

위성체의 구성 및 소요 기술

金 珍 鐵

韓國航空宇宙研究所 衛星本體室 室長

I. 서 론

지구궤도를 선회하는 인공위성은 궤도상의 우주환경에서 주어진 임무 통신방송, 지구관측, 원격측정, 우주 탐사등의 용도에 따라 인공위성의 특성과 형상이 결정되며 인공위성이 작동하는 궤도에 따라서도 설계 특성이 좌우되고 있다. 지금까지 인공위성 개발 역사는 짧지만 초기의 인공위성 형태와 기능에서 지금의 기술을 비교하면 놀랄만한 기술적 진보를 볼 수 있으며 이는 인공위성의 활용성과 요구가 그 만큼 다양하고 크다는 것을 알 수 있다. 인공위성의 기술은 항공기 개발 기술을 바탕으로 하지만 그 활동영역이 우주라는 점에서 더욱 고도의 기술진보를 요구하고 있으며 초기의 소형 비동력 형태에서 중형 및 대형급의 복잡한 시스템으로 구성된 형태와 자체 동력을 가지는 인공위성의 형태로 발전해 왔으며 진보된 기술력을 바탕으로 인간이 거주 할 수 있는 우주선 형태로까지 확장되고 있다. 인공위성 기술은 항공, 전자, 기계, 금속 등 여러분야의 종합 기술로써 각 분야의 고도기술과 아울러 각 부시스템으로 구성되는 체계를 종합하는 시스템 엔지니어링 기술이 또다른 한 기술분야로 중요한 위치를 차지하고 있으며 위성본체와 탑재장비, 위성체와 발사체 및 지상국 등의 interface 기술이 요구되고 있다.

대표적인 위성체의 구성이 그림 1에 보여지고 있는데 탑재장부를 제외한 위성체는 위성체의 형태와 골격을 구성하며 각 장비들을 지지보호하는 구조계와 위성체의 궤도상에서 위성 자세의 안정성과 지향성을 정밀하게 유지하고 궤도를 조정하는 자세제어계가 있으며 위성체 내부의 각 장치들이 열환경으로부터 보호되도록 하는 열제어계와 각 장비들이 사용하는 전력을 공급해주는

전력제어계로서 에너지원은 태양에서 태양전지판을 사용하여 얻고 있으며 일식 기간을 대비한 배터리가 장착되어 있다. 또한 위성체의 위치와 각 상태를 점검하고 지상에서 조종할 수 있는 원격측정 명령계와 위성체를 원하는 지구궤도에 진입시켜주는 추진계등의 주요 6개 분야로 구성되어 있으며 이러한 여섯 분야의 기술과 특성을 각 분야별로 기술하고자 한다.

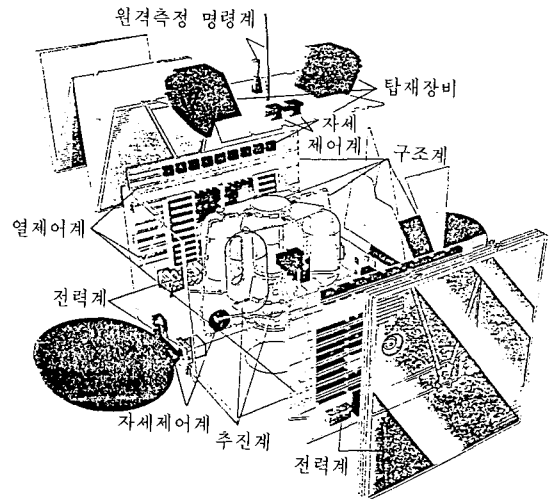


그림 1. 위성 서비스시스템 구성

II. 구조계의 구성

위성체를 이루는 구조물들의 종류로는 판재(panel) 형태와 truss 형태 및 ring 형태등의 구조물등이 있으며

이러한 구조물의 대표적인 형태와 특징은 다음과 같다.

분류	구성품	특징	비고
위성안테나 구조물	곡면 반사판 지지 트러스 pointing mechanism	초경량화(탄소복합소재 구조물) 정밀조립(0.01° 수준)	-진동변형제어 -열제어 -고신뢰도 (10 ⁻⁹ 수준)
위성 탑재체, 본체 구조물	탑재판, 지지판, Cylinder, 지지대	초경량화(Al Honeycomb 구조물) 정밀가공 (10 ⁻⁶ m 수준) 고강도 Al-alloy 부품	
위성-발사체 연결 구조물	대형 원 frame fairing	경량화(탄소복합소재 구조물) 고강도 Al-alloy 부품	

위성체의 구조물은 가볍고 강성이 강한 재료를 사용하고 있으며 알루미늄 재료가 기본이 되고 있으나 복합재료의 사용빈도가 증가하고 있는 추세이며 또한 더욱 가벼운 재료로 마그네슘 재질도 사용되고 있다. 위성체의 무게는 발사 비용과 직결되기 때문에 최소의 무게로 기능을 다할 수 있도록 최적 설계기법이 많이 응용되고 있으며 구조형태도 벌집형(honeycomb) 구조물(그림 2)이 되도록 하여 최소무게로 요구되는 강성이 유지되도록 설계된다.

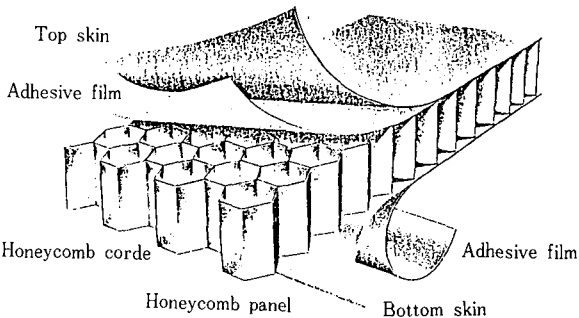


그림 2. Honeycomb panel (Courtesy CIBA-GEIGY)

1. 구조물의 설계 해석 기법

전산설계 기법의 발달로 위성체의 구조물을 기초형상 설계에서부터 응력해석, 동적특성등을 반복적으로 사용하여 최적설계를 수행하게 되는데 그림 3은 구조 해석 과정도의 한례로써 CAD software를 이용하여 구조체의 preprocessing 작업이 수행되며 이 과정에서 solid modeling과 자동 mesh 생성, 경계조건 선정등이 이루어진다. CAD에 의해 생성된 모델은 PATRAN, SU-

PERTAB등의 software에 의해 구조해석을 위한 해석 모델로 자동으로 변환될 수 있으며 NASTRAN, ANSYS등의 해석 software의 사용으로 구조물의 정적 해석, 동적해석, 열전달해석, 좌굴해석 및 기타 음향해석등이 수행된다. 이러한 해석과정을 통하여 산출된 구조체의 변위, 응력등의 결과는 postprocessing에 의해 그림으로 나타내진다. 따라서 해석결과의 검토가 즉각적으로 이루어져 설계의 변경이나 변수의 조정등이 쉽게 이루어지게 되며 이러한 조정과정을 최적 설계 기법에 의해 자동으로 수행할 수 있다. 구조체의 해석 결과는 구조 database에 저장되며 주요한 저장 data로는 구조체의 질량 및 모멘트 property와 동적 특성자료 즉 고유진동수 및 구조 고유 모드등이 있다. Database에 수록된 자료는 위성체 자세제어계의 설계입력으로 사용되며 구조체와 자세제어계의 종합 해석이 수행되면 전 위성체 시스템의 동적 해석이 완료된다.

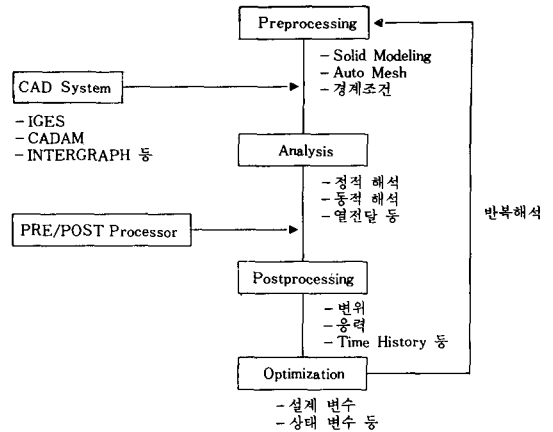


그림 3. 구조 해석 과정도

2. 구조체 변위 산출 기법

CAD 모델링에서 FEM 모델링을 거쳐 수행된 해석 결과를 이용하여 구조물의 동적특성을 산출하게 되는데 이를 살펴보면 그림 4에서 제 1단계로 구조체의 일반형상을 나타내는 편미분방정식에 의해 질량, 변위, 구조체 강성, 댄핑, 외력등의 항이 정의된다. 일반방정식은 그 해를 구하는 것이 실용적으로 난해하며 특히 복잡한 구조체는 방정식의 유도 자체가 실용적이지 못하다. 따라서 유한요소 방법(FEM)에 의한 구조체의 모델링이 수행되며 이 과정에서 무한 분포 변수가 유한 변수로 대체되며 질량, 댄핑, 구조탄성 등이 수치화된다. 이러한 방정식을 FEM 방정식이라 하며 통상 자유도의 개

수는 몇 백에서 몇 천까지가 된다. 일례로 우주정거장의 FEM 모델의 자유도는 약 6000으로 해를 구하기 위한 시간의 소요가 너무 길며 따라서 아직도 실용적이지 못하다.

다음 단계로 FEM 방정식에서 Modal 방정식을 만들어 내며 Modal 방정식에서는 구조체의 고유 동적 특성인 고유 진동수와 진동모드 및 댐핑 상수만 가지고 구조체 해석을 수행하게 되며 특히 Modal truncation method에 의해 자유도를 백이하로 줄이게 된다. 따라서 실용적인 해를 구할 수 있으며 얻어진 Modal 해로부터 실제 변위를 산출하게 된다. 실제 변위 산출 방정식이 그림 4의 6번째 항에 표시되어 있으며 변위의 산출을 수행하기 위한 입력의 계산이 항목 4와 5에 표시되었다. 항목 4는 Modal 방정식을 state space 방정식으로 표현하는 식이며 이 식에서 입력 항목 {U}가 항목 5로 나타내어진다. 항목 5는 입력의 2가지 형태, 외부 교란 하중 {G}와 제어 계수 {K}를 보여주고 있다.

1. 일반방정식

$$M \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + D \frac{\partial w}{\partial t} + L_s [W] = F(s, t)$$
2. FEM 방정식

$$[m] \{q\} + [c] \{\dot{q}\} + [k] \{q\} = \{f\}$$
3. Modal 방정식

$$\{\eta\} + [2\zeta\omega] \{\dot{\eta}\} + [\omega^2] \{\eta\} = \{p\}$$
4. State space 방정식

$$\{\dot{x}\} = [a] \{x\} + [B] \{U\}$$
5. Input 방정식

$$\{U\} = [k] \{x\} + \{G\}$$
6. 구조변위 산출

$$\{\eta\} = [c] \{x\}$$

$$[q] = \{\phi\} \{\eta\}$$

그림 4. 구조해석 방정식

III. 자세제어계

위성체가 천이궤도(transfer orbit)를 지나 정해진 궤도(예: 지구정지궤도)에 진입한 후 이루어지는 모든 임무는 위성체의 운행 및 운동(maneuver)의 안정화(stabilization)가 전제되어야 하며 정확한 지향(pointing)의 기능이 수반되어야 원활히 수행될 수 있다. 자세

제어계(ACS: attitude control subsystem)는 이러한 안정화와 지향기능을 위성체에 제공하는 서브시스템으로써 다른 서브시스템의 기능과 위성체 전체의 임무 수행에 직접적인 영향을 미치는 중요한 서브시스템이다. 이러한 자세제어계는 통상, 발사단계(launch phase)를 지난 위성체가 천이궤도에 투입되는 시점에 시동(initiation)되며 그 임무의 성격에 따라 자세결정 및 제어계(ADCS: attitude determination and control subsystem), 혹은 자세 및 궤도 제어계라고 불리기도 한다. 자세제어계의 주요 기능을 요약하여 보면 다음과 같다.

자세제어계(ACS)의 주요 기능

- 1) 안정화(stabilization)
- 2) 정밀 지향 및 추적(precision pointing & tracking)
- 3) 신속한 회전(rapid slewing or retargetting)
- 4) 진동 억제(vibration suppression)

1. 자세제어계의 구성

자세제어계는 크게 제어논리를 담당하는 제어기(controller) 부분, 자세를 감지하는 자세센서(attitude sensor)부분, 그리고 제어논리에 의거하여 구동력을 발생시키는 구동장치(actuator) 부분의 세 부분으로 나눌 수 있다.

그 일반적인 구성도를 살펴보면 다음의 그림 5와 같다.

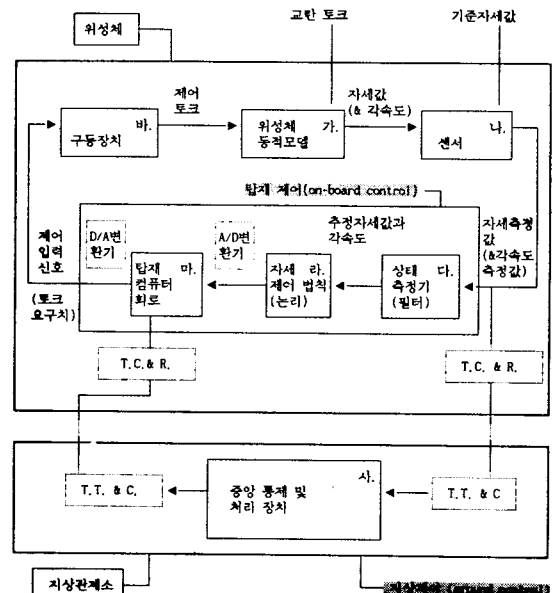


그림 5. 위성체 자세제어계의 구성도

※ 자세제어 구성 모듈 해설

가. 위성체 동적 모델(satellite dynamics) : A. C. S.의 제어 대상인 위성체의 수학적 모델 (plant)

나. 센서(sensors) : 위성체의 출력값인 자세 (때로 각속도까지 포함)를 감지·측정

다. 상태 추정기(state estimator) : 센서에서 감지한 자세값과 기준자세값 차이 값으로부터 위성체의 상태값 (state value) (보통 자세값과 각속도)을 산정·평가하여 제어가 가능할 수 있는 신호로 처리.(필터)

라. 자세제어 법칙(논리) : 위성체를 제어하는 논리 부분으로 위성체 전체의 운동을 지배하는 핵심 부분

마. 탑재 컴퓨터 회로(on-board computer circuitry) : A/D 변환기에 의해 제어 논리의 출력 신호를 컴퓨터에 의해 처리하여 구동 장치에 보낼 제어신호(통상, 전류값)를 발생시킴.

바. 구동장치(actuator) : 제어기에서 받은 제어신호에 의해 동력을 발생시켜 위성체를 구동시킴.

사. 중앙통제 및 처리장치 : TT & C를 통해 받은 위성체 운동에 관한 데이터와 기타 우주·천체로부터 들어오는 정보등을 토대로 위성체 운동 상태의 정상 여부를 검토·판별하고 명령을 전달하며 위성체 운용의 전반에 관한 사항을 통제(모니터링 기구, 명령처리장치, 안테나 추적용 제어논리, 컴퓨터 회로 등을 포함)

※ TT & C(telemetry, tracking & command) : 원격 측정, 추적 및 명령계

TC & R(telemetry, command & ranging) : 원격 측정, 명령 및 거리 측정계

2. 자세제어 기법

인공위성의 자세 제어의 방법은 여러가지가 있고 그 분류법도 일률적인 것은 아니나, 스핀 제어 방식과 3축 제어 방식으로 분류하는 법, 그리고 수동 안정 방식과 능동 제어 방식으로 분류하는 법으로 크게 나누어 생각할 수 있다.

스핀제어방식

single spin : 위성체를 최대 관성 모멘트 축 주위로 회전시킴. (팽이의 원리)
dual spin : single spin 방식에 다른 각속도로 회전하는 despun platform 을 추가.

3축 안정 방식

: 3축 각각에 대한 제어 토크가 momentum wheel, reaction wheel,

자장 토커, 추력기(thruster)등의 여러가지 구동장치의 조합에 의해 제공되어 안정화 및 지향을 유지

}	Momentum wheel & thrusters : Momentum Bias	} Zero Momentum
	Mass expulsion(3 Gas Jets)	
	3 Reaction wheels	
	CMG'S(Control Moment Gyro's)	

3. 자세제어 논리분석

위성체 자세제어 장치에 이용되고 있는 현존의 제어논리(control logic)들은 PD 또는 PID 제어기와 같은 고전적 제어 이론(classical control theory)에 의한 방법과 추력기(thruster)나 gas jet들을 제어하기 위한 간단한 on-off 제어기가 주류를 이루고 있다.

여기에 제어기 이득(controller gain)들을 산출함에 있어서 LQR(linear quadratic regulator)과 같은 최적 제어 이론(optimal control theory) 또는 pole-placement technique등이 이용되고 또한 여러 가지 형태의 필터(filter)들이 첨가된다.

한편, 위성체의 작동시 예상되는 매개 변수(parameter)들의 시간에 따른 변화와 모델링시의 오차들을 적절히 보상해 주기 위하여, 그리고 교란 요소 및 주위 환경의 변화에 둔감한 위성체의 안정성(stability)의 유지등을 위하여 적응제어이론 (adaptive, self-tuning, control theory), 강인성(stability robustness)등이 제어논리의 설계시 고려되어야 한다.

그러나, 지향 정밀도를 위시한 제어목표들의 기준이 더욱 높아지고 위성체의 기능이 복잡·다양화됨에 따라 현존하는 제어 논리의 설계 방법만으로는 성능의 요구치에 부응하지 못하는 경우가 점점적으로 발생하고 있어 그동안 주로 학계에서만 연구가 진행되어 왔던 보다 진보된 제어 이론의 실제 위성체 및 우주비행체들에의 응용이 검토되고 있는 추세이다.

IV. 열제어계

위성체가 작동하는 우주공간은 태양으로부터 오는 열원을 제외하면 절대 온도에 가까운 (4K) 극한적인 열환경을 가지고 있으며 또한 태양복사열을 받는 부분과 받지않는 부분사이의 온도차는 100°C 이상으로 극심한 열전도 현상을 가져온다. 열제어계는 이러한 우주의 열환경으로부터 위성체 내부의 장비를 적정한 온도범위로 유지시켜 원활히 작동토록 하며 구조물의 열에 의한 과

도한 열변형을 방지시켜 주는 역할을 수행하게 된다. 위성체가 받는 열원은 주로 태양으로부터 오는 태양복사열이나 기타 지구나 다른 혹성으로부터의 복사열도 있다. 내부적으로는 추진기관이나 전기작동장치, 축전지등으로부터의 열원이 있으며 이러한 내외부적인 열원으로부터 위성체가 열평형을 이루어 위성체의 장비들이 작동하는 적정한 온도가 되도록 하여준다.

1. 열제어 기술

1) 표면 처리

복사열전달에서 중요한 표면 물성치로는 어떤 파장이 물체에 도달했을때 흡수되는 비율 즉 흡수율(α), 반사되는 비율(ρ), 투과율(τ)과 주어진 물질 및 온도에 따라 고유의 파장을 가지고 Stefan-Boltzmann 법칙에 따라 에너지를 방출할 때의 방사율(ϵ)등이 있다.

Kirchhoff 법칙에 따르면 주어진 파장에서 흡수율 α 와 방사율 ϵ 는 같으며 같은 스펙트럼 범위에서 이를 식으로 나타내면

$$\alpha(\lambda_1, \lambda_2) = \epsilon(\lambda_1, \lambda_2) = \frac{\int \alpha \lambda I d\lambda}{\int I \lambda d\lambda}$$

여기서 $I\lambda$ 는 주어진 파장에서 복사선의 세기(intensity)이다.

주어진 모든 복사선을 흡수하고 가능한 최대 에너지를 방출하는 블랙바디는 $\alpha = \epsilon = 1$ 이지만 실제 표면은 입사되는 복사선과 방출하는 복사선의 파장이 다르기 때문에 α 와 ϵ 의 값은 틀리게 된다. 소형위성체에서는 표면의 열 광학적 물성치(thermo optical properties)를 조절하여 전체 온도 및 내부온도를 조정하며 고풍력 위성에서도 Louver같은 $\alpha s / \epsilon$ 값을 변화시키는 기구들을 사용하여 열제어를 한다.

2. 열제어 기기

1) 방열판

가장 효과적인 방열판은 태양광 스펙트럼에서 가장 흡수율이 낮고 반사율이 높으며 적외선 영역에서 가장 높은 방사율을 갖는 본 second surface mirror(2차 면경)와 흰색 페인트가 가장 이상적이다. 흰색 페인트는 시간에 따른 성능저하가 너무 두드러져 상용위성에서는 주로 2차면경인 OSR(optical solar reflector)를 방열판으로 사용한다.

방열판 설계에서 가장 중요한 문제는 임무기간 동안 충분한 열을 방출하기 위해 필요한 면적을 계산하는 것

으로 이는 열제어제 질량, 비용 전력 소비와 직접적인 연관이 있어 1970년대와 80년 초기에 지상모의 실험을 통한(UV irradiation) 연구가 많이 되었으나 실제 비행 데이터와는 항상 차이가 있었다(위성의 궤도상의 온도가 예상치보다 항상 높았음). 원인 분석결과 OSR 흡수율을 성능저하가 예상보다 커 EOL로 갈수록 열방출량이 떨어지며 지상 시험시 우주 입자(solar protons & electrons)의 영향을 고려하지 않았기 때문으로 이해되고 있다.

2) 다층 박막 단열재(MLI)

위성체에서 사용되어지는 단열재는 복사 및 전도 열 전달을 차단하는 것으로 가장 대표적인 복사 단열재는 MLI(multilayer insulation) 블랭킷(blanket)이다. 이는 여러겹의 Alumimized mylar나 Kapton foil을 Darcon screen, Tissuglass 같은 spacer를 사용하여 층으로 만든 것으로 가장 효과적으로 복사열을 차단할 수 있다. 각 박막층(mylar)의 두께는 약 0.006mm이며 낮은 방사율을 갖는다. MLI의 효능은 매우 인상적이다. 10개 층으로된 MLI는 비중이 0.3Kg/m³ 이고 두께는 5mm로 기존 단열재의 0.5m 두께에 해당한다. Kapton foil은 400°C 까지의 고온에도 사용 가능하기 때문에 바깥쪽 층으로 사용된다. 고온 단열재로는 스테인레스 스틸(stainless steel)이나 실리카-파이버 내부막을 가진 티타늄 판막(titanium - foil skins with silica - fiber interlayers)으로 AKM 노즐 차단막으로 사용된다. 일반적인 MLI는 이론적으로 0.005 정도의 유효 방사율(emittance)를 갖지만 실제로는 연결부위나 고정부위 등을 고려하면 0.05 정도의 유효 방사율을 갖으며 0.1~0.3W/m²K 범위의 유효 열전도율을 갖는다.

3) 이차 면경(second - surface mirrors)

이차면거울은 방열을 원하는 위성체 외부면에 높은 열전도 특성을 갖는 접착제를 사용하여 부착되며 또는 알루미늄이 증착된 얇은 유리 또는 수정 판막으로 만들어진다. 유리는 대부분의 태양광을 투과시켜 코팅된 뒷면(second surface)에 도착하게 한후 반사시키고 유리 자체는 적외선 스펙트럼을 잘 방사시키기 때문에 위성체 내부 에너지가 전도되어 와서 이곳 유리면(first surface)에서 우주로 복사된다. 한 예로 Cerium dioxide가 첨가된 Borosilicate 거울에 은 증착 코팅을 하여 반사면을 만들고, UV 반사막과 정전기 방지를 위해 전도성 코팅(conductive indium tin oxide coating)을 덧붙이고 또한 니크롬 코팅을 입혀 보호막을 만들어 우주 미립자로부터 유리를 보호한다. 이 같이 2차면 거울은 사용기간 중 성능저하가 적으며 전자나 자외선 등에 강하

고 복사 특성이 뛰어나 방열판으로 가장 많이 사용되고 있다.

4) 히트 싱크(heat sinks) / 열확대기(thermal doublers)

다량의 열을 발생하거나 간헐적으로 열을 발생하는 전자 장비들을 높은 열용량을 갖는 물질로 된 히트싱크(heat sink)를 붙여 놓음으로써 많은 열을 히트싱크를 통해 일단 흡수한 뒤 주위로 복사나 전도에 의해 열을 방출한다. 역으로 전자기기의 열발생이 중단하여 온도가 떨어지면 히트싱크로부터 열이 거꾸로 흘러 들어간다. 그림 6에 TWTA 열제어를 위한 히트싱크와 OSR 방열판이 보여진다.

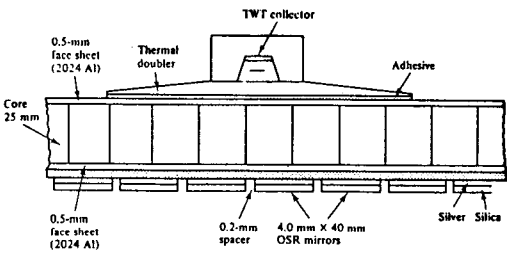


그림 6. OSR 복사형태에 열집을 가지는 TWTA

5) 히트펌프(heat pump)

인공위성의 소요 전력은 이미 수 KW대까지 올랐고 장차 10KW까지 치솟을 것으로 전망되고 있고, 그 전력의 상당 부분이 최종적인 열에너지로 변환 것이므로 위성체 몸체의 제한적인 넓이의 방열판(radiator)으로 감당하기 어려워 질 것이다. 그보다 고출력 통신위성에서는 cold plate system, two phase thermal bus 같은 냉매를 이용하는 heat sink 들과 전개형의 핀 모양 방열판(deployable fin - shaped radiator panels), 유동벨트 방열판(moving belt radiator), 회전 막막 방열판(rotating film radiator), 액적 방열판(liquid droplet radiator), 큐리포인트 방열판(Curie point radiator)등이 사용되거나 연구가 한창이다.

6) Louvers(루우버)

위성체의 내부 열 발생량의 변화가 클 때에는 위성체 장비의 온도를 허용치 안에 잡아 두기가 어려워 진다. 이때 가장 간편하고 신뢰성 있는 방법이 열 루우버(thermal Louver)를 이용하여 α_s/ϵ 비를 변화시켜 주는 것이다.

Louver는 radiator 기판(baseplate), 창살(blade), 구동부(actuators), 감지부(sensing elements), 구조

부(structural elements)의 5부분으로 구성되며 기판(baseplate)은 낮은 α_s/ϵ 비를 갖는 표면으로(주로 OSR사용) 온도조절이 필요한 장비를 덮고 있으며 창살은 구동부에 의해 작동되며 기판을 가리는 정도(경사각 θ)에 따라 기판의 복사 열전달 특성을 바꾸어 열전달량을 조절한다.

7) 전기 히타(electrical heaters)

전기 히타는 최소 허용온도 이하로 떨어지는 것을 방지하기 위해 주로 온도측정 장치와 전기온도 조절기(electric temperature controller)로 이루어지는 close-loop 시스템을 이룬다. 작동 모드에는 on - off 조절 모드, 지상 제어모드, 비례 제어 모드나 단순히 켜 놓기만하는 모드 등이 있다. 히터(heater)는 주로 자세 제어용 연료 공급계(reaction control thruster propellant) 및 공급계 온도가 빙점 이하로 떨어져 연료가 어는 것을 막기 위해 사용되고 방열판이 부착된 TWTA 같은 장비가 사용되지 않을때 너무 심하게 냉각되어 허용 온도 범위를 넘는 경우를 방지하기 위해 방열판이나 근처 구조물에 부착시켜 사용한다.

8) 히트 파이프(heat pipe)

히트 파이프는 여러 장점 때문에 '70년대부터 우주용으로 많은 관심을 보여 왔으나 히트 파이프를 이용한 첫번째 상업 통신위성은 '81년도에 발사된 MARECS-A로서 그 후 신뢰성을 인정받아 차츰 사용빈도가 높아지고 있다. 갈수록 높아지는 통신 탑재장비의 용량 증가에 맞추기 위한 차세대 열제어 기기로서의 히트 파이프의 역할은 갈수록 확대될 전망이다. 그중 가장 사용빈도가 높은 것은 축방향 흡이 파진 알루미늄/암모니아 CCHP(constant conductance heat pipe)로 ATS-6 우주선에서 처음 사용된 후 GE-Astro's Satcom K1/K2, STC-DBS, TV-SAT, ESA's Olympus, Ford's Superbird, NASDA's ETS-V와 BS-2등으로 이어지며 사용되고 있다.

V. 전력계

초기 인공위성의 수 watt 요구전력에 비해 현재 인공 위성들은 수 KW 전력을 요구하고 있으며 이를 위하여 상용위성에서는 태양에너지원을 이용하는 태양전지판을 통상적으로 이용하나 군사용 위성은 원자력을 이용하기도 한다. 인공위성에 사용되는 전력계를 기능별로 나누면 전력 발생부분과 전력 공급부분으로 나눌 수 있다.

현재 인공위성에서 사용되고 있거나 고려되고 있는 전력발생 장치들에는 연료전지(fuel cell), 축전지(batteries), 태양전지(solar cell), nuclear dynamic, radioisotope thermal electric 등이 있으며, 전력 공급 부분은 발생 장치에서 생성된 전력을 효율적으로 사용하기 위한 방식에 따라 직접 에너지 전송방식(DET: direct energy transfer)와 최대전력점 추적방식(PPT: peak power tracking) 등이 있을 수 있다. 이러한 다양한 발생장치와 공급방식에서 위성에 적합한 전력계를 선택하기 위해서는 그 위성체의 임무(mission)의 궤도, 수명, 전력 요구량 등이 주어져야 한다. 또 인공위성의 동작환경에 의한 제한성에 의해, 즉 고진공과 저중력 및 격심한 열적 환경, 그리고 궤도상에서 수리가 거의 불가능하다는 것에 의해 고신뢰성이 요구된다. 인공위성 발사체의 발사중량의 제한에 의해 보다 가벼운 시스템을 요구하므로 경량의 부피가 작은 전력계가 요구된다. 그러므로 인공위성의 전력계는 경량, 고효율, 고신뢰성에 주요점을 두어 설계해야 한다.

그림 7은 정지궤도 통신위성의 전형적인 전력공급계의 기능도를 보여준다. 3축 안정위성의 경우 궤도상에서 전개된 태양전지판으로 전력이 공급되는데 이 전력은 태양전지판 구동장치의 슬립링(slip rings)을 거쳐서 전력제어부 즉 레귤레이터에 연결된다. 이 전력제어부에서 위성체의 주전압선로에 일정한 전압을 제공한다. 그리고 햇빛이 없는 식(eclipse)동안은 축전지(batteries)가 전압을 제공하게 된다.

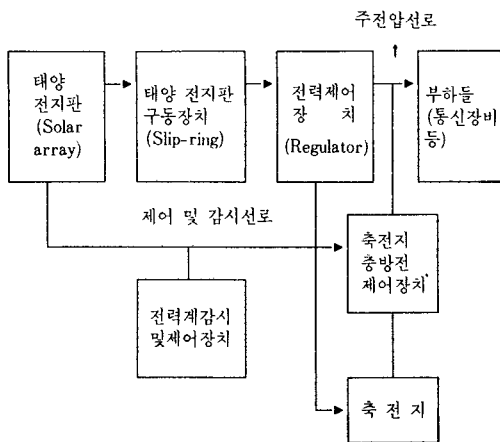


그림 7. 위성전력계 기능도

1. 전력계 구성
1) 태양 전지판

인공 위성에 들어가는 태양 전지판은 위성의 크기와 위성을 싣고 궤도로 올라가는 발사체의 크기 즉 위성을 수용하는 발사체의 탑재체 크기에 의해 주로 결정된다. 그리고 위성에 부착되는 태양전지판의 수는 임무수행에 필요로 되는 전력요구량에 의해 결정된다. 태양전지판의 지지구조로서는 여러가지가 있을 수 있다.

표 1은 여러가지 태양전지판 특성을 비교한 것이다.

표 1. 여러가지 태양전지판 특성

전 지 판	유 형	전력(KW)	Kg/KW	W·m ²
미국 Hughes FRUSA	Flexible fold-out	1.1	29.2	67
독일 AEG DORA	Flexible roll-out	6.6	24.9	82.5
S E P S	Flexible fold-out	2.5	15.2	130
T G I	GSR fold-out	1.1	47.3	66

2) 축전지(batteries)

태양전지판으로 부터의 에너지 흡수가 불가능한 일식 기간동안에는 재충전 축전지가 사용되는데 또한 발사 완료 후 이탈된 이후 태양전지판이 전개되기 전까지 소요되는 전력이나 추진기 점화나 파이로(pyro) 사용에 요구되는 전력을 공급하여 준다.

지구정지 위성의 경우 일식 기간은 45일인데 하루에 최소 72분간의 일식기간이 있게 되며 이 기간동안 방전한 후 태양을 받을 경우 다시 재충전된다. 위성에 사용되는 축전지의 종류는 Silver-zinc(Ag-Zn)와 Nickel-Cadmium(Ni-Cd), Nickel-hydrogen(Ni-H₂) 등이 있는데 Ag-Zn형 축전지는 고집적율(110-132W-hl/Kg)을 가지는 반면 장기간 사용할 수 없는 반면 Ni-Cd형 축전지는 저집적율(22-26W-h/Kg)을 가지나 7년 이상의 장기간 사용이 가능하여 통신위성에 많이 사용되어 오고 있다. 그러나 최근의 Ni-H₂형 축전지는 더 장기간 사용이 가능하며 거의 내부 결함 발생이 없는 구조로 구성되어 있어 최근의 추세는 10년 이상의 위성에는 Ni-H₂형 축전지가 사용되어 지고 있다.

VI. 원격 측정 명령계

원격측정 및 명령(telemetry, command and ranging) 시스템은 크게 transponder부와 탑재처리 장치(on-board data handling)부로 나누어진다.

초기 위성들은 직접 아날로그 샘플을 전송했으나, 실제로 현재 telemetry 시스템은 PCM(pulse code modulation)을 사용하여 부호화한다. 이것은 디지털전화나 데이터통신에 사용된 것과 동일한 기술이다. 표 2는 일반적인 telemetry 자료 항목들을 나타낸다.

표 2. 일반적인 telemetry 자료 항목

전 력 공 급 계	추 진 계
<ul style="list-style-type: none"> 태양전지판 전개상태 축전지 전압, 전류, 온도 전원공급 상태 히트 소모전력 태양전지판의 pitch, yaw Gyro 신호, 온도, 전력 Redundant 시스템의 상태 Pitch, Yaw, Roll제어신호 및 출력신호 미세 자세오류 감지 센서 신호 휠의 속도 및 회전 방향 	<ul style="list-style-type: none"> 전원 공급 상태 히트 전력 Roll, Pitch, Yaw 제어 신호 추진계, 온도, 압력 밸브 상태 각 모듈의 전압 및 전류, 온도 Switch matrix TWT의 전류, 전압, 온도 Redundant 장비구성 및 상태 명령처리 상태 히트 전력
Telemetry 송수신계	구 조 계
<ul style="list-style-type: none"> Telemetry Clock Telemetry Redundancy 상태 명령 relay들의 상태 수신기의 상태 Switch matrix 송수신기의 TWT의 전류, 전압 	<ul style="list-style-type: none"> 온도 히트 전력

TWTA는 전자 빔을 인접한 공진회로에 통과시키면 진행하면서 상호작용이 일어나 bunching되고 이 전자의 운동에너지가 전자계 에너지로 변환되어 진행파가 TWT를 따라서 앞으로 진행함에 따라 power가 증폭되는 현상을 이용한 전력 증폭기이다. 즉 그림 8에서 보는 바와 같이 증폭될 RF 입력 신호는 helix라 부르는 주기적인 구조물로 진행하면서 증폭되어 RF out으로 출력된다. Tube의 cathode로부터 나온 전자는 cylindrical magnet에 의해서 helix축을 따라 진행되며 그 에너지는 RF field에 전달된 후, collector에 의해서 제거된다.

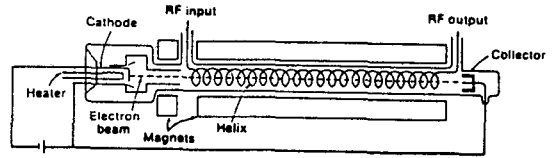


그림 8. 진행파관 증폭기(traveling wave tube amplifier)

2) 저잡음 증폭기(low noise amplifier)

190°C~200° K의 잡음온도를 가지는 저잡음 증폭기는 안테나로부터 낮은 전력의 RF 신호를 수신하기 때문에 저잡음 증폭기를 통하여 잡음을 억압하고 신호 부분만 증폭하여 하향 변환기로 신호를 보낸다. 저잡음 증폭기는 여러가지가 있으나 소형, 경량, 저가이면서 바이폴라 트랜지스터보다 저잡음 및 광대역 특성에서 우수한 GaAs FET를 사용한 증폭기인 SSPA를 많이 사용한다.

3) 상향 변환기(up-converter)

상향 변환기는 IF에 인가된 주파수 신호를 RF 대역으로 상향하며 정확한 주파수 제어를 위해 고안정 oscillator를 이용한다. 고출력 증폭을 위하여 적절한 레벨로 증폭하며 불로방사를 제한한다. 그림 9에 상향 변환기 개략도를 나타내었다. 그림 9에서의 같이 IF 서브시스템으로부터 입력된 IF 주파수가 local oscillator와 혼합된 다음, 12GHz 대역의 BPF를 통과시키면 matching과 주파수 응답특성이 개선되어 telemetry 하향링크로 전송하기 위한 1.20~12.2GHz의 주파수로 상향된다.

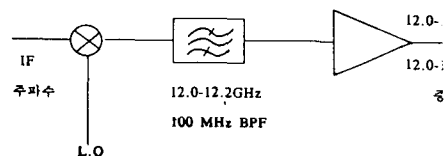


그림 9. 상향 변환기 구성도

1. 원격 측정 명령계 구성 및 기능

원격측정 명령계는 기능상 RF, IF, baseband, on-board 데이터 처리 시스템으로 구분할 수 있으며 각 부분의 중요한 구성품과 기능은 다음과 같다.

1) 고전력 증폭기(high power amplifier)

고전력 증폭기는 up/converter로부터 들어온 미세한 신호를 telemetry 하향링크를 통해 지상국으로 보내기 위해 증폭한다. 이때 주로 사용되는 것은 TWTA(traveling wave tube amplifier)와 SSPA(solid state power amplifier)이며 GaAs FET를 이용한 SSPA 출력 범위는 1-5W, TWTA의 출력범위는 10-200W이며 HPA의 출력은 안테나 이득, 주파수, 손실 및 지상국의 수신 threshold등 여러가지 요인에 의존하여 결정된다. 가장 널리 쓰이는 TWTA는 TWT와 power supply, monitor/control 회로로 구성되며, 안테나 포트에서 생길 수 있는 반사파로부터 TWTA를 보호하기 위하여 송수신 리미터가 TWTA 뒷단에 연결될 수 있다. 이

4) 하향 변환기(down-converter)

Command 안테나를 통하여 수신된 RF 신호(14GHz 대역)를 IF 서브시스템에서 필요로 하는 IF 신호로 주파수 변환하기 위해서 사용하는 변환기로 불요신호 성분을 제거한다. 또한 신호 전력 레벨을 적절한 수준으로 증폭한다. 하향 변환기는 수신주파수의 변화에 용이하게 대응하기 위하여 이중 변환 방식으로 구성된다. 주파수의 조정은 RF 국부발전기의 주파수를 변화시킴으로써 이루어지며 여파기는 조정할 필요가 있다.

5) 변조기(modulator)

BPSK 변조기는 입력된 디지털 데이터 정보를 반송파에 2가지의 위상형태로 변조시킨다. $S(t) = m_i(t) \cos(\omega_c t + Q)$ 2진신호 1과 0을 두개의 신호 $S_1(t)$ 와 $S_2(t)$ 로

$$S_1(t) = A \cos(\omega_c t + \theta) \quad 0 \leq t \leq t_b$$

$$S_2(t) = A \cos(\omega_c t + \theta + \pi)$$

$$= -A \cos(\omega_c t + \theta), \quad 0 \leq t \leq t_b$$

이진 데이터는 혼합기에 적당한 신호 레벨을 공급하기 위해 driver 증폭기가 이진 데이터를 증폭한다. 지연조정기는 이진 데이터 열이 저역여파기를 통하여 전달될 때 지연을 보상하는데 사용된다.

6) 복조기(demodulator)

복조기는 command 상향링크로부터 데이터가 입력될 때 RF단의 D/C(down converter)로부터의 신호를 수신하여 복조하며 복조된 이진 신호는 복호기로 보내진다. 복조기에 입력되는 BPSK 신호는 변조기의 출력과 시스템이나 채널상의 영향에 의한 잡음 $n(t)$ 가 입력된다.

그림 10을 보면 PSK 신호는 대역통과 여파기에 의해서 불필요한 인접 채널 간섭을 제거하고 열잡음의 대역폭을 제한하도록 여파된다.

AGC는 입력신호의 wide range에 대해 carrier leveling을 제공하는데 이용되며 PSK 신호의 peak power가 검출된 증폭기로 보내지고, 그 이득은 출력 레벨이 미리 설정된 값에 도달할 때까지 변화한다.

Carrier 위상 복원회로는 PSK 신호로부터 carrier $\cos(\omega_c t + \theta)$ 를 추출하여 수신된 PSK 신호를 복조토록 혼합하는데 이용된다. 저역 여파기는 고주파 항을 제거하고 intersymbol interference의 효과를 감소시키고 수신 S/N 비를 최대로 한다. 복원된 bit stream은 bit timing 복원을 이용하여 decision 회로에서 재 생성한다.

Ⅶ. 추진계

인공위성을 원하는 궤도에 진입시키기 위해서 지상에서 발사체를 사용하여 1차적으로 지구대기권 밖의 근지점까지 쏘아올린 후 위성체 자체의 추진력을 이용하여 원지점이나 원하는 궤도까지 진입시킨다. 지구 저궤도 인공위성은 자체 추진력을 가지지 않는 경우도 있는데 이 경우 발사체가 거의 요구하는 궤도에 인공위성을 진입시키게 되며 중량이 작은 인공위성일 경우 발사체 능력에 따라 지구 정지궤도까지 진입시키는 것도 가능하다. 미국의 경우 발사체 대용으로 우주왕복선이 많이 이용되기도 하는데 이 경우 우주왕복선 몸체의 bay에 탑재되었다가 덮개를 연후 이탈되어 궤도로 진입하게 된다. 인공위성이 지구궤도에 진입한 후에도 계속 궤도 수정이 요구되는데 이 경우 소형 추력기를 이용하게 되며 이러한 소형 추력기는 자세제어용으로도 쓰이는 겸용 역할을 하게 된다.

추진계의 종류는 그림 11에서 보는 바와 같이 다양한 방법이 있으나 통상적인 위성의 경우 고체 추진기관과

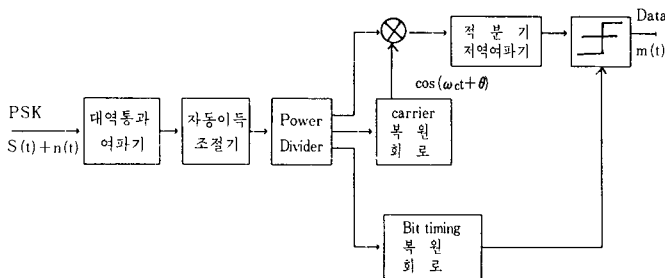


그림 10. PSK 복조기 구성도

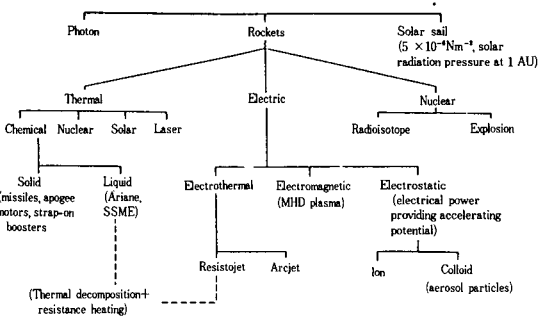


그림 11. 추진 방법 분류


액체 추진기관의 형태가 주로 사용되고 있으며 고체추진기관에서 액체추진기관으로 사용빈도가 증가하고 있는데 이는 액체추진기관이 형상과 용량등에서 고체추진기관보다 제한조건을 덜 받아 설계의 유연성을 가지고 있으며 연소후 나오는 오염상의 문제도 고체 추진기관보다 유리한 점을 들 수 있다.

추진기관은 또한 사용하는 추진제에 따라 특성이 달라지는데 질소나 아르곤 또는 프레온가스등을 사용하는 경우 cold gas 추진기라고 하며, 하이드라진(N₂O₄)을 촉매를 사용하여 발열시키는 단일 추진기라고 하고 N₂O₄와 MMH를 혼합시켜 추진력을 얻는 방법을 이원추력기(bi-propellant)는 specific impluse가 300s를 넘는

고성능 추력을 제공한다.

이외에도 전기를 사용하여 추진액을 가열시켜 얻는 전기열 발생 추력과 전기장을 이용하여 추진체를 이온화시켜 가속시키는 electrostatic형 추진기가 사용되고 있다.

參 考 文 獻

- [1] Brij N. Agrawal, *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall Inc., 1986.
- [2] Mechael D. Griffin, James R. French, "Space Vehicle Design," AIAA Education Series, 1991.
- [3] G. Maral, M. Bousquet, *Satellite Communication System*, John Wiley & Sons, 1986.
- [4] Peter Fortescue and John Stark, *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & Sons, 1991.
- [5] P. R. K. Chetty, *Satellite Technology and its Applications*, TAB Books, MacGraw-Hill Inc., 1991. 

筆 者 紹 介



金 珍 鐵

1947年 12月 15日生

1972年 3月 서울대학교 공과대학 항공공학과(학사)

1983年 9月 버지니아 공과대학(VPI&SU) 항공공학과(석사)

1986年 6月 버지니아 공과대학(VPI&SU) 항공공학과(박사)

1972年 3月 ~ 1976年 7月 공군장교

1976年 8月 ~ 1982年 7月 국방과학연구소 선임연구원

1986年 4月 ~ 1990年 11月 NASA Langley Project Engineer

1990年 12月 ~ 현재 항공우주연구소 위성분체연구실장

주관심분야: 인공위성 자세제어, 우주비행체 모델링 및 시뮬레이션 Multi-body 동특성 해석