

인공위성 자세제어 시스템 개발동향

글/이 승 우 srhee@kari.re.kr, 김 용 복
한국항공우주연구원, 위성기술실, 위성제어그룹

1. 서 론

인류가 지구에서 생존하기 시작하면서 인간은 오랫동안 신비와 경이로움, 호기심으로 하늘을 동경하다가 코페르니쿠스(1473-1543), 갈릴레이 갈릴레오(1564 -1642)의 지동설에 이어서 17 - 18 세기 케플러(1571-1630), 뉴턴(1642-1727) 등 여러 우수한 철학자에 의해 우주의 신비로움이 하나 둘씩 베일에서 벗겨지기 시작하였으며, 드디어 1957년 10월 4일 무게가 84kg, 지름이 58cm인 구형의 인류 최초 인공위성인 스푸트니크(Sputnik)가 구소련에 의해 처음으로 발사되어 비록 짧은 21일 동안만 텔레메트리를 지상에 송신하였지만, 우주에 대한 인류의 관심은 한층 더 가속화 되었다. 엄청난 예산이 소요되는 관계로 여타의 국가들이 엄두도 못내고 있던 60년대 이후 지난 40여년간 강대국인 미국과 소련 사이에서 우주로 향한 우주경쟁으로 전철되어 왔고, 또한 이 기간동안 인류 과학기술의 발전은 우주로 향한 인류의 집념이라고 말하여도 과언은 아니었다.

이렇게 짧은 인류의 인공위성 역사 속에서 점진적으로 미국과 러시아(구소련) 중심에서 벗어나 70년대 후반부터 프랑스, 영국 등의 참여를 시작으로 독일, 인도, 일본, 중국 등으로 확대되면서 인공위성 기술은 더 이상 우주 강대국인 미국과 러시아만의 전유물이 되지 않게 되었다.

여러 나라의 참여에 힘입어 이제 인류의 손길이 태양계의 아주 먼 목성(갈릴레오), 토성(카시니), 천왕성 및 해왕성(보이저2호)까지 미치게 되면서 우주의

신비는 하나 둘씩 벗겨지기 시작했다.

인공위성(Satellite)은 일반적으로 탑재체(Payload)와 위성 본체(Spacecraft)로 구분되는데, 탑재체는 임무의 목적에 따라서 광학 카메라, 적·자외선 카메라, 분광기, 통신 중계기, 이온추진기, 자기장 측정기 등 여러 가지가 탑재될 수 있다. 위성 본체는 자세제어계, 구조계, 열제어계, 추진계, 전력계, 원격측정명령계 및 탑재 소프트웨어계로 업무가 구분될 수 있다. 인공위성은 이와 같이 여러 분야로 구성되어 하나의 복잡한 시스템을 구성하기 때문에 어느 한 분야가 더 중요하고 덜 중요하다고 말할 수 없다. 즉 어느 한 분야의 실패는 인공위성의 실패와 직결된다.

자세제어 시스템은 센서, 구동기, 소프트웨어 로직으로 구성되어 있으며, 인공위성 운용과 매우 밀접한 관계를 갖고 있기 때문에 인공위성 종류에 따라서 각각 상이한 탑재체 운용개념 설정을 위한 초기 설계단계에 깊숙이 관여되어야 한다. 또한 정상적인 자세제어 시스템을 개발하기 위해서 궤도역학, 위성체 동역학, 진동학 등 항공기계분야의 지식과 구동기 및 센서 등 전장품, 자세제어 시스템 시험을 이해하기 위한 전기·전자분야의 지식, 모델링 및 제어기 설계를 위한 제어이론 등에 대한 충분하고 폭 넓은 지식이 필요하다.

자세제어 분야는 1969년 아폴로 11호를 달에 착륙시키기 위한 아폴로 프로그램에 의해 많은 이론적 발전이 있었고, 그 후 미국과 구소련의 대륙간 탄도탄 등 무기경쟁을 통해 기술적으로 성숙되었다. 따라서 인공위성의 자세제어 시스템은 미사일이나 우주발사체의 제어 시스템과 기본적으로 유사하기 때문에 강대국에서 기술이전을 극히 제한하는 분야이다. 자세제어 시스템에서 일반적으로 자세제어를 위해 사용되는 센서는 자이로, 별센서, 지구센서, 자기장

센서, 태양센서 등이 있으며, 구동기는 모멘텀휠(Momentum Wheel), 반작용휠(Reaction Wheel), Control Moment Gyro(CMG), 추력기(Thruster), 자기토크(Magnetic Torquer) 등이 있다. 자세제어 계를 위한 탑재 소프트웨어는 일반적으로 자세제어 시스템 운용부, 센서 데이터 처리부, 제어 로직부, 구동기 명령부 등으로 구분되어 있다.

본 논문에서는 자세제어 시스템의 이해도를 높이기 위해서 수행임무에 따른 인공위성의 일반적 분류 및 자세제어 시스템의 분류에 대해 소개하였으며, 자세제어 시스템의 개발동향을 살펴보고, 향후 인공위성의 자세제어 시스템 기술개발 방향을 제시하고자 한다.

2. 인공위성의 분류

인공위성에는 사용 목적에 따라서 지구관측위성, 지구탐사위성, 통신위성, 항법위성, 우주탐사위성, 우주관측위성, 군사공격위성 등으로 나눌 수 있으며, 각각의 위성에 사용되는 자세제어 시스템은 다르다고 할 수 있다. 지구관측위성에는 미국의 이코너스(IKONOS), 옵뷰(OrbView) 시리즈, 퀵버드(Quick Bird), 이스라엘의 오펙(Ofeq) 시리즈, 에로스(EROS), 한국의 아리랑위성 시리즈 등과 같이 지구표면에 대한 영상정보를 생활정보로 전환하여 민수 상업용으로 사용되는 경우인 민간 지구관측위성, 프랑스가 발사한 SPOT 시리즈, 1972년부터 미국에 의해 운용되어온 LANDSAT 시리즈 등과 같이 레이더, 분광기, 광학카메라 등을 탑재하여 지하자원의 종류와 위치를 찾아내기 위한 자원탐사위성과 영상정보를 군사작전에 사용되는 군사 관측위성, 지구자기장, 자외선, 중력장, 이온층 등 지구의 환경을 관측하는 지구과학탐사위성으로 구분될 수 있으며, AXAF(Chandra X-ray Observatory) 등이 있다. 통신위성은 민간 방송통신위성 및 군사 작전시 통신용으로 사용되는 군사통신위성으로 나눌 수 있으며, 지상 또는 저궤도에서 항법용으로 이용되는 미국의 GPS(Global Positioning System)은 1980년대 실용화가 가능하였으며, 러시아의 GLONASS와 2000년대부터 독자적으로 유럽연합에서 개발하고 있는

Galileo 시스템 등이 항법위성에 속한다. 태양계 또는 은하계의 행성을 탐사하여 지구 또는 우주의 생성원리나 생명체를 찾기 위한 화성탐사선인 Mars Express(2003년 발사), Mars Pathfinder(1996년 발사), 토성탐사선 카시니(1997년 발사), 태양계 행성탐사선인 마리너 10호(Mariner 10, 1973년 발사), 바이킹(Viking), 보이저 2호(Voyager 2, 1977년 발사), 갈릴레오(1989년 발사) 등이 우주탐사위성에 속한다. 수천 수억 광년 떨어진 은하계 별들을 관측하여 우주생성원리를 연구하거나 혹은 존재할지 모르는 외계인을 찾기 위한 목적으로 이용되는 허블스페이스 등이 우주관측위성이라고 한다. 약 300km 상공에서 운용되는 구소련의 미르호(현재 폐기처분되었음) 또는 국제우주정거장 등은 지구과학탐사위성과 우주관측위성의 역할 및 우주실험실의 역할을 동시에 수행하고 있는 종합형 위성이라고 할 수 있다. 군사공격위성은 문자 그대로 적을 감지하고 공격하기 위한 위성으로 위성에 레이저 장치 등이 장착되어 있거나 지상의 레이저를 반사시킬 수 있는 거울이 장착되어서 지상목표나 우주를 비행하는 미사일이나 위성 등 우주목표물에 공격을 할 수 있는 레이저 공격위성과 우주목표물에 자기 자신을 충돌시켜 목표물을 파괴시키는 충돌형 공격위성이 있다.

이와 같이 인공위성은 다양한 목적과 용도에 이용되고 있기 때문에 위성의 목적과 용도 및 개발가격을 고려하여 자세제어 시스템이 개발되어야 한다.

3. 자세제어 시스템의 분류

그림 1은 자세제어 시스템에 적용되는 위성체 안정화 방식을 보여 주는데 크게 수동적 안정화 방식과 능동적 안정화 방식으로 나눌 수 있다. 수동적 안정화 방식은 주로 저궤도 위성체에 사용되며, 이 방법에는 지구 중력경사 안정화방식과 지구 자기장방식으로 구분된다. 한쪽 끝에 무거운 추가 장착된 긴 막대기가 우주에서 지구 주위를 돌고 있을 때, 막대기의 무거운 끝이 지구를 지향하게 되는 현상을 이용하는 것이 지구 중력경사 안정화 방식이다. 지구 중력경사 안정화 방식으로 제어하기 위해서 일반적

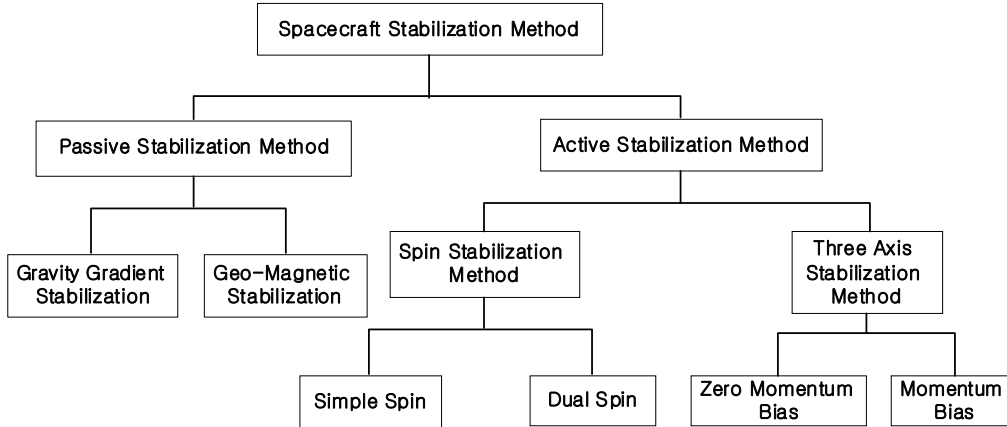


그림 1. 위성체 안정화 방식

으로 무거운 추가 한쪽 끝에 붙어 있는 전개형 긴 막대기를 위성체에 장착하여 위성체가 궤도에 진입한 후 전개시켜 자세제어에 사용한다. 우리별 1호가 중력경사 안정화 방식에 의해 제어되었던 위성 중에 하나이다. 위성체에 전자석을 장착하여 지구 자기장과 함께 전자석의 N-S극 특성을 이용하여 제어하는 방식이 지구 자기장 방식이다. 지구 자기장 방식의 특성은 한 궤도주기에 위성체가 2번 회전하는 특성을 갖고 있다.

각속도로 회전시키는 단순회전(Simple Spin)방식과 위성체 몸통을 두개의 부분으로 나누어서 두개중 한개의 몸통만 회전시켜 자세 안정화 시키는 이중회전(Dual Spin)방식이 있다. Simple Spin방식은 주로 60년대에 발사된 초기 위성체에 적용되었으며, 그림 2는 Simple Spin 안정화 방식의 개념도를 보여 주는 그림이며,

A. Spin

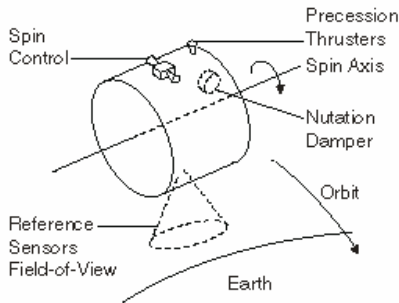


그림 2 Simple Spin 방식 개념도



그림 3. Telstar, 1962-1963

능동적 안정화 방식에는 위성체 몸통을 팽이처럼 회전시켜 안정화 시키는 회전 안정화 방식과 몸통을 회전시키지 않고 몸통의 3축(x-y-z축) 균형을 조절하여 자세 안정화를 시키는 3축 자세 안정화 방식이 있다.

회전 안정화 방식에는 위성체 몸통 전체를 일정한

그림 3은 Simple Spin 안정화 방식으로 1963년도에 발사된 Telstar 위성을 보여 주는 사진이다. Dual Spin 안정화 방식은 1971년부터 1985년까지 8기가 발사된 통신위성 Intelsat IV에서 처음으로 적용되었다. 그림 4, 5는 Intelsat IV의 내부도 및 사진이다.

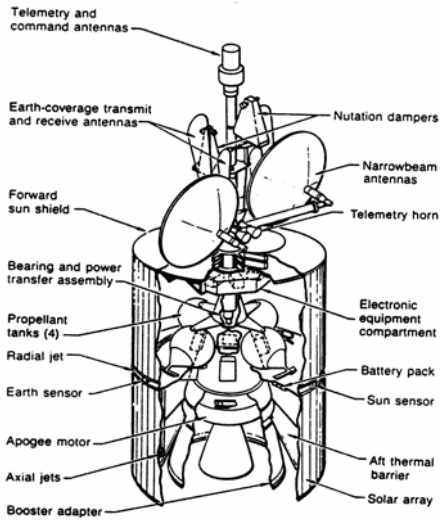


그림 4. Dual Spin 안정화 방식을 사용한 Intelsat IV 내부도



그림 5. Intelsat IV(1971)

3축 자세 안정화 방식에는 위성체 시스템의 총 모멘텀량을 영(Zero)으로 유지시키면서 반작용휠이나 추력기를 이용하여 3축을 제어하는 Zero Momentum 방식과 회전 안정화 방식과 원리상으로 동일하지만, 몸통 회전방식이 아닌 위성체 내부에 장착된 휠을 일정한 회전속도로 회전시켜서 위성체 시스템의 총 모멘텀량을 일정하게 유지 하면서 3축을 제어하는

Momentum Bias 방식이 있다. Zero Momentum 방식은 미공군 군사위성인 DSP 위성을 개발한 TRW 엔지니어에 의해 1970대에 처음으로 도입되었다. 일반적으로 Zero Momentum 방식은 기동성과 지향성을 요구하는 그림 6과 같이 1999년도에 발사된 미국의 Ikonos나 2008년도에 발사 예정인 프랑스의 Pleiades와 같은 저궤도 지구관측위성에 적용되어 왔고, Momentum Bias 방식은 기동성이 요구되지 않는 정지궤도 통신위성에 사용되어 왔다. Zero Momentum 방식은 Momentum Bias 방식에 비해 다소 복잡하고, 더 많은 부품이 소요되기 때문에 가격이 비싼 단점이 있었으나, 최근에는 반작용휠이나 각종센서 등 사용되는 부품의 단가가 낮아지면서 Momentum Bias 방식이 Zero Momentum 방식보다 가격 면에서 낫다고 할 수 없는 실정이다. 따라서 기동성이 높고 지향성이 좋은 Zero Momentum 방식으로 자세제어 시스템을 설계하는 경우가 일반적인 경향이기 때문에, 과거 Momentum Bias 방식의 정지궤도 통신위성이 현재는 대부분 Zero Momentum 방식의 정지궤도 통신위성으로 설계된다.

위성체 제어방식에는 그림 7과 같이 위성의 모든 자세제어 로직이 탑재 컴퓨터에서 동작하는 On-Orbit Autonomous Control 방식, 위성체에 장착된 센서의 모든 데이터가 지상에 전송되어 지상국 컴퓨터에 있는 자세제어 로직이 위성체 구동기에 보내는 구동명령을 계산한 후 위성으로 전송시켜서 위성체의 자세를 제어하는 Ground Loop Control 방식, 대부분의 자세제어 로직은 탑재 컴퓨터에 설치되어 있고 일부 국한된 로직만 지상국 컴퓨터에 있는 Limited Ground Control 방식 등이 있다.



그림 6. Ikonos(1999)와 Pleiades(2008) 3 Axis Control Zero Momentum Bias Satellite

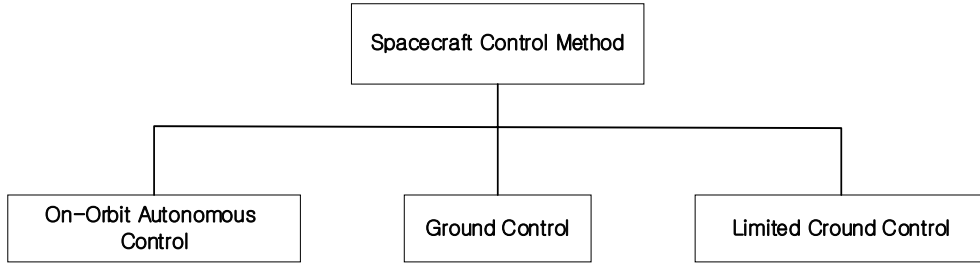


그림 7. 위성체 제어방법의 분류

4. 자세제어 시스템 개발동향

1960년대 말 70년대 초에 달탐사 계획인 아폴로 계획에 의해서 인공위성 제어기술 개발은 이론적으로 이미 완성된 상태이지만, 당시 컴퓨터의 계산능력이 낮았기 때문에 대부분 제어 로직은 수정이 어려운 하드웨어로 구성되었다. 이 당시 인간이 잘 이해하지 못한 부분은 제어분야가 아니라 무중력 우주공간에서 안테나 또는 태양 전지판과 같이 저주파수로 진동하는 인공위성 부착물의 거동이 위성체 동력학에 미치는 동력학 및 진동분야 이었다. 따라서 70년대부터 80년대까지는 인공위성의 동력학 및 진동학 연구가 주류를 이루었고, 위성체 필요한 센서 및 구동기의 신뢰도 및 성능을 높이는 개발 연구가 수행되었다.

손 가능성이 높지만 오랫동안 개발해온 결과 정밀성이 뛰어났다: TARA의 Drift Stability는 0.15 deg/hr, SKIRU의 Drift Stability는 0.0045~0.009 deg/hr이다. 1980년대 후반에 기계식 자이로의 기계적 마모의 단점을 극복하기 위해 Hemispherical Resonance Gyro(HRG), Ring Laser Gyro(RLG) 및 Fiber Optic Gyro(FOG)의 개발이 시작되었다.



그림 8. Northrop Grumman사의 HRG 자이로

4.1 자세제어 센서

특히 군사용으로 개발되어 사용해 온 자세제어 시스템의 주요한 각속도 측정센서인 자이로는 1980년대까지 기계식 자이로가 주를 이루었으며, 미국의 Kearfott사가 주요 공급회사 이었다. Kearfott사의 기계식 자이로는 다목적 실용위성 1호에서 사용된 Two-Axis Rate Assembly(TARA) 자이로: 이것은 지상 탱크에서 사용되었던 자이로를 우주급으로 전환시킨 것임, 가 있고, Voyager 1, 2호 및 마젤란, 갈릴레오 탐사선에 사용된 Space-Qualified Kearfott Inertial Reference Unit(SKIRU) 등이 대표적이다. 기계식 자이로는 내부에 마모될 수 있는 회전체가 있기 때문에 마모에 의한 부품파

그림 8은 Northrop Grumman사 HRG이며, 작동 원리는 기계식 자이로의 회전체 대신에 정지되어 있는 수정 유리컵이 내장되어 있고, 수정 유리컵의 Standing Wave Node 위치 변화량이 입력되는 각속도에 비례한다는 원리를 이용한 것이다. 따라서 90년대 후반에 정지궤도 위성 등 고가의 위성에 많이 사용되어 왔다. RLG와 FOG의 경우 우주의 자외선 및 고에너지 전자입자에 의한 광섬유 효율저하로 RLG의 실용화가 먼저 이루어졌다. RLG는 레이저로 각속도 측정을 위해 Dithering이 필요하며, 이것에 의해 진동이 발생되고 파손의 위험이 존재하는 단점이 있다. 따라서 광섬유 효율저하를 막는 기술의 개발로 2000년도에는 FOG를 더 사용하는

경향이 있다. FOG의 성능은 광섬유 길이에 비례되는데 고성능 FOG의 경우 광섬유 길이의 증가로 크기가 커지는 단점이 있다. HRG의 Drift Stability는 0.006 deg/hr 정도이고, RLG의 Drift Stability는 0.005~0.2 deg/hr 정도이며, FOG의 Drift Stability는 0.001~1.0 deg/hr이다. 최근에 나노기술의 발달로 인해서 Micro Electro Mechanical System (MEMS) Gyro 개발 연구가 병행되고 있다.

위성의 자세정보를 직접 측정할 수 있는 센서는 Infrared 지구센서, 태양센서, 별센서 등이 있다. 지구센서, 태양센서, 별센서 모두 1970년대 초반부터 인공위성에 사용되어 온 센서이며, 지구센서의 작동원리는 우주와 지구의 온도 차이를 감지하여 자세정보를 계산하는 적외선 센서인데, 지구대기권 영향을 많이 받아서 저궤도 위성의 경우 정밀도는 약 0.1도에서 0.2도 범위, 정지궤도 위성일 경우 0.05도에서 0.1도 범위에 있다. 태양센서에는 아날로그 타입과 디지털 타입이 있는데, 아날로그 타입의 경우 정밀도는 0.1도 정도까지 얻을 수 있으며, 디지털 타입의 경우 보통 0.03~0.1도의 정밀도를 갖는다. 최근에는 일부 회사에서 지구센서와 태양센서를 하나의 센서로 제작하는 방안이 연구되고 있다. 별센서는 광학부와 Charge-Coupled Device (CCD) detector, 별의 영상을 처리하는 전장부로 구성되어 있으며, 정밀도는 지구센서나 태양센서보다 더 정밀한 0.001도 ~ 0.005도의 정밀도를 갖고 있다.

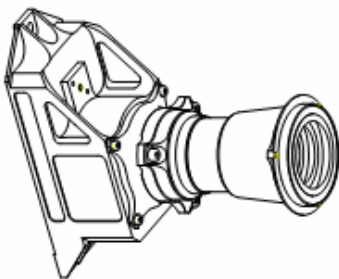


그림 9. Jena-Optronik사의 ASTRO 5 별센서

70년부터 80년대까지 세계에서 미국의 Ball Aerospace사만 별센서 제작능력을 갖고 있어서 가격이 비싸고 구매하기가 어려웠으나, 현재는 프

랑스의 Sodern사, 그림 9와 같이 독일의 Jena-Optronik사 등 여러 회사가 공급 가능하고 가격도 지구센서 가격과 비슷하며, 구매에 문제가 없기 때문에 지구센서 대신에 별센서를 일반적으로 사용하는 추세이다.

4.2 자세제어 구동기

위성에서 사용되는 대표적인 구동기는 반작용휠 또는 모멘텀휠과 Control Moment Gyro(CMG)이다. 반작용휠과 모멘텀휠의 차이점은 반작용휠은 회전속도 변화범위(예:-3000~+3000rpm)가 매우 넓은 반면에 모멘텀휠은 회전속도 범위가 매우 제한적(예:+/-100rpm)이라는 것이다. 그러나 모멘텀휠 사용시 사용되는 제어방식이 모멘텀 바이어스 방식이기 때문에 외란에 강인하다는 장점이 있다. 세계적으로 우수한 반작용휠 제작업체는 미국의 Honeywell사, Ithaco사, 독일의 Teldix사를 꼽을 수 있다. Teldix사가 공급하는 반작용휠의 토크 범위는 5mNm~0.2Nm 정도이고, 최근에 LowNoise의 Magnetic Suspended Wheel 개발이 거의 마무리 단계에 와 있고 상용화를 시도하고 있다. Ithaco사가 공급하는 반작용휠의 토크 범위는 20mNm~0.7Nm 정도이고, 최근에 2.0Nm까지 발생시킬 수 있는 대용량 토크 반작용휠을 개발하였다.

Honeywell사가 공급하는 반작용휠의 토크 범위는 20mNm~0.4Nm정도이고, 최근에 74Nm까지 발생시킬 수 있는 그림 10의 M50 CMG 개발을 완료하였으며, 이와 경쟁이라도 하듯이 프랑스 Astrium사에서 45Nm까지 발생시킬 수 있는 그림 11의 CMG 15-45S를 개발하였다.



그림 10. Honeywell사의 M 50 CMG



그림 11. Astrium사의 CMG 15-45S

CMG는 휠, Slip Ring, Gimbal Torque Motor, 제어를 위한 전장부로 구성되어 있으며, 반작용휠이 발생시킬 수 있는 토크보다 최소 10배이상의 토크를 발생시키는 장점이 있으나 가격이 비싸고, CMG 제어로직이 복잡한 단점이 있다. 따라서, CMG를 성공적으로 위성에 사용하기 위해서 1차적으로 제어로직이 개발되고, Air Bearing Table로 구성된 Test Bed에서 로직에 대한 충분한 검증이 수행되어야 위성에 사용될 수 있다.

인공위성의 자세제어 시스템 성능은 지향정밀도, 지향인지도, 지향안정도, 기동성 등에 의해 결정된다. 지난 10여년간 자세제어 시스템의 주요한 센서와 구동기 발달은 괄목할 만한 수준이 되었고, 이를 기반으로 인공위성의 자세제어 정밀도는 한층 더 높아만 갔다.(0.5도에서 0.01도 수준으로) 지구관측위성의 경우 정밀 지향은 물론 빠른 기동성으로 많은 영상정보를 획득하기 위해 위성의 크기가 점차적으로 작아지는 추세이고, 제작비용 절감을 위해 나중에 재사용될 수 있도록 모듈러 설계개념이 적용되어 왔다.

통신위성의 경우 모멘텀 바이어스 시스템에서 제로 모멘텀 방식의 3축 제어 시스템으로 전환이 된 상태이고, 사용되는 센서의 수를 줄이고, 임무실패를 줄이기 위해 일부 중요 제어 로직을 Redundancy를 갖게 하기 위해 탑재 소프트웨어는 물론 하드웨어로 장착시키는 경향이 유지되고 있다.

우주탐사위성의 경우 태양풍에 의해 발생하는

추력을 사용하기 위해 박막으로 만들어진 태양풍 돛을 사용하여 태양계내에 존재하는 행성탐사를 수행하는 것이 시도되고 있다. 따라서 유럽이나 미국, 일본에서는 태양풍에서 돛 역할을 할 수 있는 얇은 박막전개 동력학 및 각종 실험 연구가 진행되고 있다.

90년대 후반부터 값싸고 작은 미소위성 (Nano Satellite)의 개념이 도입되었지만, 나노기술연구와 함께 현재 센서와 구동기 및 위성체 시스템의 미소화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있으나 아직 괄목할 만한 결과는 없는 상태이다.

5. 향후 개발방향

통신위성의 경우 자세제어 시스템은 이상상태 발생으로 예측되는 통신업무의 단절을 막기 위해 보다 더 철저한 Fault Detection & Correction 알고리즘을 하드웨어로 구성하는 방안이 개발비용과 연계되어 개발될 것으로 예측되며 제어 알고리즘도 현재 개발된 Artificial Intelligent 알고리즘이 실제로 적용되리라 판단된다.

저궤도 관측위성의 경우 과거에 높은 지향 정밀도를 유지하면서 미소진동 레벨이 아주 낮고, 군사공격위성의 역할을 수행하기 위해서 기동성이 아주 높은 자세제어 시스템개발이 예측된다. 또한 높은 기동성을 갖기 위해서 위성체의 무게가 가벼워야 하므로 필요한 모든 전자회로가 구조물에 포함된 Multifunctional Structures가 개발될 것이고, 센서와 구동기는 나노기술과 MEMS 기술에 의해 미소화될 것이다.

이러한 자세제어 기술의 발달은 공상영화에나 나오는 범피추적 우주시스템 실현을 위한 준비가 될 것이다.

참고문헌

1. <http://satellite.argospress.com/sputni.htm>
2. <http://satellite.argospress.com/intels.htm>
3. <http://solarsystem.nasa.gov/planets/index.htm>

4. http://www.losangeles.af.mil/SMC/PA/Fact_Sheets/dsp_fs.htm
5. EADS Sodern Low Cost Digital Sun Sensor Catalogue
6. Ithaco Space Systems Catalogue
7. Jena-Optronik ASTRO series Star Tracker Catalogue

8. Honeywell Aerospace Electronic Systems Catalogue
9. Cyrus D. Jilla, David W. Miller "Satellite Design : Past, Present and Future", International Journal of Small Satellite Engineering, 1997