'92 韓國自動制御學術會議論文集 1992. 10. 19~21

인공위성의 자세안정화 기법 연구

김 진철°, 김 한돌, 용 상순
한국항공우주연구소 위성본체연구실

A Research On Satellite Attitude Stabilization Technique

Kim, Zeen-Chul, Kim, Han-Dol, Yong, Sang-Sun
Korea Aerospace Research Institute

Abstract

This paper describes satellites' three main stabilization techniques namely gravity gradient method, spin stabilization method and three-axis stabilization method. In conjunction with the methods, dynamic modelling and simulation was performed to characterize the pointing performance of each method. The trade-off between the methods was also compared in the sense of accuracy and complexity.

1. 서 론

우주산업시대의 초기에는 위성체 안정화 제어장치의 설계에 있어 구성부품 (기계, 전자부품)들이 갖는 무게, 전력, 신뢰도의 제한으로 인하여 중력경도 기법이나 스핀 기법과 같은 간단한 수동적 안정화 기법을 사용하는 제어 양식이 주로 채택되어 왔다. 이러한 수동적 안정화 제어 기법들은 스핀 안정화 기법이 기상위성이나 통신위성에, 중력 경도안정화 기법이 항해 위성 (navigation satellite)등에 적용되는 과정들을 거치며 꾸준히 개량, 발전되어 왔으며 중력경도 안정화 기법의 제어 능력은 소형 pitch wheel의 추가로 2축에서 3축으로 확장되는 진보양상을 보여왔다.

이와 병행한 같은 시기에 3축 안정화 기법이 제공하는 고정밀도의 안테나, 센서 지향 기능을 통한 임무 달성의 효율성은, 그들이 갖는 복잡성과 고가의 개발 비용에도 불구하고 이러한 능동적 안정화 제어기법의 연구에 박차를 가하게 하였고, 마이크로 프로세서를 위시한 각종 전자 부품들의 성능과 신뢰도의 급격한 향상과 더불어 이러한 능동적 안정화 기법을 위한 탑재 제어 장비들은 신뢰도와 성능, 내구성등의 면에서 커다란 진보를 보아 왔으며, 현재에는 세계 각국의 위성 수요의 증가 추세와 더불어 기존의 상용위성에 쓰이는 안정화 장치는 모듈화되어 임무와 요구조건에 따라 적절한 모듈을 선택하여 사용하며 또한 여러 안정화 개념들이 복합적으로 구성된 전체 안정화 시스템을 구축하여 사용하고 있다.

2. 중력 경도법 (Gravity Gradient Method)

중력 경도법은 종축-최소 관성 모멘트축- 방향으로 우주공간상의 물체가 지향되려는 성질을 이용하는 자세 안정화 기법으로 이 종축은 지구 중력 크기의 변화가 지구 중심으로부터의 거리의 제곱에 반비례하는 원리때문에 지구를 향하는 축이 된다. 따라서 이 기법은 보통 위성체의 한쪽면이 늘 지구중심을 지향해야 하는 임무를 가진 저궤도 위성으로서 지향정밀도가 5° ~ 10° 의 낮은 위성체에 주로 사용된다.

이 안정화기법이 제대로 작동하기 위해서는 중력 경도 토크(gravity gradient torque)가 교란토크로 작용하는 다른 모든 환경토크들(environmental torques)보다 커야 한다. 이 조건을 만족시키기 위하여 최소 관성 모멘트 축을 천저벡터(nadir vector) 방향과 일치시키고 이 방향으로 붐(boom)을 뻗아 필요한 최소 관성 모멘트를 가지도록 한다.

2.1 중력경도 안정화 위성의 모델링

위성체의 몸통 좌표계를 다음의 그림 1. 과 같은 표준 좌표계(roll-pitch-yaw ; x-y-z)로 잡으면 위성체 질량의 미분요소 dm에 대응하는 중력 (gravitational force) F와 위성체에 작용하는 회전모멘트는 다음 식으로 주어진다.

$$\mathbf{F} = \frac{\mu \mathbf{R}\, dm}{|\mathbf{R}|^3} = \mu \frac{\mathbf{R}_o - \mathbf{r}}{|\mathbf{R}_o - \mathbf{r}|^3} dm \quad \cdots\cdots (2.1)$$

$$\vec{T_G} = \frac{3\mu}{R_o^5} \int (\vec{r} \times \mathbf{R}_o)\ (\vec{r} \cdot \mathbf{R}_o)\, dm \quad \cdots\cdots\cdots (2.2)$$

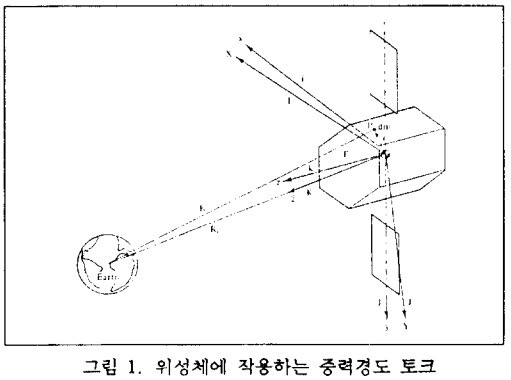

그림 1. 위성체에 작용하는 중력경도 토크

위성체에 중력 경도 토크 이외의 다른 외력과 외부 토크가 작용하지 않는다면 작은 각 변위에 대하여 그 운동방정식은 다음 식으로 나타난다. [1]

$$I\dot{\omega} + \omega \times (I\,\omega) = 3 \cdot \frac{\mu}{R^3} \cdot \begin{bmatrix} (Iz - Iy) \cdot \phi \\ (Iz - Ix) \cdot \theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad \cdots (2.3)$$

식 (2.3)에서 보는 바와 같이 위성체에 중력 경도 토크가 작용되어 다른 교란 요소에 관계없이 안정화를 이루려면 다음의 기본 설계조건이 만족되어야 함을 알 수 있다.

2.2 기본설계 방법

① $Iz << Ix, Iy$ 조건의 확보

이를 위하여 적절한 붐(boom)과 끝점 질량(tipmass)을 선정, 설계하게 된다.

② 댐핑 기능의 확보

목적 : 진자 운동 양식의 진동 (libration mode) 제거

중력 경도 토크에 의하여 안정화 되는 위성체는 그 운동 양상이 통상 '한계 안정' (marginal stable) 상태에 있게 된다. 즉 진자 운동 양식의 진동(libration mode) 형태의 운동 양상을 갖게 되어 교란 요소의 영향이 클 경우 불안정해 질 수 있다.

. 방법 : . 수동댐퍼 - magnetic hysteresis rod, eddy current damper

. 능동댐퍼 - control torquer

이와 같은 중력 경도 토크가 위성체의 자세안정화를 위한 토크로 작용했을 때의 안정화 양상이 다음의 그림 2. 3. 4. 에 보여진다. 즉, 중력 경도 토크가 작용하지 않고 기타 다른 제어요소가 존재하지 않는 open loop 시스템의 충격 반응 (impulse response) 은 그림 2.와 같이 발산하는 양상을 보이나, 여기에 중력 경도 토크가 안정화 요소로 작용했을 때는 그림 3. 4.와 같이 기준자세 0을 유지하는 상태에서 진자 운동 형태의 진동운동 (libration mode)을 갖게 된다. 여기에 이러한 libration mode를 제거해 주기 위하여 댐퍼 (damper)를 사용하게 되는 것이다.

2.3 중력경도법 요약

구 분	내 용
안정화 논리	지구중력의 경도차에 의한 위성체 내의 토크 발생과 이로 인한 최소 관성 모멘트 축 방향으로의 지향 특성
안정화 방법	- Iz << Iy, Ix 를 위한 boom의 설치 - 장동, 진동 감쇄를 위한 damper의 설치
구성 부품	boom(mast), tip mass, boom driving motor, 수동댐퍼 (passive damper), damping boom
장점	구성이 간단함. 중앙 몸체에 관한 안정된 지향. 긴 수명. decay 나 drift에 무관함
단점	정밀도 낮음 (5° 미만), 지향 방향의 제한 (지구 지향), 커다란 boom이 필요, 흔들림 (wobble)이 생길 수 있음.
용도	실험위성
지향정밀도	5° ~ 10°
기타 특성	momentum wheel, magnetic torquer 등이 추가되기도 함. 저궤도 위성에만 적합
사용위성체	Transit, 초기단계 실험위성, DODGE, GEOS-3.

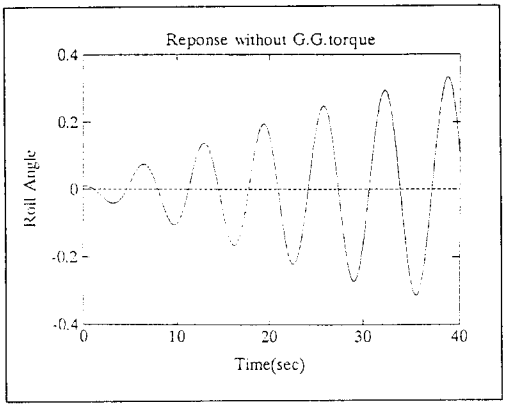

그림 2. 중력경도 토크, 기타 안정화 기구 및 장치가 작용하지 않는 위성체의 충격반응 (impulse response)

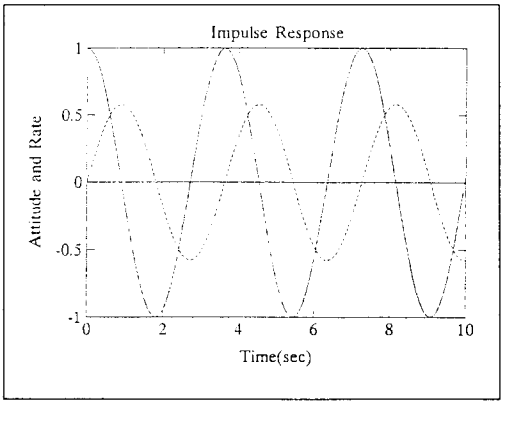

그림 3. 중력경도 토크의 작용으로 인한 안정화 효과 (충격반응, libration mode)

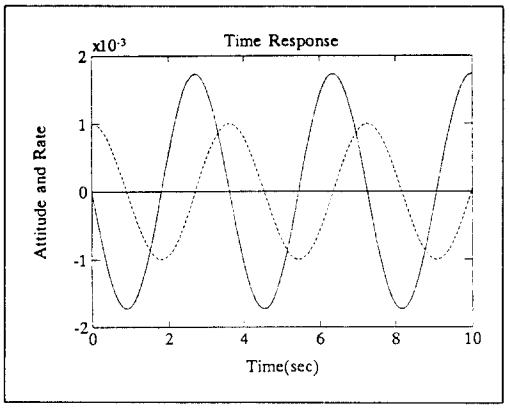

그림 4. 초기 offset 각을 갖는 위성체의 중력 경도 토크로 인한 안정화 (libration mode)

3. 스핀안정화 기법 (Spin Stabilization Method)

회전하는 물체는 그 각 모멘텀 축 방향(angular momentum vector)을 일정하게 유지하려는 성질(gyroscopic stiffness or gyroscopic stability)을 갖는다. 회전하는 물체의 이러한 gyroscopic stiffness를 이용하여 관성공간(inertial space)내에서의 위성체의 지향 방향을 유지하고 자세안정화를 꾀하는 것이 스핀 안정화기법(spin stabilization technique)의 기본 개념이다. 만일 외부 토크가 존재하지 않으면 각 모멘텀 벡터는 공간상에서 그 방향과 크기가 계속 일정하게 유지된다. 만일 교란 요소에 의하여 또는 초기 조건에 따라 장동(nutation)이 발생하면 위성체의 회전 축 방향과 각 모멘텀 벡터 방향이 일치하지 않게 되므로 적절히 설계된 에너지 댐퍼(damper)를 이용하여 수초내에 또는 수분내에 이 장동각을 제거시켜 주게된다.

스핀 안정화 기법은 중앙 몸체만이 회전하는 단일스핀기법(single spin method)과 주 몸체에 despun platform이 추가되어 각기 다른 각 속도로 회전하는 이중 스핀기법(dual spin method)의 2가지 종류로 대별된다.

위성체가 발사체에서 이탈된 후 천이궤도상에서는 거의 모든 위성체가 이 스핀안정화 기법을 쓰게 되며, 통상 1° ~ 0.1° 범위의 지향 정밀도는 얻을 수 있다.

3.1 스핀 안정화 위성의 모델링

위성체의 기본 운동방정식은 위성체가 상승관성모멘트(product of inertia)를 갖지 않는다고 가정하면 다음 식으로 주어진다.

$$\left.\begin{aligned} &Ix\,\dot{\omega}_x - (Iy - Iz)\cdot \omega_y\,\omega_z = Tx \\ &Iy\,\dot{\omega}_y - (Iz - Ix)\cdot \omega_z\,\omega_x = Ty \\ &Iz\,\dot{\omega}_z - (Ix - Iy)\cdot \omega_x\,\omega_y = Tz \end{aligned}\right\} \quad \cdots\cdots (3.1)$$

여기에서 외부 토크 T가 존재하지 않고 위성체의 구조가 축대칭(axisymmetric)이며 (Ix = Iz), y축 방향으로만 일정한 자전 각속도를 갖는다면 식 (3.1)은

$$\begin{aligned} &Ix\,\dot{\omega}_x - (Iy - Iz)\cdot Y\cdot \omega_z = 0 \\ &Iy\,\dot{\omega}_y = 0 \\ &Iz\,\dot{\omega}_z - (Ix - Iy)\cdot Y\cdot \omega_x = 0 \end{aligned} \quad \cdots\cdots (3.2)$$

로 변환된다.

식(3.2)의 특성방정식은

$$S^2 + (1 - Iy/Ix)(1 - Iy/Iz)\cdot Y^2 = 0 \quad \cdots\cdots (3.3)$$

이 되므로 회전운동이 안정하려면 Iy 값이 최대 관성모멘트의 값을 갖거나 최소 관성모멘트 값이 되어야 한다.

몸통 좌표계를 갖는 위성체가 y축 방향으로 회전속도 Y로 회전하고 있고 그 질량 분포가 축대칭 (Ix=Iz)이며 각 축방향의 토크 성분이 존재하거나 자세 센서들이 이 축방향의 위성체 운동을 감지하여 측정한다고 할 경우 이의 운동 방정식은 다음 식으로 표시된다.

$$\begin{aligned} &Ix\,\dot{\omega}_x + Y\cdot \omega_z\,(Ix - Iy) = Tx \\ &Iy\,\dot{Y} = Ty \\ &Iz\,\dot{\omega}_z - Y\cdot \omega_x\,(Ix - Iy) = Tz \end{aligned} \quad \cdots\cdots (3.4)$$

아래의 그림 5, 6.에 스핀안정화 방식 위성체의 대표적 응답 특성들의 보여진다. 시뮬레이션에서 사용한 y축 방향 스핀율 Y는 10rpm = 0.167 rad/s이고, 핏치 각 변화는 그림 5.과 같이 기울기 0.167을 갖는 직선 형태로 나타나며 이러한 y축 주위의 회전으로 위성체에 발생하는 gyroscopic 강성(rigidity)은 롤/요축의 안정화를 위성체에 제공한다 (그림 6.). 그림에서 나타나는 바와 같이 장동 mode를 감쇄시키기 위하여 장동 damper가 필요함을 알 수 있다.

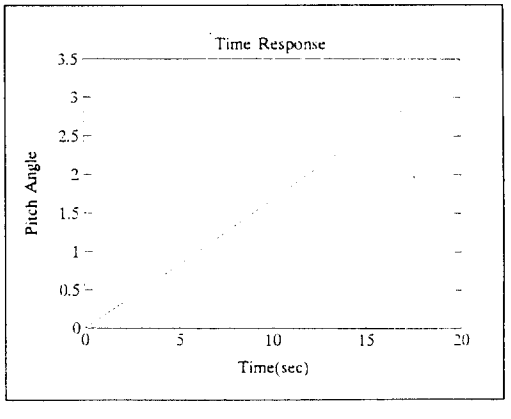

그림 5. 스핀안정화 방식 위성체의 핏치 각 변화

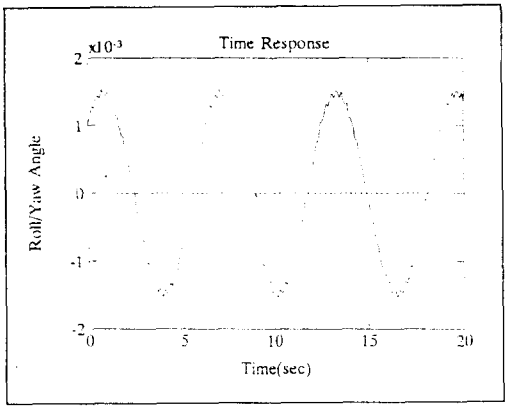

그림 6. 초기 offset 각을 갖는 스핀안정화 방식 위성체의 롤/요각 응답특성

3.2 스핀안정화 시스템의 종류와 구성

스핀 안정화 방식에는 크게 나누어 단일스핀(single spin) 방식과 이중스핀(dual spin) 방식의 두가지가 있다. 전자는 위성체 전체가 같은 속도로 회전하는 경우이고, 후자는 위성체가 두 부분으로 구성되어 갖기 다른 회전 속도를 갖거나 회전하는 위성체가 휠을 추가로 갖는 경우이다. 이중스핀의 경우 안테나와 같이 일정 방향을 지향해야 하는 장비는 despun platform에 장착되게 된다. 다음의 그림들에 단일스핀방식과 이중스핀방식의 위성체 구성도와 기능블럭선도가 보여진다.

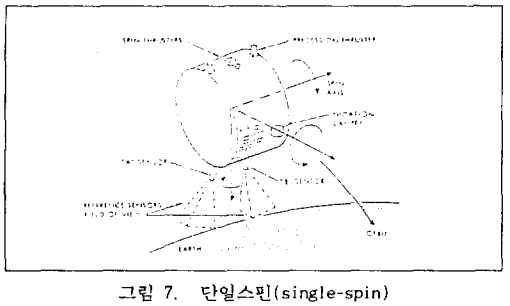

그림 7. 단일스핀(single-spin) 방식 위성체의 일반적인 구조

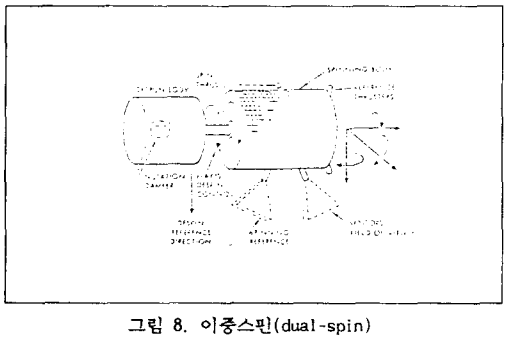

그림 8. 이중스핀(dual-spin) 방식 위성체의 일반적인 구조

이들 구성도에서 볼 수 있는 바와 같이 스핀안정화 방식의 위성체는 다음과 같은 대표적 구성품을 갖게 된다.

① 스핀 추력기 (spin thruster) : 위성체의 스핀 속도를 제어

② 세차 추력기 (precession thruster) : 스핀축 지향방향의 변화를 위한 세차운동 (precession)을 제어

③ 장동 댐퍼 (nutation damper) : 불필요한 스핀축의 진동 및 회전을 감쇄시키기 위한 댐퍼

④ despun 구동 모터 : despun body의 회전을 제어

⑤ 기준 센서 (reference sensor) : 회전축의 기준 방향을 제공

3.3 스핀안정화 기법의 요약

구 분	내 용
안정화 논리	회전하는 물체가 갖는 각모멘텀 축방향의 gyroscopic stiffness
안정화 방법	- 최대 관성 모멘트축 주위로 회전 → 장기 (long term) 안정화 - 세차 thruster에 의한 회전축 방향의 제어 - 장동 댐퍼에 의한 장동의 감쇄
구성 component	스핀 thruster, 세차 thruster, 장동 댐퍼, 센서 despin 구동모터
장점	구성 비교적 간단, 크기 및 무게 소형화 가능, 제어 루프의 구성에 간단
단점	전력량 제한, 형상에 제한, payload 탑재 위치의 제한, pitch 축 제어만 가능
용도	초기 기상위성, 지구관측위성 및 통신위성
지향정밀도	1° ~ 0.1°
기타 특성	단일스핀 기법, 이중스핀기법이 있고 다른 안정화 기법들과 복합되기도 함.
사용위성체 실례	TIROS, Intelsat I.

4. 3축 안정화 기법 (Three-Axis Stabilization Method)

3축 안정화 기법은 위성체의 3축 (통상 roll, pitch, yaw 축)에 대하여 각각의 감지장치기능(sensing function)과 구동기능(actuating function)을 부여하고 이들을 제어하는 제

어 루프를 통하여 위성체의 안정화 및 제어를 꾀하는 기법으로 가장 확실한 안정성과 정밀성, 그리고 기동성(maneuvability)을 위성체에 제공해 줄 수 있는 안정화 기법이다. 1950년대 말부터 1960년대 중반에 걸쳐 연구가 활발하게 진행되었던 중력 경도법이나 기타 수동 안정화 기법, 그리고 스핀 안정화 기법도 계속 수정, 보완, 발전되어 오다가 결국 이 3축 안정화 기법에 귀착되었다고 볼 수 있으며, 현존하는 상용 위성체의 경우 그 안정화 및 제어 기법을 분석해 보면 스핀 방식과 3축 안정화 방식으로 대별되나 고가의 개발·제작 비용에도 불구하고 정확한 지향이나 기동성이 요구 될 경우 거의 대부분 3축 안정화 방식이 채택되고 있는 추세이다.

4.1 3축 안정화 개념의 모델링

다음의 그림 9.와 같은 좌표계와 Euler 각, (roll, pitch, yaw각)을 자세값 (상태변수) $\theta_1, \theta_2, \theta_3$로 갖는 위성체의 강체 모델은 다음과 같은 운동방정식을 갖게 된다.

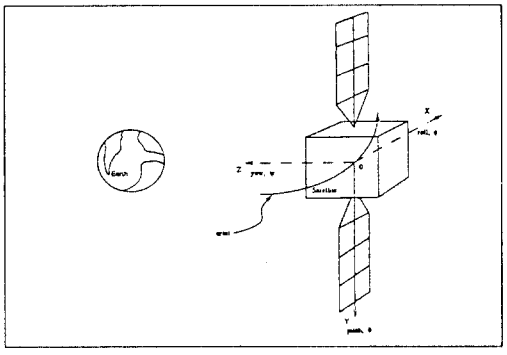

그림 9. 위성체의 몸통 좌표계-XYZ와 Euler각

$$\begin{cases} \omega = T^{-1}(\theta)\cdot\dot{\theta} & \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (4.1) \\ I\dot{\omega} + \omega \times (I\omega) = \tau & \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (4.2) \end{cases}$$

여기서 θ는 자세벡터, $\theta = [\theta_1, \theta_2, \theta_3]^T$

ω는 위성체의 각속도

T는 자세벡터와 각속도의 관계를 정의하는 행렬

τ는 제어토크를 포함한 외부 토크

를 각각 나타낸다.

Euler각과 위성체 각속도 ω와의 관계는

$$\begin{bmatrix}\omega_x\\ \omega_y\\ \omega_z\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}1 & \sin\theta_3 & 0\\ 0 & \cos\theta_3\cdot\cos\theta_1 & \sin\theta_1\\ 0 & -\cos\theta_3\cdot\sin\theta_1 & \cos\theta_1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\dot{\theta}_1\\ \dot{\theta}_2 - n\\ \dot{\theta}_3\end{bmatrix} \quad \cdots\cdots (4.3)$$

* n : 궤도 각속도 (orbital rate)

으로 표시되고, 위성체가 상승모멘트(product of inertia)를 갖지 않는다고 가정하고 선형화 방정식을 유도하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &I_x\ddot{\theta}_1 - n(I_x + I_y - I_z)\dot{\theta}_3 + n^2(I_y - I_z)\theta_1 = \tau_x \\ &I_y\ddot{\theta}_2 = \tau_y \\ &I_z\ddot{\theta}_3 + n(I_x - I_y + I_z)\dot{\theta}_1 + n^2(I_x - I_y)\theta_3 = \tau_z \end{aligned} \quad \cdots (4.4)$$

이러한 수학모델 식 (4.4) 를 기본으로 하여 여러가지 제어 이론을 사용하여 3축 안정화 위성의 제어 토크 τ_x, τ_y, τ_z를 산출하게 되며, 이때 보통 다른 축과 coupling이 없는 pitch축에 대한 제어 토크는 독립적으로 산출되고 coupling이 존재하는 roll-yaw축에 대한 제어토크는 2축에 대하여 함께 설계·계산한다. 이렇게 산출된 제어토크를 실현해 주기 위하여, 모멘텀 휠(momentum wheel), 반작용 휠(reaction wheel), 추력기(thruster), 자장토커(magnetic torquer) 및 자이로, CMG(Control moment gyro)등의 여러가지 구동장치(actuator)들이 선택, 조합되어 사용되게 된다.

이와 같은 구동장치들을 이상적 토크 발생기로 가정하고, 즉 각 구동장치의 전달함수가 1이라고 가정하고, sensor와 estimator를 생략한 위성 제어 모델에 대하여 LQR (Linear Quadratic Regulator) 제어기를 적용하였을 때의 대표적 응답 특성들이 다음의 그림 10, 11.에 보여진다.

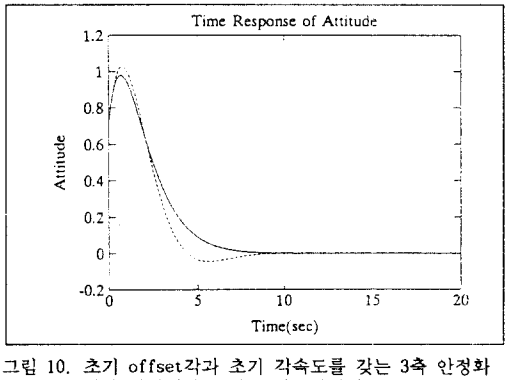

그림 10. 초기 offset각과 초기 각속도를 갖는 3축 안정화 방식 위성체의 응답 특성 (자세각)

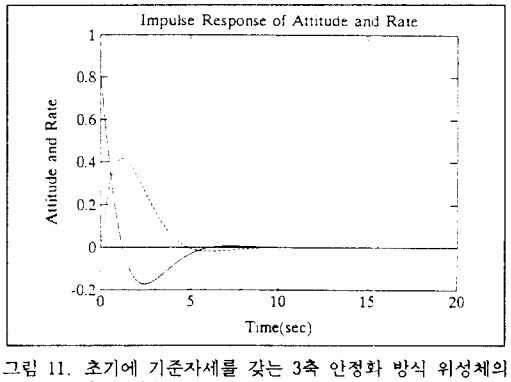

그림 11. 초기에 기준자세를 갖는 3축 안정화 방식 위성체의 충격 반응 (impulse response) 특성

4.2 3축 안정화 시스템의 종류와 구성

전술한 대로 3축 안정화 시스템은 산출된 제어 토크를 제공해주기 위하여 여러가지 조합의 구동장치를 사용하게 된다. 대표적인 구성으로는 모멘텀휠과 추력기의 조합, 모멘텀 휠과 자장토커의 조합, 3개의 추력기의 조합, 3개의 반동력휠(reaction wheel)에 의한 구성등이 있다. 이들 주 구동

장치 외에 비상시 보조기능을 수행하는 보조 구동장치들이 추가되며, 위성체 내에 축적되는 모멘텀을 제거하기 위한 별도의 구동장치도 필요하게 된다.

3축 안정화 방식 위성체의 대표적 모델인 모멘텀 휠 시스템에 대해서 그림 12에 모멘텀 휠을 사용하는 구성도를 보여주고 있다.

(1) 모멘텀 휠과 추력기에 의한 3축 안정화 시스템

- bias momentum 시스템
- 모멘텀 휠에 의한 (pitch) 제어 : PD or PID 제어기
- 추력기 (thrusters)에 의한 yaw & roll 제어 : on-off type switching controller

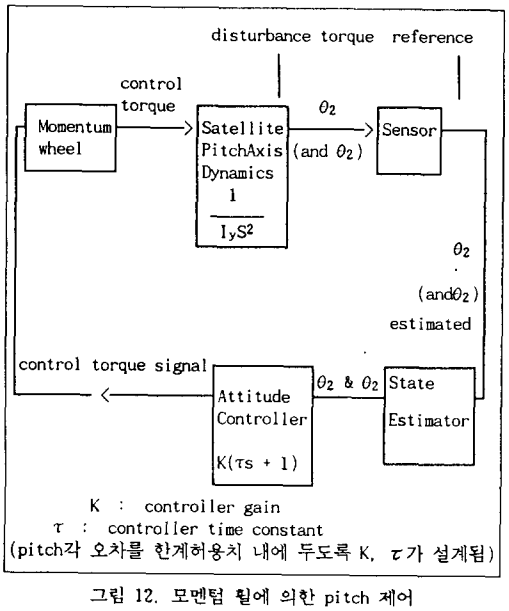

그림 12. 모멘텀 휠에 의한 pitch 제어

4.3 3축 안정화 기법의 요약

구 분	내 용
안정화 논리	위성체 3축의 각각에 대한 구동 토크의 발생에 의한 안정화
안정화 방법	3축 방향 변수(자세각)의 측정과 폐루프 제어 회로에 의한 안정화 및 제어 구동 토크의 이용
구성 component	모멘텀 휠, 반동력휠(reaction wheel), 추력기(thruster), 자장토커(magnetic torquer), 자이로, CMG(Control Moment Gyro 자세센서
장점	안정성, 정밀성 및 기동성 우수, 위성체 형상에 제한을 받지 않음, 대형 태양전지판의 사용이 가능, 3축 제어 가능
단점	크기 및 무게의 증가, 높은 전력이 필요. 많은 구성품 필요, 상대적으로 고가임
용도	통신위성, 정밀 관측위성
지향 정밀도	0.1° ~ 0.005°
기타 특성	상용위성체 안정화 방식의 대부분을 점유
사용위성체 실례	Apollo, Viking, Nimbus, Intelsat III, Satcom

5. 결 론

본 연구에서는 지금까지 개발되어 사용되어오고 있는 인공위성의 자세안정화 기법을 분석하고 대표적인 3가지 기법인 중력경도기법과 스핀안정화 기법, 3축 안정화 기법을 중심으로 각 기법들의 특성과 그 기법들을 적용하는 인공위성의 모델링을 수행하였다. 각 기법들은 시뮤레이션을 통하여 운동특성이 분석되었으며 안정화 기능과 지향성능을 비교 검증하였다. 각 기법들의 요약표에서 보여지는 바와 같이 각 기법들은 제각기 장·단점을 가지고 있으며 앞으로 국내에서 개발되어질 인공위성들의 자세안정화 기술 개발에 활용되도록 하였다.

* 본 연구는 과기처 특정과제 연구지원에 의하여 이루어졌음.

참고문헌

1. B.N. Agrawal, "Design of Geosynchronous Spacecraft," Prentice-Hall, Inc., 1986.
2. P.W. Fortescue and J.P.W.Stark, "Spacecraft Systems Engineering," John & Sons Ltd., 1991.
3. J.R.Wertz and W.J.Larson, "Space Mission Analysis and Design," Kluwer Acad. Pub., 1991.
4. M.D.Griffin, J.R. French, "Space Vechcle Design," AIAA, Inc., 1991.
5. P. R. K. Chetty, "Satellite Technology and Its Applications," Fairchild Space Comp., 2nd ed., 1991.
6. J. R. Wertz, "Spacecraft Attitude Determination and Control," Members of the Technical Staff Attitude System Operation Computer Science Corp., 1986.
7. M.Williamson, "Dictionary of Space Technology," Adam Hilger, 1990.
8. W.L.Morgan, "Communication Satellite Handbook,"
9. A.E.Sabroff, "Advanced Spacecraft Stabilization and Control Technique," Jour. of Spacecraft and Rockets, Vol.5, No. 12, pp. 1377-1393, Dec., 1968.
10. L. Muhlfelder, "Developments in Attitude Control Systems at Astro-Electronics," RCA Technical Communications, 1978.
11. T. R.Kane, R.W.Linkins and D.A.Levinson, "Spacecraft Dynamics," McGraw-Hill Pub. Comp., 1983.
12. P. W. Linkins, "Attitude Stability Criteria for Dual-spin Spacecraft," Jour. of Spacecraft and Rockets, Vol. 12, pp. 1683-1643, Dec., 1968.
13. R.H.Cannon, Jr., "Some Basic Response Relations for Control Techniques," ARS Jour., Jan., 1962.
14. H. J. Dougherty, K. L. Lebsock, and J. J. Rodden, "Attitude Stabilization of Synchronous Communications Satellites Employing Narrow-Beam Antenns," Jour. of Space and Rockets, Vol.8, No.8, pp. 834-841, Aug., 1971.