

인공위성 자세제어용 센서와 구동기

김유단, 방효충*, 김진호**

서울대학교 항공우주공학과, *한국항공우주연구소, **인하대학교 항공우주공학과

1. 서론

인공위성은 지구궤도를 따라 궤도 운동을 하며 방송 통신, 기상관측, 해양관측 등 다양한 임무를 수행하게 된다. 인공위성이 우주에서 원하는 정밀도를 유지하며 다양한 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 궤도상의 위치 및 위성 자체의 자세에 대한 정확한 정보를 필요로 한다. 방송·통신위성의 경우 안테나를 정확한 지점에 지향시켜야 하고 과학위성의 경우 관측장비를 원하는 각도로 지향시켜야 한다. 또한, 여러 가지 환경 적인 외란에 의해 정해진 궤도에서 벗어난 위성을 본 궤도에 위치시키기 위해서 궤도조정을 수행하여야 하며, 궤도조정시 발생하는 외란 효과를 제거하기 위해 자세제어를 동시에 수행하여야 한다. [그림 1]은 인공 위성의 자세제어 및 관련된 인공위성 시스템의 블록선도이다.

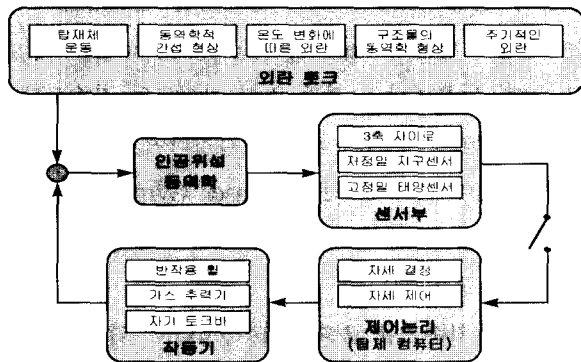


그림 1. 인공위성 자세제어 관련 시스템의 블록선도.

[그림 1] 에서와 같이 인공위성의 자세제어 시스템은 크게 자세 또는 자세 각속도를 감지하는 센서부, 센서 신호를 처리하여 자세를 결정하는 부분, 현재의 자

세를 원하는 자세와 일치시키기 위해 구동기에 명령신호를 생성하는 제어부, 명령신호를 받아 제어력을 발생시키는 구동부로 나누어진다. 여기서 자세 결정부와 구동기 명령신호 생성부의 임무는 탑재컴퓨터(On-Board Computer)에서 수행된다.

본 논문에서는 인공위성의 자세를 측정하는 장치로서 태양센서, 지구수평센서, 자이로스코프, 별센서, 자장계 등의 자세감지장치와 궤도조정 및 자세제어를 하기 위한 모멘텀 휠, 반작용 휠, 가스 제트 추력기 등 각종 구동장치의 기술적 특성에 대해서 검토하고자 한다. 본 논문의 주목적은 최근 국내에서 활발히 추진되고 있는 인공위성 개발 사업관련 위성체와 관련된 일반의 관심을 증대시키고 관련 실무 지식을 소개하고자 하는데 있다.

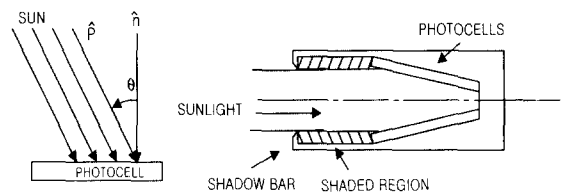


그림 2. 태양센서의 기본 동작 원리 (아날로그 타입).

2. 자세 감지 장치

2.1 태양 센서 (Sun Sensor)

태양센서는 인공위성에 가장 보편적으로 사용되고 있는 센서로서 임의의 자세에서 정해진 다른 자세로의 수정을 요할 때 기준이 되는 위치 데이터를 제공한다. 태양센서는 [그림 2]와 같이 슬릿을 통해서 들어오는 빛을 태양감지소자(photo cell)로 감지한다. 이때 감지

되는 에너지는 바로 태양 입사각의 함수가 되므로 에너지 양으로부터 태양 입사각 즉 태양에 대한 인공위성의 각도를 계산하게 된다. 출력신호에 따라 아날로그, 디지털 태양센서로 나누어지며, 움직이는 부분이 없고 동력소모가 적어서 센서의 설계 및 자세 결정이 간단하다는 장점을 가지고 있다. 측정 정밀도에 따라 Fine 태양센서와 Coarse 태양센서로 분류되기도 한다.

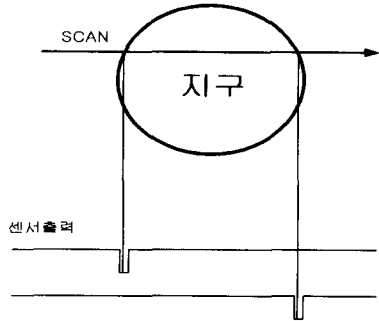


그림 3. 지구수평센서의 작동 원리.

2.2 지구수평센서 (Earth Horizon Sensor)

지구수평센서는 지구에 대한 인공위성의 자세를 직접적으로 결정하는 중요한 자료를 제공하며, [그림 3]과 같이 지구를 횡축으로 스캔(scan)하여 지구에 대한 인공위성의 회전각을 측정하게 된다. 지구의 절대 온도로 인하여 지구 표면은 $14\sim 16\ \mu\text{m}$ 의 뚜렷한 적외선 영역을 나타내며 이러한 적외선 파장을 감지기 및 광학 필터 등을 이용하여 감지하게 된다. 지구를 스캔하면 위성체의 적도면에 대한 각도에 따라서 스캔하는 시간이 달라지므로 이를 이용하여 간접적으로 위성체의 자세를 추정하게 된다.

대부분의 지구수평센서는 Scanning Mechanism, Optical System, Radiation Detector, 그리고 Signal Processing Electronics 등의 4부분으로 구성된다. 통신 위성, 기상위성 등은 보통 $0.05\ \text{deg}$ 에서 arc min ($1/60\ \text{deg}$) 이하의 지향 정확도를 요구하는데, 이는 지구수평센서의 기능을 상회하게 된다. 그러나, 저궤도 지구지향 인공위성은 보통 0.5 에서 $1\ \text{deg}$ 의 정확도를 요구하는 지구수평센서로부터 나오는 오차신호를 이용한 자동 자세제어 시스템을 채택하고 있다. 지구수평센서의 종류는 부착위치나 작동방법에 따라 동체장착센서,

Panoramic Scanner, 휠 장착센서로 구분되기도 하나, 보통 작동원리에 따라 적외선 감지방식과 가시광선 감지방식으로 구분한다. 적외선 감지방식의 경우 밤이나 달 등 dp의 명암계선의 영향을 받지 않으며, 위성체의 햇빛 반사에 민감하지 않은 장점이 있다. 또한 태양이 내는 가시광선이 지구의 3만 배인데 비해 적외선은 4백 배에 불과하여 태양광에 의한 간섭효과가 작다. 가시광선 감지방식의 경우 신호 대 잡음비가 크고, 경제적인 장점이 있다. 지구센서의 정밀도는 저궤도에서 지구대기층의 변화에 의하여 저하되면 상대적으로 정지궤도에서 높은 정밀도를 나타낸다.

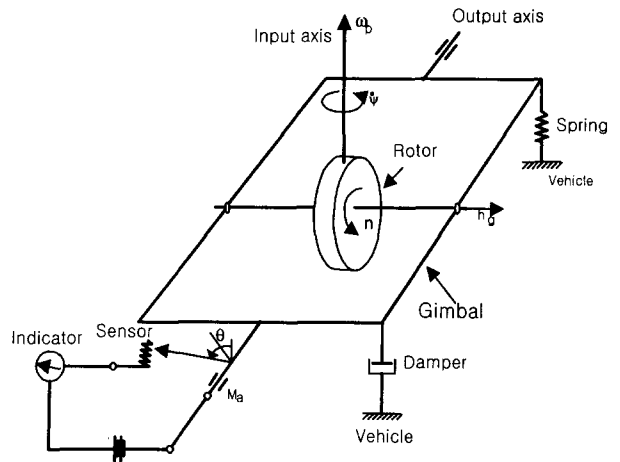


그림 4. 김블과 로터를 이용한 각속도 자이로의 기본 형상도.

2.3 자이로스코프 (Gyroscope)

자이로스코프는 고속으로 회전하는 로터를 사용하여 회전축의 관성좌표계에 대한 상대적인 변위각을 측정하는 기계적 방식의 Rate 자이로, Rate Integrating 자이로 등과, 김블이나 안정판 없이 자이로와 각속도계가 동체에 부착되어 동체의 회전을 감지하며 각속도를 측정하는 링레이저 자이로(Ring Laser Gyroscope), 그리고 광섬유를 사용한 광섬유 자이로(Fiber Optic Gyroscope) 등이 있다.

위성체의 각속도를 정확하게 측정하기 위해서 대표적으로 사용되고 있는 것이 김블(gimbal)형 자이로스코프를 이용한 시스템이다. [그림 4]와 같이 김블에 의해 지지되고 있는 안정판 위에 부착되어 있는 자이로는 기계적인 시스템으로 매우 빠른 속도로 회전하여 자신

의 회전축 방향을 그대로 유지할 수 있는 특성이 있다. [그림 4]에서 제시된 자이로의 출력(θ)은 자이로가 부착된 위성체의 각속도에 비례하게 된다. Rate 자이로는 주로 비선형 효과, Drift, 및 hysteresis 등에 의해 오차가 발생된다. Rate Integrating 자이로는 높은 정밀도와 적은 Drift 효과로 인하여 위성체 자세 측정에 많이 쓰인다. [그림 4]에서 스프링 효과가 없는 형태를 갖게되므로, 자이로 출력이 위성체 각속도의 적분 혹은 각변위(Angular Displacement)에 비례하게 된다.

링레이저 자이로와 광섬유 자이로는 1913년에 발견된 Sagnac 효과를 기초로 하고 있다. [그림 5]와 같이 폐쇄된 삼각형 내부에 두개의 레이저 빔을 서로 반대 방향으로 회전시킨다. 만일 삼각형이 회전을 하고 있지 않다면, 두개의 빔은 동시에 처음의 위치로 되돌아 올 것이다. 그러나 관성공간에 대해 회전하고 있는 삼각형의 경우, 두개의 빔이 처음 지점으로 오는데 걸리는 시간이 일치하지 않게 된다. 이러한 시간의 차이를 슬릿 형태의 광소자(photo cell)를 이용하여 측정하고, 측정된 정보를 이용하여 각속도를 측정하게 된다. 링레이저 자이로와 광섬유 자이로는 김발이나 안정판과 같은 기계적인 장치가 없으므로 구조적으로 간단하고 보수 유지가 용이하며, 기계적인 장치에 의한 오차를 줄임으로써 성능을 향상시킬 수 있다. 그러나 기계적인 장치에 의해 각속도계와 자이로가 항상 일정한 자세를 유지할 수 있었던 것과 동일한 결과를 얻기 위해서 많은 계산이 요구되며, 이는 내장되어 있는 고성능 마이크로 프로세서에 의해 수행되게 된다.

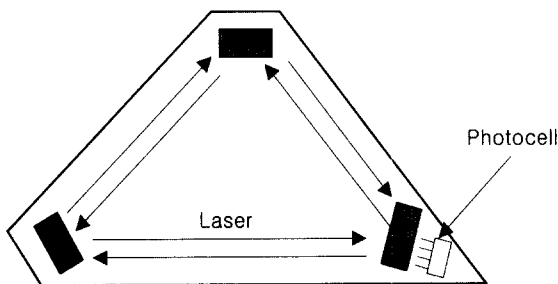


그림 5. 링레이저 자이로의 원리도

2.4 별센서 (Star Sensor)

인공위성의 자세를 결정하기 위해서 별을 관측한 자료를 이용하면 매우 높은 정확도를 보장하는 값을 얻을 수 있다. 3축 자세제어를 수행하는 인공위성의 경우 별센서가 가리켜야 될 지점을 미리 알고 있거나, 또는 해석 프로그램에 의해 새로운 자세에 이를 때마다 대략의 자세를 얻을 수 있어야 한다. 기본적으로 별센서는 위성좌표에서 관측된 별의 좌표축을 Star Catalog로부터 얻은 별의 방향과 비교하여 자세 결정에 필요한 정보를 제공한다. Star Catalog로는 별의 광도를 나타내는 UVB(Ultraviolet, Blue, Visual) 시스템이나 Photographic-Photovisual 시스템이 사용된다. 실제 인공위성의 자세결정을 위해서는 Star Catalog를 필요한 몇 개의 영역(Zone)으로 나누고, 이와 같이 나누어진 여러 개의 Core Catalog로 사용함으로써 시간을 절약할 수 있다.

별센서의 종류로는 별의 탐색과 감지에 인공위성의 회전을 이용하므로, 회전 안정형 위성에 적합한 Star Scanner, 별의 탐색과 감지에 기계적인 운동을 이용하는 Gimbaled Star Tracker, 그리고 제한된 가시영역 내의 별을 정기적으로 탐색 및 추적하는 Fixed Head Star Tracker 등이 있다. 별센서는 이따금씩 비치는 태양 빛이 가장 큰 문제점으로 되어있으며, 별센서의 광학 시스템은 태양 빛, 먼지입자, Jet 분사, 그리고 인공위성에 의해 산란되는 빛에 노출되는 것을 방지하기 위한 가벼운 장치를 포함하고 있다. 그러나 잘 설계된 별센서도 보통 태양각도의 30-60도 안에서는 센서의 작동이 불가능하다.

별센서는 최근 미국의 NRL(Naval Research Laboratory)에서 성공적으로 수행한 달 탐사 인공위성인 Clementine 위성 등 대부분의 정밀 지향 임무를 수행하는 저궤도 위성에 장착되는 추세에 있다. 특히 저궤도에서 지구센서 정밀도의 한계와 자이로를 이용한 IMU(Inertial Measurement Unit)의 Drift 효과를 보정하기 위한 목적으로도 이용되고 있다. 별센서에 대한 단점은 무겁고, 고가이며, 전력의 소비가 심하고, 많은 계산처리를 요한다는 점이다. 최근 빛을 감지하는 CCD

(Charge Couple Device) 소자의 발달로 기존의 감지방식을 개선한 별센서의 개발과 활용이 증가추세에 있다.

2.5 자장계 (Magnetic Sensor)

자장계는 지구자장에 의해 자장계에 여기되는 전력을 측정하여 위성체의 자세정보를 얻게 된다. 자장계는 저렴하다는 장점이 있으나, 정밀도가 낮고 저궤도 위성에만 적용이 가능하다는 단점이 있다. 이는 지구 자기장의 크기가 지구로부터 거리가 멀어질 수로 급격히 감소(거리의 3승에 반비례)하기 때문이다. [그림 6]은

3. 자세 제어 구동 장치

3.1 모멘텀 휠과 반작용 휠 (Momentum Wheel and Reaction Wheel)

모멘텀 휠과 반작용 휠은 모두 고속으로 회전하는 휠을 이용하여 위성체의 자세를 제어한다. 이들은 인공위성의 회전속도를 가변적으로 제어할 때 사용이 가능하며, 빠르고 정확하게 위성의 자세를 제어하거나 안정화시키기가 용이하다는 장점이 있다. 그러나 고속으로 회전하는 부분의 유지와 마찰로 인한 문제가 발생할

구 동 기	성 능 범 위	중 량 범 위 (Kg)	소 비 전 력 (Watts)
Inertial Measurement Unit (자이로 및 기타 장비)	자이로 drift rate: 0.03 deg/hr ~ 1 deg/hr Accelerate Linearity: $1 \sim 5 \times 10^{-6} g/g^2$	3 ~ 25	10 ~ 250
태양 센서	정밀도: 0.005 deg ~ 3 deg	0.5 ~ 2	0 ~ 3
별센서	정밀도 : 1 arc sec ~ 1 arc min	3 ~ 7	5 ~ 10
지구수평 센서: - Scanner - Fixed head	정밀도 : 0.1 deg ~ 1 deg 0.1 deg	2 ~ 5 2.5 ~ 3.5	5 ~ 10 0.3 ~ 5
자장계	정밀도 : 0.5 deg ~ 3 deg	0.6 ~ 1.3	< 1

표 1. 위성체 자세감지장치의 성능특성.

비교적 일반적으로 이용되는 Fluxgate 형식의 자장계의 기본 형상을 나타내고 있다.

이상으로 위성체에 사용되는 자세감지장치에 대해서 검토하여 보았다. [표 1]은 위에서 검토한 자세감지장치의 성능 특성을 정리하였다.

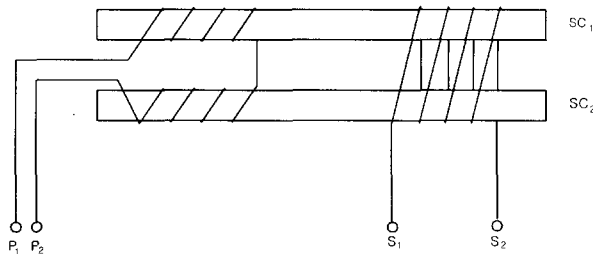


그림 6. Fluxgate 자기장 센서의 기본 작동원리.

수도 있다는 단점이 있어, 2차적으로 전체 각 운동량을 제어할 장치가 요구되기도 한다. 10내지 15년 정도의 수명을 요하는 정지궤도 위성의 경우 휠에 대한 마찰력, 진동, 윤활에 관련한 부분이 특히 문제가 된다. 일반적으로 휠은 진공으로 밀폐된 용기 속에서 회전하고, 회전 원심력을 이용하여 가해지는 미세한 양의 윤활유로 수개월간의 윤활이 가능하도록 특수하게 설계되어 있다.

휠은 회전을 통하여 인공위성의 각 운동량을 전달하거나 흡수하기 위한 장치로써 회전비행이 가능하도록 위성체에 각 모멘텀(Angular Momentum)을 가하게 된다. 모멘텀 휠은 일정한 속도를 유지하며 회전하여, 치우치거나(Biased) 또는 영이 아닌(Nonzero) 모멘텀으로

작동하도록 설계되어 있으며, 인공위성의 고정된 회전축에 대해서 변화하는 모멘텀을 저장하게 된다. 모멘텀 휠이 작동하는 속도범위는 일반적으로 5,000~6,000rpm을 기준으로 약 200rpm 정도를 모듈레이션(modulation) 범위로 정하고 있으며, DC Brushless 모터 방식이 AC 방식에 비하여 많이 이용되고 있다.

반작용 휠은 회전속도가 변화하며, 치우치지 않은(Zero Bias) 상태에서 작동하도록 인공위성의 고정축에 대해서 설계되어 있다. 3축 자세제어를 수행할 때 반작용 휠을 사용하면 연속적으로 정확한 자세제어가 가능하며, 주기적인 외란 토크에 대해 보상이 가능하다는 장점이 있다. 모멘텀 휠을 이용하여 위성체의 자세를 수행할 경우에는 휠 속도의 영역이 제한이 있으므로 정상상태의 휠 속도에 이르면 급격한 휠 속도의 변화를 인위적으로 제한하게 된다. 모멘텀 휠의 경우 회전하는 휠의 회전축을 피봇을 이용하여 회전시켜 자이로스코픽 토크를 발생시키는 방식도 널리 이용되고 있다. 모멘텀 휠의 경우 0.1도 정도, 반작용 휠은 0.01도 정도의 자세지향 정확도를 얻을 수 있다.

3.2 추력기 (Thruster)

가스제트 추력기는 가스제트의 방출에 의한 반작용

을 통해서 힘을 얻고, 질량 중심으로부터 추력기의 모멘트 암과의 곱에 의한 토크를 발생시켜 인공위성을 수평이동 시키거나 회전시킬 수 있도록 하는 작동기이다. 추력기는 일반적으로 임무궤도에서의 위성체 자세 제어, 전이궤도에서의 위성체 회전율(Spin Rate) 제어, 세차운동(Precession) 제어, 모멘텀 휠의 속도 제어, 그리고 궤도수정 등에 사용된다. 가스제트 추력기의 종류로는 5N 이상 고출력을 낼 수 있는 고온 가스제트와 1N 이하의 저출력을 내는 저온 가스제트로 구분된다. 3축 제어를 위한 최소한의 추력기의 수는 12개이지만, 고장 등의 경우를 고려하여 15개 정도를 장착하고 있다.

추력기는 추진 연료만을 사용하는 Monopropellant 방식과 추진 연료와 산화제를 함께 사용하는 Bipropellant 방식이 있는데, 일반적으로 Bipropellant 방식이 높은 효율을 나타낸다. 또한, 연료를 산화시키지 않고 자체의 압력만으로 추진하는 Cold gas 방식이 있는데, 이 경우 가스로는 질소나 암모니아 등을 이용한다.

[그림 7]은 인공위성의 전형적인 추력기 시스템의 개념도를 보여주고 있다. 추력기의 온도나 연료탱크의 압력 등은 원격측정(Telemetry) 장치를 통하여 지상 관제소로 연속적으로 송신되어 운용 정보로서 이용된다. 추

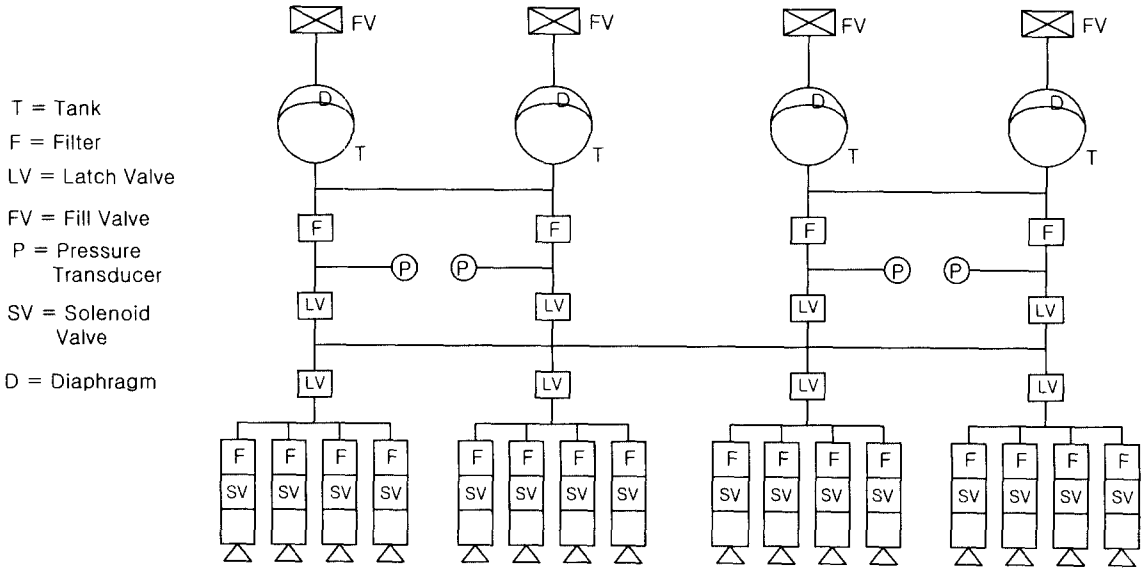


그림 7. 인공위성용 추력기 모듈.

력을 사용하여 자세를 제어하는 경우 0.1도 정도의 정확도를 얻을 수 있으며 빠른 기동을 수행할 수 있다는 장점을 있으나, 탑재 연료를 사용하므로 소모성이고 고가의 장비라는 단점을 갖는다. 대부분 위성의 경우 제한된 탑재 연료량이 위성의 수명을 결정하는 가장 주된 요인이 된다.

3.3 자장 토커 (Magnetic Torquer)

자장 토커는 [그림 8]과 같이 코일로 감겨진 원통형 봉이다. 자장 토커는 기준축으로부터 비틀어진 각도에 위치할 경우, 자기쌍극자 모멘트(Dipole Moment)를 발생시켜 지구의 자기장과 상호 작용하여 제어 토크를 발생시켜 위성체를 회전시키는 장치이다. 자장 토커는 가볍고 저렴한 반면, 반응이 느리고 정확도가 1-2도 정도로 다른 작동기에 비해서 성능이 뒤지며, 주로 저궤도에서만 사용이 가능하다는 단점이 있다. 정지궤도 위성의 경우 발생 토크가 적어서 효과가 상대적으로 감소된다. 예를 들면 자장 토커를 이용하여 0.1도의 오차를 제거하는데 하루정도의 시간이 걸리는 경우도 있다. 자장 토커의 주 역할은 위성체에 작용하는 잔여 Bias 토크를 제거하고 우주환경으로부터 야기되는 외부 교란 토크를 제어하는 것이다. 또한 반작용 휠의 각 운동량을 제거할 때, 반대 부호의 모멘텀을 발생시켜 모멘텀 덤핑(Dumping)에 이용되기도 한다

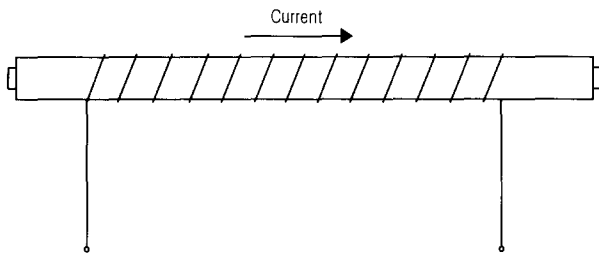


그림 8. 자장 토커의 기본 형상.

3.4 뉴테이션 댐퍼(Nutation Damper)

뉴테이션 댐퍼는 위성체가 회전운동을 할 때 회전축에 대해 발생하는 동적인 불균형(Dynamic Unbalance)을 제거하기 위한 수동적인 장비이다. 위성체가 발사체로부터 분리되어 회전상태에 돌입하게 될 때 분리순간의 오차에 의하여 위성체가 순수한 회전운동의 아닌

장동(Nutation) 운동을 일으킬 경우, 이를 제거하여 순수한 회전운동에 돌입하게 하는 역할을 수행한다. 뉴테이션 댐퍼는 근본적으로 장동운동으로 생성된 회전 에너지를 소산(Dissipation)시킴으로써 회전 안정을 유지하게 된다. [그림 9]는 뉴테이션 댐퍼의 형상 및 장동 운동을 제어하는 기능을 도식적으로 표현하였다. 뉴테이션 댐퍼의 형태는 기하학적 형상에 따라서 튜브형, 원형, 스프링형 등으로 분리되며 대개 내부는 수은(Mercury)으로 채워져 있다.

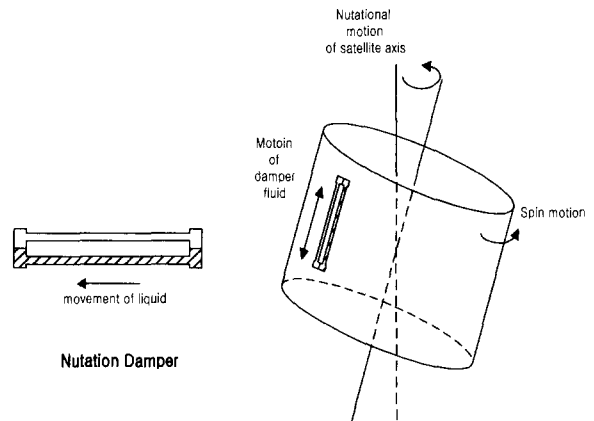


그림 9. 뉴테이션 댐퍼의 형상도 및 뉴테이션 운동 제어.

4. 맺음말

인공위성의 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 위성체의 궤도 및 자세제어 시스템이 필수적이다. 위성체의 궤도 및 자세제어의 성능이 좋을수록 위성체의 임무수행 효율이 증가하게 된다. 자세제어를 수행하기 위해서는 위성체의 자세를 측정하는 것이 선행되어야 하며, 기준 값에 대해 오차가 있을 경우 다양한 작동기를 이용하여 자세를 수정하게 된다. 본 논문에서는 인공위성의 궤도 및 자세제어 시스템의 기본 하드웨어인 자세감지장치와 구동장치에 대한 특성을 개략적으로 검토하였다. 이러한 장치들의 일반적 특성은 고가이며 또한 열악한 궤도환경 아래에서 오랜 시간동안 성능을 발휘하기 위한 높은 신뢰도를 보유하고 있다는 사실이다. 향후 국내의 인공위성 개발 사업이 계속될 것이 예상되므로 이와 관련한 자세제어 장치들에 대한 연구

및 궁극적인 국산화 노력이 계속되어야 할 것이다. 이러한 노력은 기타의 산업 분야에도 파급효과가 지대할 것으로 예상된다.

참고문헌

[1] Wertz, J.R., Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel Publishing Company, Holland, 1980.

[2] Kaplan, H.H., Modern Spacecraft Dynamics and Control, John Wiley & Sons, New York, 1976.

[3] Chetty, P.R.K., Satellite Technology and Its Applications, TAB Professional and Reference Books, Blue Ridge Summit, PA, 1991.

[4] Chobotov, V.A., Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1991.

[5] Hughes, P.C., Spacecraft Attitude Dynamics, John Wiley & Sons, U.S.A., 1986.

저자소개

김 유 단

1983년 서울대학교 공과대학 항공공학(학사).
 1985년 서울대학교 공과대학 항공공학(석사).
 1990년 미국 Texas A&M University 항공우주공학(박사).
 1990년-1991년 미국 Texas A&M University 연구원.
 1992년-현재 서울대학교 공과대학 항공우주공학과 부교수.

<관심분야>

- 위성체 자세제어 시스템 설계, 항공기 및 발사체 제어시스템 설계.
- 비행체 궤적최적화, 유연구조물 진동제어, 제어이론.

방 효 충

1985년 서울대학교 공과대학 항공공학(학사).
 1987년 서울대학교 공과대학 항공공학(석사).
 1992년 미국 Texas A&M University 항공우주공학(박사).

1992년-1994년 미국 Naval Postgraduate School
 항공우주공학과 (연구)조교수.

1995년-현재 한국항공우주연구소 무궁화위성그룹
 선임연구원.

<관심분야>

- 위성체 자세제어 시스템 설계, 정지궤도위성 임무 설계/해석.
- 제어이론, 위성체 자세역학, 위성체 탑재용 센서 및 구동기 설계.

김 진 호

1982년 인하대학교 공과대학 항공공학(학사).
 1985년 The Pennsylvania State University, 항공우주공학(석사).
 1990년 미국 Univ. of Illinois at Urbana-Champaign, 항공우주공학(박사).
 1990년 US Army CERL 연구원.
 1991년 US Navy NSWC at White Oak 연구원.
 1991년-1993년 Fairchild Space and Defence Corp. 선임연구원.
 1993년-현재 인하대학교 공과대학 항공우주공학과 조교수.

<관심분야>

- 위성체 자세제어 시스템 설계, 미사일 성능평가.
- 비선형 제어이론, 적응 제어이론.

- 담당 편집위원 : 김 유 단 교수
 (서울대학교 항공우주공학과) -