

인공위성 시스템

한국항공우주연구소 우주사업단 장영근



“인공위성 시스템” 기획연재의 첫 번째로 지난 호에서는 인공위성의 기본 비행원리와 개발역사를 살펴보았다. 이번 호에서는 인공위성에는 어떤 종류가 있는지 그리고 위성은 어떻게 구성되어 있는지 살펴보자

- 제 1회: 인공위성의 원리 및 개발 역사
- 제 2회: 인공위성의 종류 및 구성요소
- 제 3회: 인공위성과 우주환경
- 제 4회: 인공위성과 우리생활
- 제 5회: 세계 위성산업 현황

인공위성의 종류

인공위성은 위성의 임무(탑재체), 형상 또는 안정화 방식 및 궤도에 따라 다음과 같이 분류할 수 있다.

1. 임무 또는 탑재체에 따른 분류

요구임무에 따른 위성의 분류는 매우 다양하나 크게는 다음과 같이 나눌 수 있다. 첫 번째에는 일상생활 및 기업의 생산활동에 직/간접

적으로 관련이 있는 “실용위성”이 있다. 대표적인 것이 통신/방송위성이며, 기상 및 항행위성, 그리고 지구관측위성도 인류의 생활에 크게 영향을 미치고 있다. 두 번째는 과학적 목적을 위한 “과학위성”을 들 수 있다. 예를 들어, 우주 및 지구환경 측정, 천체관측용(태양계 및 우주)위성 등은 좋은 예이다.

에 높은 고도에 따른 전파의 송수신간 시차가 저궤도와 중궤도보다 훨씬 크기 때문에 점차 저궤도와 중궤도 위성에 의한 통신이 활성화 되는 추세이다. 이러한 저궤도 및 중궤도 위성은 지상과의 거리가 짧아 송수신에 유리한 반면, 이에 따라 좁은 영역만을 커버할 수 있기 때문에 다수의 위성이 필요하다.

통신/방송위성

아마 모든 위성 중에서 인간의 일상생활에 가장 밀접한 영향을 미치는 것은 통신위성일 것이다. 통신위성의 목적은 지구의 한 지점에서 다른 지점으로 라디오, 전화, 텔레비전 및 데이터를 전달하는 것이다. 통신위성은 지구의 자전주기와 동일한 정지궤도(GEO)상에서 고정통신, 이동통신이 모두 가능하고, 저궤도(LEO)와 중궤도(MEO)에서는 이동통신이 가능하다. 그러나, 정지궤도 통신의 경우

지구관측위성

지구 표면과 대기의 직접적인 관측을 목적으로 하는 임무는 관측거리를 최소화하기 위하여 일반적으로 저궤도에 위성을 위치시킨다. 지구탐사는 많은 이득과 실제적인 응용성이 있다. 초기에는 주요목적이 지구자원탐사에 집중되었지만, 지금은 더 이상 지구과학자에게만 필요한 것이 아닌 모든 인류를 위해 필요한 정보를 제공해 준다. 궤도와 고도의 선택은 시야, 지상추적거리, 관측대역폭,

대기항력의 보정을 위해 궤도 안정성을 유지할 필요성 등에 좌우된다. 지난 호에서 언급한 바와 같이 지구탐사위성은 미국의 Landast과 프랑스의 SPOT으로 대표되며, 이들 위성은 다양한 과정에서 영상을 모은다. 이들은 농작물의 작황을 보거나, 지구자원을 탐사하고, 지구환경과 지구의 변화를 연구하는 데 이용된다.

기상위성

기상위성은 열대 폭풍, 태풍 또는 허리케인, 홍수, 사이클론 그리고 산불 등이 언제 어디서 발생하는지 예측하는데 필수적이다. 이와 같은 재난을 피하기 위해 이러한 정보를 미리 아는 것은 대단히 중요한 일이다. 날씨 정보는 농부들에게 농작물을 심고 수확을 거둘수 있는 적시가 언제인지를 알려준다. 정지궤도 기상위성은 저궤도 기상위성의 단점을 보충할 수 있다. 높은 고도(정지궤도)에서의 관측은 한 번에 대략 지구의 1/3되는 영역 위의 구름, 습기 및 열적 특성을 커버한다. 이는 저궤도 위성, 항공기 및 지상관측으로부터 얻어진 데이터를 해석하는데 큰 스케일의 전후관계를 제공해 준다.

항행위성

미국에 있어서 이 임무는 현재 NAVSTAR-GPS라는 위성 프로그램

에 의해 수행되고 있다. 위성위치측정시스템(GPS)은 1973년 미국방성에서 전투기나 탱크에서 발사되는 미사일을 목표물로 정확히 유도할 수 있는 방법으로 12시간의 원형궤도를 도는 24기의 위성 그룹(3기의 예비위성 포함)에서 무선신호를 발사하는 새로운 항법유도장치로 제안되었었다. 각 위성은 지상, 항공기, 또는 다른 위성에 설치되어 있는 소형 수신기에 의해 잡을 수 있는 신호를 계속해서 중계한다. 만일, 셋 또는 그 이상의 위성이 동시에 관찰되면, 수신기는 자신의 위치와 시간을 각각 1m(부가 장치를 사용할 경우 수 mm도 가능)와 0.1m/sec의 정확도로 결정할 수 있다. GPS는 현재 항공 관제, 지진 감시 및 재난구조 등에 적극적으로 활용되고 있다. 화산활동이 활발한 일본이나 이탈리아에서는 GPS를 지진 감시에 이용하고 있다.

군사/정찰위성

냉전체제 중 미국과 소련의 두 강대국은 상대국의 군사적 위치를 정찰하기 위해 많은 수의 정찰위성을 발사하였다. 이 정찰위성의 주 임무는 지구 위에서의 다양한 활동을 감시하는 것이다. 예를 들어, 미사일 발사를 발견하기 위한 적외선 감지기, 항공기나 군함을 추적하는 레이더, 지상에 대한 시각적

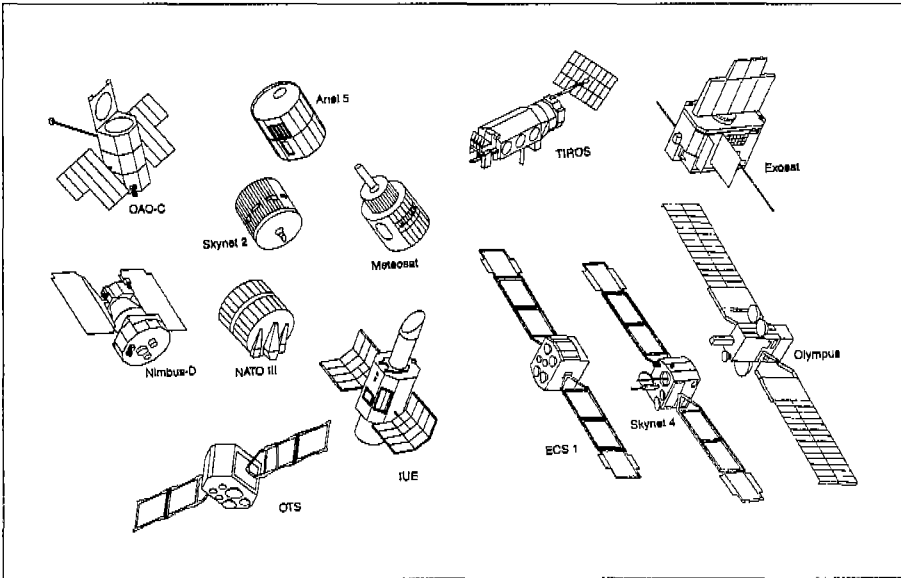
인 관찰, 또는 라디오 전송에 대한 차단 등의 형태를 갖고 있다. 적외선 센서를 사용하는 미국의 DSP 위성은 1970년대 초에 첫 발사한 이래, 지금까지 중단없는 조기경보 능력을 보여 주고 있다. 특히, 걸프전 기간 동안에 이타의 Scud 미사일의 발사를 감지해 이스라엘과 사우디 아라비아의 인구조밀지역과 군사지역에 사전 경보체제를 구축하여, 그 유효성을 검증하였다. 소련에서는 냉전기간 중 약 2,000여개의 Cosmos위성을 발사하였으며, 이 중 반 정도가 정찰임무를 수행한 것으로 알려지고 있다.

2. 형상 또는 안정화 방식에 따른 분류

위성 형상의 선정은 궤도의 종류, 탑재체의 규격, 현존하는 위성과의 양립성 및 설계 철학과 같은 요소에 의해 결정된다. 형상에 따른 위성의 종류에는 크게 박스형(3축 안정화 위성)과 원통형(회전 안정화 위성)이 있다.

박스형(3축 안정화 방식)

오늘날 위성의 안정화 방식으로서 가장 보편적으로 채택되도 있는 3축 안정화 방식은 대개 박스형상의 몸체와 전가가 가능한 태양전지판으로 구성되어 있다. 위성궤도에 따라 탑재체의 안테나와 센서를 지

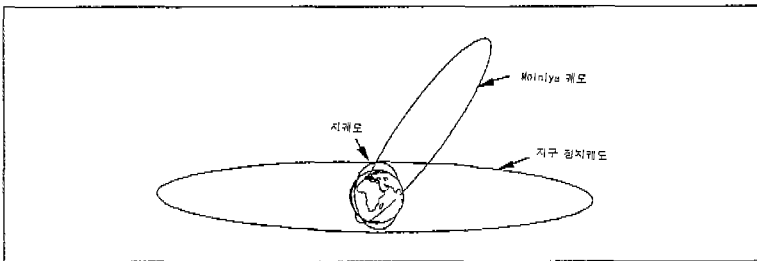


〈그림 1〉 위성의 다양한 형상

구로 지향시키기 위하여 한 축을 기준으로 한 저속의 회전(정지궤도 위성의 경우 하루 1회전)을 제외하고는 위성의 몸체는 관성적으로 안정하다. 이때, 태양전지판은 태양에 대해 관성적으로 고정될 수 있도록 위성체에 대하여 반대로 회전한다.

원통형

(회전 안정화 방식)



〈그림 2〉 위성궤도의 종류

회전 안정화 방식은 역사적으로 정지궤도나 Molniya궤도의 고고도 임무에 주로 사용되어 왔다(물론 저궤도 회전 안정화 위성도 있었음). 명칭에서 의미하듯이, 위성을 원통형 몸체의 축 주위로 팽이처럼 일정한 속도로 회전시킴으로써 자세 안정화를 이루었다. 그림 1은 형상에 따른 위성의 다양한 종류를 보여 주고 있다.

표 1. 임무에 따른 위성의 분류

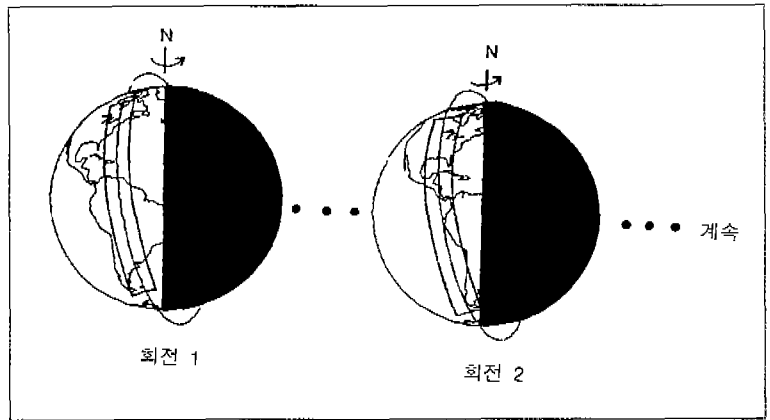
임	무	궤도의 종류
통	신	저궤도, 중궤도 및 정지궤도
지	구	저체 커버리지를 위한 극 저궤도
기	상	극 저궤도 또는 정지궤도
항	행	전체 커버리지를위한 극 저궤도, 중궤도
천	문	다양한 고궤도
우	주	탐사 로켓을 포함한 다양한 궤도
군	사	전체 커버리지를위한 극 저궤도
우	주	정거장
기	술	다양한 궤도

3. 궤도에 따른 분류

모든 인공위성은 지구 대기권 밖에서 궤도와 불리는 정해진 길을 따라 선회한다. 인공위성은 위성의 목적이나 기능에 따라 여러 가지의 궤도로 발사되어진다. 위성이 위치

하는 궤도에 따른 인공위성의 분류는 그림 2와 같이 저궤도(Low Earth Orbit: LEO), 중궤도(Medium Earth Orbit: MEO), 그리고 정지궤도(Geostationary Earth Orbit: GEO) 위성이 있다. 그밖에 특수궤도로서 러시아의 지역적 특성을 고려하여 북극지역에서 좋은 시야를 제공하는 Molniya궤도 위성이 있다.

위성의 궤도 및 고도는 전파의 송수신 시차, 신호전력, 반 앨런 벨트의 회피, 지상 안테나의 크기, 위성이 가시영역에 있는 시간, 위성이 실제 커버할 수 있는 지역 등에 따라 결정된다. 표 2는 고도에 따른 위성 변수의 특성차이를 보여 준다. 여기서, 각 궤도의 특성을 살펴보자.



〈그림 3〉 태양동기궤도

저궤도(LEO)

저궤도는 고도가 500에서 1,500km 사이에 있는 궤도를 말한다. 저궤도의 하한 고도를 500km로 정한 이유는 일반적으로 이 고도 이하에서는 위성에 미치는 공력저항이 크기 때문에 이를 보상해 주기 위해서는 상당량의 위성 연료가 요구된다.

따라서, 저궤도위성을 계획할 때 이러한 고도는 피하는 것이 일반적이다. 보통 저궤도는 90분에서 2시간 정도의 주기를 갖는 궤도이며, 원형궤도 또는 타원형궤도가 쓰일 수 있다. 궤도의 경사각(적도 평면과 궤도 평면 사이의 각도)은 0에서 90도보다 큰 각을 가질 수 있다. 경사각이 약 90도인 궤도를 극궤도라 하며, 90도보다 큰 경사각은 지구의 회전과 반대 방향으로 위성을 돌게 할 수 있다.

저궤도의 한 특수한 유형이 태양동기궤도이며, 그림 3에서 보는 바와 같이 궤도면이 태양에 대하여 언제나 거의 고정된 각을 유지한다는 특성이 있다. 즉, 궤도마다 위성과 같은 지역시간을 갖는 지구 위의 점들을 통과하게 된다. 지구는 궤도 아래서 회전하기 때문에 위성은 매 회

표2. 고도에 따른 위성 변수의 차이

	저궤도(1000km)	중궤도(10,000km)	정지궤도
신호전파 지연(왕복)	0.013(초)	0.130(초)	0.5(초)
위성안테나 크기	소형	중형	대형
궤도주기	약100(분)	약 6-8(시간)	24(시간)
위성접촉시간	약10(분)	약 1(시간)	245(시간)
식	약30분 (태양동기궤도의 경우) <궤도주기의 약 1/3>	최대식시간이 56 분이며 정지궤도와 유사	88일/1년 (최대 72분)
배터리	500회의 충방전/1년	식에 따라 변화	88회의 충방전/1년
배터리 수명 (Ni-H ₂)	약 3-7년	약 7-10년	약 10-20년

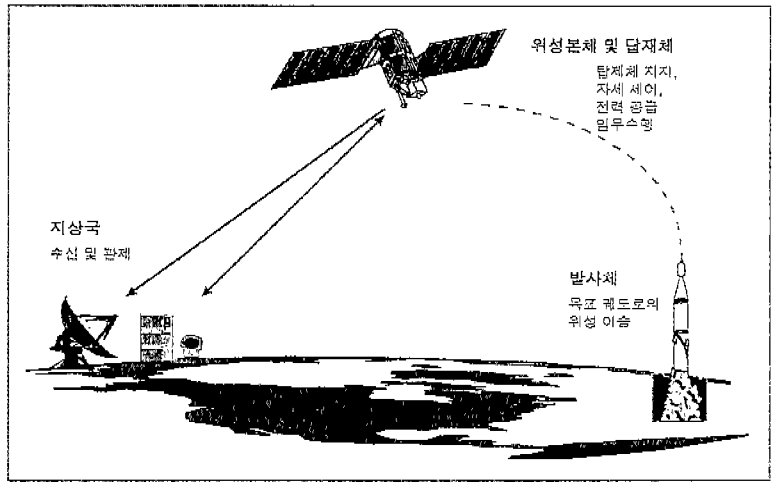
전마다 지표면의 다른 위치를 보여 주게 된다. 이는 하루중에 전 지구를 커버할 수 있다는 것을 의미한다.

중궤도(Medium Earth Orbit: MEO)

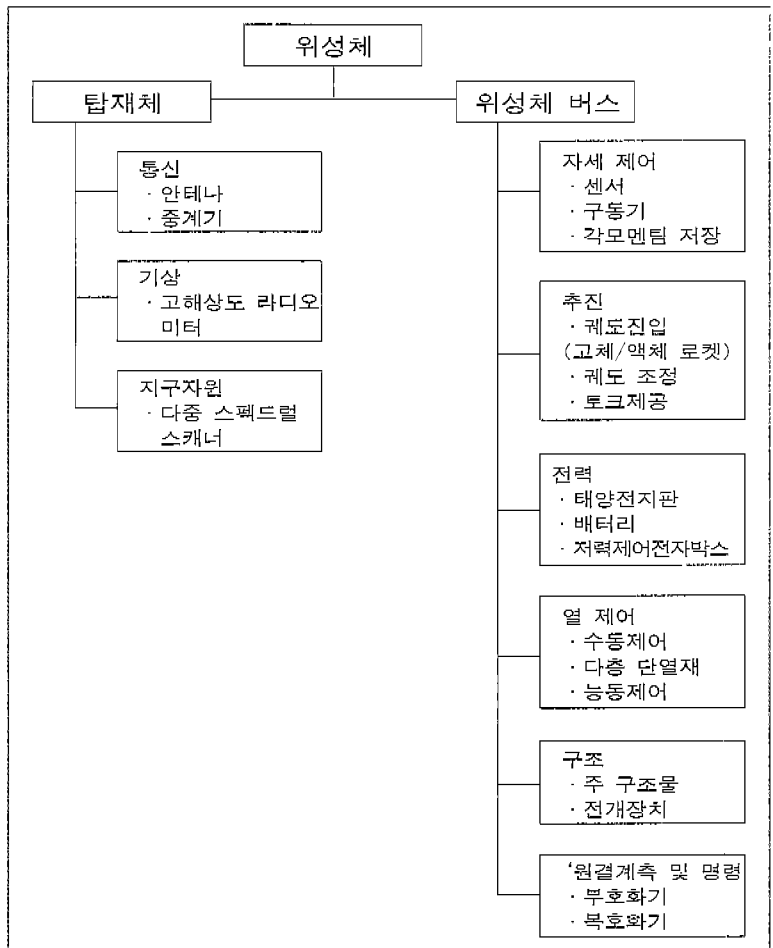
중궤도란 고도가 약 5,000에서 15,000km인 궤도를 의미하며, 약 10,000km의 고도에서의궤도주기는 약 6시간 정도이다. 반 앨런 벨트는 크게 두 영역으로 나뉘어져 있는데, 즉 약 1,500에서 5,000km 사이와 15,000에서 30,000km 사이에 형성되어 있어서 중궤도는 이 사이의 궤도로 정의하는 것이 일반적이다. 왜냐하면, 반 앨런 벨트는 고에너지 입자들이 모여 있는 지역으로서 전파통신에 악영향을 미치기 때문에 위성의 활동이 제약을 받을 수 있기 때문이다.

정지궤도(Geostationary Earth Orbit: GEO)

지구 정지궤도는 23시간 56분 4초의 주기를 가지며, 고도가 35,786km인 적도상의 원궤도이다. 따라서, 궤적은 지표면상의 주어진 경도에서 한 점으로 나타난다. 이 궤도에 있는 위성은 지상에 있는 관측자에게는 밤과 낮의 구분 없이 하늘의 공간에 고정된 것처럼 보이기 때문에 전파를 송수신하기



〈그림 4〉 인공위성의 구성요소



〈그림 5〉 위성시스템의 구성요소

위해 안테나를 움직일 필요가 없으며, 하나의 위성으로 위성의 수명 동안 고정된 지역에 지속적인 서비스를 제공할 수 있기 때문에 주로 통신/방송 위성이나 기상위성의 궤도로 사용된다.

Molniya 궤도(고타원궤도

이심률이 대단히 큰 원지점 39,400km와 근지점 1,000km의 고타원궤도인 Molniya궤도는 정지궤도에서 커버할 수 없는 북극 지역을 보다 오랜 시간 동안 관측 및 커버할 수 있는 궤도이다. 위성은 원지점 근방에서 대단히 천천히 움직이기 때문에(케플러의 제 2법칙) 12시간의 궤도주기중 약 8시간 동안 북극 지역을 관찰 및 커버할 수 있다. 러시아 과학자에 의해 개발된 이 궤도는 적도면과 약 63도의 경사각을 이루고 있다. 3기의 위성만 있으면 극지역을 비행하는 항공기와 계속적인 통신을 수행하고 북반구를 계속적으로 커버할 수 있다.

인공위성의 구성요소

넓은 의미에서 인공위성의 구성 요소는 그림 4에서 보여 주는 바와 같다. 여기서 위성시스템(좁은 의미의 인공위성)은 버스(위성본체; bus)와 임무탑재체로 구성되어 있고, 버스는 다시 탑재체를 지원하

는 몇몇의 서브시스템(subsystems)과 소모품들로 구성된다. 여기서 버스(위성본체)는 지상의 운송수단인 버스처럼 탑재체를 원하는 위치까지 운송한다는 개념에서 나왔다. 전술한 바와 같이, 탑재체는 통신/방송, 지구관측, 기상, 항행 등과 같은 임무를 수행하며, 위성버스시스템은 초기 발사에서부터 임무수명의 마지막에 이르기까지 매우 중요한 역할을 한다. 즉, 임무탑재체나 장비를 외부 환경으로부터 보호하고, 요구되는 궤도 및 자세제어, 열 제어, 기계적 인지, 적절한 전력과 지상국과의 이원 명령 및 데이터 링크 등이 적절히 공급되도록 하여 임무 목표를 성공적으로 수행할 수 있게 한다.

인공위성 시스템의 구성요소의 하나인 지상시스템과 발사체는 본고의 범위를 넘어서기 때문에 여기서는 위성버스 시스템의 다양한 구성요소(그림 5) 및 특성을 간단하게 살펴보기로 한다(상세는 저자의 저서 "인공위성 시스템"을 참조).

1. 구조계 (Structure Subsystem)

위성의 구조는 실제 위성의 뼈대를 말하며, 탑재체와 버스시스템에 안정적이고 강력한 플랫폼(platform)과 패널(panel)을 제공하도록 설계한다. 이러한 플랫폼과

패널은 부품을 내부 및 외부에 장착할 수 있도록 공간을 제공하고, 특히 발사체와 접속하여 발사하중을 견디도록 한다. 이것은 강도(strength) 및 강성(stiffness)을 제공하여 다양한 임무를 수행하는 동안 가해지는 강한 기계적 응력을 견딜 수 있게 한다. 인공위성의 구조에는 다양한 재질이 사용되어 왔지만, 가볍고 내구성이 좋은 유리나 탄소 강화 섬유 또는 에폭시-그레파이트 복합재료와 결합된 알루미늄 하나쯤 구조가 점차 일반화되고 있다.

2. 전력계 (Electrical Power Subsystem)

위성은 1년 365일, 하루 24시간 내내 계속되는 전력공급원을 가져야 한다. 현재 대부분의 위성에 장착하는 주전력원은 태양전지 및 고성능 배터리이다. 태양전지는 경량 이면서도 태양에너지로부터 전기 에너지로 변환시키는 변환효율이 날로 향상되고 있다. 3축 안정화 위성의 경우 태양전지판이 궤도에서 아코디언처럼 펼쳐지는데 반해, 회전 안정화 위성의 경우는 위성본체의 외부에 직접 붙어 있는 경우가 많다. 식(eclipse)기간 동안이나 필요전력이 태양전지판의 용량을 벗어나는 경우에는 배터리 전력을 공급한다. 배터리는 태양빛이 입사

되는 동안에 태양전지판 전력에 의해 충전된다. 전력의 제어, 전환, 분배장치들은 모든 전기시스템의 요구조건에 맞는 적절한 양의 전력을 적절히 분배할 수 있도록 장착하여야 한다.

3. 자세 및 궤도제어계 (Attitude and Orbit Control Subsystem)

자세 및 궤도제어 시스템은 궤도에서 위성체의 자세 및 궤도에 영향을 미치는 교란 요소에 대해 임무수행 중 원하는 방향으로 위성체를 지향시키며 안정화시킨다. 외부 교란에 의해 발생하는 자세오차를 감지하기 위해서는 각종 센서들을 사용한다. 정확도의 요구조건에 따라 고도의 장치와 기술을 사용한다. 예를 들어, 수 초 단위의 각정밀도를 얻기 위해 자이로스코프, 별 센서, 별 스캐너 등과 같은 고도의 장치와 컴퓨터를 탑재한다. 위성 안정화는 위성 자체나 또는 위성체 내의 질량을 회전시킴으로써 자이로스코픽 강성을 얻음으로써 실현한다.

4. 원격계측, 추적 및 명령계 (Telemetry, Tracking, and Command Subsystem)

원격계측, 추적 및 명령 시스템

은 지구의 지상국과 데이터를 연속적으로 주고받을 수 있게 하며, 지상의 제어국이 위성을 추적하여 위성의 건강상태를 검사하는데 필요하다. 또, 중계기(transponder)의 송수신 전환과 여타의 장치 사이의 변환 등과 같은 다양한 일을 수행하도록 명령을 보낼 수 있게 한다. 데이터 조절 부분은 서브시스템으로부터 데이터를 받아 암호로 바꾼(encoding) 다음에 이들을 다시 지상국으로 전송한다. 또한, 추적은 명령 링크를 통하여 보낸 후에 원격계측 전송기에 의해서 반송되는 범위신호(ranging signal)에 의해서 지상국 안테나에서 수행된다. 추적기능은 위성의 위치를 결정하며 이 정보는 다음 궤도운동과 지상국을 위한 좌표 데이터를 계산하여 준다.

5. 열 제어계(Thermal Control Subsystem)

위성의 열 제어는 온도 균형과 모든 서브시스템의 적절한 성능 발휘를 위해서 필요하다. 고온에 의한 열응력은 태양 때문에 발생하며, 저온에 의한 열 응력은 태양빛이 보이지 않는 동안에 일어난다. 일반적으로 탑재된 장치들을 보호하기 위해서 능동 열 제어 방식과 수동 열 제어 방식을 사용한다. 능동 방식은 히터, 열 파이프 또는

루버와 같이 보통 전원을 필요로 하거나 기기 내부에 움직이는 부품이 있는 방식이고, 열 차폐막, 열 담요, 그리고 코팅/페인팅과 같은 것은 수동 방식에 속한다. 결국, 열 제어시스템은 위성이 최적의 상황에서 성능을 발휘하도록 온도를 조절해 주는 역할을 한다.

6. 추진계/반작용 제어시스템 (Propulsion/Reaction Control Subsystem)

위성의 추진시스템은 자세 및 궤도제어계의 기능을 수행하기 위한 속도 및 토크 제어를 제공하여 주며, 원지점 진입 모터(Apogee Kick Motor; AKM)를 이용하여 위성을 저궤도에서 보다 높은 궤도 또는 원하는 임무궤도로 주입시킨다. 즉, 추진시스템은 큰 폭의 궤도수정, 위치유지, 그리고 위성지향 자세제어작동을 용이하게 한다. 보조 추진의 경우에는 추력이 낮은 냉 가스(cold gas)나 단일 추진제(monopropellant system) 또는 이원 추진제시스템(bipropellant system)을 대부분 사용한다. 이원 추진제를 사용하면 원지점 진입과 보조 추진시스템을 하나의 시스템으로 결합시킬 수 있는데, 이렇게 하면 연료 소모에 있어서 경제성을 높일 수 있을 뿐만 아니라 수명을 늘릴 수 있다.