저궤도위성 궤도운동 및 자세에 영향을 미치는 외부교란토크 분석

최홍택*, 용기력**, 이승우***

The Analysis of Environmental Disturbance Torques to Affect the Orient as well as the Orbital Motion Acting on LEO Satellite

Hong-Taek Choi*, Ki-Lyuk Yong**, Seung-Wu Rhee***

Abstract

The satellite in space has a tiny size but is subject to the disturbance torques caused by various sources. The presence of environmental disturbance torques significantly affects the orient as well as the orbital motion of satellite. The sources of environmental effects on LEO Satellite attitude dynamics are various. Four of these, gravity gradient, Earth's magnetic field, solar radiation pressure and aerodynamic are dominant and deterministic. In this study, we describe the model of environmental disturbance torques acting on LEO Satellite and the effects of environmental disturbance torques on LEO Satellite attitude dynamics in detail.

초 록

우주공간상의 위성체는 아주 미세한 크기에 불과하지만 여러 가지 원인에 의한 외부교란토크를 받는다. 외부교란토크는 위성체의 궤도 운동뿐만 아니라 위성체의 자세에도 큰 영향을 미친다. 저궤도위성의 자세동역학에 작용하는 외부교란토크는 다양하다. 이러한 것들 중 중요한 4가지 원인은 중력경도, 지구자기장, 태양복사압 및 대기저항 등을 들 수 있다. 본 연구에서는 저궤도위성과 같은 저궤도위성에 작용하는 외부교란토크를 상세히 분석하고 저궤도위성 자세동역학에 미치는 외부교란토크의 영향을 상세히 기술한다.

키워드 : 저궤도 위성(LEO satellite), 외부교란토크(environmental disturbance torque), 중력경도(gravity gradient), 지구자기장(Earth's magnetic field), 태양복사압(solar radiation pressure), 공기저항(aerodynamic)

* 위성제어그룹/hongtaek@kari.re.kr
** 위성제어그룹/klyong@kari.re.kr
*** 위성제어그룹/srhee@kari.re.kr

1. 서 론

인공위성의 자세제어계는 위성체의 자세에 영향을 미치는 외부교란토크에 대해 임무 수행 중에 원하는 방향으로 위성체를 지향시키며 안정화시키기 위한 시스템이다. 우주공간상의 위성체는 아주 미세한 크기에 불과하지만 여러 가지 원인에 의한 외부교란토크를 받는다. 외부교란토크는 위성체의 궤도운동뿐만 아니라 위성체의 자세에도 큰 영향을 미친다. 많은 연구가 외부교란토크에 대해 수행되어왔으며 대부분의 연구에서 위성체를 간단한 형상을 가진 강체로 취급해 왔다[1].

저궤도위성은 대기 및 지구의 찌그러짐 등이 궤도의 섭동력으로 작용하는 반면에 정지궤도위성은 태양복사압, 지구의 타원형 및 지구와 달의 인력 등이 궤도의 섭동력으로 작용한다. 외부교란토크는 크게 주기적인(cyclic) 것과 일시적인(secular) 것으로 분류되며 외부교란토크는 어떤 방법으로든 제어하지 않으면 위성체의 자세를 급격히 변화시킬 수도 있다[2].

자세제어 시스템은 이러한 외부교란토크의 고유한 특성을 활용하든지 혹은 외부교란토크를 안정화시키며 그 영향을 최소화시키기 위해 자장특성을 이용하여 수동적으로 제어하거나 센서를 이용하여 운동의 결과를 인식한 후 정확한 힘을 추력기에 가하여 능동적으로 자세를 제어할 수도 있다[3,4]. 외부교란토크의 각운동량은 매우 작으나 위성체의 운동이 구속받지 않는 우주공간에서 위성체의 운동에 중요한 역할을 담당하여 정지상태의 위성체에 대해 외부교란토크는 그 힘에 비례하는 위성체의 각속도를 야기한다. 반대로 만약 위성체가 가해지는 외부교란토크에 직각인 축을 중심으로 회전하고 있다면, 위성체의 회전축은 세차운동을 하게 된다. 따라서 회전하는 위성체는 두 축에 가해지는 외부교란토크에 대해 증감이 아닌 일정한 각속도로 반응을 하여 외부교란토크를 자체적으로 저지하는 자이로스코프와 흡사한 운동을 하게 된다. 자이로스코픽 강성이라고 불리는 회전 위성체의 동특성은 그 힘이 작고 주기적인 외부교란토크의 영향을 줄이는데 이용된다.

위성체의 각운동량을 일정하게 유지하기 위해서는 외부적인 힘으로 시스템의 각운동량을 제어시켜야한다. 즉 외부교란토크는 외부적인 제어토크로 자세를 보정해야하며 결과적인 모멘텀 축적은 내부적으로 허용치를 넘어 위성체 방향을 변화시키지 않고 저장되어야 한다. 궁극적으로 일시적인 외부교란토크로 인한 모멘텀 축적은 외부제어토크를 가해줌으로써 줄여야 한다. 이러한 외부교란토크를 제어하는 방법 외에 자세제어계는 탑재물, 태양전지판, 안테나 등을 재 지향하기 위해 위성체의 방향을 전환해야한다. 이러한 주기적인 방향전환은 외부교란토크 제어만을 위해 요구되어지는 것보다 더욱 큰 추력기 설계를 요구하게 된다. 위성체를 정확하게 지향하기 위해서 외부적인 기준들이 위성체의 절대 좌표를 인식하는데 이용되어야 한다. 이러한 외부적인 기준들은 태양, 지구적외선, 지구자장 및 별 등이 있다. 그와 더불어 내부센서(자이로스코프) 또한 외부기준의 전환과정 사이의 짧은 시간동안의 자세인식 기준을 제공한다. 외부적인 기준들은 보통 어떤 벡터에 대한 몸체 중심의 각 변위로 측정되어진다. 이렇게 측정된 정보는 위성체의 방향을 결정하는 3가지 독립적인 매개변수 중 2가지 정보만을 제공하게 된다. 따라서 대부분의 위성체에서는 여러 가지 종류의 센서들을 필요로 하게 된다. 자세제어 설계과정은 설계방법과 밀접한 관계가 있는 임무요구조건 및 질량특성에 따라 반복적으로 수행해야한다. 또한 자세제어 형태의 결정이 실제로 외부교란토크의 환경을 결정하는데 도움이 되지만 자세제어 형태를 선택하기 전에 외부교란토크의 개략적인 추정이 필요하다.

2. 본 론

2.1 위성체 동역학 모델링

위성체의 자세 예측에는 위성체에 작용하는 외부교란토크의 모델화가 요구되어진다. 시간에 대한 위성체 자세진화를 모델화하고 예측하기 위

해서 2가지 기본적인 방법이 사용된다. 위성체의 동역학 모델링 및 자이로 모델링이다. 동역학 모델링은 토크의 모델링을 해석적 혹은 수치적인 방법을 사용해서 동역학 방정식과 운동학을 적분하는 것이다. 자이로 모델링은 동역학 모델을 변화율 센서나 자이로로 대치해서 단지 운동학을 적분하는 것이다. 위성체의 동역학 방정식은

$$\frac{d\,\boldsymbol{L}_B}{dt} = \boldsymbol{N}_{dist} + \boldsymbol{N}_{control} - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{L}_B \quad (1)$$

여기서 L_B는 위성체 좌표계에서의 각운동량으로 $L_B=I\omega$이고, I는 관성모멘트, ω는 위성체의 각속도 벡터이다. N_{dist}와 $N_{control}$은 위성체에 작용하는 외부교란토크와 제어토크이다. 운동학은 자세 쿼터니언을 사용해서 미분형으로 표현된다.

$$\frac{d\boldsymbol{q}}{dt} = \frac{1}{2}\Omega\boldsymbol{q} \quad (2)$$

여기서 Ω는 외대칭행렬로 각속도의 성분으로 표현되며 식(3)과 같다.

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

시간에 대해 연속적으로 회전하는 쿼터니언을 구하기 위해서는 식(2)를 적분해야하지만 적분할 때 수치적인 오차가 발생하므로 식(4)와 같은 차등방정식을 사용한다.

$$\boldsymbol{q}(t+\triangle t) = \left(I\cos\frac{\triangle\Phi}{2} + \frac{\Omega}{\omega}\sin\frac{\triangle\Phi}{2}\right)\boldsymbol{q}(t) \quad (4)$$

여기서

$$\omega = \sqrt{\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2},\quad \triangle\Phi = \omega\triangle t$$

Δt는 샘플링 시간이고 I는 단위행렬이다. Δt시간 동안 각속도가 변하지 않고, Δt가 충분히 작다고 가정하면

$$\boldsymbol{q}(t+\triangle t) = \left(I + \frac{1}{2}\Omega\triangle t\right)\boldsymbol{q}(t) \quad (5)$$

Ω는 자이로에서 추출되는 각속도로 관성좌표계에서 측정된 값이므로 Euler 각을 구하기 위해서는 쿼터니언과 DCM의 관계식을 이용해야 한다.

2.2 외부교란토크 모델링

위성체에 작용하는 외부교란토크의 원인은 다양하다. 이러한 원인 중에서 중력경도, 자기장, 태양복사압 및 대기저항이 주요한 고려 대상이 된다[5]. 위성체를 강체로 가정하여 외부교란토크를 모델화하는데 주안점을 둔 많은 연구가 수행되어 왔다.

2.2.1 중력경도 토크

지구를 중심으로 돌고 있는 비대칭 위성체는 위성체에 작용하는 지구 중력장의 영향으로 외부교란토크를 받는다[3-4]. 지구 중심에서 Ri 거리에 위치한 위성체 질량요소 dm_i에 작용하는 중력 dF_i는 다음과 같이 표현된다.

$$d\boldsymbol{F}_i = -\frac{\mu\,\boldsymbol{R}_i dm_i}{R_i^3} \quad (6)$$

여기서 $\mu=GM_E$로 지구중력 상수이다. 도심에 대해 위성체 질량요소 dm_i에 작용하는 토크는 다음과 같다.

$$d\boldsymbol{N}_i = \boldsymbol{r}_i \times d\boldsymbol{F}_i = (\boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{r}_1)\times d\boldsymbol{F}_i \quad (7)$$

ρ는 도심에서 무게중심까지의 벡터를 나타내며 r_1은 무게중심으로부터 질량요소까지의 벡터를 나타낸다. 식(7)을 전체 위성체에 관해 적분하면

$$\boldsymbol{N}_{GG} = \int \boldsymbol{r}_i \times d\boldsymbol{F}_i = \int(\boldsymbol{\rho} + \boldsymbol{r}_i)\times\left(-\frac{\mu\,\boldsymbol{R}_i dm_i}{R_i^3}\right) \quad (8)$$

실제 위성에 있어서 Ri가 ρ, r_i, r_1보다 매우 크므로 식(8)은

$$\boldsymbol{N}_{GG} = \frac{\mu M}{R_s^2}(\hat{\boldsymbol{R}}_s \times \boldsymbol{\rho}) + \frac{3\mu}{R_s^3}\int(\boldsymbol{r}_i \times \hat{\boldsymbol{R}}_s)(\boldsymbol{r}_i \cdot \hat{\boldsymbol{R}}_s)dm_i \quad (9)$$

여기서 M은 위성체의 전체 질량이며 Rs는 도심과 무게중심 사이의 거리이며, $\hat{R}_s$는 도심에서 지구중심으로 향하는 단위벡터이다. 도심과 무게중심이 일치하면 식(9)의 첫 번째 항은 영이 된다. 두 번째 항의 적분형태는 관성모멘트로 표시되며 벡터 r_i와 $\hat{R}_s$를 위성체 좌표계에서 정의하면 중력경도 토크는

$$N_{GG} = \frac{3\mu}{R_s^5}[\ \hat{R}_s \times (I \cdot \hat{R}_s)] \qquad (10)$$

여기서 I는 관성모멘트 텐서이다. 식(10)로부터 N_{GG}는 지구로부터의 거리의 3승에 반비례하며 토크의 방향은 $\hat{R}_s$에 수직하다는 것을 알 수 있다. 한편 ECI 좌표계로 표시된 N_{GG}는 필요에 따라 위성체 좌표계로 변환되어야 한다.

2.2.2 지구자기장 토크

내지구의 자기장을 B라하고 자기 포텐셜을 V로 나타내면 지구자기장 B는

$$B = -\nabla V \qquad (11)$$

또한 자기장은 쌍극으로만 존재하므로 식(12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\nabla B = 0 \qquad (12)$$

식(11)과 식(12)로부터 자기 포텐셜에 대한 라플라스 방정식(Laplace Equation)을 얻을 수 있다.

$$\nabla^2 V = 0 \qquad (13)$$

이 라플라스 방정식의 해는 구형조화식(spherical harmonic)으로 나타낼 수 있다.

$$V(r,\theta,\phi) = a\sum_{n=1}^{k}\left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^{n}\left(g_n^m \cos m\phi + h_n^m \sin m\phi\right) P_n^m(\theta) \qquad (14)$$

여기서 a는 지구적도의 반지름이고 g_n^m과 h_n^m는 가우시안 상수(Gaussian coefficient)이다. r, θ, ϕ는 지구중심에서의 거리, coelevation, 그리니치로부터의 동경을 나타낸다. $P_n^m(\theta)$는 associated Legendre 함수이며 n은 degree, m은 order이다. n=1인 항들은 쌍극자(dipole), n=2인 항들은 4극자(quadrapole), n=3인 항들은 8극자(octupole) 등으로 표시한다. 지구자기장 B는 안정상태에 있는 것이 아니라 때에 따라 변동을 보인다. 위성의 고도가 올라 갈수록 이 변화의 폭은 크고 불규칙해지며 태양이 급격한 활동을 할 때도 지구자기장이 크게 변한다. 지구자기장은 일반적으로 간단한 수식으로 표현되기 힘들고 변화 또한 다양하기 때문에 국제적으로 공인된 모델을 이용하는데 여기에는 IGRF(international Geomagnetic reference frame)와 DGRF(discrete Geomagnetic reference frame)가 있다. 구좌표계에서 Grad(∇)는 식(15)로 표현되며

$$\nabla = \frac{\partial}{r}\hat{r} + \frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial\theta}\hat{\theta} + \frac{1}{r\sin\theta}\frac{\partial}{\partial\phi}\hat{\phi} \qquad (15)$$

따라서 ECEF 좌표계에서 구좌표계 성분으로 지구자기장 B는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} B &= \frac{\partial V}{\partial r}\hat{r} + \frac{1}{r}\frac{\partial V}{\partial\theta}\hat{\theta} + \frac{1}{r\sin\theta}\frac{\partial V}{\partial\phi}\hat{\phi} \\ &= B_r\hat{r} + B_\theta\hat{\theta} + B_\phi\hat{\phi} \end{aligned} \qquad (16)$$

여기서 B_r은 radial 성분으로 바깥쪽이 양의 방향이고, B_θ은 coelevation 성분으로 남쪽이 양의 방향이고, B_ϕ은 azimuth 성분으로 동쪽이 양의 방향이며 식(17)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} B_r &= -\frac{\partial V}{\partial r} \\ &= \sum_{n=1}^{k}\left(\frac{a}{r}\right)^{n+2}(n+1)\sum_{m=0}^{n} \\ &\quad (g^{n,m}\sin m\phi - h^{n,m}\sin m\phi)P^{n,m}(\theta) \\ B_\theta &= -\frac{1}{r}\frac{\partial V}{\partial\theta} \\ &= \sum_{n=1}^{k}\left(\frac{a}{r}\right)^{n-2}\sum_{m=0}^{n}(g^{n,m}\sin m\phi \\ &\quad + h^{n,m}\sin m\phi)\frac{\partial P^{n,m}(\theta)}{\partial\theta} \\ B_\phi &= -\frac{1}{r\sin\theta}\frac{\partial V}{\partial\phi} \\ &= -\frac{1}{\sin\theta}\sum_{n=0}^{k}\left(\frac{a}{r}\right)^{n+2}\sum_{m=0}^{n} m \\ &\quad (-g^{n,m}\sin m\phi + h^{n,m}\cos m\phi)\ P^{n,m}(\theta) \end{aligned} \qquad (17)$$

지구자기장에 의한 외부교란토크를 발생시키는 원인을 정리해보면 지구자기장 벡터와 위성자체의 잔여 자기모멘트 간의 상호작용에 의해 발생한다. 지구자기장 외부교란토크는 지구자기장 벡터와 위성체의 잔여자기 모멘트 벡터와의 외적으로 나타낼 수 있다. N_{MT}를 지구자기장 외부교란토크, B를 위성체 좌표계로 표시된 지구자기장 밀도, m을 위성체 각 부분에서 발생하는 잔여자기 모멘트의 합이라면 지구자기장에 의한 외부교란토크는 식(18)로 표현된다.

$$\boldsymbol{N}_{MT} = \boldsymbol{m} \times \boldsymbol{B} \tag{18}$$

2.2.3 태양복사압 토크

위성체의 표면에 작용하는 복사압은 위성체의 무게중심에 대한 토크를 야기시키는 힘으로 작용하게 된다. 지상에서는 복사에 의한 압력은 그 힘이 상대적으로 작아 무시될 수 있지만 우주에서는 자세와 궤도에 영향을 주는 주요한 요소로 작용한다.

태양복사압은 태양으로부터의 거리에 제곱에 반비례하기 때문에 저궤도위성과 같은 태양동기궤도에서는 고도에 따른 영향이 거의 없다. 위성이 받는 복사압을 결정하는 요인은 복사의 강도 및 분광분포, 위성체의 표면의 형상 및 광학적 성질(반사율, shading effect), 위성체와 태양벡터의 방위 등 크게 세 가지가 있다. 위성체가 겪는 복사압은 태양복사압 외에도 지구의 반사율에 의한 복사, 지구자체의 복사 등이 있지만 태양자체의 복사압에 비해 매우 작다. 위성체의 표면에 입사하는 복사는 표면에 흡수 또는 반사되거나 산란되는 세 가지 경로를 거치며 각각의 경우 위성체에 전하는 모멘텀은 다르게 표현된다. 단위 수직벡터가 N인 면적요소 dA에 입사하는 모멘텀 플럭스를 P라면, 흡수의 경우에 위성체에 작용하는 힘은

$$d\boldsymbol{f}_{absorbed} = -\boldsymbol{P}C_a \cos\theta \hat{\boldsymbol{S}} dA \tag{19}$$

여기서 $\hat{\boldsymbol{S}}$는 위성체로부터 태양까지의 단위벡터이고 θ는 N와 $\hat{\boldsymbol{S}}$의 사잇각이다. C_a는 흡수율이다. 반사의 경우에 위성체에 작용하는 힘은

$$d\boldsymbol{f}_{specular} = -2\boldsymbol{P}C_s \cos^2\theta \boldsymbol{N} dA \tag{20}$$

여기서 C_s 는 반사율이다. 산란의 경우에 위성체에 작용하는 힘은

$$d\boldsymbol{f}_{diffuse} = \boldsymbol{P}C_d\left(-\frac{3}{2}\cos\theta - \cos\theta\hat{\boldsymbol{S}}\right)dA \tag{21}$$

여기서 C_d 는 산란율이다. 그러므로 위성체에 작용하는 전체 힘은

$$d\boldsymbol{f}_{total} = -\boldsymbol{P}\int(1-C_s)\hat{\boldsymbol{S}} + 2\left(C_s\cos\theta + \frac{1}{3}C_d\right)\boldsymbol{N}\cos\theta dA \tag{22}$$

여기서 $C_a+C_s+C_d=1$이다. 위성체에 작용하는 태양복사압 토크는

$$\boldsymbol{N}_{solar} = \int \boldsymbol{R} \times d\boldsymbol{f}_{total} \tag{23}$$

여기서 R는 위성체의 무게중심에서 면적요소까지의 거리이다.

2.2.4 공기역학 토크

위성이 대기 속을 통과할 때 위성의 표면적과 대기입자의 상호작용으로 인하여 위성의 무게중심 주위로 토크가 발생한다. 공기역학 힘은 대기를 위성이 통과할 때 공기입자와 위성체가 충돌하여 생기는 힘으로써 그 크기 및 방향은 고도, 공기의 성분 및 밀도, 위성의 겉모양(shading effect)과 같은 요소에 의해 결정된다. 다른 형상의 위성에 작용하는 공기역학토크는 위성과 공기입자의 탄성 충돌로 모델화 될 수 있고 충돌한 입자의 에너지는 완전히 위성에 흡수되는 경우로 설명될 수 있다. 단위 수직벡터가 N인 면적요소 dA에 작용하는 공기역학 힘은

$$d\boldsymbol{f}_{aero} = -\frac{1}{2}C_d\rho V^2(\boldsymbol{N}\cdot\hat{\boldsymbol{V}})\hat{\boldsymbol{V}}dA \tag{24}$$

여기서 $\hat{\boldsymbol{V}}$는 공기입자의 입사에 대한 면적요소의 병진속도 V방향의 단위벡터이다. C_d는 항력계수로 위성의 모양 및 진행방향에 따라 결정되는 값이다. 상세한 계산이 아닐 경우 $C_d=2$로

계산하는 것이 일반적이며 위성의 모양이 구형위성일 경우 C_d=2.2, 원통형 위성일 경우 C_d=3으로 계산할 수도 있다. ρ는 대기밀도다. 위성체에 작용하는 대기역학 토크는

$$N_{Aero} = \int r_s \times d f_{Aero} \quad (25)$$

여기서 r_s는 위성체의 무게중심에서 면적요소까지의 거리이다. 각속도 ω로 회전하는 위성체내의 면적요소의 병진속도는

$$V = V_o + \omega \times r_s \quad (26)$$

여기서 V_o는 위성체 무게중심의 대기에 대한 상대속도이다. 대기의 밀도 ρ는 대기모델에 의해 구해지는데 고도는 물론 밤과 낮, 태양의 활동정도에 따라서 변화가 있다. 상층부 대기밀도모델에 대해서는 Jacchia 모델, Lear 모델을 포함하여 여러 가지의 모델들이 개발되어왔다. 본 연구에서는 이들 모델중 Lear density model을 적용하여 프로그램을 작성하였다. Lear 모델의 특징은 계산속도가 다른 모델보다 빠르고 비교적 정확성도 뛰어나다. Lear density model에서 밀도는 고도, 지구자기장 지수(geomagnetic index) 및 태양유동 상수(solar flux constant)의 함수이다. 태양유동 상수는 11년 주기성을 갖는데 이 주기성을 이용하여 그 값을 예측하여 사용하였다. 그러나 지구 자기장 지수는 기후변화나 온도 등 여러 가지 영향들에 의해서 수시로 변한다. 그러므로 본 연구에서는 Lear density model에서 지구자기장 상수가 정상(normal)일 때만 고려하였다. 즉, 지구자기장상수가 3.5로 일정하다고 가정하였다. R_E를 지구적도 반경, r를 위성체의 위치벡터라면 고도는 식(27)과 같은 함수로 표시된다.

$$H = f(R_E, r) \quad (27)$$

한편 밀도 계산식은 식(28)과 같다.

$$\begin{aligned} density &= \rho_{76}, && H < 150\ km \\ density &= \rho_{76} Cf, && 150 < H < 800\ km \\ density &= 0, && H > 1500\ km \end{aligned} \quad (28)$$

여기서

$\rho_{76} = f(H)$, $e_1 = f(H)$, $e_2 = f(H)$,
$Cf = e_1 (f_{107})^{e_2}$, f_{107}은 태양유동상수

3. 시뮬레이션 결과

저궤도위성은 3축 자세안정화 방식의 위성으로 반작용휠, 추력기 및 마그네틱 토커를 사용하여 각운동량을 변화시키지만 발사체에서 분리되어 작동모드에 진입하는 동안에는 태양전지판을 접은 채로 회전안정 방식을 이용하기도 한다. 저궤도위성에 사용되는 비행소프트웨어에서 위성에 작용하는 중력경도 토크를 계산하기 위해서 식(9)의 공식을 이용하였다. 시뮬레이션에 사용된 저궤도위성의 위성체와 태양전지판의 관성모멘트 분포 및 크기는 다음과 같으며 단위는 $kg \cdot m^2$이다.

$$I_{s/c} = \begin{bmatrix} 166 & 0 & 0 \\ 0 & 80 & 2 \\ 0 & 2 & -136 \end{bmatrix}, \quad I_{sa} = \begin{bmatrix} 50 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 8 \\ 0 & 8 & 30 \end{bmatrix}$$

지구모델을 위한 변수로는
- 지구의 적도반경(R) : 6378 (km)
지구의 중력상수(μ) : 398604×109 (m3/sec2)를 사용했으며 초기궤도요소는 표 1과 같다.

표 1. Initial Values for Orbital Elements

궤도요소	초기값	단위
장반경(a)	7063.14	km
이심율(e)	0.000001	-
경사각(i)	97.3	deg
승교점 경도각(Ω)	-17.5	deg
근지점 위치각(ω)	0	deg
진변위각(v)	0	deg

그림 1은 저궤도위성이 항상 Nadir 방향을 유지하면서 중력경도에 의한 위성에 작용하는 외부교란토크를 LVLH좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다. 위성의 관성모멘

트는 위성본체의 자세와 태양전지판의 회전각에 따라 변화하나 위성체의 위치가 결정되고 태양전지판이 위성본체에 고정되었다고 가정하면 위성체 좌표계에서 표시된 관성모멘트의 값은 LVLH 좌표계에서 그대로 적용될 수 있다. 또한, 위성체 좌표계에서 위성의 단위위치벡터도 LVLH 좌표계에서 일정한 상수 값으로 표시됨을 알 수 있다. 예측한바와 같이 LVLH 좌표계에서 중력경도에 의한 외부교란토크는 일정한 상수 값을 나타냈다.

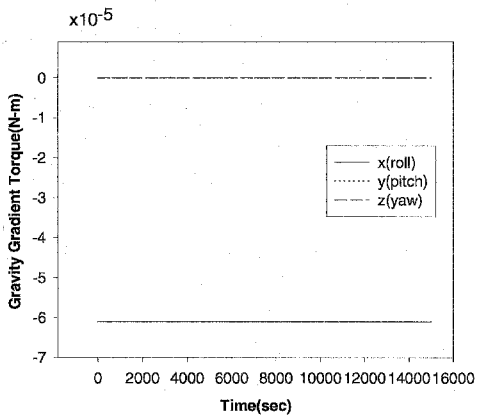

그림 1. Gravity Gradient Torque acting on LEO Satellite in LVLH

그림 2는 저궤도위성이 Nadir 방향을 유지하고 태양전지판은 태양을 지향하도록 자세제어를 수행하고, 중력경도에 의한 외부교란토크를 위성체 좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다. 외부교란토크는 중력경도토크만을 고려했으며 초기에 transient state(과도상태)가 발생했으며 저궤도위성의 주기가 약 100분임을 고려할 때 태양전지판의 관성모멘트 영향이 주기적으로 잘 반영되었음을 알 수 있다.

저궤도위성의 고도는 685km이므로 지구자기장의 영향을 고려해 주어야한다. 정지궤도 위성은 지구자기장의 영향을 크게 고려하지는 않으나 저궤도위성과 같은 저궤도 위성이나 태양계내의 강한 자기장이 있는 특정지역을 지나는 행성간 탐사선의 경우 자기장에 의한 토크를 고려해 주어야 한다. 지구자기장에 의한 외부교란토크를 계산하기 위해서는 가우스 계수 값을 이용하여 지구자기장을 표현한 IGRF(International Geo magnetic Reference Fields)를 사용하는데 저궤도위성에서는 IGRF(1975)를 이용하였다. 식(17)에서 위성체의 잔여쌍극자 벡터로 m=[-1.44 1.44 -1.44]^T A · m^{2}를 사용하였다. 그림 3은 저궤도위성이 Nadir 방향을 유지하고 태양전지판은 태양을 지향하도록 자세제어를 수행하고, 지구자기장에 의한 외부교란토크를 위성체 좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다.

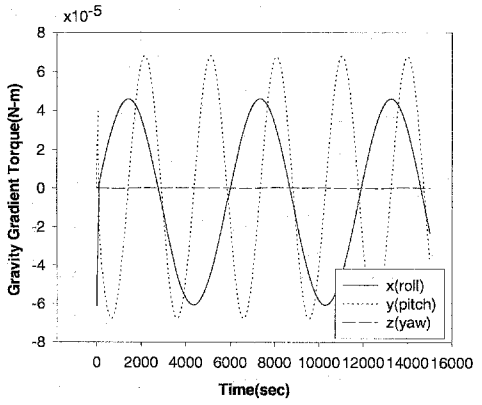

그림 2. Gravity Gradient Torque acting on LEO Satellite in Body Coordinate

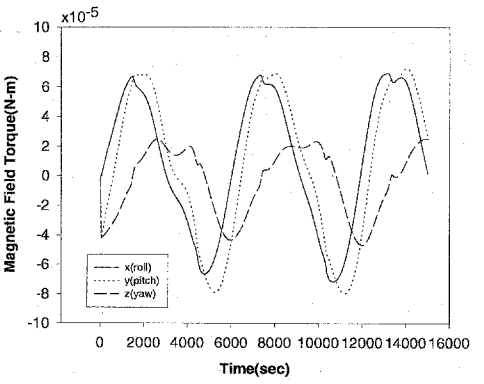

그림 3. Magnetic Field Torque acting on LEO Satellite in Body Coordinate

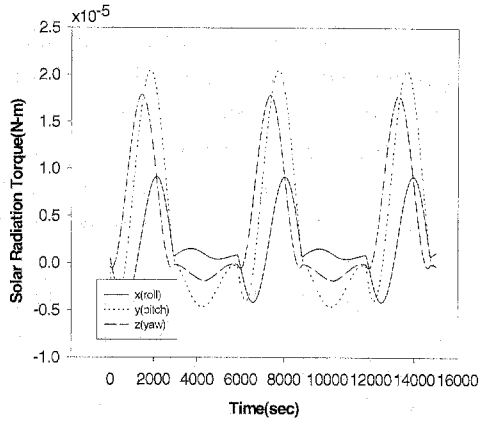

그림 4. Solar Radiation Torque acting on LEO Satellite in Body Coordinate

제어되어야 할 전체 외부교란토크로 중력경도토크를 포함하여 고려했으며 초기에 transient state(과도상태)가 발생했으며 저궤도위성의 주기와 같은 주기로 영향을 받는 것을 알 수 있다. 또한, 저궤도위성에서 사용되는 자장토크는 과학모드에서 모멘트 덤핑을 하기 위해 지구자기장을 이용한다.

저궤도위성이 받는 태양복사압력의 계산에는 모양 및 궤도가 고려되어야 하는데 모양은 shading effects 계산을 위해 상세한 모델링 작업이 이루어져야 하지만 다음과 같이 위성을 원통형으로 단순화 시켜서 작용력을 구할 수도 있다.

위성의 궤도는 위성이 태양을 보는 시간 및 태양광의 입사각도 등 태양복사 환경을 결정하는 주요한 요소이다. 그러므로 저궤도위성의 궤도에 따라 식시간 및 태양 입사각 등을 계산하는 것이 필요하다. 저궤도위성에 작용하는 태양복사압의 크기를 계산하기 위하여 식(23)를 적용하였으며 개략적인 저궤도위성의 형상을 고려하였다. 흡수, 반사, 산란비율은 흡수비율을 1, 반사 및 산란 비율은 0으로 가정하였다. 그림 4는 저궤도위성이 Nadir 방향을 유지하고 태양전지판은 태양을 지향하도록 자세제어를 수행하고, 태양복사압에 의한 외부교란토크를 위성체 좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다. 제어되어야 할 전체 외부교란토크로 중력경도토크 및 지구자기장토크를 포함하여 고려했다. 지구자기장토크와 마찬가지로 저궤도위성의 주기와 같은 주기로 영향을 받으며 반주기로 태양복사압토크가 크게 변화하는 것을 알 수 있다.

저궤도위성에 작용하는 공기역학 힘은 위성체의 위치 및 자세를 심각하게 변화시킬 수 도 있다. 공기역학토크는 밀도의 영향에 크게 좌우되는데 본 연구에서 밀도를 계산하기 위해서 사용한 Lear density model은 고도, 지구자기장 지수(geomagnetic index) 및 태양유동 상수(solar flux constant)의 함수이다. 저궤도위성에 작용하는 대략적인 공기역학 토크의 크기를 구하기 위해 식(28)을 이용하였다. 그림 5는 저궤도위성이 Nadir 방향을 유지하고 태양전지판은 태양을 지향하도록 자세제어를 수행하고, 공기역학에 의한 외부교란토크를 위성체 좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다. 제어되어야 할 전체 외부교란토크로 중력경도토크, 지구자기장토크 및 태양복사압토크를 포함하여 고려했다. 다른 외부교란토크와 마찬가지로 저궤도위성의 주기에 영향을 받으며 태양복사압토크와 같이 반주기로 태양복사압토크가 크게 변화하는 것을 알 수 있다.

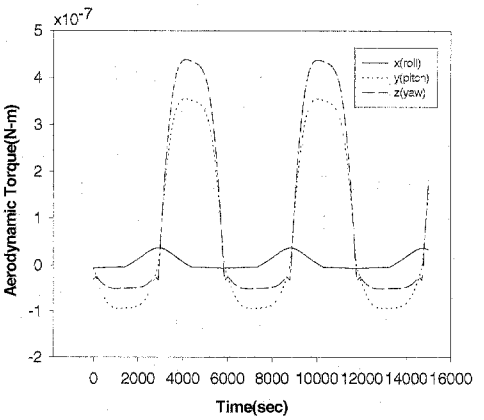

그림 5. Aerodynamic Torque acting on LEO Satellite in Body Coordinate

그림 6은 중력경도토크, 지구자기장토크, 태양복사압토크 및 공기역학 토크를 포함한 전체 외부교란토크를 위성체 좌표계의 각 축으로 15,000초 동안 시뮬레이션 한 결과이다. 제어되어야 할 전체 외부교란토크도 저궤도위성의 주기와 같은 주기로 영향을 받는 것을 알 수 있다.

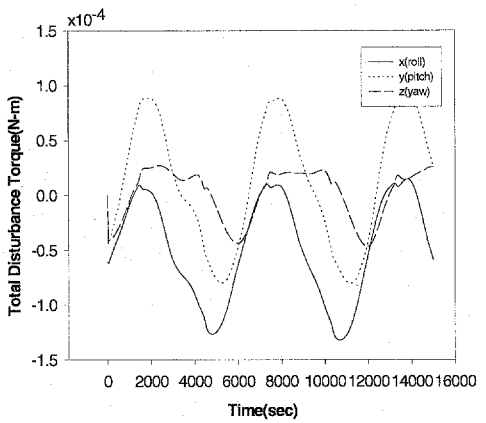

그림 6. Aerodynamic Torque acting on LEO Satellite in Body Coordinate

4. 결 론

본 연구에서는 저궤도위성의 자세제어계에 영향을 미치는 외부교란토크를 분석하고 시뮬레이션 결과를 나타내었다. 저궤도위성에 탑재되는 비행소프트웨어에는 중력경도토크만을 고려하였으며 지구자기장은 반작용휠을 사용하는 과학모드에서 모멘텀 덤핑 시 마그네틱토커를 사용하기 위하여 모델링 하였다. 그러나 자세제어계의 요구조건이 더욱 정밀해지고 질량증가 및 그에 따른 형상이 커질수록 위성체 형상에 영향을 받는 태양복사압토크와 공기역학토크도 고려되어야 할 것이다. 실제적으로 시뮬레이션 결과에 나타난 것처럼 공기역학토크는 중력경도토크에 비해 그 값이 적으나 태양복사압토크는 그 값이 크게 차이가 나지 않는다. 이러한 결과는 향후 저궤도위성 및 정지궤도위성의 자세제어계 설계에 유용하게 적용될 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Wertz, James R., Spacecraft Attitude De-termination and Control, D. Reidel Publishing Co., 1986.
2. S. K. Shrivastava, "Satellite Attitude Dynamic and Control in the Presence of Environmental Torques - A Brief Survey", Journal of Guidance, Vol. 6, No. 6, 1983.
3. E. I. Ergin and P. C. Wheelert, "Magnetic Attitude Control of a Spinning Satellite", Journal of Spacecraft, Vol. 2, No. 6, 1965, pp.846-850.
4. Bruce E. Tinling and Vernon K. Merrick, "Exploitation of Inertial Coupling in Passive Gravity-Gradient-Stabilized Satellites", Journal of Spacecraft, Vol. 1, No. 4, 1964.
5. J. Otterma and K. Lichtenfeld, "Effect of Air Drag on Near-Circular Satellite Orbits", Journal of Spacecraft, Vol. 1, No. 5, 1964, pp.513-519.