



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(2), 147-158(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.48.2.147

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

추력기를 이용한 저궤도 위성 모멘텀 덤핑

손준원¹

Low Earth Orbit Satellite Momentum Dumping Using Thruster

Jun-Won Son¹

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper, we will review the thruster based reaction wheel momentum dumping method for low Earth orbit satellite. Thruster based momentum dumping is widely used in GEO satellites by performing momentum dumping and attitude control using thrusters at the specific time. LEO satellite should perform momentum dumping at any time, thus it is not appropriate to use GEO satellite's momentum dumping method. In this research, we will review the method for LEO satellite, which perform momentum dumping always and use reaction wheels for attitude control during dumping. To reduce thruster's valve on and off counts, we propose to use the maximum pulse width for thruster operation. To prevent attitude error increase by thrusters, we adjust the thruster operation interval. Through simulation, we verify the proposed method's effects.

초 록

본 논문에서는 저궤도 위성에서 추력기를 이용하여 반작용휠 모멘텀을 덤핑하는 방법에 대해서 살펴본다. 추력기를 사용한 모멘텀 덤핑은 주로 정지궤도위성에서 사용되는데 특정 시간에만 추력기로 자세제어와 모멘텀 덤핑을 동시에 수행하는 방식으로 이뤄진다. 저궤도 위성은 수시로 모멘텀 덤핑을 해야 하므로 정지궤도위성의 방식을 사용하는 것은 바람직하지 않다. 본 연구에서는 저궤도 위성에 적용 가능하도록 항상 추력기로 모멘텀 덤핑을 수행하고 덤핑 시의 자세제어는 반작용휠로 수행하는 방법을 살펴본다. 추력기의 밸브 개폐횟수를 줄이기 위해서 최대 크기의 펄스로 추력기를 구동하는 방법을 제안한다. 추력기로 인해 자세오차가 크게 증가하는 것을 방지하기 위해서 추력기의 구동 간격을 조정하였다. 시뮬레이션을 통해서 본 논문에서 제안한 방법의 효과를 검증하였다.

Key Words : Momentum Dumping(모멘텀 덤핑), Thruster(추력기), Lower Earth Orbit Satellite (저궤도 위성)

1. 서 론

외란으로 인한 모멘텀이 누적되면 반작용휠은 정상동작을 하지 못한다. 이를 방지하기 위해서 저궤도

위성은 자기토크[1-3], 정지궤도 위성은 추력기[4-6]를 이용하여 모멘텀 덤핑을 수행한다.

저궤도 위성에서 사용하는 자기토크는 추력기와 달리 연료를 소모하지 않지만 출력 가능한 토크가

† Received : November 26, 2019 Revised : January 8, 2020 Accepted : January 15, 2020

¹ Senior Researcher

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

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

작아서 모멘텀 덤핑에 시간이 많이 걸린다. 또한 관성모멘트가 증가하면 위성에 작용하는 외란도 커지는데[10], 이를 제거하는 자기토크 출력을 증가시키는데 한계가 있다. 이 문제를 해결하기 위해서, 본 논문에서는 추력기를 이용한 저궤도 위성 모멘텀 덤핑 방법을 살펴본다.

추력기를 이용한 모멘텀 덤핑은 정지궤도위성에서 널리 사용되고 있지만 이를 저궤도 위성에 적용하기는 어렵다. 정지궤도위성의 모멘텀 덤핑은 특정시점에서만 수행되며, 덤핑시의 자세제어는 추력기가 담당한다. 하지만 저궤도위성의 모멘텀 덤핑은 항상 수행되고, 덤핑시의 자세제어는 반작용휠이 담당한다. 본 논문에서는 저궤도위성의 모멘텀 덤핑방식을 추력기로 구현하는 방법에 대해서 살펴본다.

추력기를 사용할 때 고려해야 할 요소 중 하나는 추력기 내부 밸브의 개폐횟수제한이다. 추력기는 밸브를 열어서 가스를 방출시키는 방식으로 동작하는데, 밸브의 수명 및 한계 때문에 추력기의 밸브 개폐횟수에 제한을 둔다[7]. 본 논문에서는 추력기 밸브 개폐횟수를 최소화한 모멘텀 덤핑 방법을 제안한다.

본 논문에서는 추력기를 펄스폭변조방식(Pulse Width Modulation, PWM)으로 구동하는 경우를 상정하였다. 펄스폭 및 인가 가능한 최대 펄스폭은 t_{PWM} 과 $t_{PWM,MAX}$ 로 추력기가 위성축 방향으로 생성하는 토크는 T_{thr} 로 표시하였다. 그 외에 본 논문에서 사용하는 주요 기호는 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Symbol Summary

t_{PWM}	Thruster pulse width
$t_{PWM,MAX}$	Thruster pulse width (max allowable)
T_{THR}	Thruster output torque
$T_{THR,AVG}$	Thruster output torque (averaged) $T_{THR,AVG} = T_{THR} \times t_{PWM} / t_{PWM,MAX}$
T_{RW}	Reaction wheel torque
$T_{RW,MAX}$	Reaction wheel torque (maximum)
H_{RW}	Reaction wheel momentum
$H_{RW,nominal}$	Reaction wheel momentum (Nominal)
ΔH	Unwanted momentum $\Delta H = H_{RW} - H_{RW,nominal}$
ΔH_{ON}	Dumping start momentum
ΔH_{OFF}	Dumping end momentum
Δt_{dump}	Dumping command generation interval

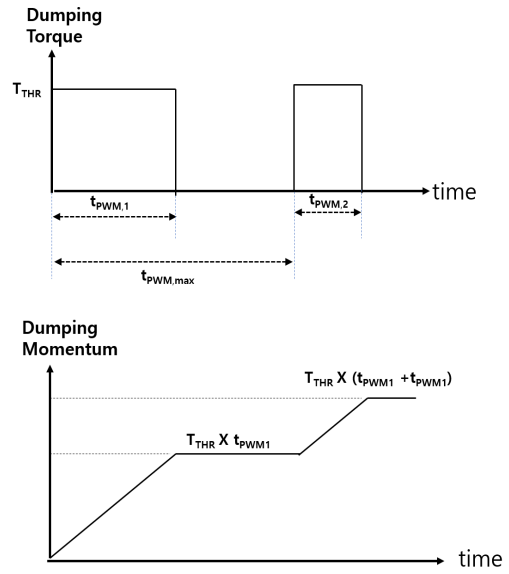


Fig. 1. Thruster Torque and Momentum

II. 본 론

2.1 반작용휠 모멘텀 덤핑 방법 비교

본 절에서는 정지궤도위성과 저궤도위성의 반작용휠 모멘텀 덤핑 방식에 대해서 간략하게 비교해본다. 두 방식의 차이점에 대해서는 Table 2와 Figs. 2, 3에 정리하였다.

정지궤도위성은 고기동을 하지 않는다. 따라서 누적되는 모멘텀을 계속 반작용휠에 쌓아두었다가 특정시점에서 모멘텀 덤핑을 수행한다[5,6]. 반면 저궤도위성은 고기동이 요구된다. 반작용휠의 사용 가능한 모멘텀 크기는 기동성과 연관되므로, 가능한 모멘텀을 많이 확보하는 것이 좋다. 따라서 저궤도 위성은 항상 모멘텀 덤핑을 수행한다[1-3].

Table 2. Momentum Dumping Comparison

	GEO	LEO
Agility	Low	High
Main purpose of RW Momentum	Disturbance absorption	Maneuver
Momentum Dumping Time	Specific Time	Always
Momentum Dumping Actuator	Thruster	Magnetic Torquer (Thruster)
Attitude Control during Dumping	Thruster	RW

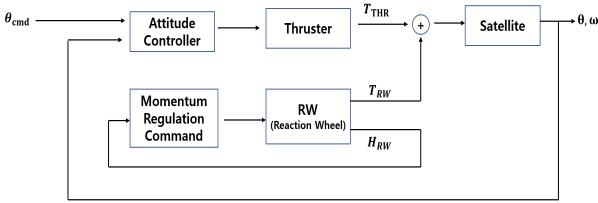


Fig. 2. Momentum Dumping (GEO)

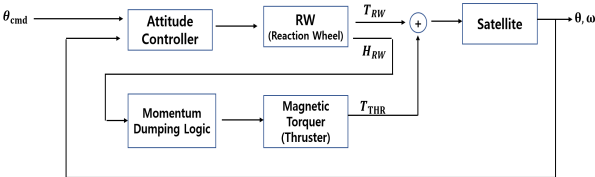


Fig. 3. Momentum Dumping (LEO)

모멘텀 덤핑 방법에도 차이가 있다. 정지궤도위성은 추력기로 자세제어를 하면서 반작용휠을 강제로 정상상태 모멘텀($H_{RW,nominal}$)로 보내는 방식을 사용한다. 이 때 발생하는 반작용휠 토크는 외란으로 간주되어 추력기 자세제어로직이 상쇄한다. 반면 저궤도위성은 반작용휠로 자세제어를 수행하며, 자기토크는 덤핑할 모멘텀(ΔH)의 반대방향으로 토크를 생성한다. 이러한 모멘텀 덤핑 토크가 외란처럼 작용하여 자세제어를 하는 반작용휠이 정상속도로 돌아온다.

위와 같은 차이 때문에 정지궤도위성에서 사용하는 추력기 기반 모멘텀 덤핑 방식을 저궤도위성에서 사용하기는 어렵다. 대신 자기토크를 사용한 방식과 유사하게, 모멘텀 ΔH 에 비례하는 크기의 추력기 토크를 반대방향으로 인가하는 방식을 사용하였다[8-9]. 또한 모멘텀 덤핑을 위한 추력기 토크는 반작용휠 토크와 같은 수준으로 제한하여, 자세오차가 크게 흔들리는 현상을 방지하였다[9].

중형급 이상의 위성에 사용하는 추력기는 자세제어 및 궤도조정에 사용되므로, 반작용휠에 비해서 큰 출력의 토크를 낼 수 있다. 따라서 추력기의 토크를 반작용휠 토크 수준으로 제한하는 것은 추력기의 성능을 전부 사용하지 못하고 펄스폭을 제한하는 것과 같다. 본 연구에서는 기존 방식 대신에 최대 크기의 펄스로 추력기를 구동하여 추력기의 토크 출력성능을 전부 활용하는 방법을 살펴본다. 본 방법은 기존 방법 대비 추력기 밸브의 개폐횟수를 크게 줄일 수 있다.

2.2 전체 출력을 활용한 추력기 기반 덤핑

2.2.1 모멘텀 덤핑 영역 제한

추력기는 반작용휠과 달리 정밀한 토크를 낼 수 없으므로 일정 크기 이하에서는 제어를 하지 않는 데드존(Dead Zone) 방식을 사용한다[4]. 저궤도 위성

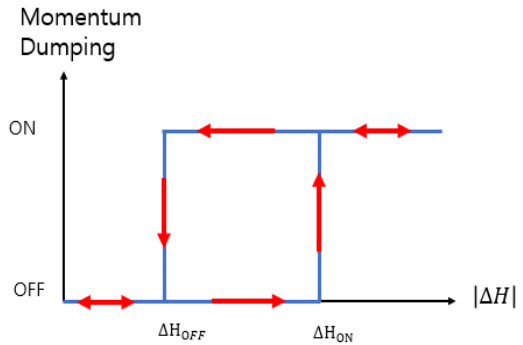


Fig. 4. Momentum Dumping Hysteresis

의 반작용휠도 정지궤도위성보다는 크기가 작지만, 일정 수준의 외란은 흡수할 수 있도록 모멘텀을 할당하므로 이를 고려하여 데드존을 설정하면 된다. 본 연구에서는 데드존 방식을 변형한 Fig. 4와 같은 이력(Hysteresis) 방식을 제안한다.

일정한 크기의 외란이 있는 환경에서, 데드존 방식과 이력 방식을 적용했을 때의 모멘텀 덤핑 변화는 Fig. 5와 같다. 그림에서 화살표는 추력기 동작을 의미한다. 데드존 방식은 모멘텀 절대값이 ΔH_{ON} 보다 크면 추력기를 작동시켜서 모멘텀을 덤핑한다. 이후, 외란에 의해서 모멘텀이 다시 쌓이면 추력기가 다시 동작하게 된다. 반면 이력방식에서는 모멘텀 절대값이 ΔH_{ON} 보다 크면 추력기를 작동시키는 것까지는 동일하지만, 모멘텀 절대값이 ΔH_{OFF} 보다 작아질 때까지 추력기를 작동시킨다는 점에서 차이가 있다. 이후 추력기는 누적 모멘텀이 ΔH_{ON} 이 되면 다시 동작한다.

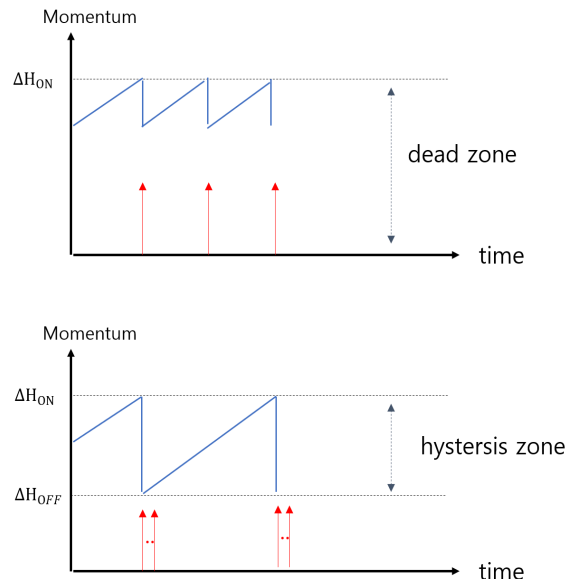


Fig. 5. Momentum Dumping Comparison

두 방식은 연료소모량이나 추력기 동작 횟수면에서는 차이가 없다. 다만 이력방식을 사용할 경우, 추력기로 덤핑을 하는 시간간격이 증가하는 장점이 있다. 추력기는 큰 출력토크와 펄스폭변조방식의 한계 때문에 정밀한 자세제어가 요구될 때는 사용하지 않는다. 따라서 이력 현상을 이용하여 덤핑 영역을 제한하면 정밀지향이 요구되는 관측임무를 수행할 수 있는 구간을 늘리는데 도움이 된다.

2.2.2 추력기 출력 제어기 설계

자기토크를 이용한 저궤도 위성의 모멘텀 덤핑 방식은 비례제어기(Proportional Controller)를 기반으로 하고 있으며, 추력기를 이용한 덤핑도 동일한 방식을 사용하고 있다[1,8,9]. 이때의 추력기 출력 제어기는 아래와 같이 표현할 수 있다. 참고로 모멘텀 덤핑의 방향은 위성에 장착된 여러 개의 추력기 중에서 해당 방향으로 토크를 낼 수 있는 추력기를 선택하여 명령을 보내는 방식으로 이뤄진다.

$$T_{C,DUMP} = -K_p \Delta H \quad (1)$$

$$t_{PWM} = \frac{|T_{C,DUMP}|}{T_{THR}} \cdot t_{PWM,MAX} \quad (2)$$

● 작은 이득값 비례제어기(Low-gain P-Controller)

자기토크는 덤핑토크가 반작용휠의 최대출력토크보다 작으며, 추력기를 이용한 덤핑방법을 다룬 기존 연구[9]도 추력기의 출력토크가 반작용휠의 출력토크와 같다고 가정하였다. 따라서 이 방식을 추력기의 출력토크가 큰 경우에 적용하려면 제어기의 이득값을 매우 낮게 설정해야 한다. 앞 절에서 설명한 데드존 또는 이력 방식을 사용할 경우의 출력 제어기는 다음과 같다.

$$K_p = \frac{T_{RW,MAX}}{\Delta H_{ON}} \quad (3)$$

$$|T_{C,DUMP}| = K_p |\Delta H| \leq T_{RW,MAX} \quad (4)$$

$$t_{PWM} \leq \frac{T_{RW,MAX}}{T_{THR}} \cdot t_{PWM,MAX} \quad (5)$$

● 큰 이득값 비례제어기(High-gain P-controller)

위 방식은 모멘텀 덤핑으로 인한 자세오차가 작다는 장점은 있지만, 추력기의 토크 성능을 일부만 활용하고 추력기 밸브 개폐횟수만 증가시킨다는 단점이 있다. 저궤도위성은 관측임무를 수행하지 않을 때는 자세오차 요구조건이 엄격하지 않다. 일시적으로 0.01도 수준의 자세오차가 발생하여도 태양지향을 통한 전력 충전 등에는 문제가 없으므로, 추력기 토크 제약조건을 없애고 추력기의 토크 성능을 최대한 활용하는 방법을 생각해볼 수 있다.

$$K_p = \frac{T_{THR}}{\Delta H_{ON}} \quad (6)$$

$$|T_{C,DUMP}| = K_p |\Delta H| \leq T_{THR} \quad (7)$$

$$t_{PWM} \leq t_{PWM,MAX} \quad (8)$$

● 고정값 제어기(Constant Value Controller)

큰 이득값 비례제어기는 추력기 성능을 최대한 활용하는 것처럼 보이지만, 덤핑이 진행되어 모멘텀이 작아질수록 덤핑 토크 명령도 작아진다. 따라서 여전히 추력기 성능을 최대한 활용하지 못하며, 불필요한 밸브 개폐횟수만 증가시키는 단점이 존재한다.

모멘텀 덤핑의 목표는 반작용휠 모멘텀을 완전히 없애는 것이 아니라, 일정값 이하로 줄이는 것이다. 따라서 비례제어기가 아니라 다음과 같은 고정값의 제어기를 사용하는 것을 생각해볼 수 있다.

$$|T_{C,DUMP}| = T_{THR} \quad (9)$$

$$t_{PWM} = t_{PWM,MAX} \quad (10)$$

본 방식은 데드존 또는 이력방식을 통해서 모멘텀 덤핑을 수행하는 구간에 들어오면, 해당 구간을 벗어날 때까지 계속해서 최대 펄스폭으로 추력기를 구동하는 방식으로 추력기 성능을 최대한 활용하며 밸브 개폐횟수도 최소화할 수 있다.

Table 3은 추력기 토크(T_{THR})이 1Nm, 최대 펄스폭($t_{PWM,MAX}$)는 0.25초, 모멘텀 덤핑을 시작하는 구간(ΔH_{ON})은 1Nms로 설정했을 때의 덤핑성능을 비교한 예제이다. Case 1은 큰 이득값 비례제어기, Case 2는 고정값 제어기를 사용했을 때의 결과이다. 추력기 밸브를 3번 구동했을 때, 큰 이득값 비례제어기에 비해서 고정값 제어기가 더 많은 모멘텀 덤핑을 한 것을 알 수 있다. 바꾸어 말하면 동일한 크기의 모멘텀 덤핑 시에는 고정값 제어기가 가장 작은 횟수로 달성할 수가 있다.

2.2.3 추력기 출력 제어간격

이력방식을 사용하고 ΔH_{ON} 과 ΔH_{OFF} 의 차이를 크게 설정하면, 추력기를 여러 번 구동해야만 모멘텀이

Table 3. Momentum Dumping Example

	Momentum (Nms)	
	Case 1	Case 2
Initial	1.00	1.00
After 1 st Firing	0.75	0.75
After 2 nd Firing	0.5625	0.50
After 3 rd Firing	0.4219	0.25

ΔH_{OFF} 이하로 내려간다. 이 때 모멘텀 덤핑이 정상적으로 이뤄지려면, 반작용휠이 추력기가 생성한 모멘텀을 모두 흡수하며 자세제어를 완료한 후에, 다음번 추력기 구동을 시작해야 한다. 하지만 추력기를 $t_{PWM,MAX}$ 만큼의 펄스폭으로 구동하면 반작용휠로 자세제어를 완료할 시간도 없이, 바로 다음번 추력기 구동이 진행된다. 이를 방지하기 위해서 Fig. 6과 같이 추력기를 Δt_{dump} 마다 작동하도록 설정하는 방법을 제안한다.

모멘텀 덤핑을 위해서 추력기를 N번 구동해야 할 경우, 각각의 구동마다 Δt_{dump} 만큼의 간격을 두고, 그 사이에 반작용휠이 자세제어를 완료하도록 한다.

이제 Δt_{dump} 의 선정방법에 대해서 살펴본다. 위성의 자세제어기로 PD(Proportional Derivative) 제어기를 사용할 경우, 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다. θ 와 ω 는 위성의 자세와 각속도, K'_p 와 K'_d 는 제어기 이득값을 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K'_p & -K'_d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ K'_p \end{bmatrix} \theta_{cmd} \quad (11)$$

추력기가 펄스폭, $t_{PWM,MAX}$ 으로 구동되면 $T_{THR} \cdot t_{PWM,MAX}$ 만큼의 모멘텀이 위성에 인가된다. 위성의 관성모멘트를 I_{sc} 라고 하면, 위성은 추력기가 구동된 후에 다음과 같은 각속도를 가진다.

$$\omega_0 = \frac{T_{THR} \cdot t_{PWM,MAX}}{I_{sc}} \quad (12)$$

이후 ω_0 로 인해서 발생하는 자세오차를 식 (11)의 반작용휠 자세제어기가 아래와 같이 제어한다.

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \theta(s) \\ \omega(s) \end{bmatrix} &= \left(sI - \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -K'_p & -K'_d \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_0 \end{bmatrix} \\ &= \frac{1}{s^2 + K'_d s + K'_p} \begin{bmatrix} \omega_0 \\ s\omega_0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (13)$$

자세를 시간형태로 표현하면 식 (14)와 같고, 제어기의 폴(Pole)이 중복되는 경우($K'_p = K'^2_d/4$)는 식 (15)와 같이 된다. 각속도는 자세의 미분값이다.

$$\theta(t) = e^{-\frac{K'_d}{2}t} \cdot \frac{\sin\left(\sqrt{K'_p - K'^2_d/4} t\right)}{\sqrt{K'_p - K'^2_d/4}} \cdot \omega_0 \quad (14)$$

$$\theta(t) = e^{-\frac{K'_d}{2}t} \cdot t \cdot \omega_0 \quad (15)$$

위 식으로부터 자세 θ 가 0에 가까워지는 시간을 구하고 이를 Δt_{dump} 로 설정하면 된다. 참고로 위 식

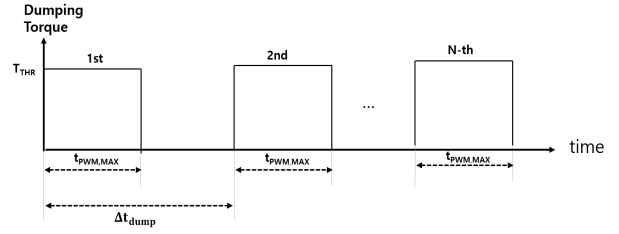


Fig. 6. Thruster Output Control Interval

은 반작용휠의 토크 제한이 고려되지 않았으므로, 실제 결과와는 차이가 있다. 정확한 Δt_{dump} 를 설정하기 위해서는 반작용휠의 토크 한계를 고려한 시뮬레이션을 하고 이를 토대로 설정하는 것이 좋다.

빠른 덤핑성능이 중요하다면 Δt_{dump} 를 자세오차가 완전히 없어지는 시간보다 짧게 설정하여 추력기를 N번 구동하는 시간을 단축하면 된다. 이 경우, 모멘텀 덤핑동안에 자세오차가 증가하다가 감소한다. 단, 이를 위해서는 추력기 1회 구동으로 발생하는 모멘텀을 Δt_{dump} 동안 반작용휠이 흡수할 수 있어야 한다. 이를 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$T_{RW,MAX} \cdot \Delta t_{dump} \geq T_{THR} \cdot t_{PWM,MAX} \quad (16)$$

$$\Delta t_{dump} \geq \frac{T_{THR}}{T_{RW,MAX}} t_{PWM,MAX} \quad (17)$$

만약 Δt_{dump} 을 위 조건보다 작게 설정하면, 추력기가 구동될수록 모멘텀이 반작용휠로 완전히 흡수되지 못하고 쌓여서 모멘텀 덤핑과 자세제어 모두 실패한다.

작은 이득값 비례제어기는 추력기를 $t_{PWM,MAX}$ 보다 작게 구동하므로, $t_{PWM,MAX} - t_{PWM}$ 만큼의 반작용휠의 자세제어 시간이 확보된다. 따라서 큰 이득값 비례제어기나 고정값 제어기와 달리 Δt_{dump} 를 $t_{PWM,MAX}$ 로 설정하는 것이 가능하다. 하지만 $t_{PWM,MAX} - t_{PWM}$ 가 매우 짧아서 자세오차를 완전히 없애는 자세제어는 불가능하고, 덤핑동안에 자세오차가 증가한다.

2.3 추력기를 이용한 모멘텀덤핑 성능검증

본 절에서는 Table 4와 같은 조건에서의 모멘텀 덤핑 결과를 비교한다. 관성모멘트는 다목적실용위성들의 관련값을 참고하여 설정하였으며, 위성에 작용하는 외란은 아래와 같이 가정하였다.

$$T_d = 10mN + 2mN \cdot \sin(2\pi/5400) \quad (18)$$

● 추력기 출력 제어간격

Figures 7, 8은 추력기 출력제어간격을 설정하기 위한 시뮬레이션 결과이다. 추력기를 한 번만 구동한 후의 자세변화이며, 점선은 식 (15)를, 실선은 반작용휠의 토크 한계를 고려한 시뮬레이션 결과이다.

Table 4. Simulation Parameters

I_{SC}	Satellite MOI	1000 $kg \cdot m^2$
H_{init}	Initial momentum	3 Nms
K'_p	Attitude control p-gain	9
K'_d	Attitude control d-gain	6
$t_{PWM,MAX}$	Thruster pulse width (max allowable)	0.25 sec
T_{THR}	Thruster output torque	1.00 Nm
$T_{RW,MAX}$	Reaction wheel torque (maximum)	0.20 Nm
ΔH_{ON}	Dumping start momentum	1.00 Nms
ΔH_{OFF}	Dumping end momentum	0.35 Nms

작은 이득값 비례제어기를 사용하면 식 (5)에 의해서 최대 0.05초의 펄스폭으로 추력기가 구동된다. Fig. 7은 추력기 0.05초 구동 후에 반작용휠로 자세제어를 하는 결과이다. 추력기로 인한 자세변화도 작고, 자세제어도 대부분의 구간에서 반작용휠의 토크 범위 내에서 이뤄지기 때문에 식 (15)와 시뮬레이션 결과가 다르지 않다. 추력기를 0.25초마다 구동하면 자세오차가 완전히 해소되지 못하므로 덤핑구간동안에 자세오차가 증가할 수는 있다. 하지만 크기 자체가 작기 때문에 큰 문제가 되지는 않는다. 자세오차를 매우 작게 제어하려면, Fig. 7에서 자세오차가 0.0005도 수준에 도달하는 1.5초 정도를 Δt_{dump} 로 설정하면 되지만 덤핑시간이 매우 커진다.

큰 이득값 비례제어기나 고정값 제어기는 펄스폭을 $t_{PWM,MAX}$ 인 0.25초로 구동한다. Fig. 8은 추력기를

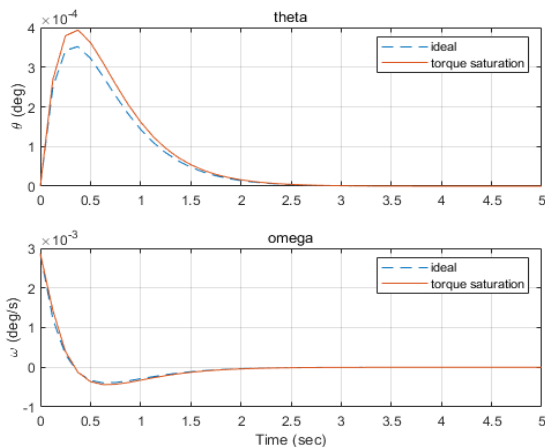


Fig. 7. Attitude after 0.05sec thruster firing

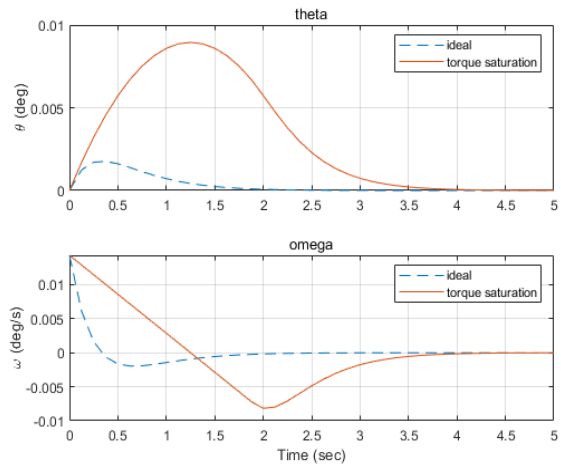


Fig. 8. Attitude after 0.25sec thruster firing

0.25초 동안 구동한 후에 반작용휠로 자세제어를 한 결과이다. 추력기 토크가 커지면서 자세오차도 이전에 비해서 증가했다. 큰 자세오차 때문에 필요한 제어토크가 반작용휠의 토크 한계를 넘어서며, 실제 자세오차가 식 (15)와 크게 차이난다. 따라서 Δt_{dump} 설정 시에는 식 (15)보다는 시뮬레이션 결과를 참고하는 것이 바람직하다. 자세 오차가 크기 때문에 0.25초마다 추력기를 구동하면 자세제어가 안 될 가능성이 높다. Δt_{dump} 를 4초로 설정하여, 자세제어 완료 후 다음 번 추력기 구동을 시작하는 것이 바람직하다.

● 작은 이득값 비례제어기

Figures 9~12는 식 (3)을 통해서 0.5로 작은 이득값을 설정하고 $t_{PWM,MAX}$ 에 대응되는 0.25초마다 추력기를 구동했을 때의 결과이다. 자세제어가 완전히 되지 않은 상태에서 추력기를 계속 구동하므로 모멘텀 덤핑동안에 자세오차가 증가하지만 크기가 0.002도 수준으로 매우 작고, 모멘텀 덤핑이 모두 끝나면 자세도 완전히 제어된다.

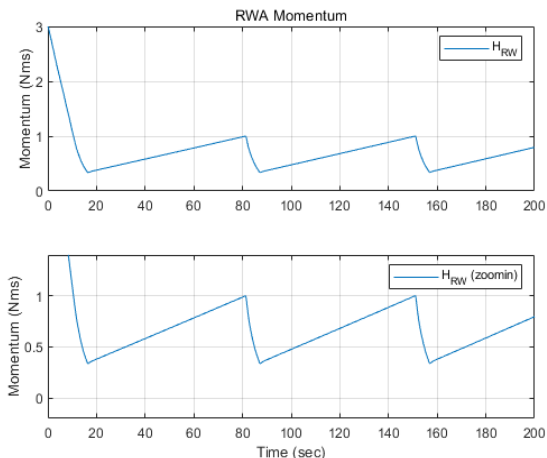


Fig. 9. Momentum Dumping (Low-gain, 0.25sec)

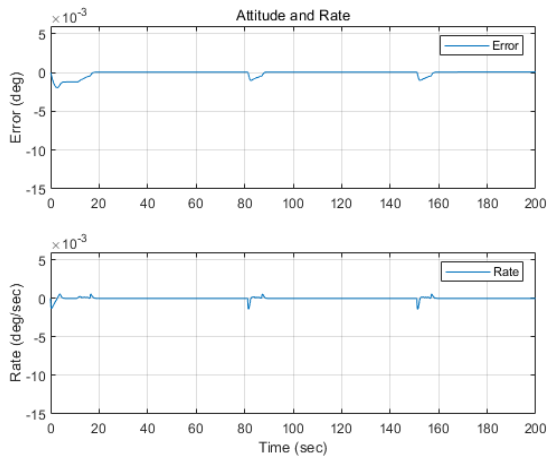


Fig. 10. Satellite Attitude (Low-gain, 0.25sec)

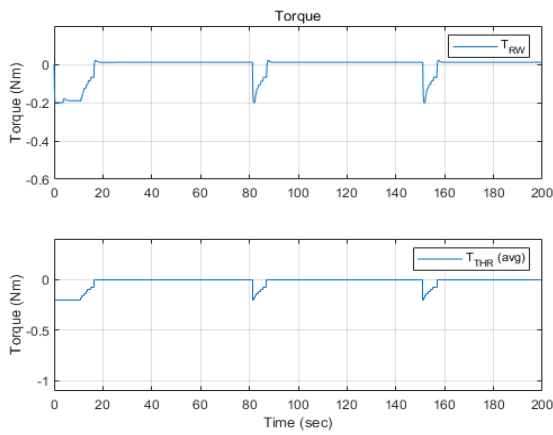


Fig. 11. Torque Output (Low-gain, 0.25sec)

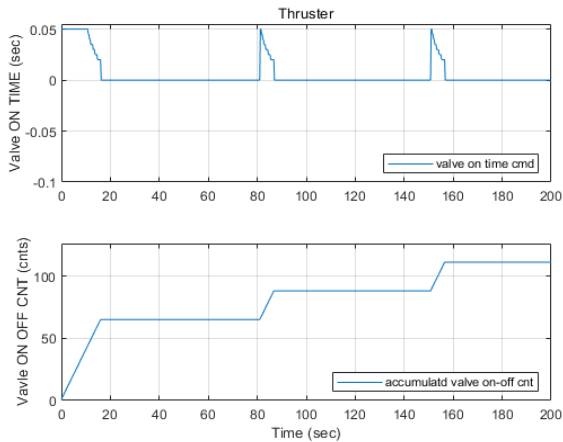


Fig. 12. Thruster Status (Low-gain, 0.25sec)

Figure 13~16은 동일한 제어기에서 Δt_{dump} 를 Fig. 7을 참고하여 1.5초로 설정한 결과이다. 추력기 구동 사이에 자세제어가 완전히 이뤄지는 것을 확인할 수 있다. 하지만 1.5초 동안 모멘텀 덤핑을 하지 않기 때문에, 덤핑속도가 0.25초마다 추력기를 구동할 때에 비해서 느려진다.

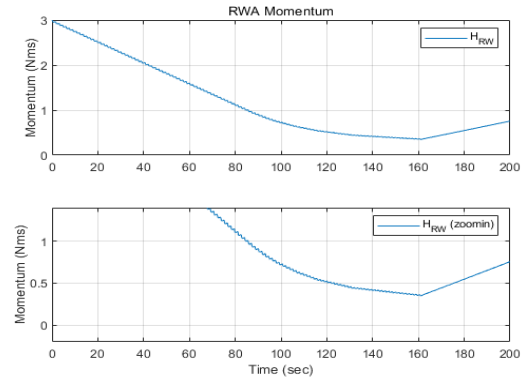


Fig. 13. Momentum Dumping (Low-gain, 1.50sec)

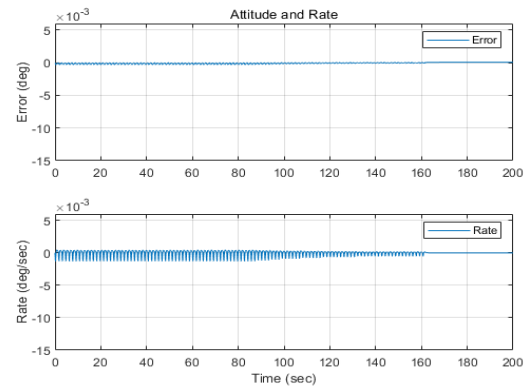


Fig. 14. Satellite Attitude (Low-gain, 1.50sec)

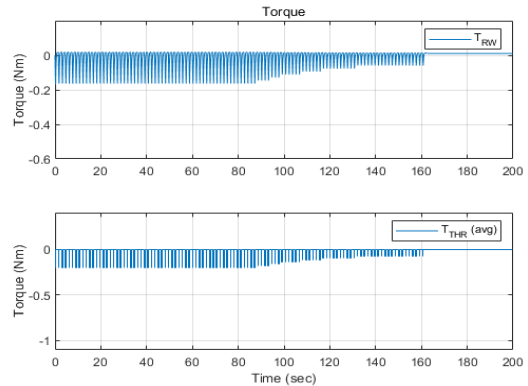


Fig. 15. Torque Output (Low-gain, 1.50sec)

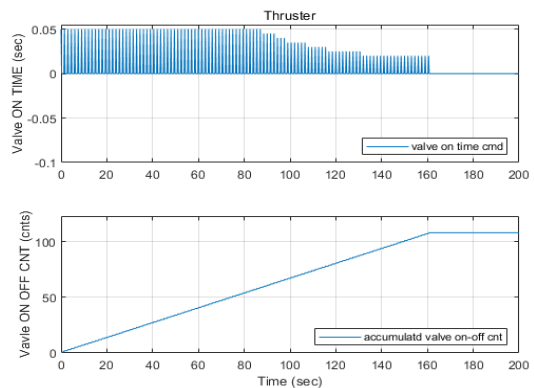


Fig. 16. Thruster Status (Low-gain, 1.50sec)

● 큰 이득값 비례제어기

Figures 17~20은 식 (6)을 이용하여 1.0으로 큰 이득값 비례제어기를 설정하고 Δt_{dump} 는 Fig. 8에서 자세오차가 0으로 수렴되는 시간인 4초로 설정한 결과이다. 추력기를 구동할 때의 자세오차는 크지만, 다음 추력기 구동 전까지 자세제어가 완료되므로, 모멘텀 덤핑동안의 자세오차는 추력기 구동으로 증가했다가 0으로 수렴하는 동일한 형태를 보인다.

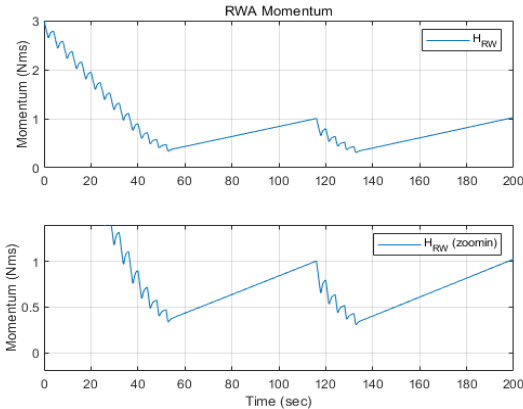


Fig. 17. Momentum Dumping (High-gain, 4.00sec)

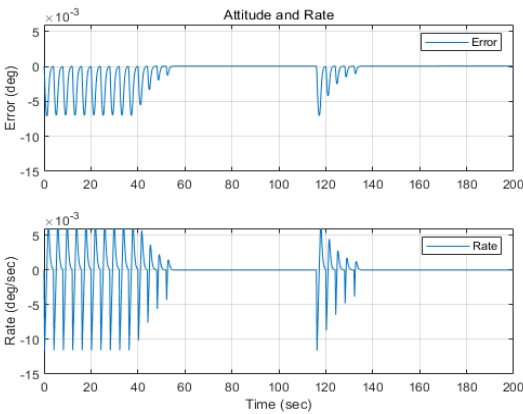


Fig. 18. Satellite Attitude (High-gain, 4.00sec)

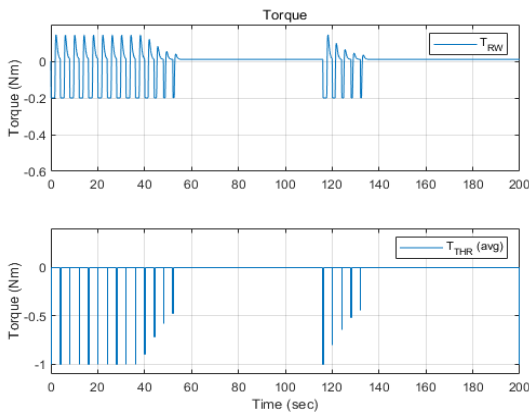


Fig. 19. Torque Output (High-gain, 4.00sec)

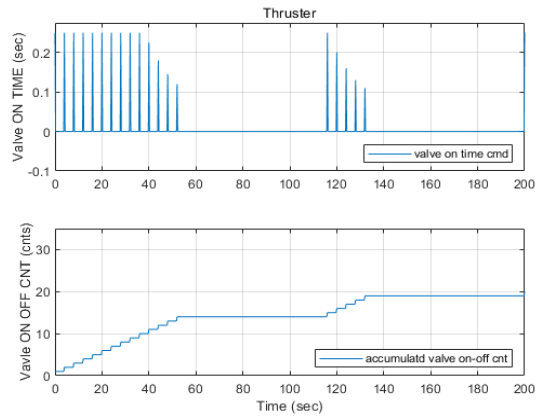


Fig. 20. Thruster Status (High-gain, 4.00sec)

Figures 21~24는 Δt_{dump} 를 Fig. 8에서 ideal 자세오차(휠 토크 제한이 없을 때의 자세오차)가 0으로 수렴되는 시간인 1.5초로 설정한 결과이다. 자세제어 완료 전에 모멘텀 덤핑을 하므로 자세오차가 동일한 형태를 보이지 않지만 덤핑속도는 향상되었고, 덤핑이 모두 끝나면 자세도 완전히 제어된다.

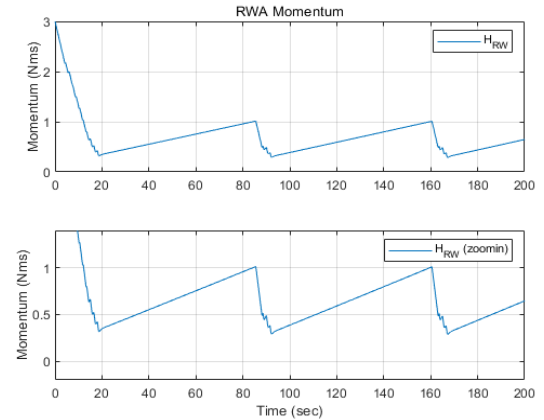


Fig. 21. Momentum Dumping (High-gain, 1.50sec)

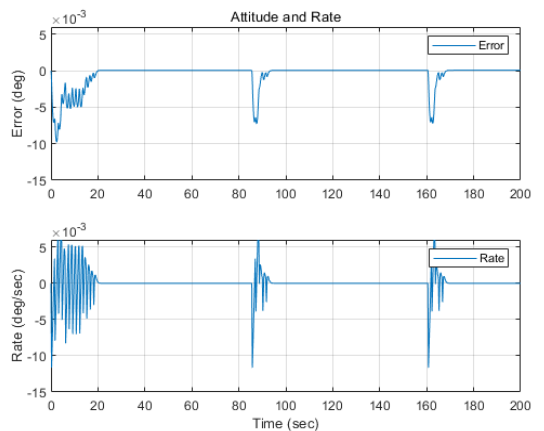


Fig. 22. Satellite Attitude (High-gain, 1.50sec)

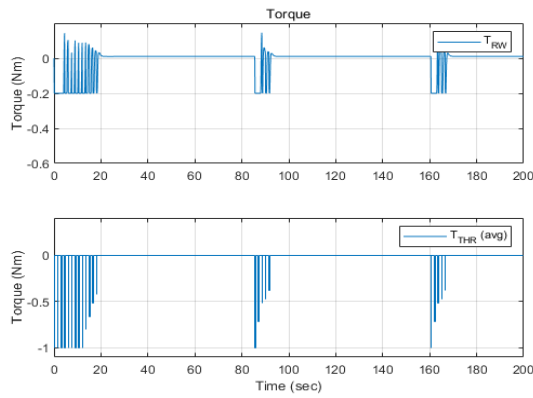


Fig. 23. Torque Output (High-gain, 1.50sec)

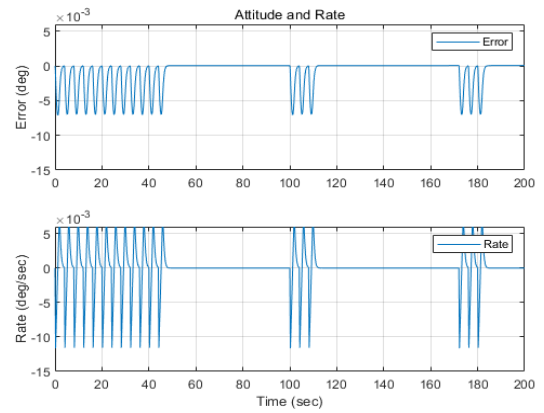


Fig. 26. Satellite Attitude (Constant, 4.00sec)

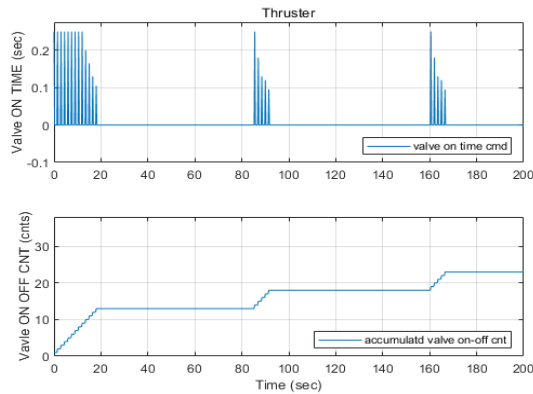


Fig. 24. Thruster Status (High-gain, 1.50sec)

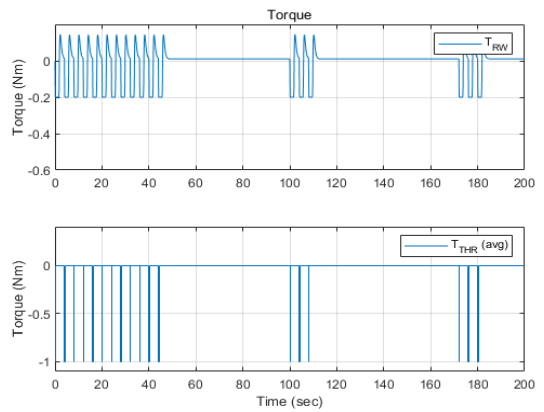


Fig. 27. Torque Output (Constant, 4.00sec)

● 고정값 제어기

Figures 25~28은 추력기 펄스폭을 0.25초로 고정하고 Δt_{dump} 를 4초로 설정한 결과이다. 추력기 구동 시에는 큰 자세오차가 발생하지만, Δt_{dump} 동안에 자세제어를 모두 완료한다. Fig. 20과 28을 비교해보면, 큰 이득값 비례제어기는 모멘텀이 감소할수록 펄스폭도 감소하지만, 고정값 비례제어기는 항상 같은 펄스폭으로 동작하는 것을 확인할 수 있다. 또한 120초 부근의 결과를 살펴보면 큰 이득값 제어기는 추력기를 5번 구동하는데 비해서 고정값 비례제어기는 3번만 구동한다.

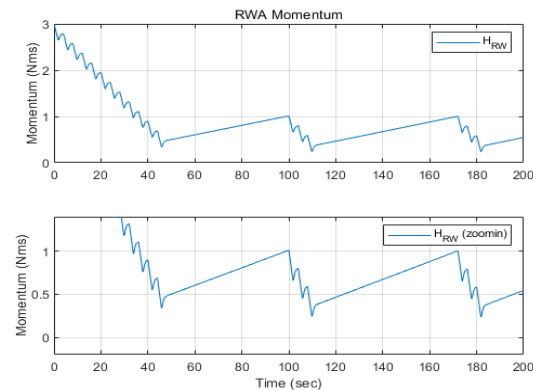


Fig. 25. Momentum Dumping (Constant, 4.00sec)

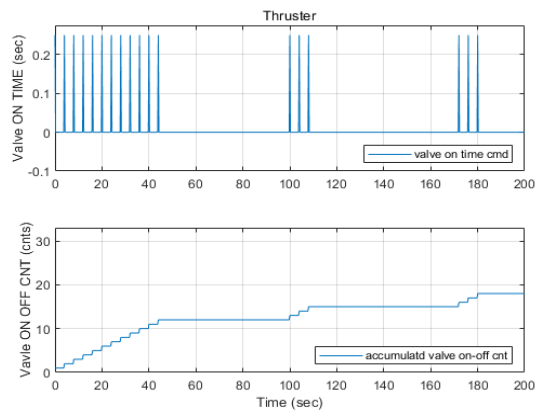


Fig. 28. Thruster Status (Constant, 4.00sec)

Figures 29~32는 Δt_{dump} 를 1.5초로 설정한 결과로 덤핑기간동안 자세오차가 일정한 형태를 유지하지 못하지만 덤핑은 정상적으로 수행되며, 덤핑 종료 후의 자세제어도 문제없다.

Figures 33~36은 Δt_{dump} 를 1.00으로 설정한 결과로 추력기 구동 사이에 완전히 해소되지 못한 자세오차가 누적되어 모멘텀 덤핑과 자세제어 모두 실패하는 것을 확인할 수 있다.

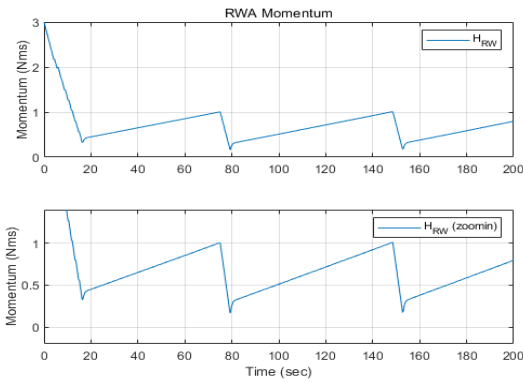


Fig. 29. Momentum Dumping (Constant, 1.50sec)

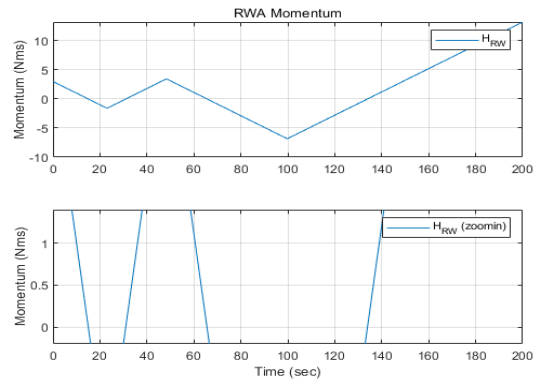


Fig. 33. Momentum Dumping (Constant, 1.00sec)

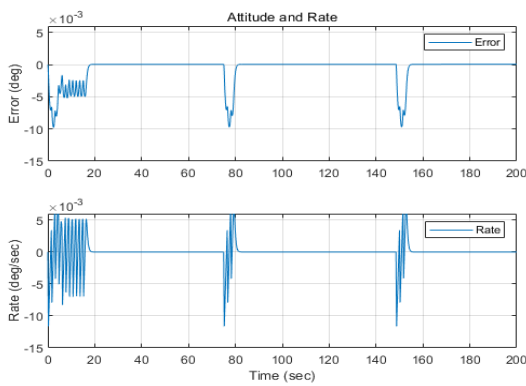


Fig. 30. Satellite Attitude (Constant, 1.50sec)

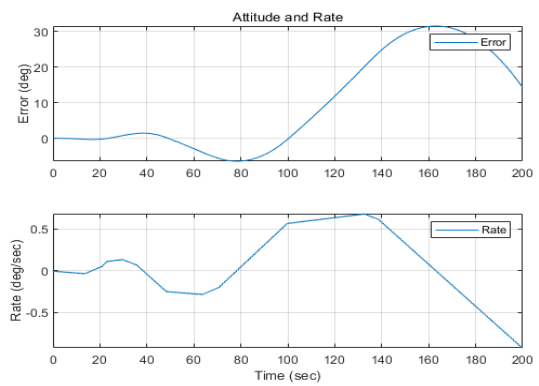


Fig. 34. Satellite Attitude (Constant, 1.00sec)

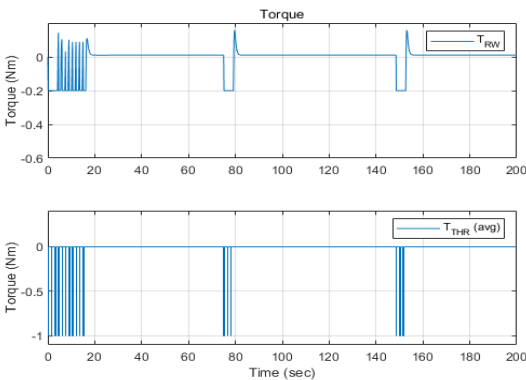


Fig. 31. Torque Output (Constant, 1.50sec)

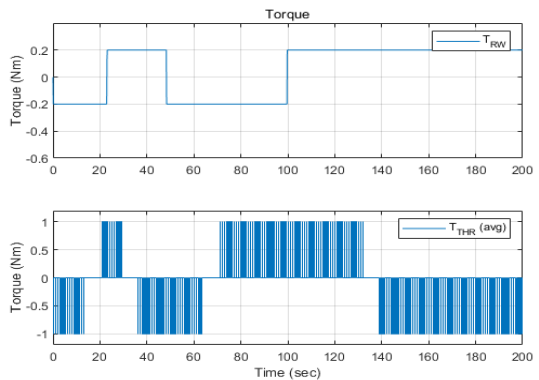


Fig. 35. Torque Output (Constant, 1.00sec)

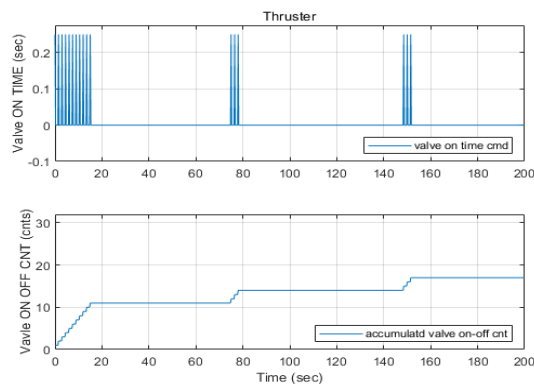


Fig. 32. Thruster Status (Constant, 1.50sec)

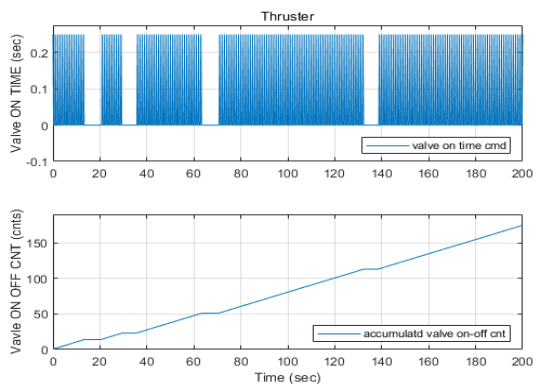


Fig. 36. Thruster Status (Constant, 1.00sec)

Table 5. Results Summary

	Low-gain		High-gain		Constant value	
	0.25	1.50	4.00	1.50	4.00	1.50
Thruster control period (s)	0.25	1.50	4.00	1.50	4.00	1.50
Peak Error (deg)	-1.9 e-3	-0.3 e-3	-7.1 e-3	-9.8 e-3	-7.1 e-3	-9.8 e-3
Peak Rate (deg/s)	-1.4 e-3	-1.4 e-3	-11.6 e-3	-11.6 e-3	-11.6 e-3	-11.6 e-3
Initial momentum dump time (s)	16	160	52	18	44	15
Vavle CNT (cnts)	111	108	20	23	18	17

● 모멘텀 덤핑 성능 비교

Table 5는 각 제어기의 주요 성능지표를 비교한 결과이다. 작은 이득값 비례제어기는 모멘텀 덤핑동안의 자세오차나 각속도 오차가 작지만 추력기 밸브 개폐횟수가 다른 방법에 비해서 많다. 큰 이득값 비례 제어기와 고정값 제어기는 추력기를 최대출력으로 이용하기 때문에 추력기 구동 직후의 자세오차가 크다. 하지만 관측을 제외한 태양지향 등의 정상시 임무 수행에는 지장이 없는 수준이다. Δt_{dump} 로 인해서 덤핑성능이 저하될 가능성이 있지만 적절한 값을 선정하면 극복 가능하다. 또한 추력기 밸브 개폐횟수를 획기적으로 줄일 수 있다.

● 모멘텀 덤핑 영역

Figures 37~40은 고정값 제어기로 Δt_{dump} 를 4초로 설정하되 이력방식 대신 데드존 방식을 사용한 결과이다. 반작용휠의 모멘텀이 ΔH_{ON} 이상이면 덤핑이 되는 것은 이력 방식과 동일하나, 모멘텀이 ΔH_{ON} 아래로만 내려오면 덤핑이 중단되는 것이 다르다.

Figure 28과 Fig. 40을 비교해보면, 이력 방식을 사용할 때는 모멘텀을 ΔH_{OFF} 까지 내려오게 만들기 위해서 추력기가 3번 구동되지만, 데드존 방식은 추력기가 1번만 구동되어 ΔH_{ON} 이하로만 내려오면 추력기 구동이 중지된다. 대신 이력방식은 모멘텀 덤핑을 하는 구간의 간격이 60초인데 비해서 데드존 방식은 25초 정도로 훨씬 더 자주 모멘텀 덤핑을 수행한다.

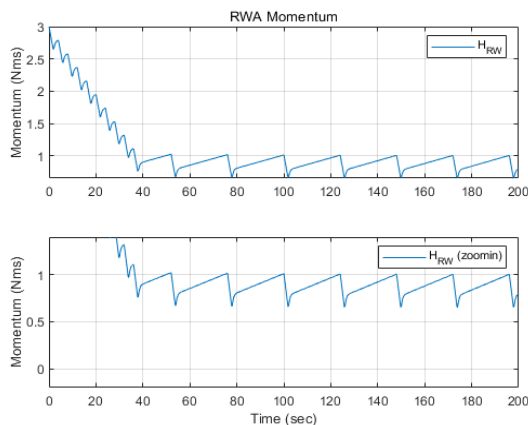


Fig. 37. Momentum Dumping (Const. dead zone)

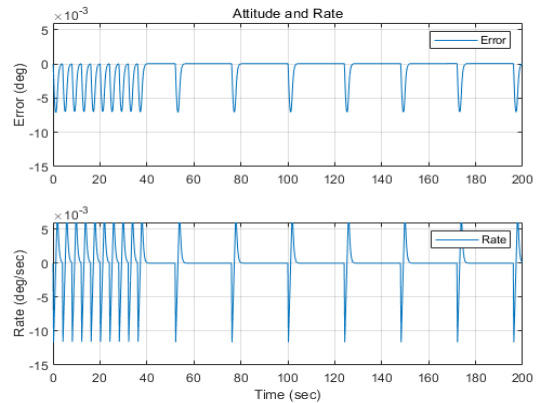


Fig. 38. Satellite Attitude (Const. dead zone)

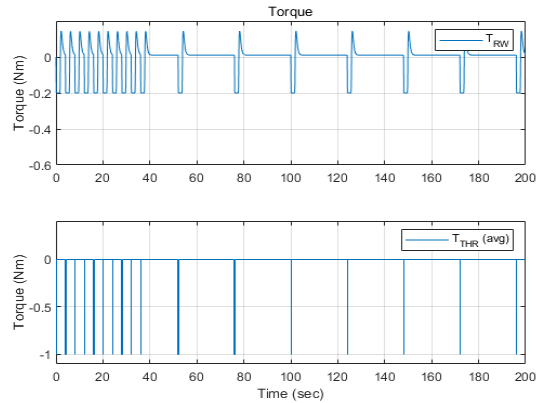


Fig. 39. Torque Output (Const. dead zone)

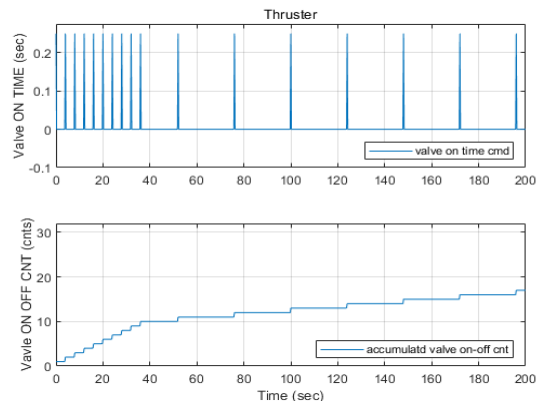


Fig. 40. Thruster Status (Const. dead zone)

III. 결 론

저궤도 위성에 적용 가능한 추력기 기반 반작용휠 모멘텀 덤핑 방법에 대해서 연구하였다. 최대크기의 펄스로 추력기를 구동하되, 추력기 제어 간격을 일정하게 설정하는 방법으로 추력기 개폐횟수를 크게 줄이는 방법을 제안하였다. 또한 이력 방식을 사용하여 모멘텀 덤핑 종료와 재시작 사이 간격을 확보하였다. 시뮬레이션을 통하여 본 연구의 유효성에 대해서 검증해보았다.

Table 5에서 확인할 수 있듯이, 최대크기의 펄스로 추력기를 구동하고 Fig. 8을 참고하여 적절한 추력기 제어간격을 설정하면, 모멘텀 덤핑 시간을 작게 유지하면서 추력기 개폐횟수를 크게 낮출 수 있다. 모멘텀 덤핑 동안 자세오차가 일시적으로 증가하지만, 절대적인 수치는 여전히 낮아서 태양지향과 같은 정상적인 임무 수행에는 지장이 없다.

본 연구에서 제안한 방식은 정지궤도위성에서 사용되는 방식과는 달리 언제나 모멘텀 덤핑을 수행할 수 있다. 그리고 추력기는 큰 토크를 낼 수 있으므로, 외란이 커서 자기토크로 모멘텀 덤핑이 불가능한 환경에서도 사용할 수 있다. 다만 추력기는 연료를 소모하므로, 위성의 임무기간과 연료량을 고려하여 적용여부를 검토해야 한다.

References

- 1) Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, U.K., 1997, pp. 190~192.
- 2) 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.

- 3) 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.

- 4) Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, U.K., 1997, pp. 275~287.

- 5) Yoon, H., Park, Y. W., Kim, D. K., and Park, K.-J., "Reaction Wheels Momentum Management for Geo-Kompsat-2 Satellites," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp. 346~347.

- 6) Yoon, H., Park, Y. W., Kim, D. K., and Park, K. J., "Geo-Kompsat-2A Satellites Station Keeping Maneuver and Momentum Off-Loading Performance Analysis," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, April 2019, pp. 488~489.

- 7) Stratton, J., "The Use of the Areojet MR-103H Thruster on the New Horizons Mission to Pluto," *55th International Astronautical Congress*, 2004, IAC-04-S.1.09.

- 8) Oh, H. S., and Hwang, J. H., "Minimum Fuel Back-Up Attitude Control and Momentum Dumping of a Satellite with an Asymmetric Thruster Configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 27, No. 6, 1999, pp. 105~115

- 9) Karami, M. A., and Sassani, F., "Spacecraft Momentum Dumping Using Fewer than Three External Control Torques," *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 32, No. 1, 2009, pp. 242~247.

- 10) Wertz, J. R., Everett, D. F., and Puschell, J. J., *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, CA, USA, 2011, pp. 570~573.