

위성체 자세제어 기술

김진호/인하대 교수

□ 차례 □

- | | |
|------------------|-------------------|
| I. 서론 | IV. 하드웨어의 종류 |
| II. 자세제어 시스템의 설계 | V. 자세 결정과 제어 알고리즘 |
| III. 자세제어의 종류 | VI. 결론 |

I. 서론

우주에서의 인공위성의 방향을 인공위성의 자세라고 정의 한다. 인공위성의 임무를 성공적으로 수행하기 위한 자세제어의 첫째 목적은 탑재장비(payload)의 지향 정확도(pointing accuracy)를 유지하는데에 있고 두번째는 인공위성을 원하는 자세로 변환시킬 수 있어야 한다. 이러한 기능을 수행하는 부분이 자세제어 시스템이다. 자세제어에 대한 고찰과 자세한 내용은 [2, 3, 4, 5]를 참고하면 좋을 것이다. 본고에서는 이러한 자세시스템의 초기 설계시 고려되어야 할 여러 요소들을 고찰하고 이에 대한 기술을 간단하게 정리하였다.

인공위성 설계시 여러가지 요소가 상충 또는 경쟁이 되는 가운데 서로 보완이 되어야 한다. 자세제어 시스템 또한 이와 같은 과정을 통하여 설계되어야 한다. 예를 들면 회전형 인공위성은 원통형 모양이고, 3축 자세제어 위성은 다각형의 외형을 갖고, 지구 중력 경도차(gravity gradient)

를 이용한 위성은 기다란 Boom의 끝단에 적당한 관성모멘트를 갖는 물체를 매달은 형태가 된다.

II. 자세제어 시스템의 설계

자세제어 시스템 설계시 첫째로 고려되어야 할 것은 임무 수행을 위한 필요한 기능이다. 즉 자세 결정만이 필요한지, 제어가 필요한지, 항법 기능이 필요한지, 또는 이들 모두를 필요로 하는가를 결정한다. 임무의 필요성에 따라 자세제어 시스템 결정에 가장 중요하다. 임무는 다음과 같은 요소들로 구분이 된다. 지구 한위치 또는 관성축에 대하여 움직이지 않는 위치를 지향해야 하는지, 궤도 수정이 요구되는지, 다목적용인지, 요구되는 정확도와 안정도, 자세 변경의 요구조건, 궤도, 자동화의 정도, 임무 수행기간, 본체에서 항법 자료의 필요성 등에 의하여 설계가 되어야 한다. (그림 1)

랑데뷰 또는 다른 위성과 결합을 할 경우에는

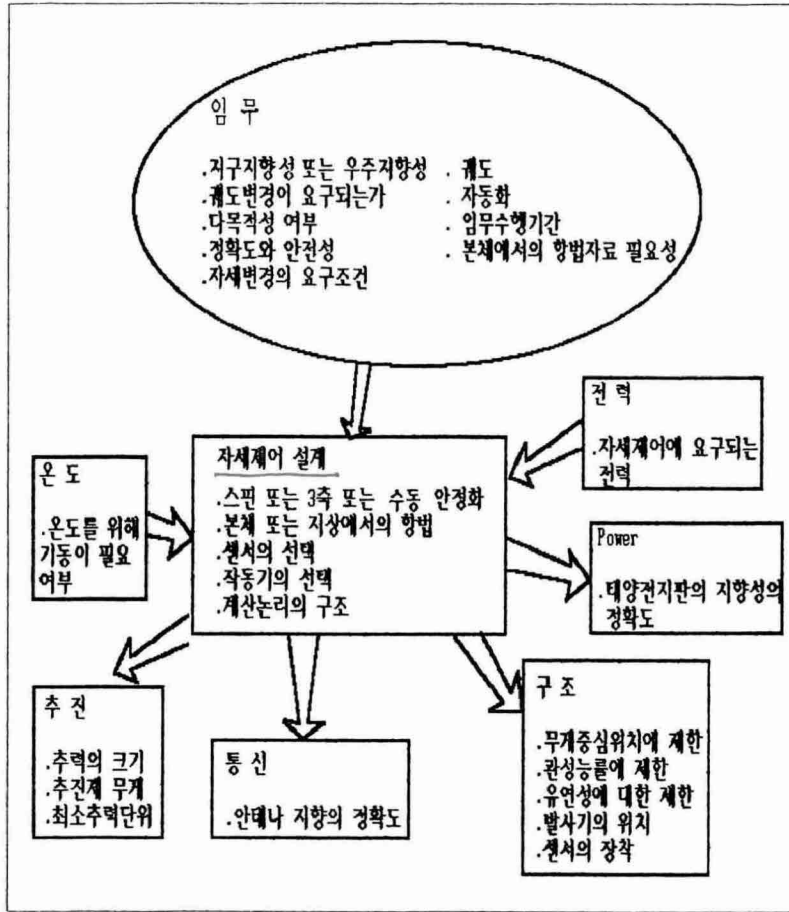


그림 1. 임무 요구사항과 다른 부시스템 및 자세제어 시스템간의 상관 관계

궤도를 변경해야 한다. 이와 같이 정지시키거나 출발을 위해서는 커다란 추력기가 필요하고, 위성본체에 항법 및 유도 기능을 보유하고 있어야 한다. 이를 위해서는 정확한 가속도계와 자이로와 이들을 통해 자세를 계산하는 논리로 구성된 관성측정장치를 필요로 한다. 궤도 조절을 하는 경우는 몇가지로 나누어서 그때 마다의 다른 센서와 다른 작동기를 사용한다. 예를 들면 궤도 진입시에는 큰 출력(수천 meter/sec)이 요구되므로 고체연료 추력기를 사용한다. 또한 추력기의 작동시 정확한 자세 유지가 필요하므로 일반적인 운용시와는 다른 제어 논리를 사용한다. 한편으로 탑재체의 운영을 위한 궤도 수정시(수 백 meter/

sec)에는 여러개의 추력기를 동시에 발사해야 하므로 추력기의 제어 논리가 일반 제어와 다르게 설계되어야 하고 본체의 자세 제어 기능이 요구된다. 궤도 유지를 위한 기동(백 meter/sec 미만)은 한세트의 추력기로 수행되고 이때 또한 본체에 자세제어 기능이 필요하다.

우주의 한 위치를 지향하기 위하여 자세를 유지하거나(maintain) 또는, 자세 계산을 하기 위해 센서로 별 또는 태양을 지향하거나(repointing), 지구 한 위치를 지향하기 위한 각속도로 유지하는(slewing) 등을 위하여 자세 변경(maneuver)을 한다. 대부분의 경우에 인공위성은 작은 각속도로 자세를 변경한다. 이러한 각속도의 요구조건

에 의하여 위성의 작동기와 그의 용량이 결정된다. 예를 들면 최대 자세변화율에 의하여 추력기의 크기 또는 리액션 휠(reaction wheel)의 최대 토오크를 결정한다. 큰 각도의 자세변환시에는 종종 고출력의 추력기 또는 제어 모멘트 자이로(control moment gyro)를 이용하는데 이렇게 빠른 각속도 운동은 각 구조물 사이의 연결 부분에 무리를 주고 본체의 무게가 중량화되는 단점이 있다. 일반적으로 지구의 한 위치를 지향해야 하는 경우에는 추력기 또는 리액션 휠중 하나를 선택한다. 리액션 휠을 선택하는 경우에는 MTB(magnetic torquer bar)를 사용하여 리액션 휠의 모멘텀을 방출한다.

지향해야 할 목표물이 우주에 고정되어 있는 경우에는 위성이 회전형 또는 3축 자세제어형 중에서 결정한다. 하지만 자세 변경이 빈번히 요구되는 경우, 회전형은 모멘텀 벡터를 옮기는데 많은 추력제가 소요되므로 적합 하지 않다. 지구를 지향하는 인공위성의 경우에는 지구중력 경도차(Gravity Gradient)와 지구자기장(Geomagnetic Field)을 이용한 자세 안정화 방법을 이용할 수 있지만 정확도는 다른 방법에 비하여 떨어진다.

위성의 지향오차(pointing error)는 자세결정, 위성제작, 및 위성의 자세 변경 세가지로 구분된다. 그러므로 주어진 전체 지향오차를 세가지 오차로 적절하게 분배하여야 한다. 일반적으로 전체 허용오차가 5° 이상일때는 지구 중력 경사 안정법을 이용하고 자세계산이 불필요 할때는 센서가 필요없고, 자세계산의 정확도가 ±3° 일때는 태양센서나 자장측정계가 센서로 적당하고, 이보다 정확해야 될 경우에는 별 추적기(star tracker)나 수평선 센서(horizon sensor)가 적합하다. 전체 허용오차가 1° 에서 5° 사이 일때는 지구중력 경사법보다는 회전형이나 3축 자세제어형 중에서 선택한다. 우주의 한 방향을 지향하는 경우에는 스피너로 안정화를 하는 것이 간단하다. 이때 자세 결정에는 태양 센서와 수평선 센서가 적합하

고, 작동기(actuator)로는 추력기와 장축운동(nutation)을 감쇄시키기 위한 댐퍼로 구성된다. 3축 제어형을 선택할 경우에는 추력기를 사용하는 리액션 제어 시스템을 이용할 수 있으나, 리액션 휠을 사용하면 추력제를 절약할 수 있으므로 인공위성의 수명을 늘릴 수 있다. 전체 허용오차가 1° 에서 0.1° 일때는 3축제어 또는 이중 회전 안정화 방법이 적합하고, 정확한 자세를 얻기 위하여 별추적기나 수평선 센서와 자이로가 필요하고, 작동기로는 리액션 휠과 모멘텀 방출을 위한 추력기 또는 MTB를 사용한다. 허용 오차가 0.1° 미만 일 경우에는 3축자세 안정화와, 센서는 별 추적기와 보다 정확한 자이로가 요구된다. 또한 제어 논리와 계산이 복잡하고 제어 모멘트의 주파수가 증가되어 위성의 유연성(flexibility)이 자세에 영향을 미치게 되므로 진동감쇄 장치가 필요하다.

위성의 수명을 결정 요소 중에 하나는 작동기와 센서의 수명이다. 추력기의 수명은 10년 정도 이고 자이로나 리액션 휠, 짐발과 회전형 센서의 수명은 10년 이상이고 레이저 자이로는 수명이 더욱 길다.

자세제어 시스템은 자세결정을 위한 센서와 제어를 위한 작동기로 구성되는 하드웨어 부분과 센서의 출력을 이용하여 자세를 계산하고 제어논리를 구성하여 작동기를 고정하는 탑재 컴퓨터에 내장되어야 할 소프트웨어로 구성이 된다. (그림

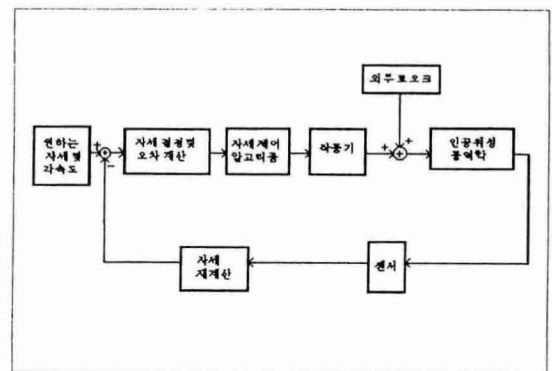


그림 2. 인공위성 자세제어 개략도

2) 이와 같은 구성요소들은 자세제어의 종류와 임무 수행에 필요한 요구조건에 의하여 결정된다. 센서와 작동기의 원리들은 [3]에 수록되어 있고 이들간 수명과 정확도는 [3, 6]에 비교되어 있다.

III. 자세제어의 종류

임무의 요구조건이 정해지면 자세제어 방법을 다음 안정화 방법 중의 한가지로 선택한다.

1. 단일 회전 안정화 (Single-Spin Stabilization)

인공위성의 자세제어 시스템 중 가장 간단한 방법은 단일 회전 안정화 방법이다. 최대관성의 주축(maximum principal axis)을 기준으로 회전을 시킴으로써 자이로효과를 통하여 관성좌표계에 대하여 일정한 자세를 유지하게 된다. 이 방법은 제어 모멘트 장치가 불필요한 수동적인(passive) 자세제어 방법이다. 이외의 수동적인 자세 제어 방법으로는 자기장, 중력장, 또는 태양 복사 압력장을 이용하는 방법이 있으나 이들은 정지궤도 같이 높은 궤도에서는 매우 영향력이 적으므로 통신위성과 같은 높은 궤도의 위성은 주로 회전 안정화를 통한 자세를 제어한다. 회전률은 보통 5-120 r.p.m. 이다. 회전률이 낮으면 자이로의 강성(gyroscopic stiffness)이 감소하게 되므로 외부로부터 오는 토크에 대하여 자세 표류(attitude drift)가 쉽게 발생한다. 한편 회전률이 높을 때에는 강직성은 증가 되어 외란에 대하여 고정된 자세가 유지하지만, 원심력에 의한 구조적 문제와 추력제 흐름의 문제가 발생한다. 그러므로 자세 표류를 감쇄시키기 위하여서는 회전률을 증가시키는 대신 회전축에서 멀리 떨어진 위치에 댐퍼를 달아 장축운동을 감쇄시킨다. 이 스핀 안정화 방법은 관성좌표계에 대하여 자세를 유지하는데 간단한 방법이지만 태양전지판을 효율적으로 이용할 수 없다는 단점이 있다. 특히 고이득 통신

안테나(high gain communication antenna)와 같이 지구를 항상 지향해야 하는 인공위성에는 이러한 단점을 보완하기 위하여 역회전 (de-spin) 구조 요소가 이용한다.

• 특 성 :

- 가. 인공위성 전체를 회전시켜야 한다.
- 나. 탑재 장비의 효율이 낮다.
- 다. 횡단축(transverse axis)에 대하여 모멘텀을 안정화 한다.

• 장 점 :

- 가. 기계적으로 간단하고, 비용이 적게 든다.
- 나. 고장이 적고, 수명이 길다.
- 다. 스캔(scan) 운동을 제공한다.
- 라. 관성좌표계에 대하여 자세가 고정된다.
- 마. 경량이고, 전력소모가 적다.
- 바. 외란에 대한 민감도가 작다.

• 단 점 :

- 가. 기동력이 불량하다.
- 나. 정보를 스캔되는 선을 통해서만 얻게 된다.
- 다. 세차(libration) 및 워블링(wobbling) 운동이 일어난다.
- 라. 한 축만이 고정된 좌표계를 유지한다.

2. 이중 회전 안정화(Dual-Spin Stabilization)

단일 회전 위성의 장점을 이용하고 단점을 보완한 이중 스핀 위성은 자이로 강직성을 얻는 회전 부분과 지구를 지향하는 움직이지 않는 플랫폼 포움(platform)으로 구성 된다. 이중 회전 위성에 장착된 댐퍼의 에너지 감쇄율이 어느 이상이면 최대관성 축으로 회전하여야만 하는 단일 회전형과는 다르게 최소관성 축에 회전해도 안정하므로, 탑재장비를 장착에 여유가 있다.

• 특 성 :

- 가. 위성체의 일부분이 회전을 한다.
- 나. 탑재장비는 회전치 않는 판에 장착한다.
- 다. 스핀축에 대하여 자동으로 지향한다.
- 라. 회전축에 대하여 모멘텀을 안정화 한다.
- 마. 모멘텀의 세차를 지상에서 수행한다.

• 장 점 :

- 가. 관성좌표계에 대하여 자세가 고정된다.
- 나. 외란에 대한 민감도가 작다.
- 다. 변화율 센서가 불필요하다.
- 라. 스캔(scan) 과 관성 지향(inertial pointing) 능력이 있다.
- 마. 최소관성 주축에 대하여서도 안정화를 시킬 수 있다.

• 단 점 :

- 가. 질량 밸런스(Balance) 보정이 요구된다.
- 나. 질량 분포 특성에 민감하다.
- 다. 고정밀 지향시 복잡하고 많은 비용이 요구된다.
- 라. 장축(nutational) 및 유연성(flexibility) 운동이 일어난다.

3. 3축 안정화 (Three-Axis Stabilization)

3축 안정화는 최근들어 가장 많이 이용되는 자세기술로서 탑재장비의 장착위치 선정이 자유롭고 태양전지 판을 가장 효율적으로 운용할 수 있는 기술이다. 제어 모멘트는 모멘텀 휠과 리액션 휠과 추력기들을 여러가지로 배합하여 얻는다. 이중 통신위성에 가장 널리 이용되는 방법은 피치축에 모멘텀 휠을 장착한 모멘텀 바이어스 시스템과 각 축마다 리액션 휠이 장착된 제로 모멘텀 시스템이다.

3.a. 제로 모멘텀 안정화

대부분 위성의 모멘텀을 영(zero)로 유지하는 제로 모멘텀 안정화 방법은 외부에서 오는 모멘

트를 각축의 모멘텀 휠이 저장하여 자세를 유지하고 휠의 회전률을 제어 하여 자세를 변경한다. 외부에서 오는 토오크에는 주기적으로 변하는 모멘트(cyclic disturbing moment)와 비주기적인 모멘트(secular disturbing moment)가 있다. 주기적인 모멘트의 한 주기간의 모멘텀의 합은 영이 되므로 휠의 모멘텀 또한 주기적으로 변한다. 비주기적인 모멘트는 계속 한방향으로 증가하므로 휠의 회전률이 상한성에 이르러 제어 모멘트를 축적할 수 없게 되므로 휠의 모멘텀을 추력기나 MTB등을 이용하여 줄이게 된다. (momentum unloading)

• 특 성 :

- 가. 위성의 대부분이 회전을 않는다.
- 나. 탑재장치가 본체위에 장착된다.
- 다. 3축 자세제어가 된다.

• 장 점 :

- 가. 자세정확도는 주로 센서의 정확도에 의하여 결정된다.
- 나. 여러가지 임무 수행에 용이하다.
- 다. 자세 변경이나 높은 정확도를 갖는다.

• 단 점 :

- 가. 하드웨어에 많은 비용이 소요된다.
- 나. 외란에 의한 모멘텀을 배출해야 한다.
- 다. 제어 알고리즘이 복잡하다.
- 라. 중량이 증가하고 전력 소비가 증가한다.
- 마. 보환을 위한 전체적인 고장 진단이 알고리즘이 필요하다.

3.b. 모멘텀 바이어스 안정화(Momentum Bias Stabilization)

한축에 대하여 자이로 강직성을 이용하여 자세를 제어하고 다른축은 회전방식이 아닌 방법으로 자세제어를 하는 모멘텀 바이어스 방식은 피치축에 대하여 휠을 회전시켜 자이로의 강직성(gyroscopic

stiffness)를 얻는다. 피치(pitch)는 휠의 회전률로 제어하고, 롤(roll)은 추력기 또는 리액션 휠 또는 휠이 짐발(gimbal)에 연결되어 있을 경우에는 짐발의 각도로 제어한다. 요우(yaw)는 롤과 커플(couple)이 되어 있으므로 롤을 통해 간접적으로 제어 한다.

• 특 성 :

- 가. 탑재 장비는 위성의 본체에 장착된다.
- 나. 피치 휠의 모멘텀 바이어스는 위성의 궤도면에 수직이다.
- 다. 피치와 롤 방향은 자동 제어 된다.
- 라. 요우제어는 궤도에 커플되어 있다.

• 장 점 :

- 가. 궤도회전율과의 커플이 되어 있으므로 요우 센서가 불필요하다.
- 나. 3축 제어 시스템에 비교하여 비용이 적게 든다.
- 다. 궤도면과 수직이고 지구중심을 지향한다.

• 단 점 :

- 가. 요우 방향의 정확도가 낮다.
- 나. 기동성이 불량하다.
- 다. 요우 자세를 측정하기 위하여서는 궤도 회전율(orbital rate)과 커플되어야 한다.

4. 수동식 중력 경사 방법 (Gravity-Gradient)

지구중심에서 위성의 각 부분간의 거리차로 인하여 각부분이 받는 중력에도 차이가 발생하므로 모멘트가 생긴다. 이 방법은 초기 저궤도 위성과 같이 안테나와 같은 관측 장비를 지구로 지향하는데 이용되었다. 이 방법은 회전하는 부분이 없고, 추력제를 사용하지 않으므로 진동이 억제 되어야 하거나 위성의 수명이 긴 경우에 적절하다. (GPB Probe, 우리별 1, 2호)

• 특 징 :

- 가. 지구 지향 위성으로 수명이 길다.
- 나. 성능은 관성모멘트와 고도에 의해 결정된다.
- 다. 모든축이 낮은 속도로 회전(liberation)한다.

• 장 점 :

- 가. 비용 소모가 적고, 간단하다.
- 나. 능동(active) 요소가 없고, 질량의 분사가 필요치 않다.
- 다. 2축 또는 3축 안정화가 가능하다.
- 라. 지향(pointing) 정확도가 낮은 경우에 가장 유용하다.
- 마. 수명이 길고, 신뢰성이 높다.

• 단 점 :

- 가. 지향 정확도가 불량하다.
- 나. 토오크의 저장량이 적다.
- 다. 외부나 내부에서 오는 외란에 매우 민감하다.
- 라. 관성 모멘트를 증가시키고 모든 축의 회전(liberation)을 감쇄시켜야 한다.

IV. 하드웨어의 종류

추력기는 화학 반응이나 열역학적인 팽창에 의하여 가속되는 추력제의 분자 분사에 의하여 추력이 발생한다. 핫가스(hot gas) 시스템은 화학반응에 의한 것으로서 0.5 에서 9000 N 의 힘을 낸다. 콜드 가스(cold gas) 시스템은 압축된 가스 또는 잠열(latent heat)에 의하여 팽창되는 가스로 5 N 미만의 추력을 낸다. 자세제어뿐만 아니라 궤도 수정 또는 휠의 모멘텀을 감소시키고 회전형 위성의 경우에는 회전 속도를 조절하는데 이용된다. 단점으로는 가스가 새어나감에 따라 임핀지먼트(impingement)가 발생한다.

리액션 휠은 대부분의 경우에는 모멘텀이 영인 상태를 유지하지만 주기적으로 위성에 가해지는 토오크를 흡수하고 회전운동시 또는 자세 변경시

에 필요한 모멘텀을 저장한다. 비주기적인 토오크에 의해 휠에 축적된 모멘텀은 추력기, 지구중력경도차 토오크와 지구 자기장 토오크로 휠의 모멘텀을 감쇄(momentum unloading)시킨다. 일반적으로 3개의 휠을 각각의 주축(principal axis)에 장착하고, 한개의 휠을 비상시에 대체될 수 있는 위치에 장착한다.

모멘텀 휠은 리액션 휠과 같지만 휠의 회전률이 일정하게 유지된다. 모멘텀 바이어스는 이중 회전형 위성, 지구지향 위성, 또한 중력 경도차 안정화 시스템과 같이 사용되기도 한다.

제어식 모멘트 자이로는 전자기계식 장치로 단 일축 또는 두축 짐발을 갖고 일정한 속도로 회전하는 휠이다. 짐발의 축을 회전시켜서 원하는 방향으로 모멘트를 얻는다. 모멘트의 크기는 짐발의 회전률에 의해 결정된다. 단점으로는 제어 알고리즘이 복잡하고, 중량과 비용이 많이 든다.

자기장 토오크는 전자석 또는 자석을 이용하여 자기장에 의한 모멘트를 발생시킨다. 이를 통하여 위성의 하네스(harness)에 의한 자기장을 보정하기도 하고 휠의 모멘트를 감쇄시킬 때에 이용된다. 이 모멘트는 지구의 자기장에 의해 결정되므로 자기력이 작은 높은 궤도에서는 비효과적이다.

뉴테이션 댐퍼(nutation damper)는 회전형 또는 지구 중력 경도차에 의한 안정화 위성에서 발생하는 뉴테이션 운동을 감쇄시키기 위하여 사용된다.

관성측정시스템은 자이로와 가속도계로 구성되어 있고 짐발 시스템과 스트랩 다운시스템의 두가지 종류가 있다. 스트랩다운 시스템은 짐발이 없는 대신 각속도 자이로(rate gyro)와 같은 센서를 통하여 탑재 컴퓨터로 자세를 결정한다.

태양센서는 자세를 보정할때 필요한 한개의 자세 벡터를 제공한다. 별 센서(star sensor) 역시 주어진 시간과 인공위성에서 본 별의 위치를 통해 자세 결정에 필요한 또 하나의 벡터를 결정한다. 수평선 센서(horizontal sensor)는 적외선을 이용

한 센서로서 지구표면의 열과 우주의 온도 차를 통하여 얻는 수평선의 길이를 통하여 위치를 결정한다.

V. 자세 결정과 제어 알고리즘

제어를 하기 위하여서는 현재의 자세를 결정해야 한다. 이를 위하여 위에서 열거된 센서들로부터 오는 입력으로 자세를 계산한다. 이때 각각의 센서는 외란요소들을 포함하고 있으므로 이러한 외란을 보정 또는 제거하기 위하여서는 필터(filter)와 같은 자료처리 알고리즘이 설계되어야 한다. 자세 표현 방법에는 크게 4 가지가 있고 이들의 원리와 장단점은 [3]에 정리되어 있고 기준좌표계들도 정의 되어있다. 계산된 현재의 자세에서 원하는 위치를 유지하거나, 자세 변경시 오차를 줄이기 위하여 제어 알고리즘을 설계한다. 제어 알고리즘은 위성의 자세 허용 오차 조건들에 따라 알고리즘이 각각 설계되어야 한다. 이러한 제어 알고리즘은 최근들어 개발된 CAD 용 소프트웨어(MATLAB, MATRIXx, ACSL 등등)를 이용하여 설계한다. 제어 알고리즘 설계의 중요한 성능지표로는 자세시험의 정확도, 외부 또는 외부에서 오는 토오크에 대한 자세 보정, 자세제어 시스템의 주파수 영역, 반응속도 등이 있다. 최근 들어서는 인공위성의 경량화 됨에 따라 유연성(flexibility)이 증가하므로 제어 입력에 의하여 유 연구조물을 고유 진동수로 자극될 수도 있으므로 이에 대한 해석과 보정을 해야 한다. 제어 알고리즘이 탑재되어 있는 컴퓨터는 디지털 자료를 이용하므로 샘플링 시간이나 시간 지연(time delay)과 같은 비선형 요소에 대한 반응을 해석할 수 있는 시뮬레이션 프로그램이 개발되어야 한다.

인공위성을 자세제어를 시뮬레이션하기 위한 프로그램은 제어 알고리즘을 검증하고 임무의 초기단계 설계시에 임무 수행의 신뢰도를 정량화하는 도구로도 사용된다. 또한 센서와 작동기와 같은 하드웨어 성능시험시에도 HIL(Hardware In

the Loop)에 알고리즘으로도 사용되고, 무엇보다도 지상관제 요원을 교육시키기 위한 텔레메트리 시뮬레이션 개발시에도 필수 불가결한 요소이다.

VI. 결 론

본서에서는 위성의 자세제어 시스템의 설계 초기단계에서 요구되는 기술들에 대하여 간략하게 서술하였다. 자세제어는 모든 시스템의 임무에서 오는 요구조건을 통합하는 기술이다. 이는 위성의 임무와 그의 성능을 결정하는데에 가장 중요한 기술이고 부산물은 인공위성의 지상관제 소프트웨어의 기술이다. 그러므로 자세기술은 인공위성의 초기설계에서 위성 관제운용에 까지 절대적으로 필요한 요소기술이므로 국내에서 많은 연구와 투자가 필요하다.

참 고 문 헌

1. 이자성, 통신위성의 자세제어 기법, 한국통신학회지, 제 10 권 제 11 호 1993년 11월호, pp. 8-18, 1993
2. P. Berlin, The Geostationary Applications Satellite, Cambridge Aerospace Series, Cambridge University Press, Cambridge, 1988
3. J. R. Wertz (edited by), Spacecraft Attitude Determination and Control, D. Reidel Publishing Company, Dordrecht, Holland, 1978
4. J. R. Wertz and W. J. Larson (edited by), Space Mission Analysis and Design, Kluwer Academic Publisher, Boston, 1991
5. M. H. Kaplan, Modern Spacecraft Dynamics and Control, John Wiley & Sons, New York, 1976
6. 한국항공우주연구소, 위성체 자세안정화장치 기술 개발에 관한 연구 (I), 과학기술처, 6월 1992
7. 한국항공우주연구소, 위성체 자세안정화장치 기술 개발에 관한 연구 (II), 과학기술처, 9월 1993

筆者紹介

▲ 김 진 호

- 1982년 2월 : 인하대학교 항공공학과 (공학사)
- 1985년 12월 : Pennsylvania State University, 공학석사(항공공학)
- 1990년 12월 : University of Illinois, 공학박사(항공공학)
- 1990년 1월~1990년 12월 : 미국 육군 CERL 연구소, 연구원
- 1991년 1월~1990년 11월 : 미국 해군 Naval Surface Warfare Center, 연구원
- 1991년 11월~1993년 2월 : 미국 Fairchild Space and Defense Corp, 선임연구원
- 1993년 3월~현재 : 인하대학교 항공우주공학과, 조교수