

인공위성과 가변속 제어모멘트자이로의 상호작용 모델링 및 해석

진재현^{1,†} · 이현재²¹순천대학교 우주항공공학과/우주항공연구센터²조선대학교 항공우주공학과Modeling and Analysis of Interactions Between A Satellite
and Variable-Speed Control Moment GyrosJaehyun Jin^{1,†} and Henzeh Leeghim²¹Dept. of Aerospace Engineering/Center for Aerospace Engineering Research, Sunchon National University²Department of Aerospace Engineering, Chosun University

Abstract

The interaction model between variable-speed control moment gyros and a satellite has been studied based on the multi-body dynamics. Using the interaction model, we could obtain data for the design of VCMG motors and the strength design of structure. The interaction effects of flexible modules such as solar panels were included. Flexible modes are excited by the satellite's maneuver, and these modes cause perturbations in the satellite attitude. We developed a simulation program by Modelica and verified the proposed model.

초 록

다물체 동역학 기법을 이용하여 가변속 제어모멘트자이로와 인공위성의 상호작용하는 모델을 개발한 연구결과를 소개한다. 이 상호작용 모델을 이용하여, VCMG 모터의 사양 설계와 위성 구조물의 강도 설계에 활용할 수 있는 데이터를 얻었다. 그리고 태양 전지판과 같은 유연 모듈의 상호작용 효과도 포함하였다. 위성의 기동에 의하여 유연 모드가 야기되고, 이 모드의 진동에 의하여 위성 자세에 변동이 가해진다. 모델리카 언어로 시뮬레이션 프로그램을 개발하고, 제시한 모델의 타당성을 검증하였다.

Key Words : Satellite(인공위성), Variable Speed Control Moment Gyro(가변속 제어모멘트자이로), Flexible Mode(유연 모드), Interacting Model(상호작용 모델), Modelica(모델리카)

1. 서 론

제어모멘트자이로(CMG)는 high torque 출력이 가능하며, 대형 우주구조물이나 중대형 인공위성에 사용되는 구동기이다[1]. 최근 다목적 7호 위성의 구동기로 채택이 되어, 국내에서도 CMG 구동 인공위성의 개발이 본격화될 것으로 예상된다. CMG는 출력 토크가 크기 때문에, 인공위성의 기동성을 높여 짧은 시간 동안 여러 임무 수행(다수 지역 촬영 등)을 가능하게 한

다. 이처럼, 인공위성이라는 한정된 자원을 효율적, 효과적으로 사용할 수 있게 해주기 때문에, 투자 대비 효과가 큰 아이템이다.

최근, 소형·초소형 위성에 대한 관심이 높아지면서, CMG 기술을 축소하여 적용하는 기술개발도 진행되고 있다. 영국 Surrey 대학의 연구팀은 대학 부문에서 가장 선도적인데, 소형 CMG를 BILSAT-1(130kg 위성)에 탑재한 경험을 가지고 있다[2]. Honeybee Robotics社は 15~100 kg 급 위성에 사용할 수 있는 소형 CMG를 상용화하였고[1,3], 미국 Univ. of Florida의 연구팀은 1U 크기의 큐브위성에 장착할 수 있는 IMPACT라는 초소형 CMG를 개발하였다[1,4].

Received: Nov. 13, 2017 Revised: Dec. 05, 2017 Accepted: Dec. 29, 2017

† Corresponding Author

Tel: +82-61-750-3827, E-mail: donworry@sncu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

2013년 경진대회에서 수상한 Violet (50kg 위성)에도 소형 CMG를 장착하였다[1]. 일본의 도쿄 공업대학 연구팀은 Tsubame(40kg 위성)에 장착할 소형 CMG를 개발하였다[5]. 또한, 미국의 NASA는 우주인 suit에 소형 CMG를 장착하여, 우주인들의 활동성을 높이는 연구를 수행중이다[6]. 국내에서도 소형 CMG에 대한 실용화 연구가 수행되고 있으며[7,8], 큐브위성에 적용하려는 사례도 있다[9].

이처럼 소형(혹은 초소형) CMG 개발이 주목받는 것은, 대형과는 달리 개발 부담이 적으면서도 기술적 효과는 높고, 응용사례가 다양하기 때문인 것으로 사료된다. 이에 본 연구진(순천대, 조선대)은 초소형위성(50 kg 급)에 적용 가능한 초소형 CMG를 주목하고, 기술적으로 난이도가 더 높은 가변속 CMG(variable speed CMG)를 연구대상으로 선정하였다.

한편, 가변속 CMG(VCMG)는 동역학 모델이 복잡한데, 짐벌의 회전과 함께 휠 속도 변화 때문에 여러 가지 교차(cross coupling) 효과가 나타난다[10]. 또한 VCMG에 의한 위성의 빠른 기동은 위성 구조물의 유연 모드를 야기할 수 있으며, 이로 인하여 자세변동이 발생할 수 있는데, 이러한 상호작용은 최근 관심대상이다[11,12]. 그래서 VCMG에 대한 상세한 동역학 모델과 함께 상호작용 모델을 개발하여, 위성의 거동을 해석하고 적합한 VCMG 사양선정과 함께 제어기를 설계할 때 활용할 필요가 있다.

이러한 배경에서, 가변속 CMG(VCMG)가 장착된 위성에 대하여, 모듈간의 상호작용 효과를 분석할 수 있는 동역학 모델에 대한 연구결과를 제시한다. 특히 다물체 동역학 접근법을 바탕으로, 각 요소 모듈간의 상호작용을 상세히 분석하였는데, 주요 결과는 다음과 같다. 첫째, VCMG의 동역학 모델을 개발하면서, 위성의 기동에 의하여 VCMG의 구동 모터에 가해지는 자이로스코픽 토크를 모델링하였다. 위성의 기동에 따른 자이로스코픽 토크를 구동 모터 설계에 반영하여야 한다. 그리고 이러한 것을 반영하여, 짐벌 제어 모델을 제시하였다. 둘째, 태양 전지판과 위성 본체의 상호작용에 대한 운동 모델을 제시하였다. 위성의 기동으로 태양 전지판에는 관성력이 작용하여 유연 모드를 야기하게 된다. 이 유연 모드의 진동은 다시 위성의 자세에 영향을 미친다. 태양 전지판을 간단한 보(beam)로

구성하고, 이 보의 움직임(진동)에 따른 지지력(토크)에 대한 모델을 개발하였다. 셋째, 시뮬레이션에 특화된 언어인 모델리카를 이용하여 통합 시뮬레이션 프로그램을 개발하였다. 이 프로그램은 기존의 프로그램과는 달리, 방정식 기반이고 실물과의 상사도가 높아서, 개발팀원간의 의사소통의 효율성을 높여줄 수 있다. 통합 시뮬레이션 프로그램을 이용하여, 개발한 내용을 검증하였다.

2. 동역학 방정식

2.1 인공위성

인공위성은 질점운동(궤도 비행)과 강체운동(자세 변동)으로 분리할 수 있는데, 여기에서는 자세변동과 관련된 강체운동만 고려한다. 편의상 관성좌표계(E), 위성좌표계(B), VCMG 좌표계(C_i)만 고려한다. 이때 위성과 VCMG를 포함한 운동방정식은 다음과 같다[10].

$$\frac{d^E}{dt}(\mathbf{h}_T) = \mathbf{M}_e, \quad \mathbf{h}_T = \mathbf{J}_S \boldsymbol{\omega}_S + \sum_i \mathbf{h}_i \quad (1)$$

미분 연산에 대한 위치차는 미분의 기준이 되는 좌표계를 의미한다. 여기서 \mathbf{h}_T 는 위성 전체의 각운동량 벡터, \mathbf{J}_S 는 VCMG를 제외한 위성의 관성모멘트(MOI) 행렬, $\boldsymbol{\omega}_S$ 는 위성의 각속도 벡터, \mathbf{h}_i 는 VCMG 모듈의 각운동량 벡터를 의미한다.

Figure 1은 두 가지의 관점을 보여준다. 좌측은 위성과 VCMG가 결합된 형태이고, 우측은 서로 상호작용하는 형태이다. 상호작용력은 작용 반작용 법칙에 의하여 크기는 같고 방향은 반대이다.

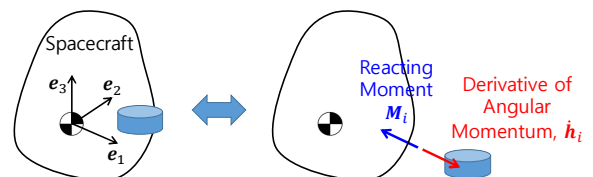


Fig. 1 Two viewpoints for spacecraft motion

기존의 많은 연구는 좌측과 같은 관점을 취했는데, 본 논문에서는 우측의 관점으로 접근하고자 한다. 이는 다물체 동역학적인 접근법[13]이 되며, 모듈간의 상호 작용력에 대한 정보를 얻을 수 있고 모듈별 담당

자의 독립적인 개발이 가능하다. Fig. 2는 위성과 모듈 간의 상호작용하는 관계를 보인 개념도이다. VCMG에 의하여 위성이 기동하게 되고, 이 기동은 유연 모드를 야기한다. 또한 유연 모드의 영향을 줄이기 위하여 VCMG를 적절하게 제어한다.

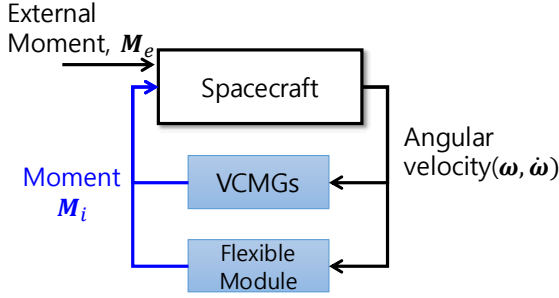


Fig. 2 Conceptual diagram of interactions

인공위성만 고려할 때, 이의 운동방정식은 다음과 같다. 편의상 외부 모멘트는 무시하였다($M_e = 0$).

$$J_S \dot{\omega}_S = -\omega_S \times h_S + M_i, \quad h_S = J_S \omega_S \quad (2)$$

부록에 Eq. 1에 대한 운동방정식을 정리하였는데(Eq. 25), 이와 비교하면 Eq. 2는 더 간단하다.

2.2 가변속 CMG 모듈

Figure 3은 VCMG 모듈의 변수, 단위벡터, 위성에 대한 장착 형상을 보인 것이다[14].

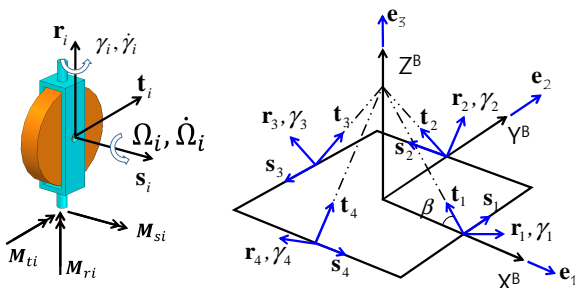


Fig. 3 VCMG and installation geometry

주요 변수는 짐벌 각(γ_i), 휠 속도(Ω_i), VCMG에 대한 구속 모멘트(M_{ri}, M_{si}, M_{ti}), 단위벡터(e_1, e_2, e_3 와 r_i, s_i, t_i) 등이다. r_i, s_i, t_i 는 부록(Eq. 26-28)에 제시하였다.

임의의 벡터 v 는 다음과 같이 위성좌표계 혹은 VCMG 좌표계에 대한 성분으로 나타낼 수 있다.

$$v = v_{ri}r_i + v_{si}s_i + v_{ti}t_i = v_1e_1 + v_2e_2 + v_3e_3 \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}^B = [r_i \ s_i \ t_i]^B \begin{bmatrix} v_{ri} \\ v_{si} \\ v_{ti} \end{bmatrix}^{C_i} = T_{C_i}^B \begin{bmatrix} v_{ri} \\ v_{si} \\ v_{ti} \end{bmatrix}^{C_i} \quad (4)$$

그러면, 위성의 각속도(ω_S)는 다음과 같이 표현한다.

$$\omega_S = \omega_1e_1 + \omega_2e_2 + \omega_3e_3 = \omega_{ri}r_i + \omega_{si}s_i + \omega_{ti}t_i \quad (5)$$

VCMG 모듈(i 번째)의 각운동량은 다음과 같다.

$$h_i = I_{w,s}\Omega_i s_i + I_{c,r}\dot{\gamma}_i r_i + I_{c,s}\omega_{si} s_i + I_{c,r}\omega_{ri} r_i + I_{c,t}\omega_{ti} t_i \quad (6)$$

관성 모멘트의 첫 번째 하첨자 w 는 휠을 c 는 VCMG 모듈을 의미하며, 두 번째 하첨자는 r_i, s_i, t_i 중의 하나와 나란한 방향을 의미한다. 휠과 짐벌의 회전뿐만 아니라 위성의 회전에 의해서도 매우 작은 각운동량이 발생한다. 운동방정식은 이 식을 미분하여 얻는다.

$$\dot{h}_i + \omega_T \times h_i = M_i = M_{ri}r_i + M_{si}s_i + M_{ti}t_i \quad (7)$$

벡터 r_i 는 위성에 대하여 고정이지만, s_i, t_i 는 짐벌 각(γ_i)의 함수인데, 이 벡터의 미분은 다음과 같다.

$$\dot{s}_i = \frac{\partial s_i}{\partial \gamma_i} \frac{d\gamma_i}{dt} = \dot{\gamma}_i t_i, \quad \dot{t}_i = \frac{\partial t_i}{\partial \gamma_i} \frac{d\gamma_i}{dt} = -\dot{\gamma}_i s_i \quad (8)$$

이를 이용한 \dot{h}_i 와 $\omega_T \times h_i$ 의 유도과정은 부록에 제시하였으며, Eq. 7을 성분별로 정리하면 다음과 같다.

$$I_{c,r}\ddot{\gamma}_i + I_{c,r}\dot{\omega}_{ri} + (I_{c,t} - I_{c,s})\omega_{si}\omega_{ti} - h_{w,i}\omega_{ti} = M_{ri} \quad (9)$$

$$I_{w,s}\dot{\Omega}_i + I_{c,s}\dot{\omega}_{si} + (I_{c,r} - I_{c,t})(\dot{\gamma}_i + \omega_{ri})\omega_{ti} = M_{si} \quad (10)$$

$$[h_{w,i} + (I_{c,s} - I_{c,r})\omega_{si}](\dot{\gamma}_i + \omega_{ri}) + I_{c,t}\dot{\omega}_{ti} = M_{ti} \quad (11)$$

여기서 $h_{w,i} = I_{w,s}\Omega_i$ 이다.

구속 모멘트(M_{ri}, M_{si}, M_{ti})의 반작용력이 결국 VCMG 모듈이 위성에 가하는 모멘트가 된다.

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix}^B = -T_{C_i}^B \begin{bmatrix} M_{ri} \\ M_{si} \\ M_{ti} \end{bmatrix}^{C_i} \quad (12)$$

M_{ri} 와 M_{si} 는 각각 짐벌 모터와 휠 모터의 출력 토크인데, Eq. 9, 10은 모터 토크사양을 결정할 때 고려해야 하는 값이다. 그리고 위성 구조물에 가해지는 전체 토크는 Eq. 13인데, 이는 구조물의 강도 설계에 필요한 참고 값이다.

$$M_i = \sqrt{M_{ri}^2 + M_{si}^2 + M_{ti}^2} \quad (13)$$

이처럼, 다물체 동역학적 접근법은 관련 시스템의 설계에 필요한 데이터를 얻는데 유용하다.

M_{ri} 가 감당해야 하는 것들을 살펴본다(Eq. 9).

$$\begin{aligned} I_{c,r} \ddot{\gamma}_i & : \text{gimbal angle control} \\ I_{c,r} \dot{\omega}_{ri} & : \text{dynamic coupling with satellite} \\ (I_{c,t} - I_{c,s}) \omega_{si} \omega_{ti} & : \text{gyroscopic effect(gimbal)} \\ h_{w,i} \omega_{ti} & : \text{gyroscopic effect(wheel)} \end{aligned}$$

첫 번째는 짐벌의 각도를 제어하는데 필요한 것이며, 나머지는 자이로스코픽 효과에 의한 것인데, 두 번째와 세 번째는 크지 않지만 네 번째 것은 무시할 수 없을 정도의 크기이다. 특히 위성이 고기동으로 동작할수록 커진다. 모터의 사양을 설계할 때, 이 효과를 추가로 고려해야 한다. 반력 토크 $-M_{ri}$ 는 위성에 외란처럼 작용하게 된다.

가변속 CMG의 경우에, $-M_{ti}$ 와 $-M_{si}$ 가 위성 자세 제어용으로 사용되는 반력 모멘트인데, 주요한 성분만 고려하면 다음과 같다.

$$u_{si} = -M_{si} = -I_{w,s} \dot{\Omega}_i \quad (14)$$

$$u_{ti} = -M_{ti} = -h_{w,i} \dot{\gamma}_i \quad (15)$$

2.3 모터 모듈

CMG에 사용하는 모터는 주로 BLDC(brush-less dc) 모터를 사용한다[1]. 여기에서도 BLDC 모터를 가정하였으며, 회로도는 일반 DC 모터의 것으로 생각하였다(Fig. 4 참고). 그리고 마찰은 무시하였다.

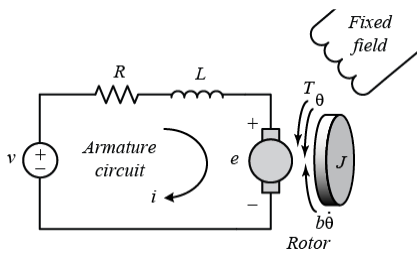


Fig. 4 DC motor schematic circuit

모터에서 가하는 토크는 모터의 지지대에 반력으로(방향은 반대) 전달된다. 각 모터에 대한 반력은 결국

위성의 본체가 받게 된다. Eq. 9, 10에서 M_{ri} 와 M_{si} 가 두 모터가 가하는 토크이다.

2.4 유연 모듈 - 해석적 방법

위성에 장착된 유연 모듈(flexible module)은 위성 본체, 태양 전지판, 안테나 등이 있는데, 여기에서는 태양전지판을 고려한다. 보통 평판으로 모델링하는데, FEM 해석이 필요하다[11,12]. 여기에서는 해석적인 접근을 위하여 간단한 보(beam)의 형상으로 가정한다.

Figure 5는 기본적인 보의 형상인데, 태양 전지판의 한 쪽이며, 좌측 지지점은 고정(fixed)이다. 보의 지배 방정식은 Euler-Bernoulli 이론으로 선정하였다[15].

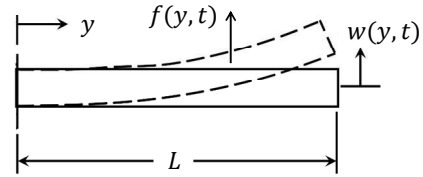


Fig. 5 Beam model for solar panel

보의 동적 거동은 다음과 같이 표현한다[15].

$$w(y,t) = \sum_{i=1}^{\infty} W_i(y) \eta_i(t) \quad (16)$$

$$\ddot{\eta}_i + \lambda_i^2 \eta_i = Q_i(t) = \int_0^L W_i(y) f(y,t) dx \quad (17)$$

하첨자 i 는 모드를 의미하며, $W_i(y)$ 는 변형 형상을 결정하는 함수이고, η_i 는 시간에 따른 변동을 나타내는 함수이다. λ_i 는 고유진동수이며, $f(y,t)$ 는 보에 가해지는 힘이다. $Q_i(t)$ 는 i 번째 모드에 가해지는 $f(y,t)$ 의 영향력이다. 이에 대한 해는 다음과 같다[15].

$$W_i(y) = D_i [(c\beta_i y - ch\beta_i y) - \alpha_i (s\beta_i y - sh\beta_i y)] \quad (18)$$

$$\alpha_i = \frac{c\beta_i L + ch\beta_i L}{s\beta_i L + sh\beta_i L}, \quad \lambda_i = (\beta_i L)^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho AL^4}} \quad (19)$$

여기서 $s = \sin$, $c = \cos$, $sh = \sinh$, $ch = \cosh$ 이고, $\beta_i L$ 과 α_i 는 다음과 같다.

Table 1 $\beta_i L$ for a fixed-free beam

i	1	2	3	4	5
$\beta_i L$	1.8751	4.6941	7.8547	10.996	14.137
α_i	0.7341	1.0185	0.9992	1.0	1.0

D_i 는 다음의 normalization을 통하여 결정된다.

$$\int_0^L \rho A [W_i(y)]^2 dy = 1 \quad (20)$$

보가 균질하다고 가정하면(ρA =일정), 다음과 같다.

$$D_i^2 = \frac{1}{2\rho A}, \quad i = 1, 2, \dots \quad (21)$$

보의 지지점($y=0$)에서의 모멘트는 다음과 같이 결정된다.

$$\begin{aligned} M_z &= EI \frac{\partial^2 w(0,t)}{\partial y^2} = EI \sum_i W_i''(0) \eta_i(t) \\ &= -2EI \sum_i \beta_i^2 D_i \eta_i(t) \end{aligned} \quad (22)$$

그리고 Eq. 18에서 $W_i''(0) = -2\beta_i^2 D_i$ 이다. 이 모멘트는 보를 지지하는 것인데, 이의 반작용 모멘트($-M_z$)가 위성에 외란처럼 작용한다.

위성이 기동하면(예를 들면 $\dot{\omega}_z$), 보에 관성력이 작용한다(Fig. 6 참고).

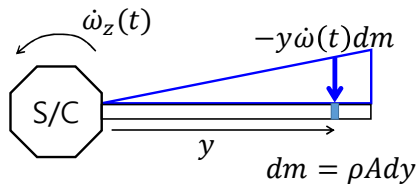


Fig. 6 Acceleration maneuver

이 관성력을 Eq. 17의 $f(y,t)$ 로 해서 $Q_i(t)$ 를 구한다.

$$\begin{aligned} Q_i(t) &= - \int_0^L W_i(y) y \dot{\omega}_z dy \\ &= -\dot{\omega}_z(t) \int_0^L y W_i(y) dy = -D_i K_i \dot{\omega}_z(t) \end{aligned} \quad (23)$$

K_i 계산에는 실제 길이가 필요한데, $L=2m$ 로 가정했을 때의 값을 4절의 Table 3에 제시하였다. Fig. 6의 경우 거의 1차 모드에만 영향을 준다.

Laplace 변환을 이용해서, Eq. 17, 22, 23을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} M_z(s) &= 2EI \sum_i \beta_i^2 D_i \frac{D_i K_i}{s^2 + \lambda_i^2} \dot{\omega}_z(s) \\ &= \sum_i \frac{K_i}{(\beta_i L)^2} \frac{\lambda_i^2}{s^2 + \lambda_i^2} \dot{\omega}_z(s) \end{aligned} \quad (24)$$

이 식을 이용해서, 지지점의 모멘트(M_z)가 결정되는 과정을 도식적으로 표현하면 Fig. 7과 같다.

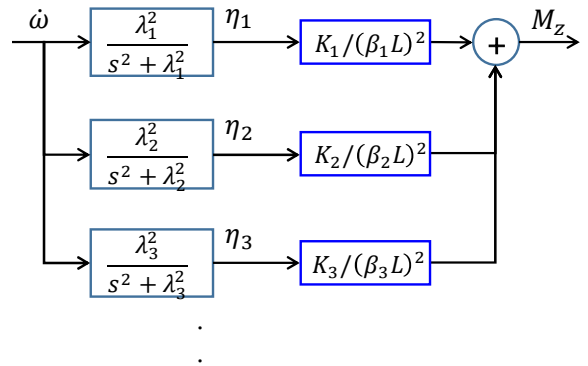


Fig. 7 Supporting torque to solar array

3. 프로그램 모듈 개발

3.1 모델리카 언어

모델리카(Modelica) 언어는 다물리(multi physics) 현상 시뮬레이션 프로그램 개발에 특화된 언어이다 [16]. 이러한 사유로, 모델리카 언어를 선정하였다. 인공위성의 궤도 비행과 관련된 것은 참고문헌 [17]에 상세히 제시하였고, 여기에서는 VCMG와 태양 전지판을 위주로 개발한 결과를 제시한다.

3.2 요소 모듈 개발

다음 Fig. 8은 모델리카로 작성한 DC모터 모듈인데, Fig. 4를 구현한 것이다. 휠 모터와 짐벌 모터는 내부의 회로는 동일하며, 내부 요소의 파라미터와 외부 제어 루프는 다르게 구성한다. 출력 토크를 전달하는 flange와 반력 토크를 전달하는 support가 있다.

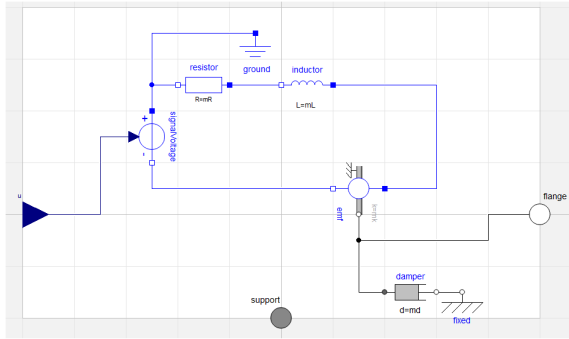


Fig. 8 DC motor module

Figure 9는 짐벌 모터와 휠 모터를 이용하여 구성된 VCMG 모듈이다. 짐벌 모터와 휠 모터는 각각 짐벌 각속도($\dot{\gamma}$)와 휠 각속도($\dot{\Omega}$)를 제어한다. 제어기는 PID로 구성하였다. 자이로스코픽 모듈은 자이로스코픽 효과를 모터에 전달하고, 모터의 반력을 위성에 전달하는 기능을 한다.

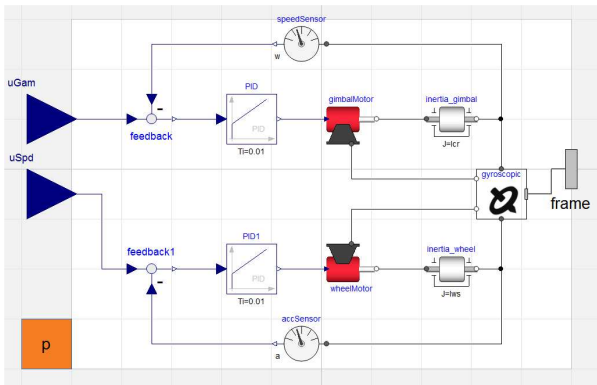


Fig. 9 VCMG module

태양전지판은 전기에너지를 생성하는 역할과 함께, 유연 모드에 의한 외란 토크를 위성에 가하는 역할을 한다. 4절에서 설명하는데, 진동 주파수가 고주파수이면 시뮬레이션 시간이 너무 길어지기 때문에, 3차 모드까지만 고려한다(Fig. 10 좌측). 그리고 Fig. 10 우측의 형상을 기준해서, 기동에 의한 반력 토크는 X축과 Z축에 대한 것만 고려한다. Y축 기동은 비틀림(torsion) 모드를 야기할 수 있는데, 여기에서는 고려하지 않았다.

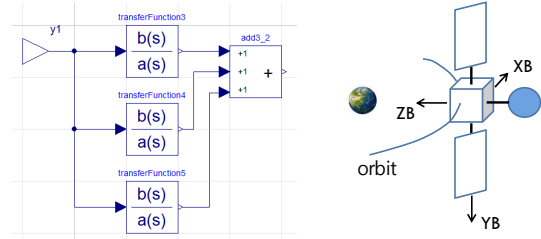


Fig. 10 Solar array reaction and layout

4. 통합 시뮬레이션 프로그램 개발

4.1 시뮬레이션 프로그램

각 모듈을 라이브러리에 등록해놓고, 이를 drag drop 방식으로 전체 프로그램을 완성한다. Fig. 11은 완성한 프로그램의 사례인데, 프로그램 구성을 직관적으로 이해할 수 있다. 궤도 정보를 전달받아 위치를 결정하며, 태양전지판은 배터리에 전력을 충전하면서도 위성의 유연 모드에 의한 외란을 전달한다. VCMG 모듈 4개가 장착되어 있다. 본 연구진에 의한 CMG 클러스터 제어 알고리즘은 많이 연구되었지만[18], VCMG 클러스터에 대한 피드백 제어 알고리즘은 개발 중에 있어서, 개루프 방식으로 구동한다.

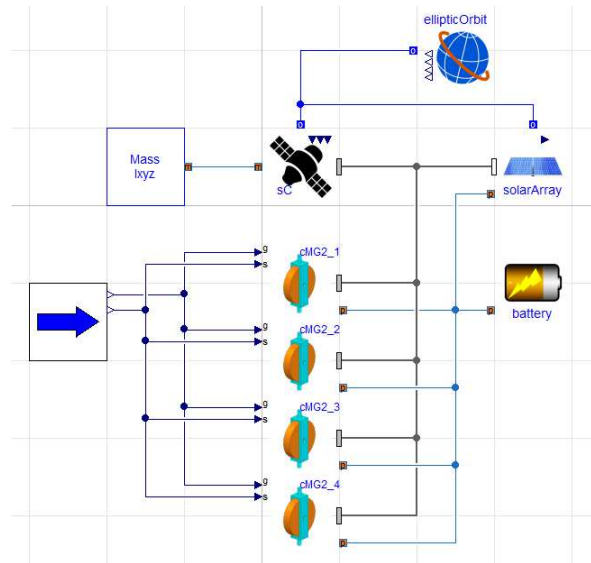


Fig. 11 Example of simulation program

4.2 시뮬레이션 시나리오

시뮬레이션을 위한 데이터는 Table 2에 제시한다.

대상 위성은 큐브 형태이고, 태양전지판이 전개된 형상으로 가정하였다(Fig. 10 참고).

Table 2 Data for simulation

parameters	values	unit
mass	50	kg
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	30, 20, 28	kg-m ²
$I_{c,r}, I_{c,s}, I_{c,t}$	0.0006, 0.0012, 0.0006	kg-m ²
$I_{w,s}$	0.001	kg-m ²
$\gamma_i(0), \Omega_i(0)$	0, 6000	deg, rpm

태양 전지판은 참고문헌[11,12]을 참고로 해서, 첫 번째 모드의 주파수(λ_1)를 10 hz로 가정하였다. 이때, 4차 이상의 주파수가 너무 높아, 시뮬레이션 시간이 오래 걸린다. 그래서 3차 모드까지만 시뮬레이션에 반영한다. 그리고 $\lambda_1 = 1$ hz에 대한 경우에도 시뮬레이션 하였다. 이 정도의 주파수를 갖는 모듈은 없을 것으로 판단되지만, 시뮬레이션 프로그램 검증과 비교를 위한 것으로 사용하였다(Table 3 참고).

Table 3 K_i and λ_i for several modes

i	K_i ($L = 2$ m)	λ_i (hz)	
	Fig. 6	$\lambda_1 = 10$	$\lambda_1 = 1$
1	-2.275	10	1
2	-0.363	62.67	6.267
3	-0.130	175.47	17.55
4	-0.066	343.87	34.39
5	-0.040	568.42	56.84

위성의 거동이 타당한지를 쉽게 확인하기 위하여, $\beta = 90^\circ$ 로 두고 첫 번째 모듈만 장착해서 동작시켰다. 먼저, 짐벌 각을 1 rad/s의 속도로 0.1초 동안 회전시켰는데, Fig. 12는 이때의 결과이다. 약간 복잡한 현상이 나타나는데, 짐벌 모터에 대한 반력, 자이로스코픽 토크(제어 용도, 주로 Z축에 전달, 짐벌각이 회전하면서 Y축으로 전달)와 외란적 자이로스코픽 토크(X축)에 대한 응답이다. 초기에 Y축의 회전이 나타난 것은, 초기화 문제로, 모터 회로(Fig. 4, 8)에서 전류가 평형 상태가 아니어서 역기전력이 발생하고, 이에 의한 반

력 때문에 Y축 회전이 발생한 것이다.

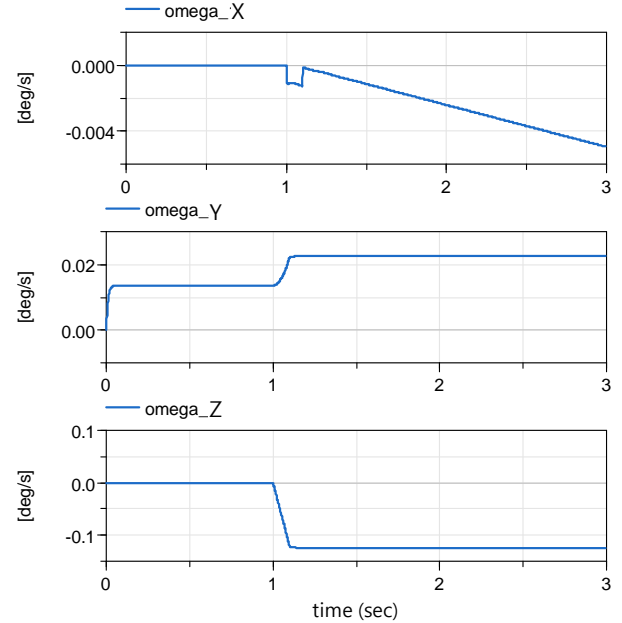


Fig. 12 Angular velocity to gimbal rotation

다음의 Fig. 13은 0.1초 동안 휠 가속도 명령 10 rad/s²을 입력했을 때의 결과인데, Y축에 대한 응답만 나타난다. 휠 가속도를 증가시키면, 반력으로 위성의 각속도를 줄이는 효과가 발생한다.

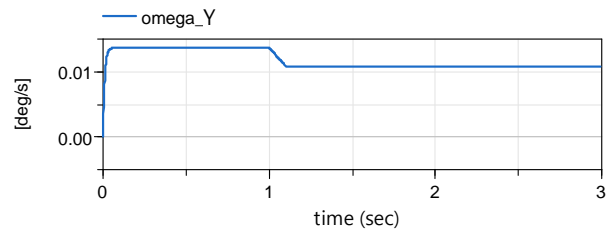


Fig. 13 Angular velocity to wheel acceleration

이러한 방식으로, 모든 모듈을 테스트하여 시뮬레이션 프로그램의 결과가 타당함을 확인하였다.

다음은 앞의 상태와 동일하며, 짐벌 각을 1 rad/s의 속도로 2초 동안 회전(짐벌각 113도 회전)시켰다. 약 3 deg/s 수준의 빠른 기동이 일어났으며(Fig. 14 위), 짐벌각 회전에 따라 제어 토크가 Y축으로 많이 전달되고 있다. Fig. 14 중간은 Z축 각속도를 확대하여 보인

것인데, 태양 전지판의 진동모드의 영향을 확인할 수 있다. 위성의 기동에 의하여 유연모드가 야기된 것인데, 이 정도의 진동 수준에 대한 평가가 필요할 것이다. Fig. 14의 아래는 $\lambda_1 = 1 \text{ Hz}$ 로 가정한 경우이다. 저주파수 진동의 영향이 더 크게 나타남을 알 수 있다. 관성 시스템은 일종의 저주파수 통과필터로써, 저주파수 입력에 더 큰 영향을 받는다.

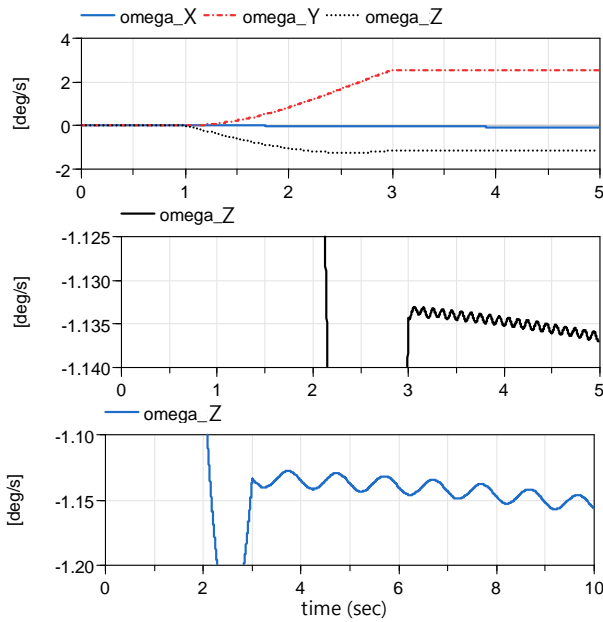


Fig. 14 Effect of flexible solar array vibration

다음은, $\beta = 54.74^\circ$ 로 두고 모든 모듈을 동작시켰다. 입력은 임의적인 sine파($y = A \sin(2\pi f + \phi)$)로 설정했는데(파라미터는 Table 4에 제시), 제어기 때문에 실제 짐벌 각속도와 휠 가속도는 다르게 나타난다.

Table 4 Data for sine inputs

parameters	gimbal	wheel
	values	values
A	5 rad/s	478 rpm/s
f (hz)	0.7	0.3
ϕ (deg)	10,-55,100,-145	-10,55,-100,145

시뮬레이션 결과는 Fig. 15에 제시되어있는데, 첫 번째는 위성의 기동 각속도이고, 두 번째는 위성이 받

는 전체 모멘트이고, 세 번째는 VCMG 1번 모듈에 의해 위성에 가해지는 모멘트(Eq. 13)이고, 네 번째는 태양 전지판에 의한 것이다($\lambda_1 = 10 \text{ Hz}$). 위성에 가해지는 모멘트는 지지구조물의 강도 설계에 활용할 수 있다. 태양 전지판에 의한 토크는 VCMG 모듈에 비하여 작지만, 위성에 외란으로 영향을 줄 수 있다.

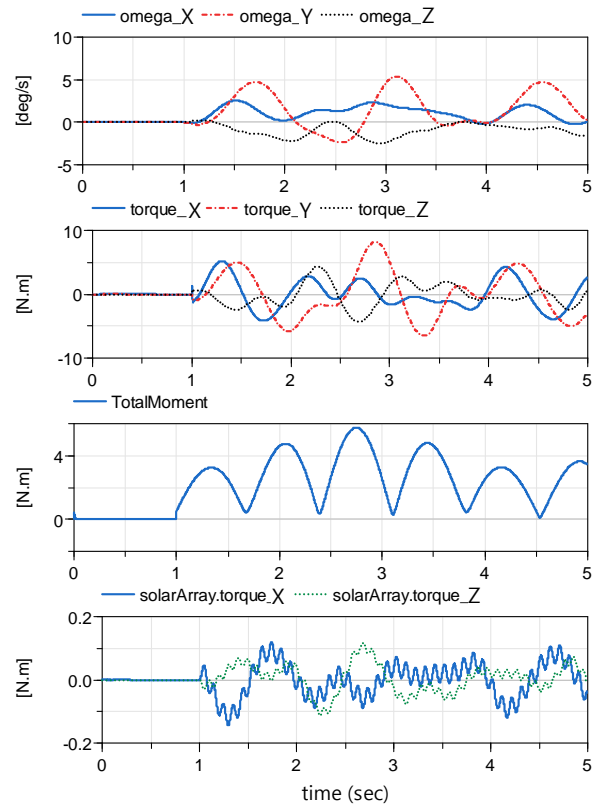


Fig. 15 Response to sinusoidal inputs

다양한 시뮬레이션을 통하여, 여러 가지 결과(위성 회전 각속도, CMG 반력 모멘트, 태양전지판 반력 등)를 확인할 수 있었다. 중요한 것은 위성의 자세이지만, 그 외에 설계에 필요한 데이터를 얻을 수 있다. 추가적인 연구를 통하여, 정확도를 분석할 계획이며, 다양한 상황에 대하여 신뢰성 있는 결과를 제공할 것으로 기대한다.

5. 결 론

본 논문에서는, 다물체 동역학적 접근법을 이용하여

가변속 제어모멘트자이로(VCMG)와 유연 모듈(태양 전지판)에 대한 동역학 모델, 그리고 이들이 위성과 상호작용하는 모델을 개발하였다. 통합적인 접근법에서는 내력이 나타나지 않지만, 다물체 접근법에서는 내력이 정확히 모델링되어, VCMG의 짐벌 모터와 휠 모터에 부가되는 자이로스코픽 효과와 구조물에 가해지는 모멘트를 정확히 모델링할 수 있었는데, 이러한 것들은 향후 설계 데이터로 활용할 수 있다. 모델리카 언어로 시뮬레이션 프로그램을 작성하여, 제시한 상호작용 모델을 테스트하였으며, 모델이 타당한 것으로 판단하였다. 향후 소형 VCMG 개발에 시뮬레이션 프로그램을 적극 활용할 예정이다.

본 연구진의 추가적인 연구방향은 VCMG에 대한 제어 알고리즘에 관한 것인데, 휠 가속력을 이용하는 전략에 대한 연구가 필요하다. 그리고 본 논문에서는 기존의 CMG와 같이 4개의 VCMG 모듈을 고려하였는데, 모듈 개수와 최적의 장착 형상에 대한 연구도 수행할 계획이다.

후 기

본 논문은 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업(우주기초연구)의 세부과제 “초소형 위성의 자세제어용 가변속 CMG 설계 및 제어기술”의 연구결과입니다.

부 록

▷ Eq. 1에 대한 운동방정식:

$$\mathbf{J}_T \frac{d^B \boldsymbol{\omega}_T}{dt} + \left(\frac{d^B \mathbf{J}_T}{dt} \right) \boldsymbol{\omega}_T + \sum_i \frac{d^B \mathbf{h}_i}{dt} + \boldsymbol{\omega}_T \times \mathbf{h}_T = \mathbf{M}_c \quad (25)$$

▷ 단위벡터($\mathbf{r}_i, \mathbf{s}_i, \mathbf{t}_i$)의 성분($s = \sin$, $c = \cos$ 를 의미):

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_1 & \mathbf{r}_2 & \mathbf{r}_3 & \mathbf{r}_4 \\ s_\beta & 0 & -s_\beta & 0 \\ 0 & s_\beta & 0 & -s_\beta \\ c_\beta & c_\beta & c_\beta & c_\beta \end{bmatrix} \quad (26)$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} \mathbf{s}_1 & \mathbf{s}_2 & \mathbf{s}_3 & \mathbf{s}_4 \\ -s_1 c_\beta & -c_2 & s_3 c_\beta & c_4 \\ c_1 & -s_2 c_\beta & -c_3 & s_4 c_\beta \\ s_1 s_\beta & s_2 s_\beta & s_3 s_\beta & s_4 s_\beta \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \mathbf{t}_1 & \mathbf{t}_2 & \mathbf{t}_3 & \mathbf{t}_4 \\ -c_1 c_\beta & s_2 & c_3 c_\beta & -s_4 \\ -s_1 & -c_2 c_\beta & s_3 & c_4 c_\beta \\ c_1 s_\beta & c_2 s_\beta & c_3 s_\beta & c_4 s_\beta \end{bmatrix} \quad (28)$$

▷ Eq. 9~11에 대한 유도 과정

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{h}}_i &= I_{w,s} \dot{\Omega}_i \mathbf{s}_i + I_{w,s} \Omega_i \dot{\mathbf{s}}_i + I_{c,r} \ddot{\gamma}_i \mathbf{r}_i + I_{c,s} \dot{\omega}_{si} \mathbf{s}_i \\ &\quad + I_{c,s} \omega_{si} \dot{\mathbf{s}}_i + I_{c,r} \dot{\omega}_{ri} \mathbf{r}_i + I_{c,t} \dot{\omega}_{ti} \mathbf{t}_i + I_{c,t} \omega_{ti} \dot{\mathbf{t}}_i \\ &= I_{w,s} \dot{\Omega}_i \mathbf{s}_i + I_{w,s} \Omega_i \dot{\gamma}_i \mathbf{t}_i + I_{c,r} \ddot{\gamma}_i \mathbf{r}_i + I_{c,s} \dot{\omega}_{si} \mathbf{s}_i \\ &\quad + I_{c,s} \omega_{si} \dot{\gamma}_i \mathbf{t}_i + I_{c,r} \dot{\omega}_{ri} \mathbf{r}_i + I_{c,t} \dot{\omega}_{ti} \mathbf{t}_i - I_{c,t} \omega_{ti} \dot{\gamma}_i \mathbf{s}_i \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega}_T \times \mathbf{h}_i &= \mathbf{r}_i (I_{c,t} \omega_{si} \omega_{ti} - I_{w,s} \Omega_i \omega_{ti} - I_{c,s} \omega_{si} \omega_{ti}) \\ &\quad + \mathbf{s}_i (I_{c,r} \dot{\gamma}_i \omega_{ti} + I_{c,r} \omega_{ri} \omega_{ti} - I_{c,t} \omega_{ri} \omega_{ti}) \\ &\quad + \mathbf{t}_i (I_{w,s} \Omega_i \omega_{ri} + I_{c,s} \omega_{ri} \omega_{si} \\ &\quad \quad - I_{c,r} \dot{\gamma}_i \omega_{si} - I_{c,r} \omega_{ri} \omega_{si}) \end{aligned} \quad (30)$$

References

- [1] F. Leve, B. Hamilton, and M. Peck, *Spacecraft Momentum Control Systems*, Springer, 2015.
- [2] V. Lappas, et al., “Micro CMGs for agile small satellites: Design and in-orbit tests,” *Proceedings of the 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems*, Greece, Oct. 2005.
- [3] <https://www.honeybeeroptics.com/portfolio/microsat-control-moment-gyroscopes/>
- [4] <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/swampsat>
- [5] J. Nishida and Y. Tsubuku, “Tokyo Tech’s technology demonstration satellite TSUBAME,” *Proceedings of the 21st Annual Conference on Small Satellite Student Competition*, Utah, 2007.
- [6] K. Duda, et al., “The variable vector countermeasure suit (V2Suit) for space habitation and exploration,” *Frontier in Systems Neuroscience*, April 2015, <https://doi.org/10.3389/fnsys.2015.00055>.
- [7] W. Jang, S. Rhee, and H. Kwon, “Development of 0.6Nm small CMG hardware and performance test,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 38, no. 9, pp.933-942, 2010.
- [8] S. Rhee and H. Kwon, “Low cost small CMG performance test and analysis,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*,

- vol. 39, no. 6, pp.543-552, 2011.
- [9] J. Choi, et al., "Design and development of attitude control hardware including micro-CMGs for 3-axis attitude control of the VisionCube Cubesat," *Proceedings of KSASS 2016 Fall Conference*, pp.450-452, 2016.
- [10] H. Yoon and P. Tsiotras, "Singularity analysis of variable-speed control moment gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 3, pp. 374-386, 2004.
- [11] D. Kim, et al., "Dynamic modeling of a satellite with solar array flexible modes," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 37, no. 9, pp.837-842, 2009.
- [12] Y. Kim, H. Kim, and J. Park, "A study on dynamic modelling of a high-agility satellite considering flexibility of a solar array," *Proceedings of KSASS 2014 Spring Conference*, pp.849-854, 2014.
- [13] A. Shabana, *Dynamics of Multibody Systems*, Cambridge Univ Press, 2005.
- [14] J. Jin, "Attitude control of spacecraft by two variable speed control moment gyros," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, vol. 21, no. 11, pp.1027-1033, 2015.
- [15] S. Rao, *Vibration of Continuous Systems*, John Wiley & Sons, 2007.
- [16] P. Fritzson, *Principles of Object-Oriented Modeling and Simulation with Modelica 3.3*, IEEE Press, 2015.
- [17] J. Jin and B. Park, "Development of integrated simulation program for artificial satellite operations by Modelica," *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, vol. 9, no. 3, pp.39-46, 2015.
- [18] H. Leeghim, H. Bang, and J. Park, "Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index." *Acta Astronautica*, vol. 64, no. 9, pp.935-945, 2009.