



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(5), 371-378(2019)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.5.371

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

자기토크 고장시 반작용휠 모멘텀 덤핑

손준원¹

Reaction Wheel Momentum Dumping with Magnetic Torquer Failure

Jun-Won Son¹

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

High precision pointing satellite uses the reaction wheels for the attitude control and their momentum dumping is performed by the three magnetic torquers. In this paper, the effects of one magnetic torquer's failure on the momentum dumping will be reviewed. When the satellite on the high inclination angle orbit holds LVLH (Local Vertical Local Horizontal) attitude, pitch axis magnetic torquer failure causes the momentum dumping failure. But in case of other torquer's failure, momentum dumping is still possible with degraded dumping performance. When pitch axis magnetic torquer fails, momentum dumping is possible by changing the satellite attitude.

This paper propose the satellite attitude change to make the momentum dumping possible when pitch axis magnetic torquer fails. In addition, if torquer arrangement is modified, momentum dumping is always possible regardless of any torquer's failure.

초 록

정밀지향위성은 반작용휠로 자세제어를 수행하며, 반작용휠의 모멘텀 덤핑은 3개의 자기토크로 이뤄진다. 본 논문에서는 자기토크 고장 시의 모멘텀 덤핑 영향성에 대해서 살펴본다. 높은 경사각을 가지는 궤도에 위치한 위성이 지구지향자세를 유지하고 있을 때 피치축 방향 자기토크가 고장나면 모멘텀 덤핑이 불가능하다. 하지만 다른 방향의 자기토크가 고장나면 성능 저하만 있을 뿐 모멘텀 덤핑은 여전히 가능하다. 피치축 방향의 자기토크가 고장났을 때도 위성자세변화를 통해서 모멘텀 덤핑을 할 수 있다. 또한 자기토크 배치를 변경하면, 어느 자기토크가 고장나더라도 모멘텀 덤핑이 항상 가능하다.

Key Words : Magnetic Torquer Failure(자기 토크 고장), Momentum Dumping(모멘텀 덤핑), LVLH attitude(지구지향자세)

1. 서 론

자기토크는 태양전지판을 통해서 전력이 공급되는 한 사용 제한이 없고 무게가 가볍다는 장점과 출력

토크가 작고 지구자기장의 영향을 받는다는 단점이 존재한다. 따라서 자세제어 목적으로는 초소형위성의 3축 자세제어나 비상모드에서의 태양지향을 위한 2축 자세제어 등에만 사용된다[1-4]. 반작용휠은 토크

† Received : February 21, 2019 Revised : April 4, 2019 Accepted : April 24, 2019

¹ Senior Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : jwson@kari.re.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

를 정밀하게 조절할 수 있으며 중소형위성을 구동하기에 충분한 토크를 생성할 수 있다는 장점과 외란으로 축적되는 모멘텀을 제거할 수 없다는 단점이 존재한다. 이를 극복하기 위해서 정밀자세제어는 반작용휠로 수행하고 자기토크는 자세제어가 아닌 모멘텀 덤핑용으로 사용한다[5,6].

본 연구는 저궤도위성에서 자기토크 고장 발생 시 반작용휠 모멘텀 덤핑성능 변화와 대처방안에 대해서 살펴본다. 다목적실용위성 2호를 비롯한 많은 지구관측위성처럼 높은 경사각을 가진 궤도에서 반작용휠로 지구지향자세를 유지하고 있는 상황을 가정한다[7,8].

반작용휠과 자기토크를 동시에 사용하는 위성의 자기토크 고장에 관해서는 일부 연구가 수행된바 있다[3]. 해당 연구는 6시 저궤도에서 자기토크와 반작용휠로 2축 자세제어를 수행하여 태양지향을 하는 방법과 자기토크 고장발생시의 영향성을 다루었다. 반면 본 연구는 일반적인 저궤도에서 3축 자세제어로 지구지향자세를 유지하는 상황에서 자기토크가 고장난 경우를 다룬다.

본 연구에서는 크게 두 가지의 자기토크 배치를 살펴본다. 첫 번째는 위성의 각 축과 자기토크의 방향을 일치시키는 일반적인 배치이다. 이 경우에는 자기토크 고장 시 모멘텀 덤핑이 불가능한 경우가 발생함을 보이고 이를 해결하기 위해서 위성자세를 변화시키는 방법을 제안한다. 두 번째는 자기토크를 위성의 축과 일치시키지 않는 배치이다[6]. 이 경우는 자기토크 고장 시에도 항상 모멘텀 덤핑이 가능함을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 저궤도에서의 지구자기장 특성과 자기토크 배치에 대해서 설명하기 위해서 기존 연구[6]의 일부를 2.1절에서 간략하게 소개하였다. 또한 결과 비교를 위해서 2.5절의 시뮬레이션에서 동일한 궤도조건을 사용하였다. 기존 연구는 지구자기장 특성을 토대로 모멘텀 덤핑 성능을 향상시키기 위해서 자기토크를 효율적으로 배치하는 방법에 관한 연구인 반면, 본 연구는 자기토크 고장 시의 특성에 대해서 살펴보는 것임을 밝혀둔다.

II. 본 론

2.1 지구 자기장 특성 및 자기토크 배치[6]

2.1.1 지구자기장 특성

위성에 인가되는 지구자기장은 LVLH 좌표계에서 식 (1) 및 Table 1과 같이 표시된다[9]. 위성이 90° 근처의 높은 경사각(ξ_m) 궤도에서 움직일 경우에는 식 (2)와 같이 근사화 할 수 있다. 즉 LVLH 좌표계의 Y_o 방향으로의 자기장이 거의 생성되지 않는다고 근사화할 수 있다.

Table 1. Symbols of Equation (1)

\vec{B}_o	Earth Magnetic Filed in LVLH frame
M_E	Earth Magnetic Dipole Moment
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

$$\vec{B}_o = \begin{bmatrix} B_{xo} \\ B_{yo} \\ B_{zo} \end{bmatrix} = \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \sin\xi_m \cos(\Omega t - \eta_m) \\ -\cos\xi_m \\ 2\sin\xi_m \sin(\Omega t - \eta_m) \end{bmatrix} \quad (1)$$

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

2.1.2 자기토크 배치

일반적인 자기토크 배치방법은 자기토크를 위성의 축방향으로 일치하게 배치하는 방법이며, 기존 연구에서 새롭게 제안한 방법은 자기토크를 X_{sc} 축 기준으로 회전하여 배치한 방법이다[6]. 위성이 지구지향자세를 유지할 때는 Fig. 1과 같이 표시된다. X_o, Y_o, Z_o 는 LVLH 좌표계, X_{sc}, Y_{sc}, Z_{sc} 는 몸통 좌표계, $X_{sc}', Y_{sc}', Z_{sc}'$ 은 X_{sc} 축 기준으로 θ 만큼 회전하여 재배치한 자기토크의 방향을 나타낸다.

$$C_{rot} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} X_{sc}' \\ Y_{sc}' \\ Z_{sc}' \end{bmatrix} = C_{rot} \begin{bmatrix} X_{sc} \\ Y_{sc} \\ Z_{sc} \end{bmatrix} \quad (4)$$

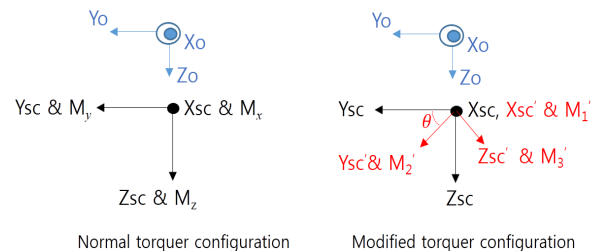


Fig. 1. Torquer Configuration

M_x, M_y, M_z 는 자기토크를 몸통 좌표계와 일치하게 배치했을 때의 자기쌍극자 명령을, M'_1, M'_2, M'_3 은 자기토크를 X_{sc} 축 기준으로 회전하여 배치했을 때의 자기쌍극자 명령을 의미한다. 2.2절에서는 Fig. 1의 좌측과 같은 배치에 대해서 살펴보고, 2.3절에서는 우측 배치에 대해서 살펴본다.

2.2 일반적인 배치에서 자기토크 고장

본 절에서는 자기토크를 Fig. 1의 좌측처럼 위성의 축과 일치하게 배치 시의 고장에 대해서 살펴본다.

2.2.1 자기토크 고장 시 모멘텀 덤핑 특성

위성이 지구지향자세를 유지하면 위성에 형성되는 자기장, \vec{B}_{sc} 는 \vec{B}_o 와 일치하며 자기토크에 의해 생성되는 모멘텀 덤핑토크는 아래 식과 같다.

$$\vec{B}_{sc} = \vec{B}_o \tag{5}$$

$$\vec{T}_{sc} = \vec{M}_{sc} \times \vec{B}_{sc} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} 2sM_y \\ -2sM_x + cM_z \\ -cM_y \end{bmatrix} \tag{6}$$

식 (6)을 통해서 자기토크 고장 시 모멘텀 덤핑 특성을 아래 및 Table 2와 같이 확인할 수 있다.

$$M_x = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} 2sM_y \\ cM_z \\ -cM_y \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$M_y = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} 0 \\ -2sM_x + cM_z \\ 0 \end{bmatrix} \tag{8}$$

$$M_z = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} 2sM_y \\ -2sM_x \\ -cM_y \end{bmatrix} \tag{9}$$

- M_x 또는 M_z 고장 시 모멘텀 덤핑 특성

X_{sc} 방향이나 Z_{sc} 방향의 자기토크(M_x, M_z) 고장 시 Y_{sc} 방향 토크가 줄어들어 Y_{sc} 방향의 모멘텀 덤핑 성능은 저하된다. 하지만 여전히 3축 방향의 모멘텀 덤핑이 가능하다. 또한 X_{sc} 와 Z_{sc} 방향의 덤핑 성능은 영향을 받지 않는다.

Table 2. Torquer Failure and Dumping Effects

	Momentum Dumping		
	Xsc	Ysc	Zsc
M_x failure	O	O	O
M_y failure	X	O	X
M_z failure	O	O	O

- M_y 고장 시 모멘텀 덤핑 특성

Y_{sc} 방향의 자기토크(M_y) 고장 시에는 X_{sc} 와 Z_{sc} 방향의 모멘텀 덤핑이 불가능하다.

2.2.2 위성자세변화를 통한 대응방안

Y_{sc} 방향의 자기토크 고장 시에도 모멘텀 덤핑이 가능하도록 하기 위해서 위성자세를 일시적으로 변경하는 방안을 살펴본다.

위성자세를 Fig. 2와 같이 X_{sc} 기준으로 θ 만큼 회전시키면, 위성에 형성되는 자기장은 다음과 같이 변한다.

$$\vec{B}_{sc,rot} = C_{rot} \vec{B}_o \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} c \\ \sin\theta \cdot 2s \\ \cos\theta \cdot 2s \end{bmatrix} \tag{10}$$

$$\begin{aligned} \vec{T}_{sc,rot} &= \vec{M}_{sc} \times \vec{B}_{sc,rot} \\ &\approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM_y - \sin\theta \cdot 2sM_z \\ -\cos\theta \cdot 2sM_x + cM_z \\ \sin\theta \cdot 2sM_x - cM_y \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{11}$$

식 (11)에서 자기토크 고장 시 덤핑 특성이 아래 및 Table 3과 같이 변하는 것을 확인할 수 있다.

$$M_x = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,rot} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM_y - \sin\theta \cdot 2sM_z \\ cM_z \\ -cM_y \end{bmatrix} \tag{12}$$

$$M_y = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,rot} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} -\sin\theta \cdot 2sM_z \\ -\cos\theta \cdot 2sM_x + cM_z \\ \sin\theta \cdot 2sM_x \end{bmatrix} \tag{13}$$

$$M_z = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,rot} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM_y \\ -\cos\theta \cdot 2sM_x \\ \sin\theta \cdot 2sM_x - cM_y \end{bmatrix} \tag{14}$$

위성을 지구지향자세에서 X_{sc} 기준으로 θ 만큼 회전한 자세로 변경하면, 세 개의 자기토크 중 어느 한 개가 고장 나도 3축 방향의 모멘텀 덤핑이 가능하다. 이는 자세변화로 자기토크 주위에 형성되는 자기장이 식 (5)에서 식 (10)으로 바뀌면서 위성의 Y_{sc} 방향에 위치한 자기토크에도 자기장이 생성되면서 얻어진 효과이다.

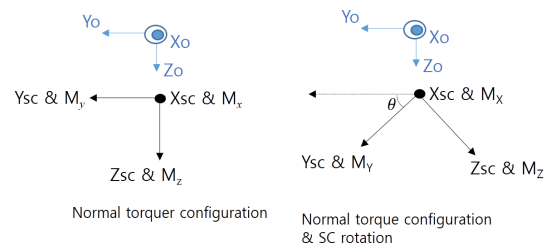


Fig. 2. S/C rotation for My failure

Table 3. Torquer Failure and Dumping Effects after S/C rotation

	Momentum Dumping		
	Xsc	Ysc	Zsc
M_x failure	○	○	○
M_y failure	○	○	○
M_z failure	○	○	○

2.2.3 일반적인 배치에서 고장 시 운용방안

실제 위성 운용 시 반작용휠 모멘텀 덤핑은 관측 임무 사이의 구간에서 이뤄진다. 이 구간에서는 모멘텀 덤핑과 더불어 태양전지판의 태양 지향을 통한 전력 충전도 이뤄진다. 따라서 관측 임무 사이에 지구지향자세를 기본으로 하는 위성의 자세를 변화시키면 전력 충전에 문제가 발생할 수도 있다.

이를 고려할 때, X_{sc} 방향이나 Z_{sc} 방향의 자기토크 고장 시에는 자세변경 없이 모멘텀 덤핑을 수행하는 것이 바람직하고, Y_{sc} 방향의 자기토크 고장 시에는 모멘텀 덤핑 시에만 자세를 변경하고 덤핑 종료 후에는 다시 지구지향자세로 복귀하는 것이 바람직하다.

2.3 조정된 배치에서 자기토크 고장

본 절에서는 자기토크를 Fig. 1의 우측과 같이 배치했을 때의 고장에 대해서 살펴본다. 위성이 지구지향자세를 유지할 때, 조정된 배치에서 자기토크에 형성되는 자기장 B 와 생성되는 토크는 아래와 같다. 참고로 식 (16)에서 \vec{M} 은 $\vec{M}=[M'_1, M'_2, M'_3]^T$ 이다.

$$\vec{B} = C_{rot} \vec{B}_o \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} c \\ \sin\theta \cdot 2s \\ \cos\theta \cdot 2s \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\vec{T} = \vec{M} \times \vec{B} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM'_2 - \sin\theta \cdot 2sM'_3 \\ -\cos\theta \cdot 2sM'_1 + cM'_3 \\ \sin\theta \cdot 2sM'_1 - cM'_2 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Figure 1과 Fig. 2를 비교해보면, 자기토크 배치변화와 위성자세변화는 자기토크 입장에서는 같은 효과를 가진다. 따라서 식 (10), (11) 및 식 (15), (16)이 동일하게 표현된다. 다만 조정된 배치 환경에서는 자기토크와 위성 몸통좌표계가 일치하지 않으므로 몸통좌표계에 작용하는 토크를 구하기 위해서 식 (17)과 같은 변환이 필요하다.

자기토크 고장 시 모멘텀 덤핑특성은 식 (18)~(20) 및 Table 4와 같이 나타난다. 조정된 자기토크 배치에서는 어떤 자기토크가 고장나도 자세변화 없이 모멘텀 덤핑이 가능함을 알 수 있다.

Table 4. Torquer Failure and Dumping Effects with Modified Torquer Configuration

	Momentum Dumping		
	Xsc	Ysc	Zsc
M'_1 failure	○	○	○
M'_2 failure	○	○	○
M'_3 failure	○	○	○

$$\begin{aligned} \vec{T}_{sc,modified} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \vec{T} \\ &\approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM'_2 - \sin\theta \cdot 2sM'_3 \\ -2sM'_1 + \sin\theta \cdot cM'_2 + \cos\theta \cdot cM'_3 \\ -\cos\theta \cdot cM'_2 + \sin\theta \cdot cM'_3 \end{bmatrix} \quad (17) \end{aligned}$$

$$M'_1 = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,modified} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM'_2 - \sin\theta \cdot 2sM'_3 \\ \sin\theta \cdot cM'_2 + \cos\theta \cdot cM'_3 \\ -\cos\theta \cdot cM'_2 + \sin\theta \cdot cM'_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$M'_2 = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,modified} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} -\sin\theta \cdot 2sM'_3 \\ -2sM'_1 + \cos\theta \cdot cM'_3 \\ \sin\theta \cdot cM'_3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$M'_3 = 0 \Rightarrow \vec{T}_{sc,modified} \approx \frac{M_E}{R_C^3} \begin{bmatrix} \cos\theta \cdot 2sM'_2 \\ -2sM'_1 + \sin\theta \cdot cM'_2 \\ -\cos\theta \cdot cM'_2 \end{bmatrix} \quad (20)$$

2.4 자기토크 자기쌍극자 명령

자기토크의 자기쌍극자 명령은 자기토크 기준에서 표시된 지구자기장과 덤핑할 모멘텀의 벡터곱으로 계산하면 된다[6,9]. 이를 식으로 표현하면 식 (21)~(23)과 같다.

- 일반적인 자기토크 배치 시의 자기쌍극자 명령

$$\vec{M}_{sc} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B}_{sc} \times \Delta \vec{H}_{sc}}{|\vec{B}_{sc}|^2} = -k \frac{\vec{B}_o \times \Delta \vec{H}_{sc}}{|\vec{B}_o|^2} \quad (21)$$

- 위성 자세 회전 시 자기쌍극자 명령

$$\vec{M}_{sc,rot} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B}_{sc,rot} \times \Delta \vec{H}_{sc}}{|\vec{B}_{sc,rot}|^2} = -k \frac{C_{rot} \vec{B}_o \times \Delta \vec{H}_{sc}}{|C_{rot} \vec{B}_o|^2} \quad (22)$$

- 조정된 자기토크 배치 시의 자기쌍극자 명령

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} M'_1 \\ M'_2 \\ M'_3 \end{bmatrix} = -k \frac{\vec{B} \times \Delta \vec{H}}{|\vec{B}|^2} = -k \frac{C_{rot} \vec{B}_o \times C_{rot} \Delta \vec{H}_{sc}}{|C_{rot} \vec{B}_o|^2} \quad (23)$$

Table 5. Orbit Parameters [6]

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

2.5 자기토크 고장 시 모멘텀 덤핑영향 확인

위성이 Table 5와 같은 궤도에 위치하며 최대 110 Am²의 자기쌍극자를 생성하는 자기토크를 탑재하였다고 가정하였다[6]. 지구자기장은 식 (1)이나 식 (2)와 같은 근사화가 아닌 IGRF 모델을 적용하였다[10].

위성이 지구지향자세를 유지할 경우 외란으로 인해서 한 궤도당 약 5.4Nms의 모멘텀이 누적된다는 예측이 있다[11]. 본 연구에서는 한 궤도 이상 반작용휠 모멘텀 덤핑을 하지 못하고 있다가 모멘텀 덤핑을 다시 시작하는 경우를 가정하고 시뮬레이션하였다. 위성마다 작용하는 외란의 크기가 다르므로 마진을 고려하여 제거해야 할 반작용휠 모멘텀 초기값은 몸통좌표계 기준으로 7Nms로 가정하였다.

2.5.1 자기토크 정상동작 시 덤핑 성능[6]

세 개의 자기토크가 정상일 때의 성능은 기존 연구[6]에서 살펴보았으므로 본 논문에서는 Table 6~7에서 간략하게 결과만 언급한다. Table 6~7은 반작용휠 모멘텀이 0.6Nms 이하로 수렴되는 시간을 표시하고 있다.

Table 6. Dumping Performance (Normal torquer configuration)

	ΔH_x	ΔH_y	ΔH_z
No failure	4519 sec	1324 sec	4277 sec
M_x failure	4265 sec	4263 sec	4306 sec
M_z failure	4732 sec	2133 sec	4464 sec
M_y failure with S/C rotation	4105 sec	4000 sec	4078 sec

Table 7. Dumping Performance (Modified torquer configuration)

	ΔH_x	ΔH_y	ΔH_z
No failure	2156 sec	1971 sec	2171 sec
M_1' failure	2836 sec	4512 sec	4445 sec
M_2' failure	3870 sec	2876 sec	4202 sec
M_3' failure	5172 sec	3003 sec	7245 sec

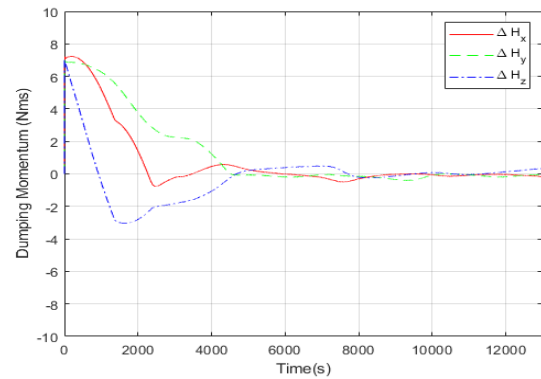


Fig. 3. Momentum (Norm./ Mx fail)

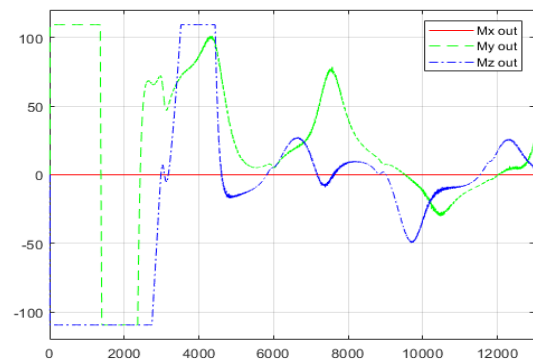


Fig. 4. Torquer Output (Norm./ Mx fail)

2.5.2 일반적인 배치에서 고장 시 덤핑 성능

● M_x 고장 시 모멘텀 덤핑 성능

Figure 3과 Fig. 4는 일반적인 자기토크 배치에서 M_x 고장 시의 결과이다. 식 (7)에서 예측한 바와 같이 자기토크 고장에도 불구하고 모멘텀 덤핑이 정상적으로 수행되는 것을 확인할 수 있다. 또한 식 (6)과 식 (7)을 비교하면 Y_{sc} 방향의 덤핑 토크만 고장의 영향을 받는다. Table 6에서 수렴시간을 비교해보면, Y_{sc} 방향의 수렴시간만 1324초에서 4263초로 증가한다.

● M_z 고장 시 모멘텀 덤핑 성능

Figure 5와 Fig. 6은 M_z 고장 시의 결과이다. 식 (9)에서 알 수 있듯이, Y_{sc} 방향의 덤핑성능만 저하될 뿐, 덤핑 자체는 정상적으로 수행된다. 또한 M_x 고장에 비해서 M_z 고장 시의 Y_{sc} 방향 덤핑 성능이 4263초 대비 2133초로 더 좋다. 이는 B_{x0} 보다 B_{z0} 의 절대값이 더 크기 때문이며 식 (7)과 식 (9)에서도 나타난다.

● M_y 고장 시 모멘텀 덤핑 성능

Figure 7과 Fig. 8은 M_y 고장 시의 결과이다. 식(8)에서 살펴보았듯이, Y_{sc} 덤핑만 동작하고 X_{sc} 와 Z_{sc} 의 덤핑은 원활하지 않다. 다만 실제 지구자기장은 식 (2)와 달리 B_{y0} 성분이 작지만 존재하기 때문에 휠모멘텀이 조금씩 감소하고 있다. B_{y0} 와 M_x 및 M_z 가 상호 작용하여 작은 덤핑 토크를 생성하기 때문이다.

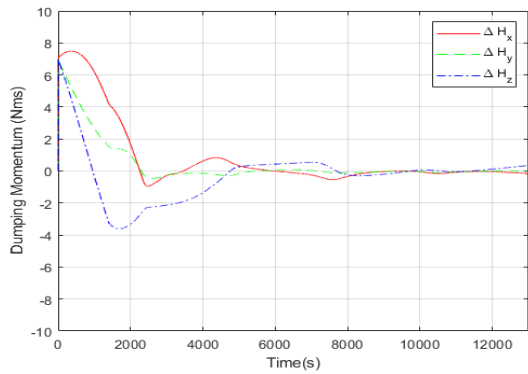


Fig. 5. Momentum (Norm./ Mz fail)

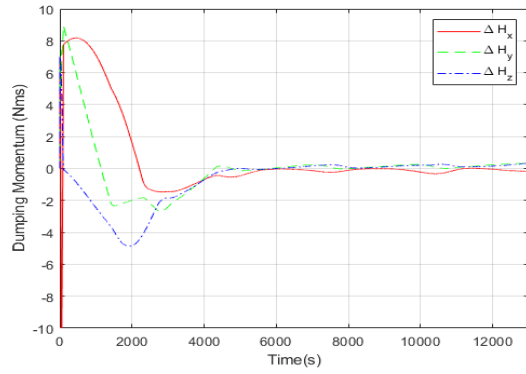


Fig. 9. Momentum (Norm.&Rot./ My fail)

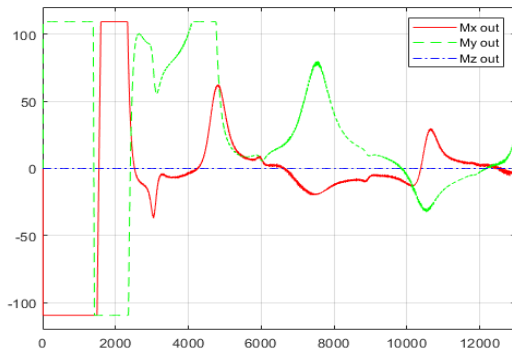


Fig. 6. Torquer Output (Norm./ Mz fail)

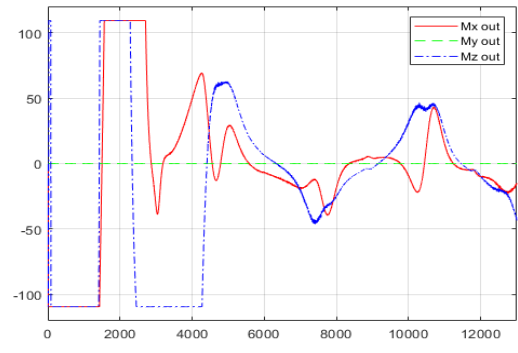


Fig. 10. Torquer Output (Norm.&Rot./ My fail)

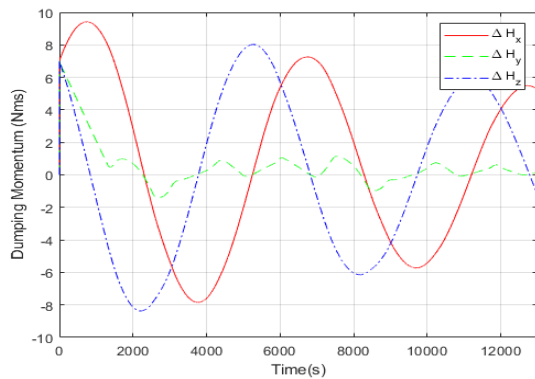


Fig. 7. Momentum (Norm./ My fail)

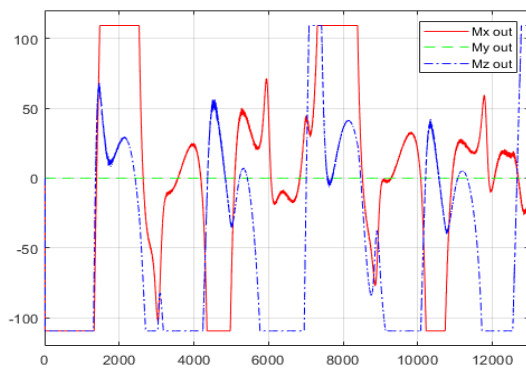


Fig. 8. Torquer Output (Norm./ My fail)

● M_y 고장 시 자세전환 후의 모멘텀 댐핑 성능

Figure 9와 Fig. 10은 M_y 고장으로 인한 문제를 해결하기 위해서 위성을 X_{sc} 기준으로 45° 회전한 경우이다. 자세전환으로 인해서 3축 모두 모멘텀 댐핑이 가능한 것을 확인할 수 있다. 참고로 댐핑 모멘텀은 관성좌표계를 기준으로 고정되어 있으므로, 자세 회전 후의 반작용휠 댐핑 모멘텀은 $\Delta H_{sc,init}([7,7,7]Nms)$ 에서 $C_{rot}\Delta H_{sc,init}([7,9.89,0]Nms)$ 로 변경되었다.

2.5.3 조정된 배치에서 고장 시 댐핑 성능

Figures 11~16은 자기토크를 X_{sc} 기준으로 45° 회전하여 배치하였을 때의 모멘텀 댐핑 성능을 보여주고 있다. 우리가 식 (18)~(20)에서 예상한 바와 같이 어느 토크가 고장나도 지구지향자세를 유지하며 모멘텀 댐핑이 가능하다.

다만 M_1 고장 시 예측하지 못한 현상이 나타난다. 식 (17)과 식 (18)을 비교해보면 M_1 고장 시 Y_{sc} 방향의 토크만 차이가 있다. 하지만 Table 7을 보면 Z_{sc} 방향의 모멘텀(ΔH_z) 댐핑도 영향을 받아서 시간이 2171초에서 4445초로 증가했다. 이는 자기토크의 출력 한계로 인한 포화(saturation) 현상 때문이다.

식 (23)에 자기장 \vec{B}_o 를 식 (2)로 근사화 하여 대입하면, 다음과 같은 자기쌍극자 명령이 얻어진다[6].

$$\vec{M} = [M'_1 \ M'_2 \ M'_3]^T \approx -\frac{k}{|\vec{B}|^2} \frac{M_E^2}{R_c^3} \begin{bmatrix} -2s\Delta H_y \\ c\theta(2s\Delta H_x - c\Delta H_z) + s\theta c\Delta H_y \\ -s\theta(2s\Delta H_x - c\Delta H_z) + c\theta c\Delta H_y \end{bmatrix} \quad (24)$$

M'_1 고장 시 ΔH_y 의 덤핑성능이 감소하면 $|\Delta H_y|$ 가 비고장 시보다 더 오랜 시간동안 큰 값을 유지하게 된다. 이는 M'_2 와 M'_3 이 비고장 시보다 더 오랜 시간 동안 큰 값이 요구될 수 있음을 의미한다. 반면 실제 자기토크는 생성할 수 있는 자기쌍극자의 크기가

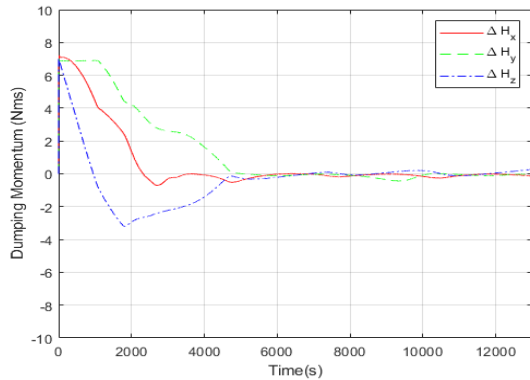


Fig. 11. Momentum (Mod./ M_1' fail)

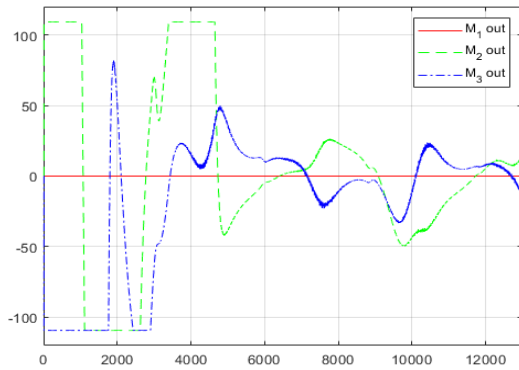


Fig. 12. Torquer Output (Mod./ M_1' fail)

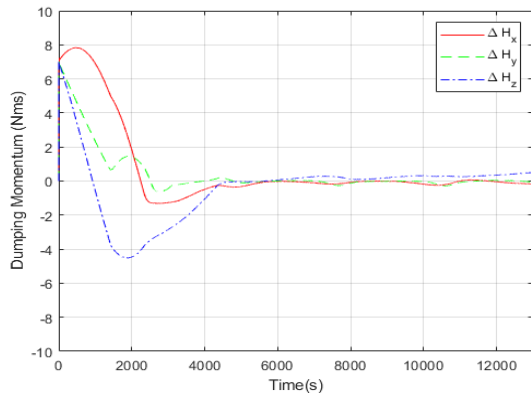


Fig. 13. Momentum (Mod./ M_2' fail)

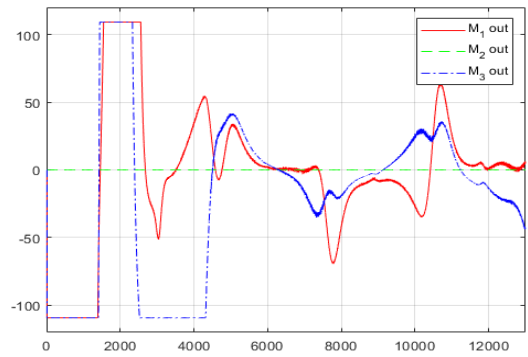


Fig. 14. Torquer Output (Mod./ M_2' fail)

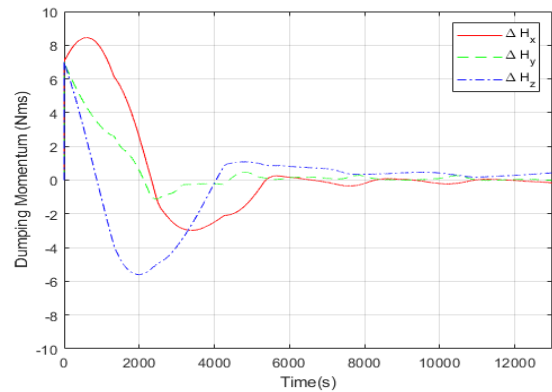


Fig. 15. Momentum (Mod./ M_3' fail)

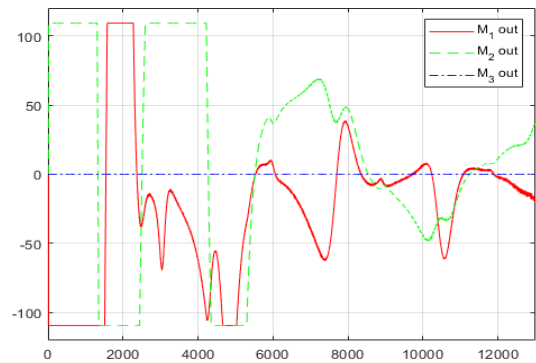


Fig. 16. Torquer Output (Mod./ M_3' fail)

$110Am^2$ 로 제한되어 있으므로, 요구되는 값을 출력하지 못하고 포화상태에 머무르게 된다. 따라서 M'_2 와 M'_3 의 영향을 받는 ΔH_z 의 덤핑성능도 떨어진다.

III. 결 론

자기토크 고장 시의 반작용휠 모멘텀 덤핑성능에 대해서 살펴보았다. 위성이 지구지향자세를 유지하고 있을 경우, 자기토크를 위성의 축방향으로 배치한 상태에서는 Y_{sc} 방향 자기토크 고장 시에만 모멘텀 덤

핑이 불가능하고 X_{sc} 나 Z_{sc} 방향 자기토크 고장 시에는 덤핑이 가능하였다. 하지만 Y_{sc} 방향 자기토크 고장 시에도 위성을 X_{sc} 기준으로 회전하면 모멘텀 덤핑이 가능하다.

자기토크를 위성의 X_{sc} 기준으로 회전하여 배치한 경우에는 어느 자기토크가 고장나도 모멘텀 덤핑이 가능하였다. 따라서 일반적인 배치와는 달리 자기토크 고장 시에도 항상 지구지향자세를 유지한 상태에서 모멘텀 덤핑을 수행할 수 있다. 따라서 다른 유닛과의 간섭문제만 없다면 자기토크를 X_{sc} 기준으로 회전한 상태로 장착하는 것이 고장 시에 유리하다.

일반적으로 자기토크는 내부에 두 개의 코일을 장착하여 고장에 대비하고 있다. 하지만 자기토크와 위성을 연결하는 커넥터는 하나로 구성된 경우가 대부분이다. 커넥터 또는 연결된 케이블의 고장 시에는 해당 자기토크를 사용하지 못하게 되며, 본 연구는 이러한 경우에 적용 가능하다.

References

- 1) Lee, S.-H., Rhee, S.-W., Kim, Y.-B., and Seo, H.-H., "Development of Magnetic Torquer for Satellite Attitude Control," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2004, pp.74~79.
- 2) Lovera, M., and Astolfi, A., "Spacecraft Attitude Control Using Magnetic Actuators," *Automatica*, Vol. 40, Issue 8, 2004, pp.1405~1414.
- 3) Rhee, S.-W., Kim, H.-J., and Son, J.-W., "Roles of B-dot Controller and Failure Analysis for Dawn-dusk LEO Satellite," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp.200~209.
- 4) Kim, J., Jung, Y., and Bang, H., "Model Predictive Control of Small Satellite Using only Magnetic Actuators," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2016, pp.409~410.
- 5) 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.
- 6) Son, J.-W., "Relationship between Magnetic Torquer Arrangement and Reaction Wheel Momentum Dumping Performance," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 9, 2018, pp.760~766.
- 7) 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.
- 8) Wertz, J. R., Everett, D. F., and Puschell, J. J., *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, CA, USA, 2011, pp.401~405.
- 9) Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, U.K., 1997, pp.190~192.
- 10) Thebault, E. et al, "International Geomagnetic Reference Field: the 12th generation," *Earth, Planets and Space*, 2015.
- 11) Park, K.-J., Park, Y.-W., Yim, J.-R., and Choi, H.-T., "AOCS Library Development for KARI Satellite Design System," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2014, pp.1004~1007.