

위성 시스템 소요기술 및 발전추이

金 性 圭

韓國航空宇宙研究所 衛星體系研究室 室長

I. 위성시스템 개요

이차대전 이후 급속히 발전된 로켓 기술은 드디어 인간이 만든 물체를 지구 위성 궤도에 진입시키는 것을 가능케 했다. 이러한 인공위성은 종전에는 상상하지도 못했던 과학/기술 응용의 세계를 열어 주었다. 그 응용으로는 통신/방송, 우주과학 연구, 군사/첩보, 태양계 탐색, 지구 관측, 기상연구 예보, 항해/항공 보조등을 들 수 있다. 이러한 응용 임무를 수행하는 위성의 설계, 제작은 여러 분야의 과학/기술이 관여되는 복잡한 과정이다.

우선, 위성체와 탑재체의 설계는 소정의 임무를 최대한으로 수행할 수 있게 하는 기술적인 능력과 세련도를 제공해야 한다. 이러한 기술적인 능력을 부여하면서도 동시에 위성의 무게, 크기, 그리고 소요에너지는 최소한으로 줄여야 한다. 발사 비용이 차지하는 비중을 고려하면 무게를 줄이는 것이 설계 제일의 과제이다. 위성 전원을 담당하는 태양전지판도 상당한 무게를 차지하므로 전력을 줄이는 것이 또한 무게를 줄이는 것이다. 위성제작과 발사에 소요되는 거대한 비용을 고려해서 위성의 수명을 최대한으로 연장시키는 것이 중요하다. 위성은 수명기간 동안 진공 무중력 상태, 격심한 온도변화, 높은 에너지의 하전입자에서 받는 복사피해, 미소운석등과의 충돌에 의한 기계적인 충격등을 극복해야 한다. 이러한 인공위성을 우선 개괄적으로 살펴보겠다.

1. 역사적 발전과정

1945년 10월 WIRELESS WORLD 잡지 기고를 통해서 영국인 A. C. Clarke은 지구 정지 궤도상에 통신 및 방송을 위한 relay를 설치하는 것이 가능할 뿐만 아

니라 경제적으로도 채산이 맞을 것이라는 것을 예견했다. 1957년 10월 소련이 Sputnik 1호를 지구 궤도에 진입시키므로써 인공위성의 시대가 시작이 되었다. 그 이후 10여년 동안 소련과 미국사이의 우주 경쟁은 과학/기술과 정치/외교가 병합이 된 치열한 대결이었다. 이러한 동안 유인 우주 궤도 선회, 인간의 달 착륙 및 지구로의 귀환등의 역사적인 업적들이 성취 되었다.

인간을 지구 밖으로 보내서 무사히 귀환하게 함으로써 증대한 역사적, 정치적인 효과는 거두었으나, 소요된 과학/기술의 자원에 비해 수확된 직접 가용 가치는 적은 편이었다. 이런 중에서도, 인공위성을 이용한 과학/기술의 실제적 응용가능성을 다음의 세가지 분야에 강력하게 제시했다. 첫째는 통신 위성으로서, 1958년 12월 발사된 SCORE는 실시간 통신과 녹음후 재방송의 가능성을 제시했다. 둘째는 국제 지구물리 년도 사업으로부터 시작한 우주 과학 탐색으로 미국의 NASA를 중심으로 해서 태양계의 신비를 알아내기 시작했다. 셋째는 위성체에 고도의 정밀한 센서를 적재해서 저궤도에 운용함으로써, 그전까지는 없었던 군사/첩보에 필요한 정보를 얻는 것이다. 근래에 와서는 지구 환경오염이 국제적인 관심사가 됨으로, 지금까지 개발된 우주/위성 기술을 지구 환경 탐사 연구에 집중시키는 지구자원위성이 미국, 일본, 유럽국가 사이에 국제적으로 강력히 추진되고 있다.

이 중에서 인류에게 현 시점에서 제일 많은 혜택을 주는 것은 통신위성이다. 그 이점은 일찌기 인정되어서 국제적으로는 인텔샹트를 비롯한 국제적인 통신위성 사업이 개발되었으며, 국가 차원에서는 캐나다를 비롯해서 수십개국 이 자국의 통신위성을 보유하게 되었다. 이러한 통신 위성은 전화 뿐만 아니라 데이터 통신, 비디오 회의, TV방송까지 할 수 있도록 하였다.

2. 위성발사 과정

완전히 조립된 위성은 몇 차례의 시험과정을 거쳐서 발사체에 적재된다. 현존하는 발사체는 소모성 발사체(rocket)와 셔틀(shuttle) 두가지가 있다. Rocket으로 현재 가장 활발한 것은 유럽우주기구(European Space Agency)의 Ariane system이다. 이 외의 rocket으로는 소련의 Proton, 중국의 Long March, 일본의 H, N Series, 그리고 미국의 Delta, Atlas-Centaur, Titan등(그림 1)이 있다. 미국의 rocket은 shuttle 때문에 지난 10년동안 상당히 위축되었으나, 챌린저(Challenger)사고 이후 다시 재생의 기회를 맞고 있다. Shuttle은 미국 위성 발사체 시스템의 대종을 이루고 있으며 소련도 이와 비슷한 것을 개발하고 있다.

중간 궤도에서 최종 궤도로 가는데 필요한 추진력은 발사체의 최종단계 booster(rocket 경우)나 위성체 외의 booster(shuttle 경우 PAM(payload assist module)이나 IUS(inertial upper stage))에 의존한다. 그림 2에 전형적인 소모성 운반체인 Delta II의 작동단계를 나타내고 있다. 전이 궤도의 원지점(apogee)에 도달하면, 위성체내의 원지점모우터(apogee kick motor)가 발사되어서 적도선상의 지구 정지궤도에 들어가는 마지막 가동을 한다(그림 3). 이때 사용되는 추진제의 양이 위성의 수명을 결정하는 주요 변수가 된다. 그러나 소련의 Proton 운반체의 경우에는 전이궤도를 이용하지 않고 위성체를 정지궤도에 직접 진입시키는 방법을 이용하고 있다.

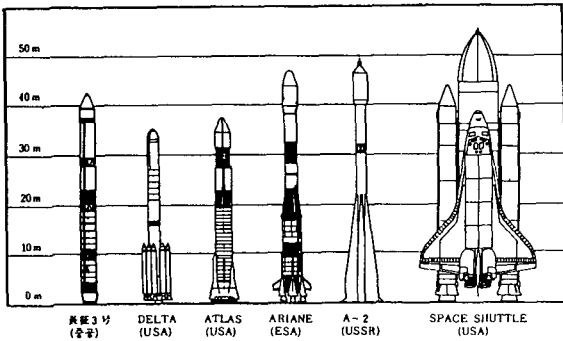


그림 1. 세계의 실용 우주발사체

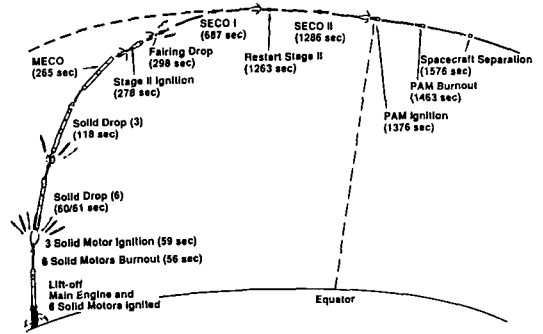


그림 2. Delta II 로케트의 작동단계

지구 정지궤도에 배치되는 통신/방송 위성은 이미 상업화 되었기 때문에 발사 경비가 중요한 예산 항목이다. 따라서, 그 발사 경비는 다른 우주 사업에 비교해서 상당히 잘 알려져 있으며, 대개 U. S. dollar로 1 lb의 무게에 \$30,000 정도 드는 것으로 추정되고 있다. 그래서 발사 경비는 위성 자체에 드는 비용과, 거의 비슷한 정도로 계산된다. Rocket의 경우에는 위성체는 그 꼭대기의 fairing이라는 부분에 들어가며, shuttle의 경우에는 cargo bay에 들어간다. 지구 정지궤도 위성은 대개 2단계를 거쳐서 궤도에 진입한다. 제 1단계는 지구 근처의 주차궤도(shuttle 경우)나 전이궤도(rocket 경우)의 근지점(perigee)으로 진입한다(약 200Km고도). 제 2단계는 이러한 준비상태의 저궤도로부터 지구정지궤도(36,000Km 고도)까지 서서히 위성을 추진한다. 이 과정은 시간도 많이 걸리지만, 도중에 자세 제어, 추진제 소모, 배터리 소모, 그리고 위성 온도 조절등의 기술적인 문제점이 많아 위성 설계에 중요한 부분이 된다.

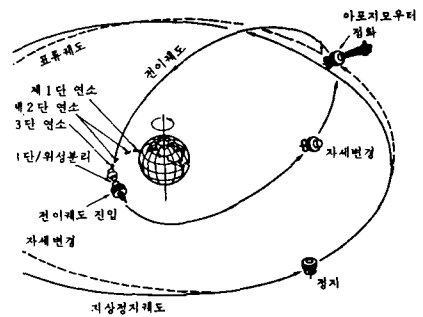


그림 3. 정지위성의 궤도 진입 과정

3. 인공위성 운용

지구 정지궤도 위성의 경우는 일단 위성이 궤도에 진입한 후 이미 설계된 임무수행의 경로로 위성을 운반해야 한다. 이 운반 과정에서 상당량의 추진제가 소모

된다. 일단 위성이 목표한 고도와 경도에 도착한 이후에는 TT & C 경로를 통해서 위성의 위치와 상태를 정확하게 알아낸다. 알아낸 정보를 목표 수치와 비교해서 그 오차를 명령(command) 경로를 통해서 수정 명령을 위성에 전달한다.

TT & C 경로를 통해서 들어오는 정보는, 예를 들어, 위성의 자세, 각 부분의 온도, 배터리의 충전상태, 태양전지판의 발전 및 송전 상태등이다. TT & C 경로는 지구국의 안테나가 크고 성능이 좋기 때문에, 위성에서는 gain이 낮지만 구조가 간단한 안테나를 통해서 송신된다.

4. 현존 위성 분류

지구 궤도를 돌고 있는 위성을 여러가지로 분류할 수 있겠다. 먼저 그 응용으로는 통신위성과 탐사위성으로 크게 나눌 수 있다. 통신위성에는 FSS, BSS, MSS로 나눌 수 있다. FSS 인공위성으로는 Intelsat Series가 오랫동안 국제 인공위성 통신의 주역을 맡아 왔으며 미국내 위성으로는 RCA Satcom Series, GTE Spacenet, Hughes의 Galaxy등이 있다. BSS 인공위성으로는 Europe에 TDF, TVSAT등과 일본의 BS Series가 있다. Mobile satellite는 aeronautical mobile, landmobile 그리고 maritime mobile satellite으로 구분하고 있으며 전 세계적으로 상당히 관심이 많은 분야로 부상하고 있다.

탐사위성에는 지상관측위성, 해양관측위성 그리고 기상관측위성으로 나눌 수 있다. 지상관측위성으로는 Landsat, Spot, 일본의 ERS-1등이 있고 해양관측위성으로는 Noaa Series, ESA의 ERS-1, Canada의 Radarsat, 일본의 MOS-1등이 있다. 기상관측위성은 GMS, Tiros등이 있다.

II. 위성 시스템 구성

위성시스템은 궤도상을 운행하는 위성시스템(satellite system)과 지상시스템(ground system)으로 구성된다. 또한 satellite system은 크게 분류해서 위성체(bus)와 탑재체(payload)로 나뉜다. 탑재체는 위성의 임무를 수행하기 위해 장치된 기기이다. 예를 들어서, 통신위성에는 트랜스폰더이고, 지구환경 탐사위성에는 레이더가 될 것이며, 군사/첩보용 위성에는 고성능 카메라가 될 것이다. 이러한 탑재체를 싣고, 궤도를 지키며, 전력을 공급하고 정확한 자세를 유지하는 역할을 위성

체가 담당한다.

통신 위성의 트랜스폰더는 지구국에서 오는 신호를 수신해서, 그 주파수를 변경해서, 다시 증폭해서 지구국으로 송신한다. 지구 환경조사에 사용되는 탑재체에는 SAR(synthetic aperture radar)를 많이 사용한다. 강력한 신호를 얻기 위해서는, 출력 레이더전력이 높아야 하며, 따라서 최대 출력이 수 천 watts 정도의 TWTA(travelling wave tube amplifier)가 필요한 경우도 있다. 레이더는 pulse mode로 운용하므로 평균 소요 전력은 이보다 낮다. 군사/첩보 위성은 가시광선, 적외선 및 마이크로 웨이브 센서를 사용하나, 현재 가장 중요한 위성은 가시광선을 이용한 직접 촬영을 하는 것으로 알려져 있다.

위성체는 탑재체가 일을 할 수 있도록 하는 구조 환경을 조성하며, 필요한 전력을 공급하며, 임무 수행에 필요한 정확한 위성체 위치와 자세를 제공하며, 기구가 원만히 작동할 수 있도록 온도를 조절한다. 이런 임무를 수행하기 위해서 적절한 기계적, 역학적 구조, 전원장

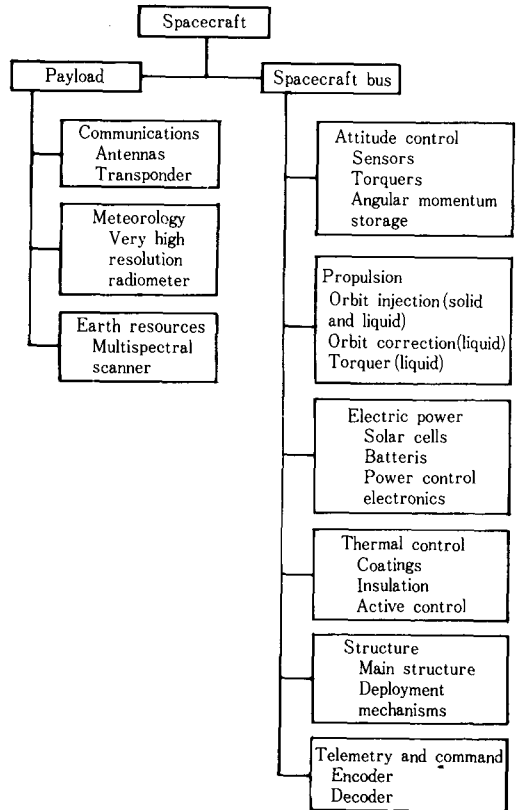


그림 4. 인공위성의 기능도

치, 추진 장치, 열제어 장치가 위성체내에 설계된다. 위성을 payload의 종류에 따라 세가지로 bus 시스템을 기능에 따라 여섯가지 서브시스템으로 분류하여 그림 4에 나타내었다.

지상 시스템은 위성을 계속적으로 감시 및 제어하기 위한 기능을 갖으며 위성 관제소(TT & C), 위성제어센터(SCC), 망제어센터(NCC)로 구성된다. 위성 관제소는 위성으로부터 송신되는 텔레메트리 신호를 수신하여 위성 제어센터로 보내고 위성 제어센터로부터 명령신호를 위성으로 송신하는 기능을 담당한다. 또한 위성을 계속적으로 감시 및 제어하기 위해서 위성 추적기능도 담당한다. 위성 제어센터는 위성관제소를 관할하고 위성에 관한 원격측정 데이터 및 TT & C 지상시스템에 대한 모든 정보를 시간별로 기록 분석하여 위성에 관한 상태를 예측하며 망제어 센터를 통하여 모든 지상시스템 중심국에 전달하며 real time 기능으로서 위성체가 전이궤도, 표류궤도에 있을 때 또는 정지궤도상의 station-keeping에 필요한 업무를 담당한다. 그림 5는 위성시스템 구성도를 보여준다.

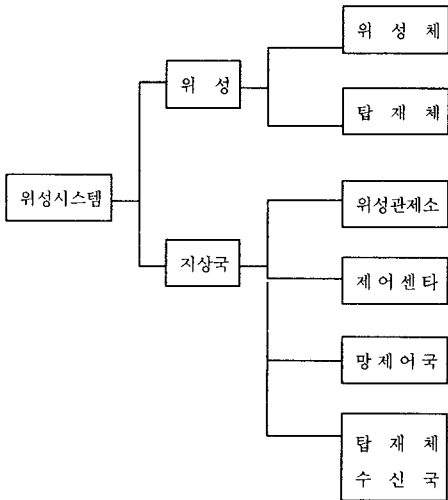


그림 5. 위성 시스템 구성도

Ⅲ. 위성 시스템 소요기술

시스템 구성을 위한 위성기술을 다음과 같이 각 서브시스템별로 구분하여 설명하고자 한다.

1. 구조해석 및 설계

위성체 구조설계의 주 목적은 발사체가 궤도를 향해

발사될 때 위성체에 전달되는 하중을 극복하고 위성체가 적재하고 있는 payload들이 무사히 궤도에 진입하여 그 기능을 제대로 발휘할 수 있게 해주는 것이다. 일단 궤도에 진입하면 거의 무중력 상태가 되므로 각 구조물이 받는 하중은 무시할 수 있고 단지 움직이는 부분의 control에 소요되는 stiffness와 시시각각으로 변하는 온도에 대처하여 주면 된다. 위성체 구조설계에서 제일 중요한 요소는 무게를 최소한으로 되게 설계해 주는 것이다. 줄인 무게 만큼 발사비용이 절약될 뿐아니라 연료나 기타 payload를 더 많이 적재하여 위성의 수명을 연장시켜 줌으로써 얻어지는 이익은 막대하다.

발사체에서 위성체에 전달되는 기본 하중은 1) steady-state load, 2) transient load, 3) random vibration load, 4) acoustics load, 5) shock load 등이 있으며 위성체 각 구조물의 하중은 발사체와 위성체 구조물의 상관관계에 의해 민감하게 영향을 받으므로 최적의 설계에 도달할 때까지는 복잡한 설계과정을 여러 번 반복하게 된다.

구조물 설계에서 고려해야 할 사항으로는 무게, 발사 하중, 발사진동수, 발사체 어댑터와 fairing, 열적하중, 무게평형 등이 있고 이러한 제반 설계조건에 맞도록 설계하기 위하여 1) strength와 buckling analysis, 2) normal mode analysis, 3) transient analysis, 4) compled load analysis, 5) thermal load analysis 등의 구조해석을 수행하게 된다.

2. 전력시스템

위성 탑재체와 위성체에 필요한 전력을 공급하는 전력시스템은 태양광선 에너지를 전기에너지로 전환시키는 solar array와 이 전기에너지를 저장하는 배터리, 전력관리를 해주는 power control system으로 구성이 된다. 현재 solar array 기술은 대개 silicon cell을 많이 사용하나 장래는 효율이 높은 GaAs cell로 옮겨갈 추세에 있다. 이러한 추세에 장애가 되는 점이 있는데 그것은 GaAs의 가격이 높으며 물질이 기계적으로 취급하기에 불편한 점이 있다. 그리고 회전 안정방식의 위성체는 그 표면적에 제한이 있고 삼축 안정방식의 위성체보다 2.5배 정도 적은 전력을 출력하므로 큰 전력을 요구하는 장래의 위성들은 삼축안정방식을 많이 사용할 것으로 예측된다.

배터리 시스템은 NiCd과 NiH₂ 배터리의 두 종류가 사용되고 있다. 지금까지는 NiCd 기술이 더 완숙되어 있으므로 NiH₂보다 더 많이 사용되고 있으나 NiH₂ 배터리는 방전심도를 더 많이 허용해 주므로써 배터리의

평균 수명이 연장되므로 장래의 유망한 기술로 부상되고 있다. NiH₂ 배터리는 양극이 H₂ 기체이므로 pressure vessel을 사용해야 하는 어려운 점이 있다. Power control electronics도 종전의 간단한 analog 방식의 회로에서 점점 더 복잡한 digital electronics로 바뀌어 가는 추세이다. 위성 전체의 추세로 봐서 전력 소모량도 현재의 1-2KW에서 3-4KW로 늘어가는 과정에 있다.

3. 추진 시스템

위성추진 시스템의 주요기능은 위성체의 비행, 위치, 궤도, 방향등을 수정 또는 유지하는 것으로 로켓 추진 방법을 이용한다. 로켓 추진 시스템은 그 에너지 소모가 무엇이나에 따라 화학 추진, 원자력 추진, 태양열 추진, 전기 추진, 레이저 추진 시스템으로 구분한다.

화학 연소 로켓 시스템은 추진 연료의 고압 연소반응에서 생성되는 에너지로 반응생성물을 고온으로 가열하여 팽창된 개스를 협소한 배출구를 통해 배출시켜 이때 얻어지는 반작용으로 위성체에서 필요한 자세 혹은 속도 교정을 한다. 반응물질의 종류에 따라 액체연료 시스템이나 고체연료 시스템이 주로 쓰이고 그 밖에 고압으로 저장된 개스를 분산하는 시스템이라든지 액체연료와 고체연료를 병합해서 쓰는 시스템이 있다. 원자력 추진 시스템은 원자력에 의한 에너지로 액체수소와 같은 추진연료를 가열해서 팽창된 개스를 노즐을 통해 분사하는 방법으로 연구개발에 있으며 전력 추진시스템은 전지 저장열을 이용해서 액체연료의 열 함량을 높혀 단위 연료에 대한 추진 능력을 증가시키는 방법이다. 이 밖에 태양에너지를 이용, 추진 연료를 가열한다든지 레이저 법을 이용하는 방법이 있으나 아직 널리 이용하는 단계에 이르지 못하고 있다.

4. 열제어 시스템

열제어 시스템은 위성체가 임무를 수행하는 동안 위성체 각 부분의 온도를 미리 선정된 범위내에 유지시켜 주는 기능을 담당한다.

위성체 온도 조절장치는 먼저 열전달 이론에 의거한 설계분석후에 이 분석에 의해서 얻어진 결과를 확인하거나 또는 수정하기 위한 시험을 거쳐 완성이 된다. 설계계산은 대개 개념적 설계, 예비설계 그리고 마지막으로 세부설계 과정을 거쳐 행하여 진다.

개념적 설계 단계에서는 간단한 계산을 통해서 얻어지는 결과에 의거해서 위성체 전체의 모양을 대략 결정할 때 열제어 관점에서 의견을 제시 반영하는 과정이다. 예비설계 단계에서는 시스템 관점에서 trade-off할 사항

을 결정하고 프로젝트 목적과 주어진 시간, 예산등을 고려해서 어떤식으로 세부설계를 하겠다 하는 계획을 제시한다. 세부설계에서는 자세한 해석을 위하여 고성능 컴퓨터를 이용하며 열제어 장치에 대한 규격과 특성을 결정한다.

열제어 장치 설계 방법은 피동적 제어방법과 능동적 방법의 두가지로 분류할 수 있다. 피동적 방법은 열이 전달되는 표면의 모양과 또 그 표면의 광학적 물성을 결정해서 전달되는 열량을 조절하는 방법이며 페이트에 의한 표면처리 다층 열 절연체(multilayer insulation), 상 변화 물질에 의한 잠열이용등의 방법을 사용하고 있다.

능동적 방법으로는 전기히터, 방열비늘살(louver), 히트파이프등이 있는데 히트 파이프는 적은 온도차로 열을 한 장소에서 다른 장소로 이동시키는 간단하고 효율적 장치이다.

시험은 크게 두가지로 분류할 수 있는데 첫째는 열 균형시험(thermal balance test)으로 설계된 장치의 제어 기능 내지 능력을 직접 시험을 통해서 평가하고 이론적 분석을 위한 컴퓨터 모델을 확인하기 위한 것이며, 둘째 열진공시험(thermal vacuum test)은 완성된 열제어 장치가 제기능을 발휘하는지 여부를 체크하는 시험이다.

5. 구조물질

위성체의 구조물질로 제일 많이 쓰이는 것은 Al 합금으로서 가격이 싸고 무게에 비해서 탄성 계수와 강도가 높은 까닭이다.

근래에는 복합물질로서 graphite/epoxy는 무게에 비한 탄성계수가 높으며 열적 팽창을 받지 않는 물질로 쓰이고 Kevlar는 열의 전도를 차단하기 위해 사용된다. Titanium 합금은 큰 강도가 요구될 때 사용되고 가볍고 탄성계수가 높은 Berillium이 사용되기도 한다.

6. 자세제어 시스템

자세제어 시스템은 위성의 자세를 결정하는 센서와 자세조정을 위해 복원력(torque)을 발생시키는 actuator로 구성된다. 자세 결정을 하기 위하여 측정하는 센서에는 지구센서(earth sensor), 태양센서(sun sensor), 별센서(star sensor), 자장센서(magnetometer)와 자이로스코프(gyroscope)등이 있다. 지구 센서는 지구를 주사(scan)하여 지구를 중심으로 한 위성의 자세를 분별하여 위성의 회전각도를 측정하는데 사용된다.

지구센서는 위성의 표면이나 센서를 일정한 각도로 scan 시킬 수 있는 장치에 부착한다. 여러가지 방법으로 scan하는데, 위성이 회전하는 것을 이용하여 scan

시키는 방법, reaction/momentum wheel에 부착시켜 scan 시키는 방법, sensor에 motor를 부착하여 일정하게 회전시키는 방법이 있다.

태양은 1 A. U.(astronomical unit : 지구와 태양사이 거리)에서 0.267°의 각도를 이루고 있으며, 어느 궤도에 서든지 균일하게 보이므로 한점의 근원으로 적용된다. 다른 별보다 월등하게 밝으므로 간단한 태양측정 센서로 감지할 수 있어 위성의 자세제어 결정에 여러방면으로 적용할 수 있다. 가장 기본적으로 태양을 감지하는 방법으로 실리콘 태양전지를 사용하는 것이다. 빛이 실리콘 태양전지에 닿으면 태양 복사에너지를 전기 신호로 바꾸는데, 신호의 세기는 센서의 면적, 빛의 광도, 빛의 각도등으로 의존된다.

별센서는 별을 감지한다. 별들은 지구나 태양보다 아주 먼 거리에 있으므로 광도가 지구나 태양에 비교하여 상당히 약하다. 별 센서 시스템은 detector, 센서가 부착되는 platform, 태양 shade, 광학 시스템, field of view 제한기, 센서의 output을 궤도적 information과 비교하여 별을 확인하는 electronic signal processor로 구성된다. 이런 것들을 이용하여 별 추적센서는 별의 위치와 광도를 output으로 사용하여 위성의 자세결정을 판단한다.

자장 측정기는 자장도와 자장방향을 측정하며 자장을 milligauss까지 측정할 수 있게 디자인되어 있다. 그러나 자장 측정기는 정확한 자세결정 센서가 될 수 없는데 그 이유는 지구 주위의 자장 model이 정확하게 알려져 있지 않아 자장도와 방향을 근거로 해서 위성의 자세를 정확히 알 수 없기 때문이다.

Gyroscope는 빠른 속도로 회전하는 가벼운 rotor를 사용하여 위성의 inertial orientation를 측정한다. 방법은 rate gyro나 rate integrating gyro로 나누어진다. Rate gyro는 위성의 각도 변화율(angular rate)을 측정하며 rate integrating gyro는 위성의 각도거리(angular displacement)를 직접 측정한다.

자세 조정 하드웨어는 위성의 자세를 교정하는 장치들로 위성이 필요한 자세를 취득해서 계속 머무르게 한다. 여러 종류의 장치가 있는데 위성의 목적과 탑재체의 필요에 따라 장치구성이 달라진다. 기계적인 시스템으로는 수동적(passive system)인 것과 능동적(active system)인 것으로 크게 나누어진다. Hydrazine gas를 propellant로 사용하는 thruster 시스템도 자세제어 장치에 사용되기도 한다. 기계적인 능동 자세제어 장치로는 momentum/reaction wheel, control mementum gyro, magnetic torquer등이 있다. Reaction/momen-

tum wheel은 angular momentum을 저장하는 장치로 방해적인 torque에 대항하여 위성을 안정시키고, 위성을 궤도상에서 목표를 향한 자세를 유지해주고 cyclic torque를 흡수하고, momentum을 위성체에 전달하여 위성체를 움직이는 목적들로 사용된다. 이 장치들의 용량은 회전하는 바퀴의 moment of inertia와 속도에 관계된다.

대체로 reaction/momentum wheel은 flywheel을 포함하는 housing, bearing /lubrication assembly, 전기 motor, flywheel을 회전시키고 control하고 속도를 감측하는 electronics로 구성된다. Control moment gyro는 momentum wheel에 gimbal을 control하는 electronics로 구성된다.

Momentum wheel은 고정 속도를 유지하며, 그 속도를 조금씩 바꾸어서 위성의 pitch축을 contol하며, 삼축 안정방식의 위성에 많이 사용된다. Reaction wheel은 평균으로 정지상태에 있으나 위성을 움직이기 위해서 변속을 한다. Control moment gyro는 momentum wheel을 gimbal시켜서 얻는 gyroscopic torque를 사용하여 위성을 급속하게 움직이거나 큰 방해 torque를 흡수하여 안정시키는 데에 쓰인다.

Magnetic torquer는 feromagnetic 막대기에 coil이 감겨진 것으로, stress에 약한 feromagnetic 막대기를 보호하기 위해 cushion과 case로 보호되어 있다. Control된 전류가 coil을 통하여 지나가면 원하는 magnetic dipole moment를 얻을 수 있다. 이 magnetic dipole moment가 지구의 자장과 서로 상호 작용하여 torque를 발생시키는데, 이 torque를 위성의 자세제어에 사용된다.

7. 안테나 기술

통신위성에 중요한 역할을 하고 있는 안테나 제작방법 및 안테나 규격은 통신 주파수, 요구되는 안테나 gain, 통신 범위(coverage)의 세가지 요소에 달려있다.

통신 위성의 안테나 종류에는 선형(wire) 안테나 즉 monopole이나 dipole 안테나, horn antenna, reflector antenna, array antenna가 있다. 응용에 따라 다르겠지만 상업 통신위성에 제일 많이 쓰이는 안테나에는 reflector 안테나가 있다. 요구되는 통신범위(coverage)에 따라 global beam antenna와 spot beam antenna로 나눌 수 있는데 보통 global beam antenna는 gain이 낮은 안테나로 크기가 작고 spot beam 안테나는 크기가 global beam 안테나보다는 훨씬 크다.

통신 시스템 제작상 높은 gain antenna가 인공위성

에 필요하고 동시에 넓은 통신 범위가 필요할 때는 직경이 큰 안테나 접시를 쓰되 multiple feed array를 사용함으로써 multiple beam을 만들어 통신범위를 넓힐 수 있다.

그 외에 어떤 특수한 지역에 통신범위를 국한하고 싶을 때는 multiple feed를 사용하여 shaped beam 혹은 contoured beam을 만들어 통신범위를 원하는 지역에 국한할 수 있다.

또 multiple beam antenna를 쓰는 목적의 하나는 주파수 재사용(frequency reuse)에 있다. 통신위성 bandwidth가 한정되어 있는데 multiple beam을 이용하여 주파수를 여러지역에 재사용하면 전체 통신회로수가 늘어날 수 있다.

8. 트랜스폰더

Transponder는 bentpipe transponder와 regenerative transponder로 구분된다. 통상의 bentpipe transponder는 receiver, frequency translator, transmitter로 구성되어 있다. Transponder기술은 주파수에 따라 다르다. 상업통신위성의 up/down 주파수는 6/4GHz, 14/11GHz, 30/20GHz가 많이 쓰이고 있다.

Transponder에 들어가는 주요 부품은 low noise amplifier(LNA), stable local oscillator, mixer, band pass filter, RF preamplifier, TWTA/solid state power amplifier(SSPA)이다. 그리고 multiple channel의 경우는 input/output multiplexer가 사용된다. LNA로는 보통 C-band, Ku-Band에서는 GaAs FET amplifier가 많이 사용되며 10GHz 이상에서는 MES-FET, HEMT 기술이 계속 개발되고 있다. High power amplifier로는 TWTA가 높은 power를 내는데 오래 쓰여져 왔다. 특히 직접 방송용(DBS) TWTA는 200W 정도(12GHz에서)가 쓰이고 있으며 40% 정도의 efficiency를 가지고 있다. 요구되는 power level이 좀 낮으면(C-band나 Ku-band에서 < 10W) SSPA를 쓸 수 있다. SSPA는 무게가 적으며, TWTA 보다 linear한 input-output characteristics가 있고 또 TWTA 보다 훨씬 더 reliable한 점에서 각광을 받고 있다. Input/output multiplexer는 sharp cutoff 특성을 가진 waveguide filter bank이다. Single mode waveguide에서 dual mode waveguide로 기술이 진행되고 있고 computer aided tuning 기술도 도입되고 있다. 그리고 선진 인공위성의 transponder는 bentpipe보다 regenerative 방법을 도입하고 있다. Regenerative transponder는 수신된 signal을 demodulate하고 다시 base

band에서 remodulate해서 발신하는 것이다.

9. 위성체 시험검사

위성체 구조물을 test하는 데는 static load, sine swept, random vibration, thermal load, pyrotechnic 와 acoustic등이 있는데 이들은 각각 장단점이 있어 경우에 따라 test engineer가 test 방법을 선택하여야 한다.

Primary structure는 비교적 vibration에 큰 영향을 받지 않으므로 비용이 적게드는 static test가 사용된다. Secondary structure는 low and mid frequency range에 대비하여 sine swept나 random vibration test에 의존하는데 각 stage의 engine ignition and shut down, solid-fuel booster ignition and burn out 그리고 booster stage separation 등에서 생기는 하중으로 전에 발사시에 기록된 재료에 근거하여 하중의 강도를 결정하는 경우가 많다.

High frequency 구조물은 주로 acoustic excitation, random vibration 그리고 pyrotechnic에 의존한다. Test하는 목적에 따라 여러가지로 분류할 수 있는데 간단히 요약하면

1) Qualification testing

주로 신형 model을 개발할 때 많이 하는 test로써, 설계된 구조물이 모든 주어진 하중에 적절하게 대처할 수 있는지 check하기 위해 하는 것이다. Ultimate load까지 사용해서 test하며, 한번 test를 거친 구조물은 flight hardware로서 사용하지 않는다. 또한 경비를 절약하기 위해 똑같은 구조물이 여러개 있을 경우 한 구조물만 qualification test를 함으로써, 나머지 구조물의 acceptance test를 생략하는 경우가 있다.

2) Proto-flight testing

Test load는 limit load와 ultimate load의 중간 정도를 택하고 주로 경비를 절약하기 위해 acceptance testing과 qualification testing을 겸한 test로써 test한 구조물은 flight hardware로 사용한다.

3) Acceptance testing

위성체의 모든 구조물의 조립이 완성되면 workmanship을 check하기 위해 limit load를 사용하여 base input vibration이나 acoustic testing을 하는 경우가 많다. 경우에 따라서는 특별한 sub-component에 static test로 대체하는 경우도 있다.

4) Modal testing

Coupled load analysis에 사용할 dynamic math model을 verify하기 위해, natural frequencies, mode

shape 그리고 low-band damping을 측정하여 finite element model을 조정하여 주는 것이다. 그 방법에는 주로 step-sine, sine-dwell, single point random, multi-point random 그리고 impact test등이 있다.

5) Shock testing

Separation clamp나 그외 여러 곳에 pyrotechnic을 이용한 bolt cutter등이 있어 shock load에 대한 test를 한다.

6) Proof testing

접착제를 사용한 구조물이나 복합물질로 된 구조물은 workmanship을 check하기 위해 limit load 보다 낮은 강도의 하중으로 test한다.

IV. 통신위성 기술현황 및 미래

통신위성의 두가지 주요한 응용은 고정된 지상국간의 신호를 전달하는 FSS(fixed-satellite service)와 방송 신호를 중계하는 BSS(broadcasting-satellite service) 2가지가 있다. FSS에 의해 전화, 전신/Fax 및 디지털 자료전송등을 할 수 있고 BSS에 의해서는 산간 오지 및 벽지등에서도 깨끗한 화질의 TV 및 radio 방송을 청취할 수 있게 한다. 위성통신의 활용이 증가되어 통신서비스 채널의 수요가 커짐에도 불구하고, 지구정지 궤도상에 위치할 수 있는 위성의 갯수 제한과 사용할 수 있는 주파수의 제한성은 주파수 재사용 기술과 대역폭과 효율적인 사용기술을 개발하기에 이르렀다. 주파수 재사용 기술은 FSS에 주로 응용되는 기술로 2가지 방식이 있다.

-빔패턴에 의한 방식 : 공간상 구분되는 지역들을 지향하는 트랜스폰더들은 같은 주파수대 신호를 사용하여 통신신호를 전송할 수 있다.

-편파에 의한 방식 : 두개의 서로 다른 편파(90°로 교차하는)를 사용하는 트랜스폰더들을 이용하여 같은 주파수대 통신신호를 전송할 수 있다. (좌선회 원편파 : LHCP, 우선회 원편파 : RHCP)

대역폭의 효율적인 사용방식으로서는 다음과 같은 방식이 있다.

-FDMA(frequency division multiple access) : 주파수 다중 분할 접근, 위성의 주파수 대역폭을 여러개의

대역으로 쪼개어 각 사용자에게 할당하여 할당받은 주파수 대역으로 사용자가 위성에 접근

-TDMA(time division multiple access) : 시간다중 분할 접근, 사용자가 할당받은 시간에 자료를 전송, 할당시간은 통신량에 따라 가변조정 가능, 주로 디지털 통신에서 사용

-CDMA(code division multiple access) : 코드다중 분할 접근, 대역보다 작은 통신 신호를 전대역에 걸쳐 확산시키는 방식으로 주파수 홉핑 또는 일순간에 뿌리게 된다. 각 송신지상국은 독특한 수도 랜덤코딩을 하며 그 신호를 수신하고자 하는 지상국에서도 동일한 코드로 수신해야 한다.

위성을 이용한 통신기술은 주요 구성부품인 전자부품의 급격한 기술개발로 인해 소형과 대용량 및 고기능회로로 진행되어 왔다. 고품질의 서비스 요구증대로 작은 크기의 안테나를 갖는 지상국(VSAT)을 사용자편의 위치에 설치하여 직접 위성을 통해 세계 어느곳에서든지 통신할 수가 있으며 수년내에 저궤도의 통신위성군에 의해 중계되는 전세계적인 이동 통신망이 완성될 것이다. 또 이제까지는 위성이 단순히 수신된 신호를 증폭하여 다시 송신하는 전송로 역할을 하였으나 디지털 신호처리기술의 발달로 패킷통신을 이용시 위성체에서 고속신호 처리부(baseband processor)를 탑재하여 목적지를 결정 효율적으로 패킷을 목적지로 배분하여 대역폭의 잉여사용을 막고 효율적으로 전력을 할당할 수 있게 될 것이다. 위성통신의 미래는 밝다고 볼 수 있는데 그 장점은 다음과 같다.

-넓은 지역을 커버할 수 있다.

-거리와 비용이 무관하다.

-모든 사용자가 거의 동일한 접근 확률을 가진다.

-한지역 대 한지역, 한지역 대 여러개의 지역, 여러개의 지역대 한지역 접속이 가능하다.


-이동통신 가능

-신기술과 호환(디지털 컴퓨터 통신, 고성능 디지털 TV)

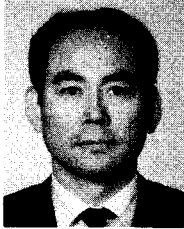
그러나 기존의 M/W 지상망과 광섬유망 등과의 경쟁에서 살아남을 수 있어야 하며 이들에 비해 단점은 다음과 같다.

-초기투자 과잉(인공위성 보유 비용)

-제한된 수명(7 - 12년)

-사용가능한 궤도와 대역폭 및 신호강도의 제한이 있다. 

筆者紹介



金性圭

1949年 3月 25日生

1971年 2月 서울대학교 공대 항공공학과(학사)

1980年 5月 미국 코넬대학교 항공공학과(석사)

1984年 1月 미국 코넬대학교 항공공학과(박사)

1973年 1月 ~ 1975年 8月 국방과학연구소 연구원

1983年 11月 ~ 1988年 11月 미국 ST Systems Corporation 선임연구원

1989年 1月 ~ 1990年 3月 중앙기상청 위성기상부 수신과장

1990年 3月 ~ 현재 한국항공우주연구소 위성체계연구실장

주관심분야: 위성시스템 설계, 미션 해석