

論文

통신해양기상위성(COMS)의 모멘텀 덤핑 최적 추력기 선택

박봉규*, 박영웅*, 이상철*

COMS Momentum Dumping Optimal Thruster Set Selection

Bong-Kyu Park , Young-Woong Park and Sang-Cherl Lee

ABSTRACT

This paper discusses wheel offloading approaches of the COMS which has a single solar array system for the accommodation of the optical payloads. First of all, in an effort to reduce fuel consumption and reflect practical implementation point of view, thruster sets for wheel offloading are proposed based on numerical analyses taking into account the COMS configuration. In this analysis, it is assumed that the wheel offloading is conducted twice a day. Secondly, in order to evaluate the effectiveness of the proposed thruster sets, orbit simulations are conducted for several wheel offloading approaches and compared.

초 록

본 논문에서는 광학 탑재체를 장착하기 위해 단일 태양전지판으로 구성된 통신해양기상위성(COMS)에 대한 휠오프로딩의 접근 방법에 대하여 다루었다. 먼저 연료 소모량을 줄이고 실제적 구현 측면을 고려하기 위해 COMS의 형상을 바탕으로 수치계산을 수행하였고 이를 바탕으로 휠오프로딩에 사용되는 추력기 조합을 제안하였다. 본 논문에서는 매일 두 번에 걸쳐 휠오프로딩을 수행하는 것으로 가정하였다. 또한 제안된 추력기 조합의 효율성을 검증하기 위하여 궤도 시뮬레이션을 수행하였으며 몇 가지 접근 방법의 결과와 비교하였다.

Key Words : COMS(통신해양기상위성), Geostationary Satellite(정지위성), Dumping(모멘텀덤프), Wheel Offloading(휠오프로딩)

1. 서 론

GOES등의 정지궤도 기상위성은 기상 탑재체의 원활한 동작을 위해서 단일 태양전지판을 사용하고 있다[2-3]. 이는 탑재체가 장착된 면에 태양전지판을 장착할 경우에, 태양전지판에서 반사되거나 자체 온도에 의해 발생하는 적외선이 광학 탑재체의 온도상승을 유발해 성능 저하를 초

래하기 때문이다.

이러한 시스템의 경우, 한쪽 태양전지판에 작용하는 태양풍은 위성의 질량 중심에 대하여 토크를 발생시키고 위성의 자세 오차를 유발한다. GOES 위성의 경우는 이 문제를 해결하기 위하여 태양전지판이 부착되지 않은 면에는 기다란 Solar Sail 붐을 장착하여 균형을 유지하는 방식을 취하고 있다[2-3]. 이를 균형추라고도 한다. 균형추는 비교적 작은 단면적으로 구성이 되고 기다란 붐을 이용하여 탑재체로부터 먼 위치에 장착되므로 복사열에 의한 탑재체의 성능저하를 최소화할 수 있다. 또한 태양전지판에 의해 발생하는 토크를 상쇄할 만큼 큰 태양복사압 토크를 받

† 2006년 6월 22일 접수 ~ 2006년 10월 13일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단
체계종합그룹

연락처, E-mail : pbk2pbk@gmail.com

대전시 유성구 어은동 45번지

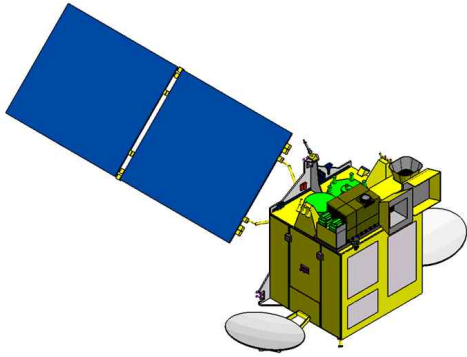


Fig. 1. COMS configuration

생시킬 수 있도록 구성되어 있다. 본 방식은 모멘텀의 누적을 최소화하여 자세제어를 손쉽게 수행할 수 있다는 장점이 있으나 전개장치의 구현에 대한 기술적인 어려움이 단점으로 작용하고 있다.

최근에는 능동적인 자세제어 기술이 발달함에 따라 모멘텀 휠을 이용하여 균형추를 대체하는 방식의 접근이 이루어지고 있다. 2008년에 발사될 Fig. 1의 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 방지할 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 휠오프로딩(Wheel Offloading)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 분석 및 최적의 접근 방법에 대한 연구가 요구된다.

참고문헌[1]에서는 이러한 균형추를 사용하지 않는 Fig. 1의 COMS의 형상을 바탕으로 휠오프로딩 최적화 방안을 제안하고 여러 가지 방법에 대하여 추진제의 소모량을 비교분석 하였다. 제안한 방법으로는 ECI(Earth Centered Inertial)좌표계의 (-y)축에서 휠오프로딩을 수행함으로써 그 결과로 얻어지는 남북방향의 속도변화를 남북 위치에 활용하는 방법이다.

본 연구에서는 참고문헌[1]의 연구내용을 발전

시키고 현실적인 문제를 추가적으로 고려하기 위하여 휠오프로딩 방안을 수정 제시하였다. 참고문헌[1]에서 제안하는 방법을 그대로 사용할 경우 휠오프로딩 시간이 하루 약 3분가량 변화하여 탑재체의 운용에 제한을 야기한다. 휠오프로딩 수행중에는 발생하는 섭동으로 인하여 광학탑재체를 정상적으로 운용할 수 없기 때문이다. 따라서 본 논문에서는 참고문헌[1]의 장점을 취하면서 광학탑재체의 운용을 고정된 시간표에 맞게 수행할 수 있도록 추력기의 조합을 선택하고 그에 따른 연료사용량 측면에서 성능해석을 수행하였다.

II. 휠 오프로딩 분석

가. 태양복사압에 의한 누적 모멘텀량

본 논문에서는 Fig. 2에서 정의된 바와 같이 ECI 좌표계와 궤도좌표계를 사용한다. ECI 좌표계는 (x) 축과 (z) 축이 각각 춘분점과 지구회전축을 향하도록 정의된 오른손 좌표계이다. 궤도좌표계는 인공위성의 진행방향이 (x_o) 축, 지구중심축을 향하는 방향이 (z_o) 축으로 정의되는 오른손 좌표계이다. 위성의 자세오차가 없을 경우 궤도좌표계는 몸통좌표계와 동일하다고 볼 수 있다.

태양복사압에 의하여 태양전지판에 작용하는 외력은 다음 수식을 통하여 계산된다[4].

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

$$G = 9.1 \times 10^{-6} N/m^2$$

여기서 G 는 태양 복사압 상수, A 는 태양광선에 수직한 위성의 단면적을 나타낸다. R 은 전반사율(Specular Reflectivity)을 의미한다. 위성의 몸통은 질량중심에 대하여 대체적으로 대칭 형태이

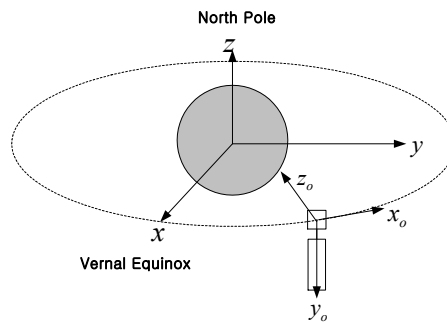


Fig. 2. Coordinate definition

므로 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 발생하는 힘을 곱함으로써 계산된다.

$$\Delta M_d = \int_0^{24h} \mathbf{d} \times \mathbf{F}_{sp} dt \quad (2)$$

COMS 형상을 바탕으로 누적되는 모멘텀의 양을 계산해 보면 약 $25Nm/s/day$ 가 된다. 즉 위성의 자세를 정상적으로 유지하고 모멘텀 휠의 속도를 운용 가능한 범위내로 유지하기 위해서는 모멘텀 덤핑 작업을 통하여 하루 동안 누적되는 $25Nm/s$ 의 모멘텀을 상쇄시켜야 한다.

나. 휠오프로딩

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.

$$\Delta \mathbf{M}_o = \Delta M_d \frac{\mathbf{d} \times \mathbf{S}}{|\mathbf{d} \times \mathbf{S}|} \quad (3)$$

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

여기서 \mathbf{S} 는 ECI 좌표계에 대한 태양의 위치벡터를 나타내며 \mathbf{d} 는 질량중심에서 태양전지판 중심까지의 벡터를 나타낸다.

추력기 작동에 의하여 나타나는 ECI좌표에 대한 토크는 각 추력기에 의해 발생하는 몸통좌표에 대한 토크를 \mathbf{T}_{ib} 라고 할 때 다음과 같이 계산된다.

$$\mathbf{T}_i = TF_x \left(\frac{\pi}{2} \right) TF_z \left(-\Omega - \frac{\pi}{2} \right) TF_x (-i) TF_z (-M - \omega) \mathbf{T}_{ib} \quad (4)$$

여기서 TF_x 와 TF_z 는 각각 (x) 와 (z) 축에 대한 오일러 좌표변환을 의미한다. 또한 M 은 위성의 평균근점이자, i 는 궤도 경사각, ω 는 근지점이자, 그리고 Ω 는 승교점 적경을 나타낸다[4]. 만일 궤도 경사각이 영에 가까운 값이면 ($i \approx 0$) 위 수식은 아래와 같이 간략화 된다.

$$\mathbf{T}_i = TF_x \left(\frac{\pi}{2} \right) TF_z \left(-\theta - \frac{\pi}{2} \right) \mathbf{T}_{ib} \quad (5)$$

$$\theta = \Omega + \omega + M$$

추력기 작동을 통하여 누적된 모멘텀을 소거하기 위해서는 아래 수식을 만족하여야 한다.

$$\mathbf{M}_i = \int \mathbf{T}_i dt = TF_x \left(\frac{\pi}{2} \right) TF_z \left(-\theta - \frac{\pi}{2} \right) \mathbf{M}_{ib} = -\Delta \mathbf{M}_o \quad (6)$$

이 수식을 정리하면 다음과 같다.

$$\mathbf{M}_{ib} = \int \mathbf{T}_{ib} dt = - \begin{bmatrix} \sin\theta & 0 & +\cos\theta \\ \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \Delta \mathbf{M}_o \quad (7)$$

COMS 위성에는 남쪽패널에 10N 추력의 추력기 세 개를 장착하고 있는데 각 추력기는 앞에서 정의된 몸통좌표계에 대하여 Fig. 3과 같은 토크를 발생시킨다.

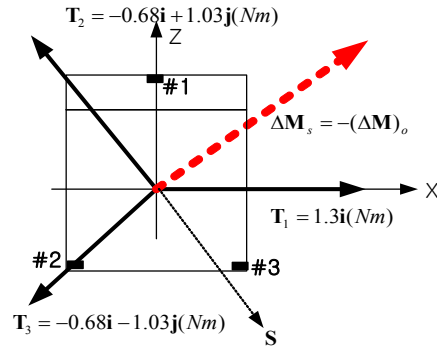


Fig. 3. locations and torque vectors of COMS thrusters

Fig. 3과 같이 여러개의 추력기를 사용하는 경우, 생성되는 전체 모멘텀은 각 추력기에 의해 생성되는 모멘텀 벡터의 벡터합으로 표현된다.

$$\mathbf{M}_{ib} = \sum_i \mathbf{M}_{ibi} \quad (8)$$

여러 개의 추력기를 동시에 사용하여 휠오프로딩을 수행할 경우는 각 추력기의 작동시간을 상대적으로 조절하여 임의의 위치에서 휠오프로딩을 수행할 수 있다. 하지만 단일 추력기를 사용하여 휠오프로딩을 수행할 경우는 임의의 방향으로 토크를 생성할 수 없으므로 수식 (7)로부터 아래의 위치에서 휠오프로딩을 수행하여야 한다.

$$\theta = \tan^{-1} \left[\frac{\Delta M_{ox} T_{tbx} - \Delta M_{oz} T_{tby}}{\Delta M_{oz} T_{tbx} + \Delta M_{ox} T_{tby}} \right] \quad (9)$$

이 위치는 대략적으로 위성의 질량중심과 태양을 잇는 선상에 추력벡터가 위치하는 시점이다.

COMS 위성의 경우 남쪽면에 세 개의 추력기가 장착되어 있으므로 위 수식(9)를 만족하는 시간대는 하루 세 번에 걸쳐 나타난다.

III. 모멘텀 덤핑 위치(시간) 선정

가. 접근 I-정해진 시간에 수행

월오프로딩 작업에 의하여 발생되는 섭동력으로 인하여 월오프로딩 기간 중에는 광학탑재체의 수행이 적절히 이루어질 수 없다. 탑재체의 임무는 하루 주기의 일정에 따라 수행되므로 모멘텀 덤핑 작업은 하루 중 고정된 시간에 수행하는 것이 운용 편의성 측면에서 가장 좋다. 참고문헌[1]의 해석 결과에 따르면 COMS의 경우 Fig. 4로부터 자정, 8시 17분 혹은 15시 49분 근방에서 월오프로딩을 수행하는 것이 연료사용량 측면에서 가장 효율적이다. 이 위치는 각 추력기에 대하여 앞 수식(9)를 만족하는 위치이다. 각 시점은 위성의 질량중심, 추력기의 위치 그리고 태양의 위치가 일직선상에 놓이는 시점으로서 추력기의 모멘텀 암의 길이가 최대가 된다. 반면 4시15분과 20시 근방에서는 최대치를 기록하고 있어 연료사용 측면에서 가장 비효율 적임을 알 수 있다.

나. 접근 II-ECI 좌표계의 (-Y)축에서 수행

또한 참고문헌[1]에서는 남북위치유지와 모멘텀 덤핑을 연계하기 위하여 ECI좌표계의 (-y)축상에서 월오프로딩을 수행하는 방법을 제안하였다. 널리 알려진 바와 같이 정지위성은 위성의 궤도면을 적도면과 일치시키기 위해 남북위치유지 작업을 임무기간동안 계속적으로 수행한다 [4-8]. 이러한 남북위치유지는 태양과 달의 인력

에 의한 궤도경사각(Inclination)의 증가성분을 제거하기 위한 것으로서 일반적으로 추력기를 작동하여 7일 혹은 14일 등의 주기로 다음 크기의 남북방향 속도변화를 가한다.

$$\Delta V_{NS} = 2V_s \sin \frac{|\Delta i|}{2} \tag{10}$$

V_s : 위성의 접선속도

Δi : 궤도경사각 벡터의 변화량

평균적으로 이러한 남북위치유지는 ECI 좌표계의 (-y)축에서 수행되는데 참고문헌[1]에서 제안하는 방법은 (-y)축에서 월오프로딩을 수행하게 함으로써 월오프로딩에 의해 생성되는 북쪽 방향의 속도변화를 남북위치유지에 간접적으로 활용하도록 하는 것이다. 이 방법을 통하여 모멘텀 덤핑에 소요되는 연료를 근본적으로 줄일 수는 없지만 부차적으로 얻어지는 속도변화를 남북위치유지에 유리한 방향으로 생성되게 이용함으로써 전체적인 연료 사용량을 줄일 수 있다. (-y)축에서 월오프로딩을 수행하기 위해서는 동시에 두 개 이상의 추력기를 동작시켜야 한다.

다. 접근 III-접근 I과 접근 II의 조합

위의 접근 II를 사용할 경우는 언급된 것과 같이 매일 월오프로딩의 시간이 달라진다는 단점이 있다. 이러한 현상은 정해진 시간에 사진촬영을 해야 하는 광학탑재체에 있어서 단점으로 작용한다. 이러한 문제를 해결하기 위해 위의 두 접근을 적절하게 조합하는 방법을 생각해볼 수 있다. 즉 접근 I에서와 같이 하루 중 정해진 시간에 정해진 추력기를 사용하여 월오프로딩을 수행하도록 사용 추력기 혹은 수행시간(추력기가 결정되면 수행시간도 결정됨, 수식 (9))을 선택하는 기준으로 (-y)축과의 근접성을 사용하는 것이다.

예를 들어 동지에 가까운 동절기에는 대략적으로 정오(12:00)에 위성이 (-y)축에 위치하게 되는데 정오에 근접한 8시 17분(3번 추력기) 혹은 15시 49분(2번 추력기)에 월오프로딩을 수행하도록 한다. 본 방법을 사용할 경우 각 추력기의 모멘텀암의 길이가 최대가 되는 조건(접근 I)을 적절히 만족할 수 있고 남북위치유지 효과가 최대가 되는 조건(접근 II)을 부분적으로 만족함으로써 두 접근의 장점을 최대한 취할 수 있다. COMS 위성의 경우 시스템 요구사항에 따라 매일 2번, 각각 10분에 걸쳐 월오프로딩을 수행한다. 따라서 위 예의 경우 8시 17분(3번 추력기) 그리고 15시 49분(2번 추력기)에 월 오프로딩을 수행한다.

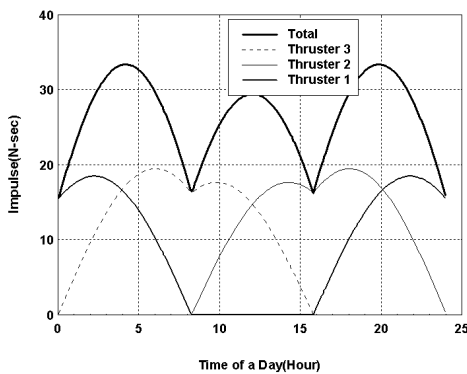


Fig. 4. Impulse requirement vs. momentum dumping time[1]

IV. 시뮬레이션을 통한 분석

이상에서 언급된 세 가지 접근, 즉 하루 중 고정된 시간에 모멘텀 덤핑을 수행하는 방법, ECI 좌표계의 (-Y)축에서 수행하는 경우 그리고 선택된 두개의 추력기를 사용하는 경우에 대해서 사용 연료량을 비교 평가하기 위하여 궤도 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 5는 시뮬레이션의 과정을 나타내고 있다. 참고문헌[1]에서 소개된 것과 동일한 절차이다.

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].

$$\Delta m = m_{sc} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{gI_{sp}}\right) \right] \quad (11)$$

여기서 I_{sp} 는 사용되는 추력기의 비추력(Specific Impulse)로서 COMS 위성의 경우 평균적으로 263 sec의 값을 가지므로 여기서는 이 수치를 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_i 는 Table 2의 성분들을 가

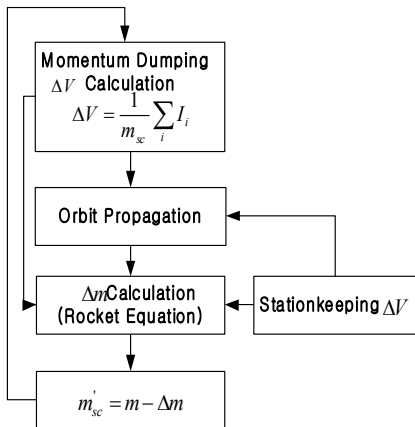


Fig. 5. Simulation flowchart

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° -0.02°] ^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

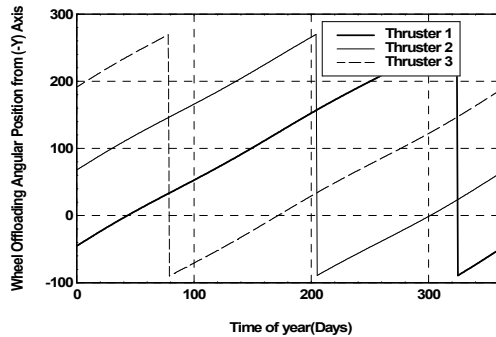


Fig. 6. Wheel Offloading Position for each thruster

Table 3. Thruster Selection for wheel offloading

Days	Thruster Selection
10/22~2/17	2, 3
2/18~6/19	3, 1
6/20~10/22	1, 2

정하였다. 이 값들은 COMS의 형상 및 추력기 데이터를 토대로 계산된 값이다.

Fig. 6은 시뮬레이션 및 앞 수식 (9)를 통하여 얻어진 각 추력기의 휠오프로딩 위치를 일년 365 일에 대하여 나타내고 있다. 앞에서도 언급한 바와 같이 여기서의 휠오프로딩의 위치는 모멘텀암의 길이가 최대가 되는 위치로서, 대략적으로 위

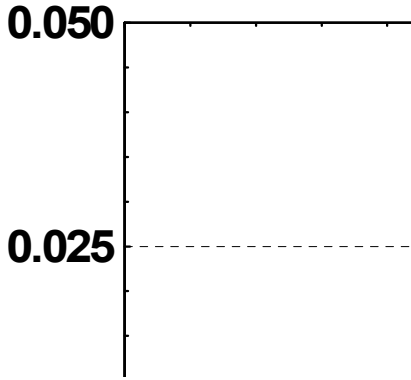


Fig. 7. Inclination vector evolution induced by wheel offloading

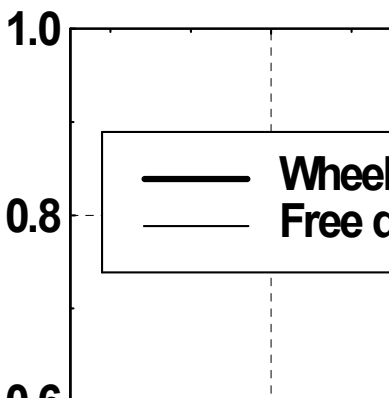


Fig. 8. Inclination vector evolution

성의 질량중심, 추력기 그리고 태양이 일직선상에 놓이는 위치이다. 휠오프로딩을 위한 최적 추력기의 조합은 Fig. 6으로부터 (-y)축으로부터 근접한 추력기를 선택함으로써 얻어진다. COMS 위성의 경우는 하루 두 번에 걸쳐 휠오프로딩을 수행하므로 Fig. 6을 바탕으로 Table 3의 추력기의 조합을 얻을 수 있다. 연중 기간에 따라서 추력기의 선택이 다르게 이루어짐을 알 수 있다.

Fig. 7은 모든 궤도 섭동력을 제거한 상태에서 Table 3에서 선택된 추력기를 사용하여 휠오프로딩을 수행했을 경우, 추력기에 의해 생성되는 궤도경사벡터의 변화를 나타내고 있다. 궤도경사각 벡터는 (-y) 방향으로 지속적으로 증가하는 것을 볼 수 있다. Fig. 8은 휠오프로딩을 수행할 경우와 그렇지 않을 경우의 궤도경사각 변화를 보여 주고 있다. 본 그림을 통하여 선택된 추력기 조합을 이용하여 휠오프로딩을 수행할 경우 생성되는 속도변화에 의해서 궤도 경사각의 증가가 현저히 둔화되는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9는 남북위치유지시간과 선택된 추력기의

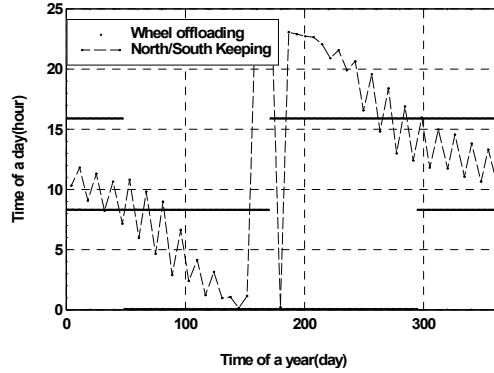


Fig. 9. North/south stationkeeping and momentum dumping time

Table 4. ΔV requirements

MD Time		No MD	(-y) Axis	Mid-night	Two Selection
ΔV (m/sec)	NSSK	350.79	319.88	352.71	334.70
	EWSK	30.50	30.09	30.52	30.33
	MD	0.0	69.33	42.618	44.18
	Total	381.29	419.3	425.85	409.21

Table 5. Fuel consumption

MD Time		No MD	(-y) Axis	Mid-night	Two Selection
Fuel Used (kg)	NSSK	168.26	153.39	168.04	159.80
	EWSK	14.50	14.66	14.44	14.34
	MD	0.0	33.08	20.25	20.97
	Total	182.76	201.13	202.73	195.11

휠오프로딩 시간을 비교하고 있다. 의도한 바와 같이 두 추력기의 휠오프로딩 시간 평균이 남북위치유지 시간과 근접함을 알 수 있다.

Table 4와 Table 5는 앞에서 언급한 세가지 방법에 대하여 요구되는 속도변화량 및 소모연료량을 남북위치유지(NSSK), 동서위치유지(EWSK), 모멘텀 덤핑(MD)으로 나누어 비교하고 있다. 본 결과에 따르면 앞에서 제안된 추력기 조합을 이용하여 휠오프로딩을 수행할 경우가 (-y)축이나 고정된 시간(자정)에 수행하는 경우에 비하여 오히려 적은 연료량을 소모함을 확인할 수 있다.

제안된 방법이 (-y)축에서 수행하는 경우에 비하여 더욱 좋은 결과를 나타내는 이유는 (-y)축에서 휠오프로딩을 수행할 경우는 남/북 위치유지 소모연료량은 대폭 감소하는 반면, 비효율적인 추력기 작동위치선정, 즉 모멘텀 팔의 길이 감소로 인하여 휠오프로딩에 요구되는 추진제의 양이 상대적으로 증가되기 때문인 것으로 분석된다. 이러한 특징들은 Table 4와 Table 5의 주요 항목을 살펴봄으로써 이해 가능하다.

V. 결 론

단일 태양전지판을 사용하는 통신해양기상위성(COMS)의 월오프로딩에 관한 분석을 수행하고 월오프로딩에 소모되는 연료량을 최소로 하기 위한 추력기 조합의 결정에 관한 방법 및 추력기 조합을 제안하였다. 또한 시뮬레이션을 통하여 제안된 추력기 조합을 사용할 경우 기존 논문에서 제안된 기법(-y축에서 월오프로딩 수행)과 비교하여 탑재체의 운영측면 뿐만 아니라 연료소모량 측면에서 더욱 최적화된 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있었다. 본 연구는 통신해양기상위성(COMS)을 대상으로 수행되었지만 앞으로 수요가 예상되는 단일 태양전지판을 사용하는 정지궤도 위성에 대하여 직간접적으로 적용될 수 있는 기술이다.

후 기

본 논문은 과기부에서 지원하는 “통신해양기상 위성 시스템 및 본체 개발” 과제 결과물의 일부임을 밝히며 지원에 대하여 감사를 드립니다.

참고문헌

1) 박봉규, 양균호, 박영웅, 최재동, 이상철, “통신해양기상위성(COMS)의 모멘텀 덤핑 사용

연료량 분석”, 한국항공우주학회지, 제 33권, 제 9호, 2005, pp. 81-88.

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

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

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

5) 박봉규, 노태수, “정지위성의 위치보정 시뮬레이션 연구”, 항공우주학회 추계학술대회, 1993, pp. 353-358.

6) 김대식, 김친휘, 박봉규, “HBF를 이용한 정지위성의 동/서 위치보존”, 한국항공우주학회지, 제 25권, 제 6호, 1997, pp. 154-162.

7) 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.

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

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