 태양 복사압 상수이며, A는 태양광선에 수직한 위성의 단면적을 나타낸다. R은 전

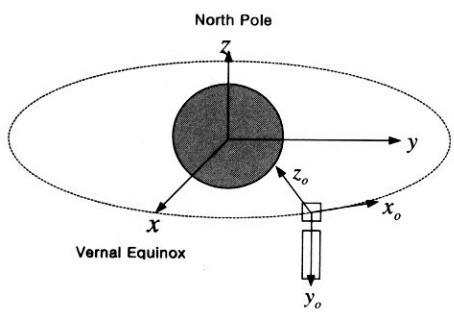

Fig. 3. Coordinate definition

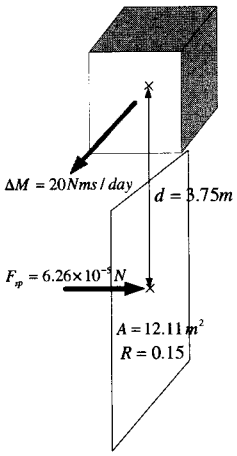

Fig. 4. COMS configuration related to the momentum accumulation

반사율(Specular Reflectivity)을 의미한다. 위성의 몸통은 질량중심에 대하여 대체적으로 대칭형태이므로 몸통에 의해 발생하는 토크는 무시 가능한 크기이다. 따라서 토크의 계산에 있어 태양전지판의 면적만을 고려해도 충분하다.

하루 동안 누적되는 모멘텀의 양은 다음 수식과 같이 모멘트 팔의 길이(d)에 위에서 계산된 태양복사압에 의해 발생되는 힘을 곱함으로서 계산된다.

$$\Delta M_d = \int_0^{24h} dF_{sp} dt \qquad (2)$$

Fig. 4에 나타난 수치들을 사용해 COMS의 누적되는 모멘텀의 양을 계산해 보면 약 $20Nms/day$가 된다. 즉 위성의 자세를 정상적으로 유지하고 모멘텀 휠의 속도를 운용 가능한 범위내로 유지하기 위해서는 모멘텀 덤핑 작업을 통하여 하루 동안 누적되는 $20Nms$의 모멘텀을 상쇄시켜야 한다.

나. 추력기의 구성 및 선택

누적되는 모멘텀을 추력기를 사용해 소거하기 위해서는 모멘텀 누적 양을 3차원 공간의 벡터로 표시하여야 한다. 그런 다음 각 추력기에 의해서 발생하는 모멘텀 벡터 정보를 이용해 추력기를 선택하고 각 추력기에 대해서 요구하는 임펄스를 계산하여야 한다.

누적되는 모멘텀 벡터는 ECI 좌표에 대하여 아래와 같이 표현된다.

$$\Delta \boldsymbol{M}_{ECI} = \boldsymbol{d} \times \boldsymbol{F} = -\Delta M_d \frac{\boldsymbol{d} \times \boldsymbol{S}}{|\boldsymbol{d} \times \boldsymbol{S}|} \qquad (3)$$

$$\boldsymbol{d} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -d \end{bmatrix}$$

여기서 $\boldsymbol{S}$는 ECI 좌표계에 대한 태양의 위치벡터를 나타낸다.

COMS 위성에는 남쪽패널에 세 개의 $10N$ 추력기를 장착하고 있는데 각 추력기는 앞에서 정의된 몸통좌표계에 대하여 Fig. 5와 같은 토크를 발생시킨다. 모멘텀 덤핑을 위한 추력기를 선택하고 각 추력기에 대해서 요구되는 임펄스를 계산하기 위해서는 앞서 ECI 좌표계에서 계산된 모멘텀 벡터는 다음 수식을 통하여 몸통 좌표계로 변환되어야 한다.

$$\Delta \boldsymbol{M}_o = TF_{EE}\, TF_z(M+\omega)\, TF_x(i)\, TF_z(\Omega)\, \Delta \boldsymbol{M}_{ECI} \qquad (4)$$

여기서 TF_x와 TF_z는 각각 (x) 와 (z) 축에 대한 오일러 좌표변환을 의미한다. 또한 M은 위성의 평균근점이각, i는 궤도 경사각, ω는 근지점이각, 그리고 Ω는 승교점 적경을 나타낸다[3]. 또한 TF_{EE}는 마지막 좌표축의 방향을 조정하기 위한 좌표변환으로서 다음과 같은 성분을 가진다.

$$TF_{OE} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad (5)$$

이상의 수식에서 알 수 있는 바와 같이 누적되는 모멘텀의 방향은 궤도상 위치에 따라서 달라진다.

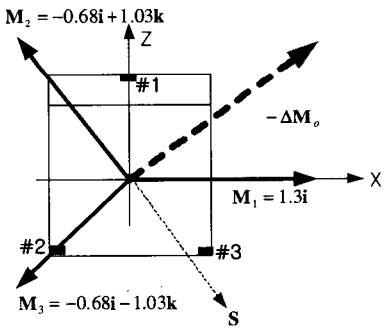

Fig. 5. Thruster location and momentum vectors of COMS

모멘텀 덤핑은 몸통좌표계의 x-z 평면상에 누적된 모멘텀량 ΔM_o를 소거하는 과정이므로 각 추력기가 생성하여야 하는 임펄스는 다음의 수식으로부터 얻어진다.

$$I_1 M_{1x} + I_2 M_{2x} + I_3 M_{3x} = -\Delta M_{ox} \qquad (6)$$

$$I_1 M_{1z} + I_2 M_{2z} + I_3 M_{3z} = -\Delta M_{oz} \quad (7)$$

여기서 I_1, I_2, I_3는 각 추력기가 발생하는 임펄스를 의미하며 M_{ix}, M_{iy}, M_{iz}는 각 추력기에 의해 발생하는 토크의 크기를 나타낸다. 수식 (6)과 (7)은 모두 3개의 변수를 포함하고 있으므로 해를 구하기 위해선 추가적인 수식이 필요하다. 이는 모멘덤 덤핑에 사용되는 추력기의 개수를 2개 이하로 제한함으로서 해결가능하다. 즉

$$I_1 = 0 \quad \text{or} \quad I_2 = 0 \quad \text{or} \quad I_3 = 0 \quad (8)$$

또한 위성 추력기는 기본적으로 역추진이 불가능 하므로 항상 다음의 조건을 만족하여야 한다.

$$I_1 \geq 0, I_2 \geq 0, I_3 \geq 0 \quad (9)$$

이상의 수식들로부터 모멘텀 덤핑에 사용되는 추력기 및 필요한 임펄스의 양을 결정하기 위해서는 먼저 식 (6)-(8)을 만족하는 해를 구하고 (9)식의 만족여부를 조사하는 방식을 취한다.

III. 모멘텀 덤핑 위치(시간) 선정

모멘텀 덤핑작업은 탑재체가 하나의 임무를 수행하고 다음 임무를 준비하는 동안에 수행된다. 탑재체의 임무는 하루 주기의 일정에 따라 수행되므로 모멘텀 덤핑 작업은 하루 중 고정된 시간에 수행하는 것이 운용 편의성 측면에서 가장 좋고 따라서 고려할 만한 가치가 있다.

또한 본 논문에서는 남북위치유지와 모멘텀 덤핑을 연계하는 방법을 제안하고자 한다. 남북위치유지와 연계한다는 의미는 남북위치유지와 모멘텀 덤핑을 동시에 수행한다는 의미가 아니라 서로의 영향을 분석해서 최적의 모멘텀 덤핑의 시점을 결정한다는 의미이다.

널리 알려진 바와 같이 정지위성은 위성의 궤도면을 적도면과 일치시키기 위한 남북위치유지 작업을 임무기간동안 계속적으로 수행한다[4-8]. 이러한 남북위치유지는 태양과 달의 인력에 의한 궤도경사각(Inclination)의 증가성분을 제거하기 위한 것으로서 기본적인 방법은 추력기를 사용하여 7일 혹은 14일 등 주기적으로 다음 크기의 남북방향 속도변화를 가하는 것이다.

$$\Delta V_{NS} = 2 V_s \sin\left| \frac{\boldsymbol{i}_t - \boldsymbol{i}_c}{2} \right| \quad (10)$$

위 수식에서 V_s는 위성의 접선속도를 의미하며 $\boldsymbol{i}_c$와 $\boldsymbol{i}_t$는 현재와 목표 궤도경사각벡터를 나타낸다. 궤도경사각벡터는 다음과 같이 크기가 궤도경사각과 같고 승교점적경을 향하는 벡터로 정의된다[3].

$$\boldsymbol{i} \approx \begin{bmatrix} i\cos\Omega \\ i\sin\Omega \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

기동 ΔV_{NS}는 목적하는 궤도면과 현재 궤도면의 교점에서 가해진다. COMS의 추력기는 앞에서 언급한 바와 같이 남쪽면에 위치해 있으므로 남에서 북쪽방향으로 향하는 ΔV 만을 생성할 수 있다. 다시 말하면 위성이 목표궤도면을 아래로 자르고 지나가는 시점에서 남북위치유지 작업을 수행한다. 이 지점은 현재 궤도면에 대한 목표궤도의 승교점적경으로서 정지궤도의 경우 근사적으로 ECI 좌표계에서 다음의 방향을 향한다.

$$\boldsymbol{u}_m \approx \frac{\boldsymbol{i}_t - \boldsymbol{i}_c}{\left| \boldsymbol{i}_t - \boldsymbol{i}_d \right|} \quad (12)$$

여기서 $\boldsymbol{u}_m$은 ECI 좌표계에 대하여 남북위치유지가 수행되는 궤도상의 위치를 향하는 단위벡터를 의미한다. 궤도경사각벡터는 적도면 근처에서 태양과 달의 인력에 의하여 평균적으로 (y) 축 방향의 운동을 하며 이를 수식으로 간단하게 표현하면 다음과 같다[3].

$$\Delta \boldsymbol{i} \approx \Delta i \ \mathbf{i}_y \quad (13)$$

여기서 $\mathbf{i}_y$는 ECI의 (y) 축을 향하는 단위벡터를 의미한다. 궤도경사각벡터의 목적치가 항상 일정하다고 하면 $\boldsymbol{i}_c$는 다음과 같이 근사적으로 표현된다.

$$\boldsymbol{i}_c \approx \boldsymbol{i}_t + \delta i \ \mathbf{i}_y \quad (14)$$

이 수식을 식(12)에 넣으면 평균적으로 남북위치유지를 수행하는 지점은 다음과 같이 표현된다.

$$\boldsymbol{u}_m \approx -\ \mathbf{i}_y \quad (15)$$

즉, 평균적으로 ECI 좌표계의 (-y) 축에서 남북위치유지 작업을 수행하게 됨을 의미한다. 위성에 따라 다르지만 COMS의 경우 남쪽면에 추력기가 장착되므로 항상 북쪽을 향하는 속도변화를 요구한다.

앞에서 언급한 바와 같이 COMS의 경우 모멘텀 덤핑은 위성의 남쪽면에 위치한 세 개의 추력기를 사용하여 수행된다. 이는 남북위치유지에 사용되는 추력기와 동일한 것으로서 다음 크기의 북쪽방향 속도변화를 유발한다.

$$\Delta V = \frac{1}{m_{sc}} \sum_{i=1}^{3} I_i \qquad (16)$$

여기서 m_{sc}는 연료를 포함한 위성의 총질량을 의미한다.

위의 내용을 종합하면 남북위치유지는 (-y) 축 부근에서 북쪽방향의 속도변화를 가하고 모멘텀 덤핑은 결과적으로 북쪽방향의 속도변화를 유발하므로, 모멘텀 덤핑을 남북위치유지 작업이 평균적으로 이루어지는 ECI 좌표계의 (-y) 축 부근에서 수행할 경우 남북위치유지에 소요되는 연료량을 줄일 수 있음을 알 수 있다. 즉, 모멘텀 덤핑에 소요되는 연료를 근본적으로 줄일 수는 없지만 부차적으로 얻어지는 속도변화를 남북위치유지에 최대한 이용함으로써 전체적인 연료 사용량을 줄일 수 있다. 여기서 남북위치유지의 주기와 모멘텀 덤핑의 주기가 일치하지는 않는다. 앞에서도 언급된 바와 같이 남북위치유지는 7일 혹은 14일 주기로 이루어지며 모멘텀 덤핑은 하루 간격으로 수행된다.

Ⅳ. 시뮬레이션을 통한 분석

이상에서 언급된 두 가지 접근 방법, 즉 하루 중 고정된 시간에 모멘텀 덤핑을 수행하는 경우와 ECI 좌표계의 (-y)축에서 수행하는 경우를 비교 평가하기 위하여 궤도 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 6은 시뮬레이션의 과정을 간단하게 나타내고 있다.

궤도적분이 이루어지는 동안 모멘텀 덤핑과 남북위치유지에 의한 속도변화를 각각 계산하여 궤도적분에 반영하고 또한 연료사용에 의한 위성의 질량변화를 고려하였다. 사용된 추진제의 질량은 로켓 방정식으로부터 아래와 같이 계산된다[9].

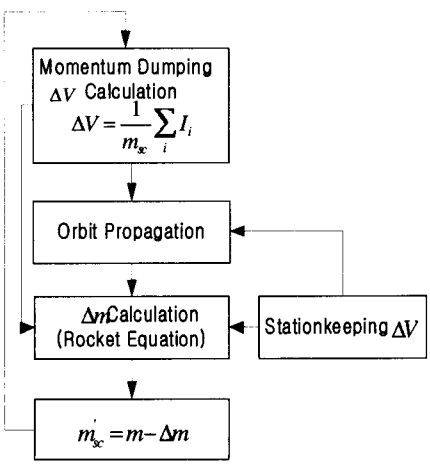

Fig. 6. Simulation flowchart

$$\Delta m = m_{sc}\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{g I_{sp}}\right)\right] \qquad (17)$$

여기서 I_{sp}는 사용되는 추력기의 비추력(Specific Impulse)로서 COMS 위성의 경우 평균적으로 263 sec의 값을 가지므로 이 수치를 그대로 사용하였다.

궤도적분에는 4차 Runge Kutta를 사용하였고, 섭동력을 고려하기 위하여 지구중력장 모델(4x4) 및 태양과 달에 인력, 태양풍의 영향을 고려하였다. 시뮬레이션은 COMS의 임무기간인 2008년 12월 1일부터 7년 동안의 기간에 대하여 수행되었다. 기준경도는 동경 116도이며 7일 간격으로 남북위치유지와 동서위치유지를 수행하는 것으로 가정하였다. 기타 시뮬레이션에 사용된 수치는 Table 1에 표시된 내용과 같다. 각 추력기에 의해 발생하는 토크 M_i는 Table 2의 성분들을 가정하였다. 이 값들은 COMS의 형상 및 추력기 데이터를 토대로 계산된 값이다.

Table 1. Simulation input data

Satellite mass	1329.0 kg
Operation longitude	116.0 Deg.E
Solar panel area	12.11 m^2
Solar panel reflectivity	0.15
Target inclination vector	$[0.001^\circ \quad -0.02^\circ]^T$
Stationkeeping cycle	7 days
Eccentricity limit	0.000156
Orbit propagation time step	300 sec
Thruster specific impulse	263 sec
Perturbations	geopotential(4x4)
	sun, moon gravity
	solar pressure

Table 2. Torque of each thruster

Thruster ID	M_x	M_y	M_z
1	1.3	0.0	0.0
2	-0.68	0.0	1.03
3	-0.68	0.0	-1.03

먼저 본 논문에서는 모멘텀 덤핑을 고정된 시간에 수행할 경우 시간별로 소요되는 임펄스의 양을 앞 식 (3)-(9)을 이용하여 계산하였다. Fig. 7

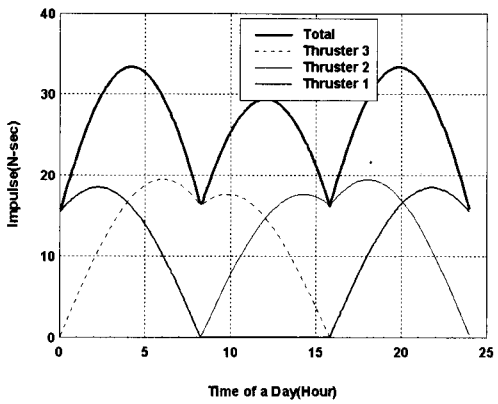

Fig. 7. Impulse requirement vs. momentum dumping time

은 그 결과를 나타내고 있다. 여기서 시간은 위성의 지방시(Local Time)로 나타내었다. Fig. 7을 통하여 자정(15.54 N-sec), 8시17분(16.31 N-sec), 혹은 15시49분(16.31 N-sec) 근방에서 모멘텀 덤핑을 수행하는 것이 가장 적은 양의 임펄스를 요구함을 알 수 있다. 임펄스는 연료의 사용량과 직접적인 연관관계가 있으므로 이 시기가 연료사용 측면에서 가장 효율적인 것으로 분석된다. 반면 4시15분과 20시 근방에서는 최대치(33.38 N-sec)를 기록하고 있어 연료사용 측면에서 가장 비효율 적임을 알 수 있다.

Table 3과 Table 4는 자정, 오전 8시17분, 최악조건인 오후 8시에 모멘텀 덤핑을 수행했을 경우와 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행했을 경우에 대하여 요구되는 속도변화량과 연료 사용량을 남북위치유지(NSSK), 동서위치유지(EWSK), 모멘텀 덤핑(MD)으로 나누어 비교하고 있다.

Table 3과 Table 4를 통하여 ECI 좌표계의 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 최악조건(오후 8시)에 비하여 약 29.8kg(14%)의 연료를 절감할 수 있음을 알 수 있다. 이는 위성의 수명을 약 1년가량 연장할 수 있는 양이고 모멘텀 덤핑을 수행할 필요가 없는 기존 위성의 경우와 비교하여 차이가 없는 수치이다. 오히려 표에 나타난 수치상으론 제안된 방법이 1.24kg 적은 연료량을 소모하는 것으로 나타나는데 이는 큰 의미가 있는 수치는 아닌 것으로 분석된다.

자정에 모멘텀 덤핑을 수행할 경우에는 최악조건 대비 약 16.85kg(7.9%)의 연료를 절감할 수 있음을 알 수 있다. 다시 말해서 연료사용량 측면에서 볼 때 기대했던 바와 같이 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행하는 것이 가장 효율적이고 위성운용 여건상 이러한 접근이 여의치 않을 경우 자정, 8시17분, 혹은 15시49분에 수행하는 것도 좋은 방법이라고 볼 수 있다. 이 경우 모멘텀 덤핑을 요하지 않는 시스템에 비하여 11kg 가량의 추가적인 연료가 필요함을 알 수 있다.

Table 3. ΔV requirements

MD Time		Mid-night	AM 8:17	PM 8:00	(-y) Axis	No MD
ΔV (m/sec)	NSSK	343.95	343.52	347.00	294.00	352.46
	EWSK	30.692	29.454	30.346	30.083	29.84
	MD	34.144	35.651	70.26	55.424	0.0

Table 4. Fuel consumption

MD Time		Mid-night	AM 8:17	PM 8:00	(-y) Axis	No MD
Fuel Used (kg)	NSSK	164.23	164.02	164.60	141.23	169.05
	EWSK	14.48	13.91	14.18	14.27	14.14
	MD	16.20	16.92	32.98	26.46	0.0
	Total	194.92	194.85	211.77	181.96	183.20

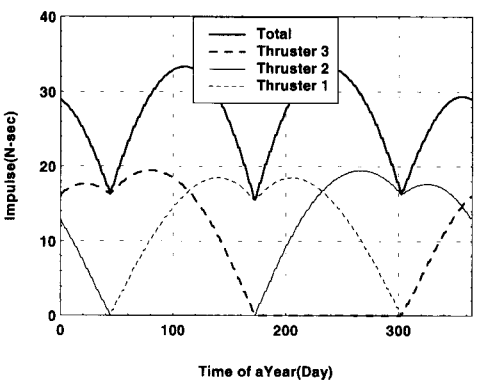

Fig. 8. Yearly impulse requirement (momentum dumping at (-y) axis)

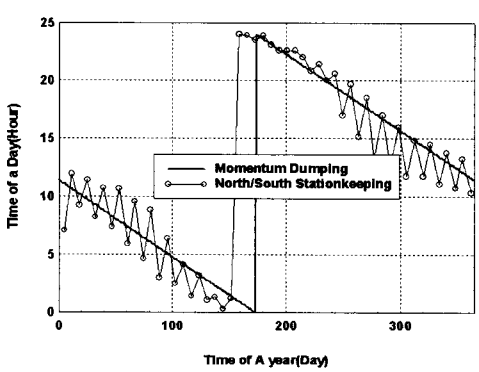

Fig. 9. North/south stationkeeping and momentum dumping time(momentum dumping at (-y) axis)

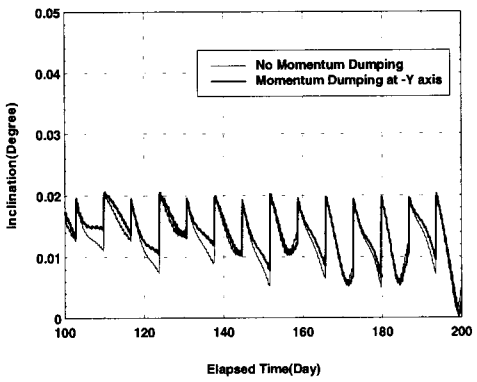

Fig. 10. Inclination change by north/south stationkeeping(momentum dumping at (-y) axis)

Fig. 8은 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 매일 요구되는 임펄스의 양을 1년 동안의 기간에 대하여 나타내고 있다. 계절에 따라서 최대 33N-sec, 최소 15N-sec의 임펄스를 요구함을 알 수 있다. 이러한 수치는 앞에서 소개한 Fig. 7의 내용과도 일맥상통하는 것이다.

Fig. 9는 일년 동안 수행된 남북위치유지 및 모멘텀 덤핑의 하루 24시간 중 시점을 나타내고 있다. (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 남북위치유지의 평균시점을 적절히 반영할 수 있음을 알 수 있다. 또한 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 매일 조금씩 모멘텀 덤핑시점이 앞당겨짐을 알 수 있는데 계산결과 매일 3분 44초가 앞당겨짐을 알 수 있었다.

Fig. 10은 (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우와 모멘텀 덤핑작업을 수행하지 않을 경우의 궤도경사각의 변화를 보여주고 있다. (-y) 축에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 궤도경사각의 변화가 완만하게 이루어지고 있고 그 영향으로 남북위치유지시 상대적으로 적은 양의 궤도경사각의 변화를 요구함을 알 수 있다. 이것은 제안된 기법이 연료 절감을 가능케 하는 근본적인 특성인 것으로 분석된다. 남북위치유지 이후에 궤도경사각이 계속해서 줄어드는 이유는 이 기간 동안 궤도경사각 벡터가 $\boldsymbol{i}_t=[0.001^\circ \quad -0.02^\circ]^T$로부터 원점을 향하여 접근하고 있기 때문이고 남북위치유지 작업을 수행하지 않을 경우 원점을 지난 이후에는 다시 크기가 증가하게 된다.

V. 결 론

단일 태양전지판을 사용하는 정지위성의 모멘텀 덤핑에 관한 분석을 수행하였다. 모멘텀 덤핑에 요구되는 임펄스의 크기 및 방향을 위성의 형상으로부터 계산하고, 이를 수행하기 위하여 각 추력기의 임펄스 및 속도변화를 계산한 다음 이를 반영하여 위치유지 시뮬레이션을 수행하였다. 연구결과 ECI 좌표계의 (-y) 축 부근에서 모멘텀 덤핑을 수행할 경우 남북위치유지에 소요되는 연료량을 줄임으로써 결과적으로 추가적인 연료의 사용을 배제할 수 있음을 알 수 있었다. 또한 대안으로서 위성추력기의 장착 위치 및 방향을 고려하여 최적의 모멘텀 덤핑 시간을 선정할 경우 비교적 적은 연료량으로 요구하는 모멘텀 덤핑작업을 적절히 수행할 수 있음을 알 수 있었다. 본 연구 내용은 2008년도에 발사 예정인 통신해양기상위성의 운용에 적절히 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 논문은 과기부에서 지원하는 "통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발" 과제 결과물의 일부임을 밝히며 지원에 대하여 감사를 드립니다.

참고문헌

1) ----, *GOES I-M DataBook*, NASA Goddard Space Flight Center, August 1996.

2) ----, *Performance specification for the GOES-N,O,P,Q*, NASA Goddard Space Flight Center, August 1997.

3) Pocha, J.J., *Mission Design For Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1987.

4) 박봉규, 노태수, "정지위성의 위치보정 시뮬레이션 연구", 항공우주학회 추계학술대회, 1993, pp. 353-358.

5) 김대식, 김천휘, 박봉규, "HBF를 이용한 정지위성의 동/서 위치보존", 한국항공우주학회지, 제 25권, 제 6호, 1997, pp. 154-162.

6) Kamel, A., Ekman, D. and Tibbitts, R., "East-West Stationkeeping Requirements of Nearly Synchronous Satellites due to Earth's Triaxiality and Luni-Solar Effects", *Celestial Mechanics*, Vol 8, 1973, pp. 129-148.

7) Gartrell, C.F., "Simultaneous Eccentricity and Drift Rate Control", *Journal of Guidance and Control*, Vol. 4, No. 3, May-June 1981, pp. 310-315.

8) 박봉규, 탁민제, 방효충, 최성봉, "저계산량

의 정지위성 탑재용 위치유지 시스템에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 31권 제 9호, 2003, pp. 64-74.

9) Pritchard, W.L., Suyderhoud, H.G. and Nelson, R.A., *Satellite Communication Systems Engineering*, Prentice Hall, 1993.