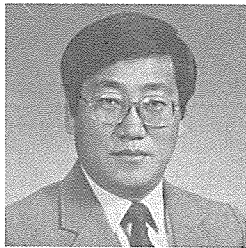


인공위성체

“宇宙산업 育成정책 早期수립을...”



鄭 東 根
(韓國전자통신연구소
위성통신연구실장)

1987년 오늘, 5년후 1992년, 그리고 10년째 인 서기 2001년, 이때쯤이면 국산마크를 붙인 인공위성체가 저 하늘에 떠서 한반도를 굽어보고 있을 것이다.

각 가정에서는 지표면이나 우주속에서 일어나는 움직임들을 대형 디지털 텔레비전을 켜서 보고 있을 것이다.

이러한 우주촌 생활시대가 앞으로 불과 15년 내에 닥친다는 생각을 하면 오늘날 한개의 인공위성체도 없는 국가들은 지금부터 서둘러서라도 인공위성체를 활용하는 입체정보화 사회에 대비하는 정책을 수립하여 2000년대의 선진대열에 낙오가 되지 않도록 하는 것이 아마도 현명한 처사일 것이다.

오늘날 통신위성, 탐사위성 및 과학위성으로 사용되고 있는 인공위성체는 미국, 소련, 일본, 영국 및 프랑스를 위시한 선진제국은 물론 인도, 중공 등의 개도국에서도 자체 제작 발사되고 있다.

여기에서는 선진국을 지향하는 우리나라도 물

론 국가규모에 적합한 인공위성체를 개발 보유토록 바라는 일념에서 미래사회의 총아인 오늘날의 인공위성체를 분석하여 보고자 한다.

◇인공위성체의 구조

인공위성체의 외형은 용도에 따라 여러가지 모형을 가지고 있으나 통신위성인 경우를 보면 (그림-1)과 같이 원통형 또는 날개형으로 되어 있다.

원통형 인공위성체는 필요한 전력을 원통주위에 입힌 태양전지판으로 부터 얻게되며 본체를 회전하여 자세 안정화를 취한다.

날개형 인공위성체는 태양전지판을 날개형태로 설치하고 항상 태양광을 향하도록 제어함으로써 태양조사면적을 최대로 하여 3축 제어방식으로 자세 안정화를 취한다.

인공위성체는 본체(BUS)와 Payload로 되어 있으며 Payload 부분은 위성체의 용도에 따라 결정되며 통신위성인 경우에는 안테나 및 통신

용 중계기를, 탐사위성인 경우에는 탐사기기를, 과학위성의 경우에는 각종 과학연구용 측정기기를 실장하게 된다.

본체부분은 Payload부분이 정상적으로 동작 되도록 위성체 각 구성부를 연결, 지지 및 보호하는 구조계, 자세를 제어하는 자세제어계, 인공위성체의 이동 또는 자세변경에 필요한 추진계, 본체내의 열적 평형을 위한 열제어계, 전력을 공급하는 전력공급계, 위성체 상태탐지및 제어명령신호를 관할하는 TT&C계 등으로 이루어진다.

◇본체부 (BUS)

▲구조계 : 인공위성의 본체부는 위성발사시 인가되는 기계적인 충격과 우주의 고온 또는 저온환경에 견딜 수 있도록 안정 견고하며 내열성이 강해야 한다. 또한 위성체의 무게를 줄이기 위해서는 경량소재를 사용해야 한다.

현재의 인공위성 제작기술로는 인공위성 전체 무게의 약 6% 정도가 본체 구조계의 무게로 할당되고 있다. 본체구조계의 재료로는 티타늄, 알루미늄, 마그네슘 합금, Graphite Epoxy, Beryllium 등이 사용된다.

▲제어계 : 자세제어계는 인공위성체의 자세와 안테나 또는 탐사기기의 지향위치를 정확히 유지하는 역할을 한다.

위성체 자세제어방식에는 위성본체를 회전시키는 스핀 자세 제어방식과 위성본체의 요(Yaw), 롤(Roll) 및 피치(Pitch)의 3축을 제어하는 3축 제어방식이 있다.

스핀 자세제어방식은 인공위성체 개발 초기에 사용된 위성체 전체를 회전시키는 단순 스핀형이 있으며 고이득 방향성 안테나를 요구방향으로 일정하게 지향 유지하기 위해 안테나 또는 Payload 전체를 위성본체 회전방향의 역방향으로 회전시키는 Despin 안테나 및 플랫폼 형이 있다.

3축 자세 제어방식은 3축에 Reaction wheel을 달아 각 축에 가해지는 토크와 같은 방향

으로 가속 회전시킴으로써 토크를 흡수하는 제로 모멘텀(Zero-Momentum) 법과 대형 Fly Wheel을 피치축으로 고속 회전시켜 피치축을 관성 공간내에 고정시키고 다른 축들은 자기(자력) 및 중력을 이용하여 안정시키는 Bias Momentum법이 있다.

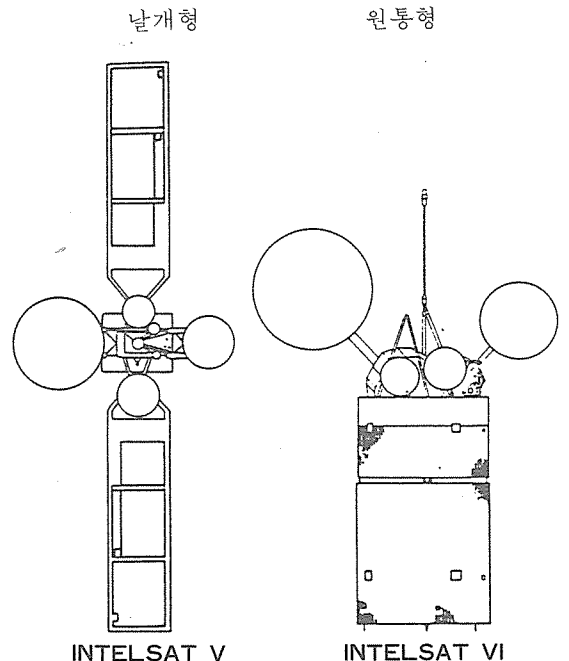
3축 자세제어계의 기능을 보면 <그림-2>와 같다.

▲추진계 : 추진계는 인공위성체의 궤도진입 및 궤도변경, 위성체 자세유지를 위한 추진을 담당하여 Apogee Motor, Thruster, 연료탱크 및 연결관 등으로 구성된다.

Apogee Motor는 궤도진입에 사용되며 Thruster들은 위성체의 스핀운동(스핀자세 제어방식의 경우), 동/서방향 및 북/남방향의 위성체 이동, 피치와 요 및 롤 운동의 조정에 사용된다. 연료탱크는 Thruster들의 추진 연료탱크로서 연결관에 의해 Thruster들로 배분된다.

현재 인공위성체들은 대부분 수소재료를 이용하는 화학적 추진계를 사용하고 있으나 플라

<그림-1> 통신위성체의 형태



즈마 또는 이온을 이용하는 전기적 추진계의 개발이 진행되고 있다.

한편 저궤도 인공위성들은 위성 수명기간동안 지속적인 궤도회전 운동을 위한 추진이 필요하다. 저궤도 군사위성들은 원자력 추진계 등을 이용하기도 한다.

▲열제어계 : 열 제어계는 열 차폐판, 방열판, 히터, 온도센서로 구성되어 위성체내 열적평형을 이루도록 제어하는 부분으로서 우주공간의 극한 고온환경과 위성일식기간중의 극한 저온환경에서 위성체가 정상 동작 가능토록 하여 다층의 열차폐판을 부착한다. 또한 위성체의 구성부품 중 추진계 탱크, 밸브, 배터리 등과 같은 동작 온도 범위가 제한된 부품에는 히터가 공급되며 TWT증폭기와 같은 고 발열부품에는 외부로 방열판을 부착한다.

▲TT & C (Telemetry and Command) 계 : 일반적으로 TT & C에서는 수행임무 또는 목적에 따라 VHF, S-band 또는 통신주파수 등을 분리/혼합하여 사용한다. Ranging 신호는 연속된 정현파 신호 톤의 위상변화로 위성체 변동을 측정하기 위해 주로 위상변조(PM)되며 지상과의 명령(Command) 신호는 PCM/PSK 방식이 이용되고 있다.

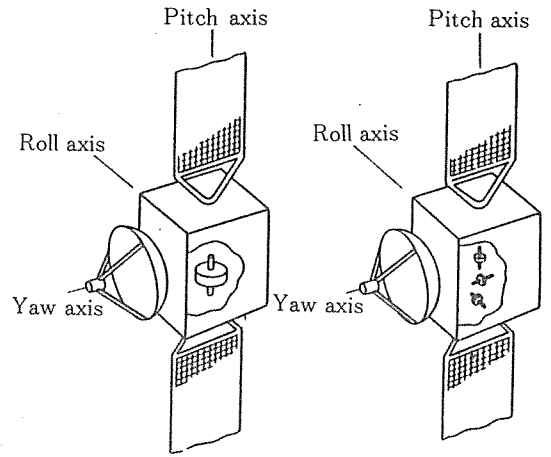
TT & C 안테나는 범폭이 큰 Conical 안테나 등이 주로 사용된다.

▲전력공급계 : 전력공급계는 주 전원원(태양 전지부 등), 일식시에 사용하는 충전 축전지부 그리고 이들을 제어하는 전력제어부로 구성된다.

태양전지부 : 태양전지는 실리콘 Solar Cell 을 Array 형태로 태양전지판발에 배열한 것으로 현재 사용되고 있는 태양전지의 효율은 일반적으로 25% 정도이며, 가장 큰 위성의 경우 5 KW까지의 전력공급이 가능하다. 태양전지판은 위성체의 형태에 따라 원통형과 날개형의 구조를 갖는다. 원통형은 위성체 원통표면에 태양전지가 장착되어 있으며 날개형에 비해 동일면적에 대한 태양열을 받는 실효면적이 $1/\pi$ 배만큼 감소하므로 전력용량도 그만큼 떨어진다.

날개형은 캐나다의 통신위성인 CTS에서 처

〈그림 - 2〉 3축 자세제어 방식



(a) Bias momentum type (b) Zero momentum type

음 고안한 것으로 위성체가 궤도에 진입하면 태양전지판이 장착된 날개가 퍼져서 날개면이 항상 태양을 향하도록 제어되므로 실제면적과 실효면적이 동일하다고 할 수 있다.

태양전지의 출력은 시간이 지나감에 따라 우주공간의 떠도는 전자기 우주진과의 충돌로 인해 감소하여 태양폭발(Flare) 시에는 현저히 감소한다. 또한 계절에 따라서도 변동하는데 춘분시의 출력을 1이라 할 때 하지에는 0.88, 추분시에는 0.99 그리고 동지에는 0.94가 되며 갈수록 계절에 따른 변동은 작아진다.

축전지부 : 태양전원에서는 춘분 및 추분기간에는 위성일식이 일어난다. 이 기간의 전력공급을 위해서는 축전지가 필요하다. 축전지로는 현재 니켈 카드뮴(Ni-Cd) 셀 축전지가 많이 사용되고 있으며 보통 한개의 니켈 카드뮴 셀당 출력이 약 34A/h, 방전율이 55% 정도이다. 차세대 위성을 위한 축전지로 니켈 수소(Ni-H₂) 셀 축전지가 개발 중으로 곧 실용화 될 예정이며 니켈 카드뮴 셀보다 에너지밀도가 약 1.5배 높고 그 수명도 니켈 카드뮴이 7년 정도인데 비해서 10년으로 더 길다.

전력제어부 : 전력제어부에는 두개의 독립된 버스가 전원출력 및 축전지출력에 연결되어 있

어서 전원의 출력전압 및 축전지의 충전전류, 온도 및 재충전 등을 제어할 수 있다. 각 버스의 출력전압은 수십 볼트 정도이며 이 출력은 DC/DC 전압변압기를 거쳐서 Payload, 기계적 구동부 및 히터 등의 각 부분으로 공급된다.

◇Payload

▲통신위성의 Payload: 통신위성의 Payload는 크게 안테나와 트랜스폰더로 구분할 수 있다.

안테나: 통신위성의 탑재 안테나는 파라볼라 반사판 안테나, 혼(Horn)안테나, 위상배열(P-hased Array) 안테나, 다중빔(Multi-Beam)안테나 등 여러가지 형태를 갖고 있다. <그림-3>

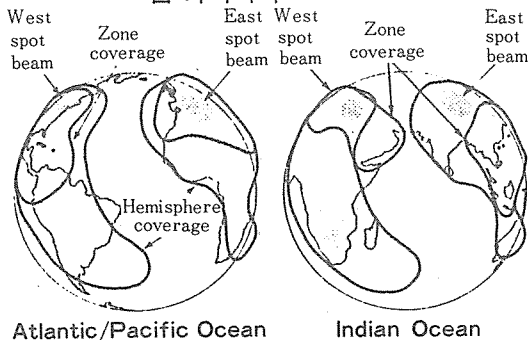
통신위성에서는 위성탑재 안테나를 조합하여 위성통신권의 지역 크기에 따라 Global, Hemisphere, Zone 및 Spot빔 등을 이용 한다.

트랜스폰더: 일반적으로 위성 트랜스폰더는 신호증폭과 주파수변환을 수행하는 것으로서 2중변환방식과 단일변환방식이 있으며 또한 신호증폭과 주파수 변환기능 외에 신호검출 및 재생 등을 하는 On Board Regenerative 트랜스폰더가 있다.

그리고 트랜스폰더의 주요 구성부품은 LNA(저잡음 증폭기), 주파수 변환기, 입·출력멀티플렉서(Input/Output Multiplexer)·HPA(고출력증폭기) 외에 Multibeam으로 위성망을 연결하기 위한 Switch Matrix 등이 있다.

그러나 최근 반도체 기술의 발전으로 반도체

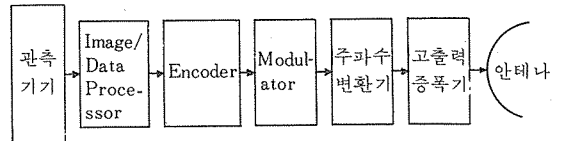
<그림-3> INTELSAT-V호 위성의 안테나 빔 커버리지



고출력증폭기(SSPA)들이 개발, 실용화 되고 있다.

▲탐사 및 과학위성: 탐사 및 과학위성의 Payload의 구성도를 보면 <그림-4>와 같다.

<그림-4> 탐사 및 과학위성의 Payload구성도



관측기기는 행성탐사, 천체관측, 기상관측, 전리층관측, 지표탐사, 해양탐사 및 지하자원 탐사 등 위성체의 특정 임무에 따라 여러가지가 있다.

◇선진 과학기술이 총동원돼야

오는 2000년대는 우주촌 생활시대로서 각종 인공위성체들이 보다 활용되는 입체 정보화사회이다.

우리나라도 선진국이 되는 시대를 대망의 2000년대로 바라보고 있다. 오늘날 각종 인공위성체는 2000년대의 필수품으로서 아마도 들어설 자리가 없을 정도로 더욱 활용될 것이며 선진국 우위의 척도로서 사용될 것이다.

이 글에서는 이러한 인공위성체의 정체를 본체와 Payload로 구분하여 그 구조와 특성을 분석하여 보았다.

인공위성체의 개발은 단순히 인공위성체 자체를 만드는 결과에 있는 것이 아니고 인공위성체를 만드는 데는 현대선진과학기술이 총동원되어야 한다는 것이다.

따라서 인공위성체를 만들어 내는 그 기술이 산업부문에 미치는 파급효과는 엄청난 것이라고 보겠다.

우리나라도 확고한 항공우주산업 육성정책을 조기 수립하여 각종 인공위성체를 자체 개발토록 하여 늦어도 2000년대 시작 전까지는 국산 인공위성체를 국내 활용토록 하여야 할 것이다.