

# 정지궤도상의 통신위성 관제

이 병 섭 / 한국항공대학교 통신정보공학과 교수

## 차례

- I. 개 요
- II. 정지궤도
- III. 정지궤도상에서의 섭동력
- IV. 위치유지
- V. 자세제어
- VI. 지상관제소 구성 및 기능

## I. 개 요

정지궤도상의 통신위성을 관제해야하는 지상 관제소 임무는 발사에서 정지궤도 진입에 따라 크게 두 가지로 분류된다. 첫째는 발사체에 의해 발사되어 주차궤도(parking orbit), 전이궤도(transfer orbit), 표류궤도(drift orbit)를 거쳐 정지궤도 상에 진입하는 과정에서 필요한 궤도계산 및 원격 명령송출, 원격측정데이터 분석 등에 관련된 임무이고 둘째는 정지궤도에 진입한 후 통신위성의 평균수명인 10년간을 거쳐 우주에 존재하는 초고주파 중계소로서의 역할을 정상적으로 수행하는

데 필요한 원격명령송출 및 원격측정데이터 수신, 처리임무이다. 여기서 원격명령은 위성의 궤도와 자세가 규정된 조건을 만족하도록 하고 위성시스템이 정상적인 동작을 유지하도록 하는 명령들로 구성되고 원격측정데이터는 위성버스 및 탑재시스템의 상태를 지상관제소에 전송하는 데이터로서 지상관제소에서 이를 판독하여 위성시스템의 정상여부를 원격에서 판정할 수 있다.

제 1 세대 무궁화위성의 경우 국내관제소는 위성제작사의 관할 하에 발사에서 정지궤도진입 과정에 필요한 임무를 수행하게 된다. 이 과정에서 요구되는 고난도 위성관제 기술은 미래에 국산 위성을 독자적으로 궤도에 진입시키고자 할 때에는 필수적으로 습득되어야 하는 기술이기 때문에 무궁화위성을 통해서 가능하면 많은 노하우를 축적할 필요가 있다. 무궁화위성이 정지궤도 진입이 완료된 후 국내관제소가 수행하여야 하는 임무는 우주에 존재하는 중계소로서의 통신위성이 최소의 연료를 사용하여 규정된 궤도와 자세를 유지하도록 하여 주어진 10 년간의 수명동안 정상적인 임무를 수행토록 하는 동시에 위성버스시

시스템 및 탑재장치의 정상여부를 원격측정데이터를 통해 판정하고 특정부품에 고장이 발생할 경우에 여유(redundancy)부품으로 대체시켜 전체 위성시스템이 정상동작 하도록 하는 임무를 수행하게 된다.

위성시스템의 수명은 위성을 구성하는 여러 서브시스템 성능열화 및 잔여 연료량에 의해 결정되는데 이중 가장 결정적인 영향을 미치는 것은 위성의 궤도 및 자세를 제어하는데 필요한 잔여연료량으로써 연료가 고갈되면 기타 위성시스템의 동작상태와 관계없이 위성의 수명은 종료된다. 왜냐하면 정지궤도상에 존재하는 여러가지 섭동(perturbation)에 의해 위성에 대한 위치유지 및 자세제어가 위성관제소에 의해 지속적으로 수행하지 않으면 위성은 결국 정지궤도에서 벗어나게 되고 따라서 통신위성으로의 역할을 수행할 수 없기 때문이다.

왜 정지궤도상의 위성이 규정 궤도와 자세를 유지하려면 연료가 필요한가? 1945년에 Arthur C. Clarke 의해 제안된 정지궤도는 위성과 지구사이의 만유인력과 위성의 원심력이 평형을 이루면서 주기가 1 항성일 (= 23시간 56분 4초)인 적도상공의 원궤도이다. 그러나 지구의 무게중심과 축이 중앙에서 벗어나 있기 때문에 궤도내에서 미세하지만 편향된 힘을 지속적으로 받게 된다. 그리고 달의 위치에 따라 작용하는 힘에 의해 조수가 이동하여 밀물과 썰물현상이 있는 것처럼 위성도 달의 위치에 따라 영향을 받게 된다. 이러한 외부적인 힘을 섭동(perturbation)이라고 부르는데 이 힘에 의해서 위성은 규정된 위치에서 계속적으로 벗어나게 되고 만일 이를 보정하지 않으면 위성을 이용한 통신은 불가능하게 된다. 따라서 최소의 연료를 사용하여 위성의 궤도 및 자세유지를 수행하는 것은 위성을 성공적으로 운용하는데 있어 가장 중요한 관건이 되는 것이다.

## II. 정지궤도

완전한 정지궤도는 지구중양으로의 중력 외에는 달이나 다른 천체에 의한 외부적인 힘이 존재하지 않고 지구가 완벽한 구로서 무게중심이 정중앙에 위치할 때 위성이 지구를 회전하는 상황에서 가정할 수 있는 이론적인 개념이고 실제의 정지궤도에서는 천체역학에서 섭동(perturbation)이라고 부르는 달이나 태양에 의한 힘 그리고 지구가 완전한 구가 아니기 때문에 발생하는 힘 등에 의해 이론적인 정지궤도가 시간이 지남에 따라 미세하지만 왜곡되게 되고 이러한 왜곡이 심화되면 위성을 이용한 통신이 불가능하게 된다.

완전한 구형태의 지구를 위성이 일정한 각속도  $\phi$ 로 주위를 회전하는 이상적인 경우를 생각해보자. 이때 위성은 지구주위를 반지름이  $r$  인 원궤도를 그리며 회전하게 된다. 뉴턴의 중력에 법칙에 의해 두물체에 작용하는 인력은 두물체의 중량의 곱에 비례하고 두물체간의 거리의 제곱에 반비례하므로 질량이  $M$ 인 지구와 질량이  $m$ 인 위성간의 인력은 다음식과 같이 표시된다.

$$F = \frac{gmM}{r^2}$$

위성이 지구주변을 회전하면서 생기는 원심력과 지구와의 인력을 동일하게 함으로써 위성을 지구와 동일한 각속도를 갖는 원궤도로 회전시킬 수 있다. 여기서  $\mu = gM$ 은 중력상수이다.

$$m\phi^2 r = \frac{m\mu}{r^2}$$

윗식에서 양변에 나타나는  $m$  을 소거하면 위성체 질량과는 무관한 운동방정식을 구할 수 있다. 즉 중력과 원심력과의 평형은 궤도 반지름인  $r$  값이 다음과 같을때 이루어진다.

$$r = \left( \frac{\mu}{\phi^2} \right)^{1/3}$$

중력상수 = 398601.8 km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> 와  $\psi = 360.985647$

degree/day를 rad/sec로 변환, 대입하면  $r = 42164.2$  km가 된다. 이상적인 정지궤도에서는 한번 정지궤도에 진입한 위성은 위성과 지표면과의 상대적 위치가 영원히 불변하게 된다. 그러나 앞에서 언급한 바와 같이 실제의 정지궤도에서는 위성에 작용하는 외적인 힘인 섭동(perturbation)에 의해 궤도의 모양, 기울기, 경도상의 위치가 변하게 된다. 이러한 변화는 능동적 궤도 제어에 의해 보정될 수 있는데 이러한 조정은 지상 관제소의 명령에 따라 작동하는 위성에 탑재된 추진체에 의해 수행된다. 이러한 조정행위를 위치 유지 조정(Station Keeping Manoeuvre)이라고 부른다. 정지궤도의 반경은 섭동에 의해 계속적으로 변화되는데 그 평균값은 42,164.5 km 로써 지구 반지름의 약 6.6 배에 해당된다. 적도에서 지구 반지름의 평균값이 6,378.144 km 이므로 적도상공에서 위성의 고도는 35,786.4 km 가 된다. 이 정도의 고도에서는 지구로부터의 중력은  $0.2242 \text{ m/s}^2$ 로 나타나고 위성의 비행속도는 초속 3.075 km 에 이른다.

### III. 정지궤도상에서의 섭동력

만일 이상적인 정지궤도가 존재할 수 있다면 자세제어시스템(AOCS: Attitude and Orbit Control System) 및 추진시스템이 불필요하기 때문에 통신위성을 제작하는데 현재와 같은 막대한 비용이 들지 않을 것이다. 그러나 불행히도 정지궤도에 작용하는 여러가지 섭동은 관제소에 의해 지속적인 제어를 하지 않을 경우 위성은 궤도를 이탈하게 되고 따라서 통신위성으로서의 임무를 수행할 수 없게 된다.

이러한 섭동의 하나는 지구의 모양자체에서 비롯된다. 지구는 완전한 구가 아니다. 지구는 그림 1 에서 보는 바와 같이 동서의 지름이 남북의 지름보다 크고 남반구가 북반구보다 체적이 크다. 이러한 모양 때문에 지구의 무게중심은 적도면보다 아래에 위치하게 된다. 따라서 중력장의 중심

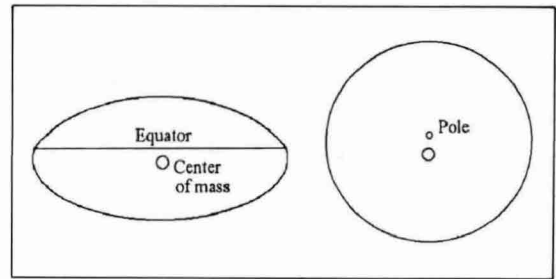


그림 1. 적도 및 극점에서 본 지구의 비대칭성

이 궤도의 회전축과 일치하지 않게 되고 이러한 불일치는 시간이 지남에 따라 정지궤도의 형태를 변화시킨다. 적도상에서 본 지구가 비대칭일 뿐만 아니라 극점에서 본 지구 역시 비대칭이고 이로 인한 무게중심 역시 극축에서 벗어나 있다. 따라서 위성은 지구의 중앙에서 벗어난 점으로부터 인력을 작용받게 된다. 이러한 섭동력은 위성궤도의 기울기 및 위치를 변화시킨다. 궤도면에 대해 어떠한 기울기(inclination)를 갖게 되면 지상에 위치한 관측자에 의해서는 위성이 24 시간을 주기로 남북으로 스윙하는 형태로 나타나고 궤도위치의 변화는 지상관측자에 의해서는 동서방향의 표류형태로 관측된다. 달에 의한 영향도 심각하다. 달의 인력이 지구에 미치는 영향은 그림 2와 같이 조수의 밀물, 썰물 현상을 초래하는 것을 우리는 잘 알고 있다. 정지궤도상의 위성은 조수가 달의 영향을 받는 동일한 힘에 의해 영향을 받는다. 이밖에 태양에 의한 섭동이 있는데 정지궤도상의 위성과 태양과의 거리는 1억 4000 Km 이상 떨어져 있는 관계로 중력에 의한 영향은 미약하다. 그러나 태양으로 방사되는 열과 빛 에너지에 의한 태양복사압을 받게 된다. 이 태양복사압은 태양전지판을 포함한 위성체 투사면적과 비례한다. 이복사압은 평방 Km당 0.5 kg이나 위성에 지속적으로 오랜기간 동안 작용하여 위성을 한쪽방향으로 서서히 궤도 밖으로 밀어내게 된다. 이러한 모든 섭동력은 위성이 이상적인 정지궤도에 머물러 있을 수 없도록 한다. 따라서 위성

을 정지궤도상의 규정된 위치에 머무르게 하기 위해서는 필수적으로 지상관제소로부터의 지속적인 제어가 필요하다.

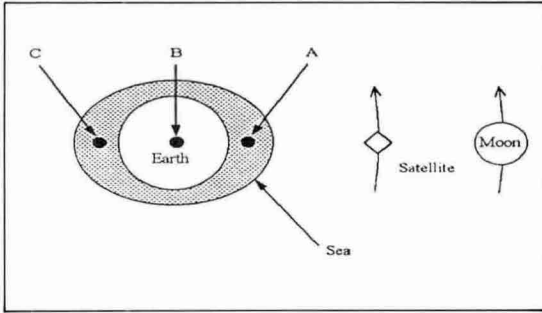


그림 2. 해수 및 위성에 대한 달의 영향

#### IV. 위치유지(Station Keeping)

위성을 보유하고 운용하는 주무부서는 위성사용자에게 위성이 항상 규정된 위치에서 동서남북으로  $\pm 0.1^\circ$  내에 존재하는 것을 보장하여 위성을 사용하는 통신사업자가 위성안테나 지향방향을 수시로 조정해야하는 필요성을 배제시켜야한다. 이러한 각도상의 요구조건을 정지궤도상에서 거리로 환산하면 그림 3 과 같이 한 변이 약 65 Km 인 사각형으로 나타낼 수 있는데 이것을 전문용어로 Deadband 라고 부른다.

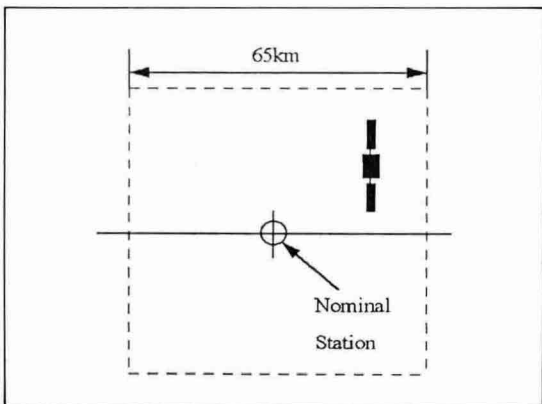


그림 3. 위치유지가 요구되는 deadband

이 Deadband의 크기가 작으면 작을수록 위성관제소는 더욱더 빈번하게 위성의 위치유지 제어를 수행해야 하므로 통신상의 요구조건이 허용하는 한 Deadband를 크게 설정하는 것이 위성관제에 유리하다. 지상관제소는 위성 추적및 거리계산 안테나로써 Deadband내에서 위성의 정확한 위치를 파악하여 위성이 이 영역에 항상 머무르도록 제어해야한다. 앞에서 언급한 여러가지 섭동력 때문에 위성은 규정된 위치에서 벗어나 사각형의 한쪽측면으로 벗어나게 된다. 그러면 위성관제소는 위성을 원위치로 환원시켜야 하는데 그 방법은 그림 4 와 같이 위성체에 장착되어 있는 소형로켓을 분사시켜 위치이동시킨다. 위성의 위치유지를 위하여 추진체를 분사한 후에는 적당한 위치에서 이를 정지시킬 역분사가 필요하다.

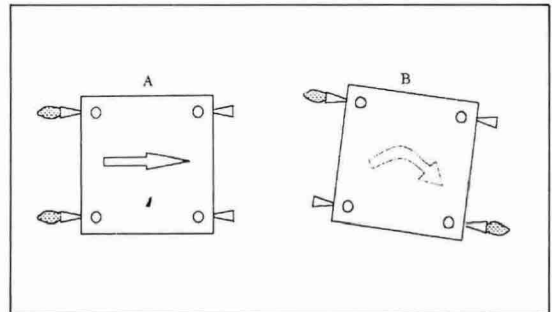


그림 4. 추진체를 사용한 위성의 위치이동 및 회전원리

이러한 모든 행위는 지상관제소에서 송출되는 추진체를 동작시키는 원격명령에 의해 이루어지는데 추진체의 동작시간 및 크기 등은 지상관제소에 위치한 컴퓨터에 의해 위성의 동역학과 천체역학 등을 고려하여 정교하게 계산된 후 결정된다. 위성관제소에서 수행되는 위치유지 업무흐름은 그림 5 와 같다.

#### V. 자세제어

정지궤도상의 통신위성은 지구의 특정지역과

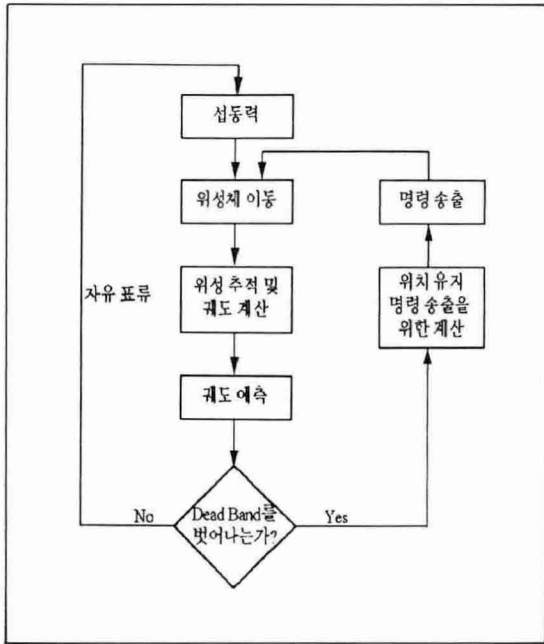


그림 5. 위치유지 업무 흐름도

통신을 수행하기 위한 안테나를 갖고 있으며 이 안테나는 특정지역을 항상 지향하고 있어야 한다. 그런데 위성의 안테나는 위성체의 한쪽 면에 고정되어 있기 때문에 안테나가 지구의 특정지역을 지향하도록 하려면 안테나가 위치해 있는 위성체 면을 항상 지구를 향하도록 하여야 한다. 이러한 효과를 얻으려면 그림. 6과 같이 지구를 위성이 1 회 회전하는 동안에 동시에 위성체 몸통 자체를 피치축을 중심으로 24시간에 1회전 하도록 하여 안테나가 위치한 면이 항상 지구를 향하도록 하여야 한다. 위성의 이러한 회전동작은 위성이 초기 정지궤도에 진입할 때 추진체를 이용하여 피치축을 중심으로 24시간에 1회전하도록 각모멘트를 부가하면 된다. 이론적으로는 위성은 영원히 24시간을 주기로 1회전하므로 특별한 조정이 필요 없게 된다. 그러나 궤도의 경위와 마찬가지로 외부에서 작용하는 힘 때문에 실제로는 자세유지를 위한 조정이 지속적으로 요구된다.

그 이유는 우선 태양복사압은 위성의 구조 및

질량의 비대칭성으로 인해 위성체 자세를 변화시키고 그밖에 지구의 자장과 위성체내의 전류흐름 등에 의한 토크의 발생과 중력장의 비대칭성 등에 의해 자세가 변하게 되고 무엇보다도 위치유지 과정에서 추진장치 발사시 발생하는 disturbance 등에 의해 자세가 변하게 된다. 위성체 자세의 이러한 변화는 궤도상의 위치유지에서와 마찬가지로 연료를 사용하는 추진기에 의해 보정이 가능하나 위성에 있어 연료는 한정된 고가의 자원이기 때문에 가능하면 전기로 구동이 가능한 모멘텀 바퀴(Momentum Wheel)나 반동바퀴(Reaction Wheel)를 사용하게 된다.

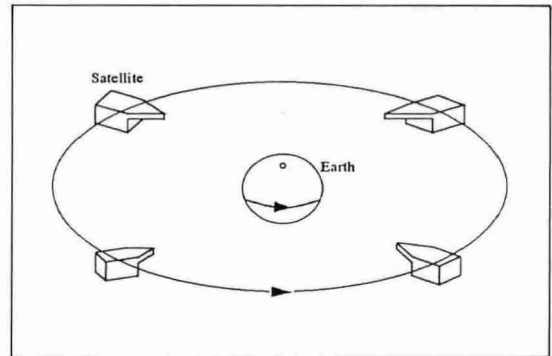


그림 6. 지구를 한번 회전하는 동안 요구되는 위성자세

모멘텀바퀴의 구성 및 동작원리는 그림. 7 에서 보는바와 같이 무게가 2 내지 3 kg 정도되는 바퀴가 위성체 몸통 한쪽 면에 부착되어 약 2000 rpm의 속도로 회전하고 그 회전축은 남북방향 즉인 피치축과 일치시킨다. 이러한 상태에서 모멘텀바퀴는 자이로스코프 역할을 수행하여 롤축과 요축에 대해서는 외력에 대해 움직이지 않으려는 관성을 발휘하여 안정성을 추구하게 되고 동시에 피치축에 대해서는 24시간에 1회전하는 상태를 유지하게 된다. 따라서 롤축과 요축에 대해서는 안정화되어 있고 피치축상의 제어는 모멘텀바퀴의 속도를 가감함으로써 동서방향의 위성자세를 제어할 수 있다. 예를 들어 위성체몸통이 피치축상

에서 시계반대방향으로 회전하면 결과적으로 위성안테나에 의한 지표면상의 궤적은 규정된 위치에서 서쪽으로 벗어나게 된다. 이러한 위성자세 변화는 위성체에 탑재된 적외선 지구센서등에 의해 감지될 수 있다. 이를 보정하기 위해서는 모멘텀바퀴의 회전속도를 감속하면 이 반작용으로 위성체 몸통 즉 안테나 지향방향은 다시 동쪽으로 이동되게 된다. 마찬가지로 원리로 위성자세를 서쪽으로 보정하려면 모멘텀바퀴를 가속하면 된다. 자세변화정도에 적합한 회전속도의 변화는 컴퓨터에 의해 계산되어 위성관제소에서 송출된 원격 명령에 의해 수행될 수도 있고 위성탑재 컴퓨터에 의해 자동으로 수행될 수도 있다. 일단 회전속도를 변화시킨 후에는 그변화된 회전속도를 유지하게 되고 위성체 몸통은 보정된 자세를 유지하게 된다. 태양복사압 또는 그밖의 섭동력에 의해 위성체 자세가 동쪽 또는 서쪽 중에서 한쪽방향으로 계속적으로 편향되는 경우가 발생하는데 이때 이를 보정하기 위한 모멘텀 바퀴의 속도는 계속적으로 증가되거나 계속적으로 감소하게 된다. 계속적으로 증가되는 경우에는 모멘텀바퀴의 최대 허용 회전수에 도달하게 되어 더이상 회전속도를 가속할 수 없게 되고 반대로 회전속도가 계

속적으로 감속될 경우에는 회전 rpm이 감소되어 모멘텀바퀴가 자이로스코프 역할을 상실하게 된다. 이두가지 경우에 있어 모멘텀바퀴가 자세제어 기능을 계속적으로 수행하기 위해서는 모멘텀바퀴의 rpm은 규정속도인 2000 에서 3000 rpm 사이로 복원되어야 하는데 이때 모멘텀바퀴의 회전속도를 변화할때 생기는 급격한 자세변화를 방지하기 위해 추진체를 사용하여 모멘텀바퀴의 회전변화에 의해 발생하는 토크를 상쇄시키는 역방향의 토크를 발생시킨다. 이러한 행위를 모멘텀 덤핑(momentum dump)라고 부른다.

모멘텀바퀴의 자이로스코프적인 작용으로 인하여 롤축과 요축에 대한 안정성이 있지만 외부 섭동에 의해서 어느 정도 변하게 된다. 롤축상의 변화는 안테나 빔 궤적이 남북방향으로 스윙하는 결과를 초래하고 요축상의 변화는 안테나 빔 궤적이 피치축을 중심으로 회전하게 하여 편파를 이용해 주파수 재사용을 하는 위성통신에 악영향을 미치게 된다. 모멘텀바퀴를 하나 사용하는 경우에는 롤축과 요축에 대한 보정이 불가능하기 때문에 통상적으로 두개의 모멘텀 바퀴를 비스듬한 각도로 배치하되 그 평균 모멘텀 관성이 피치축을 향하게 하여 피치축을 중심으로 자이로스코

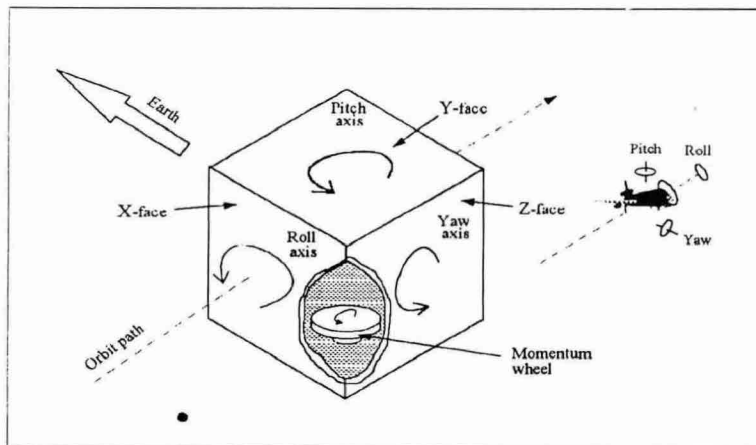


그림 7. 모멘텀바퀴에 의한 위성자세제어 원리

프적인 역할을 수행하게 하고 롤축과 요축상의 자세제어는 두개의 모멘텀바퀴의 속도조정을 통해 이루어진다.

모멘텀바퀴는 자세제어에 있어 간단하고 효과적인·장치이지만 모멘텀바퀴에 의해 제어되는 위성체의 규모는 중·소형이 적합하다. 위성의 기능 및 구조가 점점더 복잡해지고 안테나 및 태양전지판등 위성체를 구성하는 각 서브시스템이 갖는 회전관성력이 다양해지고 있다. 이러한 위성체 자세제어 시스템으로는 그림. 8 과 같은 3축에 독립적으로 설치된 반동바퀴(reaction wheel)가 많이 사용된다. 반동바퀴는 모멘텀바퀴보다는 소형으로서 모멘텀바퀴와 마찬가지로 전기적으로 구동되고 회전축은 위성체의 피치, 롤, 요축과 일치시켜 독립적으로 3개가 장착된다. 각축에 대한 자세제어는 모멘텀바퀴 경우에서와 같이 회전속도를 가감하므로써 자세제어를 수행한다. 통상적으로 위성체 몸통의 대각선 방향으로 하나의 반동바퀴를 추가로 장착하여 세개의 반동바퀴중 하나가 고장났을 경우 이를 백업할수 있도록 한다. 위성체에 장착되어 있는 자이로스코프 및 지구센서, 태양센서등에 의해 위성의 자세가 판정되고 이를 보정하기 위한 반동바퀴 또는 모멘텀바퀴의 회전속도제어는 지상관제소내의 컴퓨터에 의해 계산되어 원격명령 형태로 송출되거나 위성탑재 컴퓨터에 의해 수행된다.

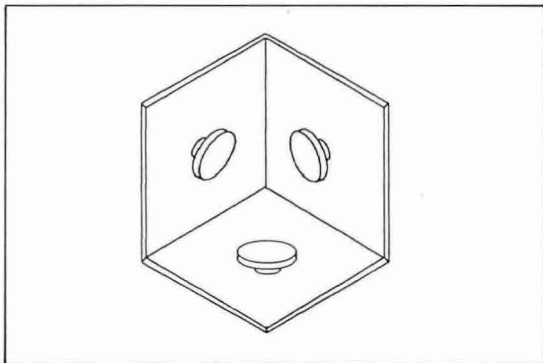


그림 8. 위성체내의 반동바퀴 배치도

## VI. 위성관제소 구성 및 기능

위성이 발사되어 정지궤도에 도달하는 과정에 위성을 추적하여 원격명령 송출및 원격측정데이터 처리를 담당하고 정지궤도 진입후 그 수명기간 동안에 위치유지 및 자세제어를 수행하는 무궁화위성 위성관제소의 재원은 그림 9 와 같다. 위성관제의 중요성을 고려하여 천재지변 또는 그밖의 시스템 고장으로 인한 위성관제 불능상태를 배제하기 위해 위성관제소는 충분한 거리를 두고 설치되는 주관제소와 부관제소로 이루어진다. 무궁화위성의 경우 주관제소는 용인에 부관제소는 대덕연구단지에 설치되어 있다. 부관제소 안테나 중 하나는 풀 모션 안테나(Full Motion Antenna)로서 위성이 궤도에 진입시 지평선에서 또다른 지평선까지의 추적을 위해 사용되고 그밖이 실험 위성등 기타 다른 위성에대한 관제업무등에 활용될 수 있다. 위성관제소 제원중 RF, IF, TT&C 기저대 부분은 원격명령을 송출하고 원격측정데이터를 수신, 처리하는 기능을 담당한다. 위성제어센터(SCC) 내에 존재하는 컴퓨터는 위성관제에 필요한 모든계산을 수행하고 원격측정데이터를 처리 보관하고 아울러 고도의 운용자 접속 컴퓨터 단말기를 통하여 원격명령을 생성하고 원격측정데이터를 표시한다. 위성제어센터에는 위성동적모사기(satellite dynamic simulator)와 정적모사기(static simulator)가 있는데 동적모사기는 위성의 궤도 및 자세를 제어하는 명령의 유효성 및 안정성을 검증하는데 사용되고 정적모사기는 TT&C기저대에서 RF부까지의 신호연결상태의 정상여부를 검증하는데 사용된다. 위성관제소에는 위성제어센터외에 위성통신감시제어시스템(comuunication System Monitor) 및 궤도내 시험시스템(In orbit Test) 그리고 전체 위성통신망에 대한 계획 및 감시 제어를 수행하는 위성통신망 제어센터(Network Control Center)가 있는데 위성제어센터와 위성망제어센터가 상호 보완적으

로 작동함으로써 위성을 포함한 위성통신망의 정상적인 동작과 운영을 확보할 수 있다. 최근 인공지능을 응용한 위성관제 시스템이 개발이 활발히 진행되고 있어 2000년대에는 무인위성관제소의 출현이 예측되고 있고 국내에서도 이러한 세계적인 추세에 맞춰 위성관제시스템 개발에 주력하여 미래 우주산업의 중요한 노하우를 조기에 습득하여야 할 필요성이 있다고 생각된다.

---

### 筆者紹介



▲이 병 섭

- 1975~1979년 : 한국항공대학교 통신과(학사)
  - 1979년~1981년 : 서울대학교 전자과(석사)
  - 1986년~1990년 : New Jersey Institute of Technology (박사)
  - 1981년~1985년 : 한국전자통신연구소 운용 S/W 연구실 선임연구원
  - 1990년~1992년 : 한국전자통신연구소 위성관제 연구실 실장
  - 1992년~현재 : 한국항공대학교 통신정보공학과 조교수
-