

인공 위성체의 자세제어

金炳辰, 朴東祚*

韓國科學技術院 人工衛星研究센터,
電氣 및 電子工學科*

I. 서론

인류의 역사가 시작된 이래 인간은 언제나 우주에 대한 깊은 동경과 경외심을 가지며 살아왔다. 그러나, 20세기 초반 부터 여러 사람들이 신비로만 여겼던 우주를 탐험하고 개척해 볼 야망을 가지기 시작했고, 과학기술의 발전에 힘입어 1950년대 말에는 소련의 Sputnik 1의 발사로 우주개발 시대의 새로운 장을 열게 되었다.

초기의 우주개발에서는 우주에 대한 단순한 호기심이 주목적이었으나, 최근에는 통신, 기상, 자원탐사 등의 평화적인 목적 뿐만 아니라 군사적 목적에 이르기까지 그 적용 범위가 대단히 광범위 해지고 있다. 우리나라에서도 과거에는 인공위성 개발에 관심을 두지 못했으나 국제간의 경쟁사회에서 인공위성 확보가 중요한 국가적인 정책목표가 됨에 따라 현재 활발한 연구가 진행되어 가고 있다.

그런데 위성체의 생명과 직결되는 문제를 다루는 위성체 제어는 위성체의 자세를 원하는 형태로 유지하여 위성의 기능들을 정상적으로 동작시키기 위한 가장 기본적인 토대가 되는 작업으로 우주공학에 있어서의 성공의 관건이 되는 기술이다. 이 글에서는 기본적인 인공위성의 환경, 궤도, 구조, 센서류 및 위성체의 자세유지 방법에 대해서 논하고자 한다.

II. 우주의 환경과 외란

우주는 지상에서 미처 생각치 못했던 여러가지 특수한 환경이 존재하고 외란이 발생한다. 무중력, 진공, 방사선, 태양풍 등은 그 대표적인 예로써 위성체의 설계시 반드시 고려해야 할 요소이다. 위성체의 자세제어를 위해서 우선 우주환경의 특성과 위

성체 자세에 대한 외란의 종류에 대해서 알아보도록 한다.

인공위성이 선회하고 있는 우주공간에서는 기체의 밀도가 지상보다 매우 낮기 때문에 특별한 고려가 필요하다. 보통 10^{-13} mmHg에서 10^{-6} mmHg 정도의 압력이 매우 낮은 우주환경 때문에 여러가지 문제가 발생한다. 특히 각 부품에 사용되는 재료가 낮은 압력하에서 팽창 또는 증발하는 특성을 가지게 되는 경우에는 심각한 문제가 야기될 수도 있다. 전자부품으로 부터의 가스 방출이나, 기계적 접합부분에서의 윤활유의 증발현상으로 인한 수명단축은 때로는 치명적인 고장을 일으킬 수 있는 원인이 되기도 한다. 따라서, 위성체를 발사하기 전에는 반드시 진공조에서 가스를 뽑아내거나 코딩을 통해 이러한 현상을 방지하는 처리 과정을 거쳐야 한다. 이밖에도 고전압 방전이 쉬운 진공에서의 기체방전도 우주환경에서 고려해야될 또 하나의 문제이다.

한편 우주공간에서는 반 알렌 대(Van Allen Belt)와 같은 외부 방사선을 막아 줄 수 있는 보호막이 존재하지 않기 때문에 여러가지 문제가 발생한다. 방사선에는 위성체 자체에 압력을 주어 자세제어에 직접적으로 영향을 주는 태양풍이 있는가하면 위성체의 부품에 영향을 주어 내부 고장을 일으키게 하는 것들도 있다. 태양풍은 위성체가 대형화 할수록 그 영향이 커져서 위성의 자세유지에 큰 영향을 준다. 그리고, 전자와의 충돌에 의해서 MOS같은 기억소자의 기억상태를 바꾸어 정보의 전이가 생기기도 한다. 양자나 α 선의 충돌로 반도체 소자의 구조가 영구적으로 변형 또는 파괴되기도 하고 자외선의 영향으로 재료의 화학적 변형이 발생하기도 한다. 7년마다 한번씩 발생하는 태양 플레어에 의해 태양전지의

발전효율이 갑자기 10~20% 저하되는 현상이 일어나서 위성체의 전력 시스템에 영향을 주기도 한다.

우주공간에서의 평균온도는 절대 영도에 가깝다. 반면 태양과 지구등의 천체로부터 방사되는 열은 그 에너지가 매우 높기 때문에 위성체의 자세에 따라 열을 흡수하는 쪽과 그 반대쪽의 온도차가 보통 200°K 이상이 된다. 이러한 온도 조건 하에서 반도체 소자들이 정상 동작 범위내에서 동작하려는 능동적인 열제어 방법으로 열적 균형을 맞추는 것이 필요하다.

또한 우주 먼지나 운석 또는 다른 위성과의 충돌도 위성의 수명을 단축시키는 다른 하나의 원인이 된다. 실질적으로 심각한 영향을 주는 충돌 확률은 극히 적다고 알려져 있으나, 무시할 수 만은 없는 중요한 외란이 된다.

저궤도 위성에서 지자기의 영향은 외란으로 작용하기도 하지만, 소형 위성에서는 자세제어를 하는 수단으로 쓰이기도 한다. 자장의 크기는 지구 중심에서의 거리의 세제곱에 반비례하기 때문에 지자기는 고궤도 위성에서는 외란으로 작용할 뿐 제어수단으로는 거의 쓰이고 있지 않다. 지구 뿐만 아니라 태양이나 다른 천체의 영향으로 위성의 궤도 경사각이 주기적인 변화를 하며 그 변화 속도도 시간마다 다르게 되어 위치제어를 요할 때는 변화 속도가 가장 작은 시기를 예측하여 행하는 것이 연료 사용효율을 높이는 데 도움이 된다.

고도가 200Km 이하인 저궤도 위성은 초고층 대기의 영향으로 시간이 갈 수록 궤도 반지름이 저하되는 현상을 나타낸다. 능동적인 추진능력을 가진 위성이 아닌 경우에는 일단 저하된 고도를 복구할 수 없기 때문에 점점 지구로 추락해서 위성의 수명을 마감하게 된다.

이렇듯 우주라는 특수한 환경은 지상과는 매우 상이하기 때문에 위성체 설계시 고려되어야 할 사항들이 일반적인 상식과는 조금 다르게 된다. 일단 발사된 위성은 인간이 직접 고장을 진단, 수리 할 수 없기 때문에 각 부품들은 위에서 언급한 여러가지 악조건 속에서도 높은 신뢰도를 가지고 동작하여야 한다. 그러므로, 우주공학용 반도체 부품과 상용의 부품과는 규격부터 다르게 되어 있다. 시스템의 전체적인 구조도 용장(redundant)구조로 전체적인 신뢰도를 높이는 형태로 설계된다. 위성체의 전력 시스템도 효율이 매우 높은 태양전지를 쓰는 것은 물론 전력소모를 최소화 하기 위한 특수한 구조로 설계해

야 한다.

III. 인공 위성체의 종류

인공위성의 설계는 목적과 임무를 따라서 구조와 시스템에 있어서 큰 차이를 가지고 있다. 그러므로 주어진 임무를 정확히 설정하고 시스템의 요구 규격과 신뢰도를 결정하는 것은 경제적인 측면에서 매우 중요한 일이 된다. 위성에 쓰이는 부품들은 대체로 고도의 정밀도를 요하는 것이 많기 때문에 주어진 임무에 가장 적합하고 저렴한 부품을 사용하는 것은 매우 중요한 설계 과정이 된다. 따라서 위성의 목적과 종류를 알아보는 것은 위성체의 여러가지 자세제어 알고리즘을 이해 하는데 도움이 된다.

먼저 현재 가장 많이 사용되고 있는 통신위성은 크게 고정위성 업무용과 이동성 업무용으로 크게 나눌 수 있다. 고정위성 업무용(fixed satellite service : FSS)은 주로 INTELSAT계의 위성들로서 정지궤도(약 36,000Km 상공)상에 위치하며 국가와 국가간의 통신등 주로 국가 상호간의 평화적 통신 수단으로 쓰이는 상업용 위성이다. 이러한 위성들은 대체적으로 고출력 대형으로 위성체 자체가 상당한 정도의 자기제어 능력을 보유하고 있다. 특정한 국가가 보유하고 있는 통신위성에는 자국의 방송을 위하여 직접 방송 업무(direct broadcasting service : DBS)를 수행하는 것이 일반적인 추세이다. 모든 통신위성이 반드시 정지궤도만을 사용하는 것은 아니지만은 정지궤도 위성이 가지는 여러가지 장점에 선호의 대상이 되고 있다. 그러나 정지궤도 상에 올릴 수 있는 위성의 수가 제한되어 있으므로 각 국가마다 사용할 수 있는 궤도 공간 할당의 수가 한정되어 있다. 이동위성 업무용(mobile satellite service : MSS)에는 INMARSAT계의 위성들이 속하는데 지구국이 움직인다는 특성 때문에 도플러 효과등이 발생하여 신호처리에 난점을 가지고 있다는 것이 고정위성 업무용과 가장 큰 차이점이다. 통신 대상체가 항공기, 선박, 자동차등 다양하기 때문에 통신 장비 설계에 난점이 많은 시스템이다.

통신 뿐만 아니라 지구 자체의 관측을 위해서도 기상위성이나 자원탐사용 위성이 많이 개발 되어지고 있다. 일기예보에서 흔히 볼 수 있는 영상화면은 기상 위성으로 부터 수신한 것으로 일본의 GMS 위성 및 NOAA 위성의 자료는 한국에서 수신할 수 있다. 자원 탐사용 위성은 지금까지 많은 실적을 보여 앞으로의 기술개발이 활발히 이루어질 것으로 기대되

고 있다. LANDSAT 위성은 해류, 지하자원 탐사, 곡물수확 예측등의 임무를 수행하는데, 이러한 목적의 위성은 원격 탐지기술의 개발을 필수적으로 요구하고 있다.

과학적 실험을 목적으로 하는 과학 위성은 처음의 국가주도적 개발에서 벗어나 대학이나 기타 연구 기관에 의해서도 활발히 연구 개발되고 있다. 소형 과학위성은 저렴한 가격을 가지고도 제작 실험을 할 수 있기 때문에 민간에서도 많이 제작되고 있다. OSCAR 같은 위성은 아마츄어 위성으로 HAM 통신에도 이용되고 있다.

우주 공학 기술이 모든 기술을 선도한다고 하는 주지의 사실이 군사 기술 분야에서도 예외는 아니다. 몇년전에 논란의 대상이 되었던 별들의 전쟁 계획은 군사용 기술이 우주공학에 있어서 얼마나 발전되어 있는가를 나타내어 주는 좋은 척도가 될 것이다. 군사용 위성은 그 통신 대상과 주변 상황이 다양하고 복잡한 환경아래에서 사용되어지므로 고려해야될 요소가 가장 많고 복잡한 형태를 가지게 된다. 스파이 위성같은 군사용 위성은 주로 국가적 군사기밀로 되어 있기 때문에 그 존재가 공개되고 있지 않아 양적, 질적 파악이 어렵다.

1960년대 말에 있었던 아폴로 11호의 달 탐사등으로 우주공학을 주도 했었던 우주탐사 분야는 현재는 열기가 다소 식었으나 보이저 2호의 최근 업적과 허블 망원경의 실험 성공등으로 다시 각광을 받고 있다. 특히 지구에서 멀리 떨어진 우주를 탐사하기 위한 위성에는 태양 전지 대신 원자력을 이용한 전력 공급체계도 사용 되어지고 있는데, 이러한 기술은 앞으로 연구의 여지가 많은 개척분야로 여겨지고 있다. 2000년대에는 우주 식민지나 우주 발전소, 우주 정거장등이 새로운 개척 분야로 등장할 것으로 기대되고 있다.

IV. 위성체의 궤도

위성체를 원하는 궤도에 올려 놓기 위해서는 로켓등의 발사체에 직접 실어서 올리는 방법과 우주왕복선을 이용한 간접적인 방법이 있다. 전자의 방법을 이용할 때 위성의 임무에 따라 위성이 발사체에서 분리되는 위치와 초기 속도가 크게 달라지게 된다. 지상에서 발사대에 고정되어 있던 발사체는 추진력이 자체 중량의 1.5배가 넘을때 움직이기 시작하여 고도 30~50m에서 미리 계산된 최적화 궤도로

접근해 간다. 최적화 궤도는 지구 중력 영향의 20% 정도에 달하는 대기저항을 최소화 하여 연료 소모량을 가장 적게 하기 위해 계획된 궤도이다. 위성체가 음속 돌파시 받는 충격이나 로켓으로 부터 분리 될때 받는 충격등을 견디기 위해서 위성체는 지상에서 많은 종류의 충격 실험과 진동 실험을 거쳐 발사대에 오르게 된다.

발사체가 지구중력을 극복하기 위한 탈출속도 11.19Km/sec를 기준으로 위성체의 대기권 분리 속도의 크기에 의해 원, 타원, 포물선 및 쌍곡선등 위성의 향후 궤도가 결정되어 특별한 능동적인 제어 수단이 없는 한 계속 처음의 궤도를 돌아야 하기 때문에 처음의 발사에서 분리까지의 단계가 매우 중요한 과정이 된다. 궤도의 기하학적 형태는 위성의 임무에 따라 결정되는데 일반적으로 고궤도나 우주 탐사용 위성일수록 궤도 진입과정이 복잡하다.

가장 대표적인 예인 통신위성의 경우에는 그림1에서와 같은 다음 몇차례의 복잡한 단계를 거쳐 정상 궤도에 진입하게 된다. 발사체에서 분리된 위성체는 약 고도 200Km 정도의 임시궤도(parking orbit) 상에서 하루 정도 원운동을 하다가 타원운동을 하는 천이궤도(transfer orbit)로 옮겨가고 다시 위성체에 있는 원지점 모터를 이용해 표류궤도(drift orbit)로 이동한 후 수심일이 소요되는 일련의 제어 과정을 통해 안정화된 약 36,000Km 고도의 정지궤도(geosynchronous orbit)에 진입하는 여러 단계를 거쳐야 한다.

이밖에도 지구 주위를 도는 위성의 궤도에는 여러 가지 종류가 있다. 우선 지구의 자전 주기와 위성의 지구 공전주기가 같고 위성이 적도 상공에 위치하여 지상에서는 항상 정지해 있는 것처럼 보이는 정지위성에 대해서는 앞에서 살펴보았고 이와 유사한 지구 동기궤도 위성은 위성이 적도 상공위에 존재하지 않

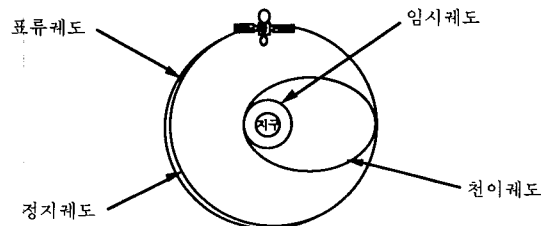


그림 1. 정지 궤도 위성의 궤도 진입과정

고 지구의 자전주기와 자신의 공전 주기가 같은 특성을 가진다. 특히 소련과 같이 극지방 근처에 위치하는 지역에서는 정지위성을 이용한 통신에 어려움이 있으므로 적도평면과 위성의 궤도평면 사이에 경사각을 두고 세개 정도의 위성을 동시에 운용하여 통신에 쓰는 경사궤도 위성도 있다. 과학용 위성인 경우에는 태양과 위성 궤도면이 항상 일정한 각을 이루며 회전하는 태양동기 궤도 위성이 쓰이고 있다.

V. 위성체의 Subsystem

위성체는 여러가지 독립적인 부분들의 상호 결합으로 이루어져 있는데 위성의 임무에 따라 약간씩의 차이점이 있기는 하지만 일반적으로 위성은 그림 2와 같은 세부 구조를 가지고 있다.

지상과 신호를 주고 받기 위한 통신 기기는 안테나와 트랜스폰더로 구성되어 있다. 원하는 전파방사 패턴에 의해 안테나의 크기 및 종류가 결정 되는데 통신위성의 경우에는 인접위성이나 지구국 사이의 간섭문제로 국제적인 규정이 엄격하여 설계시 주의하여야 국가간의 문제를 일으키지 않는다. 위성 통신에서는 일반적으로 송신 주파수와 수신 주파수를 달리하여 사용하는데 트랜스폰더는 그러한 기능을 해주는 장치로서 TWTA(traveling wave tube amplifier), 스위칭 멀티플렉서등을 포함한다. 특히 TWTA는 위성의 수명을 결정하는 중요 요소 중의 하나이므로 다양한 형태의 용장 구조를 사용하여 시스템 전체의 가용도를 높이도록 설계한다.

정 명령(command)을 보내서 위성자체 내부에서 해결할 수 없는 문제를 지상에서의 명령으로 처리하거나, 특별한 임무를 수행하도록 만들때 사용한다. 추적(tracking) 시스템까지를 포함하여 총체적으로 TT&C(tracking telemetry & command)라고 하는 세부 시스템을 이루고 있다.

외부 온도 환경의 변화가 심한 우주에서는 위성체 내부 기기의 정상적인 동작을 위해서 열변화의 영향을 최소로 조절하는 열제어가 필요하다. 발열이 많은 TWTA 등은 태양광을 적게 받는 장소에 위치시키고, 연료탱크와 같은 사용온도 범위가 좁은 기기는 히이터등의 발열기를 달아 정상적으로 동작하도록 한다.

위성의 전력 체계는 대부분 태양 에너지를 이용한 태양전지를 사용하고 있는데 위성의 위치 및 자세 그리고 계절변화에 따라 발생할 수 있는 전력의 양이 큰 차이를 보이므로 출력은 대부분 선트 레귤레이터에 의해 제어된다. 그런데, 태양 전지는 열, 방사선의 영향으로 그 효율이 시간과 더불어 감소하는데 어느 한계에 달하면 전체 시스템의 총 요구 전력을 감당 할 수 없어 위성의 수명을 다하게 된다. 식기간(蝕期間)에는 태양전지를 사용할 수 없으므로 Ni-Cd전지등이 사용되어 연속적인 동작을 할 수 있도록 도와 주고 있다.

그 밖에도 그림 2에서와 같은 추진체 및 구조체 등의 세부 구조가 있으나 자세한 설명은 생략하고 이 글의 주된 목적인 자세제어에 대해서 다음절 부터 본격적으로 언급하고자 한다.

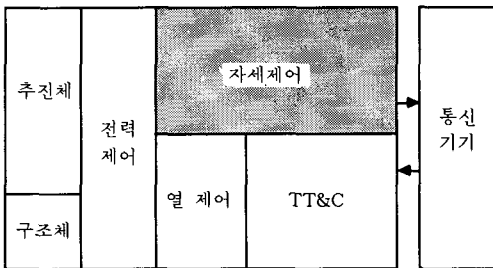


그림 2. 위성 시스템 구성도

위성체는 실제 사용자가 있는 지점과 아주 먼 위치에 자리하고 있으므로 위성내부의 기기상태나 주변 우주환경을 사람이 직접 알 수 없으므로 원격 계측 장치(telemetry)가 필요하다. 그리고, 지상에서 특

VI. 위성체의 자세제어에 쓰이는 센서

위성체의 자세제어는 그림 3에서와 같이 pitch, roll, yaw의 세가지 방향의 제어를 목표로 하고 있다. (그림 3은 정지궤도 위성의 경우인데 yaw축은 지구중심 방향, roll축은 위성의 진행 방향, pitch축은 궤도면에 수직을 이루는 방향으로 정의하며 일반적인 위성의 궤도에 대해서도 적용 될 수 있다.) 일단 궤도에 오른 위성은 지구에 대한 위성의 위치 보다는 위 세축의 올바른 방향유지에 목적을 두고 있다. 그러나 제어에서는 반드시 기준 신호와 현재의 상태를 얻기 위한 계측이 필요하므로 위성체의 자세제어를 위해서 우선 위성체에 장착된 센서의 종류와 그 특징들에 대해서 알아보도록 한다.

그림 2의 자세 제어부를 자세히 그린 것이 그림 4

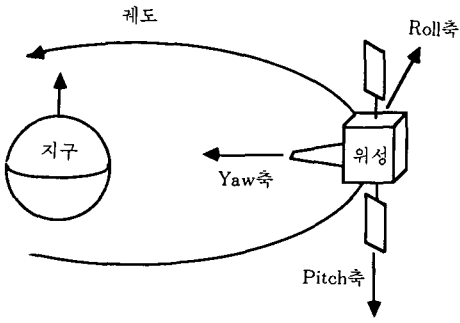


그림 3. 정지 궤도 위성의 좌표계

이다. 모든 종류의 위성들이 이 그림상에 있는 모든 종류의 센서나 토크 발생 장치를 가지고 있는 것은 아니다. 위성의 목적이나 임무에 따라서 어떤 것은 불필요 하거나 또 새로운 종류를 요구하기도 한다. 그러나 그림 4의 구조는 일반적으로 쓰이는 대부분의 기기들을 나타내고 있다.

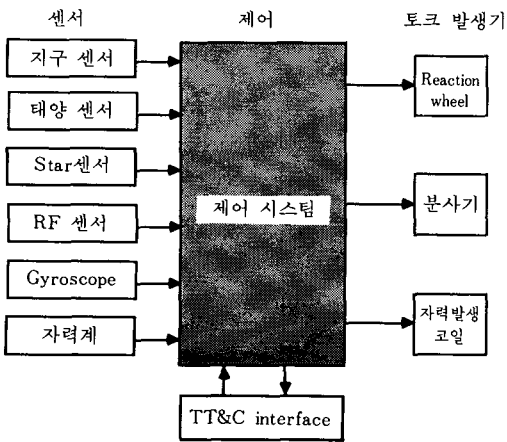


그림 4. 자세제어 세부 시스템의 구조

우선 가장 이해하기 쉬운 태양 센서에 대해 알아보도록 한다. 태양은 다른 모든 외부 신호원 중에서 가장 강력하고 변화가 적기 때문에 위성체가 적은 전력으로도 쉽게 신호를 처리할 수 있어 위성체의 제어에서 뿐만아니라 위성의 태양전지판 위치 제어에도 많이 이용된다. 태양센서는 단순히 태양 전지를 변형시킨 형태에 불과한데 간단히 태양의 존재만을

감출하는 태양검출 센서를 비롯하여 위성체에 대해 입사하는 태양광의 각도를 아날로그 또는 직접 디지털로 바꾸어 주는 센서도 있다. 태양 검출 센서는 프리즘등의 광학기를 이용해서 센서의 시각안에 태양이 들어오면 계단파의 출력을 내는 센서로서의 다른 기기의 보호나 동작을 위해서 쓰인다. 아날로그 태양 센서는 태양 전지에 입사하는 광자의 양이 태양과 센서와의 각도에 의해 결정되고 그에 따라 회로의 출력 전류도 달라진다는 성질을 이용한 것으로 코사인 검출기라고도 불리워 진다. 디지털 태양 센서는 슬릿을 통과한 태양광이 미리 부호화하여 평면상에 배열된 태양 전지들에 의해 그 각도가 신호 처리 과정을 거치지 않고 직접 디지털 신호로 바뀌게 설계된 센서이다. 그림 5는 디지털 태양 센서의 내부 태양 전지 배열을 GRAY 코드로 하였을 경우의 그림으로 MSB는 입사각의 부호를 나타낸다.

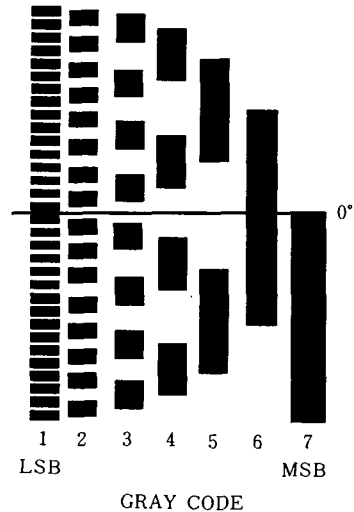


그림 5. 디지털 태양센서의 내부 배열

어떤 종류의 인공위성이든 모두 지구를 기준으로 하여 운용되고 있으므로 위성의 자세를 결정하는데 있어서 위성에서 바라본 지구의 정확한 모습을 감지한다는 것은 매우 중요한 일이다. 지구는 항상 290°K 정도의 일정한 온도를 유지하고 있고 위성이 지구에서 매우 가까운 곳에 위치하고 있으므로 위성에 대해서는 태양 다음 가는 북사원으로 작용한다.

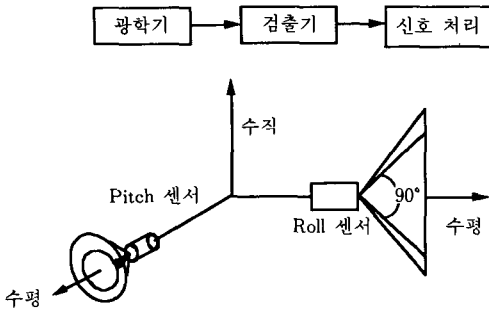


그림 6. 적외선 수평 센서

스테판 볼츠만의 법칙에 의해 복사체의 온도와 복사체의 최대 파장 사이에 특별한 관계가 있으므로 지구 복사 파장의 공간에서의 변화를 검출하면 지구와 우주 공간 사이의 경계면을 결정할 수 있다. 그림 6이 적외선 수평 센서의 블록 다이어그램인데, 센서가 한순간에 검출할 수 있는 지역이 한정되어 있으므로 회전하는 프리즘과 렌즈를 이용하여 시야(field of view :FOV)를 원하는 크기 만큼 확장시켜 지구의 모습이 충분히 들어 올 수 있도록 조절할 수 있다. 프리즘의 순간적인 창(window)의 크기는 $1^\circ \times 1^\circ$ 의 해상도를 가지고 있으며 Ge 렌즈를 사용하고 코팅을 통해 원하는 파장만 통과 할 수 있도록 필터링한다. 신호처리부는 LNA(low noise amplifier)를 사용하여 매우 민감한 증폭을 한다. 센서 작용을 하는 소자는 thermistor의 일종인 bolometer를 쓴다. 동서 방향과 남북 방향 두개의 센서를 써서 yaw축과 지구의 중심이 이루는 각을 감지할 수도 있는데, 그림 6에서와 같은 움직이는 기계요소가 때로는 고장을 일으키는 원인으로 작용 할 수 있다. 그림 7은 시간에 따른 센서의 전기신호 출력을 나타내는데 T_w 가 지구가 감지된 경계영역을 나타낸다. 그림에서 보듯이 경계가 명확하지 못한 것은 지구대기의 영향이나 다른 천체로부터의 간섭으로 적외선 파장이 수시로 변하기 때문이다.

Star 센서는 가장 정밀하고 정확한 센서로서 고가의 제품이며 전력 소비가 크고 무겁기 때문에 대형 위성에서 주로 쓰인다. 센서 내부 자체에 독립적인 신호 처리능력까지 가지고 있는 Star 센서는 그림 8에서 보듯이 광학기와 전자 기기로 구성된다. 별에서 들어온 미약한 신호를 렌즈와 망선(reticle)을 통과시켜 광증폭기에서 증폭해 신호처리 과정으로 넘긴다. 그림 8에서는 위성체 자체가 회전하는 위

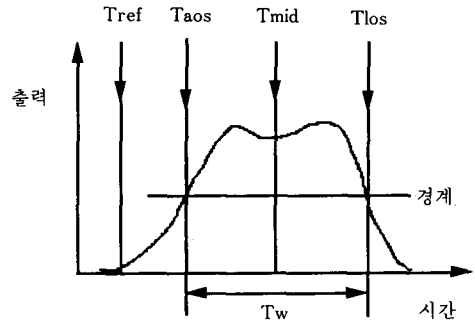


그림 7. 지구 수평 적외선 센서의 전기 신호 출력

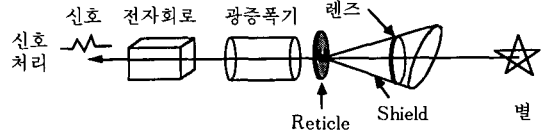


그림 8. V 슬릿 Star 센서의 블록 다이어그램

성에서 쓰이는 고정식 센서로서 위성체가 회전하지 않는 3축 방식에서는 시야를 넓히기 위해서 광학기에 부가적인 기계 또는 전자적 장치가 필요하다. 앞에서의 지구 센서와 같이 이러한 종류의 천체 신호는 그 경계가 불확실하기 때문에 미리 설정되어 있는 경계치와 비교하여 별의 존재와 밝기가 결정되면 Star 센서 내부에 내장되어 있는 북극성과 같이 밝은 항등성인 별들의 별지도와 비교하여 위성의 현재 자세를 결정하게 된다.

자기측정기(magnetometer)는 위성체에서 가장 일반적으로 쓰는 센서이고 자기측정치는 벡터양으로서 크기와 방향을 모두 포함한다. 이 센서가 선호되는 이유는 중량이 가볍고 전력 소모가 극히 작을 뿐만 아니라 정확하기 때문이다. 또한 동작 온도도 범의가 넓고 움직이는 부분이 없기 때문에 신뢰도도 높다. 그러나, 지자기의 고도, 위도, 경도에 따른 분포가 정확히 알려져 있지 않고 아주 높은 고도에서는 그 크기가 미약하기 때문에 지구에서 멀리 떨어져 있는 위성체에서는 잘 쓰이지 않는다. 현재까지는 1,000Km 상공까지 널리 쓰이고 있으나, 5,875Km의 고도에서도 성공한 기록을 가지고 있다. 센서의 기본 물리적 원리는 크게 두가지인데, 첫째는 양자역학에서의 Zeeman효과나 원자 공명을 이용한 것이고,

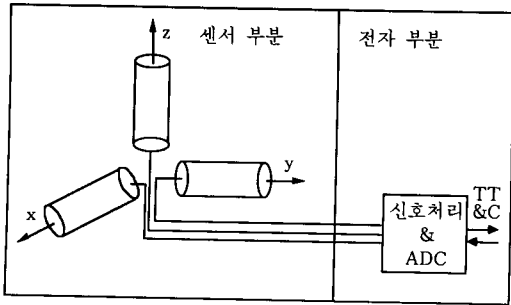


그림 9. 자기 측정기의 블록 다이어그램

둘째 것은 Faraday의 자기유도 법칙을 이용한 유도 자기측정기가 있다.

자이로스코프 또는 자이로는 빠르게 회전하는 물체에서 다른 외부 토크가 작용하지 않는 한 관성 공간내에서 각운동량 보존법칙에 의해서 그 각운동량 벡터량은 변하지 않는다는 원리를 이용한 기계적 센서이다. 세방향의 벡터량을 측정하기 위해서 보통 네개의 자이로를 사용하여 하나는 예비용으로 운용한다. 자이로에는 위성체의 각회전 속도에 비례하는 양을 측정하는 RGs(rate gyros)와 각변위를 직접 측정하는 RIG(rate integration gyros)가 있는데 RIGs가 일반적으로 보다 정확하나, 복잡하고 비싼 단점도 있다. 자이로는 센서로서 뿐만 아니라 자신의 회전속도에 변화를 주어 토크 발생기로 쓸 수도 있는 특징이 있는데 이것에 대해서는 다음 절에서 보다 자세히 언급 되어져 있다.

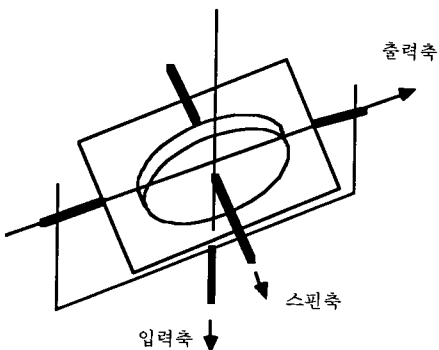


그림 10. 단일 자유도를 가지는 자이로스코프의 구조

RF 센서는 지상에 있는 알려진 강력한 전파원을 가지는 지구국에서 송신하는 전파의 방사패턴을 위성에서 수신 각도를 달리하면서 측정하는 일종의 안테나라고도 할 수 있는 센서로서 통신위성 등에 쓰이고 있다. 이 센서는 시스템의 정확도 요구가 높아질수록 그 계측의 정확도도 자연스럽게 함께 증가한다는 장점을 지니고 있다.

VII. 위성체의 자세제어에 쓰이는 Actuator

그림 4에서 보듯이 위성체의 자세제어를 위한 토크 발생기에는 reaction wheel, 분사기, 자력발생 코일등이 있다. 앞에서의 자이로부분에서 언급했듯이 위성체 내부에서 큰 각운동량을 가지고 회전하는 물체는 토크 발생등의 외란에 대해서 상당부분을 흡수하여 위성체 자세유지에 안정도를 줄 뿐만아니라 독립적인 세축의 wheel을 이용해 원하는 방향과 크기의 토크를 발생시킬 수 있다. 그런데, wheel의 회전속도를 바꾸어 주기 위해서는 모터가 쓰이는데 마모가 일어나는 부분을 없애기 위해서 AC 이상 유도 모터나, DC 무 브러쉬 모터가 쓰인다. 그림 11에서는 위성체에서의 wheel 제어 블록 다이어그램을 보여주고 있다.

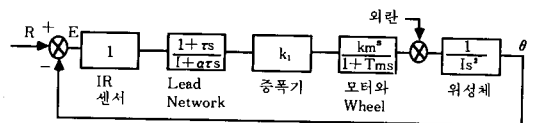


그림 11. 위성체의 wheel 제어 블록 다이어그램

가스 분출기는 위성체가 가지는 가장 강력한 토크 발생 수단으로 위성체의 자세 및 위치 제어에 모두 쓰일 수 있다. 위성체가 전방향으로 움직이기 위해서는 모두 여섯개의 분사기가 필요하게 된다. 추진력을 얻기 위해 화학반응이나 열역학적 팽창을 응용한 방법과 이온 분자 분출 방법이 쓰이는데 N₂, N₄, H₂O₂ 등의 화학 연료가 필요하다. 그런데 위성체에 실을 수 있는 연료의 양은 한정되어 있으므로 정해진 위성의 수명동안 위성체가 충분히 동작할 수 있도록 연료의 사용 용도에 대해 발사전에 잘 계획되어야 한다. 위성이 궤도상에서 장거리의 위치변경을 할 필요가 있을 때는 몇일씩 소요되는 여러번의 분사에 의해서 제어 목적이 이루어지므로, 일반적인 제어이

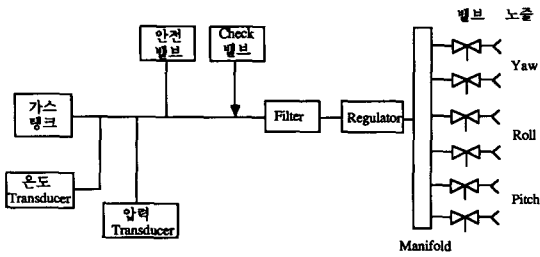


그림 12. 위성체의 가스 분출기 시스템의 구조도

론을 적용하기에는 문제가 있다.

전류가 흐르면 도선 주위에 자기력이 발생한다는 기본적 원리를 이용하여, 단면적인 A인 폐회로에 I의 전류를 흘리면 코일의 회전수 N에 비례하여 도선이 이루는 평면과 수직인 방향 n으로 $m = NIAn$ 의 자기모멘트 m이 발생한다. 따라서 코일 중심의 코어를 이루는 물질의 투자율을 μ 라 할때 $d = \mu m$ 의 자기 쌍극자 모멘트가 발생한다. 위성체에서는 코어의 비선형, 히스테리시스 특성을 줄이기 위해 공기 코어 (air core)를 보통 사용한다. 위성에서 코일에 의한 토크는 지자기와 반응하는데, 저궤도 소형위성은 수동적인 제어 수단으로 영구자석을 쓰는 일도 있다.

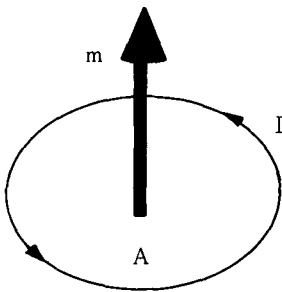


그림 13. 전류에 의한 자기 모멘트

Ⅷ. 위성체의 자세 운동 역학 및 제어 기법

위성체의 자세 운동 역학이라는 것은 위성체의 방위 (orientation)가 어떻게 변화하여 나아가는 가를 이해하고 예측하는 학문이다. 그리고, 이 역학은 위성체의 운동을 기술하고 그 운동을 지배하는 미분방정식을 세우는 것은 물론 위성체에 가해지는 외란을 예

측하고 알맞은 알고리즘으로 원하지 않는 움직임을 최소화하여 위성체의 자세를 안정화 하는 것이 목적이다. 그림 14에 나타나 있는 것과 같이 위성체의 운동역학에는 여러가지 관련 요소들이 있는데 이 글에서는 dynamics, stability, control 문제에 대해서만 다루도록 하겠다.

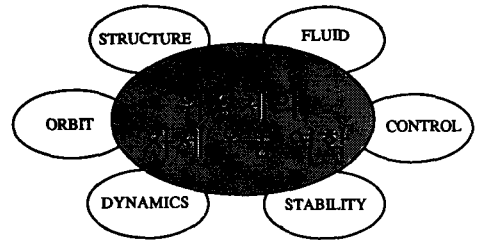


그림 14. 위성체 자세 운동역학에 관련된 분야들

위성체는 안테나의 지향 문제등의 이유로 해서 안정화할 필요가 있는데 일단 궤도상에 올려진 위성체는 위성체 자체가 특별한 토크를 발생시키지 않고 외란도 크게 없을 때에는 처음 궤도에 올려질 때 가졌던 각 운동량을 유지한 채로 계속 회전을 하게 되므로 위성이 올려진 초기 단계에는 on-off제어를 기본으로 하여 위성체의 운동이 제어 알고리즘을 적용하여 안정화시킬 수 있는 작은 범위 내에 들도록 단순한 제어를 하는 것이 보통이다. 이 글에서는 위성체가 이미 어느 정도의 안정화 영역에 들었을 경우에 한했는데 그런 상태에 이르기까지의 과정은 주로 설계자와 지상국의 명령자의 경험이나 기타 다른 단순 기법에 의한 제어 과정이므로 생략한다.

일반적인 회전체는 외란이 없을때 다음 세가지 운동을 한다. 그림 15에서 L은 각운동량 벡터, P는 주

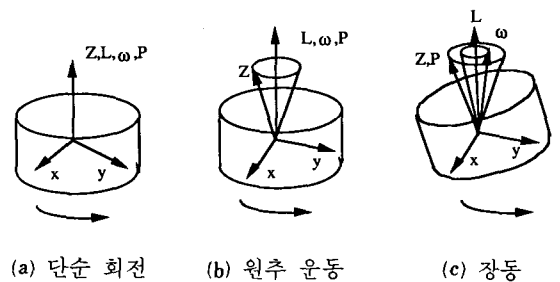


그림 15. 회전운동의 종류

축, ω 는 순시 회전축, z 는 기하학적 축을 나타낸다. 위에서와 같이 원기동으로 위성을 모델링하는 것은 가장 기본적인 모델링으로 z 축을 그림 3에서의 yaw 축으로 할때 보통의 위성은 관성 모멘트는 $I_x = I_y < I_z$ 의 관계에서 기초한 것이다. 위 운동은 팽이를 가지고 하는 실험에서 쉽게 관찰 할 수 있는데 (a), (b)의 운동은 일반적인 고전 물리학에서의 정의와 같으나 (c) 장동(nutation)의 경우에는 순시 회전축 ω 가 주축 P와 일치하지 않아 생기는 운동으로 정의하여 일반적 정의와는 약간 다르다.

위성에서 발생하는 토크에 의해 위의 운동 형태가 바뀌어 질 수 있는데 토크에는 외란에 의해 발생하는 것과 위성이 제어의 수단으로 발생시키는 것 두가지 종류의 것이 있다. 중심에서 r 만큼 떨어져 있는 점 질량이 v 의 속도로 회전할때 각운동량 L 은 $L=r \times mv$ 이며, n 개의 점에 대해서는 다음의 식이 성립한다.

$$L = \sum_{i=1}^n Li = \sum_{i=1}^n r \times mv$$

그리고, 시간에 따른 각운동량 L 의 변화량을 구해보면,

$$\frac{d}{dt} L = \sum_{i=1}^n \frac{d}{dt} Li = \sum_{i=1}^n r_i \times F_i = \sum_{i=1}^n N_i = N$$

이 성립한다. 즉 N 이 토크가 되는데 각운동량 벡터 L 과 평행 또는 반대 방향으로 토크를 가하면 L 의 크기만 감소한다는 것을 쉽게 식으로부터 알 수 있다. 또한 L 과 수직인 방향으로 가해지는 토크에 의서는 각운동량 벡터 L 의 크기는 변화하지 않고 방향만 바뀐다. 이렇게 각운동량 벡터의 방향이 변하는 현상을 세차(precession)이라고 하는데 장동에서와 같이 고전 물리학적 정의와는 약간 의미가 다르다. 또한 회전의 한 주기 동안 가해지는 토크의 총적분이 L 의 크기보다 훨씬 작을 때 일어나는 느린 세차운동을 표류(drift)운동이라고 부른다.

이런 여러가지 운동을 우리가 원하는 제한된 범위 내에서 일어나도록 조절하는 것이 위성의 자세 안정화이다. 안정화 방식에는 3축 안정화 방식, 스핀 안정화 방식, 지자기 안정화 방식(geomagnetic gradient stabilization)으로 크게 나눌 수 있다. 3축 안정화 방식에는 1개의 모멘텀 wheel로 yaw 축을 안정화하고 나머지는 다른 추진기에 의해 조정되는 바이어스 모멘텀 방식과 세개의 wheel을 가지고 각각

의 회전 속도의 증감으로 자세를 제어하는 제로 모멘텀 방식 두가지가 있다. 스핀 안정화 방식에는 위성체 전체가 회전하는 단일 스핀안정화 방식과 안테나부는 지구를 향하고 있어 움직이지 않고 동체만 회전하는 이중 스핀 방식이 있다. 스핀 안정화 방식은 앞에서 설명한 자이로 효과를 이용하여 최대관성 모멘트축 주위로 회전하는 물체는 관성 공간내에서 안정화 시키는 것이다. 스핀 안정화 방식에는 INTELSAT IV, VI 등의 위성이 있는데 태양전지판이 위성의 표면에 부착되어져 있어 모든 면이 항시 태양광을 받지 못하여 효율이 떨어지는 단점이 있으나, 열제어의 측면에서는 유리한 면이 있어 많이 쓰여지고 있다. 그러나, 위성이 대형화 될수록 보다 많은 전력을 필요로 하게 되므로 넓은 면적의 태양 전지를 위해서는 INTELSAT V같은 3축 안정화 방식의 위성이 사용되어 진다.

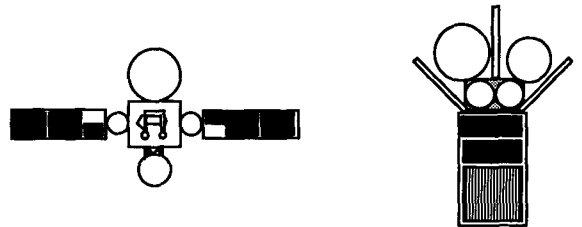


그림 16. 3축 안정화 위성과 스핀 안정화 위성

위성체의 제어 알고리즘을 위해서는 우선 위성체 자체를 수학적으로 모델링 하는 것이 필요한데, 그림 11에서 보듯이 위성체는 $\frac{1}{IS^2}$ 로 표현된다. I 를 pitch 축 방향의 관성 모멘트라 할때 $I\ddot{\theta} = N$ 이 위성에 가해지는 토크 N 과 각변위 θ 사이의 관계식이므로 pitch 축 변위대 입력 토크와의 전달함수 $G(S)$ 는 $G(S) = L\{\theta\}/L\{N\} = 1/IS^2$ 이 된다. 만일 PD제어 알고리즘을 위성체의 제어기에 적용한다면 그림 16과 같은 구조가 된다. 여기서 K 는 pitch 이득이 되고 τ 는 lead 시간상수이다. 이때 만일 외란 토크가 계단 입력으로 들어왔을 때에는 일반적인 이차 시스템의 반응특성이 나타나는데 위성체의 피라미터 값에 의해 damping이 일어난다. 그런데, 위성체의 환경적 특성상 damping을 일으키게 하는 수단이 위성자체에 없는 한 진동현상이 좀처럼 줄어들지 않는다. 따라서, 몇가지 damping을 일으킬 수 있는 방법이 있는데, 수동적 방법에는 유체의 점성을 이용한 방법, 튜브안에 공을

집어넣어 위성이 움직임에 따라 공에 의해 위성의 진동에너지를 소모하는 방법, 와동 전류를 이용하는 방법등이 있고, 능동적 방법에는 앞에서 설명한 분사기, 자력 발생 코일, 자이로를 이용한 방법등이 있다.

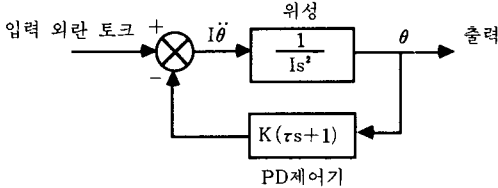
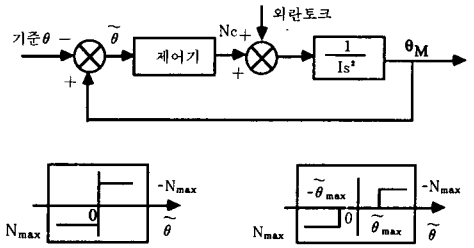


그림 17. Pitch제어를 위한 PD제어기의 블록 다이어그램

가장 단순하면서도 효과적인 다른 하나의 제어 알고리즘은 Bang-Bang 제어 기법이다. 이 방법은 소형 위성인 경우에 상당히 유용한데, 정확도는 비교적 떨어지지만 단순하며 설계하기 쉬운 장점을 가지고 있다. 그림 18의 (a)는 기준의 각과 출력각을 비교하여 둘 사이의 차이에 반대되는 방향으로 토크를 발생시킨다는 간단한 방법의 전달 특성이다. 다시 이러한 관계를 수식으로 나타내면 $N_c = -N_{MAX} \text{sign } \theta$ 라는 제어 법칙 (control law)이 되는데 수식적으로 간단하기 때문에 위성체 제어 프로그램의 부담이 적어지게 된다. (b)는 시스템의 오차를 고려하여 여유 마진을 주기 위해 dead band를 둔 Bang-Bang제어기이다.

지구 중력 경사(gravity gradient) 안정화 위성은 가장 오래된 수동적 위성체 안정화 기법 중의 하나로써 다음과 같은 간단하고 효과적인 제어 알고리즘을 가진다. 위성이 궤도에 진입할때 발사체로부터 분리될때의 충격으로, 임의의 회전을 하는데, 위성체에 있는 가스분사기나 자기발생 코일로 위성의 운동이 어느정도 안정된 범위에 들어 있을 때 위성내부에 있는 boom을 그림 19와 같이 펼치게 된다. 이때 전개방향은 지구중심을 향하는 yaw축 방향으로 한다. 완전히 펼쳐진 boom의 길이는 짧게는 수십 m에서 길게는 수백 m에 이르는데, boom의 끝에는 비교적 질량이 큰 물체를 달아 마치 아령과 같은 구조를 이루게 한다. 길게 펼쳐진 위성의 양끝은 지구중심으로 부터의 거리의 세제곱에 반비례하는 지구 중력의 차이(gradient) 때문에 물속에 담구어져 있는 씨와 같이 최대관성 모멘트가 되는 yaw축을 기준으로 똑바로 지구를 향하게 된다.



(a) Bang-Bang 제어기 (b) Bang-Bang+Dead band 제어기

그림 18. Bang-Bang 제어기의 블록 다이어그램

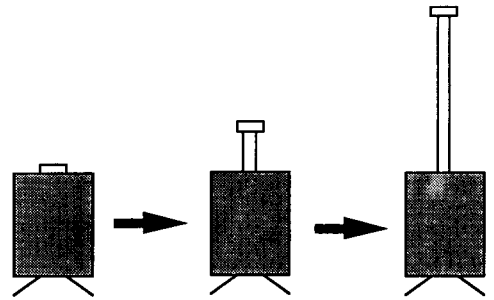


그림 19. 지구 중력 경사 안정화 위성의 boom 전개 과정

적도상공을 예로들면 약 20,000nT 정도의 미약한 지자기이므로 위성을 안정화 시키는 작업이 여러가지 제약 조건하에서 이루어져 수신품일이 소모되는 경우도 있다. Boom을 전개 시키기 전의 위성의 움직임이 계산되어진 범위 안에 들어야만 하는데 진동이 심할 경우 boom의 전개가 오히려 안정화에 악영향을 미치는 경우가 있기 때문이다. 또한 boom을 지탱하고 있는 가느다란 봉이 태양열의 영향으로 온도차에 의해 휘어지므로 재료의 선택에도 주의하여야 한다. 이렇게 안정화 시킨 위성체라 할지라도 위성의 생명이 다할때 까지 여러가지 외란의 영향에 의해 미세진동(libration)이 일어나기 마련인데 이러한 현상은 비교적 작은 에너지를 가지고도 필요할 때 마다 원하는 자세제어를 통해 없애 나갈 수 있다. 그리고, 때로는 boom의 끝에 스프링과 작은 질량의 물체를 달아 수동적 libration damper를 써서 안정화에 도움을 주는 방법도 사용 되어지고 있다.


IX. 결 론

지금까지 알아 본 바와 같이 우주는 인간이 쉽게 접근할 수 없는 환경을 가지고 있다. 따라서 수많은 실험 경험과 그에 따라 얻어진 자료를 통해서 만이 실질적인 지식과 기술을 얻을 수 있다. 그러나 우주 공학 기술은 세계적으로 가장 이전을 꺼리는 기술의 하나이므로 다른 선진국들이 수십년 걸쳐 이룬 업적을 어느 한순간 모두 이전 받아 우리 것으로 소화시킬 수 없는 성질의 것이다. 현재 가속되고 있는 국내 인공위성의 개발 노력이 매우 고무적인 일이지만 특히 위성체의 자세제어 기술은 위성의 핵심 부분으로 빠른 시일안에 순수한 국내 기술만으로는 성공적인 결과를 기대하기 어렵다는 측면이 없지 않다.

이 글에서 설명 되어진 여러가지 방법들은 이미 상당히 오래된 것이거나 최선의 것이라 할지라도 실제로 구현하는 데는 여러가지 기술적인 난점이 있는 것이 많다. 그러나, 이러한 기술들은 국내의 위성개발 연구과정을 통하여 직접 실험을 거쳐 반드시 경험하고 습득해야 할 것들이라고 여겨진다. 센서등의 기본 소자들의 구현 기술도 위성체 연구에 앞서 많은 연구가 이루어져야 할 것이다.

參 考 文 獻

[1] J.R. Wertz, *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Publishers, 1988.
 [2] P.C. Hughes, *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley & Sons, 1986.
 [3] E. Fthenakis, *Manual of Satellite Communications*, McGraw-Hill, 1984.

[4] K. Feher, *Digital Communications*, Prentice-Hall, 1983.
 [5] B.G. Evans, *Satellite Communications Systems*, Short Run Press, 1987.
 [6] T.T. Ha, *Digital Satellite Communications*, Macmillan Publishing Company, 1986.
 [7] G. Maral, *Satellite Communications Systems*, John Wiley & Sons, 1989.
 [8] W.W. Wu, *Elements of Digital Satellite Communication vol. I*, Computer Science Press, 1984.
 [9] T. Pratt, *Satellite Communications*, John Wiley & Sons, 1986.
 [10] R.M. Gagliardi, *Satellite Communications*, Van Nostrand Reinhold Company, 1984.
 [11] M. Long, *World Satellite Almanac*, Howard W. Sams & Company, 1987.
 [12] W.L. Morgan, *Communication Satellite Handbook*, John Wiley & Sons, 1989.
 [13] M.S. Hodgart, "Attitude control & dynamics of UoSAT angular motion," *The Radio & Electronic Engineer*, vol. 52, no. 8/9, pp. 379-384, Aug./Sep. 1982.
 [14] M.S. Hodgart, "Attitude determination, control & stabilization of UoSAT-2", *J. IERE*, Supplement to vol. 57, no. 5, pp. 151-162, Sep./Oct. 1987.
 [15] V.S. Avduyevsky, "*Scientific and Economy-Oriented Space Systems*", MIR Publishers Moscow, 1988.
 [16] 宮憲一, "衛星通信技術", 대한교과서주식회사, 1987.
 [17] 일본대하출판부 응용기계공학 편집부, "우주개발과 설계기술," 1987. 

筆 者 紹 介



金 炳 辰
 1968年 9月 7日生
 1990年 한국과학기술원 과학기술 대학 전기 및 전자공학과 졸업

1990年 2月~1990年 5月 한국전자통신연구소 연구원
 1990年 5月~현재 한국과학기술원 과학기술대학 인공위성 연구센터



朴 東 祚
 1953年 7月 18日生
 1976年 서울대학교 공과대학 전자공학과 졸업
 1984年 Univ. of California, Los Angeles 전기공학과 졸업 (석사 및 박사)

1984年~1985年 한국전자통신연구소 선임연구원
 1985年~현재 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 조교수

주관심분야: 제어이론, 적응신호처리, 예측이론 등임.