



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(4), 289-299(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.4.289>

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

제어모멘텀휠 기반 자세제어 M&S 소프트웨어 개발

목성훈¹, 김태호², 방효충³, 송태성⁴, 이종국⁵, 송덕기⁶, 서중보⁷

Development of CMG-Based Attitude Control M&S Software

Sung-Hoon Mok¹, Taeho Kim², Hyochoong Bang³, Taeseong Song⁴, Jongkuck Lee⁵,
Deokki Song⁶ and Joongbo Seo⁷

Korea Advanced Institute of Science and Technology^{1,2,3}, LIG Nex1^{4,5,6}
Agency for Defense Development⁷

ABSTRACT

Attitude control modeling and simulation (M&S) can be extensively applied in overall development process, from simple algorithm design to on-board software verification. This paper introduces CMG-based attitude control M&S software, which consists of 6-DOF modeling (CMG and space environments modeling), and attitude control algorithm. The M&S software is divided into three modules, from an inner CMG motor control module to an outer earth observation mission module. While an application of this developed software is currently limited to the initial-phase attitude controller development, its application area can be extended to the later-phases by considering sophisticated model information in future.

초 록

자세제어 M&S(Modeling & Simulation)는 모델링 정밀도에 따라 간단한 자세제어 알고리즘 설계부터 실제 탑재 소프트웨어 검증까지 활용될 수 있다. 본 논문은 CMG 기반 위성 자세제어를 위한 M&S 소프트웨어를 소개한다. 개발된 소프트웨어는 크게 6자유도 모델링과 자세제어 알고리즘으로 나눌 수 있다. 6자유도 모델링은 CMG 구동기 모델링과 우주환경 모델링(궤도외란/자세외란)을 포함한다. 자세제어 알고리즘은 CMG 모터속도 제어기(내부루프)부터 토크명령생성 및 스티어링 법칙(외부루프)을 포함한다. M&S는 하위 레벨인 CMG 모터제어부터 상위 레벨인 지구관측임무 수행까지 단계적으로 수행되며, 적용 레벨에 따라 3개 모듈로 나뉜다. 본 M&S 소프트웨어는 초기 자세제어 알고리즘 개발을 목표로 개발되었는데, 향후 상세한 위성체/구동기 모델링 및 우주환경 모델링을 반영해 점차 활용 범위를 넓힐 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words : Attitude Control(자세제어), CMG(제어모멘트자이로), Singularity(특이점), M&S(모델링 및 시뮬레이션), Earth Observation Satellite(지구관측위성)

† Received : December 21, 2018 Revised : March 10, 2019 Accepted : March 20, 2019

¹ Research Assistant Professor, ² Ph.D. Candidate, ³ Professor, ⁴ Senior Researcher, ⁵ Senior Researcher,

⁶ Principle Researcher, ⁷ Senior Researcher

³ Corresponding author, E-mail : hcbang@ascl.kaist.ac.kr, ORCID 0000-0001-6016-8102

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

고기동 위성 수요가 늘어나면서 고토크(high torque) 구동기에 대한 수요도 증가하고 있다. 리액션휠(reaction wheel, 이하 RW)은 2000년대까지 대부분의 중대형위성 3축 자세제어에 활용되었다. 주로 여유분(redundancy)을 포함한 4개의 RW가 탑재되었다. 리액션휠 토크/모멘텀 요구조건은 고기동 요구조건을 만족하기 위해 점차적으로 증가하였다. 고토크 RW에는 Goodrich(現 UTC) type-E가 있는데 2.0Nm 이상의 최대토크를 생성한다[1]. 하지만 일반적으로 1.0Nm 이상의 토크를 RW로 생성하는 것은 물리적/전기적으로 비효율적인 것으로 알려져 있다. 특히 ~1KW 급의 피크 소모전력은 중대형위성에도 큰 부담으로, 1.0Nm 급 이상의 RW가 보편적이지 않은 이유로 볼 수 있다.

제어모멘텀휠(control moment gyro, 이하 CMG)은 1970년대 초반 SkyLab 우주정거장이나 이후 KeyHole과 같은 고기동 위성들에 탑재되었다[2]. CMG는 자이로스코프 원리를 이용한 구동기로 주로 일정한 속도로 회전하는 휠(모멘텀휠, momentum wheel)을 외부에서 gimbal로 회전시켜 토크를 생성한다. CMG는 RW에 비해 최대 10배가량의 전력소모 대비 토크생성효율이 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 장점으로 CMG는 Pleiades[3], Worldview[4] 등 다양한 고기동 위성들에 탑재되었고, COSMO-SkyMed 2세대[5]에도 탑재 예정인 것으로 알려져 있다. 기타 CMG 탑재 사례는 참고문헌 [2]를 참조한다.

국내에서는 2000년대 중반부터 CMG 관련 연구가 다수 수행되고 있다. 연구 분야는 크게 CMG 하드웨어 개발과 제어 알고리즘 연구로 나눌 수 있다. 먼저 하드웨어 개발 문헌들을 정리한다. 참고문헌 [6]은 저가 소형위성 탑재를 목표로 CMG를 개발하고 성능시험한 결과를 소개한다. 300kg 급 이하 위성 탑재를 목표로 최대토크 1.2Nm, 최대모멘텀 0.4Nm의 CMG를 개발하고, 성능시험과 함께 미소진동시험과 같은 일부 환경시험도 수행되었다. [7]에서는 한국항공우주연구원(이하 항우연)과 저스틱에서 개발한 100Nm급 산업용 CMG를 소개한다. CMG 요구사항 분석, 서브시스템 설계, 토크측정 성능시험까지 다양한 결과를 담고 있다. [8]에서는 소형위성 탑재를 목표로 한 5Nm급 소형위성 CMG 개발 내용을 요약한다.

국내에서는 CMG 배치, 모델링, 스티어링 법칙에 대한 연구도 수행되고 있다. 참고문헌 [9]에서는 CMG 수량(3,4개)과 배치에 따른 자세제어 성능과 특이점회피 성능을 요약한다. [10]에서는 라그랑지안 동역학을 이용해 CMG 정밀모델링을 수행하였다. [11]에서는 고기동 위성 자세제어를 위해 RW와 CMG를 함께 적용하였다. [12]는 부족구동(underactuated) 위성의 동특성과 제어가능 영역을 분석하였다. [8]에서는 elliptic 내부 특이점을 회피하는 스티어링 로직을 제시하고,

시뮬레이션으로 자세제어 성능을 확인하였다.

한편, 이론적 결과를 실제 시스템에 성공적으로 적용하려면 상세한 자세제어 M&S (Modeling & Simulation)가 필수적이다. 자세제어 M&S는 자세제어 요구사항 도출, 분석, 검증에 다각도로 활용되고 있다. 실제로 항우연에서 개발한 다목적실용위성 시리즈에서도 KOMPSIM이라는 시뮬레이터가 자세제어 소프트웨어 개발/검증에 활용되었다[13]. KOMPSIM에는 위성체/구동기 수학적 모델링, 외란 모델링, 자세제어 알고리즘 등이 구현되어 있다. 또한 정지궤도위성에도 GEO-KOMPSIM이라는 시뮬레이터가 사용되고 있다[14].

본 논문에서는 개발 중인 CMG 기반 자세제어 M&S 소프트웨어를 소개한다. 개발 목표는 좁게는 현재 개발 중인 CMG H/W에 대한 수학적 모델링과 모멘텀휠/gimbal 속도 제어기 검증이고, 넓게는 클러스터링된 CMG 기반 위성 3축 자세제어기 성능검증, 특이점 회피 성능검증, 지구관측 임무수행 검증이 포함된다. 국내에서 개발되고 발표된 타 시뮬레이터와의 차별점은 CMG 수학적 모델링과 CMG 스티어링 법칙이 추가된 점이다. 개발된 M&S 소프트웨어는 아직 개발 초기 단계의 자세제어 알고리즘 설계로 활용성이 제한되지만, 추후 상세한 모델링 정보를 추가해 적용 범위를 점차 확대할 계획이다.

다음 장부터는 개발된 M&S 소프트웨어를 3개 모듈로 나누어 단계적으로 소개한다. 각 모듈은 적용되는 시스템 레벨별로 구분된다. 2장에서 먼저 전체 M&S 소프트웨어 구성 및 기능을 요약한 후, 3-5장에서 각 모듈의 임무, 적용된 알고리즘, 시뮬레이션 결과를 요약한다.

II. M&S 소프트웨어 구성 및 기능

M&S 소프트웨어 구성은 Fig. 1과 같다. 모듈은 총 3개로 안쪽부터 모듈#1(MWA/GMA 모델링 및 제어), 모듈#2(CMG 기반 3축 자세제어), 모듈#3(가상시나리오 임무수행)과 같다. MWA는 모멘텀휠 어셈블리(momentum wheel assembly), GMA는 gimbal motor assembly의 약자이다. MWA와 GMA가 CMG를 구성한다. 모듈#1과 모듈#2는 Mathworks Simulink 환경에서 개발되었고, 모듈#3은 Matlab 스크립트 언어(m파일)로 개발되었다.

M&S 모듈 별 기능은 다음과 같다. 모듈#1은 MWA/GMA를 수학적으로 모델링하고 모터제어기 성능을 확인한다. 모듈#2는 CMG 기반 위성 자세제어 시 토크명령 자세제어기(outer-loop)의 자세제어 성능과 스티어링 법칙의 특이점 회피 성능을 주로 확인한다. 모듈#3은 대기모드와 영상촬영모드로 이루어진 가상 임무 시나리오에서의 CMG 기반 자세제어 성능을 확인한다.

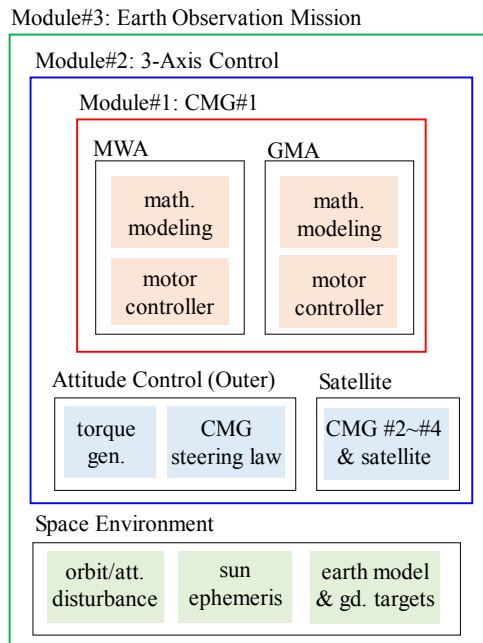


Fig. 1. M&S software structure

III. 모듈#1: MWA/GMA 모델링 및 제어

모듈#1에서 MWA와 GMA는 모두 모터를 포함하며 원하는 모터 운용속도를 유지하거나(MWA), 모터 명령속도에 도달하는 것을(GMA) 목표로 한다.

모터 또는 휠의 수학적 모델링은 이미 국내외에서 많은 연구가 수행되었다[15]. 본 장에서는 외란요소들을 요약하고, 그 중 본 M&S 톨에 반영된 요소들을 명기한다. 먼저 휠 토크외란은 기계적 요소와 전기적 요소로 구분된다. 기계적 요소에는 마찰토크와 질량불균형토크가 있다. 마찰토크에는 크게 쿨롱토크(Coulomb torque), 점성마찰토크(viscous friction torque), 정지마찰력(static friction)이 있다. 쿨롱토크는 휠 속도에 관계없이 일정하고, 점성마찰토크는 휠 속도에 비례해 증가한다. 정지마찰력은 0RPM을 통과할 때 발생하는데, MWA는 회전속도가 운용(nominal) RPM에서 크게 변하지 않아 대부분의 경우 무시할 수 있다. 질량불균형은 정적·동적 불균형으로 나뉘며 [10]에 자세히 설명되었다. 전기적 요소에는 역기전력(back EMF)과 토크리플(torque ripple)이 있다. 본 모듈#1은 기계적 요소로 쿨롱토크와 점성마찰토크를 반영하고, 질량불균형토크는 보수적으로 예상되는 최대치를 고려하였다. 전기적 요소는 역기전력과 토크리플을 모두 고려하였다.

휠 제어는 모멘텀제어 방식과 토크제어 방식이 있다[16]. 모멘텀제어 방식은 모멘텀 명령값(reference) 추종이 목표로, 토크제어 방식에 비해 외란에 강건하다. 일반적으로 모멘텀제어가 더 많이 적용되며, 본

논문에서도 MWA/GMA 제어기 모두 모멘텀제어 방식을 적용한다. 제어 기법으로는 PI(비례-적분) 제어기를 적용한다. 과도한 제어입력을 방지하기 위해 일정 적분오차가 쌓였을 경우 이를 초기화하는 anti wind-up 로직[17]도 추가한다. 개발된 MWA와 GMA 제어기는 형태는 같지만 응답속도 등의 제어 요구조건과 물성치가 달라 제어 이득은 서로 다르다.

모듈#1 시뮬레이션 결과를 요약한다. 먼저 과제 보안상의 이유로 개발중인 실제 MWA/GMA 물성치는 다른 값들을 적용하였음을 밝힌다. 다만 물성치의 제어기 파라미터들은 최대한 실제 값과 유사하게 설정하였다. Figs. 2와 3은 각각 MWA와 GMA의 step input에 대한 반응을 나타낸다. 먼저 Fig. 2는 MWA가 초기속도 0RPM에서 운용속도인 4000RPM로 도달하는 응답선도를 나타낸다. 속도명령 후 약 1분 내 정상운용속도로 진입하고 이를 잘 유지하는 것을 확인할 수 있다. 참고로 시뮬레이션에는 앞서 언급한 바와 같이 기계적/전기적 외란이 고려되었다. Fig. 3은 GMA의 1rad/s 스텝입력에 대한 응답을 나타낸다. 1초경에 입력을 받은 후 약 0.1초 내 입력속도로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. GMA는

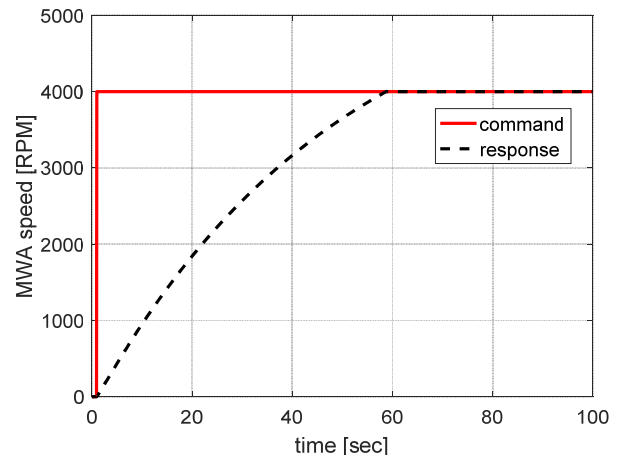


Fig. 2. MWA speed history over time

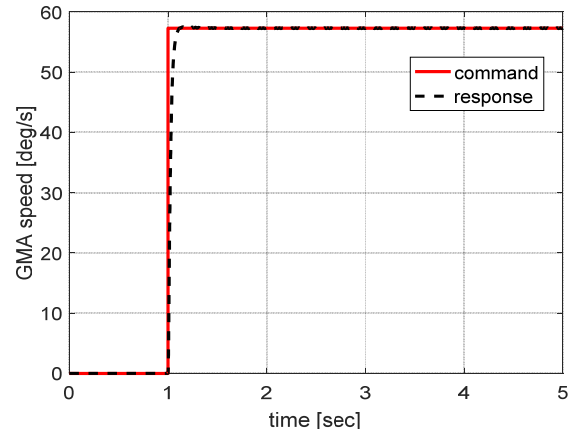


Fig. 3. GMA speed history over time

MWA와 달리 스텝 입력이 아닌 변화하는 입력에 대한 추종성능도 중요한데, 이에 대한 검증은 모듈#2에서 자세제어기 외부 루프와 엮이면서 수행된다.

IV. 모듈#2: CMG 기반 3축 자세제어

모듈#2는 CMG 클러스터링 후 3축 제어 성능을 검증한다. 전체 블록다이어그램은 Fig. 4와 같다. 총 6개 블록으로 여기서는 주로 ②자세제어기(outer-loop), ③스티어링 법칙, ④자세동역학에 대해 다룬다. 자세외란은 장주기 고려 시 중요하므로 체계 M&S에 해당하는 모듈#3에서 다룬다.

4.1 CMG 탑재 위성 자세 동역학

CMG 4개가 피라미드 형태로 배치되었다고 가정한다. 배치 형태는 참고문헌 [18]과 같다. 1번 CMG 김발축은 동체 +X축과 +Z축 사이에 위치한다. 이 때 skew angle은 β 로 정의한다. 2번부터 4번 CMG 김발축은 반시계방향으로 90도 간격으로 배치한다. Skew angle은 모두 동일하다.

강체 모델 기반 오일러 방정식은 다음과 같다.

$$\left. \frac{dh_{tot}}{dt} \right|_{iner} = \left. \frac{dh_{tot}}{dt} \right|_{body} + \omega_b \times h_{tot} \quad (1)$$

$$h_{tot} = h_b + h_{CMG} \quad (2)$$

여기서 ω_b 는 동체 각속도, h_{tot} 는 위성체 총 각운동량, h_b 는 동체 각운동량, h_{CMG} 는 CMG 어셈블리 각운동량을 나타낸다. 서브스크립트는 각각 미분이 이루어지는 좌표계를 나타내는데, iner는 관성좌표계,

body는 동체좌표계를 나타낸다. 동체 각운동량과 CMG 어셈블리 각운동량은 각각

$$h_b = I_b \omega_b \quad (3)$$

$$\begin{aligned} h_{CMG} &= h_{CMG1} + h_{CMG2} + h_{CMG3} + h_{CMG4} \\ &= h_{MW1} \begin{bmatrix} -s\gamma_1 c\beta \\ c\gamma_1 \\ s\gamma_1 s\beta \end{bmatrix} + h_{MW2} \begin{bmatrix} -c\gamma_2 \\ -s\gamma_2 c\beta \\ s\gamma_2 s\beta \end{bmatrix} \\ &\quad + h_{MW3} \begin{bmatrix} s\gamma_3 c\beta \\ -c\gamma_3 \\ s\gamma_3 s\beta \end{bmatrix} + h_{MW4} \begin{bmatrix} c\gamma_4 \\ s\gamma_4 c\beta \\ s\gamma_4 s\beta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

와 같다. 여기서 I_b 는 위성체 관성모멘트, (h_{MW1} , h_{MW2} , h_{MW3} , h_{MW4})는 모멘텀휠 각운동량, ($\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3, \gamma_4$)는 김발각을 나타낸다. 또한 $c\beta$ 와 $s\beta$ 는 삼각함수로 각각 $\cos\beta$ 와 $\sin\beta$ 를 나타낸다. 위성 자세 동역학은 식 (1)로부터 유도 가능하다.

$$\dot{\omega}_b = I_b^{-1}(-\dot{h}_{CMG} - \omega_b \times h_{tot} + \tau_{ext}) \quad (5)$$

여기서 τ_{ext} 는 외력 외란토크를 나타낸다.

4.2 토크명령생성 자세제어기

목표자세에 도달하려면 제어토크가 필요하다. 이는 Fig. 4의 ②번 서브시스템 출력으로 생성된다. 일반적으로 위성 자세제어에는 쿼터니언 피드백 제어가 적용된다. 만약 최대각속도, 최대토크 제한조건이 있다면, saturation 함수를 포함한 cascade 형태 제어가 추가될 수 있다[19]. 사용되는 saturation limiter는 fixed limiter 방식과 variable limiter 방식으로 구

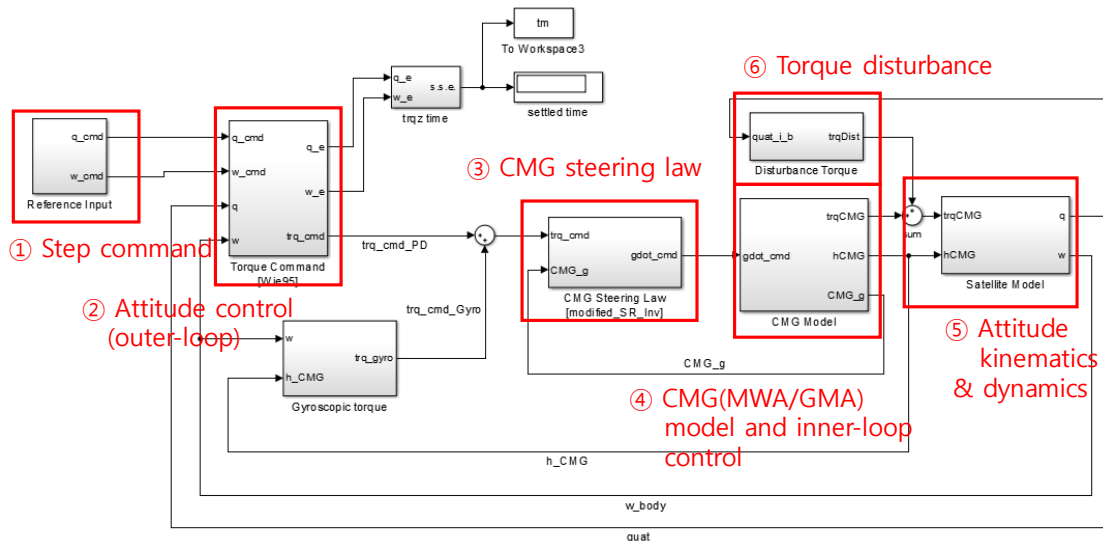


Fig. 4. Module#2 block diagram

분할 수 있다. 아래에 두 방식을 간단히 요약하며 자세한 내용은 참고문헌을 참조한다.

Fixed limiter 방식은 saturation limit 값을 기동 내내 고정한다[19]. 토크명령은 다음과 같다.

$$\tau_{cmd} = -sat_T(Ksat_1(Pq_e) + C\omega_b) \quad (6)$$

여기서 sat 은 saturation 함수를 나타낸다. 예를 들어, $b = sat_T(a)$ 에서 입력값 a 가 아래첨자인 최대토크 T 보다 작을 경우 출력값 $b = a$ 를 만족하고 입력값이 T 보다 클 경우에는 $b = T$ 가 된다. τ_{cmd} 는 토크명령, q_e 는 쿼터니언 오차로

$$q_e = q \otimes q_{cmd}^{-1} \quad (7)$$

와 같다. q 는 현재 쿼터니언, q_{cmd} 는 목표 쿼터니언, \otimes 는 쿼터니언 곱을 나타낸다. 식 (6)에서 K , C , P 행렬은 각각 제어이득과 관련되며 다음과 같다.

$$K = diag(k_1, k_2, k_3)I_b \quad (8)$$

$$k_i = c \frac{|q_{e,i}(0)|}{\|q_e(0)\|} \dot{\theta}_{max} \quad (9)$$

$$C = cI_b \quad (10)$$

$$P = kK^{-1}I_b \quad (11)$$

여기서 k_i , c 는 각각 자세제어기 감쇠계수, 대역폭으로부터 결정된다. $\dot{\theta}_{max}$ 는 최대각속도 제한조건, $q_e(0)$ 는 초기 쿼터니언 오차를 나타낸다.

Variable limiter 기반 자세제어기는 참고문헌 [18]에 제안되었다. Fixed limiter와 같이 cascade 형태의 제어기지만 limiter가 자세오차에 따라 변한다. 토크명령 τ_{cmd} 및 limiter L_i 계산 방법은 다음과 같다.

$$\tau_{cmd} = -sat_T(2kI_b sat_{L_i}(e) + cI_b \omega_b) \quad (12)$$

$$L_i = (c/2k)|\dot{\theta}|_{max} \\ = (c/2k)\min(\sqrt{4a_i e_i}, |\omega_i|_{max}) \quad (13)$$

여기서 e 는 쿼터니언 오차의 벡터 부분, $|\omega_i|_{max}$ 는 각 축에 대한 최대각속도 성분을 나타내고, a_i 는 각 축에 대한 최대가속도 설정값으로 비선형성을 고려해 실제로 출력 가능한 최대가속도보다는 작게 설정한다[18]. 함수 \min 은 입력 값 중 작은 값을 출력한다.

Variable limiter 방식은 fixed limiter 방식에 비해 saturation limit를 보수적으로 구해 overshoot이 적게 발생하고 결과적으로 수렴이 빠른 장점이 있다. 특히 기동각이 클 때 fixed limiter 방식을 적용하면 transient 구간에서 각속도가 과도하게 높아져 over-

shoot이 커지게 된다. 참고문헌 [18, III장]의 1축 제어 예제에서 variable limiter 방식의 장점을 확인할 수 있다. Variable limiter 방식의 단점은 축별로 limit 값을 달리 사용하기에 더 이상 eigen-axis 기동이 보장되지 않는다는 점이다. 따라서 Fixed limiter 방식[19, V장]과 같은 기동 구간별 성능분석이 variable limiter 방식에 그대로 적용되기 어렵다. 본 논문의 모듈#2에서는 최종적으로 variable limiter 방식으로 명령토크를 생성하였다.

4.3 CMG 스티어링 법칙

본 논문에서는 자세제어 구동기로 CMG만 가용하다고 가정한다. 따라서 자세제어는 CMG와 동체 간 모멘텀 교환을 통해서만 가능하다. 즉, 식 (12)에서 얻어진 토크명령 τ_{cmd} 을 식 (5)의 CMG 모멘텀변화 (= 토크) \dot{h}_{CMG} 를 통해 생성해야 한다. 만약 자이로스 코픽 토크 $\omega_b \times h_{tot}$ 와 외력 τ_{ext} 이 무시할만할 때, 토크명령과 CMG 모멘텀변화량의 관계는

$$\dot{h}_{CMG} = -\tau_{cmd} \quad (14)$$

와 같고, 식 (5)는

$$\dot{\omega}_b = I_b^{-1}(\tau_{cmd}) \quad (15)$$

로 간단해진다. CMG 모멘텀변화는 김발 제어를 통해 다음과 같이 구현된다.

$$\dot{h}_{CMG} = A\dot{\gamma} \quad (16)$$

이 때 Jacobian 행렬 A 는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} -c\gamma_1 c\beta & s\gamma_2 & c\gamma_3 c\beta & -s\gamma_4 \\ -s\gamma_1 & -c\gamma_2 c\beta & s\gamma_3 & c\gamma_4 c\beta \\ c\gamma_1 s\beta & c\gamma_2 s\beta & c\gamma_3 s\beta & c\gamma_4 s\beta \end{bmatrix} \quad (17)$$

즉, 김발 각속도 $\dot{\gamma}$ 를 변화시켜 CMG 모멘텀을 변화시키고 원하는 토크명령을 생성한다.

한편, CMG는 RW와 달리 특이점이 존재한다. 특이점이란 특정방향 토크생성이 불가능한 상태를 말한다[20]. 따라서 스티어링 시 특이점 회피를 고려해야 한다. 특이점 회피 방식에는 null motion 방식[21]과 SR inverse 방식[22,23]이 있다. 각 방식에는 장단점이 있다. Null motion 방식은 명령토크오차가 없지만 탈출할 수 없는 특이점이 존재한다. SR inverse 방식은 토크명령오차 발생이 불가피하다.

본 논문은 SR inverse 방식을 적용한다. SR inverse 방식에는 Nakamura와 Hanafusa가 제안한 로직[22]과 Wie et al.이 제안한 로직[23]이 있는데, 본 논문은 elliptic 내부 특이점도 탈출 가능한 두 번째 로직[23]을 적용한다. 이때 김발 각속도는 Jacobian 행렬 A 의 pseudo-inverse 행렬 $A^\#$ 로부터 계산한다.

$$\dot{\gamma} = -A^\# \tau_{cmd} \tag{18}$$

$$A^\# = A^T [AA^T + \lambda E]^{-1} \tag{19}$$

$$\lambda = \lambda_0 \exp[-\mu \det(AA^T)] \tag{20}$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & \epsilon_3 & \epsilon_2 \\ \epsilon_3 & 1 & \epsilon_1 \\ \epsilon_2 & \epsilon_1 & 1 \end{bmatrix} \tag{21}$$

여기서 μ_0 와 e_i 는 설계 변수이다. e_i 는 시간에 따라 변하며 [23]에서는 sine 함수를 적용하였다.

4.4 3축 자세제어 시뮬레이션

모듈#2로 3축 자세제어 시뮬레이션을 수행한다. Rest-to-rest 기동을 가정한다. MWA/GMA 물성치는 모듈#1에 적용된 값과 동일하다.

시뮬레이션 환경은 다음과 같다. 먼저 위성체 관성 모멘트는 다음과 같이 가정한다.

$$I_b = \begin{bmatrix} 600 & 50 & -35 \\ 50 & 600 & 25 \\ -35 & 25 & 400 \end{bmatrix} kgm^2 \tag{22}$$

초기 오일러각(롤/피치/요)은 $[0,0,0]^\circ$, 목표 오일러각은 $[40.5, 33, -12.5]^\circ$ 로 가정한다. 고유축(eigen-axis) 기준으로 기동각은 약 50° 이다. MWA 초기 운용속도는 $[3900, 3950, 3960, 3850]$ RPM으로 정상운용속도 4000 RPM으로부터 오차가 있다고 가정하고, GMA 초기 김발각은 $[60, -60, 60, -60]^\circ$ 로 가정한다. 기타 시뮬레이션 환경은 Table 1과 같다.

Figures 5와 6은 위성 자세와 각속도를 나타낸다. 초기 자세로부터 목표 자세까지 큰 과도응답 없이 수렴하는 것을 볼 수 있다. 이는 Table 1에서 감쇠 계수를 1.0으로 설정했기 때문이다. Fig. 6에서는 기

Table 1. Module# 2: Simulation conditions

Categories	Variables	Values	Units
attitude controller	max. velocity per axis	4.9	deg/s
	damping ratio	1	
	natural frequency	1.5	rad/s
CMG steering law	λ_0, μ	0.01, 10	
CMG spec. and allocation	maximum momentum	16	Nms
	maximum gimbal rate	2	rad/s
	skew angle	53.13	deg

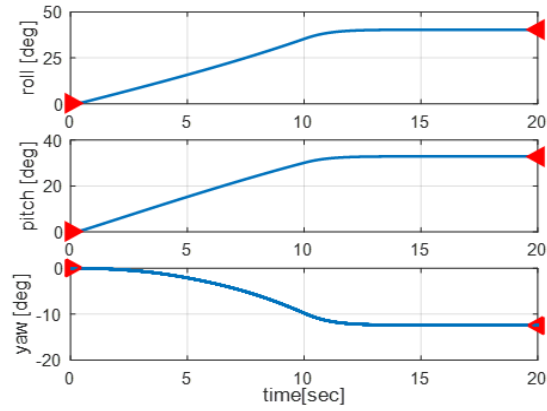


Fig. 5. Module#2: Euler angle

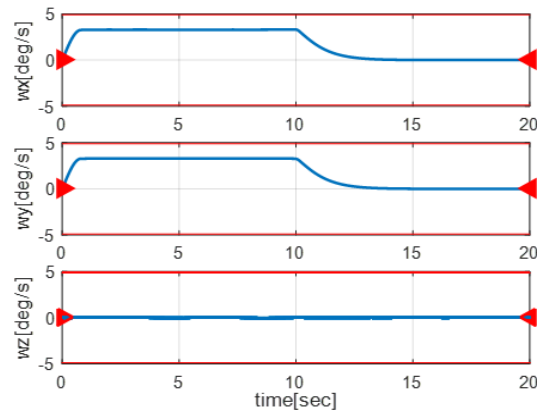


Fig. 6. Module#2: Angular velocity

동 과정에서 최대 각속도 크기(2-norm) 약 5.0 deg/s를 보이는 것을 확인할 수 있다. 이 coasting 구간은 CMG 어셈블리가 해당 구간 특이점 부근에 위치하기 때문에 발생한다. 이후 목표 자세에 가까워지면 토크 방향이 바뀌면서 decelerating 구간으로 넘어간다.

Figures 7과 8은 CMG 김발각과 특이점 지수를 나타낸다. 두 그래프에서 CMG 어셈블리가 특이점 부근에 도달했다가 기동이 끝나면서 초기 김발각으로

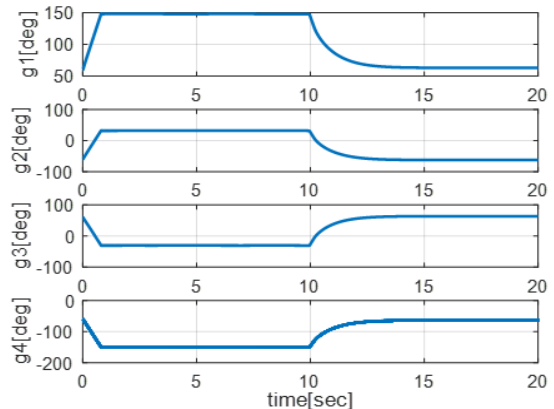


Fig. 7. Module#2: Gimbal angles

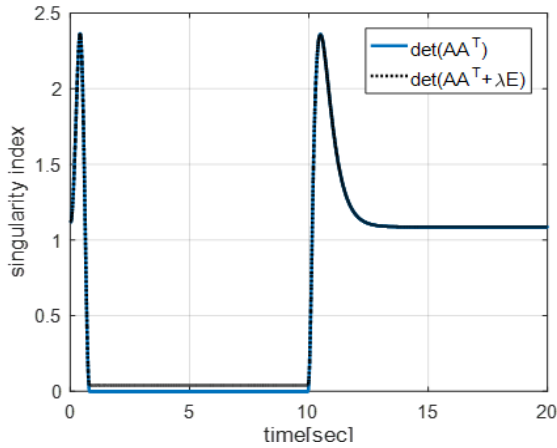


Fig. 8. Module#2: Singularity index

회귀하는 것을 볼 수 있다. Fig. 8에 두 개의 행렬값 (determinant)이 있는데, 첫 번째 값인 $\det(AA^T)$ 은 0으로 향하고, 기존 $A^T(AA^T)^{-1}$ pseudo-inverse 값으로는 더 이상 유효한 김발명령을 생성하기 어렵게 된다. 반면, 식 (19)와 같이 SR inverse 방식을 사용하면 특이점을 회피하거나 탈출할 수 있다.

Figures 9와 10은 CMG 어셈블리 각운동량과 위성체 총 각운동량을 나타낸다. Fig. 9 마지막 그림에서 CMG 어셈블리로부터 약 51Nms, 즉 3.2H(1H=16 Nms) 가량의 각운동량이 기동에 사용되었음을 볼 수 있다. Fig. 10에서는 총 각운동량이 보존됨을 확인할 수 있다. 본 시뮬레이션에서는 짧은 기동시간을 고려해 외부 자세외란을 무시했고, 총 각운동량이 보존되는 것이 타당하다. 총 각운동량 보존은 종종 자세제어 M&S를 검증하는데 활용된다. 마지막으로 Fig. 11은 MWA 휠 속도를 나타낸다. Table 1과 같이 MWA는 초기에 정상속도인 4000RPM으로부터 바이어스가 있다고 가정했는데, MWA inner-loop 제어를 통해 휠 속도가 정상운용속도로 도달하고 잘 유지함을 확인할 수 있다.

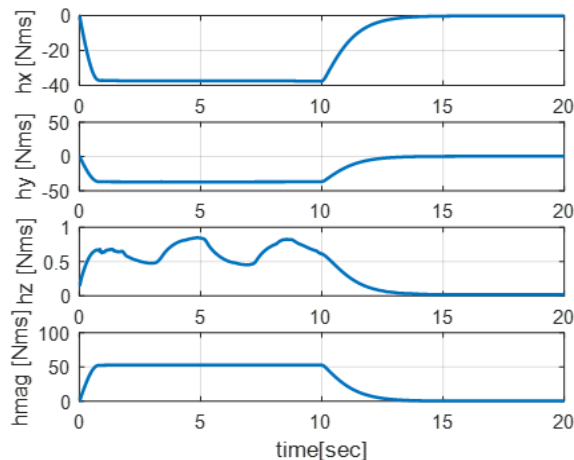


Fig. 9. Module#2: CMG momentum

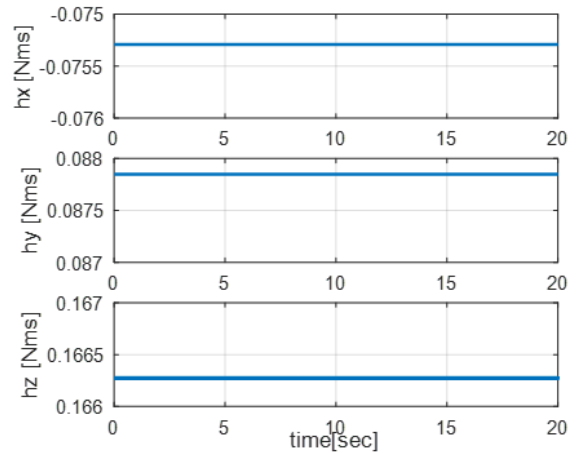


Fig. 10. Module#2: Total momentum

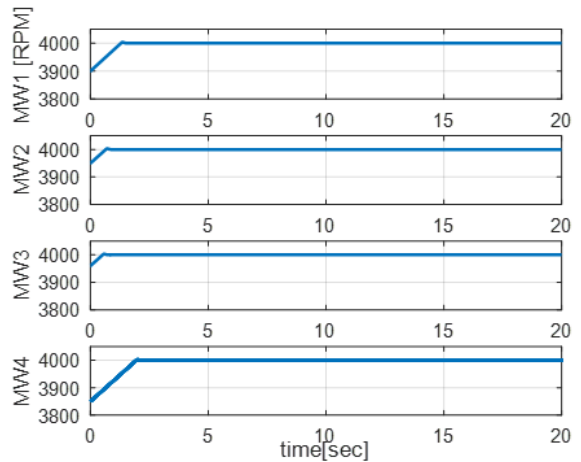


Fig. 11. Module#2: MWA speed

V. 모듈#3: 가상 지구관측임무 수행

5.1 M&S 역할 및 구조

모듈#3은 CMG 기반 자세제어기가 가상 지구관측 임무에서도 잘 작동하는지 확인한다. 즉, 연속되는 기동에도 기동성이 항상 확보되고 특이점 문제에서 자유로운지 검증한다. 또 다른 용도로는 CMG 개발 후 수명주기 시험 시 적용할 현실적인 김발 운용프로파일을 생성하는 것에 있다.

모듈#3은 실행순서에 따라 크게 6가지 단계로 구분된다.

- 1) 주요 상수 및 임무관련 파라미터 정의
- 2) 자세제어기 및 CMG 파라미터 정의
- 3) 궤도 생성 및 일/식 체크
- 4) 촬영시간, 촬영 자세각, 촬영표적 생성
- 5) 자세제어 수행
- 6) 결과출력

5.2 위성 궤도 및 자세 동역학

모델#3은 시뮬레이션 시간이 30,000초(≈5궤도)로 비교적 길다. 따라서 적절한 궤도 외란 및 자세 외란 고려가 필요하다.

시뮬레이션에 적용된 외란 요소를 간략히 설명한다. 수식은 배제하고 자세한 내용은 참고문헌 인용으로 대체한다. 궤도 외란으로는 J2섭동과 대기항력을 적용한다[24]. J2섭동은 지구가 타원체이기 때문에 발생하는 외력으로 궤도면을 드리프트 시킨다. 대기항력은 위성 고도를 지속적으로 감소시킨다. 실제로 대기밀도는 태양활동, 고도에 따라 다르지만, 여기서는 상수로 가정한다. 자세 외란으로는 중력구배토크, 대기항력토크, 태양복사압토크를 가정한다[25]. 중력구배토크는 위성에 작용하는 중력이 질점마다 다르기 때문에 발생한다. 대기항력토크와 태양복사압토크는 질량중심과 항력중심이 다르기 때문에 발생한다. 자세 외란 크기는 일반적으로 중력구배토크가 제일 크고 태양복사압토크가 제일 작다.

5.3 가상 임무 시나리오

가정한 지구관측임무 시나리오를 소개한다. 위성 운용모드는 대기모드(HK, House-Keeping)와 정상운용모드(NOM, NOrMal)로 구성한다. 정상운용모드에서 위성은 지상표적들을 촬영한다. 다수 표적 촬영을 위해 촬영 간 자세기동이 포함된다. 정상운용모드 이외 시간에는 대기모드에서 태양지향(일 구간)과 지구중심지향(식 구간)을 반복한다.

세부 시나리오는 다음과 같다. 위성은 EO/IR(전자광학/적외선) 탑재체를 탑재하고 저궤도에서 약 5궤도 공전한다. 마지막 궤도를 제외한 4개 궤도에서 매 궤도 정상운용모드로 천이해 지상표적을 촬영하며, 매 진입마다 5개의 표적을 연속적으로 촬영한다. 촬영시점은 일 구간, 식 구간 중 랜덤으로 설정하고,

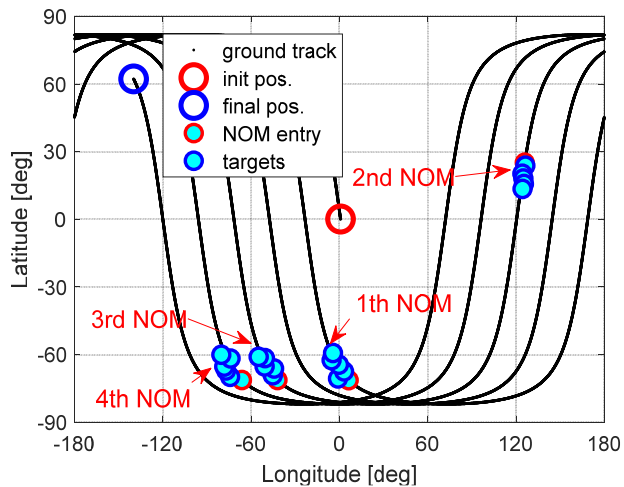


Fig. 12. Satellite ground track and ground targets at each NOM mode entry

촬영 자세각도 롤/피치 각을 임의로 설정하였다. 요각은 요 스티어링[26]을 고려해 생성하였다. 촬영 시 최대 롤각은 ±20°, 최대 피치각은 ±10°로 가정한다. 표적 별 촬영은 strip으로 10초 간 수행하며 표적 간 기동에는 30초를 할당한다. Fig. 12는 위성 지상궤적과 표적을 위경도 좌표계에서 나타낸다. 총 4번의 정상운용모드 진입시기와 진입마다 촬영될 5개의 지상 표적들이 식별되어 있다.

5.4 시뮬레이션 결과 및 분석

Figure 13의 첫 번째, 두 번째 그래프는 각각 5궤도 중 식 구간과 정상운용모드 구간을 표시한다. 세 번째와 네 번째 그래프는 각각 대기모드에서 태양지향과 지구지향이 잘 수행되는지 나타낸다. 일 구간에서 태양입사각이 0°고 식 구간에서 위성 동체 +Z축이 지구중심을 잘 지향함을 확인할 수 있다. 부분적으로 일 구간에서 태양입사각이 0°에서 벗어날 때가 있는데, 이는 정상운용모드로 진입해 영상촬영임무를 수행하기 때문이다. Fig. 14는 자세외란토크를 나타낸다. 평균적으로 중력구배토크(trq_{GC})가 제일 크고

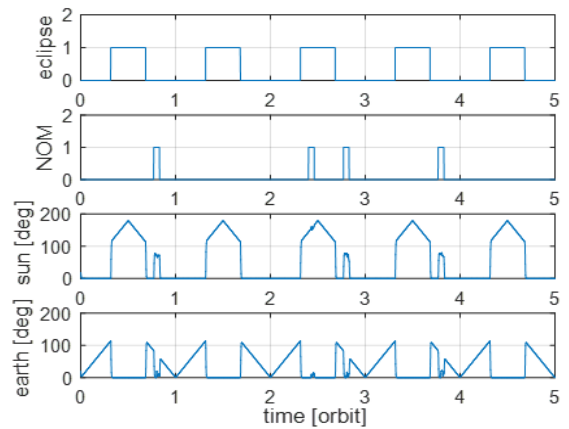


Fig. 13. Flags of eclipse and NOM, and angles to Sun and Earth nadir direction

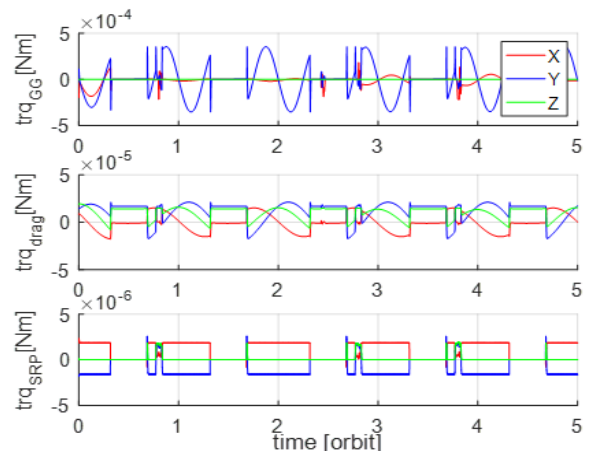


Fig. 14. Torque disturbances

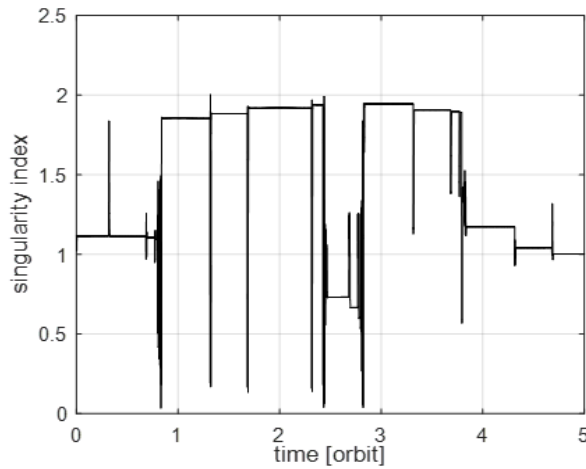


Fig. 15. Singularity index

태양복사압(trq_{SRP})이 제일 작은 것을 볼 수 있다. 지구중심 지향 시 중력구배토크는 0이고, 대기항력토크는 상수임을 확인할 수 있다. 태양복사압토크는 태양지향 시 상수이고 식 구간에서는 0임을 확인할 수 있다. Fig. 15는 식 (19)의 행렬값 $\det(AA^T + \lambda E)$ 을 나타낸다. 일시적으로 특이점 부근에 도달하지만 SR inverse 로직을 통해 잘 회피하는 것을 볼 수 있다.

Figures 16-19는 첫 번째 정상운용모드 진입 결과를 요약한다. 먼저 Fig. 16에서 정상운용모드 진입 후 5개의 표적을 순차적으로 잘 지향함을 확인할 수 있다. 탑재체 boresight는 동체 +z축과 일치한다고 가정하였다. Fig. 17은 위성 자세를 오일러각으로 나타낸다. 정상운용모드 진입 시 $[0,0,0]^\circ$ 로 지구중심 지향 후, 표적 촬영을 위한 자세들에 연속적으로 도달함을 볼 수 있다. Figs. 18과 19는 CMG 김발각과 김발각속도를 나타낸다. 특히 Fig. 19에서 김발각속도가 제한조건인 2rad/s 이하로 유지됨을 확인할 수 있다.

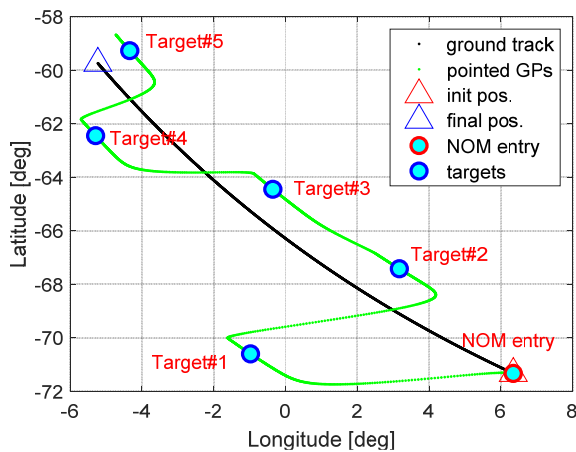


Fig. 16. NOM#1: Ground track and projected ground points along +Z body axis

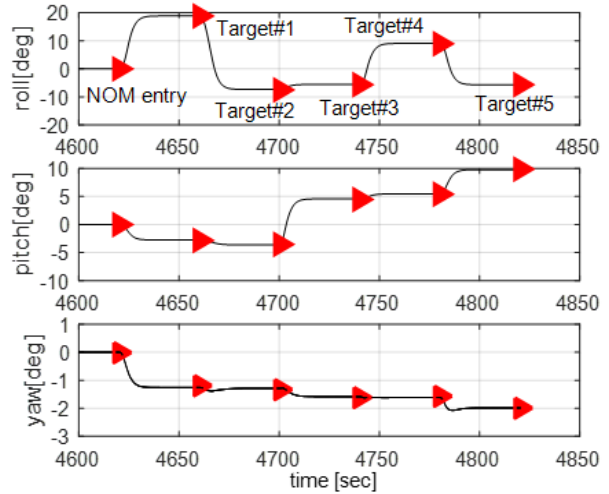


Fig. 17. NOM#1: Euler angles

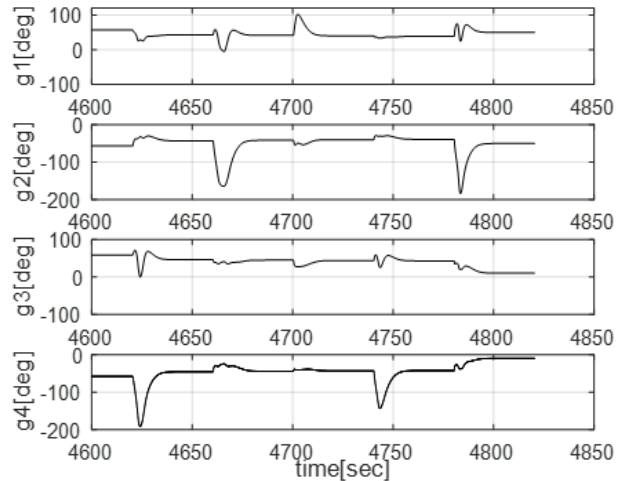


Fig. 18. NOM#1: Gimbal angles

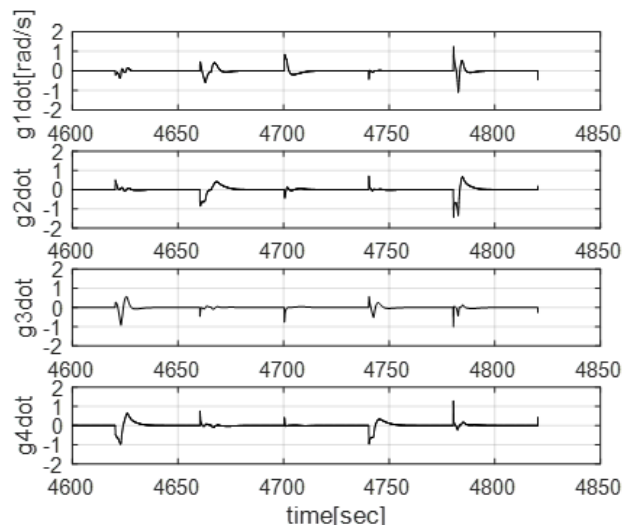


Fig. 19. NOM#1: Gimbal rates

VI. 결 론

본 논문은 CMG 기반 자세제어 M&S 소프트웨어를 소개하였다. 위성체 및 CMG를 수학적으로 모델링하고, 이를 내부루프/외부루프 제어기와 연동해 CMG 모터제어 및 위성 자세제어 성능을 검증하였다. 개발된 소프트웨어는 설계 단계에서의 기동관련 요구조건 도출 및 분석에 활용 가능하다. 또한 CMG 수명주기시험 시, 가상 임무시나리오를 고려해 생성한 현실적인 김발명령 프로파일을 적용할 수 있다.

개발된 M&S 소프트웨어는 다양한 위성 임무에 응용될 수 있고 기능 확장도 용이하다. 먼저 범용적인 운용궤도, 위성체 관성모멘트, CMG 성능/배치 등에 적용 가능하다. 또한 추후 CMG 수학적 모델과 외란 요소 업데이트가 가능하다. 특히 첫 번째, 두 번째 M&S 모듈은 Simulink로 구현돼 기능 추가가 간편하다. 마지막으로 자세제어외의 타 서브시스템과 연계한 M&S 소프트웨어로 확장 가능하다. 예를 들어, 전력 서브시스템에 CMG 김발명령과 모멘텀휠 속도유지에 따른 소모전력을 반영할 수 있다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 부설 방위산업기술센터의 연구비 지원으로 수행되었습니다(No. UC160011D).

References

1) Bialke, B., and Stromswold, E., "Reaction Wheel Actuator with Two Newton-Meter Torque Capability for Increased Spacecraft Agility," 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation, and Control Systems, Greece, 2005.

2) Lee, S.-H., "Technology of Control Moment Gyroscope and Its Industrial Trend," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 1, 2012, pp.86~92.

3) Thieuw, A., and Marcille, H., "Pleiades-HR CMGs-Based Attitude Control System Design, Development Status and Performances," *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 40, 2007, pp.834~839.

4) Anderson, N. T., and Marchisio, G. B., "Worldview-2 and the Evolution of the Digital Globe Remote Sensing Constellation," *Proceedings of SPIE*, Vol. 8390, 2012.

5) Faustini, E. Z., and Piemontese, M., "COSMO Second Generation," 1st Workshop Nazionale, Italia, 2017.

6) Rhee, S.-W., and Kwon, H. J., "Low Cost Small CMG Performance Test and Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 6, 2011, pp.543~552.

7) Lee, S.-H., et al., "Development of 100Nm-class Control Moment Gyroscopes for Industrial Applications," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 2, 2015, pp.172~178.

8) Rhee, S.-W., Seo, H.-H., and Yoon, H.-J., "Agile Attitude Control of Small Satellite using Small CMG," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 11, 2018, pp.952~960.

9) Seo, H.-H., et al., "Design Criteria and Cluster Configuration Improvement of Single Gimbal Control Moment Gyros for Satellite," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 1, 2008, pp.48~56.

10) Myung, H., et al., "Analytic Modeling of Control Moment Gyros," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 7, 2007, pp.640~646.

11) Son, J.-W., and Rhee, S.-W., "A Study on High Agile Satellite Maneuver using Reaction Wheels and CMGs," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 2, 2013, pp.107~119.

12) Jin, J., "Analysis of Attitude Control Characteristics for an Underactuated Spacecraft Using a Single-Gimbal Variable-Speed CMG," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 38, No. 5, 2010, pp.437~444.

13) Rhee, S.-W., Jin, Y., Choi, H., Seok, B., and Han, J., "Simulation Platform Development for KOMPSAT AOCS Verification," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 1999.

14) Park, K.-J., et al., "AOCS Validation using Electrical Test Bench and Satellite Dynamic Simulator," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2016, pp. 342~343.

15) Bialke, B., "High Fidelity Mathematical Modeling of Reaction Wheel Performance," *Annual Rocky Mountain Guidance and Control Conference*, 1998, pp.483~496, AAS 98-063.

16) Kim, T., et al., "Attitude Control for Agile Spacecraft Installed with Reaction Wheels," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space*

Sciences, Vol. 46, No. 11, 2018, pp.934~943.

17) Bang, H., Tahk, M.-J., and Choi, H.-D., "Large Angle Attitude Control of Spacecraft with Actuator Saturation," *Control Engineering Practice*, Vol. 11, No. 9, 2003, pp.989~997.

18) Wie, B., Bailey, D., and Heiberg, C., "Rapid Multitarget Acquisition and Pointing Control of Agile Spacecraft," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 25, No. 1, 2002, pp.96~104.

19) Wie, B. and Lu, J., "Feedback Control Logic for Spacecraft Eigenaxis Rotations Under Slew Rate and Control Constraints," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 18, No. 6, 1995, pp. 1372~1379.

20) Leeghim, H., Jin, J., and Mok, S.-H., "Feasible Angular Momentum of Spacecraft Installed with Control Moment Gyros," *Advances in Space Research*, Vol. 61, No. 1, 2018, pp.466~477.

21) Bedrossian, N. S., Paradiso, J., Bergmann, E. V., and Rowell, D., "Steering Law Design for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyroscopes," *Journal of Guidance, Control and*

Dynamics, Vol. 13, No. 6, 1990, pp.1083~1089.

22) Nakamura, Y., and Hanafusa, H., "Inverse Kinematic Solutions with Singularity Robustness for Robot Manipulator Control," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 108, 1986, pp.163~171.

23) Wie, B., Bailey, D., and Heiberg, C., "Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001, pp.865~872.

24) Vallado, D. A., *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, Microcosm Press, CA, USA, 2001, Chap. 8.6, pp.508~547.

25) Wertz, J. R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Microcosm Press, CA, USA, 1978, Chap. 17.2, pp.566~575.

26) Yoon, H.-S., Lee, H., Lee, J., and Bang, H., "Analytical Method of Yaw Steering Angle Calculation for TDI Camera," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, 2009, pp. 344~347.