

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 760-766(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.760

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

자기토크 배치와 반작용휠 모멘텀 덤핑 성능 관계

손준원*

Relationship between Magnetic Torquer Arrangement and Reaction Wheel Momentum Dumping Performance

Jun-Won Son*

Korea Aerospace Research Institute*

ABSTRACT

Due to external disturbances on the satellite, unwanted momentum is accumulated on reaction wheels. To remove this momentum, three magnetic torquers which are installed along the satellite's axes are used. The magnetic torquers generated torque indirectly by interactions with the earth's magnetic field. Thus, during momentum dumping, we should consider both the magnetic torquer and the earth's magnetic field generated on the magnetic torquers at the same time. When low earth orbit satellite with high inclination angle holds nadir pointing attitude, weak earth's magnetic field is generated along the satellite's pitch axis. In this case, one magnetic torquer is overloaded and momentum dumping performance is degraded. This research will review the method to improve the momentum dumping performance by adjusting magnetic torquers arrangement.

초 록

위성에 작용하는 외란으로 인해서 반작용휠에 원치 않는 모멘텀이 쌓인다. 이를 해소하기 위해서 위성의 축방향으로 설치한 세 개의 자기토크를 이용한다. 자기토크는 지구 자기장과 상호 작용하여 간접적으로 토크를 생성한다. 따라서 모멘텀 덤핑시 자기토크와 자기토크 주위에 형성되는 지구 자기장을 동시에 고려해야 한다. 높은 경사각을 가지는 저궤도 위성이 지구지향을 할 때 위성체의 피치축으로는 매우 약한 지구자기장이 형성된다. 이 경우 하나의 자기토크에 과부하가 걸려서 모멘텀 덤핑 성능이 떨어진다. 본 연구에서는 자기토크의 배치를 변경하여 지구지향자세에서 모멘텀 덤핑 성능을 향상시키는 방법에 대해서 살펴본다.

Key Words : Magnetic Torquer(자기토크), Momentum Dumping(모멘텀 덤핑), Low Earth Orbit Satellite(저궤도 위성)

1. 서 론

인공위성 정밀자세 제어를 위해서는 반작용휠이

주로 사용된다. 반작용휠은 가감속을 통하여 정밀한 토크를 생성할 수 있는 장점이 있지만, 모터의 한계 때문에 생성할 수 있는 모멘텀에 제한

† Received : June 26, 2018 Revised : August 23, 2018 Accepted : August 30, 2018

* Corresponding author, E-mail : jwson@kari.re.kr

이 있다는 단점도 존재한다.

위성에 작용하는 외란은 반작용휠의 모멘텀으로 쌓인다[1]. 이를 제거해주지 않으면 반작용휠의 모멘텀 한계에 도달하여 토크 생성이 불가능해진다. 따라서 추력기 또는 자기토크를 사용한 모멘텀 덤핑이 필요하다[2-3]. 추력기는 연료를 소모한다는 단점이 있으므로 지구자기장 세기가 강한 저궤도에서는 자기토크를 이용한다.

자기토크를 이용한 모멘텀 덤핑은 원래 위성이 발사체와 분리된 직후 초기 각속도를 감쇄시킬 때에 사용되었다[4-6]. 반작용휠 모멘텀 덤핑에서는 위성체의 모멘텀 대신 외란으로 누적된 반작용휠의 모멘텀을 제어한다[7].

자기토크는 지구자기장과 상호 작용하여 간접적으로 토크를 생성한다. 따라서 자기토크를 이용한 제어는 자기쌍극자뿐만 아니라 자기토크 주위에 생성되는 지구자기장도 고려해야 한다.

본 연구에서는 높은 경사각을 가진 궤도에서 움직이며, 관측임무를 수행하지 않을 때는 지구 지향자세를 유지하는 저궤도위성의 자기장 특성을 살펴본다. 다목적실용위성 1호, 2호를 비롯하여 많은 지구관측위성들이 유사한 궤도에서 지구 지향을 하며 운영되고 있다[8-10]. 이들 위성에서는 피치축으로 매우 작은 값의 자기장만 형성되어 자기토크의 모멘텀 덤핑 성능이 저하되는 현상이 나타난다. 자기토크 배치를 변경하면 위성체에 형성된 자기장을 효율적으로 이용할 수 있음을 확인하였다.

본 연구에서는 Table 1과 같이 세 개의 좌표계를 사용한다. MTA Reconfiguration 좌표계는 2.2절에서 설명한다.

II. 본 론

2.1 저궤도위성의 모멘텀 덤핑 특성 분석

자기토크는 보통 Fig. 1처럼 위성의 3축, $[X_{sc}, Y_{sc}, Z_{sc}]$ 와 나란하게 배치가 되며[5], 반작용휠 모멘텀 덤핑을 위해서 식 (1)과 같이 자기쌍극자 명령을 생성한다[7].

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B} \times \Delta \vec{H}}{|\vec{B}|^2} \quad (1)$$

여기서 M_x, M_y, M_z 는 위성의 축 방향으로 배치된 개별 자기토크의 자기쌍극자 명령을 의미하며, k 는 모멘텀 덤핑 제어기의 이득값, \vec{B} 는 위성

Table 1. Reference Frame and Notation

Reference Frame	Notation
Body	$\vec{B}, \vec{M}, \Delta \vec{H}, \vec{T}$
LVLH	\vec{B}_o
MTA Reconfiguration	$\vec{B}', \vec{M}', \Delta \vec{H}', \vec{T}'$

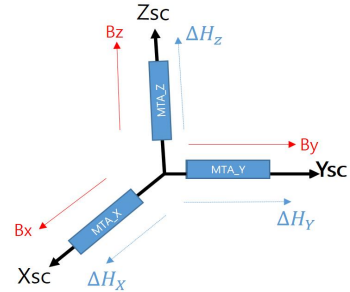


Fig. 1. MTA Normal Configuration

에 인가되는 지구자기장, $\Delta \vec{H}$ 는 덤핑해야 할 반작용휠 모멘텀을 의미한다. \vec{B} 와 $\Delta \vec{H}$ 는 위성체의 몸통 좌표계를 기준으로 정의되어 있다. 위성에 인가되는 지구자기장은 위성에 장착된 자장센서를 통해 측정된 값을 사용한다.

위성에 인가되는 지구자기장은 LVLH(Local Vertical and Local Horizontal) 좌표계에서 식 (2)와 같이 근사화할 수 있다[6-7]. 여기서 \vec{B}_o 는 LVLH 좌표계에서의 지구자기장을 의미한다. 위성이 지구지향자세를 유지할 경우, \vec{B} 와 \vec{B}_o 는 같아진다.

$$\vec{B}_o = \begin{bmatrix} B_{xo} \\ B_{yo} \\ B_{zo} \end{bmatrix} = \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \sin \xi_m \cos(\Omega t - \eta_m) \\ -\cos \xi_m \\ 2 \sin \xi_m \sin(\Omega t - \eta_m) \end{bmatrix} \quad (2)$$

Table 2. Symbols of Equation (2)

M_E	Earth Magnetic Dipole Moment $7.8379 \times 10^6 \text{ T} \cdot \text{km}^3$
R_C	Orbit Radius
Ω	Orbit Rate $2\pi/T_{orb}$
η_m	Angle between the ascending node relative to the Earth's equator and the ascending node relative to the geomagnetic equator
ξ_m	Inclination of the orbit relative to the geomagnetic equatorial plane

저궤도위성은 대체로 90도 근처의 높은 궤도경사각(ξ_m)에서 움직이고 있으므로[9,10], 지구자기장은 식 (3)과 같이 단순화할 수 있다.

$$\vec{B}_o = \begin{bmatrix} B_{x0} \\ B_{y0} \\ B_{z0} \end{bmatrix} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos(\Omega t - \eta_m) \\ 0 \\ 2\sin(\Omega t - \eta_m) \end{bmatrix} = \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} c \\ 0 \\ 2s \end{bmatrix} \quad (3)$$

저궤도위성은 관측 임무를 수행하지 않는 정상시에는 지구지향자세를 유지하는 경우가 많으며 [8,10] 반작용휠 모멘텀 덤핑도 이 때 이뤄진다. 즉 반작용휠 모멘텀 덤핑을 수행하는 구간에서는 위성체 몸통 좌표계와 LVLH 좌표계가 일치한다. 이 경우 자기쌍극자 명령 및 모멘텀 덤핑 토크는 다음과 같다.

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B}_o \times \Delta \vec{H}}{|\vec{B}_o|^2} \quad (4)$$

$$\approx -\frac{k}{|\vec{B}_o|^2} \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} -2s\Delta H_y \\ 2s\Delta H_x - c\Delta H_z \\ c\Delta H_y \end{bmatrix}$$

$$\vec{T} = [T_x, T_y, T_z]^T \quad (5)$$

$$= \vec{M} \times \vec{B} = \vec{M} \times \vec{B}_o$$

식 (4)를 잘 살펴보면, 다음과 같은 특성이 있음을 알 수 있다.

- Y축 방향의 모멘텀 ΔH_y 는 M_x (MTA_X)와 M_z (MTA_Z) 양쪽으로 덤핑된다.
- 반면 X축과 Z축 방향 모멘텀인 ΔH_x 와 ΔH_z 는 M_y (MTA_Y)로만 덤핑된다.
- 결국 Y축 방향의 자기토크 MTA_Y(M_y)에 많은 부하가 걸린다.
- 자기토크가 생성할 수 있는 자기쌍극자의 크기에는 한계가 있다. 따라서 MTA_Y의 자기쌍극자, M_y 가 필요한 출력을 내지 못하는 비율이 M_x 나 M_z 보다 더 크다.
- 이는 M_y 에 의해 제어되는 ΔH_x 와 ΔH_z 의 모멘텀 덤핑 성능이 M_x 와 M_z 에 의해 제어되는 ΔH_y 보다 떨어짐을 의미한다.

2.2 자기장을 고려한 자기토크 배치 변경

Figure 2와 같이 위성체의 X축(Xsc)를 기준으로 θ 만큼 회전한 좌표계를 [Xsc', Ysc', Zsc']으로

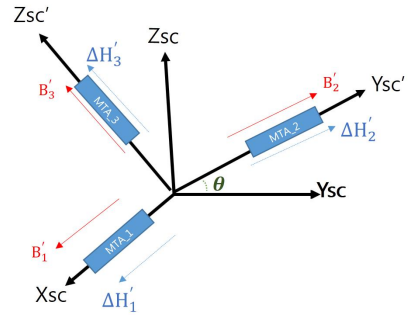


Fig. 2. MTA Reconfiguration

정의하고 자기토크를 이 좌표계에 맞춰서 배치하였다. 이 경우, 자기토크의 방향으로 형성되는 지구자기장 \vec{B}_o 은 식 (7)과 같이 표현된다.

$$C_{rot} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\theta & s\theta \\ 0 & -s\theta & c\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

where $c\theta = \cos(\theta)$, $s\theta = \sin(\theta)$

$$\vec{B}' = \begin{bmatrix} B'_1 \\ B'_2 \\ B'_3 \end{bmatrix} = C_{rot} \begin{bmatrix} B_{x0} \\ B_{y0} \\ B_{z0} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\approx \frac{M_E}{R_C^3} C_{rot} \begin{bmatrix} \cos(\Omega t - \eta_m) \\ 0 \\ 2\sin(\Omega t - \eta_m) \end{bmatrix}$$

$$\approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} c \\ 2s \cdot s\theta \\ 2s \cdot c\theta \end{bmatrix}$$

식 (7)을 식 (3)과 비교해보면, 자기토크 배치 변경으로 인해서, 자기토크 주위에 형성되는 지구자기장의 크기가 비슷해졌음을 알 수 있다. 예를 들어서 Fig. 1의 배치와 θ 를 45°로 설정한 Fig. 2의 배치를 비교하면, 자기토크 주위에 생성되는 지구자기장의 최대값은 다음과 같다.

$$\max(|B_x|) : \max(|B_y|) : \max(|B_z|) \quad (8)$$

$$\approx 1 : 0 : 2$$

$$\max(|B'_1|) : \max(|B'_2|) : \max(|B'_3|) \quad (9)$$

$$\approx 1 : \sqrt{2} : \sqrt{2}$$

자기토크 주위에 생성되는 지구자기장의 크기가 비슷해졌으므로, 자기토크에 인가되는 자기쌍극자명령의 비율도 비슷하게 만들 수 있다. 덤핑

해야할 휠 모멘텀을 몸통좌표계가 아닌 [Xsc', Ysc', Zsc'] 기준으로 변환하여 자기쌍극자 명령을 생성하면 식 (11)과 같다.

$$\vec{\Delta H} = C_{rot} \vec{\Delta H} = \begin{bmatrix} \Delta H_x \\ c\theta \Delta H_y + s\theta \Delta H_z \\ -s\theta \Delta H_y + c\theta \Delta H_z \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} M'_1 \\ M'_2 \\ M'_3 \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B} \times \vec{\Delta H}}{|\vec{B}_o|^2} = C_{rot} \vec{M} \approx -\frac{k}{|\vec{B}|^2} \frac{M_E^2}{RC_3} \cdot \begin{bmatrix} -2s\Delta H_y \\ c\theta(2s\Delta H_x - c\Delta H_z) + s\theta c\Delta H_y \\ -s\theta(2s\Delta H_x - c\Delta H_z) + c\theta c\Delta H_y \end{bmatrix} \quad (11)$$

식 (5)에서는 X축과 Z축 방향의 모멘텀인 ΔH_x 와 ΔH_z 가 하나의 자기토크인 M_y 에 의해서 덤핑되었다. 하지만 식 (11)에서는 두 개의 자기토크인 M'_2 와 M'_3 에 의해서 덤핑되는 것을 확인할 수 있다. 다시 말하면, 하나의 자기토크 M_y 에 가해지던 부담이 자기토크 재배치로 인해서 두 개의 자기토크 M'_2 와 M'_3 로 분산되었다.

Figure 2와 같이 자기토크 배치를 변경하고 식 (11)과 같은 자기쌍극자 명령을 인가했을 때, 위성의 몸통 좌표계에 인가되는 덤핑토크는 식 (13)과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \vec{T} &= [T'_1, T'_2, T'_3]^T \\ &= \vec{M} \times \vec{B} = (C_{rot} \vec{M}) \times (C_{rot} \vec{B}_o) \\ &= C_{rot} (\vec{M} \times \vec{B}_o) \\ \vec{T} &= [T_x, T_y, T_z]^T \\ &= C_{rot}^{-1} \vec{T} = C_{rot}^{-1} C_{rot} (\vec{M} \times \vec{B}_o) \\ &= \vec{M} \times \vec{B}_o \end{aligned} \quad (13)$$

덤핑토크는 자기토크 배치변경으로 인한 영향을 받지 않고 식 (5)와 동일하게 작용하는 것을 알 수 있다. 즉, 자기토크 배치 변경은 자기토크의 한계값 초과 비율을 줄이면서, 자기토크의 한계값 이내인 선형구간에서 제어성능은 동일한 특성을 보인다.

2.3 자기토크 배치에 따른 성능 비교

Table 3과 같은 궤도를 돌면서 지구지향자세를 유지하고 있는 위성의 반작용휠 모멘텀 덤핑 성능을 비교해본다. 덤핑해야 할 반작용휠 모멘텀 초기값은 위성의 몸통 좌표계 기준으로 각 축별로 7Nms로 설정하였으며 자기토크는 최대 110Am²의 자기쌍극자를 생성할 수 있다고 가정하였다.

지구자기장은 실제 궤도상의 자기장과 유사하도록 IGRF 모델을 사용하였다[11]. Fig. 3은 LVLH 좌표계로 표시한 지구자기장으로 식 (2) 및 식 (3)의 근사화가 타당함을 보여주고 있다.

Figure 1과 같이 자기토크를 위성의 각 축별로 배치하고 휠 모멘텀 덤핑을 했을 때의 결과는 Figs. 4~6과 같다. Fig. 4는 식 (1)에 의해 계산된 자기쌍극자 명령값, Fig. 5은 최대 출력, 110 Am²로 제한된 실제 자기쌍극자 출력값, Fig. 6은 자기토크의 휠 모멘텀 덤핑 성능을 보여주고 있다. 우리가 2.1절에서 살펴본 바와 같이 Y축 방향의 자기토크 MTA_Y(M_y)에 많은 부하가 걸리는 것을 Fig. 4와 Fig. 5로 확인할 수 있다. 이로 인해서, X축 방향 모멘텀(ΔH_x)과 Z축 방향(ΔH_z)의 모멘텀 덤핑 성능이 Y축 방향(ΔH_y)보다 떨어짐을 Fig. 6에서 알 수 있다.

Table 3. Orbit Parameters

Semi major axis	7000 km
Eccentricity	0.002
Inclination	97 deg
Right ascension	99 deg
Argument of perigee	84 deg
True anomaly	179 deg

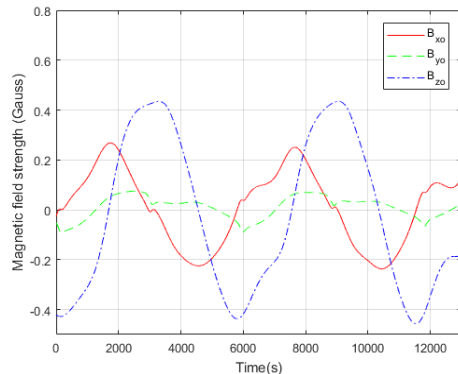


Fig. 3. Earth Magnetic Field

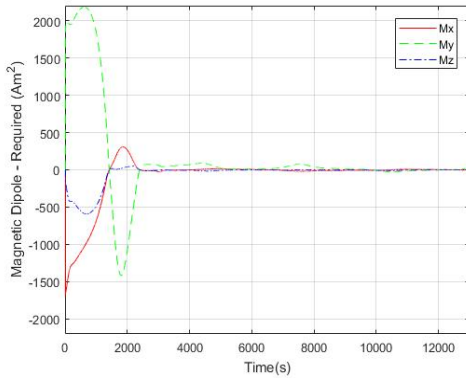


Fig. 4. Required Dipole (Normal)

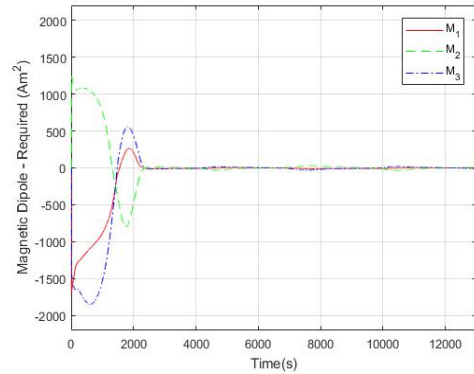


Fig. 7. Required Dipole (Reconfig.)

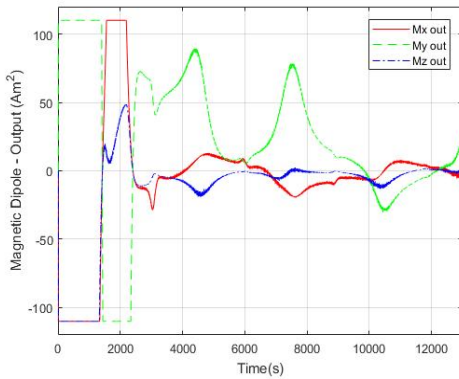


Fig. 5. Output Dipole (Normal)

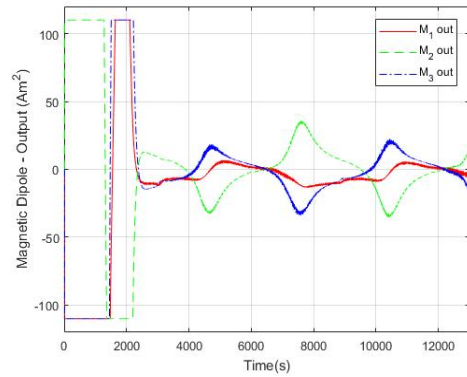


Fig. 8. Output Dipole (Reconfig.)

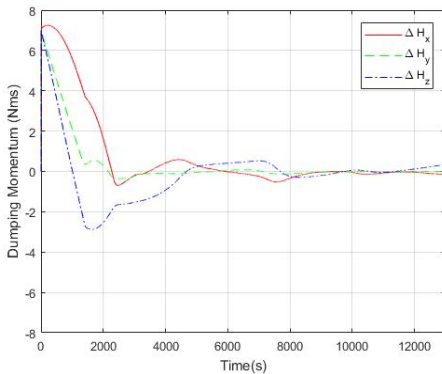


Fig. 6. Momentum Dumping (Normal)

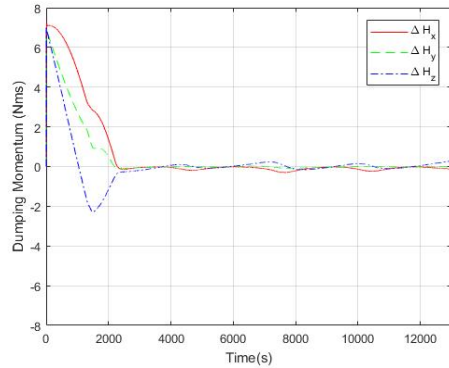


Fig. 9. Momentum Dumping (Reconfig.)

자기토크를 θ 를 45° 로 두고 Fig. 2와 같이 재 배치하였을 때의 결과는 Figs. 7~9와 같다. Fig. 7은 식 (11)에 의해 계산된 자기쌍극자 명령값, Fig. 8은 실제 자기쌍극자 출력값을 보여주고 있으며 Fig. 9는 위성의 각 축별 모멘텀 덤핑 성능을 보여주고 있다.

Figures 4~5와 Figs. 7~8을 비교해보면 M_y 에 집중적으로 걸리던 부하가, 자기토크 재배치 후 M_2 와 M_3 로 분산되었음을 확인할 수 있다.

또한 Fig. 6과 Fig. 9를 비교해보면 휠 모멘텀 덤핑 성능도 향상되었음을 알 수 있다.

Figure 6에서는 ΔH_y 만 빨리 수렴하였으나, 자

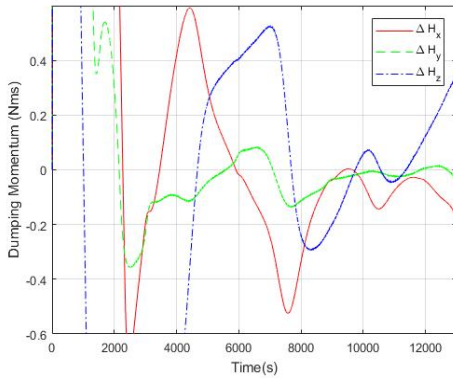


Fig. 10. Momentum Dumping (Normal) (magnified)

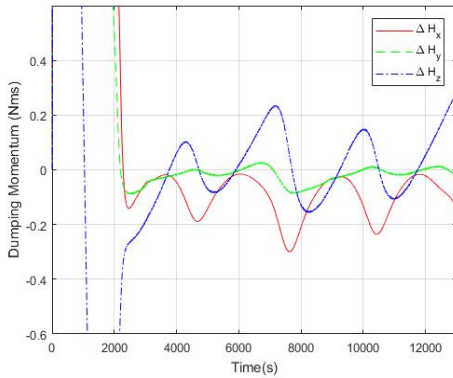


Fig. 11. Momentum Dumping (Reconfig.) (magnified)

기토크 재배치 후의 결과인 Fig. 9에서는, 3축의 수렴시간이 비슷해졌음을 알 수 있다.

아울러 휠 모멘텀이 0.6 Nms 이하로 수렴되는 시간을 비교해보면, Fig. 10 및 Fig. 11과 같다. 자기토크를 재배치했을 경우, 훨씬 빨리 수렴하는 것을 알 수 있다. 실제 수렴시간은 Table 4와 같다. 참고로 휠 모멘텀이 0.6 Nms 이하로 내려간 이후에 흔들리는 현상은 위성의 외란 때문이다. 위성의 외란으로 인해서 휠 모멘텀이 다시 쌓이고 자기토크가 이를 다시 덤핑하는 과정이 반복되고 있다.

Table 4. Dumping Time Comparison

	ΔH_x	ΔH_y	ΔH_z
Normal	4519 sec	1324 sec	4277 sec
Reconfig	2156 sec	1971 sec	2171 sec

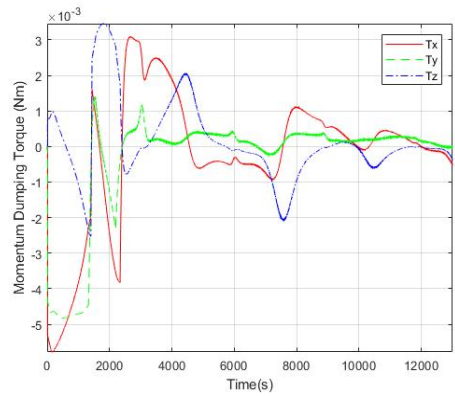


Fig. 12. Generated Torque (Normal)

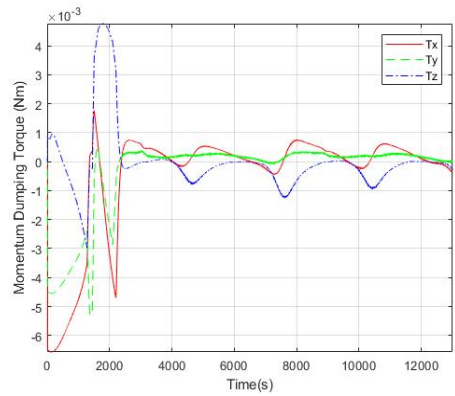


Fig. 13. Generated Torque (Reconfig.)

Figures 12~13은 자기토크의 자기쌍극자와 지구자기장의 상호 작용에 의해서 생성되는 토크이다. 참고로 식 (1)과 같은 자기쌍극자 명령생성 특성으로 인해서 덤핑해야 할 모멘텀과 토크가 비례하지는 않는다[7].

III. 결 론

지구지향자세를 유지하는 저궤도위성에 형성되는 지구자기장 특성과 이를 이용한 자기토크의 휠 모멘텀 덤핑 성능을 살펴보았다.

지구지향자세에서는 위성의 Y축 방향으로는 지구자기장이 약하게 형성되며, 이로 인해서 Y축 방향의 자기토크에 많은 부하가 걸리게 됨을 보였다. 이를 극복하기 위해서 자기토크의 배치를 변경하는 방식을 제안하였다. 제안된 방식을 통해서 특정 자기토크에 걸리는 부하가 분산되며, 전반적인 휠 모멘텀 덤핑 성능도 향상됨을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 위성의 Y축 방향으로 생성되는 지구자기장이 0이라고 가정하고 X축 기준으로 45도 회전하여 자기토커를 배치하는 방안을 제안하였다. 실제로는 Fig. 3에서 살펴본 바와 같이 Y축 방향으로 작은 크기의 지구자기장이 형성되므로 궤도에서 형성되는 지구자기장 값을 예측하여 회전각을 결정하는 것이 좋다. 또한 자기토커 재배치시 다른 유닛과의 간섭도 고려해야 한다.

References

- 1) Wertz, J. R., Everett, D. F., and Puschell, J. J., *Space Mission Engineering : The New SMAD*, Microcosm, USA, 2011, pp. 579~586.
- 2) Park, Y.-W., and Choi, H.-T., "Design and Verification of the Set-point of Wheel Momentum on COMS," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2013, pp. 668~671.
- 3) Lee, S.-H., Yong, K.-L., Lim, J.-Y., Kim, Y.-B., Seo, S.-H., and Lee, H.-J., "Performance Analysis of Reaction Wheel Momentum Dumping for Different Types of Magnetic Torquer Actuation," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2008, pp. 1605~1608.
- 4) Giulietti, F., and Tortora, P., "Optimal Control Laws for Momentum Wheel Desaturating using Magnetorquers," *Journal of Guidance and Dynamics*, Vol. 29, No. 6, 2006, pp. 1464~1468.
- 5) Rhee, S.-W., Kim, H.-J., and Son, J.-W., "Roles of B-dot Controller and Failuer Analysis for Dawn-dusk LEO Satellite," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 200~209.
- 6) Avanzini, G., and Giulietti, F., "Magnetic Detumbling of a Rigid Spacecraft," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 35, No. 4, 2012, pp. 1326~1334.
- 7) Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, U.K., 1997, pp. 190~192.
- 8) Lee, M.-S., Yong, K. Y., Park, S.-J., Kim, H.-D., and Kim, E.-K., "Trend Analysis of Nadir Pointing Accuracy of the KOMPSAT-1," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2004, pp. 160~163.
- 9) Jeong, O.-C., Choi, S.-J., Cheon, Y.-J., Kim, H.-D., Cheon, Y.-S., Kim, H.-J., and Lee, B.-S., "Analysis on Orbit Maneuver Result of KOMPSAT-2," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2011, pp. 1074~1077.
- 10) Wertz, J. R., Everett, D. F., and Puschell, J. J., *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, CA, USA, 2011, pp. 401~405.
- 11) Thebault, E., et al, "International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation," *Earth, Planets and Space*, 2015.